

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique

Université SAAD Dahleb de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur

Département d'Aéronautique

Projet de fin d'étude

En vue de l'obtention du Diplôme des études Universitaires
Appliquées (DEUA) en Aéronautique

Option : Avionique

Thème :

Etude descriptive et maintenance du
calculateur de profondeur du système
de pilotage automatique B 737-200

Réalisé par :

Mr : HOCINI BELKACEM

Dirigé par :

Mr: RIDOUH YAHIA

Mr: DILMI

Année universitaire : 2004/2005

dédicace

dédicace

Je dédie ce mémoire avant tout à mes chers parents. Que ce mémoire Soit la récompense du fruit des années universitaires. Tout d'abord à ma mère pour son encouragement et son soutien moral, à mon père pour son aide intellectuel, à ma sœur LAMIA pour son soutien inconditionnel moral et ces connaissances, à mon petit frère AMINE, à toute ma famille, ma grand-mère, mes oncles, mes tante, mes cousins, mes cousines.

Ce mémoire est aussi dédié :

A Mr HICHAME le professeur de mathématique qui ma aidé durant la préparation à l'examen du bac,

A mes amis: Toufik, Mehdi Lahoussine et tous mes amis de cette année.

A toute la promotion de l'année 2005 et en particulier mes amis: Madia, Fathi, Madina, Mourad, Nesrin, Hadi Kamelia, Oussama, Amina, Chouam, Aicha, Sofiane, Dalila, Mouni, Fatchi et Lamia.

Au stagiaires :

Sid Ali, Abdennour, Amina, Rafik,



Remerciment

Remerciment

Merci à dieu pour son aide sa protection et de m'avoir Donné une Volonté pour la réalisation de ce projet de fin d'étude universitaire. Que tout ce qui m'ont aidé par leur conseil, par les Informations et les documents qu'ils m'ont fournis, soient ici remerciés

Et je tien aussi à exprimer ma vive gratitude envers mon promoteur Mr RIDOUH YAHIA pour son aide et le grand savoir faire que j'ai acquis auprès de lui.

Je tien à exprimer mes sincère remerciement à mon co-promoteur Mr DILMI pour son aide et son constant soutien durant la préparation de mon PFE.

Et je remercie tous les technicien de l'atelier pilote automatique/ILS pour leur aide durant la période de stage pratique.

Et je remercie également Mr. MOURAD NAIB, MLLE : NAWEL, Mr MESLEM MOUHAMED. Et sans oublier les gens de l'atelier équipements de bord et radio qui m'ont aider avec des information de plus.

Je remercier également tout le corps professoral de l'institut d'aéronautique de BLIDA

Mes remerciements s'adresse également aux membres du jury pour leur Présence et leur attention pour juger le contenu de ce projet.

Enfin je dis mille fois merci à tous ce qui ont contribuer de près ou de loin À la réalisation de ce mémoire.

merci

Sommaire

<u>Introduction :</u>	01
-----------------------------	----

CHAPITRE I : Généralité sur le pilote automatique B737-200

I-1 Introduction.....	04
I-2 - Problèmes liés à la conduite de vol.....	05
I-3- Rôle du système de commandes automatique de vol.....	05
I-4- Commandes de vol.....	06
I-4-1-Introduction.....	06
I-4-2-Description des commandes de vol.....	06
I-5- Le système de commande de vol automatique.....	09
I-6 -Pilote manuel.....	11
I-7 -Pilote automatique (boeing 737-200).....	11
I-7-1- Introduction.....	11
I-7-2- Définition du pilotage automatique.....	12
I-7-3- Les fonctions assurées.....	12
I-7-4- Principe général d'asservissement d'un Pilote automatique.....	12
I-7-5- Principe de base de fonctionnement d'un pilote automatique.....	13
I-7-6- la boîte de commande PA B737-200.....	15
I-7-7- Composition du système de pilotage automatique.....	17
I-7-8- La boîte d'accessoire PA.....	19
I-7-9- Les opérations du pilotage automatique du B737-200.....	21
I-7-10- L'unité d'affichage progressive de l'approche (APD).....	23

CHAPITRE II : étude du calculateur de profondeur

II-1- Introduction.....	24
II-2- Les sous ensembles.....	24
II-3- Liaison entre le calculateur de profondeur et les autres systèmes.....	29
II-4- Block diagramme du calculateur de profondeur.....	30
II-5- La synchronisation.....	32
II-6- La logique d'engagement du calculateur de profondeur.....	34
II-7- Les fonctions et les modes du calculateur de profondeur.....	37
II-7-1- ALTITUDE HOLD (maintien de l'altitude).....	37
II-7-2- TURB (turbulences).....	37
II-7-3- AUTO APP (auto approche).....	37
II-7-4- ALTITUDE HOLD.....	37
II-7-5- La fonction control wheel steering (pilotage transparent).....	37

II-8- Etude de La logique d'engagement des modes	38
II-9- La fonction Maintien d'attitude (Attitude Hold).....	41
II-10-La fonction Control wheel steering	41
II-11-La fonction Maintien d'altitude	43
II-12-Circuit de compensation du stabilisateur.....	43
II-13-Le mode glide slope.....	45
II-14- La programmation de gain	46
II-15-Etude du fonctionnement des modes dans le calculateur de profondeur.....	49
II-15-1- Mode de synchronisation.....	49
II-15-2- Mode maintien de l'assiette longitudinal (attitude hold).....	50
II-15-3- Mode transparent CWS.....	50
II-15-4- Compensation en portance.....	51
II-15-5- Mode Maintien d'altitude (ALT HOLD).....	51
II-15-6- Mode de pénétration aux turbulences.....	52
II-15-7- Le mode automatique glide slope.....	52
II-15-8- Mode manuel glide slope.....	54
II-15-9- La Fonction automatique de compensation de profondeur (TRIM).....	54
II-16-Etude du fonctionnement des modules.....	58
II-16-1-Servo amplificateur de profondeur.....	58
II-16-2-Calculateur de l'assiette (P.C).....	61
II-16-3- coupleur de trajectoire vertical (Vertical path coupler)	64
II-16-4- Coupleur CWS.....	66

CHAPITRE III : Etude des Bancs d'essai

III-1-Introduction.....	68
III-2-Description du Premier banc d'essai.....	68
III-2-1-Généralités.....	68
III-2-2- Description de la face avant du banc d'essai.....	68
III-2-3Tableau de câblage entre le banc d'essai et le PCC.....	71
III-2-4-Les signaux du banc d'essai.....	73
1-signaux de sorties.....	73
2-Signaux d'entrées.....	73
3-Les entrées et les sorties logiques.....	74
III-3- Description du Deuxièmes Banc d'essai.....	75
III-3-1-Généralités.....	75
III-3-2-Description de la face avant du banc d'essai.....	75
III-3-3-Tableau de câblage entre le banc d'essai et le coupleur CWS.....	77
III-4-Exploitation des bancs d'essai.....	78
III-5-informations générales.....	78

CHAPITRE IV : maintenance et recherche de pannes sur le calculateur de profondeur.

VI-1-Introduction.....	80
VI-2-Organisation des testes sur le calculateur de profondeur.....	80
VI-3-Teste de premier degré.....	80
VI-3-1-Alimentation et signaux nécessaires.....	80
VI-3-2-Equipements nécessaires.....	80
VI-3-3-Informations concernant les tests.....	81
VI-3-4- Montage d'essai.....	82
VI-3-5-Différents teste exécutés sur le calculateur de profondeur.....	83
VI-3-6-Tableau de procédures de test.....	84
VI-4- Test de deuxième degré.....	92
VI-4-1-Spécification d'essais intégrés pour le coupleur CWS.....	92
VI-4-2-Equipement de teste.....	92
VI-4-3-conditions de teste général.....	93
VI-4-4-Montage d'essai.....	93
VI-4-5-Différents tests exécutés sur le coupleur CWS.....	94
VI-5-Test de troisième degré.....	100
VI-5-1-recherche de pannes.....	100
VI-5-2-Méthode de recherche de pannes.....	100
VI-5-3-Tableau de recherche de panne.....	101
VI-6-Relevés expérimentaux sur le coupleur CWS.....	105
VI-7-L'analyse des relevés expérimentaux.....	107
Conclusion	108

Annexe:

Annexe I: Présentation des schémas électroniques des sous ensemble du calculateur de profondeur.

Annexe II: Les systèmes qui sont en liaison avec le calculateur de profondeur.

Bibliographie

Listes des figures

CHAPITRE I : Généralité sur le pilote automatique B737-200

Figure I-1 : les axes de l'avion.....	04
Figure I-2 : les commandes de vol primaire et secondaire.....	08
Figure I-3 : systèmes de commande de vol.....	10
Figure I-4 : principe général d'un asservissement d'un PA.....	14
Figure I-5: Boite de commande PA.....	16
Figure I-6 :calculateur de profondeur.....	17
Figure I-7 : calculateur de roulis.....	18
Figure I-8 : boîte d'accessoire du PA.....	20
Figure I-9 : les opération du pilote automatique.....	22
Figure I-10 : l'unité d'affichage (APD).....	23

CHAPITRE II : étude du calculateur de profondeur

Figure II-1 : calculateur de profondeur.....	25
Figure II-2: module amortisseur de tangage (Derived Rate Assembly.....	26
Figure II-3 : servo amplificateur de profondeur A3.....	27
Figure II-4: Module calculateur de l'assiette.....	27
Figure II-5 : coupleur de trajectoire verticale.....	28
Figure II-6: Module CWS.....	28
Figure II-7 : liaison entre le calculateur et d'autres systèmes.....	39
Figure II-8 : schéma block du calculateur de profondeur.....	31
Figure II-9 : la synchronisation.....	33
Figure II-10 : Le schéma d'interlock.....	35
Figure II-11 : le schéma de l'engagement des modes.....	39
Figure II-12 : les fonctions (ATT HOLD et CWS).....	42
Figure II-13 : les fonction (ALT HOLD et TRIM).....	44
Figure II-14 : Le schéma du calculateur de profondeur.....	47
Figure II-15 : la programmation du gain.....	48
Figure II-16-1 : schéma block détaillé du calculateur de profondeur.....	55
Figure II-16-2: schéma block détaillé du calculateur de profondeur.....	56
Figure II-16-3: schéma block détaillé du calculateur de profondeur.....	57

Figure II-17 : schéma block du servo amplificateur de profondeur A3.....	60
Figure II-18 : schéma block du calculateur de l'assiette (PC).....	63
Figure II-19 : schéma block du coupleur de trajectoire verticale.....	65
Figure II-20 : schéma block du coupleur CWS.....	67

CHAPITRE III : étude des bancs d'essai

Figure III-1 : premier banc d'essai.....	69
Figure III -2 : deuxième banc d'essai.....	76
Figure III- 3: adaptateur du coupleur CWS.....	78

CHAPITRE IV : maintenance et recherche de pannes le calculateur de profondeur.

Figure IV-1 : schéma block du coupleur CWS.....	103
Figure IV-2 : schéma électronique du coupleur CWS.....	104

Liste des Abréviations:

- Alt Hold = Altitude Hold
 - Alt Valid = Altitude valide (CADC)
 - Appr OC = Approach on course
 - Att Hold = Attitude Hold
 - Auto Appr = Automatic Approach mode selected
 - AP = Auto Pilot
 - AMP = Amplifier
 - AFCS = Automatic flight control system
 - APCU = Aileron Power control unit
 - CADV = Central Air Data Computer
 - CT = Control Transformer
 - CWS = Control Wheel steering
 - CWS HD = control wheel steering Hi Detent
 - CWS OD = Control Wheel Steering Out of Detent
 - GS = glide slope
 - Gs eng = GS captured
 - Gs eng plus 10 sec = 10sec after Gs eng
 - HDG Hold = Heading Hold
 - HDG off = Heading off
 - HDG select = Heading selected
 - IAS Valid = Indicated Air speed Valid (CADC)
 - ILS = ILS frequency selected
 - LBS = lateral Beam Sensor (VOR/LOC captured)
 - Lb = pound
 - LOC = Localizer
 - LRRR = Low Range Radio Altimeter
 - Man GS = Manual Glide Slope Mode Selected
 - NSS = Neutral Shift Sensor
 - OC = ON Course
 - OS = Over Station
 - Pitch ENG = Pitch Engaged
 - PCC = Pitch Control Channel
 - PN = Part Number
 - PAVM = Phase Angle Volt Meter
 - Q-pot = Q – potentiometer
 - QUAD REJ = Quadrature reject
 - Roll eng = Roll Engaged
 - RCC = Roll Control Channel
 - SP = Summing point
 - SN = Serial Number
 - SW = Switch
 - ST = Self Test
 - STM = Self Test Meter
 - Trim/UP trim/DN = Stabilizer trim command
 - Trim Mon = trim monitor
 - TURB = turbulence mode selected
 - VOR = VHF omni range
-

Lexique

- Auto Flight = pilote automatique
 - Auto Pilot Control Panel = panneau de commande du pilote automatique
 - A/P Disengaged = pilote automatique désengagé
 - Altitude Hold = maintien de l'altitude
 - Attitude Hold = maintien de l'attitude
 - Attitude reference system = système de référence d'attitude
 - Amplifier = amplificateur
 - Altitude programmer = programmeur d'altitude
 - Auto flight control system = système de commande de vol automatique (CADV)
 - Control wheel Steering = pilotage transparent
 - Control wheel steering coupler = coupleur de pilotage transparent
 - Central air data computer = centrale aérodynamique
 - Derived Rate Assembly = amortisseur de tangage
 - Dead Zone = zone morte
 - Demodulator = démodulateur
 - Elevator = gouverne de profondeur
 - Elevator power control unit = servo commande de la gouverne de profondeur
 - Elevator position transducer = transducteur de position de la gouverne
 - Filter = filtre
 - Filter limiter = filtre limiteur
 - Force Transducer = transducteur de force
 - Glide slope receiver = récepteur glide slope
 - Gain programmer = programmeur de gain
 - Mach Trim = compensateur de mach
 - Modulator = modulateur
 - Pitch = profondeur
 - Pitch Control channel = calculateur de profondeur
 - Pitch rack assembly = support de montage
 - Pitch Servo amplifier = servo amplificateur de profondeur
 - Pitch computer = calculateur de l'assiette longitudinale
 - Pitch calibrator = calibreur de profondeur
 - Pound = livre = 0.454 kg
 - Programmer control = commande du programmeur
 - Pulse generator = générateur d'impulsion
 - Quadrature reject = rejeteur quadrature
 - Roll = roulis
 - Roll Control Channel = calculateur de roulis
 - Radio altimeter = radio altimeter
 - Switch = commutateur
 - Tail = queue
 - Trim cutout = relais de trim
 - Trim = compensation, trim
 - Variable gain amplifier = amplificateur à gain variable
 - Valve amplifier = amplificateur à valve
 - Vertical path coupler = coupleur de trajectoire verticale
 - Warning light = Alarme lumineuse
 - Yaw damper = amortisseur de lacet
 - Yaw Damper Engaged = amortisseur de lacet engagé
-

Introduction:

Après trois années d'étude universitaire au niveau de l'université de BLIDA, nous arrivons enfin à la phase qui consiste à mettre en pratique toutes les connaissances théoriques et nos travaux pratiques qui nous ont été enseignés jusqu'à ce jour dans les divers modules. Cette phase pratique n'est évidemment qu'une partie de toutes les connaissances concernant cette spécialité qu'est l'**avionique** dans le domaine de l'aéronautique. Cela nécessite évidemment une expérience dans ce domaine pour maîtriser toutes les installations touchant à cette spécialité.

L'objectif de ce stage pratique au sein de la direction technique de la compagnie AIR ALGERIE va permettre par ce début d'expérience de prendre connaissance et d'étudier un équipement très important dans le vol d'un avion. C'est le sujet proposé par le promoteur et qui consiste en : l'étude descriptive et maintenance du calculateur de profondeur du système de pilotage automatique dans le BOEING 737-200.

Le calculateur de profondeur est l'un des accessoires du système de pilotage automatique et qui consiste par sa principale fonction de contrôler l'avion par rapport à l'axe de tangage.

La pratique sur cet équipement va nous montrer qu'en partie comment est géré le vol d'un avion du décollage à l'atterrissage.

Ce projet relatif au calculateur de profondeur va porter sur les chapitres suivants :

1. Généralités sur le système de pilotage automatique du Boeing 737-200.
2. Etude du calculateur de profondeur du système de pilotage automatique du B737-200.
3. Etude des bancs d'essai.
4. Maintenance et recherche de panne sur le calculateur de profondeur.

Histoire de l'aviation :

L'histoire de l'aviation pourrait symboliquement débiter avec le vol d'Icare, mais il faut attendre le 9 octobre 1890 pour voir le décollage du premier plus lourd que l'air après douze décennies de règne du plus léger que l'air.

La préhistoire de l'aviation :

Le vol pour l'homme est un vieux rêve, la légende d'Icare le confirme. Et si Léonard de Vinci vers 1500 a étudié scientifiquement la possibilité de faire voler un « plus lourd que l'air » ce n'est que bien longtemps après, presque quatre siècles, que cela va se réaliser. Entre temps, en 1783, les frères Montgolfier, mais également Jacques Charles ont permis à l'homme de s'élever dans les airs, mais à bord de « plus léger que l'air ». Suite à cela, les recherches sur les appareils plus lourds vont être suspendues et prendre un certain retard. À la fin du XVIII^e siècle, l'anglais Sir George Cayley, s'inspirant des travaux des français Launoy et Bienvenue construit un hélicoptère en 1796. En 1808, il construit un « ornithoptère » à l'échelle humaine et en 1809 un planeur qui volera sans passager. William Henson et John Stringfellow, reprenant les travaux de Cayley firent voler un modèle réduit d'aéroplane à vapeur. Néanmoins les moteurs puissants pour les appareils à taille réelle étaient beaucoup trop lourds pour leur permettre de décoller. Les progrès vont donc d'abord passer par les planeurs et par l'étude de l'aérodynamisme.

En 1856, le français Jean-Marie Le Bris fait les premiers essais de planeur avec passager. En 1863, le mot « aviation » est inventé par Gabriel de La Landelle. Et l'anglais Francis Herbert Wenham en 1871 construit le premier tunnel, ancêtre de la soufflerie qui va permettre d'expérimenter des maquettes. Les choses s'accélérent, en 1874, le français Félix du Temple lance un aéroplane à vapeur depuis un plan incliné. Mais pour qu'il y ait décollage, il ne faut aucune aide, ni plan incliné, ni catapulte et pour qu'il y ait vol, il faut atterrir au même niveau d'où l'on a décollé. Les essais avec planeurs se succèdent : l'allemand Otto Lilienthal, l'écossais Percy Pilcher, les américains John Joseph Montgomery et Maloney, les français Ferdinand Ferber, ainsi que les frères Voisin.

Si le mot *aviation* a été inventé en 1863 par Gabriel de La Landelle, il faut attendre le 1897 pour que le premier avion décolle, c'est l'Éole de Clément Ader. Le premier avion contrôlé sera celui des frères Wright en 1903-1904. Le début d'une longue série.

partisans d'Alberto Santos-Dumont, lui reprochent d'avoir recours à un mécanisme de lancement pour le décollage. De plus, le faible nombre de témoins, en raison de la volonté des inventeurs de garder leurs méthodes secrètes, et le manque de preuves fiables jouent un rôle négatif pour leur crédibilité.

Le brésilien Alberto Santos-Dumont, vola à Bagatelle le 23 octobre 1906 sur 60 m à une altitude de 2 à 3 m. Grâce à ce vol à bord du 14 Bis, il remporta devant un large public le Prix Archdeacon, décerné par Aero-Club De France pour le vol d'un plus lourd que l'air autopropulsé (sans mécanisme de lancement). Ses détracteurs, entre autres les partisans des frères Wright, lui reprochent de profiter de l'effet de sol pour se maintenir en l'air, alors que le *Flyer III* pouvait déjà prendre de l'altitude lorsqu'il vola sur 39.5 km le 5 octobre 1905

Un petit mot sur le Boeing 737-200 :

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

Le Boeing 737-200 a la possibilité de décoller ou d'atterrir sur une piste courte contrairement au B 767-200 et le A310

Le 737-200 est avion de Première génération, motorisée par des réacteurs Pratt & Whitney JT8D (1 144 ont été produits). L'avion partage 60% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B 727); tout ceci dans le but de limiter les coûts.

Cet avion est conçu pour le transport de courriers et de passagers il représente les caractéristiques suivantes :

- Vitesse de croisière.....902 KM/H
- Altitude de croisière10.000 m
- Rayon d'action2939 KM
- Configuration18 places pour la 1^{er} classe et 89 places pour la 2eme classe .
- réseau intérieur

Caractéristiques du B 737-200 :

Constructeur	Boeing
Type	Passagers
Moteurs	Pratt & Whitney JT8D-15A
Nombre de moteurs	2
Poussée	7248 kg
Longueur	30,6 m
Hauteur	3,73 m
Envergure	28,35 m
Masse max au decollage	58150 kg
Capacité de carburant	18000 l
Nbr passagers standard	130
Distance franchissable	2645 km

Chapitre I:

Généralités sur le système de pilotage automatique
du **BOEING 737-200**

I-1 Introduction :

Le but primordial d'un aéronef est d'aller, en toute sécurité, d'un point à un autre. Dans ce dessein, il est nécessaire de pouvoir contrôler, en permanence, les évolutions de l'avion dans l'espace, c'est-à-dire de pouvoir le " piloter ". (Voir figure ci-dessous)

Piloter, c'est d'abord contrôler l'attitude de l'avion selon les trois axes : l'axe de lacet (vertical) ; l'axe de roulis (horizontal et dans la direction du fuselage); l'axe de tangage (horizontal et perpendiculaire au fuselage). Pour ça, le pilote dispose de trois commandes de vol. Le dispositif permettant de contrôler le lacet s'appelle le gouvernail de direction. Il est commandé depuis le cockpit par deux pédales appelées " palonnier " et agissant sur la partie mobile de la " dérive ". La commande de roulis se fait grâce aux ailerons, ces petites surfaces mobiles situées vers les extrémités des ailes. Lorsqu'un aileron est baissé, c'est comme si l'aile augmentait son incidence. Résultat, elle " porte " plus et elle monte. Quand un aileron est baissé, l'autre est levé et produit sur son aile l'effet contraire. Les actions des ailerons s'ajoutent donc. Les ailerons sont reliés au " manche " de telle sorte qu'en poussant le manche à droite l'avion s'incline à droite. La gouverne de profondeur contrôle le tangage est relié au manche de telle façon qu'en " poussant le manche " l'angle d'incidence du stabilisateur augmente. La queue monte alors et le nez descend. Au contraire, en tirant sur le manche, on lève le nez de l'avion, c'est-à-dire qu'on augmente l'angle d'incidence de l'aile. Pour monter, il suffit donc de tirer le manche. Mais, du même coup, on augmente la traînée, on va alors moins vite en même temps qu'on monte (un peu)... et le décrochage guette. Pour éviter ça, pas d'autre solution que de fournir de l'énergie à l'avion, bref, de mettre les gaz. Pour descendre, on fait le contraire : on diminue la poussée.

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

- Profondeur (Contrôle de tangage) (1).
- Ailerons (Contrôle de roulis) (1).
- Direction (Contrôle de lacet).

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

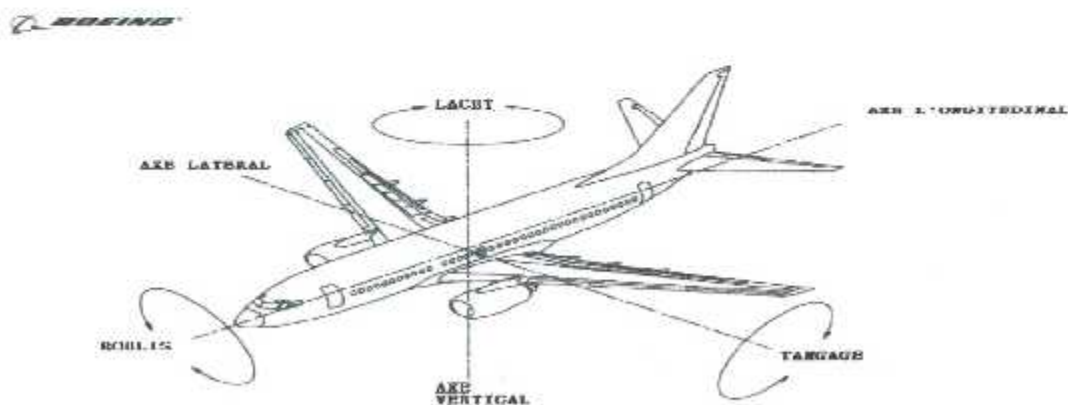


Figure I-1 : les axes de l'avion

I-2 - Problèmes liés à la conduite de vol.

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

- Problèmes liés aux passagers : les amener à destination en temps voulu et dans des conditions de confort suffisant ; sont deux exigences à satisfaire à chaque vol ;
- Problèmes liés à la charge du travail de l'équipage : la fatigue peut être un élément provenant du fait que le pilotage dure longtemps (avion long-courrier) ou au contraire, du fait qu'il faille piloter peu de temps mais de façon répétée (avion moyen-courrier). Ce travail peut par ailleurs s'effectuer dans des conditions difficiles : orage, tempête par temps clair, atterrissage de nuit ou par mauvaises conditions météo, l'angoisse pourra s'ajouter à la fatigue et dans les deux cas la qualité du pilotage (précision et à la limite, sécurité) peut en être affectée !

I-3- Rôle du système de commandes automatique de vol :

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

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

Prenons quelque exemple :

- A- les modes oscillatoires devront être suffisamment amortis dans tout le domaine de vol de l'avion : les dispositifs correspondants à cette fonction s'appellent les **stabilisateurs**
- B- si l'avion est amené à évoluer hors du domaine normal, divers phénomènes peuvent apparaître (tels que : décrochages partiels, ...) et des dispositifs sont à prévoir pour que le pilotage n'en soit pas affecté outre mesure : ce sont les **correcteurs**.
- C- L'avion ne doit pas pouvoir s'engager dans un domaine de vol où la sécurité du vol ne serait plus assurée du fait de l'apparition de phénomènes incontrôlables. Des dispositifs devront donc fournir une alarme à l'approche du domaine considéré: ce sont les avertisseurs ou les dispositifs de protection automatique qui agiront sur les commandes dans le sens convenable. Ainsi du point de vue des qualités de vol, nous venons de citer d'une part (A et B ci-dessus) des dispositifs dont le but est de ramener des sensations au niveau des commandes de vol qui soient comparables: qu'il s'agisse d'un avion de tourisme ou d'un gros porteur moderne à l'aérodynamique très poussée et d'autre part des automatismes qui ont des fonctions plus spécifiques d'alarme ou de protection.

- D- Nous avons vu qu'il faut par ailleurs soulager la tâche du pilote. Une première étape a été réalisée avec le directeur de vol, la seconde faisant plus particulièrement l'objet de ce chapitre : c'est le **pilote automatique** qui exécute des ordres. Le pilote humain peut alors se consacrer totalement à la conduite du vol et à la surveillance globale, aidé en cela par les dispositifs d'alarme et de protection vus précédemment.

I-4- Commandes de vol :

I-4-1-Introduction

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

1. Primaire
2. Secondaire

I-4-1-1 Circuit de commandes de vol Primaire

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

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

I-4-1-2 Circuit de commandes de vol secondaire :

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

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

I-4-2-Description des commandes de vol : (voir figure I-2)

I-4-2-1 Généralité :

Les pilotes actionnent manuellement les commandes de vol par des câbles. Le pilote automatique les actionne automatiquement.

I-4-2-2 gouverne de profondeur :

Les manches de commande déplacent les câbles qui donnent l'entrée à l'unité de sensation et de centrage de la gouverne. Celle-ci commande la servocommande de la gouverne de profondeur.

Les déclencheurs de pilote automatique donnent une entrée mécanique aux servocommandes par l'unité de sensation et de centrage. La servocommande déplace la gouverne de profondeur.

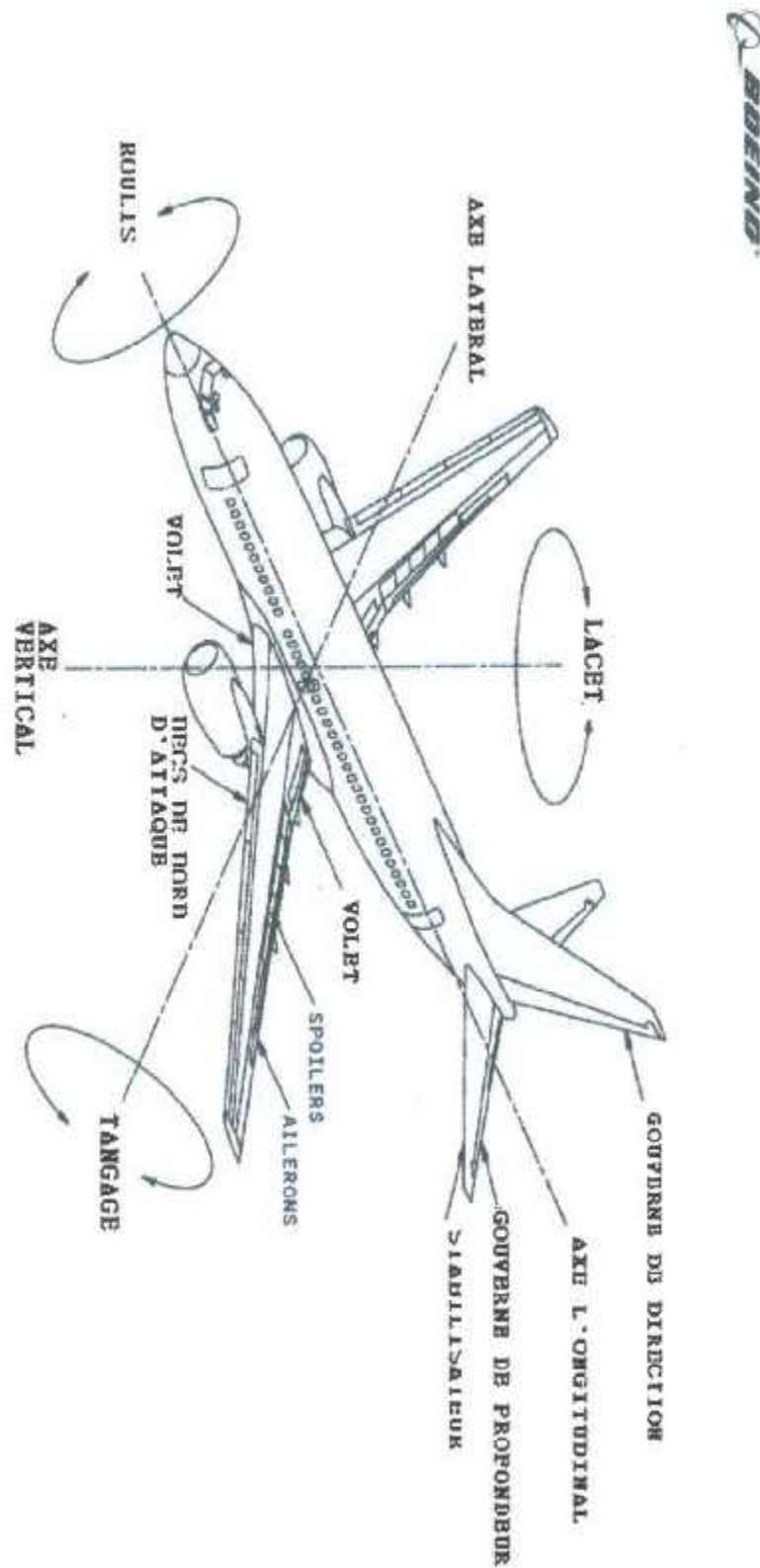


Figure I-2 : les commandes de vol primaire et secondaire

I-4-2-3 Gouverne de direction :

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

I-4-2-4-Ailerons :

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

I-4-2-5-Spoilers :

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

1. Les spoilers vol
2. Les spoilers sol

1- Les spoilers vol sont commandés de deux façons :

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

2- Les spoilers sol

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

I-4-2-6-Stabilisateurs

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

I-4-2-7-Dispositifs hypersustentateurs :

Les dispositifs hypersustentateurs comprennent :

1. les volets de bord de fuite (intérieur et extérieur)
2. les volets de bord d'attaque
3. les becs de bord de d'attaque

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

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

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

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

I-5- Le système de commande de vol automatique (figure I-3)

Le système de commande de vol automatique est composé :

- 1- d'un système amortisseur de lacet
- 2- d'un compensateur de mach
- 3- d'un pilote automatique

I-5-1 Système amortisseur de lacet :

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

I-5-2 Compensateur de mach :

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

I-5-3 Pilote automatique

Le système de pilotage automatique est constitué de deux calculateurs :

1. Calculateur de roulis.
2. Calculateur de profondeur.

Chaque calculateur contrôle l'avion suivant son axe correspondant.

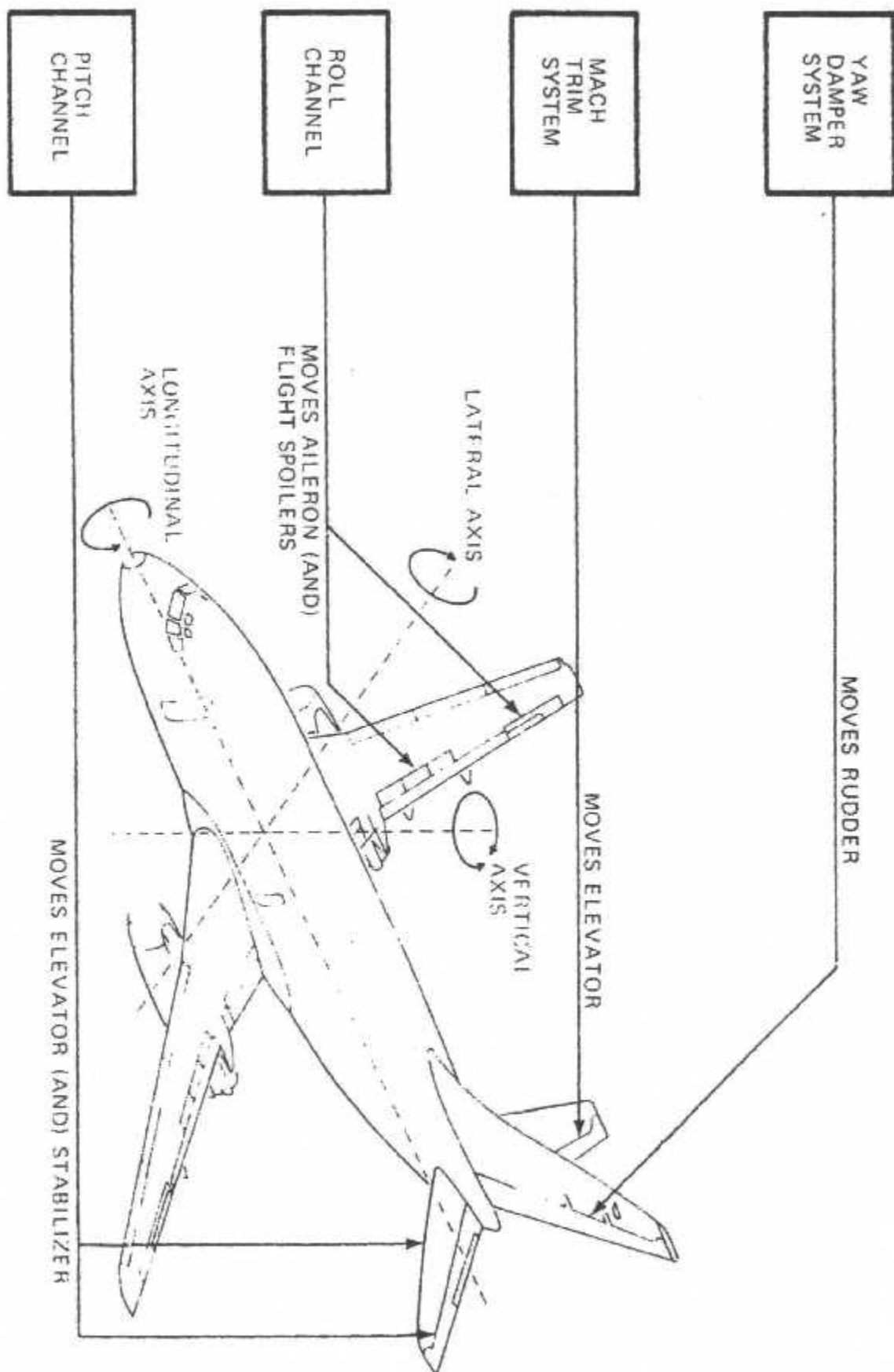


Figure I-3 systèmes de commande de vol

I-6 Pilotage manuel :

Le pilotage manuel est un enchaînement logique d'opérations élémentaires. Le pilote reçoit la situation de l'avion par rapport au monde extérieur, vision extérieure et informations présentées au pilote par les instruments de bord et mouvement de l'avion (oreille interne pour la stabilité dans le plan vertical et le contact avec le siège pour le facteur de charge). Il compare cette situation et ce mouvement avec une trajectoire ou un mouvement désiré. Il élabore instantanément à l'aide de son cerveau l'ordre à exécuter qui est essentiellement un effort à exercer sur les commandes principales. Le pilote exécute l'ordre à l'aide de ses bras (manche, Manettes des gaz, leviers des gouvernes secondaire) et de ses pieds (palonniers). L'ordre est transmis pour les chaînes de commande aux divers actionneurs (gouvernes et Moteur).

L'avion réagit aux variations des actions extérieures. Son mouvement et sa situation évoluent, en plus des opérations de pilotage et de guidage. Le pilote doit surveiller le bon fonctionnement des systèmes de bord (moteurs, circuits de puissance, etc...) et communiquer avec le système de contrôle de trafic aérien. Tout ceci contribue à créer pour le pilote une charge de travail. Cette charge de travail effectivement ressentie par le pilote dépend des situations telle que la fatigue accumulée, l'expérience, l'entraînement et les problèmes personnels. L'augmentation de cette charge se traduirait par une diminution des performances de pilote dans sa boucle de pilotage et de guidage pouvant aller jusqu'à nuire à la sécurité du vol.

Ainsi, il est devenu impératif de décharger le pilote des tâches difficiles et fastidieuses et de les faire réaliser de façon permanente ou passagère par des automatismes.

I-7- Le Pilote automatique B 737-200 :

I-7-1- Introduction :

Un pilote automatique plus au moins complexe est présent sur la quasi-totalité des aéronefs civiles et militaires. Dans ses version les plus sophistiquées. Le PA fait partie d'un ensemble plus vaste dénommé commende automatique de vol ou CADV. Le système CADV assure non seulement le pilotage proprement dit mais encore d'autre fonction telle que :

- La stabilisation de l'aéronef.
- L'équilibrage automatique des gouvernes (autotrim)
- Le maintien automatique dans le domaine de vol autorisé

Le PA est conçu pour remplacer plus ou moins complètement le pilote humain et diminuer ainsi la charge de travail de l'équipage qui choisira d'activer une ou plusieurs des fonctions offertes. Le panneau PA est situé sous le pare-brise. Les fonctions ou modes PA sont listées sur ce panneau de commande et activées par action sur les touches associées. Une deuxième pression sur la touche désactive le mode et de plus un bouton situé sur le manche ou le volant permet de déconnecter le PA à tout instant.

I-7-2 Définition du pilotage automatique :

Le pilotage automatique est un système qui sert à piloter automatiquement l'avion sans l'intervention du pilote sur une trajectoire donnée au moyen des ailerons, des gouvernes de profondeurs et de direction, Il permet, grâce à un ensemble de servocommandes, d'asservir l'avion dans une configuration de vol.

I-7-3 Les fonctions assurées :

Le système de pilotage automatique est réalisé pour réduire les tâches du pilote et pour ce consacrer à la surveillance des paramètres de vol, il aide aussi le pilote pour les approches et les atterrissages, pour cela le pilote automatique possède plusieurs fonctions :

- il stabilise l'aéronef autour de ses trois axes (roulis, lacet, tangage) en soulageant le pilote et en améliorant la qualité de vol.
- il commande les évolutions de l'avion en permettant de le mettre en piqué, en cabré et en virage à gauche ou à droite
- il guide automatiquement l'avion sur des trajectoires ou dans les plans déterminés et facilite l'exécution des manœuvres délicates d'approche et d'atterrissage.

I-7-4 Principe général d'asservissement d'un Pilote automatique : (figure I.4)

Le pilote automatique est conçu pour simplifier la tâche du pilote, il élabore des ordres de braquages de gouvernes pour assurer le pilotage et le maintien de la trajectoire avion. Chacune des chaînes du pilotage constitue un servomécanisme qui asservit l'avion autour de l'axe correspondant à des ordres imposés par le pilote humain.

Le pilote automatique d'un avion détecte les variations par rapport au plan de vol choisi, et transmet des signaux correctifs aux ailerons, volets de profondeur et gouvernail. Un gyroscope vertical détecte les changements d'inclinaison et les pivotements, et un gyroscope directionnel détecte les changements de cap. L'altitude est donnée par un capteur barométrique. La vitesse avec laquelle ces changements se produisent, est déterminée par des gyroscopes d'allure, ou accéléromètres. La combinaison du déplacement et de l'allure donne une indication très précise de la réaction nécessaire. Les gyroscopes transmettent des signaux électriques à un ordinateur qui les combine et les amplifie. L'ordinateur transmet alors des signaux correctifs aux servomoteurs qui commandent les différents volets de l'avion, afin de produire l'effet requis. Le pilote automatique assiste le pilote dans les manœuvres exécutées manuellement. Différents systèmes d'aide à la navigation, aux communications radio et à l'atterrissage y sont généralement rattachés.

Le pilote automatique est un système qui agit sur les commandes de vol, identiquement à la manipulation manuelle du pilote, c'est à dire :

- Les gouvernes (profondeur, gauchissement, direction)
- Les commandes moteurs (manette de gaz)

Le mode de base du pilote automatique est de maintenir l'assiette longitudinale que possédait l'avion au moment de l'engagement.

Le pilote envoie des consignes par l'intermédiaire de la boîte de commande du pilote automatique. La consigne élaborée est transformée dans un calculateur puis amplifiée en un ordre de braquage commandé (Bc). Cet ordre de braquage (électrique) est envoyé à une servocommande hydraulique qui applique un braquage B à la gouvernes (ou aileron). La boucle de retour gouverne annule l'écart entre la valeur réelle de la gouverne et la valeur commandée, et la boucle de retour avion vérifie que la trajectoire de l'avion est conforme aux consignes envoyées par le pilote.

I-7-5 Principe de base de fonctionnement d'un pilote automatique :

Le système de pilotage automatique change la configuration de l'avion d'un état d'équilibre à un autre. Un principe de base utilisé dans la conception des lois de pilotage automatique, ces principes est de séparer les petits mouvements de l'avion. On découple du point de vue du pilote, les chaînes de commande :

Modes longitudinales :

Le mode de base de la chaîne de profondeur est la prise et la tenue de l'assiette longitudinal de l'avion. Pour ce mode, les signaux utilisés par le pilote automatique sont l'écart entre l'assiette commandée et l'assiette réelle de l'avion et la vitesse angulaire de tangage pour anticiper les évolutions.

Il existe aussi des modes « évolués » qui sont :

- La prise et le maintien d'altitude (ALT HOLD).
- Le maintien d'une vitesse verticale (VS).
- Le maintien d'une pente affichée ou interception et tenue d'un plan glide (GS).

Modes latéraux :

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

Les modes de cette chaîne de commande du pilote automatique sont :

- Stabilisation des ailes à l'horizontale.
- Commande de virage.
- Prise et tenue de cap (mode HDG).
- Interception et suivi d'un faisceau radioélectrique (radial VOR ou axe localiser d'un ILS).

Ce processus peut s'apparenter à un asservissement entre le pilote et la trajectoire de centre de gravité de l'avion (position de l'avion grâce à la lecture des instruments de bord). Pour modifier la position de l'avion dans l'espace (virage, montée, descente,.....). Le pilote agit sur les gouvernes et crée du tangage, du roulis et du lacet.

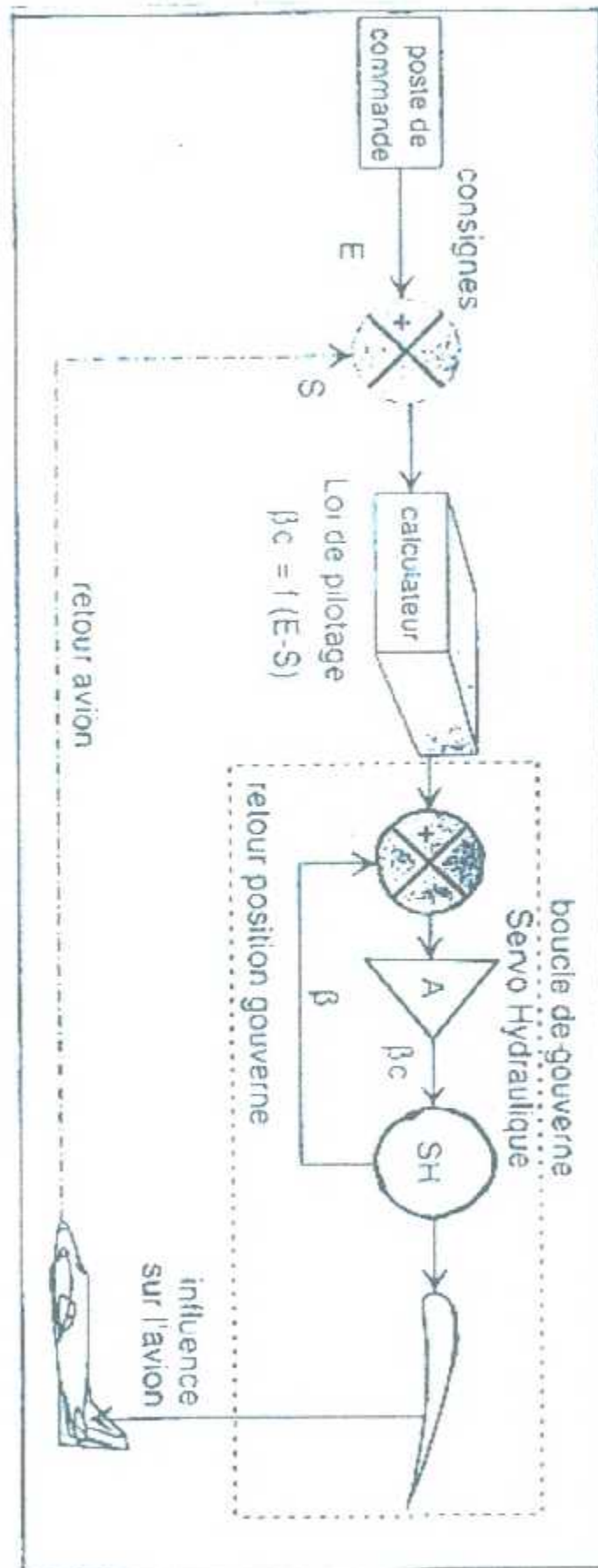


Figure I-4: principe général d'un asservissement d'un PA

1-7-6 LA BOITE DE COMMANDE PA B737-200 : (figure I-5)

La boîte de commande du système de pilotage automatique est située au centre du tableau de bord. Elle est accessible au pilote et au co-pilote pour sélectionner les différentes fonctions du pilotage automatique, elle est répartie de la façon suivante :

Les palettes d'engagement :

Les commutateurs « AIL » et « ELEV » sont utilisés pour engager les calculateurs du système de pilotage automatique. Ils sont bloqués à la position « DISENGAGED » jusqu'à ce que certaines conditions soient réunies. Quand ces conditions sont réunies, les commutateurs peuvent être levés à la position « ENGAGED ». Les calculateurs peuvent être engagés en même temps ou séparément.

Le sélecteur de mode du calculateur de profondeur : (pitch mode selector)

C'est un commutateur à trois positions qui sont :

- **La position « turbulence »** (Turb) : celle-ci est utilisée en présence de turbulences 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). Contient quatre positions:

1. **La position MAN** : c'est la position OFF du sélecteur où le système de pilotage automatique répond aux entrées du CWS.
2. **La position VOR/LOC** : quand le sélecteur est sur position VOR/LOC, le système de pilotage automatique control l'avion sur un radial VOR ou un faisceau radio LOC.
3. **La position AUTOAPP** : celle-ci est utilisé pendant l'atterrissage. Le système de pilotage automatique fournit le guidage par rapport au faisceau radio GS et LOC.
4. **la position MAN G/S** : la position MAN GS effectue la même fonction que AUTO APP, excepté que la phase d'interception du mode GS est supprimée.

Un sélecteur du système : (system selector)

C'est un sélecteur de servocommande hydraulique. Il est opérationnel en position « B », dans la position « INOP » le pilotage automatique ne s'engage pas.

Remarque : dans les anciens B737 ce sélecteur contenait la position « B » ainsi que la position « A », pour commuter entre les servocommandes « A » et « B ».

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

Le sélecteur de cap est utilisé pour engager les modes « Heading off » et « Heading selecte ». Il possède trois positions :

1. **la position central :** Cette position permet le maintien automatique du cap
2. **La position Cap sélectionné:** (Heading Selecte) Le pilote actionne ce bouton après avoir sélectionné l'angle que doit faire le nez de l'avion avec le nord magnétique (le cap).
3. **La position du cap non sélectionné:** (Heading off) toutes information de cap vers le système de pilotage automatique est supprimée. La position Heading off est utilisée pour fonctionner en CWS (roulis)

Les couplages doivent être satisfaits avant que les commutateurs ne puissent être levés de la position « désengagée ».

Le sélecteur de mode de calculateur de profondeur revient rapidement à la position OFF si les conditions de couplage ne sont pas réunies. Les autres sélecteurs sont soumis aussi à des conditions de couplage.

DIEMOND

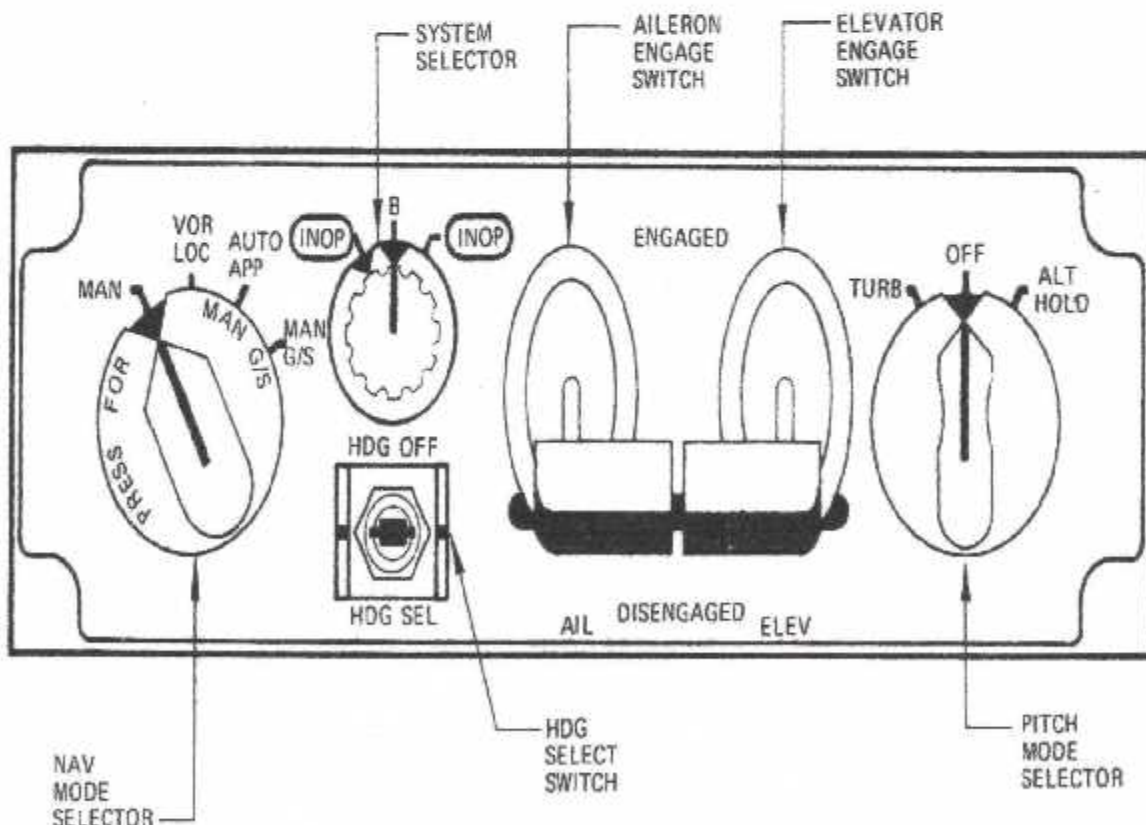


Figure I-5: Boite de commande PA B737-200

I-7-7 Composition du système de pilotage automatique :

Le système de pilotage automatique se compose de deux calculateurs:

1- Le calculateur de profondeur : (Pitch Control Channel) (voir figure I-6)

- Ce calculateur constitue le mode longitudinal du pilote automatique, dans le sens où il gère la stabilité par rapport à l'axe de tangage.
- Le calculateur de profondeur (PCC) a pour but de canaliser toutes les évolutions de piqué ou cabré de l'avion. Sa principale fonction est le maintien d'altitude.

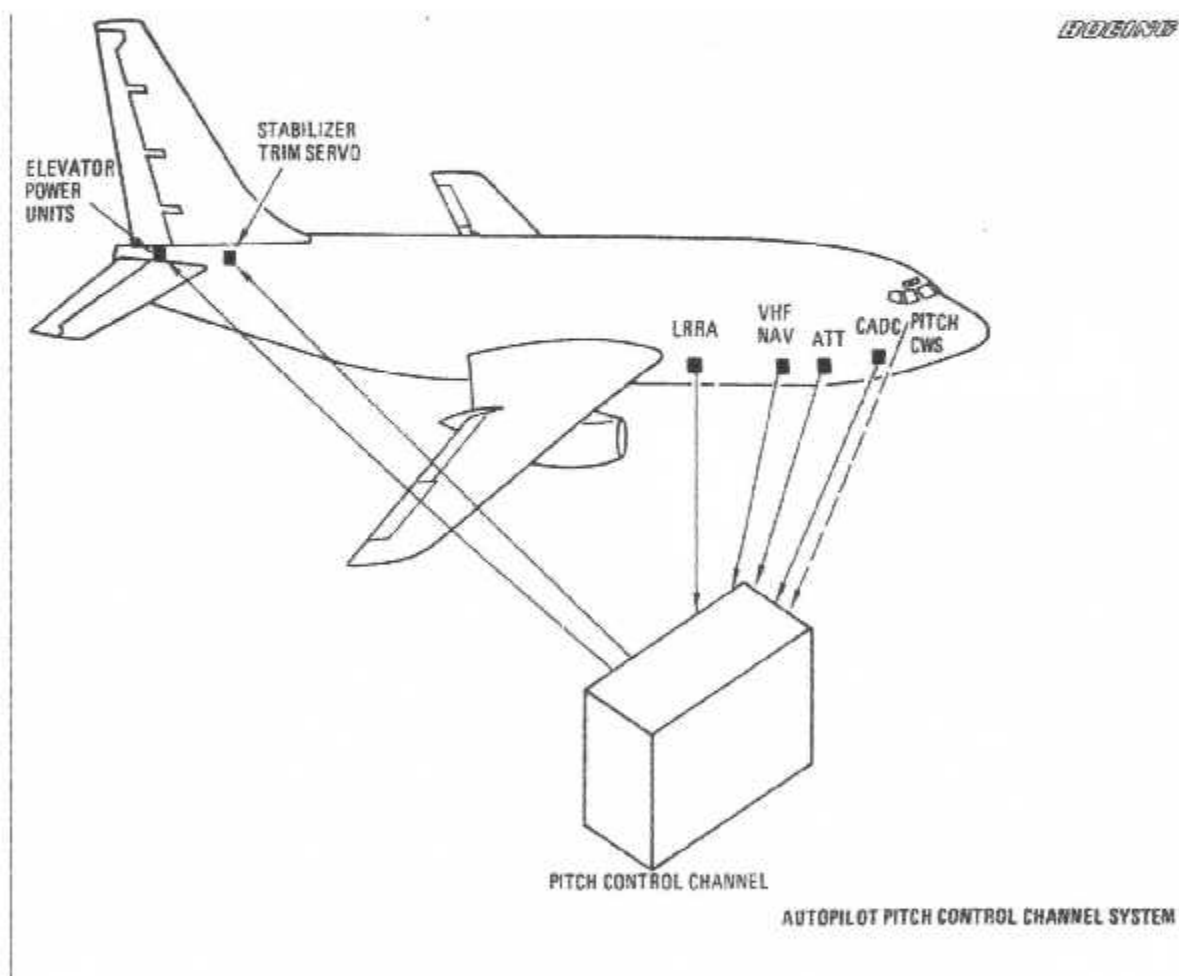


Figure I-6 : calculateur de profondeur

2- le calculateur de roulis (Roll Control Channel) : (voir figure I-7)

Ce calculateur de roulis constitue le mode latéral du pilote automatique, dans le sens où il gère la stabilité par rapport à l'axe de roulis. Le calculateur 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. Il reçoit les signaux provenant de la centrale d'attitude, du système compas, du système de navigation VHF et des manches de commande. Il traite ces entrées et envoie un signal de sortie à la servocommande de l'aileron (APCU) pour actionner les ailerons et les spoilers.

Le calculateur de roulis utilise la centrale de référence d'attitude comme une base de fonctionnement. La boîte de commande PA permet au calculateur de roulis (roll) l'engagement et la sélection du mode de fonctionnement. Pendant le mode de fonctionnement manuel les entrées sont du manche de commande utilisant les transducteurs de force et le système compas. Un commutateur HDG SELECT permet la sélection du type de référence de cap. Dans les modes de fonctionnements VOR/LOC une routes présélectionnée est combinée avec la radio VHF pour permettre à l'avion de suivre soit un radial VOR ou une approche ILS. Une unité d'affichage d'approche donne un affichage visuel dans la phase d'interception et de capture dans les modes VOR/LOC. La programmation du gain du signal se produit dans la centrale aérodynamique (CADC). La sortie du calculateur de roulis produit un signal à la servocommande de l'aileron (APCU) afin de fournir une commande mécanique pour actionner les ailerons et les spoilers.

Quand l'avion exécute un virage, la chaîne de profondeur produit un signal versine (cabré) au calculateur de profondeur.

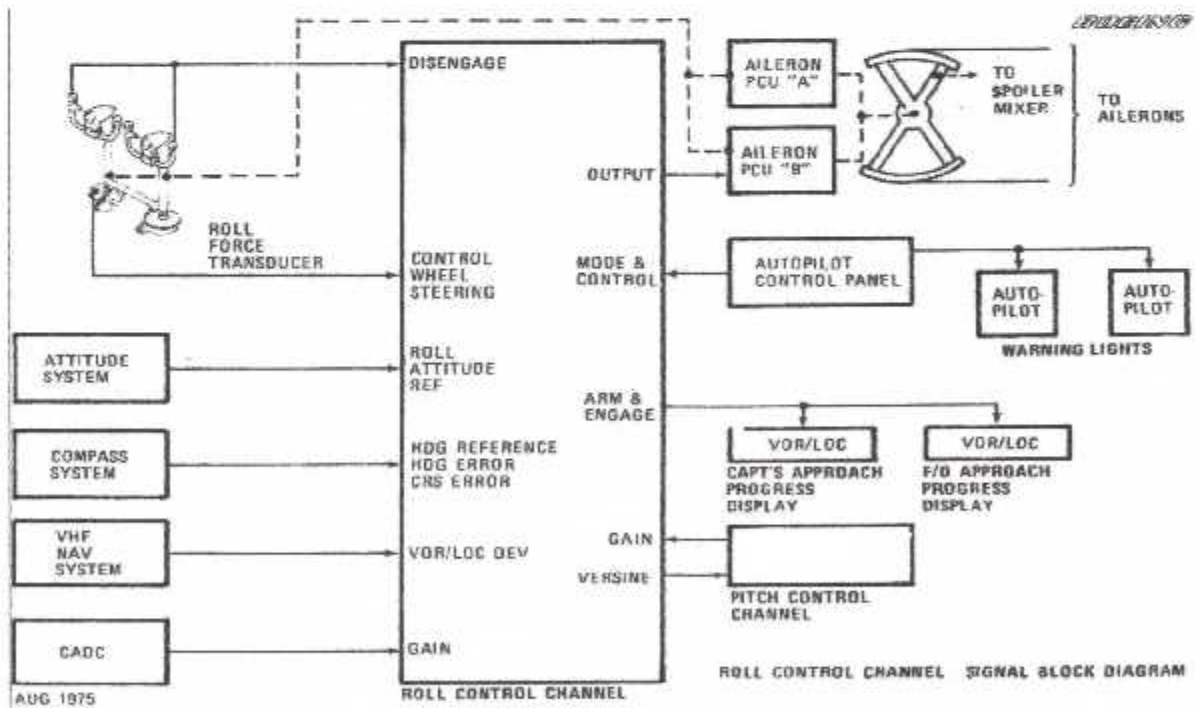


Figure I-7 : calculateur de roulis

I-7-8 La boîte d'accessoire PA :(voir figure I-8)

La boîte accessoire PA comprend quatre circuits d'interrupteur calibré à 100 ms, en cas de perte d'alimentation inférieur à 100 ms le système reste engagé.

- Circuit interrupteur du sélecteur de mode de navigation
- Circuit interrupteur du calculateur de roulis
- Circuit interrupteur du calculateur de lacet
- Circuit interrupteur du calculateur de profondeur
- Un module flasheur, en cas de désengagement du calculateur, deux lampes rouges clignotent au niveau du cockpit, coté commandant de bord et coté copilote.
- Il y a deux relais, système hydraulique et système glide slope.

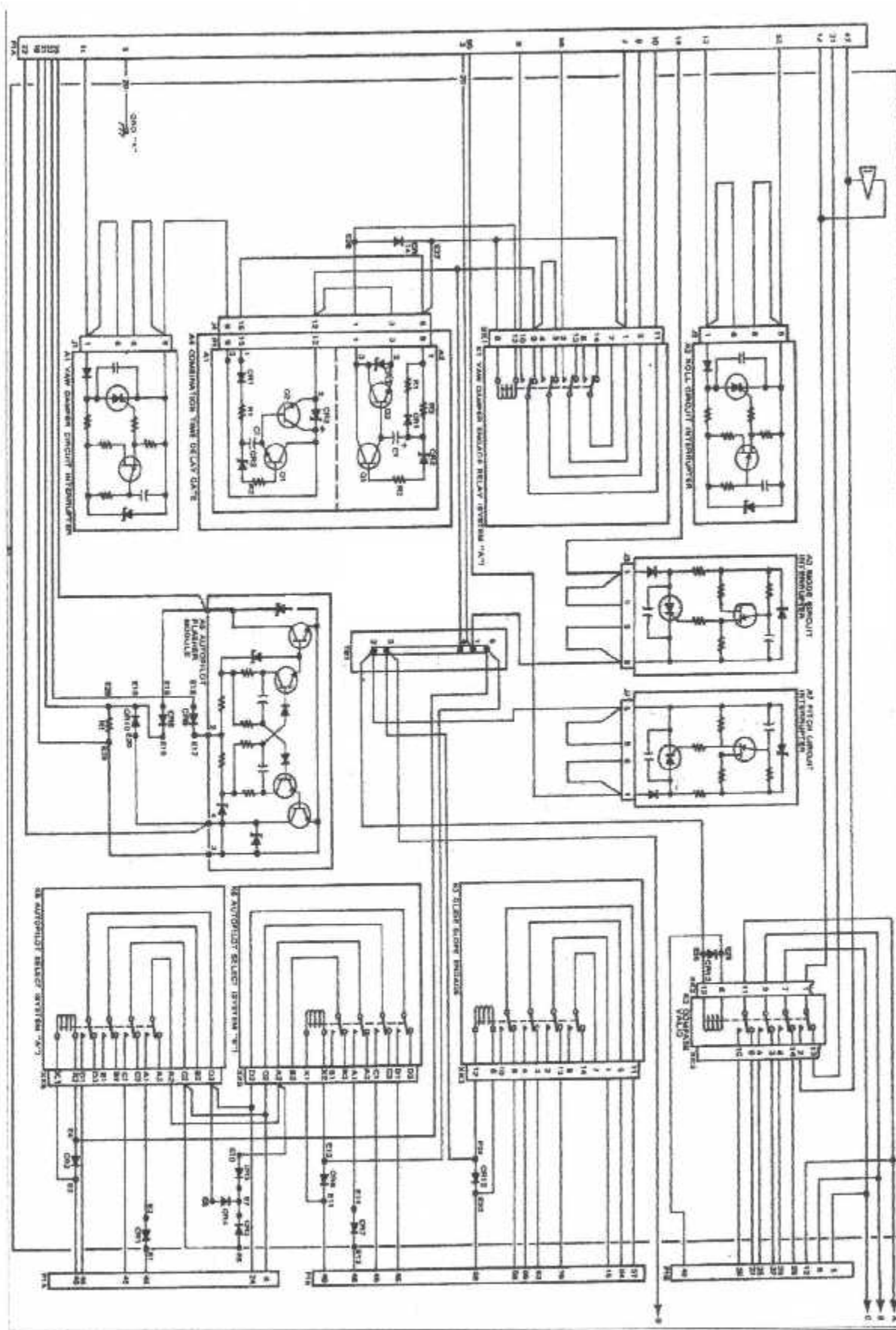


Figure N° I-8 : boîte d'accessoire du PA

I-7-9- Les opérations de pilotage automatique B737-200 : (Voir figure I-9)

Les opérations de pilotage automatique sont composées de trois phases :

Première phase :

Avant le décollage, l'amortisseur de lacet est engagé. Cela permet à l'avion de maintenir l'axe de la piste à la vitesse de 255 km/h.

Après décollage, l'avion est nivelé à l'altitude de sécurité (1500 pieds) ou le commandant de bord peut engagé le système de pilotage automatique (calculateur de roulis et de profondeur). Si l'avion est dans l'angle de roulis entre 5° et 32°, l'avion maintient l'assiette latérale au moment où le switch « AIL » est sur position « engagé ». Si l'angle est inférieure à 5°, l'avion maintient son cap existant à la seconde après l'emplacement du commutateur (AIL) à la position « Engagé ».

Le pilote peut utiliser la fonction CWS qui lui permet un angle d'évolution de 38° (28° en cabré et 10 en piqué). Cette fonction lui permet de changer l'altitude.

Deuxième phase :

L'altitude désirée est atteinte. Le sélecteur de mode de profondeur nous permet avec la fonction ALT-HOLD de maintenir l'altitude de croisière.

La fonction CWS (pilotage transparent) est utilisée pour atteindre une nouvelle altitude, en même temps la fonction « ALT -HOLD » se désengage.

Troisième phase :

Pour la préparation à la phase d'interception du VOR, le mode peut être lancé en tournant le sélecteur de mode de navigation à VOR/LOC, la lumière d'affichage VOR/LOC d'approche progressive s'allume en ambre (orange).

Le pilote automatique poursuit en même mode avant la sélection du VOR/LOC. Quand la route VOR est proche l'avion capte automatiquement le radial VOR sélectionné. Le pilote peut utiliser le mode CWS (en roulis) pour aider à l'approche. Après avoir intercepter le radial VOR, le calculateur de roulis maintient sa trajectoire permettant une correction du vent transversal.

Lorsque l'avion arrive au-dessus de la station, les signaux s'annulent et le pilote sélectionne une nouvelle fréquence VOR pour rejoindre une autre station VOR.

Le sélecteur de mode de profondeur devrait être tourné à la position TURB en période de turbulence, améliorant la réponse du pilote automatique durant la pénétration dans la zone de turbulence.

Quand le mode AUTO-APP est sélectionné, l'opération LOC est très similaire au mode VOR, excepté une capture automatique du GLIDE SLOPE, est lancé à la proche du GS.

La phase APPR OC (moins de 1500 pieds) démarre la contrôle du gain du LOC et GS en fonction de l'altitude.

Le pilote automatique est désengagé par les interrupteurs sur chaque volant de commande (CW). Les pilotes sont alertés en cas de désengagement du PA par une lumière clignotante sur leur tableau de bord.

I-7-10- L'unité d'affichage progressive de l'approche (APD) : (voir figure I-10)

Une unité d'affichage progressive de l'approche (APD) se trouvant sur le tableau de bord est prévue pour afficher le statut du mode de vol de l'avion. La moitié de gauche de l'affichage est pour le système directeur de vol et la moitié de droite pour le système de pilotage automatique.

F/D (coté gauche) :

NAV (vert) : la lumière s'allume pendant que le sélecteur de mode est en position NAV

ALT (vert) : quand le commutateur ALT HOLD est sur la position ON.

HDGSEL (vert) : l'annonceur s'éclaire pendant que le calculateur fonctionne en mode HEADING (cap). Ceci se produit quand le mode Heading est sélectionné ou en opérant dans les modes VOR/LOC ou AUTO APP avant de capter le faisceau VOR ou LOC.

VOR/LOC : dans les modes VOR/LOC ou AUTO APP cette lumière est orange (ambre) avant la capture d'un faisceau radio et change au vert après la capture.

GS : pendant l'approche d'atterrissage, tandis qu'accorder sur la fréquence du localiser et opérant dans le mode AUTO APP, cette lumière d'annonceur est ambré (Orange) avant la capture du faisceau GLIDE SLOPE (GS) et puis verdit après la capture.

A/P (coté droit) :

NAV (vert) : cette lumière s'allumera en vert quand le sélecteur mode NAV est sur la position NAV.

ALT HOLD (vert) : cette lumière est vert pendant le mode ALT HOLD.

HDG SEL (vert) : cette lumière s'allume vert quand le commutateur HDG SEL est appuyé, actionnant le mode HDG SEL.

VOR/LOC : dans le mode NAV/LOC ou AUTO G/P cette lumière est ambré (orange) avant de capter le faisceau radio, et change au vert après la capture.

G/S : cette lumière s'allumera ambré (orange) quand le mode AUTO G/S est sélectionné pendant une approche ILS et avant que le faisceau G/S soit capté. Elle s'allumera vert après la capture du faisceau GS ou si le sélecteur mode NAV est placé dans la position de service GS.

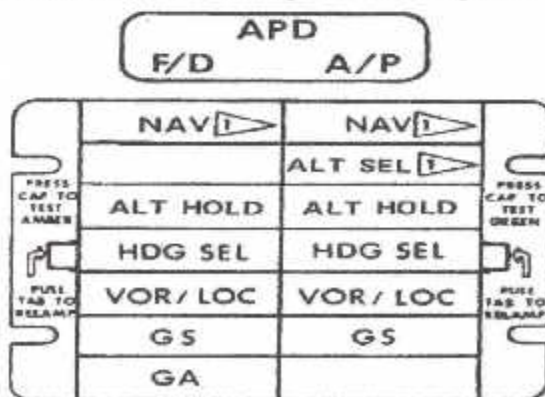


Figure I-10 : l'unité d'affichage (APD)

Chapitre II:

Etude du calculateur de profondeur

II-1- Introduction:

Le calculateur de profondeur stabilise la position angulaire de l'avion par rapport à l'axe transversal et guide le mouvement longitudinal de l'avion.

Il fonctionne aux modes suivants :

- Stabilisation de l'angle de tangage
- stabilisation de l'altitude.
- Stabilisation à l'atterrissage.

Le calculateur de profondeur (Pitch Control Channel) est un ensemble qui traite toute les évolutions par rapport à l'axe de tangage. Ces évolutions sont limitées à 10 degrés piqué et 28 degrés cabré.

Le calculateur de profondeur fonctionne en mode glide slope qui s'occupe de la descente automatique de l'avion, cette approche s'effectue en deux phase (armé et capture).

Avant l'engagement du calculateur de profondeur au niveau de la boîte de commande de l'avion, s'effectue la synchronisation ou la mise à zéro de la somme de tous les signaux qui arrivent à l'entrée des servomécanismes de la gouverne de profondeur (mise à zéro du signal de commande), ceci est nécessaire pour un branchement facile du calculateur de profondeur.

II-2) Les sous ensembles : (voir figure II-1)

Le calculateur de profondeur est installé sur l'étagère de la soute électronique, il se compose d'un support de montage « pitch rack assembly » (1) et plusieurs modules branchés qui sont :

1. Amortisseur de tangage « Derived rate assembly » (7).
2. servo amplificateur de profondeur « pitch servo amplifier » (2).
3. calculateur de l'assiette « pitch computer » (3).
4. coupleur de trajectoire vertical « vertical path coupler » (4).
5. coupleur CWS « control wheel steering » (5).
6. calibreur de profondeur « Pitch calibrator » (6).

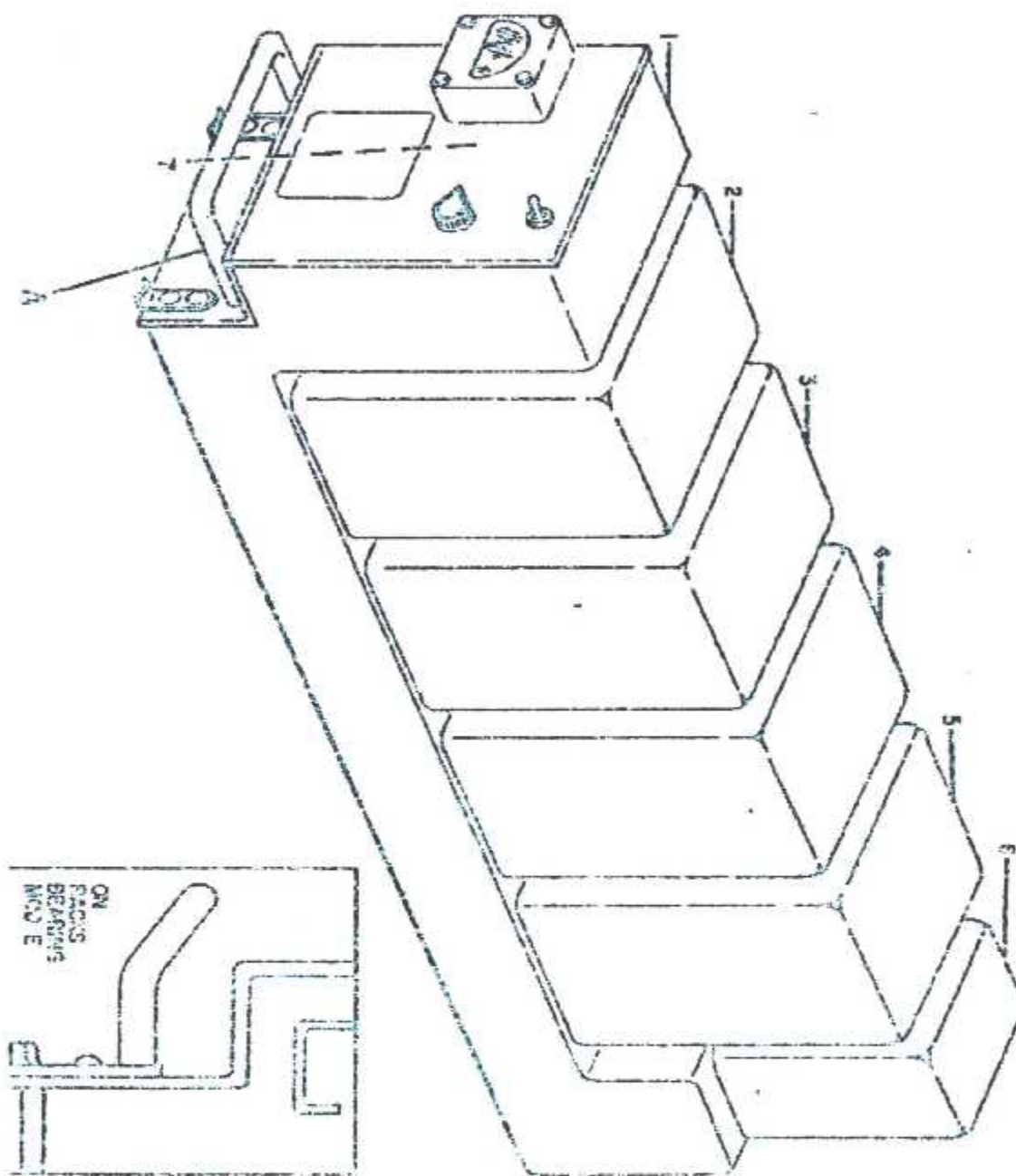


Figure II-1 : CALCULATEUR DE PROFONDEUR

II-2-1-support de montage A1 :

Le support de montage «pitch rack assembly» est la base du calculateur de profondeur, comprenant les interconnexions de branchement des modules. L'unité contient la logique d'interlock et l'alimentation. La façade du module contient le commutateur « self-test » et l'indicateur, de test.

Description des circuits d'interlock et d'alimentation.

Le circuit d'interlock :

C'est un circuit qui traite les différentes logiques existantes dans le calculateur de profondeur qui sont :

- La logique d'engagement du calculateur de profondeur.
- La logique du sélecteur de mode (AUTO APPROCH)
- La logique de l'auto maintien du commutateur qui sélectionne « Turbulence » et « ALTITUDE HOLD »

Le circuit d'alimentation :

Le circuit d'alimentation du calculateur de profondeur est donné par :

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

II-2-2) - calibre de tangage A7:

Ce module se compose d'un réseau de résistances qui adapte les signaux d'entrées et de sorties au calculateur de profondeur (transducteurs de forces, CADC, récepteur GS... etc).

II-2-7- Amortisseur de tangage (delevrate) A2: (voir figure II-2)

C'est un amortisseur de signaux de commande de profondeur. Il développe un signal à partir du signal du vertical gyro alimentant le calculateur et calcule un signal proportionnel au changement du signal de taux d'attitude de l'avion. Il se compose de trois cartes électronique.



Figure II-2: module amortisseur de tangage (Derived Rate Assembly)

II-2-3) - servo amplificateur de profondeur A3 : (Voir figure II-3)

C'est un module qui amplifie les signaux et commande la servo commande. Le servo amplificateur fournit un signal carré et l'amplification de puissance des signaux d'erreur et de stabilisation pour commander le mouvement de la gouverne de profondeur. L'unité fournit également un signal carré et réalise les commandes automatiques d'équilibre du stabilisateur (TRIM).

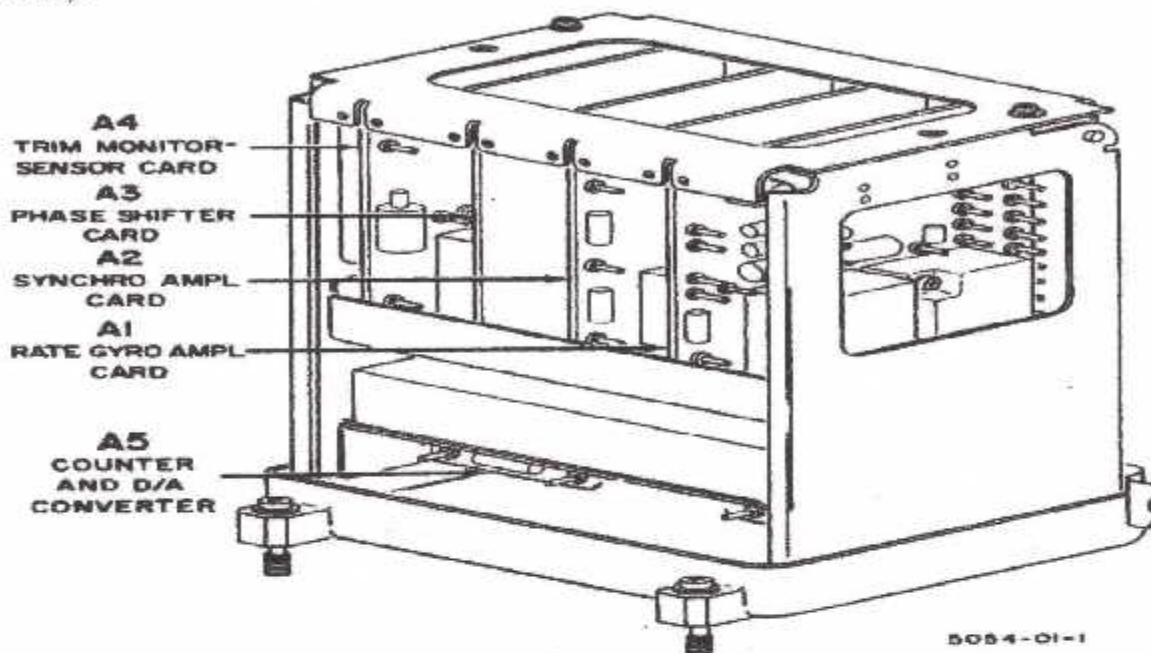


Figure II-3 : servo amplificateur de profondeur A3

II-2-4) -calculateur de l'assiette (A4): (Voir figure II-4)

C'est un module qui traite toutes les informations. Il les calcule suivant la référence du vertical gyro et les envoie au servo amplificateur de profondeur.

Le calculateur de l'assiette fournit le signal d'erreur de commande au servo amplificateur. L'unité consiste essentiellement d'un calculateur électromécanique qui se compose d'un amplificateur moteur conduisant un train d'engrenage.

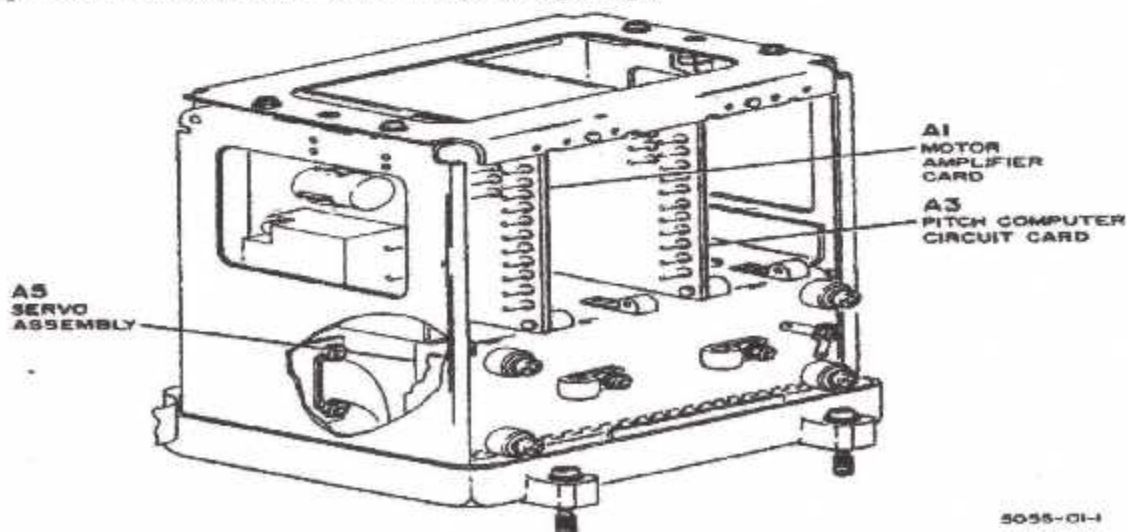


Figure II-4: Module calculateur de l'assiette

II-2-5) -coupleur de trajectoire verticale (A5) : (Figure II-5)

C'est un module qui reçoit les signaux radio et les envoie par la suite aux différents modules et traite aussi la fonction « ALTITUDE HOLD ».

Le coupleur de trajectoire verticale couple le récepteur glide slope et les signaux de radio altimètre au système de pilotage automatique. Le module reçoit un signal du récepteur glide slope et traite ce signal pour commander la descente de l'avion sur le faisceau radio glide slope.

Le coupleur de trajectoire verticale reçoit les signaux DC du récepteur glide slope, amplifie et module le signal en AC. L'unité fournit également la programmation du gain du signal.

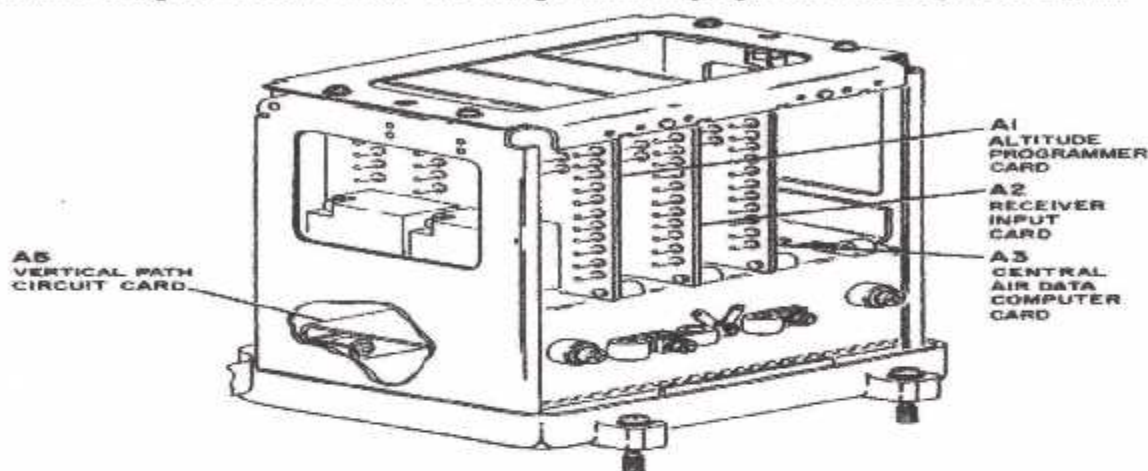


Figure II-5 : coupleur de trajectoire verticale

II-2-6) -Coupleur CWS A6: (voir figure II-6)

C'est un module qui reçoit et traite les signaux des transducteurs de force et les envoie au calculateur de l'assiette. Le coupleur CWS fournit un signal carré et un niveau d'amplification des signaux des transducteurs de force. Il couple ces signaux au calculateur de profondeur afin de commander le mouvement de la gouverne de profondeur.

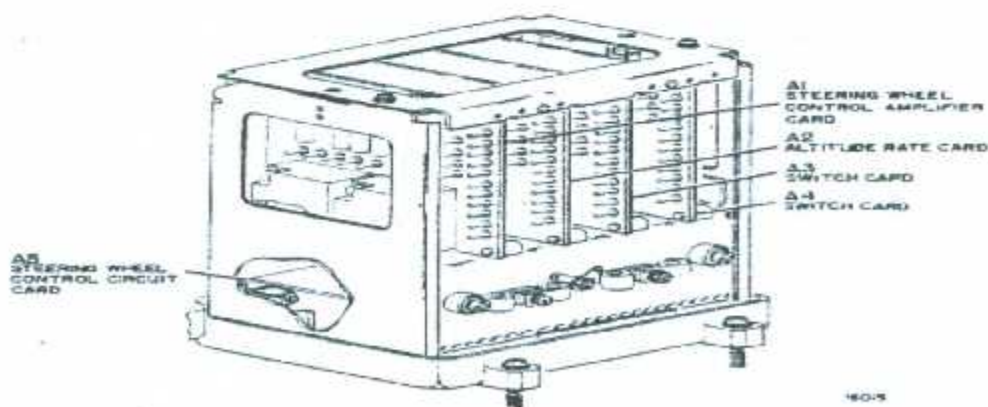


Figure II-6: Module CWS

II-3) Liaison entre le calculateur de profondeur et les autres systèmes: (voir figure II-7)

La centrale d'attitude, la centrale aérodynamique (CADC), le système de navigation VHF et les manches des pilotes fournissent des entrées au calculateur de profondeur.

Le calculateur traite ces signaux et fournit un signal de sortie à la servocommande de la gouverne qui actionne la gouverne.

Le calculateur de profondeur utilise le signal de la centrale d'attitude comme une base de référence pour la génération des commandes du calculateur de profondeur. L'engagement et la sélection du mode d'opération sont faits au niveau de la boîte de commande. Pendant le mode d'opération manuel, les entrées du calculateur de profondeur proviennent des manches des pilotes utilisant les transducteurs CWS.

Dans le mode maintien d'altitude (choisi au niveau de la boîte de commande), un signal d'erreur d'altitude est utilisé, provenant de la CADC, celle-ci fournit également un taux d'altitude pendant le fonctionnement du mode maintien d'altitude (ALT-HOLD).

Le sélecteur de mode navigation permet le choix d'un mode d'approche automatique qui emploie la déviation du GS donnée par le récepteur GS et un signal de taux d'altitude mémorisé. Le bas signal du radio-altimètre est utilisé pour atténuer le signal de déviation GS.

Le réglage du stabilisateur est accompli en employant le signal de position de la gouverne pour la génération d'un signal de stabilisation. Un signal reçu de commande de la gouverne fait illuminer un voyant de réglage de compensation du stabilisateur.

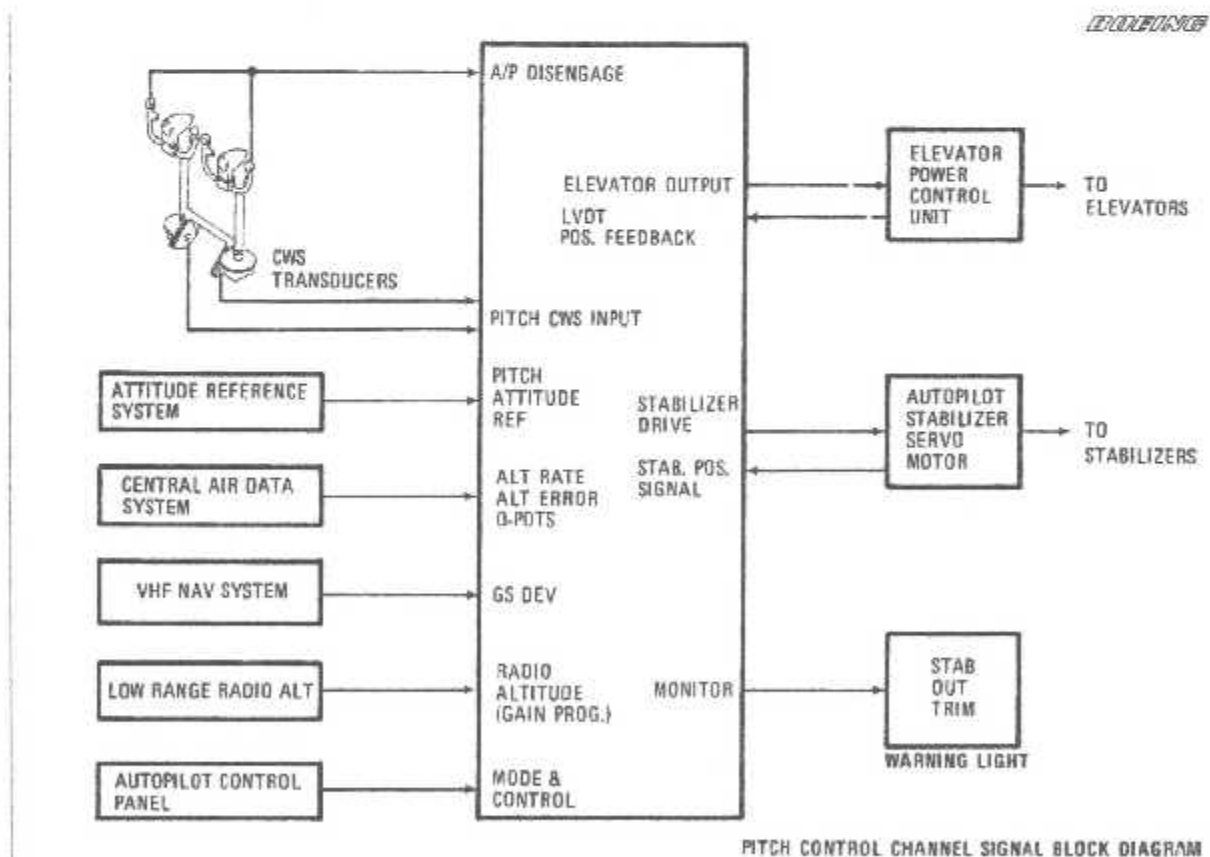


Figure II-7 : liaison entre le calculateur et d'autres systèmes

II-4) Block diagramme du calculateur de profondeur : (voir figure II-8)

Le module « calculateur de l'assiette » est le noyau du calculateur de profondeur. La centrale d'attitude fournit un signal de référence à ce module, sa sortie est appliquée à l'amplificateur à valve (valve amplifier) puis à la servocommande de la gouverne de profondeur. Le « calculateur de l'assiette » est synchronisé avec la sortie de la centrale d'attitude avant l'engagement du calculateur de profondeur et l'avion maintiendra cette attitude après l'engagement. Un changement d'attitude peut être accompli avec le manche du pilote en développant un signal dans les transducteurs de force. Ce signal est traité par le coupleur CWS puis est appliqué au « calculateur de l'assiette » pour commander l'assiette de l'avion. Les signaux de retour sont développés par la servocommande de la gouverne et la sonde de décalage du neutre (neutral shift sensor). Quand la nouvelle attitude est atteinte, les signaux de retour sont utilisés comme moyen de renvoyer les gouvernes de profondeur au neutre. Les signaux de retour sont également utilisés comme moyen d'équilibrer le stabilisateur. Une commande de la gouverne mettra en service le moniteur (monitor) pour allumer un voyant de réglage de compensation du stabilisateur.

Durant le fonctionnement du mode « ALT HOLD », l'erreur d'altitude et le taux d'altitude de la CADC sont traités par le coupleur de trajectoire verticale. Le signal développé est alors appliqué au « filtre de trajectoire verticale » et également au « calculateur de l'assiette ». Le « calculateur de l'assiette » fonctionne comme un intégrateur pour établir une nouvelle attitude de l'avion en fonction de l'erreur d'altitude et le taux d'altitude. Le signal traité de taux d'altitude et d'erreur d'altitude est passé à travers le « filtre de trajectoire verticale » et additionné avec la sortie du « calculateur de l'assiette ».

Ces signaux additionnés sont alors appliqués à l'amplificateur à valve pour commander la servocommande.

Durant l'opération du mode d'approche, la déviation glide slope et le taux d'altitude mémorisé sont utilisés pour maintenir l'avion sur le glide slope. Le radio altimètre (LRRA) démarrera l'atténuation du signal de déviation glide slope quand l'altitude de l'avion est de 1500 pieds au dessus du terrain.

II-5) La synchronisation : (voir figure II-9)

La synchronisation du calculateur de profondeur s'effectue avant l'engagement, pour annuler l'information mémorisée dans le 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 se déclenche en ouvrant S7 et ce qui permet à un signal d'asservissement de conduire la combinaison du moteur générateur. La sortie du moteur positionne le rotor du synchro CT pour avoir un résultat nul appliqué à SP3 (voir schéma figure II-9).

A noter que la position du rotor est en effet mémorisant ou établissant une assiette longitudinale de référence par laquelle les changements d'attitude seront faits après l'engagement. A noter également que le rotor est limité mécaniquement à 28 degrés cabré et 10 degrés piqué du positionnement.

Un petit débit du servo amplificateur est possible pendant que la synchronisation ce produit (dû à un temps de retard dans le servomécanisme). Cependant ceci n'aura aucun effet sur la valve de transfert (transfert valve), puis qu'il n'y a aucune pression hydraulique disponible.

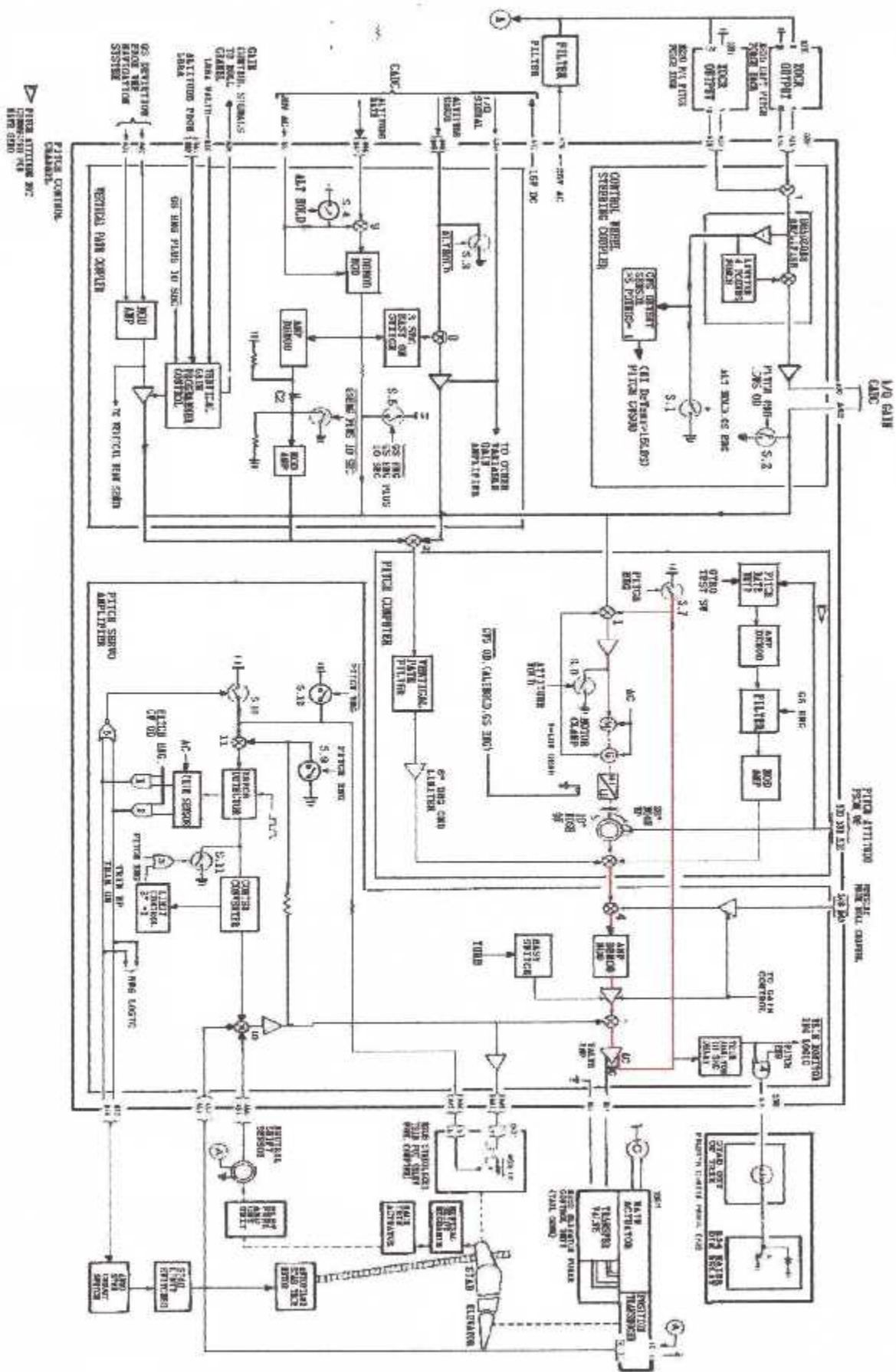


Figure II-9 : la synchronisation

II-6) La logique d'engagement du calculateur de profondeur : (voir figure II-10)**II-6-1) La composition de l'interlock :**

1. circuit de boîte de commande qui comprend la palette d'engagement.
2. circuit d'interlock au niveau du calculateur de profondeur.
3. central aérodynamique.
4. circuit de dissymétrie de volets.
5. gyro vertical.
6. circuit d'alimentation.
7. circuit interrupteur situé dans la boîte d'accessoires.
8. les relais.
9. batteries de secours.

II-6-2) Le principe de fonctionnement de l'engagement du calculateur de profondeur

Pour que le calculateur de profondeur puisse être engagé, une condition importante est celle de déverrouiller la palette d'engagement « Elevator ». Le déverrouillage de la palette d'engagement est donné par l'excitation de la bobine situé au niveau de la boîte de commande. L'excitation de la bobine s'effectue à partir d'une alimentation 28 v fournie par la porte 1, ainsi que la masse de la bobine donnée par le circuit interrupteur calibré à 100 ms. L'alimentation +28 volts de la bobine est donnée par la validité de la porte 1 conditionnée par trois entrées (A, B, C) :

A/ la première entrée est donnée par la carte d'interlock qui se trouve dans le calculateur de profondeur.

Analyse de la carte d'interlock :

La validité de la sortie de la carte d'interlock est conditionnée par une porte logique 'ET' à 5 entrées.

a/ la première entrée est conditionnée par la logique « TRIM » c'est-à-dire, le système ne peut pas trimer (up) et (down) en même temps.

La porte 1 de la carte d'interlock c'est une porte logique qui empêche que le système trim (up) et (down) en même temps, c'est une fonction qui risque de désengager le calculateur de profondeur.

b/ la deuxième entrée c'est la présence impérative de l'alimentation 30v qui est déterminée par l'alimentation du calculateur.

c/ la troisième entrée ; c'est la validité de la central aérodynamique (CADC). Parce que la central aérodynamique c'est un accessoire qui est très important dans le pilote automatique c'est elle qui va doser les signaux suivant la vitesse (ALT HOLD, CWS)

d/ la quatrième entrée est validé par une porte logique « ou » conditionnée elle-même par deux (02) entrées :

La première entrée qui va à la porte « ou » et qui va au pitch pour permettre la synchronisation, effectivement la 1^{ère} entrée de cette porte « ou » est en l'air à cause des contacts de la palette d'engagement qui sont à l'état repos, automatiquement, impérativement on doit validé la 2eme entrée qui va nous déterminer la synchronisation.

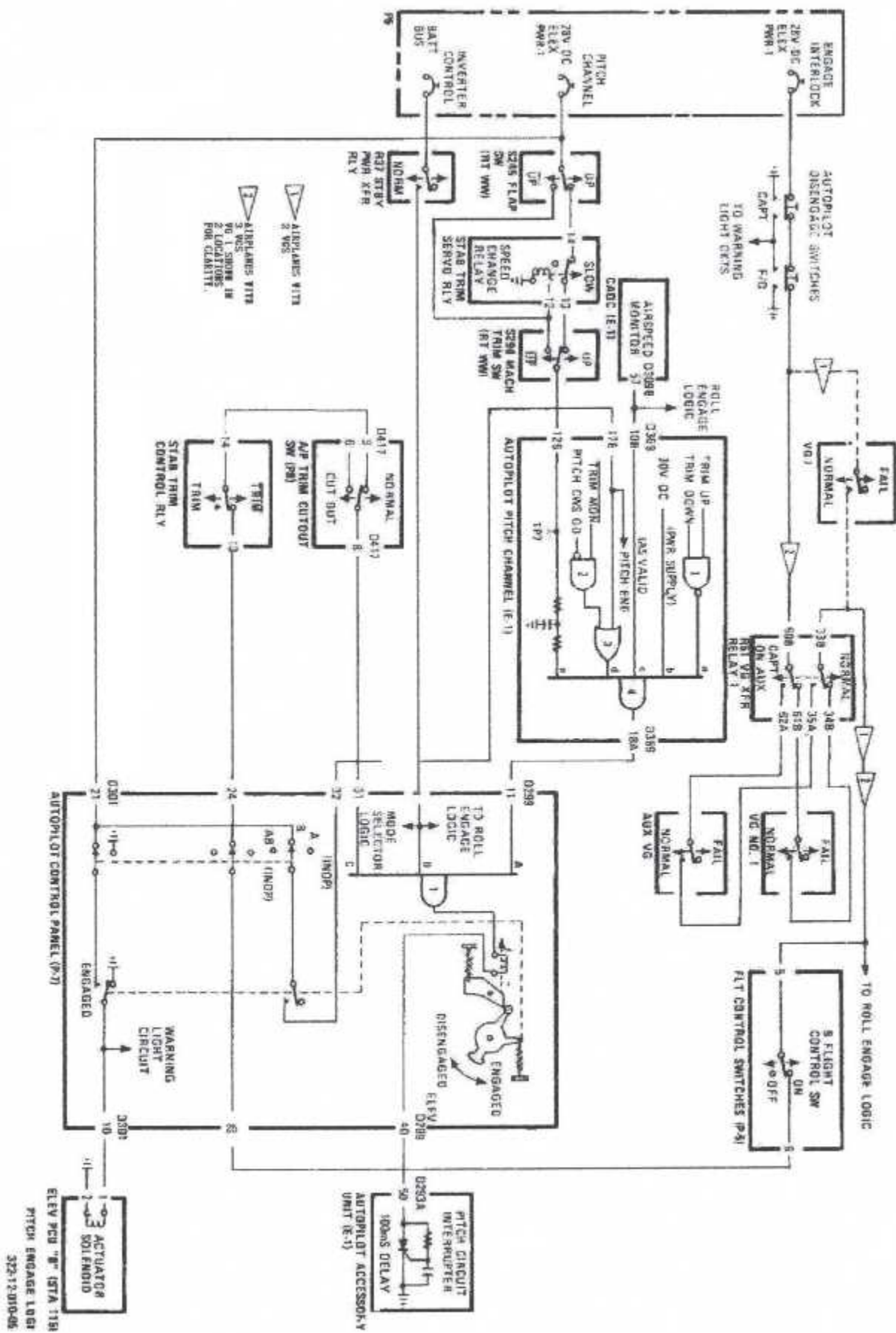


Figure II-10 : Le schéma d'interlock

La 2eme entrée est conditionnée par la porte ET 2 qui est conditionnée elle-même par deux entrées :

1. le manche du pilote au neutre c'est-à-dire que le manche ne doit pas être actionné CWS ID (control wheel steering in detent).
2. pas de problème sur le système TRIM (trim monitor), alors on doit avoir le système trim et le système n'est pas engagé.

e/ la 5eme entrée est la symétrie des volets.

NOT :

La présence d'un circuit résistances capacité sur la 5eme entrée de la porte logique 4 de la carte d'interlock permet de surveiller l'écart du déplacement des volets, et en cas ou l'écart est supérieur à 9 secondes, le système se désengage (retard des moteurs qui actionnent les volets).

B/ la deuxième entrée de la porte d'excitation 1 est donnée par la validité des batteries de secours.

C/ la troisième entrée :

- La validité du système « TRIM », les deux commutateur du système TRIM sur position « normal » et sur position « $\overline{\text{TRIM}}$ » (interrupteurs de trim). C'est pour contrôler la marge du stabilisateur (10 et 28 degrés).
- Le sélecteur hydraulique, c'est un sélecteur a trois positions et deux galettes le commun est la position B (A et AB sont inopérational).
- Le commutateur « flight control » doit être sur position « ON » (au niveau du cockpit).
- La validité des VG (vertical gyro : VG (1) ou VG auxiliaire).
- Les interrupteurs de désengagement situés sur le manche de pilotage doivent être fermés.

L'engagement

Une fois la bobine est excitée, le système est alors déverrouillé, on a le maintien de la palette d'engagement sur la position « ENGAGED » cette opération actionne les deux contacts de la palette d'engagement :

- Le 1^{er} contact va permettre le passage de la tension 28v qui va donner un I logique à la porte «OU»3 de la carte d'interlock pour pouvoir actionner le manche (CWS OD : control wheel steering off detent) sans désengager le calculateur de profondeur.
- Le 2eme contact va exciter directement la servocommande (Actuator solenoïde).

II-7) Les fonctions et les modes du calculateur de profondeur :

Le sélecteur de modes du calculateur de profondeur et le sélecteur de mode de navigation sont situés dans la boîte de commande PA qui détermine les modes et les fonction du calculateur de profondeur et qui sont :

ALTITUDE HOLD (maintien de l'altitude) :

Pour que le pilote ne se fatigue pas à surveiller constamment l'avion, le calculateur de profondeur est doté d'une fonction principale "ALTITUDE HOLD" fonctionnelle pendant tout le vol (croisière), pour maintenir l'altitude fixe. Une fois la fonction « Altitude Hold » est sélectionnée à travers la boîte de commande PA, l'altitude sera automatiquement assurée durant toute la phase du vol.

TURB (turbulences) :

C'est un mode très important, il est utilisé dans les zones de turbulences pour ne pas endommager la cellule de l'avion

AUTO APP (auto approche):

C'est une fonction utilisée dans les phases d'approche et à l'atterrissage.

ATTITUDE HOLD:

Après la mise en action de la palette "ELEV ENGAGE" à la position « Engaged », celui-ci fournit la logique nécessaire pour le mode maintien d'attitude (Attitude Hold)

La fonction control wheel steering (pilotage transparent) :

Le pilote peut choisir d'opérer en mode CWS en pivotant le manche de commande avec une force supérieure à 5 Lbs. Cette action développe la logique CWS OD, dans la sonde du CWS.

Le pilotage transparent est une fonction prioritaire, déterminée par un capteur calibré à 5 Lbs. L'avion peut être commandé manuellement par le manche. Un transducteur 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 suivent la vitesse de l'avion) au point de sommation (1) du calculateur de l'assiette avec les conditions « calculateur engagé » et « CWSOD », s'il atteint le seuil de 5 Lbs détecté par le capteur « CWS ». Ce signal va au point de sommation (1) grâce au switch S2 ouvert, puis il sera amplifié et passe à travers le « servo 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 piqué et 28° en cabré.

En mode maintien d'altitude ou en glide slope il faut 15 Lbs pour avoir la fonction CWS HIGHT DETENT.

II-8) Etude de La logique d'engagement des modes : (voir schéma figure II-11)

C'est un circuit d'interlock des modes AUTO GS (AUTO APP) ou MAN GS (non utilisé), et des fonctions TURB, ALT HOLD. Dans cette configuration nous avons :

- La représentation de la boîte de commande du pilote automatique.
- La représentation du calculateur de roulis.
- Le module ALT HOLD situé dans la CADC.
- La représentation du récepteur VOR.
- La représentation de l'interlock du calculateur de profondeur.
- La représentation de l'affichage (display) qui se trouve au niveau du cockpit pour que le commandant de bord puisse observer si le système est armé (orange) ou capture (vert).

II-8-1- sélecteur de modes de profondeur TURB et ALT HOLD.**1/ fonction TURB :**

En sélectionnant la position TURB avec le switch d'engagement fermé, la tension 28v passe à travers la diode passante au commun du sélecteur, la tension 28v passe d'une part au calculateur de roulis pour limiter le braquage à 8° et d'autre part passe aussi au calculateur de profondeur pour atténuer le signal de 2/3.

L'excitation de la bobine se fait directement par la diode qui va laisser la tension 28v passer pour maintenir le sélecteur sur position TURB, effectivement le constructeur a préféré exciter directement la bobine sans passer par le circuit logique de maintien d'altitude car cette fonction « Turb » est nécessaire dans le cas particulier de turbulences pour éviter un endommagement de la cellule lors de la pénétration dans les zones de turbulences.

2/La fonction ALT HOLD :

En sélectionnant la position «ALT Hold » la tension 28v passe par le switch d'engagement et par une diode au commun du sélecteur. Le commun est sur position « ALT HOLD ». La tension 28v passe d'une part au module ALT HOLD pour fixer le signal d'altitude (barométrique), et d'autre part au calculateur de profondeur pour laisser passer le signal de taux d'altitude et erreur d'altitude.

L'excitation de la bobine se fait par le 28v qui provienne de la porte '1' qui est conditionnée par trois entrées :

1. la première entrée : c'est le switch d'engagement sur position « engaged ».
2. le deuxième entrée : c'est la validité des batteries de secours.
3. la troisième entrée* est conditionnée par la validité de la porte '3' qui est conditionnée par 4 entrées :

A/ il faut avoir la fonction CWS ID c'est-à-dire que le manche n'est pas en évolution

B/ le module ALTITUDE valide.

C/ la fonction GLIDE SLOPE n'est pas en capture.

D/ l'engagement du calculateur de profondeur.

* la porte '3' a pour but de laisser passer la fonction ALTHOLD seule.

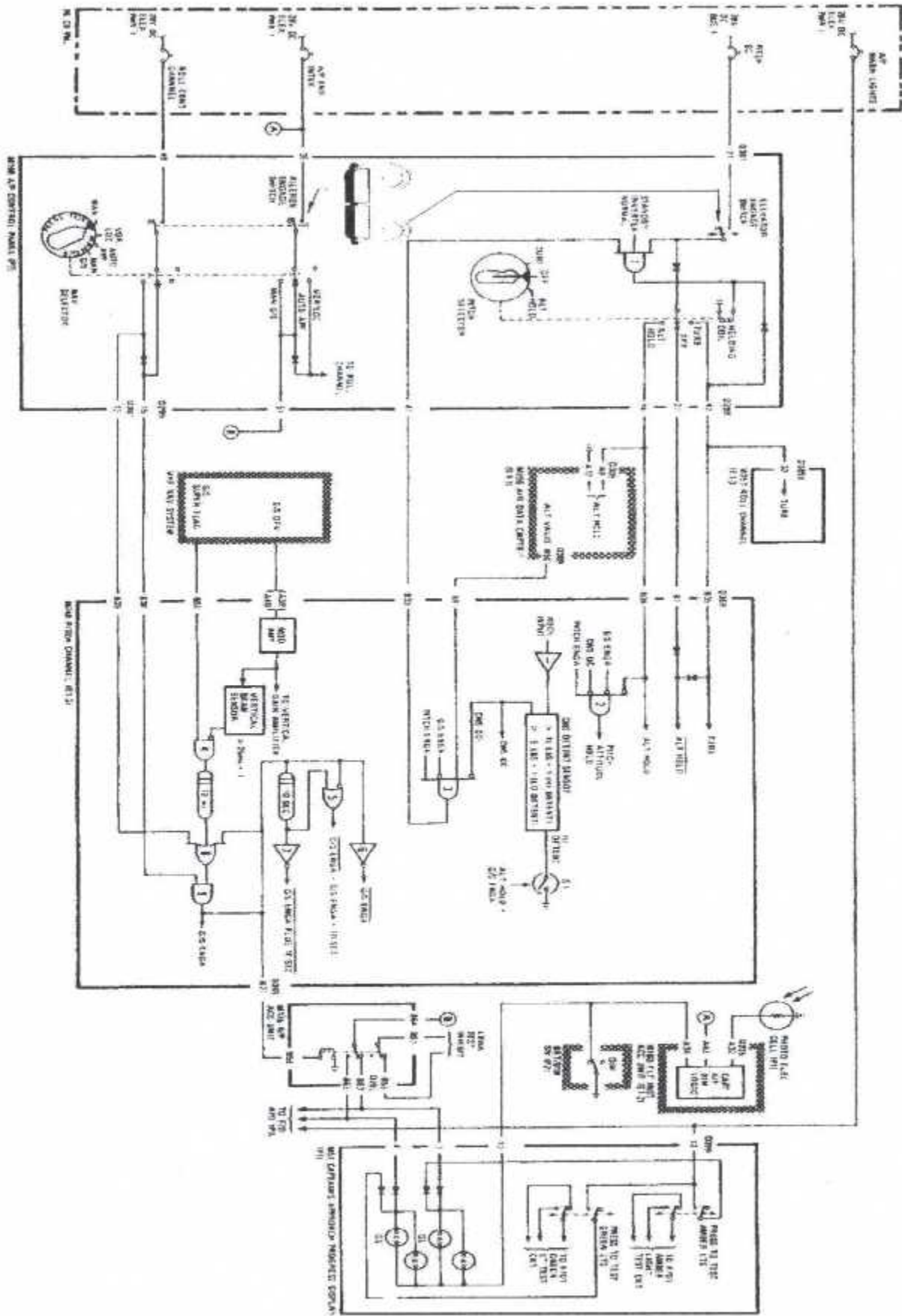


Figure II-11 : le schéma de l'engagement des modes

II-8-2-sélecteur de mode AUTO APP et MAN GS (même figure II-11)**1/ Mode AUTO APP :**

Le sélecteur de mode AUTO APP comprend 4 positions et plusieurs galettes. La première galette est utilisée pour le calculateur de roulis (VOR/LOC), la deuxième galette est utilisée pour les modes GS AUTO et MAN GS.

En sélectionnant le mode AUTO APP, la tension 28v passe par le switch d'engagement « roll » au commun du sélecteur, le signal va passer directement à la porte AND 9 sans passer par la diode, le 1 logique est déterminé par la sélection du mode.

La porte 9 n'est pas encore validé, car le récepteur n'a pas encore capté le faisceau glide slope. Le 0 logique de la sortie de la porte 9 va à la porte 3 pour maintenir l'altitude et va exciter les relais pour allumer le voyant en orange (ambre).

La porte 9 est conditionnée par deux entrées :

1. la validité de la porte 8.
2. la sélection du mode AUTO APP.

La validité de la porte « OU » 8 est conditionnée par trois entrées :

1. la première entrée c'est la validité de la porte 9.
2. la validité de la porte 4
3. la sélection du mode MAN GS qui n'est pas sélectionné (0 logiques).

La porte 4 est conditionnée par 2 entrées :

1. la validité du système de navigation VHF.
2. le capteur du faisceau vertical qui n'a pas encore reçu le faisceau glide slope.

Une fois que le capteur du faisceau vertical a capté le faisceau, va valider la porte 4 et un temporisateur de 12 ms qui va laisser passer le signal après 12 ms. Ce signal va valider la porte « ou » 8 qui va valider la porte 9.

Avec un 1 logique à la sortie de la porte 9, il est réinjecté en boucle fermée à la porte 8 d'une façon à ne pas perdre le signal de déviation GLIDE SLOPE. Ce (1) logique va aussi à la porte 3 pour désengager le mode ALT HOLD, il va aussi exciter les relais pour allumer le voyant en vert.

2/ MANGS :

En sélectionnant le mode « MAN GS » la tension 28v passe par le commutateur « Engage ». D'une part elle va à la porte 8 « OU » et d'autre part va passer par la diode à la porte 9 « ET ». Puisque la porte « OU » 8 est validée on a la validité de la porte « ET » 9 qui va forcer la capture du GS et exciter les relais pour allumer le voyant GS en vert et entraînant le désengagement du mode maintien d'altitude.

II-9) La fonction Maintien d'attitude (Attitude Hold) : (voire figure II-12)

Lorsque le calculateur de profondeur est engagé, les interrupteurs s7 et s8 sont fermés, et le calculateur de profondeur travaille dans le mode maintien d'attitude. Dans ce mode, le calculateur de profondeur maintient l'avion dans l'attitude existante lors de l'engagement. L'interrupteur s7 coupe la boucle de synchronisation et s8 bloque le servomoteur pour empêcher la rotation du synchro CT. Rappelant 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 synchro CT bloqués, tout nouveau changement d'attitude à partir du vertical gyro, sera traduit en signal proportionnel par le synchro CT qui sera conduit vers la valve de transfert.

En mode maintien d'attitude, les signaux combinés à partir du transducteur de position de la gouverne, la sonde de décalage du neutre (NSS) et le compteur convertisseur, à sp10, sont utilisés en sp5 comme une contre réaction pour annuler l'erreur en sp5. Ces signaux sont aussi utilisés comme un signal source via sp11 pour établir un seuil pour la compensation du stabilisateur combiné avec la sortie de potentiomètre de compensation à sp11.

La contre réaction entraîne le détecteur d'erreur à générer un signal lorsque le seuil est dépassé. La direction et l'amplitude de la compensation exigée (la correction) sont également déterminées par la phase et l'amplitude du signal d'erreur à la sortie de sp11.

Les porte 1 et 2 activent les circuits de compensation du stabilisateur avec l'engagement du calculateur de profondeur et la fonction CWS ID. La compensation du stabilisateur (due à la porte 1 ou 2), ouvre s10, pour permettre le réglage à l'exécution.

Un signal « virsine » est développé dans le calculateur de roulis durant les inclinaisons. Toutefois que le calculateur de profondeur est engagé, Le signal « versine » (signal provenant du calculateur de roulis) est amplifié et ensuite appliqué en sp4 pour produire une commande de cabré. Ceci compense les pertes en altitude durant les virages.

II-10) La fonction Control wheel steering : (voir figure II-12)

En mode de fonctionnement maintien d'attitude lorsqu'un changement d'attitude est requis, une force sur le manche sera nécessaire, qui produira une sortie proportionnelle du transducteur de force. Cette sortie est traité par le module « CWS » et appliqué à SP1.

En pilotage transparent, l'amplificateur «DEAD ZONE » du module CWS annule les premiers 4 Lbs de force, ainsi éliminant les petits signaux du transducteur de force.

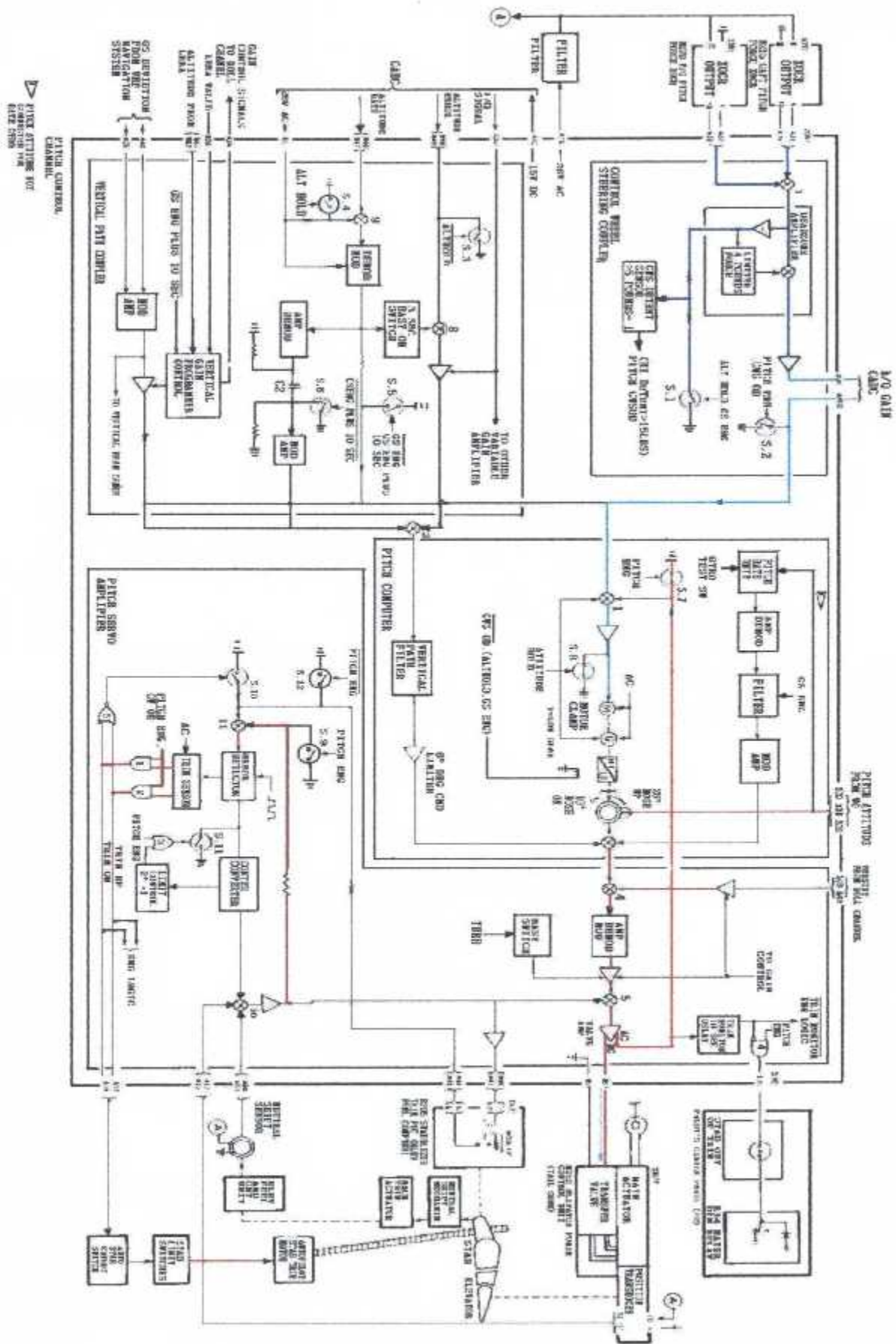
La sortie de l'amplificateur «DEAD ZONE » est amplifiée et conduit à travers la CADC.

Deux potentiomètres sont utilisés pour développer un gain H/Q de commande (fonction d'altitude et vitesse inverse).

Le signal est ensuite appliqué à SP1 du calculateur de l'assiette. Le commutateur S2 reçoit sa logique de la sonde de CWS, qui reçoit alternativement son signal de l'amplificateur «DEAD ZONE ».

La sonde CWS est une sortie logique « 1 » quand une force de 5 Lbs est appliquée au manche de commande. Quand la sortie du CWS est une logique «1», S2 est ouvert. Pour cette raison, un signal du transducteur de force au calculateur de l'assiette (pitch computer) résulte seulement quand une force supérieure à 5 Lbs est appliquée au manche; sinon S2 fermé et le signal CWS est à la masse avant qu'il n'entre dans le calculateur de l'assiette (pitch computer).

La sonde de CWS change à un niveau élevé pour avoir la fonction CWS HD (« HI DETENT » est supérieur à 15 Lbs de CWS) si S1 est fermé. S1 se ferme si on est en « ALT HOLD » ou « GS engagé ».



FigureII-12 : les fonctions (ATT HOLD et CWS)

Par conséquent dans le mode ALT HOLD ou GS ENGAGED, une force plus élevée sur le manche (au moins 15 Lbs) est exigé avant que S2 ne s'ouvre, et le signal CWS est appliqué au calculateur de l'assiette. Le changement à une force « HI DETENT » sur la sonde de CWS empêche les forces négligentes sur le manche de commande, à un retour au mode de fonctionnement CWS (pilotage transparent).

Quand le commutateur S2 est ouvert, le signal CWS à SP1 est amplifiée et appliqué au servomoteur. A ce moment S8 est ouvert (puisque la logique n'est pas en « ATT HOLD ») permettant le servomoteur de tourner. Le servomoteur conduit le synchro CT à travers le train d'engrenage (a basse vitesse) pour commander une nouvelle attitude. Quand l'attitude désirée est atteinte, la force est supprimée du manche de commande et ainsi la sortie du transducteur de force s'annule, Le moteur est bloqué par la fermeture de S8 et met en service le mode « ATT HOLD ».

Les signaux de retour de position de la gouverne et le signal de retour de décalage du neutre renverront alors la gouverne de profondeur au neutre.

II-11) La fonction Maintien d'altitude : (voir figure II-12)

Le sélecteur de mode de profondeur sur la position « ALT HOLD » entraîne la CADC à fournir un signal d'erreur d'altitude et un signal de taux d'altitude au calculateur de profondeur. Le commutateur S3 s'ouvre, S5 et S6 sont fermés, et n'importe quelle variation de l'altitude référenciée (erreur d'altitude) est additionnée à sp8 avec le taux d'altitude par l'intermédiaire du switch « EASY ». Le signal a sp8 est amplifié et appliqué au calculateur de l'assiette et au coupleur de trajectoire verticale. L'amplificateur est contrôlé en gain (1/Q) par l'intermédiaire de la CADC.

Le condensateur C2 est chargé par le signal du taux d'altitude de la CADC par l'intermédiaire d'un démodulateur. Le changement sur le condensateur C2 représente un taux d'altitude mémorisé de descente et est utilisé dans le mode GLID SLOPE (GS).

Le signal d'erreur d'altitude est appliqué à sp2 et sp1. A partir de sp2, le signal est appliqué au filtre de trajectoire verticale et amplifié par l'amplificateur limiteur à 6 degré.

La sortie du limiteur 6° est appliqués à sp3 et additionnée à la sortie du « PITCH COMPUTER ».

Note : C'est les sorties du limiteur 6° et du CT (control transformer) additionnées ensemble à sp3 lesquelles résulte dans la commande, le changement pas plus grand que 6° à chaque moment.

Le signal d'erreur d'altitude est aussi appliqué au servomoteur par l'intermédiaire de sp1. Le servomoteur conduit le synchro CT (control transformer) pour maintenir la nouvelle attitude de l'avion, établissant une nouvelle altitude de référence. A noter que le train d'engrenage fonctionne à une vitesse faible.

Aussi dans la tenue d'altitude, les circuits de compensation du stabilisateur par l'intermédiaire de sp11 établissent un seuil d'équilibre. Si le seuil est dépassé, alors la sortie des détecteurs d'erreur compense le stabilisateur et maintient l'attitude de l'avion.

II-12) Circuit de compensation du stabilisateur: (Voire Figure II-12)

Le TRIM se fait automatiquement, lorsqu'il y a un décalage entre le stabilisateur et la gouverne, 12 secondes après la lampe "STAB TRIM" s'allume. Si le calculateur est désengagé ou lorsque une manœuvre manuelle est effectuée (MODE CWS), le TRIM automatique du stabilisateur ne fonctionne pas. Le signal provenant de la sonde de position de la gouverne (position transducteur) et le signal de position du stabilisateur (NEUTRAL SHIFT SENSOR) sont additionnés avec la sortie du compteur convertisseur au point de sommation (10).

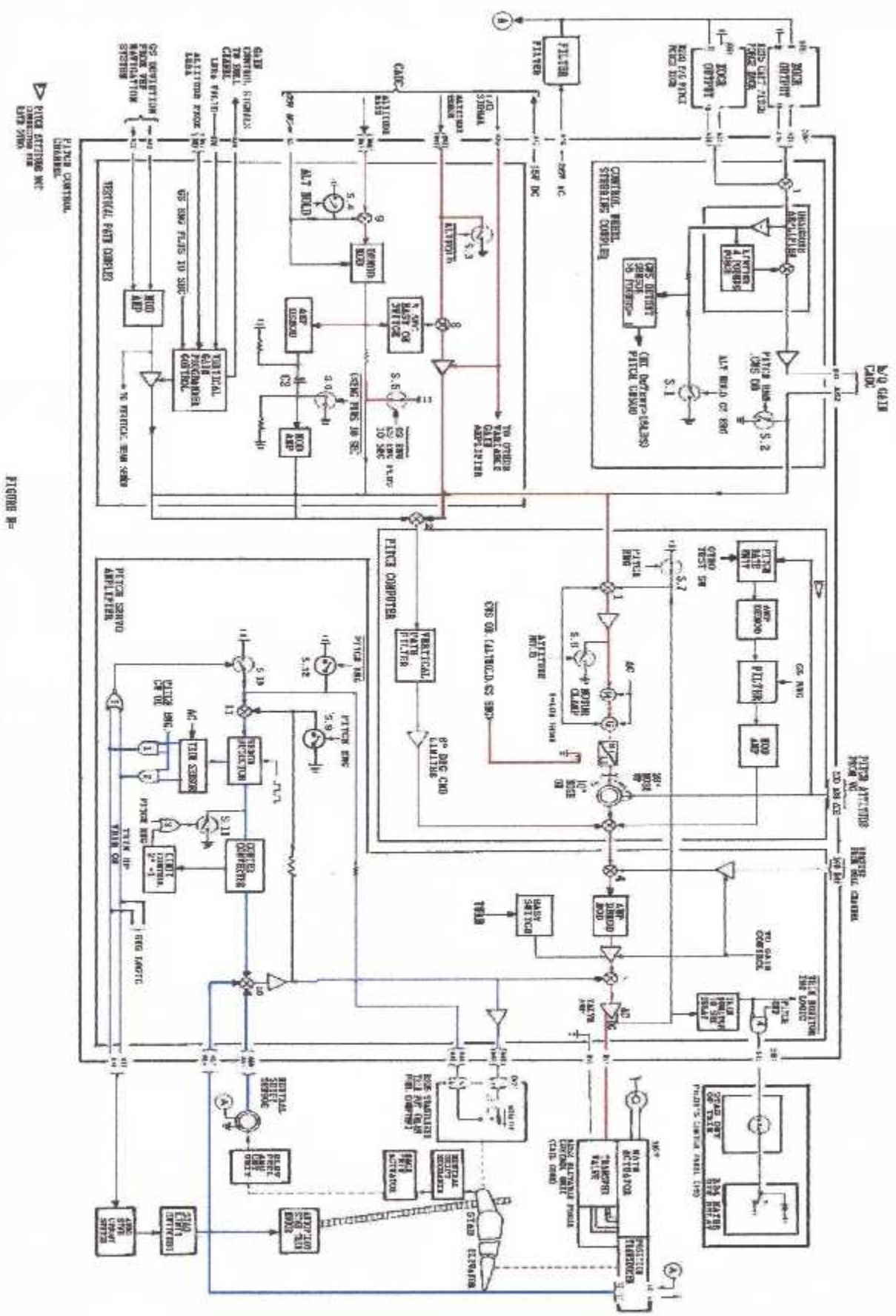


FIGURE II-13

Figure II-13 : les fonctions (ALT HOLD et TRIM)

Ces deux signaux vont donner un seuil. Une fois que le seuil est atteint, le commutateur S12 sera ouvert et laisse passer le signal au point de sommation (11). Le détecteur d'erreur produit des impulsions ; ces impulsions sont envoyées au "TRIM SONSOR" qui donne 0 à la sortie des signaux "TRIM UP" OU "TRIM DOWN".

Une fois que la phase est déterminée, le trim va actionner le stabilisateur. Ce dernier va s'aligner avec la gouverne de profondeur, et on aura un nul au niveau de la sonde de décalage du neutre, et le système TRIM va s'arrêter.

II-13) Le mode glide slope :

Le calculateur de profondeur est armé pour capter le faisceau GS quand le sélecteur de mode est sur « AUTO APP » et la déviation GS est supérieure à 25mv.

Avant la capture du faisceau GS, le mode CWS ou le mode maintien de l'altitude est utilisée pour contrôler l'avion. Après capture, un signal de piqué est utilisé pendant 10 secondes. Après 10 secondes, le contrôle du mode GS se met en service. Dans ce mode GS, la déviation GS et le taux d'altitude sont utilisés pour contrôler la descente de l'avion le long du plan d'alignement de descente.

La commande du gain avec le radio altimètre pour le calculateur de roulis et de profondeur commence à 1500 pieds au dessus du terrain. Si le radio altimètre n'est pas valide, un programme horaire est utilisé débutant à la capture du GS.

Fonctionnement du Glide slope (voir figure II-14)

Avant le captage du GLIDE SLOPE, le calculateur de profondeur est en ALT HOLD, et S5 'S6 sont fermés, envoyant tous les signaux du taux d'altitude vers le calculateur de l'assiette passant par l'intermédiaire du switch « EASYON ». Seulement, le taux d'altitude est approximativement zéro dû à un niveau d'interception glide slope en « ALT HOLD ».

En GS engagé, S3 se ferme pour orienter les signaux d'erreur d'altitude à la masse. S4 s'ouvre et 26 VAC appliqué à SP9 fournit un signal de polarisation 700 FPM, qui est additionné avec le taux d'altitude (supposé initialement zéro). La sortie additionnée de SP9 (700 FPM polarisation) est appliquée par l'intermédiaire de S5 au calculateur de l'assiette pour établir une commande de piqué. Le signal de taux d'altitude s'accroît et oppose une tension de polarisation à SP9, donc la sortie SP9 décroît également. Pendant ce même temps la capacité C2 charge et mémorise toute différence entre le taux d'altitude et la polarisation 700 FPM.

Comme S6 est fermé jusqu'à 10 secondes après l'engagement du GS, aucun signal de sortie C2 ne passe au filtre de trajectoire verticale.

10 secondes après l'engagement du GS, S5 se ferme et oriente le signal du taux d'altitude à la masse. S6 s'ouvre, et n'importe quelle différence de taux mémorisée par le condensateur C2 est appliquée au filtre ce qui fournit une transition au GS désiré.

A l'engagement du GS l'avion capte le GLIDE SLOPE et établit un piqué. En GS engagé plus 10 secondes, le signal de déviation GS est appliqué au filtre de trajectoire verticale et au calculateur de l'assiette pour maintenir l'avion sur le faisceau GLIDE SLOPE désiré.

Le signal de déviation GLIDE SLOPE est amplifié et le gain de l'amplificateur est réduit en fonction de l'altitude radio pour expliquer la convergence du faisceau GLIDE SLOPE.

II-14- La programmation de gain : (voir Figure II-15)

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, soit d'un programme en fonction du temps.

Après 10s de l'engagement du mode GS le signal de déviation sera modulé, amplifié et conduit vers le module calculateur de l'assiette et le filtre de trajectoire verticale. Le gain de l'amplificateur, initialement nul, croit et sera maintenu à 100% jusqu'à ce que l'avion descende à 1500 pieds. (Graphe A)

Dans le cas où le radio altimètre (LRRA) est fonctionnel, le signal d'altitude se transforme en une tension de polarisation (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. Ce gain programmé, qui commence 10s après l'engagement du mode GS, se résulte en un gain initial de 80% qui décroît à la capture du GS de 100% à 20% approximativement sur une période de 120 secondes. (Graphe B)

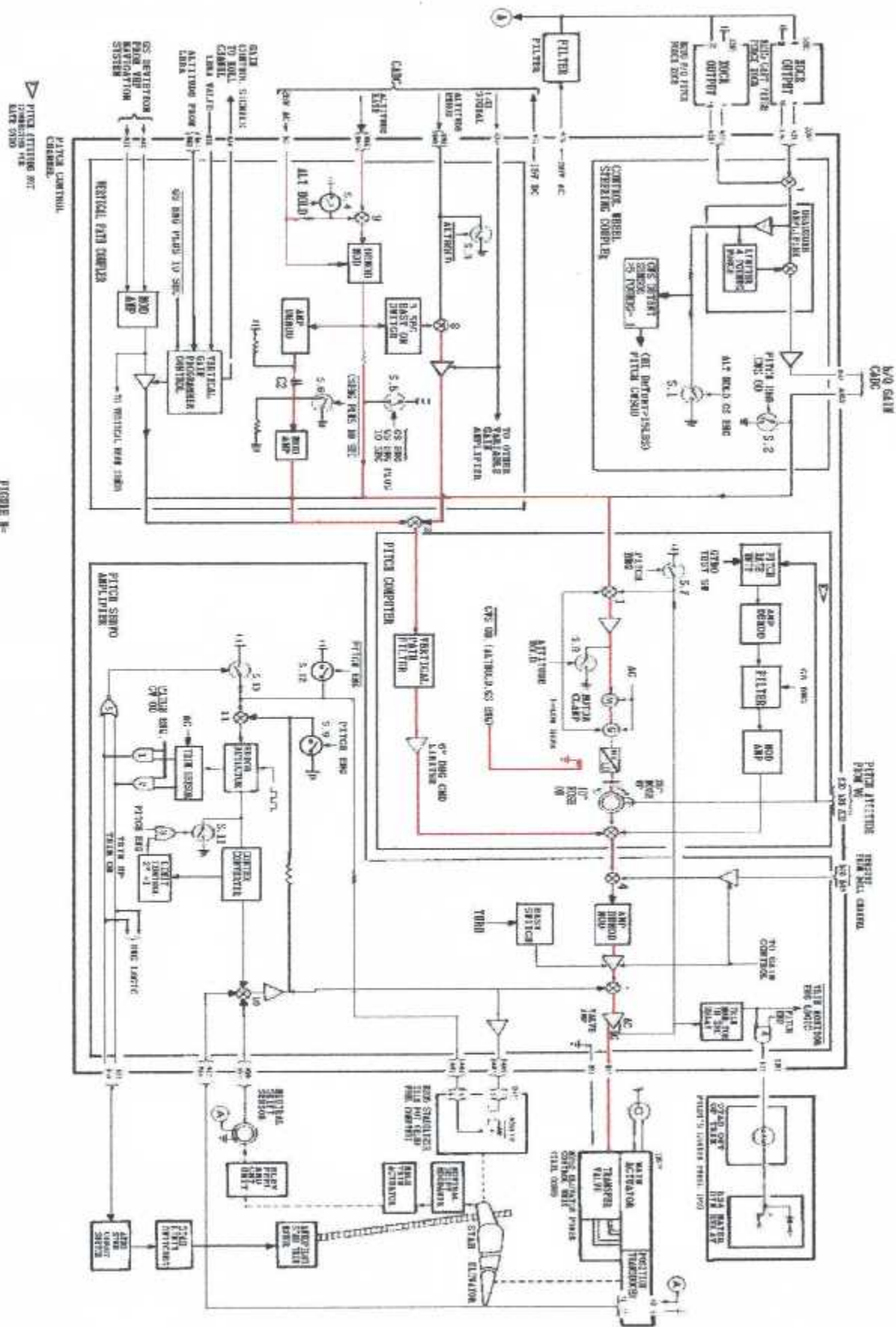


FIGURE II-14

FigureII-14 : Le schéma du calculateur de profondeur

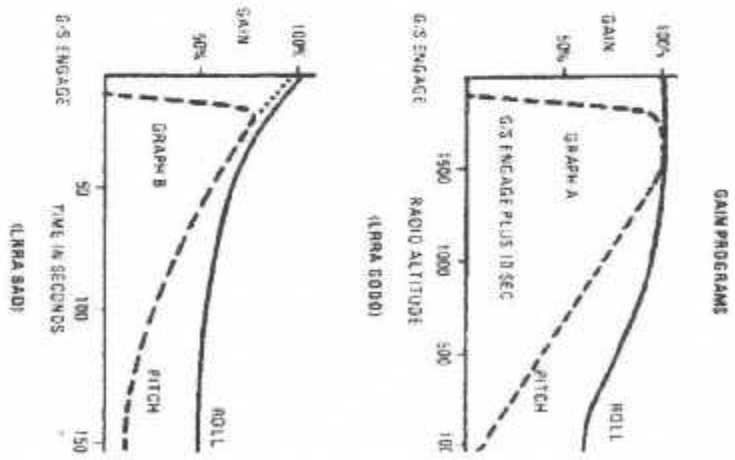
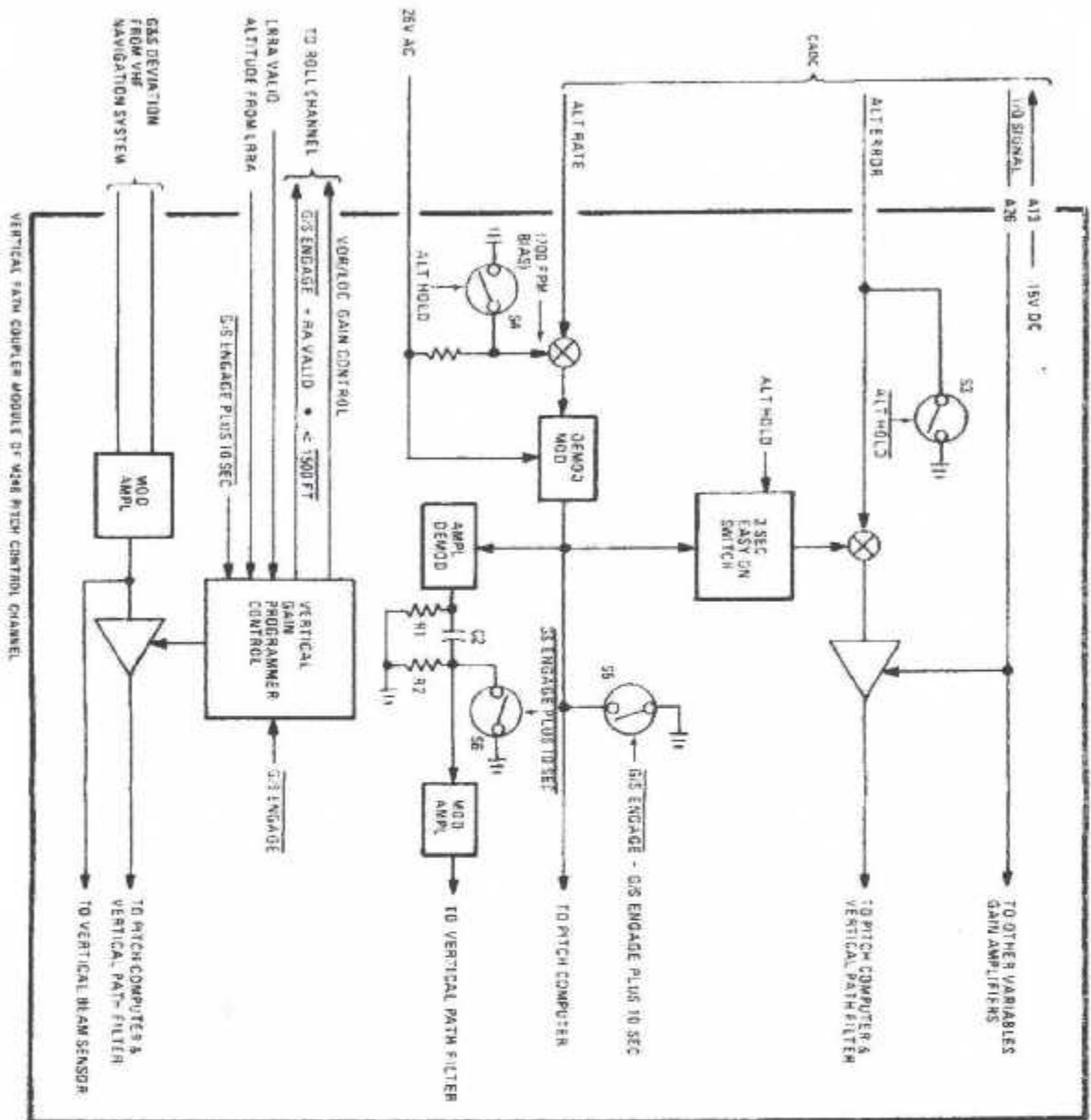


Figure II-15 : la programmation du gain

II-15- Etude du fonctionnement des modes et fonctions dans le calculateur de profondeur :

Le calculateur de profondeur SPERRY référence N=258810-903, fournit la commande suivant l'axe de tangage par amplification, mise en forme et calcul pour commander les gouvernes de profondeur à travers un vérin hydraulique.

La description des opérations du calculateur de profondeur est basée sur les 3 schémas block montrés dans les figures II-16-1, II-16-2, et II-16-3 et qui sont reliées. Chacun des modes du calculateur de profondeur est décrit séparément.

II-15-1- Mode de synchronisation : (voir figures II-16-1, II-16-2, et II-16-3)

Avant l'engagement du calculateur, les fonctions suivantes sont fournis par le calculateur de profondeur : synchronisation de l'assiette longitudinal, de l'amplificateur à valve (valve amplifier) et de la position de la gouverne.

La synchronisation de l'assiette longitudinale et l'amplificateur à valve (valve amplifier) sont basés sur le signal de sortie de l'amplificateur à valve A3A1A1. Ce signal de sortie est modulé dans l'amplificateur à valve A3A1A1 (valve amplifier). Le signal résultant 400 Hz est conduit à travers le commutateur « engage » A4A3A1A au point de sommation 2 et à l'amplificateur de commande du moteur A4A1A1. La sortie de cet amplificateur de commande de moteur fait tourner le moteur générateur, ceci commande le synchro CT A4A5B1 à travers le train d'engrenage. La vitesse de rotation est gérée par la sortie du moteur générateur A4A5MG1 appliquée au point de sommation 2. Puisque le synchro CT tourne, sa sortie est réduite, ayant pour résultat la sortie réduite de l'amplificateur A3A2A1 et l'amplificateur A3A2A2 ; il y a finalement élimination de la sortie de l'amplificateur à valve A3A1A1. Quand la sortie est nulle, la rotation du moteur générateur et du CT cesse, et la position du rotor du CT est synchronisée avec l'assiette longitudinale de l'avion captée par le vertical gyro.

La sortie modulée de l'amplificateur à valve (valve amplifier) A3A1A1 est aussi appliquée au signal trim monitor A3A4A1, jusqu'à ce que la synchronisation de l'assiette longitudinale et l'amplificateur à valve soit complète, le signal à l'entrée du trim moniteur entraînera celui-ci pour prévenir l'engagement du calculateur de profondeur.

La synchronisation de la position de la gouverne de profondeur est accomplie comme suit : Les signaux de la sonde neutre de décalage (neutral shift sensor) du stabilisateur et transducteur de position de la gouverne sont additionnés dans l'amplificateur A3A5A2 avec la sortie du compteur/convertisseur A3A5A4.

Les signaux additionnés de la sonde neutre de décalage (neutral shift sensor) et les transducteurs de position de la gouverne sont aussi appliqués à l'amplificateur A3A5A3.

La sortie de cet amplificateur fournit l'information de la position de l'élévateur à l'indicateur de la gouverne de profondeur (si installé). La sortie de l'amplificateur est conduite au détecteur d'erreur A3A5A1 par le commutateur A3A5A3Q5. Egalement le générateur d'impulsion A3A5A2 applique 800 impulsions par seconde à l'entrée du détecteur d'erreur A3A5A1, qui prélève le signal de l'amplificateur A3A5A2 et fournit un signal carré dans la boucle sans retard de phase.

Quand l'entrée au détecteur d'erreur A3A5A1 est au dessus d'un niveau prédéterminé, le détecteur d'erreur convertit le signal d'erreur en un train d'impulsion de 400 impulsions par seconde, qui conduit le compteur/convertisseur A3A5A4; le compteur à 7 bit A3A5A4 compte le train d'impulsion et le convertisseur numérique analogique A3A5A4 convertit les

impulsions pour fournir en même temps un signal de sortie du compteur/convertisseur A3A5A4 qui ramènera l'erreur à zéro dans la boucle de synchronisation. Le générateur d'impulsion A3A5A2 applique également une entrée 400 impulsion par seconde au compteur/convertisseur A3A5A4 pour lui fournir la possibilité d'addition et de soustraction. La limite de la fonction logique interdit l'entrée du Compteur/convertisseur A3A5A4 toute les fois qu'une erreur extrêmement grande cause la saturation. La synchronisation de la position de la gouverne établit une position d'équilibre de référence pour le calcul des commandes automatiques de compensation du stabilisateur quand le calculateur de profondeur est engagé. La référence résulte du fait que cette entrée A3A5A4 du compteur/convertisseur est bloquée par l'engagement du calculateur de profondeur, entraînant la sortie du compteur/convertisseur A3A5A4 à rester constante.

II-15-2- Mode maintien de l'assiette longitudinal (attitude hold) :

Au moment de l'engagement, si aucun autre mode n'est choisi, le calculateur de profondeur fonctionne automatiquement en mode « Attitude Hold ». Le circuit bloque moteur du moteur générateur est activé fermant le « servo assembly » à la même assiette longitudinale captée par le vertical gyro existant au moment de l'engagement. Des changements de l'assiette longitudinale de l'avion sont ressentie dans le synchro CT, fournissant un signal de sortie au point de sommation 9 proportionnelle au changement d'attitude. Le signal est conduit à l'amplificateur à valve (valve amplifier) A3A1A qui commande le mouvement de la gouverne pour reconstituer l'assiette longitudinale originale. La position des gouvernes est captée au point de sommation 3 afin que la position des gouvernes soit proportionnelle à la sortie du point de sommation 3. L'amortissement du mouvement de l'avion est donné par un signal de taux de tangage. L'information de taux de tangage est fournie par le « Derived Rate Assembly » A2. La teneur en fréquence du signal de tangage est modifiée dans le filtre A3A1A2, la sortie de ce filtre est conduite au point de sommation 9, où on l'ajoute au signal d'erreur de l'assiette longitudinal. Le gain de l'amplificateur de gain variable A3A2A2 est varié inversement par un signal de l'ADC pour compenser les signaux de commande de tangage afin de changer les commande dynamique de l'avion en fonction de la vitesse.

II-15-3- Mode transparent CWS : (pilotage transparent)

Les transducteurs de forces en liaison avec les manches fournissent une sortie proportionnelle à la force appliquée aux manches de commande. Quand cette sortie atteint un niveau prédéterminé, le capteur de CWS de l'amplificateur « deadzone » A6A1A1 fournit une tension (CWS OD). Cette tension désactive le circuit bloque moteur du « servo assembly » A4A4 et fournit un parcours du signal de transducteur de force. Celui-ci est dirigé au point de sommation 2 à travers l'amplificateur « deadzone » A6A1A1, un filtre passe bas A6A1A2, et un potentiomètre de commande de paramètre dans la centrale aérodynamique.

Le filtre passe-bas A6A1A2 atténue les hautes fréquences de la sortie de l'amplificateur « deadzone » A6A1A1 qui entraîne le calculateur de profondeur à ignorer les petits signaux des transducteurs de forces. Le potentiomètre de commande de paramètre compense les changements dynamiques de l'avion en fonction de la vitesse, dont la sortie est appliqué à travers le commutateur fermé A1A1A5A à l'amplificateur moteur A4A1A1. l'amplificateur entraîne le moteur générateur qui conduit le synchro CT A4A5B1 à travers le train d'engrenage. Le signal du vertical gyro est appliqué au synchro CT A4A5B1 dont le résultat à la sortie du synchro est dirigée à l'amplificateur a valve (valve amplifier) A3A1A1 qui commande le changement nécessaire de la position de la gouverne de profondeur.

Le mouvement du « servo assembly » et de la gouverne de profondeur continue jusqu'à ce que la force du manche de commande soit libérée ou jusqu'à ce que la limite mécanique dans le « servo assembly » est atteinte. Quand la force du manche est relâchée, le couplage du CWS est supprimé. Le « servo assembly » est bloqué à la nouvelle référence de position. La sortie du synchro CT A4A5B1 active en permanence et entraîne des changements de l'assiette longitudinal de l'avion jusqu'à ce que la sortie du vertical gyro fournisse une sortie nulle dans le synchro CT.

II-15-4- Compensation en portance :

Pendant les manœuvre, un signal du calculateur de roulis proportionnel au signal « virsine » de l'angle de roulis est conduit à travers l'amplificateur A3A2A1 au point de sommation 9. A ce point, ce signal est comparé avec les signaux du synchro CT A4A5B1 pour fournir une commande de la gouverne de profondeur à l'amplificateur à valve A3A1A1 (valve amplifier). Le mouvement de la gouverne de profondeur s'arrête quand le signal de la sonde de position au point de sommation 3 décommande (annule) le signal de commande de tangage. Le gain en partie de l'amplificateur de gain variable A3A2A1 est inversement proportionnel au signal de la centrale aérodynamique. Ce gain variable est nécessaire pour compenser les signaux de commande de tangage pour des changements dynamique de commande de l'avion. (Pour l'évolution de l'avion).

II-15-5- Mode Maintien d'altitude (ALT HOLD) :

Le mode maintien d'altitude est choisi au panneau de commande. Le choix de ce mode désengage le mode maintien de l'assiette longitudinal par déblocage du « servo assembly ». Des signaux d'erreur d'altitude, à partir de la central aérodynamique, sont appliqués à travers le switch « deenergized » A5A1A3B, au point de sommation 7.

Les signaux de taux d'altitude de la centrale aérodynamique sont appliqués au synchroniseur électrique A6A2A1 par le point de sommation 4 qui supprime des composantes quadratures des taux des signaux et synchronise le taux du signal à la référence du pilote automatique 400 Hz. La sortie du synchroniseur électrique est appliquée par le switch A6A4 au point de sommation 7. ce signal est présent au point de sommation 7 approximativement 3 secondes après l'engagement du mode « maintien d'altitude ». Les signaux de taux d'altitude sont additionnés avec un signal d'erreur pour fournir l'atténuation du mode, ainsi éliminant la référence concernant l'altitude barométrique. La sortie du point de sommation 7 est alimentée à l'amplificateur de gain variable A5A3A3 dont le gain est varié comme une fonction inverse et compense des changements de commande dynamique de l'avion en fonction de la vitesse. La sortie de l'amplificateur de gain variable A5A3A3 est conduite à travers le point de sommation 8 à l'amplificateur A5A3A3 et aussi à travers le point de sommation 11 et le filtre limiteur A5A3A1 au point de sommation 9. Cette sortie est également appliquée au point de sommation 2.

La sortie du point de sommation 2 aboutit à une mise en service dans le « servo assembly » auquel le train d'engrenage a choisi numériquement le braquet supérieur en fonction de la vitesse de l'avion pour former un intégrateur électromécanique à basse vitesse. Le mouvement de cet intégrateur aboutit à la sortie du CT A4A5B1 laquelle est conduite au point de sommation 9.

La sortie du point de sommation 9 entraîne l'amplificateur à valve A3A1A1 pour commander le mouvement de la gouverne de profondeur. Le gain en partie de l'amplificateur A5A3A3 est inversement proportionnelle au signal de la centrale aérodynamique. Ce gain variable est

nécessaire pour compenser les commandes de profondeur pendant des changements des commandes dynamiques de l'avion en fonction de la vitesse.

La tension exigée pour avoir la fonction CWS est augmentée en mode « maintien d'altitude ». Si la sortie du transducteur de force atteint ce niveau supérieur de tension, le mode « maintien d'altitude » est désengagé. Ce niveau accru empêche le désengagement involontaire du mode (raison de sécurité).

II-15-6- Mode de pénétration aux turbulences :

Le mode de pénétration aux turbulences est sélectionné au panneau de commande. Le choix aboutit à la réduction des gains de l'amplification du taux de tangage et de l'assiette longitudinale par le circuit de réduction de gain « easy on » dans l'amplificateur de gain variable A5A3A3. Ces changements fournissent le mode maintien d'attitude avec des commandes atténuées pour le contrôle des mouvements de tangage. Le mode glide slope est désengagé durant l'utilisation de mode « pénétration de turbulences » mais le pilotage transparent (CWS) fonctionne normalement.

II-15-7- Le mode automatique glide slope :

Dans le mode automatique glide slope, le calculateur de profondeur commande l'assiette longitudinale de l'avion pour suivre un faisceau radio glide slope. Le mode glide slope est lancé automatiquement au panneau de commande. Le niveau de force pour avoir la fonction CWS (pilotage transparent) est augmenté durant le mode glide slope pour empêcher le désengagement du mode.

Le mode automatique « glide slope » est exécuté en trois phases : interception, capture et poursuite.

Phase d'interception :

Le signal de réception glide slope est appliqué à l'amplificateur modulateur A5A2A2. Le capteur du faisceau vertical, relié à la sortie du modulateur amplificateur A5A2A2, saisit le niveau du signal de sortie du récepteur glide slope.

Quand ce niveau de signal de sortie diminue à une valeur prédéterminée, le capteur du faisceau vertical A5A2A3 change d'état terminant la phase d'interception.

Phase capture :

La phase capture commence quand le capteur du faisceau vertical A5A2A3 change d'état pour fournir une tension d'interlock à la sortie et démarre un temporisateur de 10 secondes.

Le capteur du faisceau vertical change d'état quand le signal du récepteur glide slope diminue à un niveau prédéterminé.

Pendant la phase capture un signal de polarisation (AC) de capture du glide slope est appliqué au point de sommation 4 pour commander un taux prédéterminé de descente.

Un signal de taux d'altitude à partir de la centrale aérodynamique est également appliqué au point de sommation 4 afin que la sortie de ce point soit proportionnelle à la déviation de taux commandé de descente.

La sortie de ce point est aussi filtrée dans le synchroniseur électronique A6A2A1 et conduit au point de sommation 2 causant le mouvement dans le « servo assembly » A4A5 par lequel le train d'engrenage a choisi le rapport supérieur de vitesse. La sortie résultante du synchro

CT A4A5B1 entraîne l'amplificateur à valve (valve amplifier) A3A1A1 pour commander le mouvement de la gouverne de profondeur.

Dix secondes après que le capteur du faisceau vertical change d'état, les commutateurs A6A3A1A2B et A6A3A1A1B changent d'état terminant la phase capture.

Phase de poursuite :

La phase poursuite du mode de contrôle automatique glide slope commence quand le temporisateur de 10 seconde, démarré par le changement d'état du capteur du faisceau vertical, entraîne les commutateurs A6A3A1A2B et A6A3A1A1B pour changer d'état. Ce changement supprime le signal de déviation de taux d'altitude (conduit au point de sommation 4) du point de sommation 2, et applique ce signal après filtrage dans le filtre A6A2A2, au point de sommation 11 où il cause l'atténuation des mouvements de l'avion dans le mode glide slope.

Le signal de déviation glide slope est appliqué au programmeur de gain A5A2A1, également à la sonde du faisceau vertical. Le signal de déviation ne traverse pas le programmeur de gain A5A2A1 jusqu'à ce que le temporisateur de 10 secondes ouvre le commutateur « easy-on » A5A1A2 dans la commande du programmeur.

Le switch « easy on » entraîne le programmeur de gain A5A2A1 pour permettre graduellement le passage du signal glide slope au point de sommation 11 et à travers le commutateur A4A3A1B, au point de sommation 2. Le signal de taux d'altitude est combiné avec le signal de déviation glide slope au point de sommation 11 pour fournir l'atténuation pendant le mode glide slope. La sortie du point de sommation 11 est conduit à travers le filtre limiteur (filter limiter) A5A3A1 au point de sommation 9. Le filtre limiteur A5A3A1 limite les changements de l'assiette longitudinale commandée pendant le mode glide slope.

La sortie du point de sommation 2 fournit le mouvement dans le « servo assembly » A4A5 dans lequel le train d'engrenage a choisi le braquet supérieur pour former un intégrateur électromécanique à basse vitesse.

Le mouvement dans cet intégrateur aboutit à la sortie du CT A4A5B1, laquelle est appliquée au point de sommation 9. Cette sortie du point 9 entraîne l'amplificateur à valve (valve amplifier) A3A1A1 pour commander le mouvement nécessaire de la gouverne de profondeur pour maintenir la trajectoire de vol dans le centre du faisceau glide slope. L'opération de l'intégrateur a pour conséquence un gain élevé à long terme employé pour éliminer des erreurs de temps d'arrêt du faisceau. Pendant que l'avion descend le long du faisceau glide slope, un signal de radio altimètre est conduit au programmeur d'altitude A5A1A1. Si le signal de radio altimètre est valide, celui-ci est transmis au « programmer control » A5A1A2. Un commutateur dans la commande du programmeur change d'état quand le niveau du signal correspond à une altitude de 1500 pieds.

Ce changement d'état crée une tension de couplage et dirige le signal de radio altimètre par le « programmer control » A5A1A2 au programmeur du gain (gain programmer) A5A2A1, par lequel le signal glide slope passe. L'amplification du signal glide slope dans le programmeur du gain A5A2A1 est réduite en fonction du signal radio altimètre. Cette réduction de gain compense l'augmentation de l'intensité du faisceau glide slope pendant l'approche.

Si le radio-altimètre n'est pas valide, l'amplification du signal de déviation glide slope dans le programmeur de gain A5A2A1 est alors réduite en fonction du temps, commençant au début de la phase poursuite (cheminement).

II-15-8- Mode manuel glide slope :

Le mode d'opération manuel glide slope est identique à l'opération automatique glide slope, sauf que la phase d'interception est évitée. Le mode manuel glide slope est sélectionné à la boîte de commande, et la phase capture commence immédiatement. La sélection du mode manuel glide slope simule le changement d'état dans le capteur du faisceau vertical (vertical beam sensor) A5A2A3. Les phases de capture et poursuite sont expliquées dans les paragraphes ci dessus.

Observation : le mode manuel glide slope n'est pas utilisé, à l'exception de vols d'essai.

II-15-9- La Fonction automatique de compensation de profondeur (TRIM) :

(Voir figure II-16-3).

Le Trim automatique de profondeur repositionne la position neutre de la commande manuelle en considérant l'unité de commande et de sensibilité de la gouverne de profondeur pour compenser les changements de trim de l'avion.

Le trim automatique de profondeur est désactivé durant le pilotage transparent (CWS), ou quand le calculateur de profondeur est désengagé.

Les signaux de transducteur de position de la gouverne et la sonde neutre (capteur de position) sont additionnés dans l'amplificateur A3A5A2 avec la sortie du compteur/convertisseur A3A5A4.

La sortie de l'amplificateur A3A5A2 est conduite à travers la partie de l'amplificateur à valve (VALVE AMP) A3A1A1, le potentiomètre de trim de stabilisateur, et le détecteur de signal trim A3A4A2, lequel crée l'entrée TRIM UP ou TRIM DOWN à la logique trim dans la carte d'interlock de profondeur A1A1.

La logique trim fournit la puissance pour activer les relais appropriés et fournit la tension de couplage pour prévenir les commandes simultanées TRIM UP et TRIM DOWN.

La sortie du capteur du signal trim A3A4A2 est également conduite au switch dans l'amplificateur A3A5A3 (PULL-IN / DROP-OUT SWITCH). Dans son état normal, ce commutateur crée une extrémité de résistance A3A5R3 pour atténuer le signal d'entrée en partie du détecteur d'erreur A3A5A1.

Quand une commande d'équilibre est donnée, le switch A3A5A3 supprime la masse de la résistance A3A5R3, augmentant la sensibilité du détecteur d'erreur A3A5A1.

La sensibilité accrue du détecteur d'erreur entraîne le stabilisateur d'être conduit au-delà de la position correspondante au seuil d'équilibre, éliminant la boucle d'asservissement.

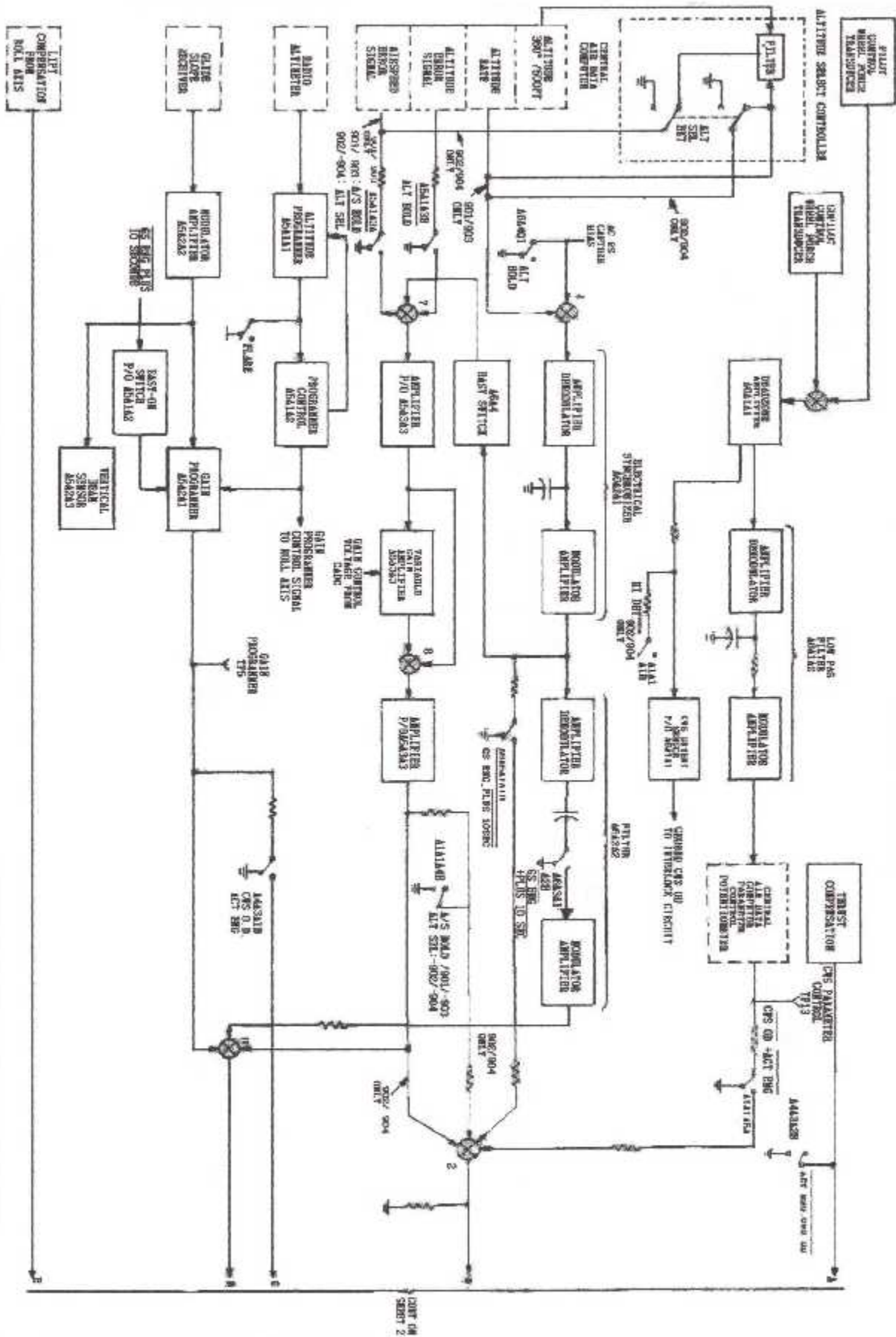


Figure II-16-1 : schéma block détaillé du calculateur de profondeur

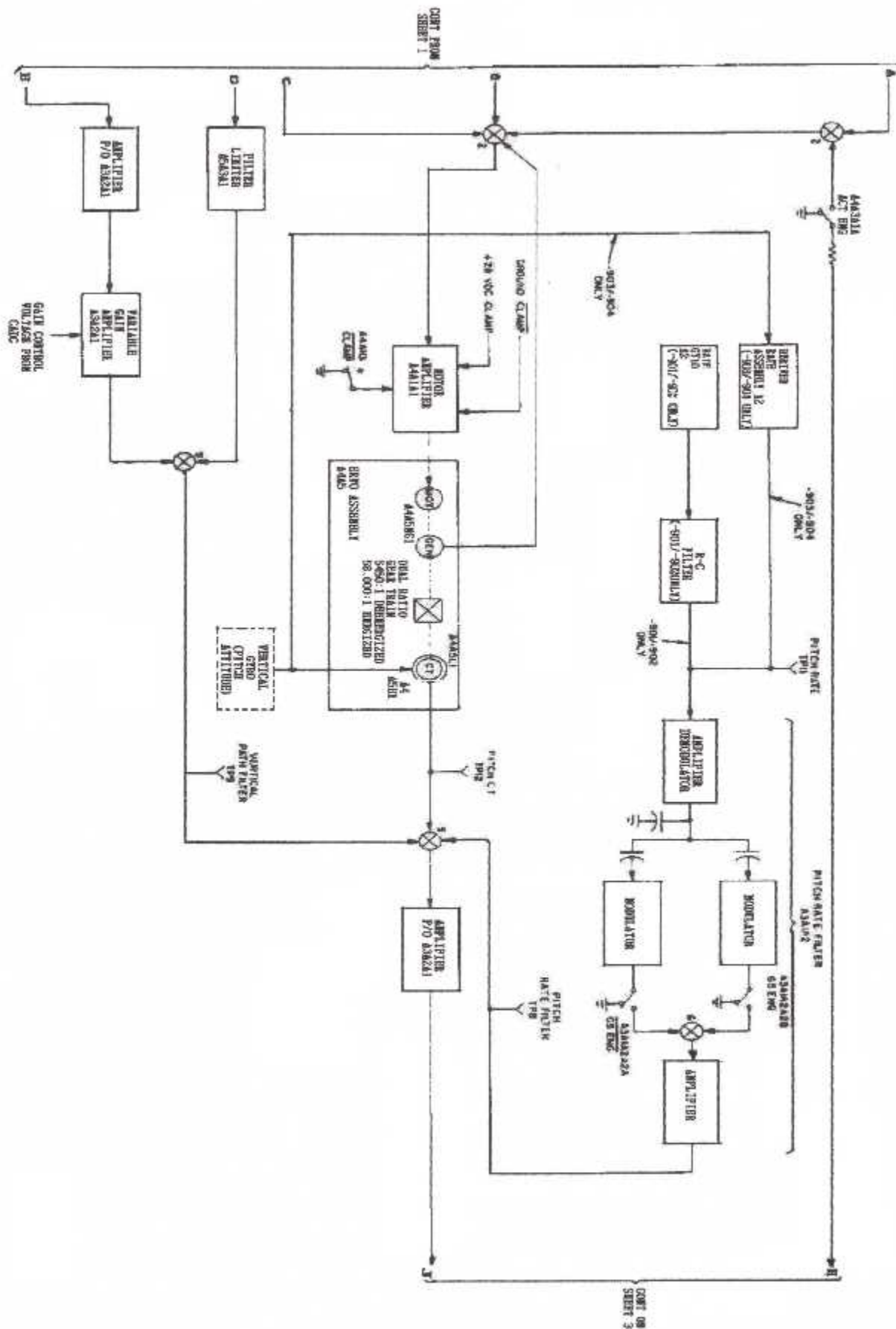


Figure N° II-16-2: schéma block détaillé du calculateur de profondeur

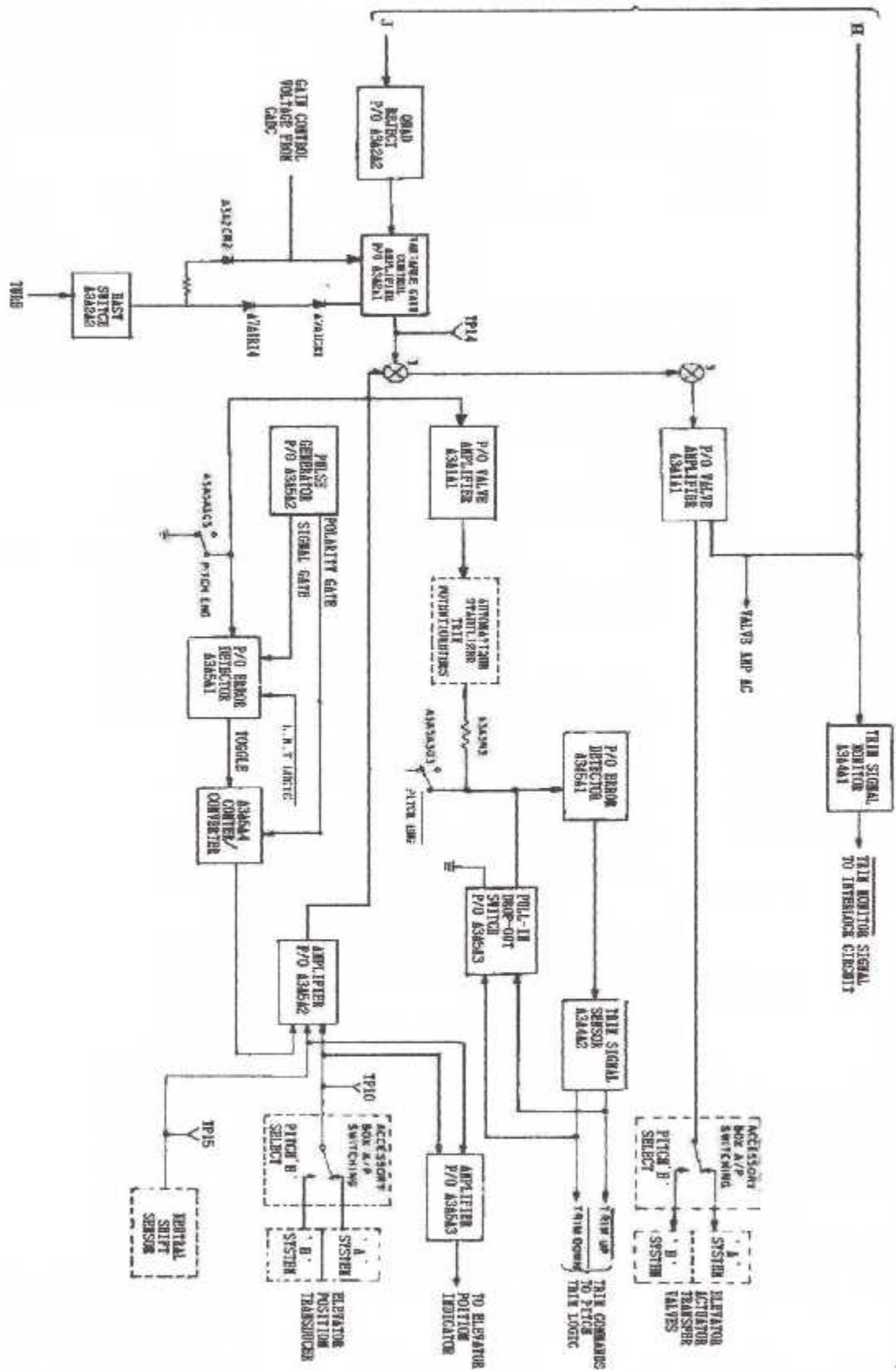


Figure II-16-3: schéma block détaillé du calculateur de profondeur

II-16-Etude du fonctionnement des modules

Cette partie de l'étude permet de maîtriser le fonctionnement des différents modules du calculateur de profondeur et d'analyser en détaille chaque un d'eux.

II-16-1-Servo amplificateur de profondeur :

Ce module traite cinq fonctions : la synchronisation, maintien d'attitude, compensation en portance (paragraphe II-15-4), Turb, Trim.
(Voir Figure II-17, voir schéma électronique Annexe 1)

II-16-1-1- Synchronisation : (voir Figure II-17)

Avant l'engagement ses fonctions sont fournies dans le servo amplificateur de profondeur, la synchronisation de l'assiette longitudinale, l'amplificateur à valve et la position de la gouverne de profondeur.

La synchronisation de l'assiette longitudinale et l'amplificateur à valve dans le servo amplificateur sont accomplis quand un signal d'erreur de synchro CT est introduit au point de sommation (1). Le signal d'erreur est amplifié par l'amplificateur A2A1 et passe par le réjecteur quadrature A2A2, introduit dans la commande de gain A2A2, amplifié par l'amplificateur A2A2 et conduit au point de sommation 2. Le signal d'erreur est ensuite amplifié et modulé par l'amplificateur modulateur A1A1. Le signal AC de l'amplificateur à valve est introduit au servo assemblage (servo assembly) dans le module calculateur de l'assiette pour annuler le signal d'erreur du synchro CT. La sortie de l'amplificateur modulateur est également appliquée au trim moniteur A4A1. Jusqu'à ce que la synchronisation de l'assiette longitudinale et l'amplificateur à valve soit complète, le signal trim moniteur prévient l'engagement du calculateur de profondeur. La synchronisation de cette manière élimine les commandes transitoires de tangage à l'engagement du calculateur de profondeur.

La synchronisation de la position de la gouverne de profondeur est accomplie comme suit : Les signaux de la sonde de position (NSS) et les transducteurs de position de la gouverne de profondeur sont additionnés dans l'amplificateur A5A2 avec la sortie du compteur/convertisseur (N/A) A5A4. La sortie de l'amplificateur A5A2 est conduite à travers le commutateur A5A3 et l'amplificateur d'erreur A5A1 à l'échantillonneur A5A1. Le générateur d'impulsion A5A2 applique une entrée de 800 impulsions/s à l'échantillonneur A5A1, qui échantillonne le signal de l'amplificateur d'erreur A5A1 et fournit un signal carré dans la boucle sans le retard de phase. Quand l'entrée du détecteur d'erreur A5A1 est au-dessus d'un niveau prédéterminé, celui-ci convertit le signal d'erreur à un train de 400 impulsions/s, conduisant le signal d'entrée pour produire un signal de sortie de façon à réduire l'erreur à un nul dans la boucle de synchronisation.

II-16-1-2- mode maintien d'attitude : (voir Figure II-17)

Des changements de l'assiette longitudinale de l'avion produisent un signal dans le synchro CT (« pitch CT » signal d'attitude J1-39), lequel passe au point de sommation 1. Ce signal d'attitude est amplifié dans l'amplification A2A1, passant à travers le réjecteur quadrature et la commande de gain A2A2. La sortie de la commande de gain A2A2 est variée inversement par un signal Q-pot pour compenser les signaux de commande de l'assiette et

pour actionner les gouvernes en fonction de la vitesse de l'avion. Le signal est ensuite amplifié par l'amplificateur A2A2. Le gain de l'amplificateur est déterminé par la résistance variable A2R2. La sortie de l'amplificateur A2A2 est conduite au point de sommation 2 et à l'amplificateur modulateur A1A1 qui commande le mouvement de la gouverne pour reconstituer l'assiette de référence (original).

Le mouvement de la gouverne de profondeur est capté par le transducteur de position de la gouverne et la sonde de décalage du neutre. Les signaux résultants sont additionnés dans l'amplificateur A5A2. La sortie de l'amplificateur A5A2 est aussi conduite au point de sommation 2 en phase pour annuler la sortie de l'amplificateur A2A2, afin que la position de la gouverne soit proportionnelle à la sortie du point de sommation 2. L'amortissement du mouvement de l'avion est fourni par le « derived rate assembly » au point J1 24. (voir le schéma).

Le signal du « DRA » est amplifié par l'amplificateur A1A2, démodulé par le démodulateur A1A2 puis modulé par le modulateur A1A2 pour modifier le contenu en fréquence du signal. Le gain supérieur est fourni durant l'engagement du « glide slope » donnant le contrôle d'amortissement supérieur dans ce mode. Ensuite le signal est amplifié dans l'amplificateur A1A2 avec la résistance variable AIR1 contrôlant le gain. La sortie de l'amplificateur A1A2 est conduite au point de sommation 1, ou elle est additionnée avec le signal d'erreur d'attitude du synchro CT (pitch J1.39).

II-16-1-3-Mode de turbulence : (voir Figure II-17)

Quand le mode TURB est sélectionné, celui-ci entraîne une réduction de l'amplification de gain de l'assiette longitudinale par le switch « easy on » de turbulence A2A2, circuit de réduction dans la commande de gain A2A2. Cette réduction de l'amplification fournit le signal d'erreur d'attitude avec des commandes atténuées pour la gouverne de profondeur.

II-16-1-4- la fonction de compensation de profondeur automatique : (voir Figure II-17)

Les signaux de transducteur de position de l'élévateur et la sonde de décalage du neutre sont additionnés dans l'amplificateur A5A2 avec la sortie du compteur/convertisseur D/A A5A4. La sortie de l'amplificateur A5A2 est conduite à travers l'amplificateur A1A1, le potentiomètre TRIM A5R3, A5R4 et A5R9 et le switch A5A3 à l'amplificateur A5A1. Le signal est amplifié par l'amplificateur d'erreur A5A1 et ensuite conduit à travers l'échantillonneur et le détecteur A5A1 au capteur du trim A4A2. L'entrée de la sonde est sensible au phase des impulsions à 90° et 270°, et la sortie dépend de la phase et de l'amplificateur de l'entrée. La valeur de l'amplitude est déterminée par les valeurs des potentiomètres automatiques de compensation de stabilisateur A5R3, A5R4 et A5R9. Une impulsion de 90° à l'entrée de la sonde TRIM A4A2 produira une sortie nulle de la sonde TRIM A4A2 à J1.48, et celle de 270° produira une sortie nulle de cette même sonde à J1.49.

Quand un nul apparaît à la sortie « trim up » ou « trim down », cette commande trim supprime la masse de la résistance A5R4, augmentant la sensibilité du détecteur A5A1.

Cette augmentation de sensibilité permet un petit signal d'entrée à l'amplificateur A5A2 pour produire une sortie de commande d'équilibre (TRIM).

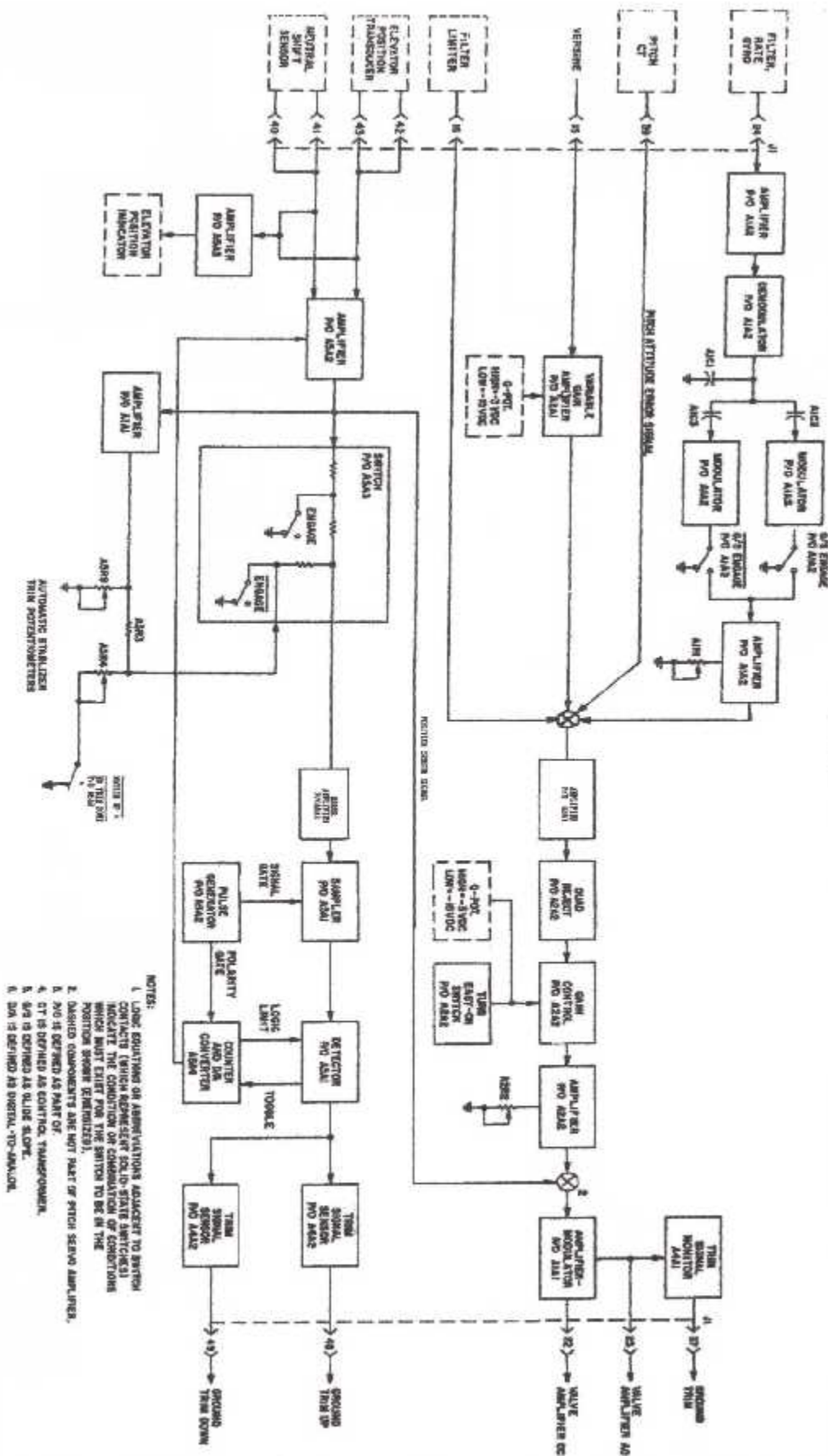


Figure II-17 : schéma block du servo amplificateur de profondeur A3 (voir schéma électronique Annexe 1)

II-16-2-Calculateur de l'assiette (P.C) :

Ce module traite cinq fonctions: la synchronisation, maintien d'attitude, mode transparent, maintien d'altitude, mode GS. (Voir Figure II-18, voir schéma électronique Annexe 1)

II-16-2-1- Mode de synchronisation : (voir Figure II-18)

Avant l'engagement en tangage, le «servo assembly» du module calculateur de l'assiette est synchronisé avec le gyro vertical, qui capte l'assiette longitudinal et fournit un signal au synchro CT A5B1 dans le « servo assembly ». Si le synchro CT A5B1 n'est pas synchronisé avec le gyro vertical, un signal d'erreur est généré dans le synchro CT A5B1 et est envoyé au servo amplificateur de profondeur. L'amplitude du signal d'erreur est contrôlée à l'extérieur par la résistance variable A3R4. Le signal d'erreur est amplifié par le servo amplificateur de profondeur et conduit au module calculateur de l'assiette à travers le point de sommation 1 à l'entrée de l'amplificateur moteur A1A1. Cet amplificateur A1A1 amplifie le signal d'erreur, qui est ensuite appliqué au moteur générateur A5MG1. Celui-ci entraîne la synchro CT A5B1 à travers un train d'engrenage. La vitesse de rotation est commandée par la sortie du moteur générateur A5MG1 laquelle alimente la résistance variable A3R2, appliquée au point de sommation 1. Comme le synchro CT A5B1 tourne, le signal d'erreur du servo amplificateur est réduit à zéro, et le moteur-générateur cesse de conduire le synchro CT A5B1, accomplissant ainsi la synchronisation.

II-16-2-2- Mode maintien de l'assiette longitudinal : (voir Figure II-18)

A l'engagement, le circuit bloque moteur du moteur-générateur A5MG1 est activé bloquant le servo assemblage A5 à l'assiette existante au moment de l'engagement capté par le gyro vertical.

Un signal d'asservissement du servo amplificateur au module « calculateur de l'assiette » est désactivé par l'interrupteur d'engagement A3A1. Des changements de l'assiette sont captés dans le synchro CT A5B1, lequel ensuite fournit un signal d'erreur au servo amplificateur pour commander le mouvement de la gouverne pour maintenir l'assiette existante au moment de l'engagement

II-16-2-3- Mode control wheel steering (CWS): (voir Figure II-18)

Lorsque le manche est touché, une tension d'interlock CWS OD désactive le circuit Bloque-moteur du moteur générateur A5MG1. Le transducteur de force (CWS) fournit un signal au point de sommation 1 à travers l'entrée de l'amplificateur moteur A1A1, qui amplifie le signal CWS et conduit le moteur générateur A5MG1 à travers le train d'engrenage. Le signal du gyro vertical est appliqué au synchro CT A5B1, ayant pour résultat une sortie dans le synchro CT, conduite au servo amplificateur de profondeur pour entraîner le changement nécessaire de la position de la gouverne de profondeur.

Le mouvement du «servo assembly» et des gouvernes de profondeur continue jusqu'à ce que la force appliquée au manche soit relâché ou jusqu'à ce que la limite mécanique dans le synchro CT soit atteinte.

Quand la force CWC est relâchée, la tension d'interlock CWSOD est supprimée, et le « servo assembly » est bloqué à une nouvelle position de référence. La sortie du synchro CT A5B1 continue, entraînant les changements de l'assiette longitudinale de l'avion jusqu'à ce que la sortie du gyro vertical aboutit à une sortie nulle dans le synchro CT A5B1.

II-16-2-4- Le mode maintien d'altitude : (voir Figure II-18)

La sélection du mode maintien d'altitude désengage le mode «ATT HOLD» par déblocage du «servo assembly». Un signal d'erreur d'altitude de la central aérodynamique (CADC) est appliqué au point de sommation 1 à l'entrée du moteur amplificateur. Le signal d'erreur, amplifié par l'amplificateur A1A1, aboutit à un mouvement dans le « servo assembly », par lequel le train d'engrenage choisit le braquet supérieur (rapport de démultiplication) pour former un intégrateur électromécanique à basse vitesse.

Le mouvement dans cet intégrateur aboutit à une sortie du synchro CT A5B1, conduite au servo-amplificateur de profondeur pour commander le mouvement de la gouverne de profondeur.

II-16-2-5- Mode glide slope : (voir Figure II-18)

Un signal glide slope est appliqué au point de sommation 1 à travers le « switched G/S ».

Le « servo assembly » est déblocé et le train d'engrenage choisit le braquet supérieur pour former un intégrateur électromécanique à basse vitesse. La sortie du synchro CT A5B1 est appliquée au servo amplificateur de profondeur. Le signal glide slope est désactivé par le commutateur CWSOD, lorsque le manche est actionné (le manche n'est pas au neutre).

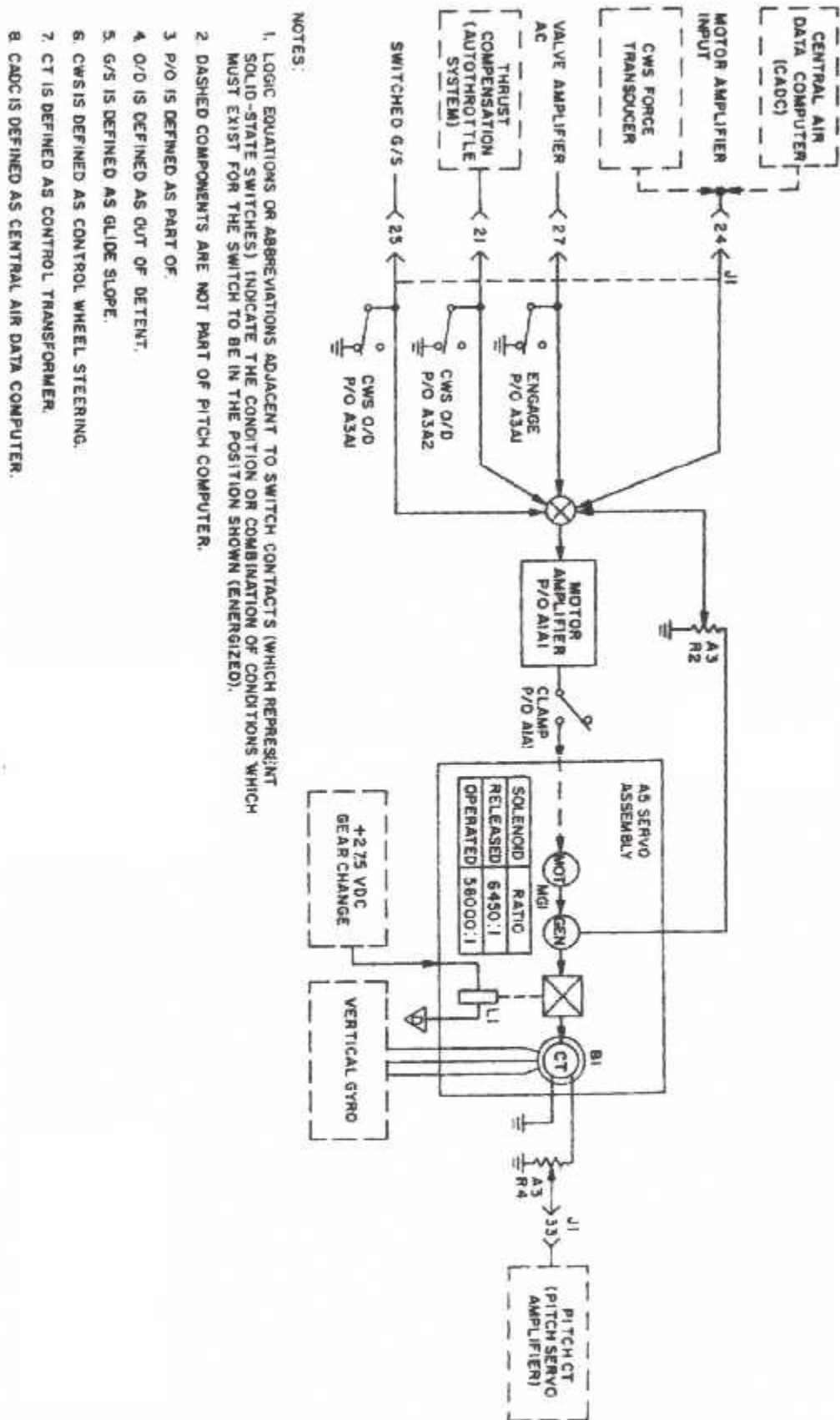


Figure II-18 : schéma block du calculateur de l'assiette (PC) (voir schéma électronique Annexe 1)

Π-16-3- coupleur de trajectoire vertical « Vertical path coupler » :

Ce module traite deux fonctions: maintien d'altitude, mode GS. (Voir Figure Π-19, voir schéma électronique Annexe 1)

Π-16-3-1- la fonction maintien d'altitude : (voir Figure Π-19)

La sélection du mode "Maintien d'Altitude" permet au signal d'erreur d'altitude de passer à travers le commutateur A1A3 au point de sommation 1 approximativement trois secondes après l'engagement du mode «Maintien d'altitude». Un signal de taux d'altitude est additionné avec un signal d'erreur d'altitude pour fournir l'atténuation du mode. Ce mode d'amortissement élimine la référence concernant l'altitude barométrique.

La sortie du point de sommation (1) est amplifiée par l'amplificateur A3A3 et conduite à l'amplificateur à gain variable A3A3. Le gain de l'amplificateur à gain variable est inversement proportionnel au signal de la centrale aérodynamique CADC. Ce gain variable est nécessaire pour compenser les commandes de tangage pour le changement des commandes dynamiques de l'avion en fonction de la vitesse. La sortie de cet amplificateur à gain variable est amplifiée par l'amplificateur A3A3 et conduite au module « calculateur de l'assiette ». La sortie de l'amplificateur A3A3 est également conduite à travers le point (2) dans le filtre limiteur A3A1. La sortie de ce filtre limiteur est conduite au servo amplificateur de profondeur (PITCH SERVO AMPLIFIER).

Π-16-3-2- Mode glide slope : (voir Figure Π-19)

En mode glide slope, le coupleur de trajectoire vertical (vertical path coupler) commande l'assiette de l'avion pour suivre un faisceau radio «GLIDE SLOPE ». Le signal du récepteur glide slope est appliqué au modulateur amplificateur A2A2, amplifié par ce modulateur amplificateur A2A2 et conduit à la sonde du faisceau vertical A2A3 et au programmeur de gain A2A1. La sonde du faisceau vertical A2A3 capte les niveaux du signal glide slope. Quand le niveau de signal GS décroît à un niveau prédéterminé, la sonde du faisceau vertical A2A3 change d'état pour fournir une sortie afin de démarrer un temporisateur de 10 secondes.

Le signal GS ne passe pas à travers le programmeur de gain A2A1 jusqu'à ce que le temporisateur de dix secondes active le circuit « switch easyon » A1A2, qui entraîne le programmeur de gain pour permettre graduellement le passage du signal GS au point 2.

La sortie du point de sommation (2) est conduite à travers le filtre limiteur A3A1 au servo amplificateur de profondeur. Ce filtre limiteur limite les changements d'attitudes commandés pendant le mode GS. Comme l'avion descend le long du faisceau GS, un signal radio altimètre est conduit au programmeur d'altitude A1A1. Si le signal radio altimètre est valide, il est conduit au programmeur de commande (programmer control) A1A2.

Quand le niveau du signal radio altimètre correspond à une altitude de 1500 pieds, celui-ci est reçu par le programmeur de commande A1A2 et conduit au programmeur de commande dans le calculateur de roulis, et au programmeur de gain A2A1.

L'amplification du signal GS, passant déjà par le programmeur de gain A2A1, est réduite en fonction du signal radio-altimètre. Cette réduction de gain compense l'augmentation de l'intensité du faisceau GS pendant l'approche.

Si le radio-altimètre fait défaut, l'amplification du signal GS dans le programmeur de gain A2A1 est alors réduite en fonction du temps, commençant par le démarrage du temporisateur de 10 secondes.

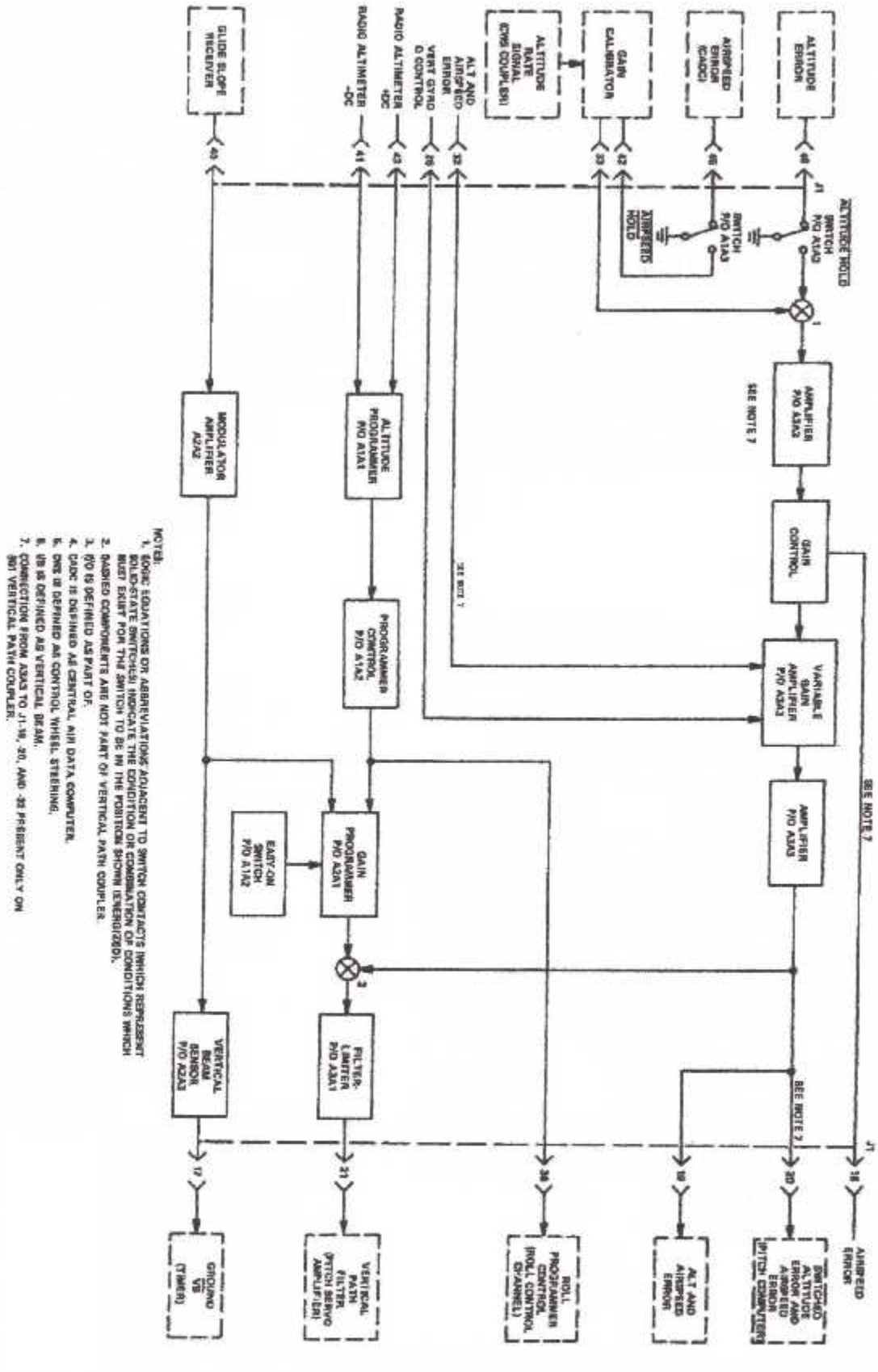


Figure II-19 : schéma block du coupleur de trajectoire verticale (voir schéma électronique Annexe 1)

II-16-4- Coupleur CWS :

Ce module traite trois fonctions: maintien d'altitude, mode transparent, mode GS.
(Voir Figure N° II-20, et schéma électronique Annexe 1)

II-16-4-1- Mode maintien d'altitude : (voir Figure II-20)

En mode maintien d'altitude, des signaux de taux d'altitude de la centrale aérodynamique sont appliqués à travers le point (1) à l'amplificateur démodulateur A2A1. Le signal de taux d'altitude est amplifié et démodulé pour supprimer des composantes carrées de ce signal. Le signal de taux d'altitude est ensuite modulé par le modulateur amplificateur A2A1 pour synchroniser le taux du signal à la référence du pilote automatique 400HZ. Le signal de taux d'altitude est conduit à travers le switch « easy » A4 au coupleur de trajectoire vertical pour amortir le signal d'erreur d'altitude.

II-16-4-2- mode pilotage transparent (CWS): (voir Figure II-20)

Des transducteurs de forces dans les manches fournissent une sortie proportionnelle à la force appliquée aux manches. Le signal de pilotage transparent (CWS) est appliqué à l'amplificateur A1A1 ou il est amplifié. Le signal (CWS) à la sortie de l'amplificateur A1A1 est conduit à l'amplificateur « deadzone » A1A1 et au point de sommation 2. Le signal (CWS) est amplifié par l'amplificateur « deadzone » A1A1 et conduit au limiteur A1A1. Le limiteur A1A1 fait passer les signaux de tension basse et les conduit au point de sommation 2. Le signal limité est additionné avec la sortie de l'amplificateur A1A1. Les tensions basses de l'amplificateur A1A1 seront annulées par le signal de sortie du limiteur A1A1, ainsi éliminant les petits signaux des transducteurs de force. Le capteur A1A1 capte la tension du signal de sortie de l'amplificateur « deadzone » A1A1. Quand la sortie de l'amplificateur « deadzone » A1A1 dépasse un niveau prédéterminé, le capteur change d'état pour activer la fonction logique (CWS OD) dans le circuit d'interlock. En même temps, le signal (CWS) à la sortie de l'amplificateur A1A1 dépasse la sortie maximum du limiteur A1A1, et la sortie du point de sommation 2 est conduit à l'amplificateur démodulateur A1A2 pour amplifier et démoduler le signal (CWS), atténuant les signaux haute fréquence de la sortie de point 2. Le signal est ensuite modulé et amplifié par le modulateur amplificateur A1A2 et conduit à la CADC (module de vitesse à l'intérieur de la CADC).

II-16-4-3- mode glide slope : (voir Figure II-20)

Durant le mode GS, le switch A3A1 autorise un signal de polarisation de capteur GS (AC) d'être appliqué au point de sommation (1) pour commander un taux de descente prédéterminé. Un signal de taux d'altitude de la CADC est également appliqué à SP1 afin que la sortie de SP1 soit proportionnelle à la déviation de taux de descente commandé. La sortie de SP1 est filtrée et amplifiée par l'amplificateur démodulateur A2A1 et le modulateur amplificateur A2A1. La sortie du modulateur amplificateur A2A1 est ensuite conduit à travers le switch A3A1 ou module « calculateur de l'assiette » pour les commandes de mouvement de la gouverne de profondeur.

10 second après, le signal de taux d'altitude a commencé à passer à travers le switch A3A1, qui change d'état, supprimant le signal de taux d'altitude du module « calculateur de l'assiette ». Le signal de taux d'altitude est conduit de la sortie du modulateur amplificateur A2A1 à l'entrée de l'amplificateur démodulateur A2A2. La sortie de cet amplificateur démodulateur A2A2 est conduit à travers le commutateur fermé A3A1 au modulateur amplificateur A2A2, qui amplifie le signal de taux d'altitude et le conduit au module « servo amplificateur de profondeur » pour fournir l'atténuation de signal GS (l'atténuation de la pente).

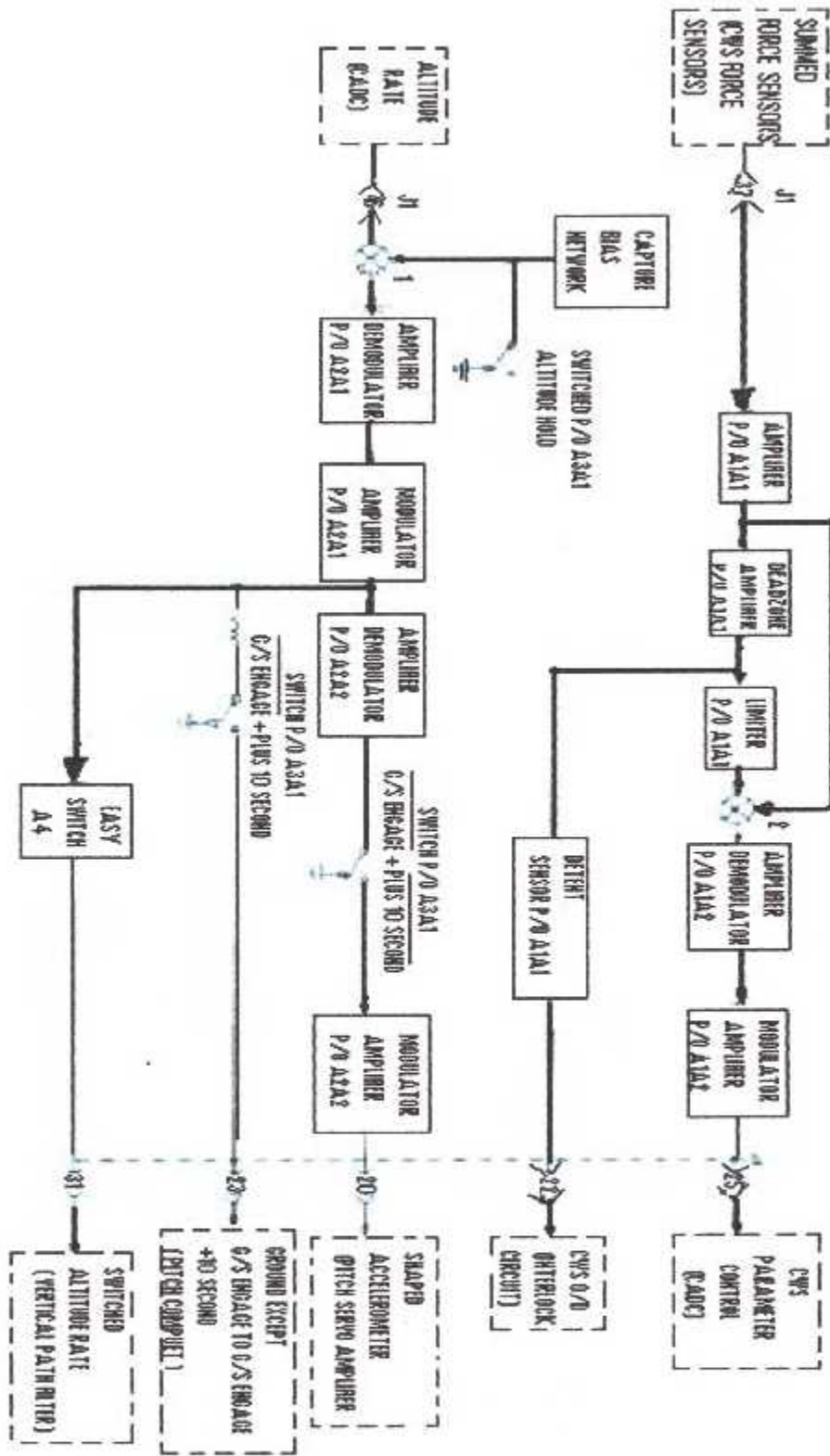


Figure II-20 : schéma block du coupleur CWS (voir schéma électronique Annexe 1)



Chapitre III :

Etude des Bancs d'essai

III-1-Introduction :

La nécessité de procéder à une maintenance et à une détection rapide dans la recherche de pannes et d'éléments défectueux, les chercheurs ont réalisés des équipements spécifiques appelés BANC D'ESSAI.

Dans le cas de ce projet d'étude relatif au calculateur de profondeur, deux (02) banc d'essai ont été visualiser au niveau du service maintenance-atelier pilote automatique / ILS.

III-2-Description du Premier Banc d'essai**III-2-1-Généralités :**

Le banc d'essai référence (PN =T-321116-201; SN= 2080200) est utilisé pour tester le calculateur de profondeur dans la détection de module en panne, en se servant des procédures du manuel de test du calculateur de profondeur.

III-2-2- Description de la face avant du banc d'essai: (voire figure III-1)

La face avant du banc d'essai se décompose de la façon suivante:

a/ la partie supérieure : se compose

- de la fiche signalétique portant le numéro de série et de référence.
- D'un indicateur "M 1": donnant l'indication de la position de la gouverne de profondeur.
- des voyants : Ce sont des sorties logiques numérotées de DS1 à DS16 permettant de contrôler le bon fonctionnement de l'équipement et de détecter le module en panne.
- des interrupteur S1, S2, S3: permettant l'alimentation du banc d'essai.

b/-la partie centrale : se décompose comme suite

- Un variateur d'angle de simulation du gyro vertical: permettant de donner une position d'angle à l'assiette longitudinal pour contrôler le fonctionnement de calculateur de profondeur dans la recherche de panne
- des sélecteurs:
 1. des potentiomètre Numéro R1et R2: ce sont des résistance variables qui permettent de varier la tension d'entrée pour donner une tension précise.
 2. sélecteur S4 : c'est un commutateur de sélection de fonction qui va nous simuler les fonction TRUB, OFF, ALT-HOLD du commutateur qui se trouve au niveau de la boite de commande.
 3. sélecteur S5: C'est un sélecteur de navigation qui va simuler OFF, MAN, VOR /LOC, AUTO-APP, MAN G/S du commutateur de navigation qui se trouve au niveau de la boite de commande.
 4. sélecteur S6: C'est un commutateur à 3 position.
Position IN☐, OFF, OUT☐.

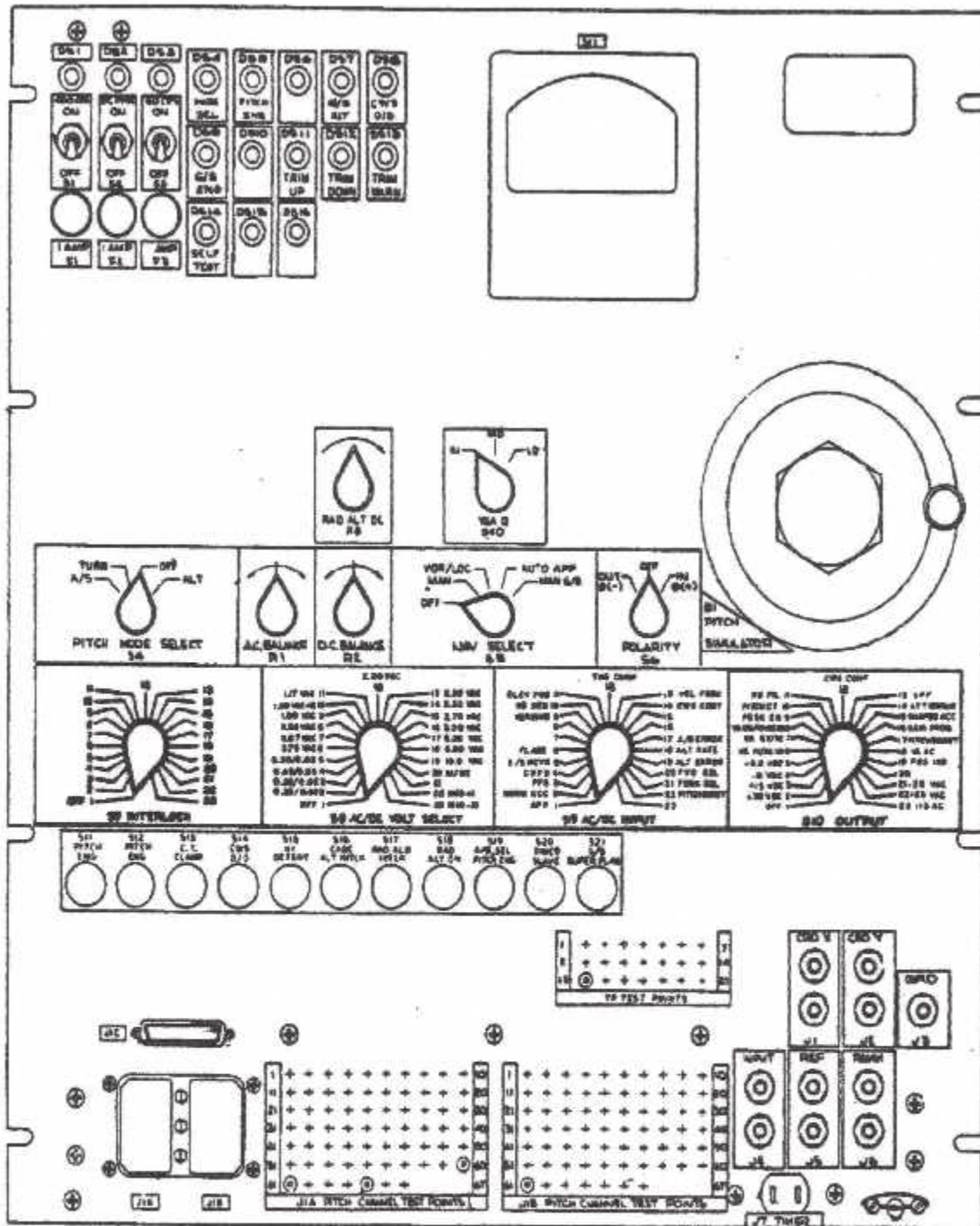


Figure III-1 : Premier Banc d'essai

5. INé: le signal injecter à l'entrée est en phase.
OFF: absence de signal.
outé: le signal injecté est en opposition de phase.
 L'utilisateur de ce sélecteur permet de simuler le cabré ou le piqué.
6. Sélecteur S7: C'est un sélecteur à 23 positions; Le but de ce sélecteur est de tester la carte d'interlock. Ces position vont donner des conditions pour tester en général l'interlock [l'engagement, ALT-HOLD, Sélecteur de mode, système TRIM (UP et DOWN)].
7. Sélecteur S8: C'est un sélecteur à plusieurs positions qui permet de donner des tensions alternative et continues suivant la fonction désirée (CWS, ALT-HOLD, GS, TURB).
8. Sélecteur S9 :C'est un sélecteur qui permet de sélectionner les entrées du calculateur de profondeur et d'envoyer un signal sur ces entée suivant la fonction à tester.
9. sélecteur S10: C'est un sélecteur qui permet de se positionner sur les diverses sorties, afin de tester les différentes sorties
 EX:
 sorties d'alimentation : 30vdc, +- 15vdc, 5vdc, +26vac, -26-sortie synchro CT.
10. Boutons S 11 à S 21: Ce sont des boutons poussoirs permettant de simuler les déférentes fonctions logiques ex : l'engagement, CWS-OD, CWS/HD, etc.

c/-Partie inférieure: elle comprend :

- Des fiches femelles pour le branchement de certains équipements tels que le PAVM.
- Des connexions femelle (ou trous) reparties en zone permettant de procéder aux mesures et de détecter les pannes.
 1. .zone TP (test point) avec des trous numérotés de 1 à 21
 2. .zone J1A avec trous numérotés de 1 à 67
 3. .zone J1B : ou 1 à 67
 4. .zone JT: avec trous permettant le branchement du chronomètre

III-2-3-Tableau de câblage entre le banc d'essai et le calculateur de profondeur:

Entrées/Sorties	Pins du banc d'essai	Pins sur la PCC	Nom du module
Dual +15vdc	J1A - 15	J6 - 17	Coupleur CWS
Pitch engage	J1A - 18	J7 - 27	Calibreur
Interlocks	J1A - 19	J7 - 28	Calibreur
Interlocks	J1A - 20	J7 - 29	Calibreur
Interlocks	J1A - 21	J7 - 30	Calibreur
Interlocks	J1A - 22	J7 - 31	Calibreur
Interlocks	J1A - 23	J7 - 32	Calibreur
Roll programmer control	J1A - 24	J5 - 39	Coupleur de trajectoire vertical
VGA Q control	J1A - 26	J3 - 26	Servo amplificateur
VGA Q control	J1A - 26	J5 - 26	Coupleur de trajectoire vertical
Shaped accel	J1A - 29	J6 - 20	Coupleur CWS
Shaped acce	J1A - 29	J8 - 12	Calibreur
Vertical gyro	J1A - 30	J4 - 30	Calculateur de l'assiette
Vertical gyro	J1A - 31	J4 - 31	Calculateur de l'assiette
Vertical gyro	J1A - 32	J4 - 32	Calculateur de l'assiette
Normal accelerometer	J1A - 33	J8 - 30	Calibreur
Normal accelerometer	J1A - 34	J8 - 31	Calibreur
Pilote force sensor	J1A - 35	J8 - 35	Calibreur
Pilote force sensor	J1A - 36	J8 - 36	Calibreur
coPilote force sensor	J1A - 37	J8 - 17	Calibreur
coPilote force sensor	J1A - 38	J8 - 18	Calibreur
Glide slope receiver	J1A - 39	J9 - X	SELF TEST
Glide slope receiver	J1A - 40	J9 - W	SELF TEST
Auto stab trim pot	J1A - 44	J7 - 3	Calibreur
Auto stab trim pot	J1A - 45	J7 - 4	Calibreur
Auto stab trim pot	J1A - 47	J3 - 47	Calibreur
Versine	J1A - 49	J7 - 11	Calibreur
Neutral shift sensor	J1A - 50	J3 - 40	Servo amplificateur
Neutral shift sensor	J1A - 51	J3 - 41	Servo amplificateur
ELEV position transducer	J1A - 54	J3 - 42	Servo amplificateur
ELEV position transducer	J1A - 55	J3 - 43	Servo amplificateur
ELEV position ind	J1A - 58	J3 - 50	Servo amplificateur
Control wheel steering parameter CONT	J1A - 60	J6 - 25	Coupleur CWS
	J1A - 62	J12 - 1A	Carte d'intelock
Dual +30 vdc	J1B - 1	J6 - 16	Coupleur CWS

CADC +26VAC	J1B - 3	J6 - 19	Coupleur CWS
SELF TEST WARNING	J1B - 5	J10 - <u>D</u>	SELF TEST
Pitch mode off	J1B - 7	J11 - 2M	Carte d'interlock
CADC ALT interlock	J1B - 9	J12 - 2B	Carte d'interlock
Standby PWR interlock	J1B - 12	TP - 7	
TRIM UP	J1B - 13	TP - 4	
TRIM DOWN	J1B - 14	TP - 3	
TRIM warning light	J1B - 15	J11 - 2J	Carte d'interlock
Pitch engage	J1B - 17	J11 - 2W	Carte d'interlock
Pitch engage	J1B - 17	J10 - E	SELF TEST
G/S engage	J1B - 21		
RAD ALT interlock	J1B - 26	J5 - 28	Coupleur de trajectoire vertical
G/S ALTIMETER	J1B - 27	J5 - 27	Coupleur de trajectoire vertical
CWS OD	J1B - 30	J12 - 2 <u>H</u>	Carte d'interlock
Mode select	J1B - 33	J12 - 2 <u>B</u>	Carte d'interlock
Altitude Hold	J1B - 34	J11 - 2Y	Carte d'interlock
AUTO approche	J1B - 38	J10 - M	SELF TEST
AUTO approche	J1B - 38	J12 - 2N	Carte d'interlock
MAN G/S	J1B - 39	J12 - 2 <u>A</u>	Carte d'interlock
Altitude Rate	J1B - 46	J6 - 46	Coupleur CWS
Altitude Rate	J1B - 47	J6 - 47	Coupleur CWS
Altitude error	J1B - 48	J5 - 48	Coupleur de trajectoire vertical
Altitude error	J1B - 49	J5 - 49	Coupleur de trajectoire vertical
Attitude error	J1B - 54	J7 - 13	Calibreur
Attitude error	J1B - 54	TP - 14	
VALVE AMP DC	J1B - 57	J3 - 22	Servo amplificateur
HI DETENT	J1B - 59	J10 - U	SELF TEST
Radio altimeter	J1B - 61	J5 - 41	Coupleur de trajectoire vertical
Radio altimeter	J1B - 62	J5 - 43	Coupleur de trajectoire vertical

Remarque : voir les pins du calculateur de profondeur sur les schémas blocks et les schémas électroniques du calculateur de profondeur dans le chapitre II et annexe I

III-2-4-Les signaux du banc d'essai:**1-signaux de sorties :**

Voir le tableau suivant :

Nom:	Sorties:	Type:
programmeur de commande de roulis	J1A-24	DC
synchro CT	J1A-28 (TP-12)	AC
Shaped accelerometer	J1A-29	AC
potentiometre trim	J1A-47 to J1A-46	AC
indicateur de position de la gouverne	J1A-58	AC
paramètre de commande CWS	J1A-60 to J1A-59	AC
Feedback equalizer	J1B-51	AC
L'amplification à valve AC	J1B-52	AC
erreur d'attitude	J1B-54 (TP-14)	AC
l'amplification à valve DC	J1B-57 to J1B-56	DC
programmeur de gain	TP-5	AC
Filter (Rate filter)	TP-8	AC
filtre limiteur	TP-9	AC
position de la gouverne	TP-10	AC
sonde de décalage	TP-15	AC
la sortie derived rate	TP-18	AC

2-Signaux d'entrées:

Nom	BORNES	TYPE
La commande VGA.Q	J1A-26 to j1A-27	DC
Simulateur de l'assiette	J1A-30, j1A-31, et j1A-32	AC
Capteur de force du pilote	j1A-36 to j1A-35	AC
Capteur de force du co-pilote	j1A-38 to j1A-37	AC
Récepteur glide slope	j1A-40 to j1A-39	DC
Potentiomètre de compensation	j1A-45 to j1A-44	AC
versine	j1A-49 to j1A-48	AC
La sonde de décalage du neutre	j1A-51 to j1A-50	AC
Position de la gouverne	j1A-53 to j1A-52	AC
Paramètre de commande CWS	j1A-62 to j1A-61	AC
Taux d'altitude	j1B-47 to j1B-46	AC
Erreur d'altitude	j1B-49 to j1B-48	AC
Radio altimètre	j1B-62 to j1B-61	DC

3-Les entrées et les sorties logiques:**Les entrées logiques:**

<u>Nom</u>	<u>Bornes</u>	<u>type</u>
L'engagement	J1B-17	28v
Maintien d'altitude	J1B-34	28v
Turbulences	J1B-35	28v
Auto APP	J1B-38	28v
MAN GS	J1B-39	28v
HI DETENT	J1B-59	28v
Bloquer le synchro CT	TP-6	masse

Les sorties logiques:

<u>Nom</u>	<u>Bornes</u>	<u>type</u>
Calculateur engagé	J1A-18	5.5 vdc
Voyant self-test	J1B-5	dc grd
Trim up	J1B-13	28 vdc
Trim down	J1B-14	28 vdc
Voyant d'avertissement trim	J1B-15	+24 to 28 vdc
G/S engagé	J1B-21	+24 to 28 vdc
CWS O/D	J1B-29	5.5 vdc

III-3- Description du Deuxièmes Banc d'essai :

III-3-1 Généralités :

Ce deuxième banc d'essai référence (PN =T-321145-201, S N=208200) et utilisé pour tester les modules des calculateurs de profondeurs et roulis et de détecter sur le module en pannes les composants défectueux et de procéder à leur changement.

III-3-2-Description de la face avant du banc d'essai: (voir figure III-2)

La face avant du banc d'essai se compose de la façon suivante:

a/ la partie supérieure : elle composé de

- Des interrupteurs S1 .S2. S3 : servant a l'alimentation du ban d'essai 115v .400 Hz.
- Des voyant numérotés DS1, DS2 ET DS3 pour le contrôle de la mise en service du banc d'essai.
- Des voyant de DS4 à DS11 permettant de contrôler le bon fonctionnement du module suivant les procédures donnée par le constructeur.
- D'un indicateur à aiguille M1 ou calvanomètre permet de contrôler la capture localizer (calculateur de roulis).
- D'un indicateur à aiguille M2 ou calvanomètre permet de donner l'indication de la gouverne en Volt.

b/ la partie centrale : elle se compose :

- D'un variateur simulant le verticale gyro : permettant de donné une position à l'assiette Longitudinale.
- D'un potentiomètre T1: à résistance variable délivrant une tension de 0 à 10 volt.
- Des résistances variables R1, R2, R3 permettant de faire varier la tension d'entrée
- Des sélecteur détaillés de la manière suivant
 1. **Sélecteur S4** : c'est un commutateur à 3 position: IN ϕ , OFF, out ϕ .
IN ϕ : pour injecter un signale en phase.
OFF: absence de signale.
OUT ϕ : pour injecter un signal en opposition de phase.
L'utilisation de se sélecteur permet de simuler un cabré ou un piqué.
 2. **sélecteur S5**: c'est un sélecteur qui permet de donner une tension alternative, composé de plusieurs positions correspondant à plusieurs tensions et qui est relié au potentiomètre T1 à résistances variable.
 3. **sélecteur S6** : C'est un sélecteur qui permet de sélectionner une entrée au module à tester et d'envoyer un signal sur ses entrée suivant la fonction à tester.
 4. **Sélecteur S7**: il est utilisé pour injecter une tension continue à l'entrée, il comprend plusieurs positions correspondant à plusieurs tensions.
 5. **sélecteur S8** : c'est un sélecteur qui permet de se positionner sur les diverses sortie, afin de tester les différentes sorties.
EX: la position 3 c'est la sortie (bus synchronizer) dans coupleurs CWS
La position 13 c'est la sortie (shoped accelrometer) même module.
 6. **boutons S9 A S25**: ce sont des boutons poussoirs permettant de simuler les différentes fonctions logiques
EX : l'engagement CWS-OD, CWS-HD, GS ENG.

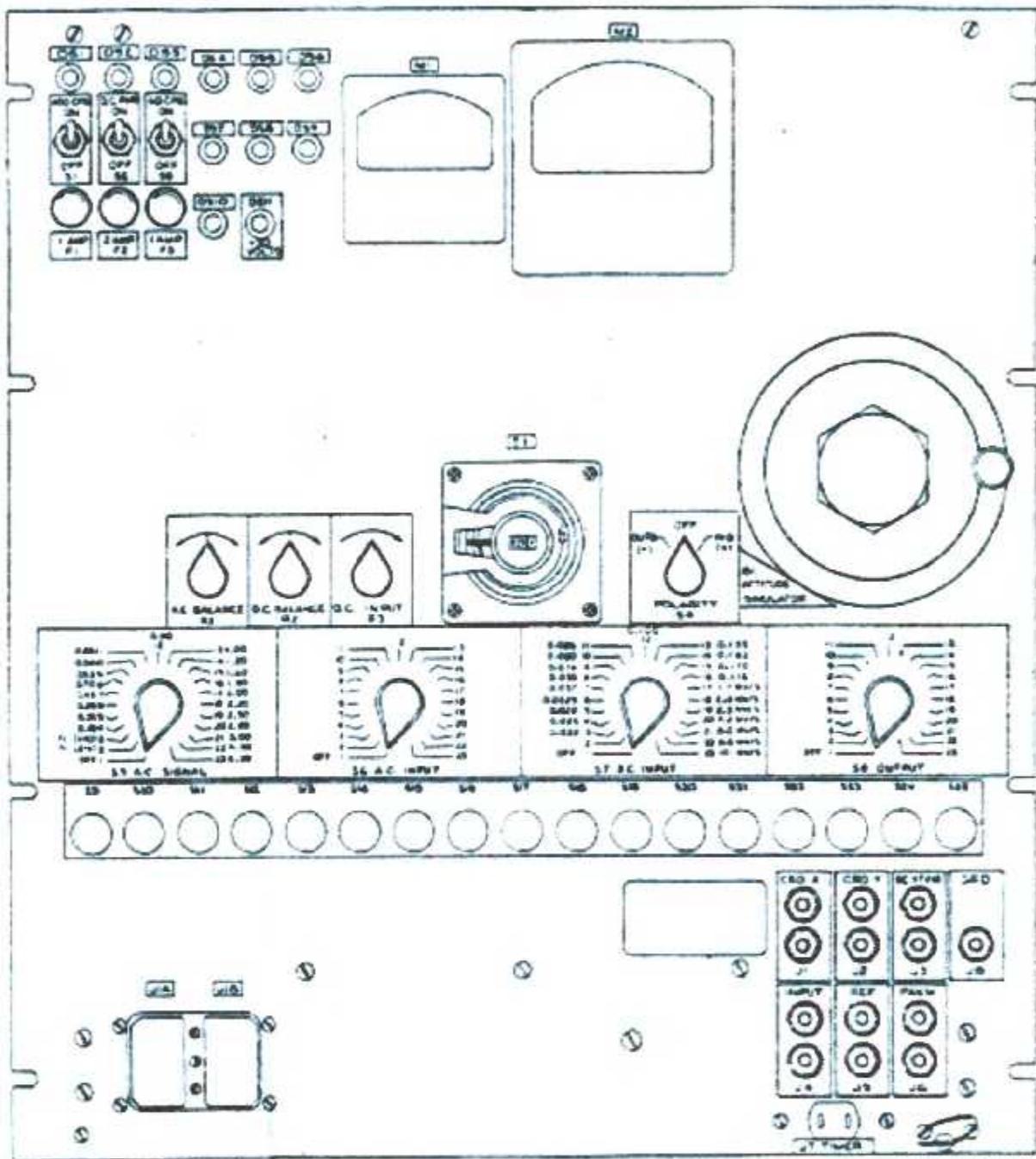


Figure III-2 : deuxième banc d'essai

c/ La partie inférieur: elle se compose

- De la fiche signalétique portant le numéro d'identification du banc d'essai. (PN et SN)
- Des fiches femelles pour le branchement de certains équipements tels que le PAVM, chronomètre.
- Une fiches mal pour connecter l'adaptateur au banc d'essai afin de procéder au test du module.

III-3-3-Tableau de câblage entre le banc d'essai et le coupleur CWS :

Entrées/Sorties	Pins du banc d'essai (adaptateur)	Pins sur le coupleur CWS
28 vdc	J1A - 4	J1A - 4
Chassis GRD	J1A - 5	J1A - 5
Signal GRD	J1A - 6	J1A - 6
+ 30 vdc	J1A - 8	J1A - 8
+ 26 vrms out ph	J1A - 9	J1A - 9
+ 5.5 vdc	J1A - 12	J1A - 12
-15 vdc	J1A - 13	J1A - 13
+15vdc	J1A - 14	J1A - 14
+30 vdc	J1A - 16	J1A - 16
+15 vdc	J1A - 17	J1A - 17
Signal GRD	J1A - 18	J1A - 18
+ 26 vrms in ph	J1A - 19	J1A - 19
Shaped accelerometer	J1A - 20	J1A - 20
FLY down and ALT rate	J1A - 21	J1A - 21
CWS O/D	J1A - 22	J1A - 22
CWS parameter control	J1A - 25	J1A - 25
Bus sync	J1A - 36	J1A - 36
Summed force sensors	J1A - 37	J1A - 37
CWS sensor	J1A - 38	J1A - 38
CWS sensor	J1A - 39	J1A - 39
ALT RATE	J1A - 46	J1A - 46
ALT RATE	J1A - 47	J1A - 47
W/O SHORT	J1A - 49	J1A - 49
W/O SHORT	J1A - 50	J1A - 50

Remarque : voir les pins du coupleur CWS sur le schéma électronique du coupleur CWS dans la chapitre maintenance (paragraphe № IV- et annexe 1)

III-4-Exploitation des bancs d'essai :

L'exploitation des bancs d'essai s'effectue sur la base des procédures contenues dans les manuels.

Les procédures de test sont décrites suivant des tableaux contenant les indicateurs à suivre, les essais et mesures à effectuer dans la recherche de pannes et la détection des éléments défectueux.

III-5-informations générales:**III-5-1-connecteurs:**

Les connecteurs du calculateur de profondeur sont désignés comme suit :

Exemple: 2 A1 J1A, 2 A1 J1B, 2 A1 J2, 2 A1 J3 ext.

Le chiffre 2 désigne le calculateur de profondeur (PCC), A1 désigne le PCC rock, J1 désigne un connecteur quelconque.

Si le connecteur est double, 2 A1 J1A désigne les parties supérieures et 2 A1 J1B la partie inférieure du connecteur.

La face avant du calculateur de profondeur (PCC) contient des points de test qui sont appelés 2 A1 TP2 Ext.

III-5-2-Les adaptateurs :

C'est un équipement qui permet d'en fichier le module et l'ensemble est relié au banc d'essai. Chaque module possède son propre adaptateur pour procéder à sa maintenance.

EX: figure ci-après montre l'adaptateur du coupleur CWS

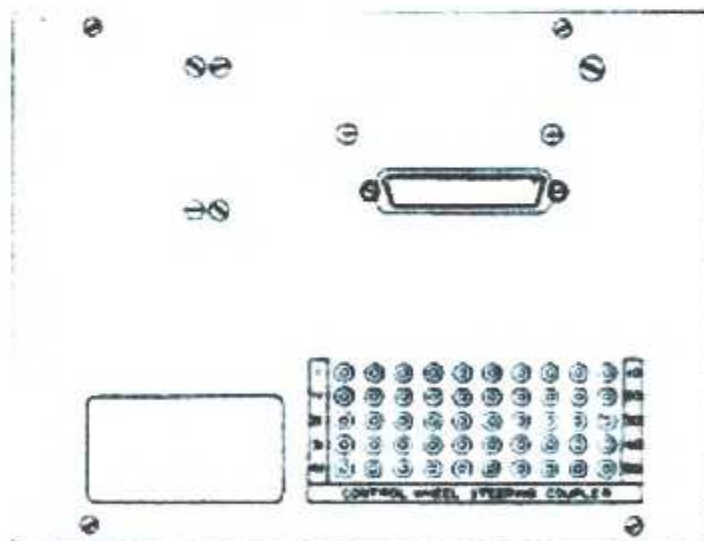


Figure III-3: adaptateur du coupleur CWS

III-5-3-convention de polarité :

Une tension positive ou en phase entre deux bornes sera définie telle que la borne ayant le chiffre (ou la lettre) le plus élevé soit positive par rapport à la borne qui a le chiffre (ou la lettre) le plus bas (DC) ou aura la même polarité instantané que le 115 VAC par rapport au point le plus froid. (AC)

III-5-4-tensions alternatives :

Toutes les tensions alternatives seront mesurées au moyen d'un PAVM calibré à 3% ou moins en utilisant l'entrée isolée.

III-5-5-convention de tensions logiques :

Le terme HIGH appliqué au niveau logique 5,5 V D C représente une tension de sortie de 4 à 6 V D C.

Le terme LOW représente une sortie logique inférieure à 1 VDC.

Le terme ON appliqué au niveau logique 27,5 VDC représente une tension de sortie comprise entre 24 et 29 VDC.

Le terme OFF représente une tension inférieure à 1 vdc dans le niveau logique 27,5 vdc.

Toutes les tensions logiques sont mesurées par rapport à la masse logique qui est J1A-11 sauf si c'est spécifié autrement.

III-5-6-conditions de test :

Tous les tests devraient se faire sous une température de $25^{\circ}+10^{\circ}$ c, 90 pour cent d'humidité relative ou moins et 28 à 32 inches de mercure.



Chapitre IV :

Maintenance et recherche de pannes

VI-1-Introduction:

Dans le domaine technique et en particulier en aéronautique, la maintenance joue un rôle important, et il est nécessaire de maintenir le bon fonctionnement de tous les équipements aussi bien mécanique électrique, qu'électronique.

La maintenance est un ensemble d'action permettant de maintenir ou de rétablir un équipement dans un état spécifique de mesure, assurant un service déterminé et répondant à une condition de sûreté de fonctionnement pour accomplir une fonction requise.

Pour réaliser une maintenance de qualité et sûre, les concepteurs ont mis en place des procédures de tests pour faciliter la recherche de panne.

VI-2-Organisation des tests sur le calculateur de profondeur :

La méthode de test sur le calculateur de profondeur est divisé en trois tests organisé de la façon suivante:

1. Teste de premier degré
2. Teste de deuxième degré
3. Teste de troisième degré

VI-3-Teste de premier degré :

Dans se teste ont utilise le premier banc d'essai référence (PN =T-321116-201; SN= 2080200) pour tester le calculateur de profondeur en générale l'objectif de ce test et de détecter le ou les module (s) en panne, utilisant les procédures de tests données par le constructeur.

VI-3-1-Alimentation et signaux nécessaires :**VI-3-1-1 : alimentations nécessaires :**

L'alimentation doit être de 115 v +-1v 400HZ +- 5 Hz en phase, Le courant maximum doit être de 3 A.

L'alimentation continue doit être de 27.5 +- 0.5 VDC. Le courant maximum doit être de 1A.

VI-3-1-2 : signaux nécessaires :

Tous les signaux requis sont fournis par le banc d'essais

VI-3-2-Equipements nécessaires :

- 1- Banc d'essais du calculateur de profondeur T 32 1116-201
- 2- PAVM pour prélever les tensions alternatives
- 3- Metrixe
- 4- Chronomètre
- 5- Oscilloscope
- 6- Connecteurs.

VI-3-3- Informations concernant les tests:

Toutes les sorties autres que celles indiquées doivent être ignorées

VI-3-3-1-Ordre des tests :

Tous les tests doivent être effectués dans l'ordre donné.

VI-3-3-2-Calibration:

Tous les tests nécessitant un réglage de résistance ne doivent pas être effectués en fin de test.

VI-3-3-3-Terminologie:

Tous les commutateurs mentionnés dans la colonne « position de SW » sont situés sur le banc d'essai sauf ST (self-test) qui est un commutateur de self test et qui se trouve sur la face avant du calculateur de profondeur.

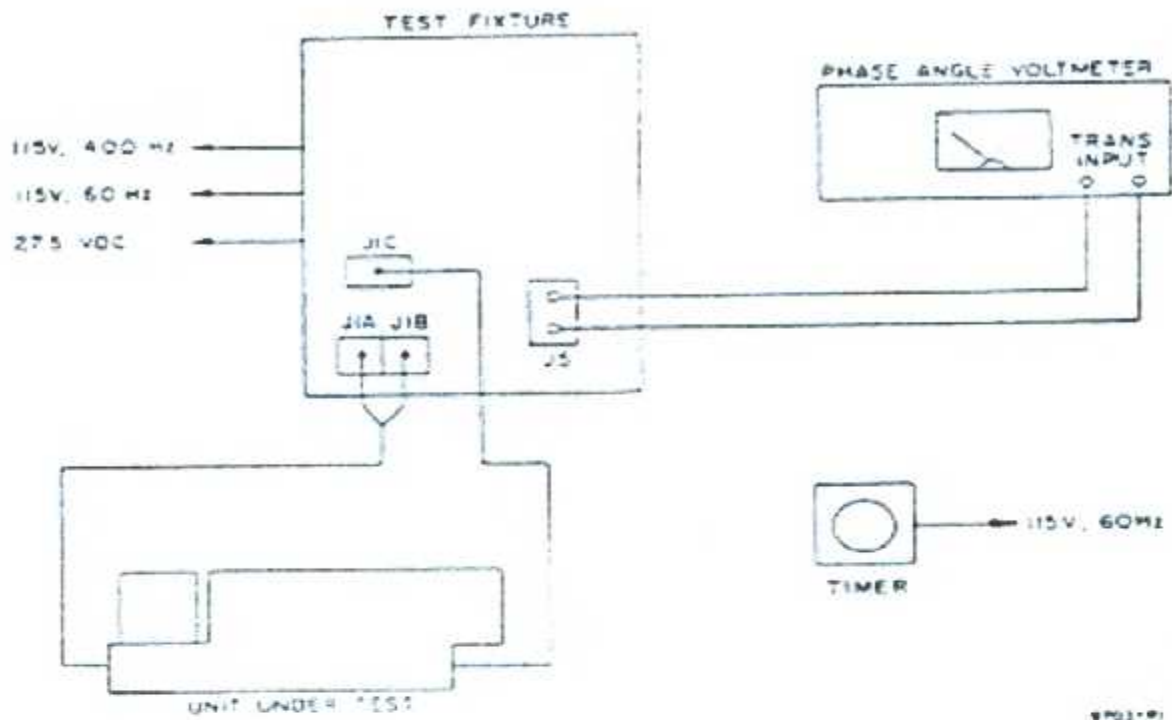
Le STM est l'indicateur de self test qui lui aussi se trouve sur la face avant du calculateur de profondeur.

VI-3-3-4-Synchronisation:

Pour synchroniser il faut positionner les commutateurs du Banc d'essai comme suit :

- 1- S1, S1A, S2 et S3 sur ON
- 2- S4, S5, S6 sur OFF
- 3- S7, S8, S9 sur 1
- 4- S10 ne change pas de position
- 5- S11 à S21 sur OFF
- 6- S40 sur HI
- 7- R1 et R2 au centre et R3 à fond sens anti horaire
- 8- B1 à 0°
- 9- Self test sur OFF
- 10- Déconnecter tous les équipements non montrés sur la figure 1
- 11- Attendre que le CT se synchronise.

Remarque : La synchronisation c'est une étape qui est très répétée dans chaque fin des tests

VI-3-4- Montage d'essai :**Attention:**

- le calculateur de profondeur doit être posé sur une plaque de mousse de 5 cm d'épaisseur ceci pour protéger le « Rate » des mouvements brusque.
- Chaque fois que l'alimentation est coupée, attendre ou moins 3 mn avant de déplacer l'accessoire afin de permettre au rate GYRO de s'arrêter (pour les calculateurs qui ont le gyromètre).
- Le PAVM et le servo analyser doivent être branchés à la même phase celle alimentant le banc d'essai.
- 1/2 heures de chauffage avant le test.

Calibrage du PAVM et servo analyser :

- Avant de commencer les essais il y a lieu de calibrer le PAVM. Pour ce faire, mettre le SW fonction sur REF.ADJ. et ajuster le potentiomètre REF.ADJ. Pour amener l'aiguille de l'indicateur sur le trait rouge ensuite remettre le SW FONCTION sur 0° et ne plus toucher au potentiomètre REF.ADJ. A moins que ça ne soit spécifié, le PAVM sera toujours utilisé sur TRANS-INP. ET sur 0°.
- positionner le servo analyser comme suit :
 Line SW sur ON
 Fonction SW sur SINUSOIDAL 0°
 Mode SW sur SUP. CARR.
 ATIN sur 0°

VI- 3-5-Différents tests exécutés sur le calculateur de profondeur :

1. Test de l'alimentation
2. Test de la logique d'interlock.
3. Test du mode de synchronisation
 - 3-1-Test du nul de la synchronisation
 - 3-2-Test d'intégration
 - 3-3-Test de taux de synchronisation
 - 3-4-Test du moniteur de synchronisation
4. Test du mode maintien d'attitude
 - 4-1-Test de turbulence
 - 4-2-Test versine
5. Test du mode CWS
 - 5-1-Test de fuite et erreur d'engagement
 - 5-2-Test (deadzone)
 - 5-3-Test des limites stopes.
 - 5-4-Test d'intégration CWS
6. Test du mode maintien d'altitude
7. Test de mode d'approche
8. Test de la fonction TRIM
9. Test de la position de la gouverne de profondeur et la sonde de décalage du neutre
10. Test de l'amortisseur de tangage "Derived Rate Assembly".

VI-3-6-Tableau de procédures de test
VI-3-6-1-Test de l'alimentation:

Test No.	Procédure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
2		<u>Test power.</u>		<u>power.</u>
	S10 - 23	Check line voltage on pavm. <u>Calibrate.</u>		<u>Calibration.</u> The voltage from j1A-8 to j1A-6 shall be +30.0 vdc. (Adjust with A1A5R3 (White 3).)
	S10 - 2	Adjust A1A5R3 (White 3) for 0 on M1.		The voltage from j1A-14 to j1A-6 shall be +15.0 vdc. (adjust with A1A5R1 (White 1).)
	S10 - 3	Adjust A1A5R1 (White 1) for 0 on M1.		The voltage from j1A-13 to j1A-6 shall be -15.0 vdc. (adjust with A1A5R2 (White 2).)
	S10 - 4	Adjust A1A5R2 (White 2) for 0 on M1.		
2.1	S10 - 2	Observe M1 on 1-volt scale.	0 +/- 0.5 vdc	<u>Voltage</u> +29.5 to +30.5 vdc (30.0 Nominal) <u>Terminals</u> J1A-8 to J1A-6
2.2	S10 - 3	Observe M1 on 1-volt scale.	0 +/- 0.5 vdc	+14.5 to +15.5 vdc (15.0 Nominal) J1A-14 to J1A-6
2.3	S10 - 4	Observe M1 on 1-volt scale.	0 +/- 0.5 vdc	-14.5 to -15.5 vdc (-15.0 Nominal) J1A-13 to J1A-6
2.4	S10 - 5	Observe M1 on 1-volt scale.	0 +/- 1.0 vdc	+5.1 to +5.9 vdc (+5.5 nominal) J1A-12 to J1A-11
2.5	S10 - 22	Observe pavm.	+24.5 to +27.5 vac (+26.0 nominal)	J1A-10 to J1A-1
S.6	S10 - 21	Observe pavm.	-24.5 to -27.5 vac (-26.0 nominal)	J1A-9 to J1A-1

VI-3-6-2-Test du mode de synchronisation:

VI-3-6-2-1-Test du nul de la synchronisation et le Test d'intégration:

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
4		<u>Test Synchronization mode.</u>		<u>Synchronization mode.</u>
4.1		<u>Test Synchronization null.</u>		<u>Synchronization null.</u>
	S10 - 6 S40 - LO			With a -155.0 vdc VGA.Q control input (j1A-26), The valve amplifier DC output (j1B-57 to j1B-56) shall be (4.1.1).
4.1.1		Observe M1 on 1 volt scale.	0 +/- 1.0 vdc	
4.2		<u>Test Engage error.</u>		<u>Engage error.</u> Simulate pitch engage (27.5 vdc to j1B-17). With a -15.0 vdc VGA.Q control input (j1A-26), The valve amplifier DC output (j1B-57 to j1B-56) shall be (4.2.1). After 60 seconds the valve amplifier DC output (j1B-57 to j1B-56) shall not change by more than (4.2.1).
4.2.1	S11 - on	Simultaneously observe M1 on 1 volt scale and start timer. Note M1 at 60 seconds.	0 +/- 1.0 vdc	
4.2.2		Compute difference between noted M1 indication and observed M1 indication in (4.2.1).	0 +/- 1.0 vdc	
4.3		<u>Test integrator drift.</u>		<u>integrator drift.</u>
	S10 - 10 S13 - on S4 - A/S	Adjust B1 for minimum on pavm qnd note B1. Simultaneously set S13 to OFF and start timer. Set S13 to on at 60 seconds . Adjust B1 for minimum on pavm . Note B1. Compute difference between noted B1 indications.	0 +/- 1.1 degrees	Simulate pitch engage (27.5 vdc to J1B-17) and airspeed Hold (27.5 vdc to J1B-36). After 60 seconds the pitch CT output (J1A-28) shall change (4.3.1).

VI-3-6-2-2-Test de taux de synchronisation et le test du moniteur de synchronisation:

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
4.4		<u>Test synchronization rate.</u>		<u>Synchronisation rate.</u>
	S40 -MID B1 - 25	Allow synchronization.		With a -8 vdc VGA-Q control input (J1A-26), set the pitch simulator to 25 and allow synchronization. Simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). Set the pitch simulator to 355.
4.4.1	S11 - on B1 - 355	Simultaneously set S11 to OFF and start timer. Stop timer when pavm indicates +0.5 vac .	9 seconds or less	The time required for the pitch CT output (J1A-28) To go to +0.5 vac after removing pitch Engage shall be as shown. Simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). Set the pitch simulate to 25. the time required for the pitch CT output (J1A-28) to go to -0.5 vac after removing pitch Engage shall be as shown. The steady-state be as shown. The steady-state pitch CT output (J1A-28) shall be (4.4.3).
4.4.2	S11 - on B1 - 25	Simultaneously set S11 to OFF and start timer. Stop timer when pavm indicates -0.5 vac .		
4.4.3		Observe pavm. Synchronize,	0 +/- 0.050 vac	
4.5		<u>Test synchronization monitor.</u>		<u>Synchronization monitor.</u>
	S13 - on			Simulate pitch CT Clamp (ground TP- 6). The pitch Engage output (J1A-18) shall be high. The trim warning output (J1B-15) shall be off.
4.5.1		Observe DS5.	DS5 OFF	
4.5.2		Observe DS13.	DS13 OFF	Set the pitch simulator to 10 and wait 20 seconds.
	B1 - 10	Wait 20 seconds.		The pitch Engage output (J1A-18) shall be low .
4.5.3		Observe DS5.	DS5 on	Simulating pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17) shall cause the trim warning output (J1B-15) to go on .
4.5.4	S11 - on	Observe DS13. Synchronize.	DS13 on	

VI-3-6-3-Test du mode CWS :

VI-3-6-3-1-Test de fuite et erreur d'engagement:

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
6		<u>Test control wheel steering mode.</u>		<u>control wheel steering mode.</u>
6.1	S13 – on S8 – 11 S9 – 3 S10 – 10 S11 – on S15 – on S40 – LO	<u>Test CWS leakage and engage error.</u> Simultaneously set S13 to off and start timer. Set S13 to on at 60 seconds. Note pavm. Adjust B1 for minimum on pavm.		<u>CWS leakage and engage error.</u> 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 ϵ	Simultaneously set S13 to off and start timer . S13 to on at 60 seconds. Note pavm. Compute difference between the two noted pavm indication. Synchronize.	0 +- 0.300 vac	
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 indication.	0 +- .05 vac	Simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B – 17). Simultating CWS O/D (ground J1B-29) shall not change the CWS parameter control input (J1A-61 to J1A-61) by more than (6.1.2).

Test No.	Procedure			Specification					
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description					
6.2				<u>O/D sensor.</u> Simulate pitch Engage (27.5 vdc to JIB - 17). Circuit behavior shall be as follows:					
	S9 - 3 S14 - OFF			(CWS O/D) Output (J1B-29)	(Hi Det) input (J1B-59)	(A/S hold) input (J1B-36)	(Alt hold) input (J1B-34)	(pilote Force sensor) input (J1A-36to J1A-35)	
6.2.1	S6 -INϕ S8 - 4	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	0	0	+0.45vac	
6.2.2	S8 - 5	Observe DS8.	DS8 ON	Low	0	0	0	+0.59vac	
6.2.3	S8 - 3	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	0	0	+0.35vac	
6.2.4	S6 -OUTϕ	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	0	0	-0.46vac	
6.2.5	S8 - 5	Observe DS8.	DS8 ON	Low	0	0	0	-0.59vac	
6.2.6	S8 - 3	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	0	0	-0.35vac	
6.2.7	S6 - IN ϕ S15 - ON S8 - 11	Observe DS8.	DS8 OFF	High	27.5 vdc	0	0	+1.86vac	
6.2.8	S8 - 13	Observe DS8.	DS8 ON	Low	27.5 vdc	0	0	+2.50vac	
6.2.9	S15 - OFF S4 - A/S	Observe DS8.	DS8 ON	Low	0	27.5 vdc	0	+2.50vac	
6.2.10	S8 - 11	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	27.5 vdc	0	+1.86vac	
6.2.11	S4 - ALT	Observe DS8.	DS8 OFF	High	0	0	27.5 vdc	+1.86vac	
6.2.12	S8 - 13	Observe DS8.	DS8 ON	Low	0	0	27.5 vdc	+2.50vac	

VI-3-6-3-2-Test (deadzone) et le test des limites stopes:

Test No.	Procedure			Specification
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
				<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) (Pitch Engage) Pilot Force Sensor) input Output input (J1A - 36 to (J1B -33) (J1B -17) J1A -35)</p>
6.2.13	S16 - on S8 - 11	Observe DS4.	DS4 on	High 27.5 vdc +1.86vac
6.2.14	S8 - 13	Observe DS4.	DS4 off	Low 27.5 vdc +2.50vac
6.2.15	S11 - off	Observe DS4.	DS4 on	High 0 +2.50vac
				<p>With no interlocks simulated the circuit behavior shall be as follows</p> <p>(Pitch Engage) Output (Pitch Engage) input Pilot Force Sensor) input (J1A - 36 to (J1A -18) (J1B -17) J1A -35)</p>
6.2.16	S4 - off S16 - off S8 - 4	Observe DS5.	DS5 off	High 0 +.45 vac
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
6.3		Test CWS deadzone.		<u>CWS deadzone.</u>
				<p>Simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B - 34). The CWS parameter Control output (J1A - 60 to J1A - 59) shall be as follows :</p> <p>(pilot Force Sensor) input (J1A - 36 to J1A - 35)</p>
6.3.1	S8 - 14 S10 - 12	Observe pavm.	+3.40 to +5.30 Vac (+4.35nominal)	+2.52 vac
6.3.2	S8 - 6	Observe pavm.	+0.46 to +0.68 vac (+0.57 Nominal)	+0.78 vac

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
6.3.3	S8 - 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.
	S10 - 12	Observe pavm.		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.
6.3.4	S10 - 6	Adjust R1 ccw until DS8 goes on. Note pavm. Adjust R1 cw to decrease pavm by 0.030.	0 to -0.2 vac	(CoPilot Force Sensor) input (J1A-38 TO J1A-37)
	S10 - 12	Observe pavm.		
6.3.5	S6 -OUT ϕ S8 - 14 S9 - 4	Observe pavm.	-3.40 to -5.30 vac (-4.35 nominal)	-2.52 vac
6.3.6	S8 - 6	Observe pavm.	-0.460 to - 0.680vac (-0.570 nominal)	-0.78 vac
6.3.7	S11 - on S14 - on S8 - 12 S9 - 14 S10 - 10	Synchronize	25 to 31 degrees (28 deg nominal)	pitch CT limit stops
		Test pitch CT limit stops		
		Simultaneously set S6 to IN ϕ and start timer.		simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B - 17) and CWS O/D (ground J1B -29). With a 2.0 vac CWS parameter control output (J1A-62 TO J1A-61) the CT shall rotate to (6.3.7)
		At 30 seconds set S13 to ON.		In 30 seconds. With a -2.0 vac CWS parameter control output (J1A-62 TO J1A-61) The CT shall rotate to (6.3.8) in 30 seconds.
		Adjust B1 for minimum on pavm. Observe B1.		

VI-3-6-3-3-Test d'intégration CWS:

Test No.	Procedure		Specification	
	Switch pos	work steps	Opr limits	Test description
6.3.8	S6 - OFF S13 - OFF B1 - 0	<p>Simultaneously set S6 to OUT ϕ and start timer.</p> <p>At 30 seconds set S13 to ON.</p> <p>Adjust B1 for minimum on pavm. Observe B1.</p> <p>Synchronize.</p>	349 to 351 degrees (350 deg nominal)	
6.4	S11 - on S13 - on S10 - 10 S9 - 3 S8 - 11 S6 - IN ϕ	<p><u>Test CWS integral.</u></p> <p>Simultaneously set S13 to off and start timer. set S13 to on at 10 seconds.</p>		<p><u>CWS integral.</u></p> <p>Simulate pitch Engage (27.5 vdc to J1B-17). With a +1.86 vac Pilot Force Sensor input</p>
6.4.1		<p>Adjust B1 for minimum on pavm. Observe B1.</p> <p>Simultaneously set S13 to off and start timer. Set S13 to on at 10 seconds.</p> <p>Adjust B1 for minimum on pavm.</p>	+18.6 to +31.0 degrees (+24.8 nominal)	<p>(J1A-36 to J1A-35), the CT shall rotate (6.4.1) in 10 seconds. With a -1.86 vac Pilot Force Sensor input (J1A-36 to J1A-35), the CT shall rotate (6.4.2) in 10 seconds.</p>
6.4.2		<p>Compute change in B1 position from (6.4.1).</p> <p>Synchronize.</p>	-18.6 to -31.0 degrees (-24.8 nominal)	

Dans ce test de premier degré utilisant le premier banc d'essai, nous avons procédé en utilisant les méthodes correspondantes à la détection de module en panne. Cette recherche a relevé que le module CWS est défectueux dans l'ensemble calculateur de profondeur, donc en passe au test de deuxième degré.

VI-4- Test de deuxième degré :

Après la recherche du module défectueux dans le test général. Nous appliquant maintenant les méthodes et procédures pour détecter la panne sur les circuit du module CWS. Dans ce test en utilise le deuxième banc d'essai référence (PN =T-321145-201, SN=208200) pour tester le module en panne, respectivement avec les procédures qui lui sont spécifique et les schémas bloques et les schémas électriques correspondant.

VI-4-1-Spécification d'essais intégrés pour le coupleur CWS:

Ces spécifications établissent les conditions électriques et méthodes d'essai.

VI-4-1-1-Information Générale:

Entrées : toutes les tensions d'entrées seront appliquées et mesurées avec respect à J1-6 sauf indications contraires.

Sorties : toutes les tensions de sorties seront mesurées avec respect à J1-6 sauf indications contraires.

VI-4-1-2-conditions de puissance et de signal

Conditions de puissance:

La puissance alternative devrait être 115+1vac ,400 +5Hz, harmonique. L'intensité maximum sera de 3 ampères.

La puissance continues devrait être de 27.5 +-0.5 vac. L'intensité maximum sera de 1 ampère.

Condition de signal :

Tous les signaux requis sont fournis par le banc d'essai.

VI-4-2-Equipement de teste :

- Banc d'essai
- Adaptateur du coupleur CWS
- PAVM pour prélever les tensions alternatives
- Chronomètre.
- Mégohmmètre.
- Oscilloscope.

VI-4-3-conditions de teste général :

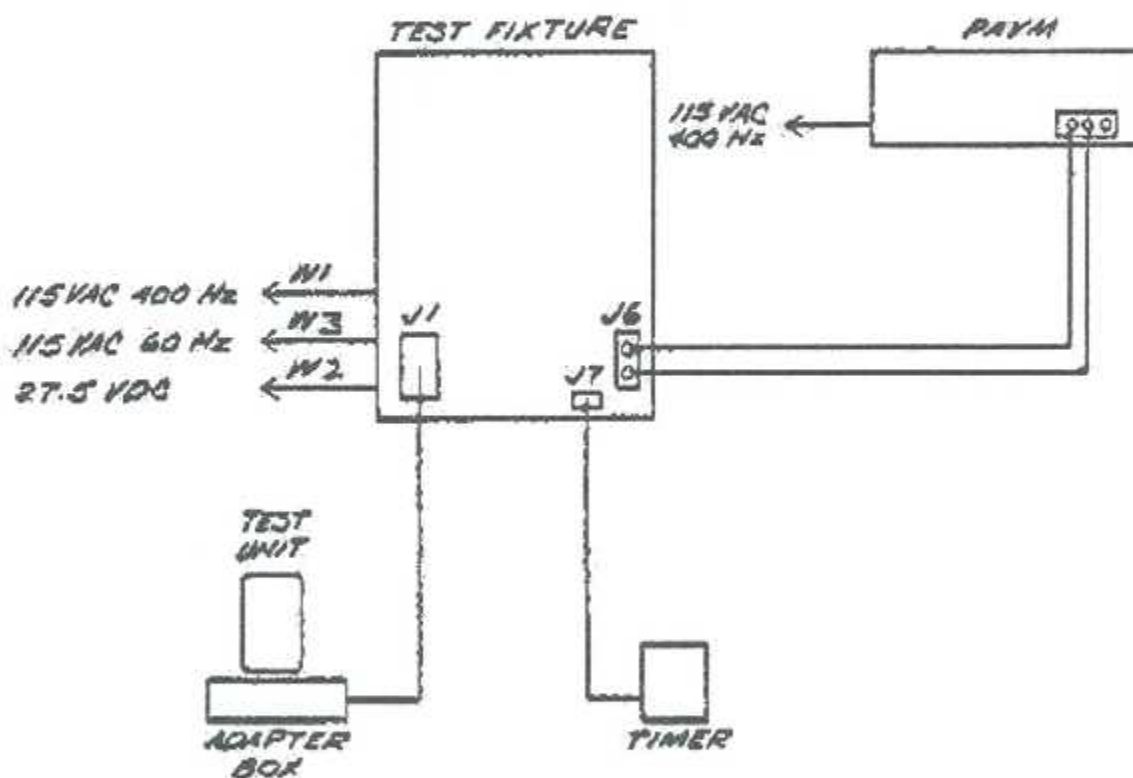
Chauffage : aucun chauffage n'est conditionné.

Indication : indication aux sorties autres que la seule indiquée ne sera pas retenue.

Ordre de teste : tout les listes seront exécutés normalement dans l'ordre indiqué.

Calibrage : les calibrages ne seront pas exécutées à la fin du teste.

Position des commutateurs : tous les commutateurs devraient être placé dans leur position inactive sauf indication contraire.

VI-4-4-Montage d'essai:

VI-4-5-Différents tests exécutés sur le coupleur CWS:

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
E2	1		<u>Test insulation resistance.</u>			<u>Insulation resistance.</u> The insulation resistance from each connector pin to J1-5 shall be (1.1) when measured with a 50-vdc megohmmeter, Using a series 1-megohm resistor.
	1.1	CAUTION	CHECK j1-6 FIRST AND CLEAR	ALL FA	ULTSBEFOR	E TESTING OTHER PINS
			Measure resistance with the megohmmeter. Make test setup according to paragraph 6.		(OPTIONAL) 10 megohms Or more	
	2	S1 - ON S2 - ON S3 - ON				
			<u>Test bus synchronizer.</u>			<u>Bus synchronizer.</u>
		S5 - 3 S6 - 18 S8 - 3 T1 - 0.0350	<u>Calibrate.</u> Adjust A2R2 (green 2) for -0.65 vac on pavm.			<u>Calibrate</u> The bus synchronizer output (j1-21) shall be -0.65 vac. (adjust with A2R2 (green 2).) with a -0.35-vac Altitude Rate input (j1- 47 to -46), the bus synchronizer output (j1-21) shall be +0.65 vac. (Adjust with A2R2 (green 1).)
		S4 - outϕ	Adjust A2R2 (green 1) for +0.65vac on pavm.			(Adjust with A2R2 (green 1).)
	2.1	S4 - OFF	<u>Test.</u>			<u>Test.</u>
S4 - outϕ		Observe pavm.		+0.60 to 0.70 vac (+0.65 nominal)	With a -0.35-vac altitude Rate input (j1-47 to -46), the bus synchronizer output (j1-21) shall be as shown. With a +0.35-vac Altitude Rate input (j1-47 to -46), the shaped accelerometer output (j1-20) shall be as shown.	
S4 - IN ϕ		Observe pavm.		0+ - 0.02vac		
2.2	S8 - 13					
	S4 - OFF					

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
D1	3	S11 - ON T1-0.0460	Test shaped accelerommeter.			Shqped accelerometer.
			<p>Calibrate. Wait 15 seconds.</p> <p>Adjust A2R7(green 3) so that when S4 is set from OFF to outç the pavm will reach +3.4vac peak.</p>			<p>Calibration. Simulate G/S engage flare (27.5 vdc to j1-27); wait 15 seconds and apply a 0 to -0.46-vac step Altitude Rate input (j1-47 to -46). The peak shaped accelerometer output (j1-20) shall be +3.4 vac. (Adjust with A2R7 (green 3).)</p>
A3		S4 - OFF	Test.			<p>Test. With G/S engage. Flare (2705 vdc to j1-27) simulated, wait 15 seconds and apply a 0 to -0.46-vac step Altitude Rate input (j1-47 to -46).</p>
	3.1		<p>Simultaneously set S4 to outç and start timer.</p> <p>Observe pavm at its maximum value.</p> <p>Multiply (3.1) by 0.5.</p>		+2.85 to 3.95 vac (3.4 nominal)	<p>The shaped accelerometer output (j1-20) shall reach a peak of (3.1) and shall decay to 0.5 of (3.1) in (3.2).</p>
	3.2		stop timer when pavm reaches calculated value.		13.5 to 22.5 seconds (18.0 nominal)	
	3.3		Observe pavm in Steady state.		0 +/- 0.10 vac	The steady-state shape accelerometer output (j1-20) shall be as shown.
	3.4	S4 - OFF S11 - OFF T1- 0.000	Observe pavm.		0+- 0.01 vac	With no inputs , the steady-state shqped accelerometer output (j1-20) shall be as shown

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
A5	4		<p><u>Test electronic switch.</u></p> <p><u>Calibrate.</u> Simultaneously set S11 to on and start timer.</p> <p>Adjust A3R1 (violet 1) for a change on M2 at 10 seconds.</p> <p><u>Test.</u></p>			<p><u>Electronic switch.</u></p> <p><u>Calibration.</u></p> <p>The 10second logic output (j1-24) shall change from low to approximately +15 vdc as a step 10 seconds After simulating G/S engage.Flare (27.5 vdc to j1-27). (adjust with A3R1 (violet 1).)</p>
	4.1	S11 - OFF	Simultaneously set S11 to on and start timer.			<p><u>Test</u></p> <p>With G/S Engage.Flare (27.5 vdc to j1- 27) simulated at time 0, the switched synchronizer output (j1-23) shall be (4.1) for (4.2) and then shall be (4.3)</p>
	4.2	S8 -5	Observe pavm.		-0.43 to -0.51 vac (-0.47 nominal)	
	4.3		Stop timer when pavm decreases.		9 to 11 seconds (10 nominal)	
	4.4	S11- OFF S8- 7	Observe pavm.		0 +- 0.01 vac	
	4.5	S8 - 13 S11 - on	Observe M2 on 5-volt scale.		0 to +1.0 vdc	With no inputs , the 10 second logic output (j1-24) shall be as shown.
	4.6	S8 - 13 S11 - on	Observe M2 at approximately 10 seconds.		Step change	Approximately 10 seconds after simulating G/S Engage. Flare (27.5 vdc to j1-24) , the 10 seconds logic output (j1-24) shall be as shown.
	4.7	S11 - OFF S8-9	Observe M2 on 1-volt scale.		0 to +1.0 vdc	With no inputs, the timer slave output (j1-40) shall be as shown
C1	4.7	S8 - 12 S11 - on	Observe M2 at approximately 5 seconds on 10-volt scale. Multiply indication by 3.		+12 vdc or more	With G/S Engage. Flare simulated (27.5 vdc to j1- 27) at time 0, the Timer slave output (j1- 40) shall be (4.7) for approximately 10 seconds and then shall be (4.8).
C2	4.8	S8 - 9 S8 - 13 S11 - OFF	Observe M2 on 1-volt scale		0 to +0.88 vdc	

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
A6	5	S4 - IN ϕ S6 - 6 S10 - on	<u>Test CWS O/D switch.</u> Calibrate. Adjust A2R2 (green 2) until DS4 just lights.			<u>CWS O/D switch</u> Calibration The CWS O/D output (j1-22) shall change fro; low to high as the CWS input (j1-37) reaches +0.54 vac while being increased. (Adjust with A2R2 (green 2).)
		T1-0.0540	<u>TEST.</u>			<u>TEST.</u> The CWS O/D output (j1-22) shall be as follows : (CWS O/D CWS Output input (j1-22) (j1-37)
	5.1	T1-0.0480	Observe DS4.		DS4 OFF	LOW +0.48vac
	5.2	S4 - OUT ϕ S4 -OFF T1-0.0560	Observe DS4		DS4 OFF	LOW -0.48vac
	5.3	S4 -OUT ϕ	Observe DS4		DS4 ON	High -0.56vac
	5.4	S4 - IN ϕ	Observe DS4		DS4 ON	High +0.56vac
		S4 -OFF S10-OFF T1-0.0000				

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
	6	S4- outç S8 - 4 T1-0.2520	<u>Test deadzone.</u> <u>Calibrate.</u> Adjust AIR5 (green 1) for +4.35 vac on pavm . <u>Test.</u>			<u>Deadzone</u> <u>Calibration.</u> Apply a -2.52-vac CWS in- put (j1-37). The steady- state CWS output (j1-25) shall be +4.35 vac . (Adjust with AIR5 (green 1).) <u>Test.</u> The steady-atate CWS out- put (j1-25) shall be as follows: (CWS) Input (j1-37)
	6.1		Observe pavm.		+3.80 to 4.90 vac (+4.35 nominal)	-2.52 vac
	6.2	T1-0.0780	Observe pavm.		+0.504 to +0.616 vac (0.560 nominal)	-0.78 vac
	6.3		Adjust T1 until DS4 just lights . Decrease T1 by 0.0030. Observe pavm.		0 to +0.18 vac	With 0.030 vac less than that negative value re- quired to trip the CWS O/D sensor , the CWS output (j1-25) shall be as shown.
	6.4	S4 - inç	Adjust T1 until DS4 just lights . Decrease T1 by 0.0030. Observe pavm.		0 to -0.18 vac	With 0.030 vac less than that positive value re- quired to trip the CWS O/D sensor , the CWS output (j1-25) shall be as shown.
	6.5	T1-0.0780	Observe pavm.		-0.504 to - 0.616 vac (-0.560 nominal)	+0.78 vac
	6.6	T1-0.2520	Observe pavm.		-3.80 to -4.90 vac (-4.35 nominal)	+2.52 vac

Rev	Test No.	procedure		Specification		
		Switch pos	work steps	Mfg limits	Opr limits	Test description
	6.7	S4 - OFF	Adjust T1 for -3.78 vac on pavm. Connect oscilloscope input to j6 and oscilloscope trigger input to j4. Adjust oscilloscope for 100% deflection. Adjust oscilloscope to begin 0.02 second/cm sweep when S4 is set from OFF to IN ϕ . Adjust T1 for -6.0 vac on pavm.			With a step CWS input (j1-37) from 0 to that value which will give a -0.6 vac steady-state CWS output (j1-25) applied at time 0, the time required for the CWS output (j1-25) to reach -3.78 vac shall be as shown.
		S4 - OFF	Simultaneously et S4 to IN ϕ and read oscilloscope at 100% deflection.		0.07 to 0.13 second (0.10nominal)	
	7	S4 - OFF	Disconnect oscilloscope.			<u>Altitude easy switch.</u>
	7.1	S4 - IN ϕ S6 - 18 S8 - 2 S12 - ON	Adjust T1 for -1.0 vac steady state on pavm. Observe T1 (10 volts, maximum).		+0.43 to +0.63 vac (+0.53 nominal)	Simulate the following interlock: Altitude Hold (27.5 vdc to j1-30). The Altitude Rate input (j1-47 to -46) required to give a -1.0-vac steady-state Easy Switch output (j1-31) shall be as shown. Remove Altitude Hold, the time required for the Easy switch output (j1-31) to reach -0.63 Vac after simulating Altitude Hold (27.5 vdc to j1-30) shall be as shown.
	7.2	S12 - OFF	Wit 10 seconds or more. Simultaneously set S12 to on and start timer. Stop timer at -0.63 vac on pavm. End of test		2.8 seconds or more	

Remarque : à la fin du test ajuster tous les commutateurs du banc d'essai à OFF.

VI-5-Test de troisième degré :

Dans ce test avec ce même deuxième Banc d'essai, l'objectif est de recherché les composants électroniques en pannes (capacités, résistances, circuit intégrés ...). en utilisant les procédures de recherche de pannes décrit ci-après, ainsi que les schéma block et les schéma électrique correspondants

VI-5-1-Recherche de pannes

En appliquant les testes sur le coupleur CWS comme indiqués sur les tableaux de procédures de testes, nous devons détecter la panne en appliquant les données correspondante à suivre pour isoler la panne.

Dans le cadre de cette détection de panne, en utilisant les tableaux réglementaire. Nous allons suivre aussi la méthode de recherche qui nous facilite la détection rapide de la panne en utilisant les schémas blocks et les schémas électroniques correspondant.

VI-5-2-Méthode de recherche de pannes:

La recherche de pannes sera accomplie de la manière suivante :

Quand un test n'aboutit pas au résultat recherché dans le tableau de procédure de test, en doit consulter le même numéro de test dans le tableau de recherche de panne, ou est inscrit la liste des pannes et ses possibles causes.

Chaque possible cas sera examiné dans l'ordre listé utilisant la procédure d'isolation. Si la procédure d'isolation montre que l'élément suspecté est bien, procédé à la cause passible suivante. Le tableau de recherche de panne énumère seulement l'élément lui-même. Il est supposé que le technicien vérifiera les circuits associés tel que les résistances, les capacités de couplage et les mécanismes influant.

VI-5-3-Tableau de recherche de panne:

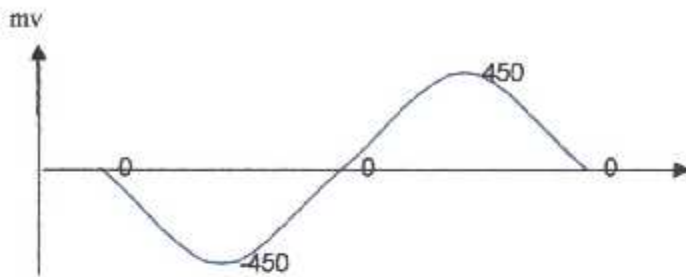
Test N°	PANNE	CAUSE POSSIBLE	PROCEDURE D'ISOLATION	REPARATION
2.1	Tension de sortie incorrecte	A2R2, A2R1 CALIBRAGE	Exécuter la procédure de calibrage pour A2R2 et A2R1	Calibrage ou changer les composants défectueux.
		A2A1A1	Remplacé A2A1A1	
		A2A1	Remplacé A2A1	
2.2	Sortie plus élevé que 0.02 vac	A3A1A2	Remplacé A3A1A2	changer les composants défectueux.
		A3A1	Remplacé A3A1	
		A2A2A1	Remplacé A2A2A1	
		A2Q1	Vérifié A2Q1	
3.1 3.2 3.3 3.4	Tension de sortie incorrecte Ou temps	A2R7 calibrage	Exécuter la procédure de calibrage pour A2A7	Calibrage ou changer les composants défectueux
		A3A1A2	Remplacé A3A1A2	
		A3A1	Remplacé A3A1	
		A2A2A1	Remplacé A2A2A1	
		A2A2	Remplacé A2A2	
		A2Q2	Vérifié A2Q2	
4.1 4.2 4.3 4.4 4.5 4.6 4.7 4.8	Tension incorrecte ou temps.	A3R1 calibrage	Exécuter la procédure de calibrage pour A3A1	Calibrage ou changer les composants défectueux.
		A3A1A1	Remplacé A3A1A1	
		A3A1A2	Remplacé A3A1A2	
		A3A1	Remplacé A3A1	
5.1 5.2 5.3 5.4	Opération de DS4 incorrecte.	A1R2 calibrage	Exécuter la procédure de calibrage pour A1R2	Calibrage ou changer les composants défectueux.
		A1A1A1	Remplacé A1A1A1	

Test N°	PANNE	CAUSE POSSIBLE	PROCEDURE D'ISOLATION	REPARATION
5.1 5.2 5.3 5.4		A1A1A2	Remplacé A1A1A2	
		A1A1	Remplacé A1A1	
6.1 6.2 6.3 6.4 6.5 6.6 6.7	Tension incorrecte ou temps.	A1R5 calibrage	Exécuter la procédure de calibrage pour A1A5	changer les composants défectueux.
		A1A1A2	Remplacé A1A1A2	
		A1A2A1	Remplacé A1A2A1	
		A1A1	Remplacé A1A1	
		A1A2	Remplacé A1A2	
7.1 7.2	Tension incorrecte ou temps.	A4C3	Remplacé A4C3	changer les composants défectueux
		A4C1	Remplacé A4C1	

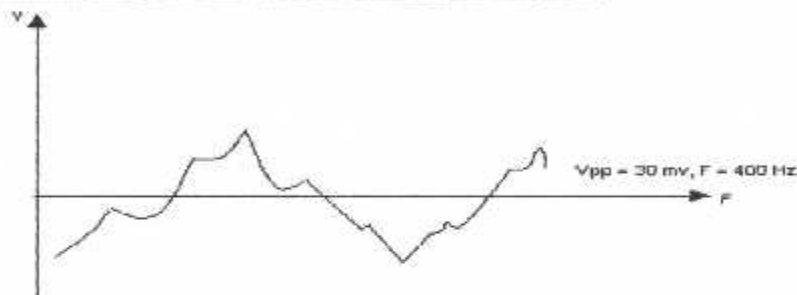
VI-6-Relevés expérimentaux sur le coupleur CWS :

En utilisant l'oscilloscope nous avons obtenus les résultat suivants :

1- Signal d'entré donné par le Banc d'essai :

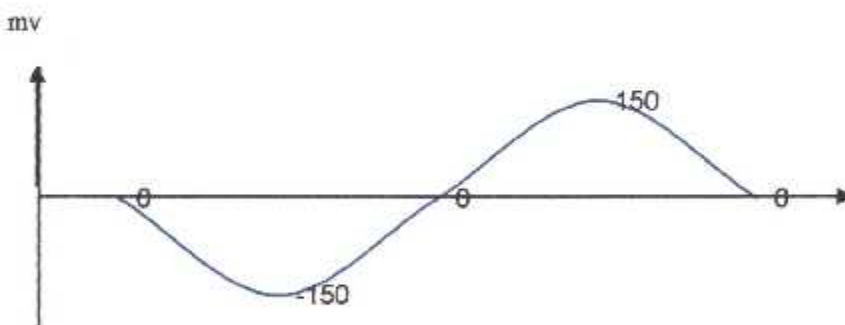


2-signal injecté à l'entrée du coupleur CWS :

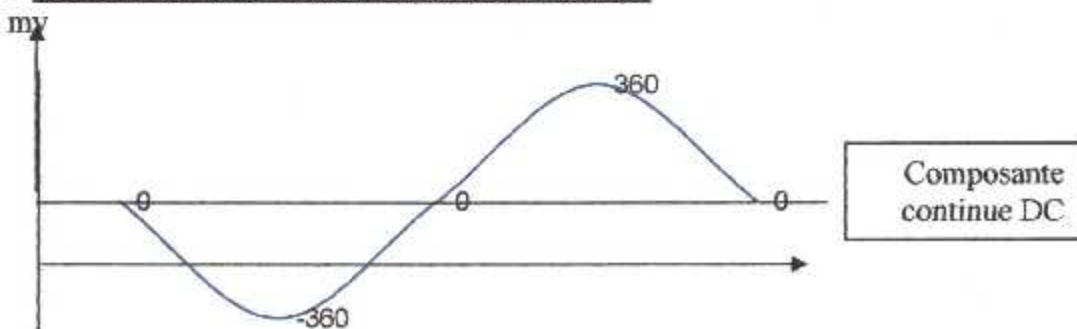


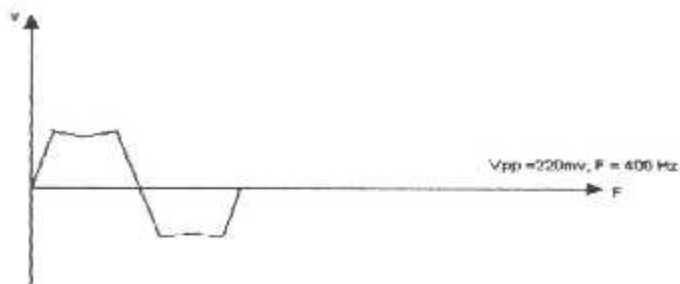
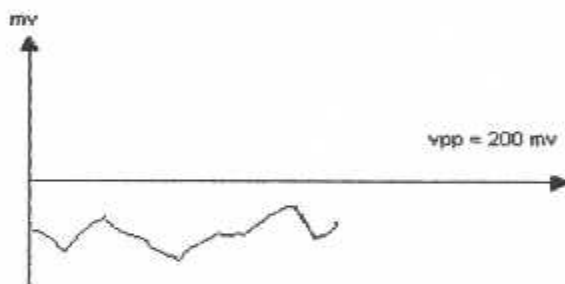
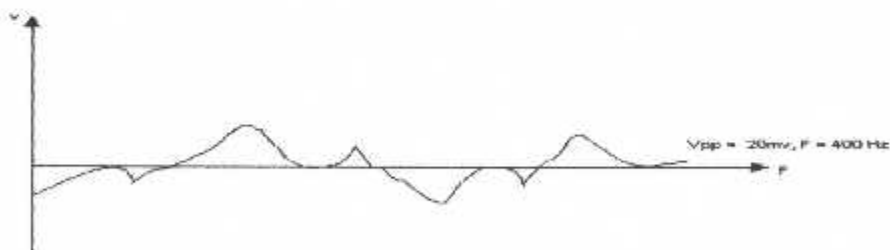
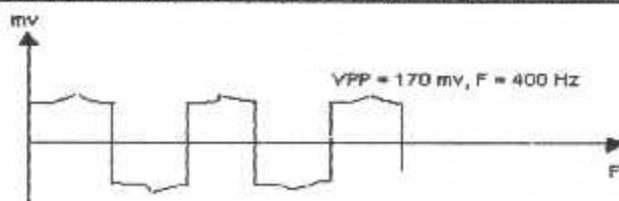
Ce signal relevé à la pin J1A-37 (voir schéma électronique).

3-signal relevé sur la pin 29 du coupleur CWS :



4- signal relevé sur la pin 6 du coupleur CWS :



5- signal relevé sur la pin 28 du coupleur CWS :**6- signal relevé sur la pin 27 du coupleur CWS :****7- signal relevé sur la pin 33 du coupleur CWS :****8- signal relevé sur la pin 2 du coupleur CWS :****9- signal relevé sur la pin 8 du coupleur CWS :**

Remarque : voir les pins sur le schéma électronique du coupleur CWS (figure IV-2)

VI-7-L'analyse des relevés expérimentaux :**Pin j1A-35 :**

Le premier signal c'est un signal sinusoïdal d'amplitude 450mv donné par le banc d'essai simulant le signal donné par les transducteurs de force.

J1A 37 :

C'est un signal variable de $v_{pp} = 30$ mv relevé après le calibreur et transmit au coupleur CWS.

C'est un signal à variation rapide d'amplitude (brisé)

Pin 29 :

Signal sinusoïdale de $v_{pp} = 150$ mv amplifié par l'ampli A2A et il est inversé.

Pin 6 :

C'est un signal sinusoïdal de $v_{pp} 360$ mv amplifié par l'amplificateur A2B + inversé.

Pin 28 :

Ce signal est un signal de sortie de l'amplificateur par l'amplificateur qui est limité par le limiteur et devenant un signal carré.

Le limiteur commence à limiter d'un certain niveau de tension.

Pin 27 :

La sortie du limiteur qui est additionné avec le signal de sortie de l'ampli A2A.

PIN 23 :

Un signal de $v_{pp} = 200$ mv qui est presque continue, c'est le rôle de démodulation.

Pin 2 :

Un signal de variable de $v_{pp} = 20$ mv ensuite le signal est amplifié par l'ampli A1B et on va avoir un signal de sortie carré de $v_{pp} = 170$ mv qui va attaquer la CADC pour commander la gouverne de profondeur en fonction de la vitesse de l'avion.

A decorative border surrounds the page, consisting of a series of musical notes and stems arranged in a rectangular frame. The notes are small and dark, with stems pointing outwards from the border.

Conclusion

Conclusion :

Le projet d'étude sur le calculateur de profondeur a porté sur quatre chapitres contenant toute la théorie et la connaissance pratique relevées sur la base des manuels et surtout des informations données par l'encadrement technique.

Cette étude sur le calculateur de profondeur a permis d'acquérir, en particulier avec le stage pratique effectué, une connaissance assez approfondie dans la partie exploitation et aussi dans la maintenance. La maintenance du calculateur sur lequel j'ai effectué le stage a permis seulement de connaître l'utilisation des bancs d'essai et la détection de pannes des divers modules. Cette maintenance n'est qu'un début de connaissance du calculateur de profondeur car au vue des schémas et des manuels, celle-ci nécessite une activités à moyen ou à long terme pour pouvoir maîtriser véritablement toutes les parties en particulier sur le plan de l'électronique.

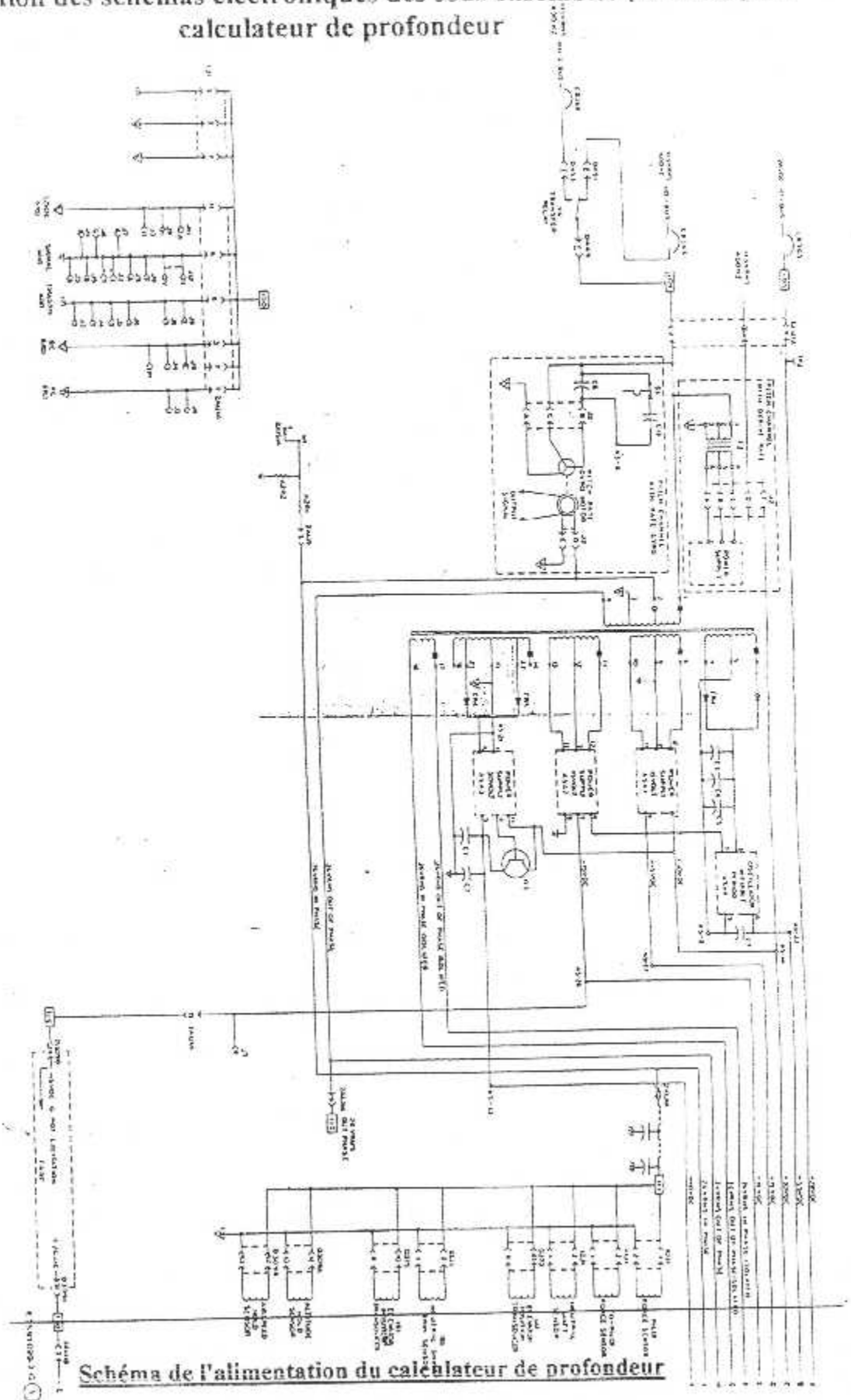
Je souhaite que ce projet d'étude portant sur ce calculateur de profondeur sera explicité et détaillé pour toutes personnes et particulièrement les étudiants qui seront amenés à prendre connaissance.

A decorative border in shades of teal and dark blue surrounds the page. The corners feature stylized, arched motifs. The border consists of a double-line frame with a decorative element at each corner.

Annexe

Annexe I

Présentation des schémas électroniques des sous ensembles (modules) du
calculateur de profondeur



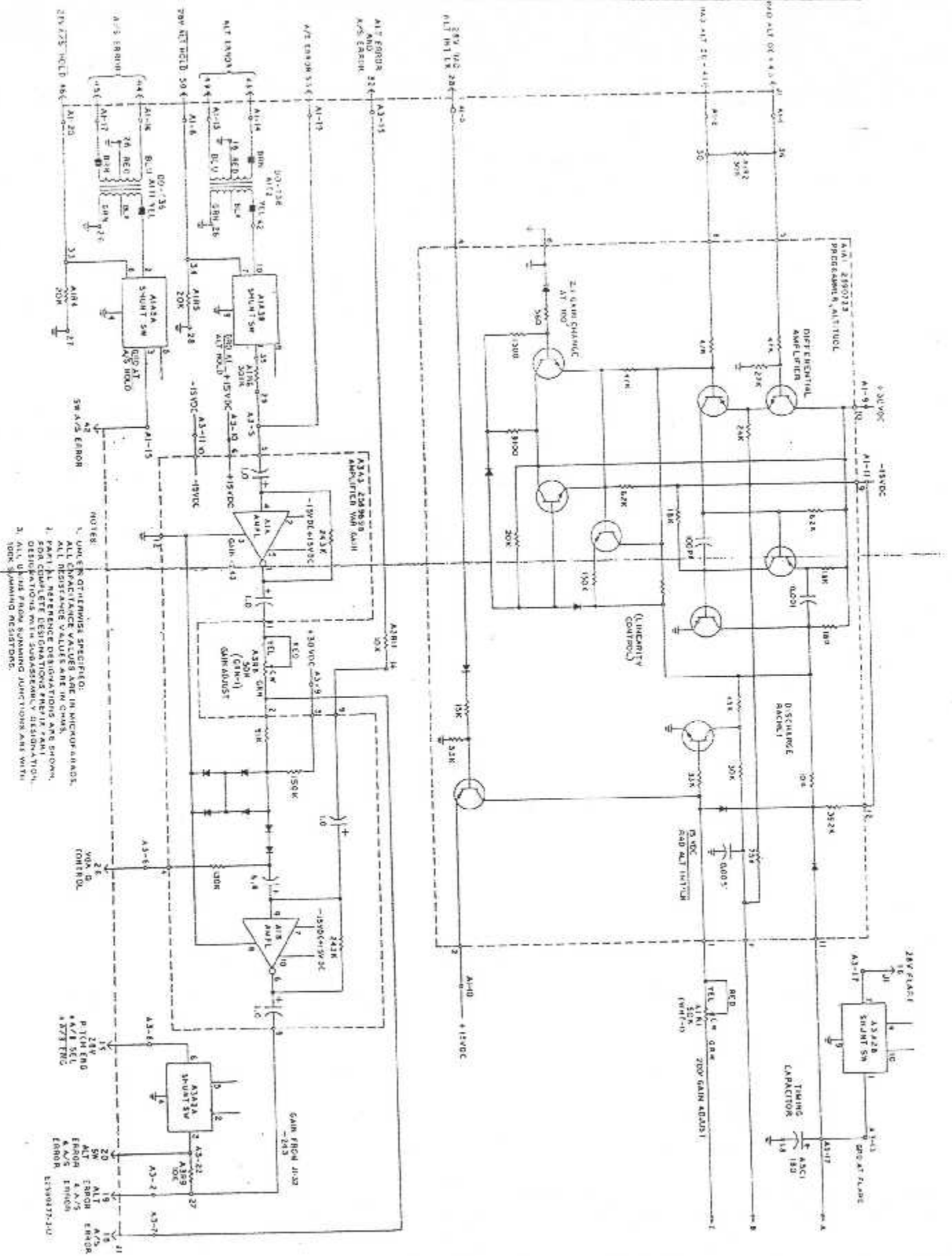


Schéma électronique du coupleur de trajectoire verticale (schéma 1/2)

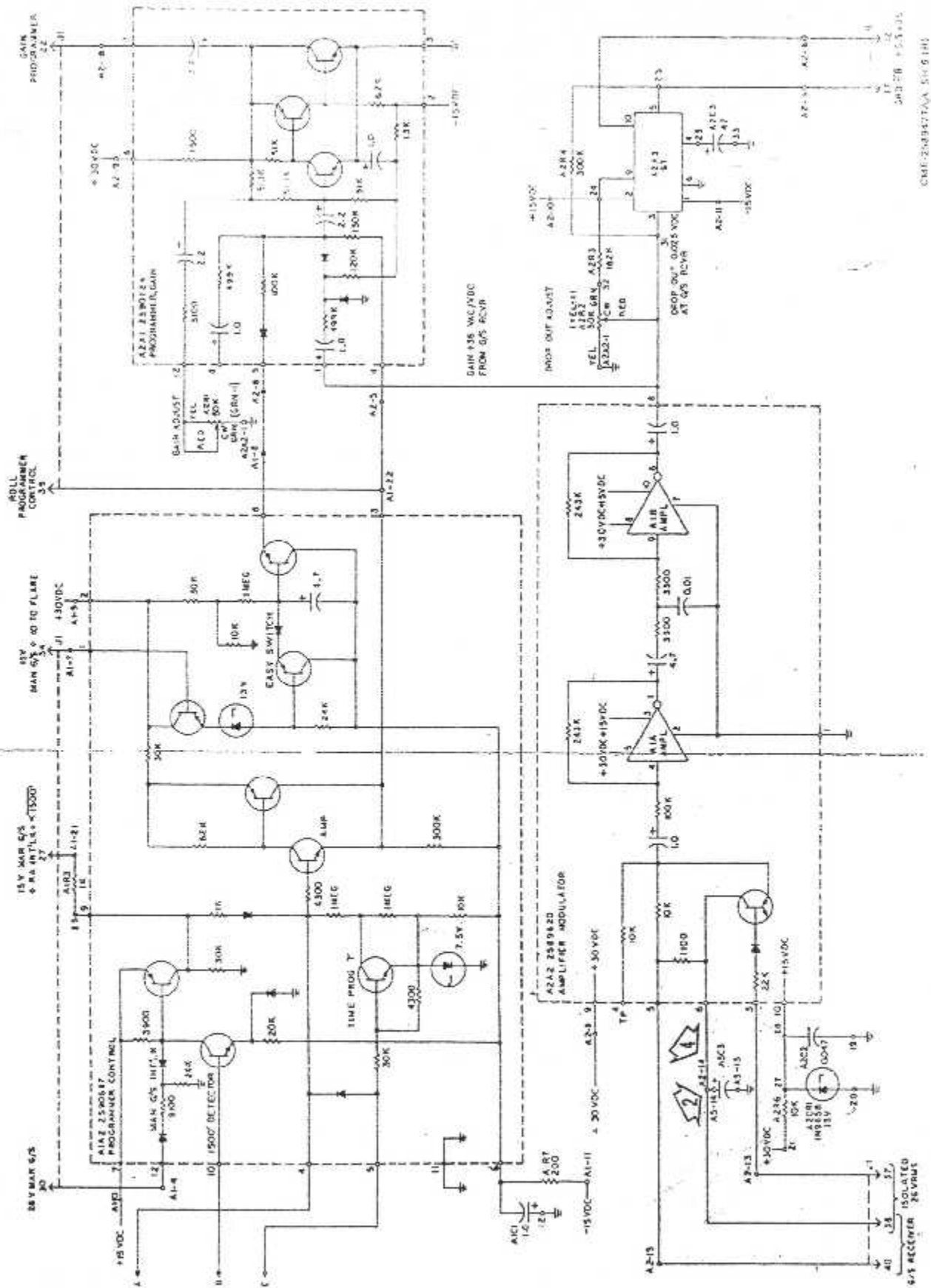


Schéma électronique du coupleur de trajectoire verticale

(Schéma 2/2)

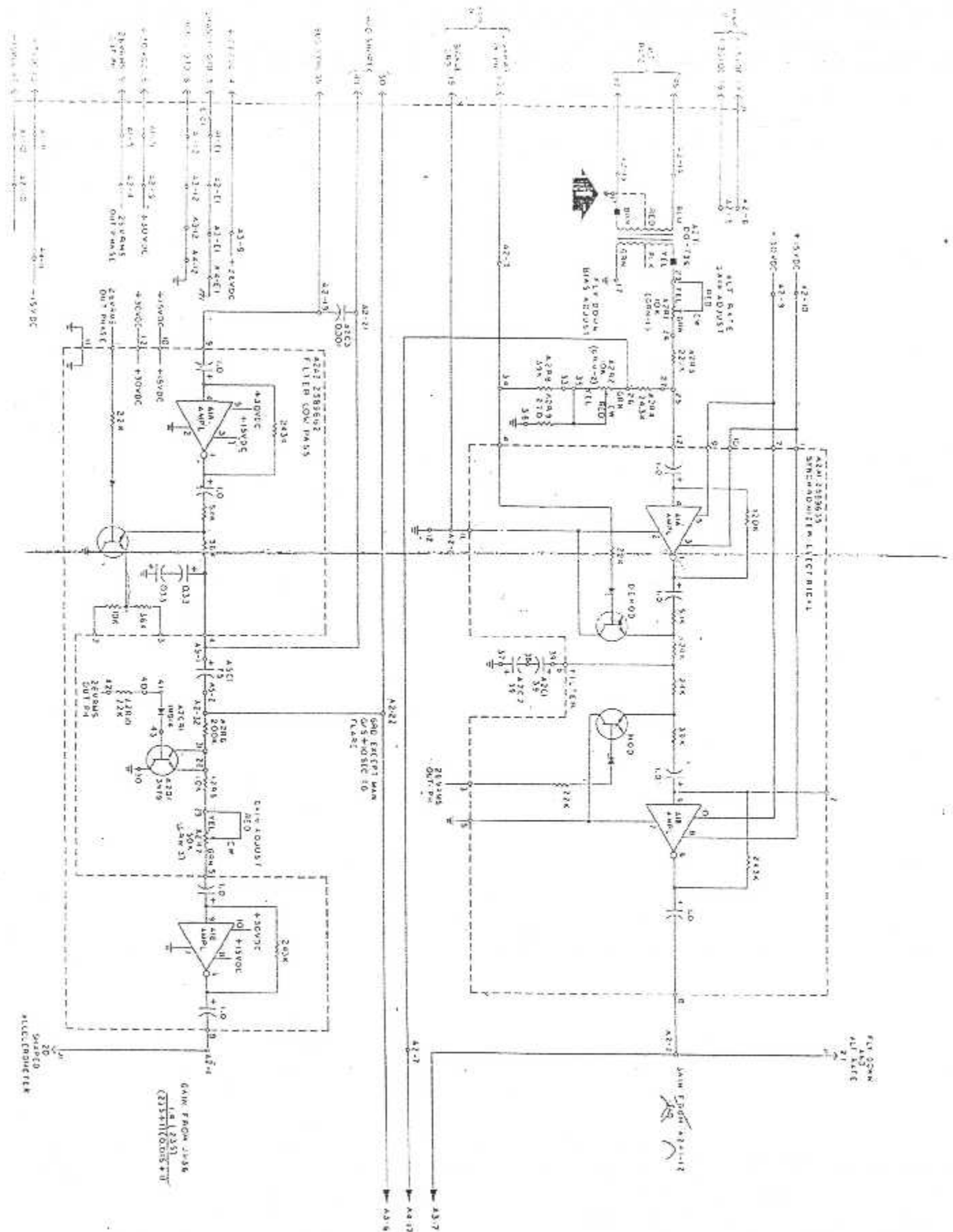


Schéma électronique du coupleur CWS (schéma 2/2)

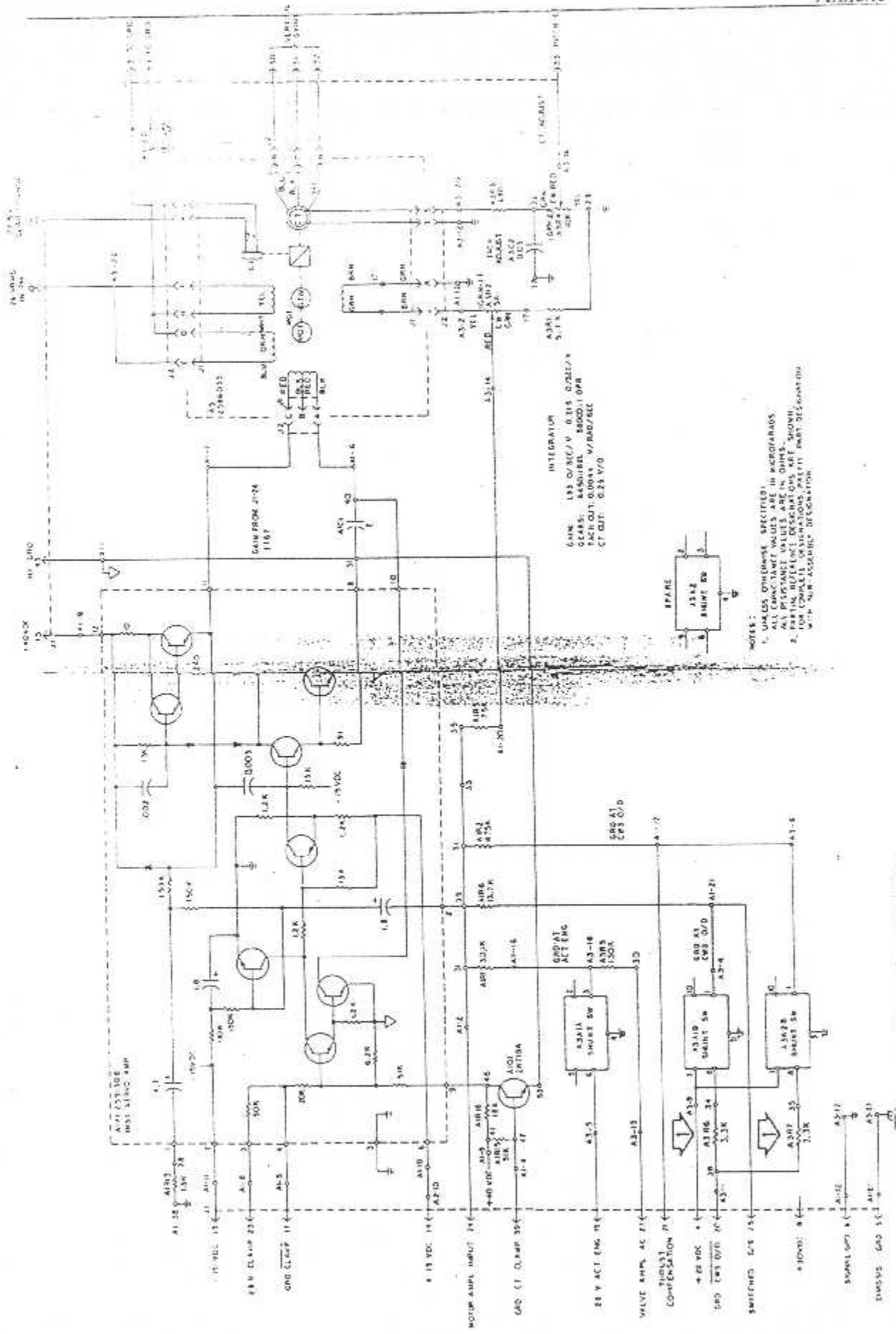


Schéma électronique du calculateur de l'assiette

Pitch Computer Schematic (for units with MOD. C)
 [Sheet 2 of 2]
 Figure 69

10/75

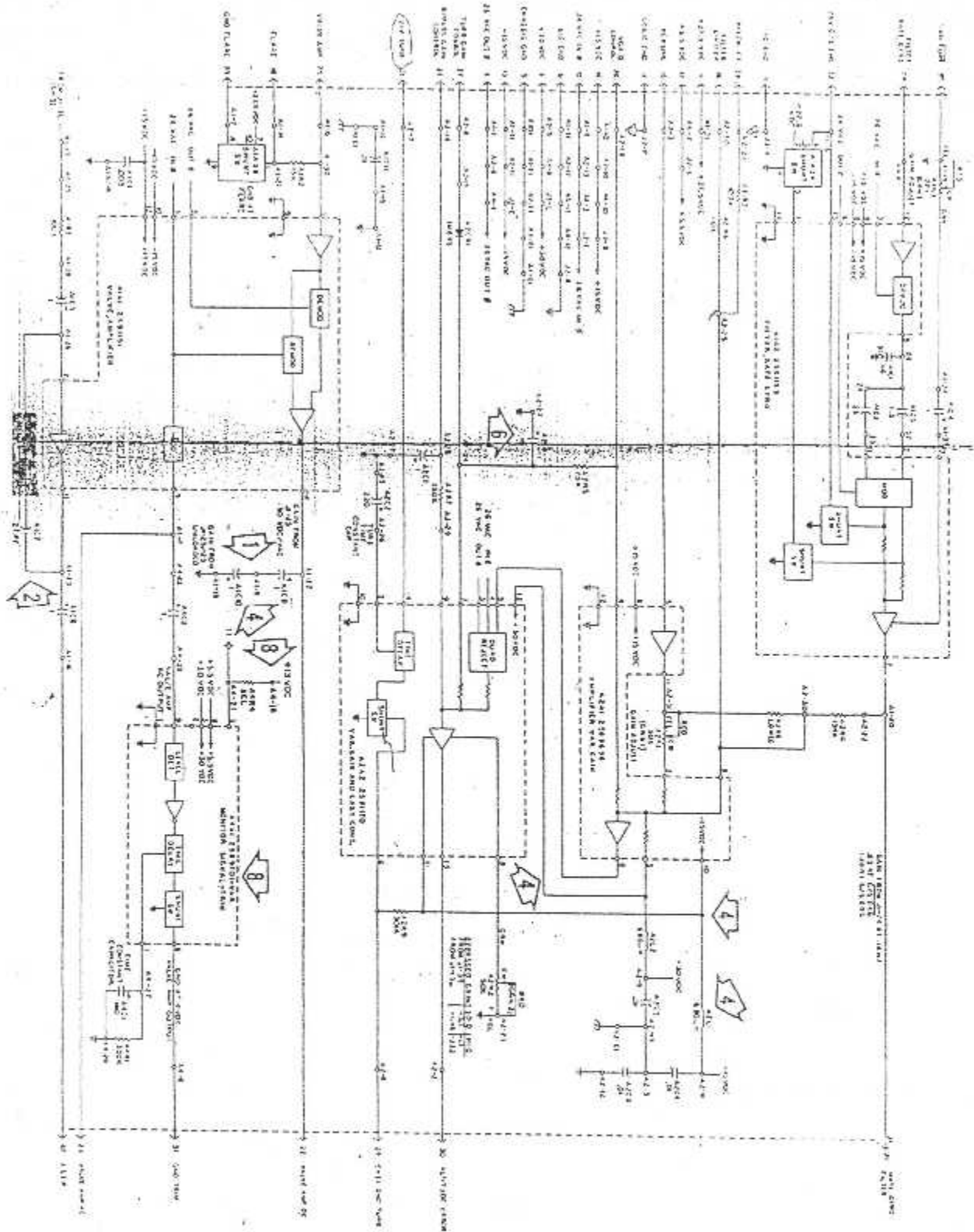


Schéma du servo amplificateur de profondeur (schéma 1/2)

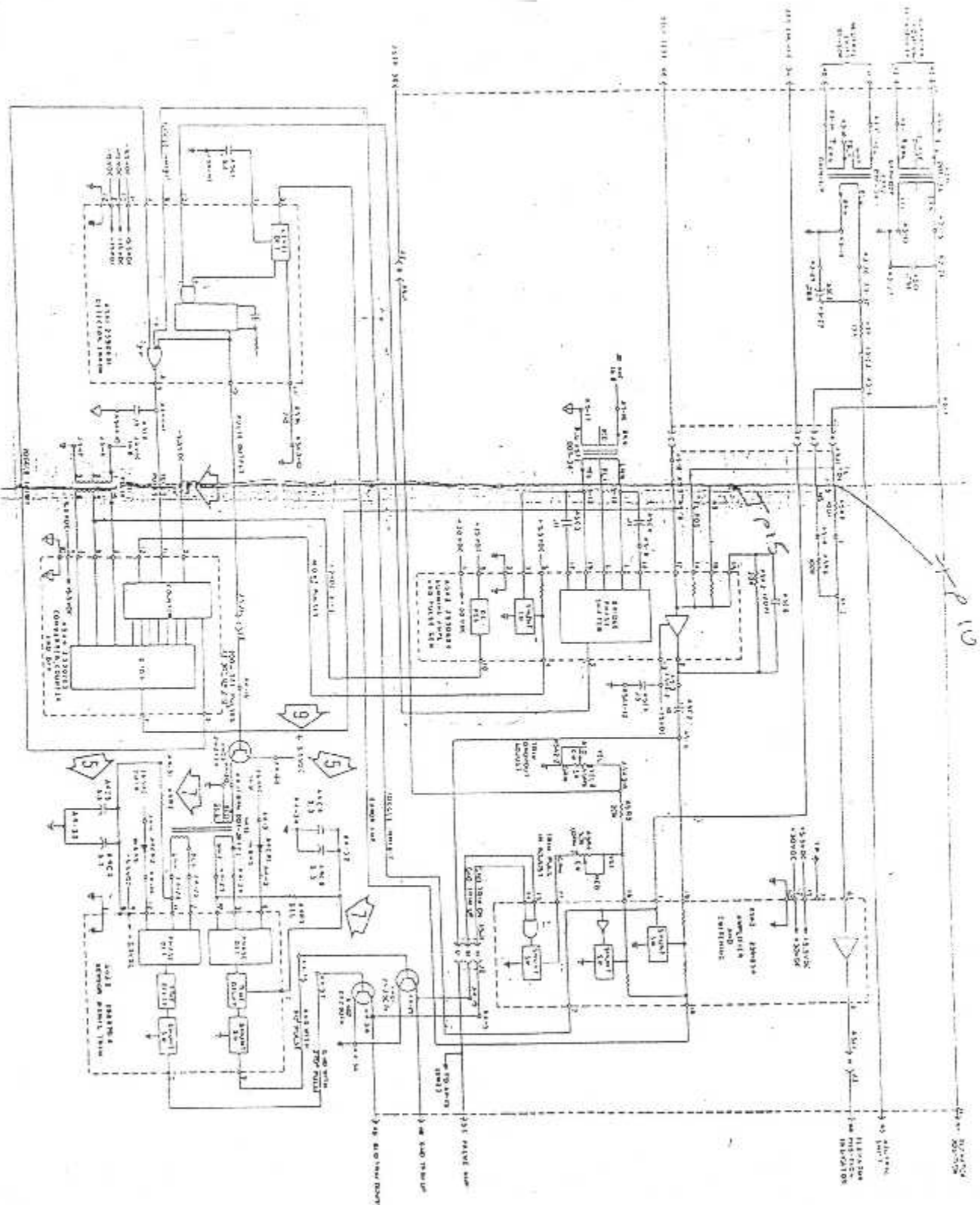


Schéma du servo amplificateur de profondeur (Schéma 2/2)

Annexe II

Les systèmes qui sont en liaison avec le calculateur de profondeur

II-1-Transducteurs de forces de profondeur : (voir figure 1)

Deux transducteurs de forces de profondeur fournissent les signaux de pilotage transparent au calculateur de profondeur. Les transducteurs de forces sont montés sur chacun des quadrants de commande avant. Fondamentalement les transducteurs de force sont construits d'un ressort et d'un transformateur 'E'. Comme le ressort est comprimé ou étendu, une tension est développée sur le transformateur 'E' qui est proportionnelle à la force appliquée.

Les transducteurs de force sont installés de sorte qu'un transducteur soit prolongé quand l'autre est comprimé. L'excitation au transducteur du pilote est inversée de celle du transducteur du co-pilote. Ceci permet au signal de sortie de chaque transducteur d'être à la même phase. Les deux signaux sont additionnés et la sommation est connectée au calculateur de profondeur.

Des boulons sont utilisés pour attacher le quadrant au support. Ceci tient compte de la compression et de l'extension du transducteur de force et assure également la protection en cas d'un dommage mécanique du transducteur de force.

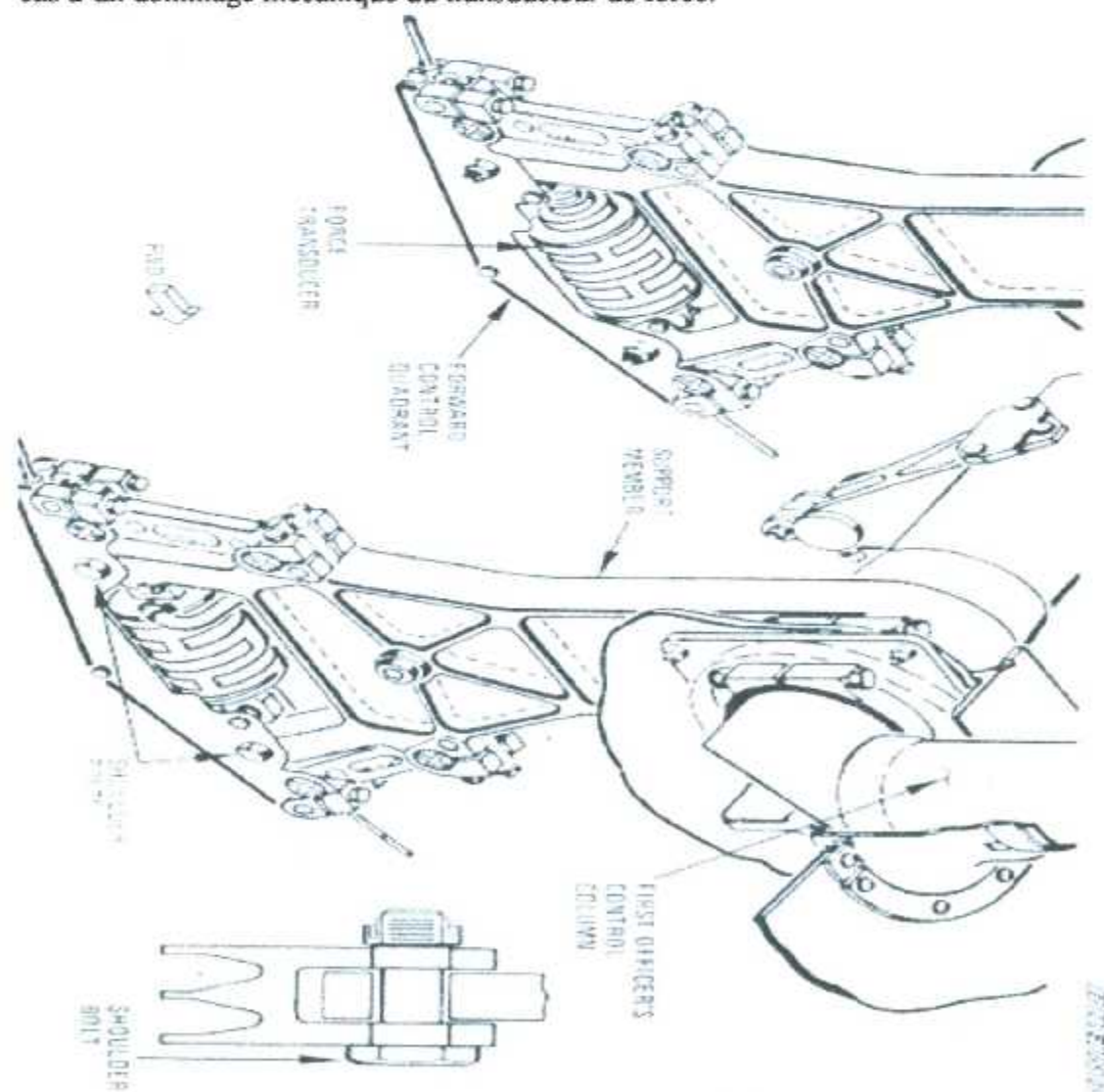


Figure 1: transducteur de force

II-2-Sonde de décalage du neutre de la gouverne (netral shift sensor) : (voir figure2)

La sonde donne la position de la gouverne par rapport au stabilisateur. Ce signal va au calculateur de profondeur pour trimer (up ou down).

La sonde (NSS) est un synchro CT dont la caisse est maintenue à la structure à la gauche de l'unité de sensation et de centrage de la gouverne. L'arbre du rotor du synchro CT est attaché à une manivelle, qui est mécaniquement couplée à l'unité de centrage et de sensation de la gouverne. N'importe quelle rotation de l'unité de centrage et de sensation de la gouverne due à la compensation du stabilisateur fait tourner le rotor de la sonde neutre de décalage, qui est excitée avec 26 vac.

Par conséquent le calculateur de profondeur est engagé n'importe quelle changement de tension de la sonde (NSS) cause un changement de la position de la gouverne à une nouvelle position neutre par rapport à la position changée du stabilisateur.

(Voir le manuel de maintenance pour des instructions détaillées sur l'installation et ajustement)

II-3-Implantation des équipements du pilote automatique : (Voir figure 2)

La servocommande 'B' et la sonde neutre de décalage « netral shift sensor » sont des composants du système de pilote automatique et sont situés dans le secteur de cône de queue (Région de cône de queue). L'autre équipement montré fait partie du système de commande de vol ou de compensateur de mach (mach trim).

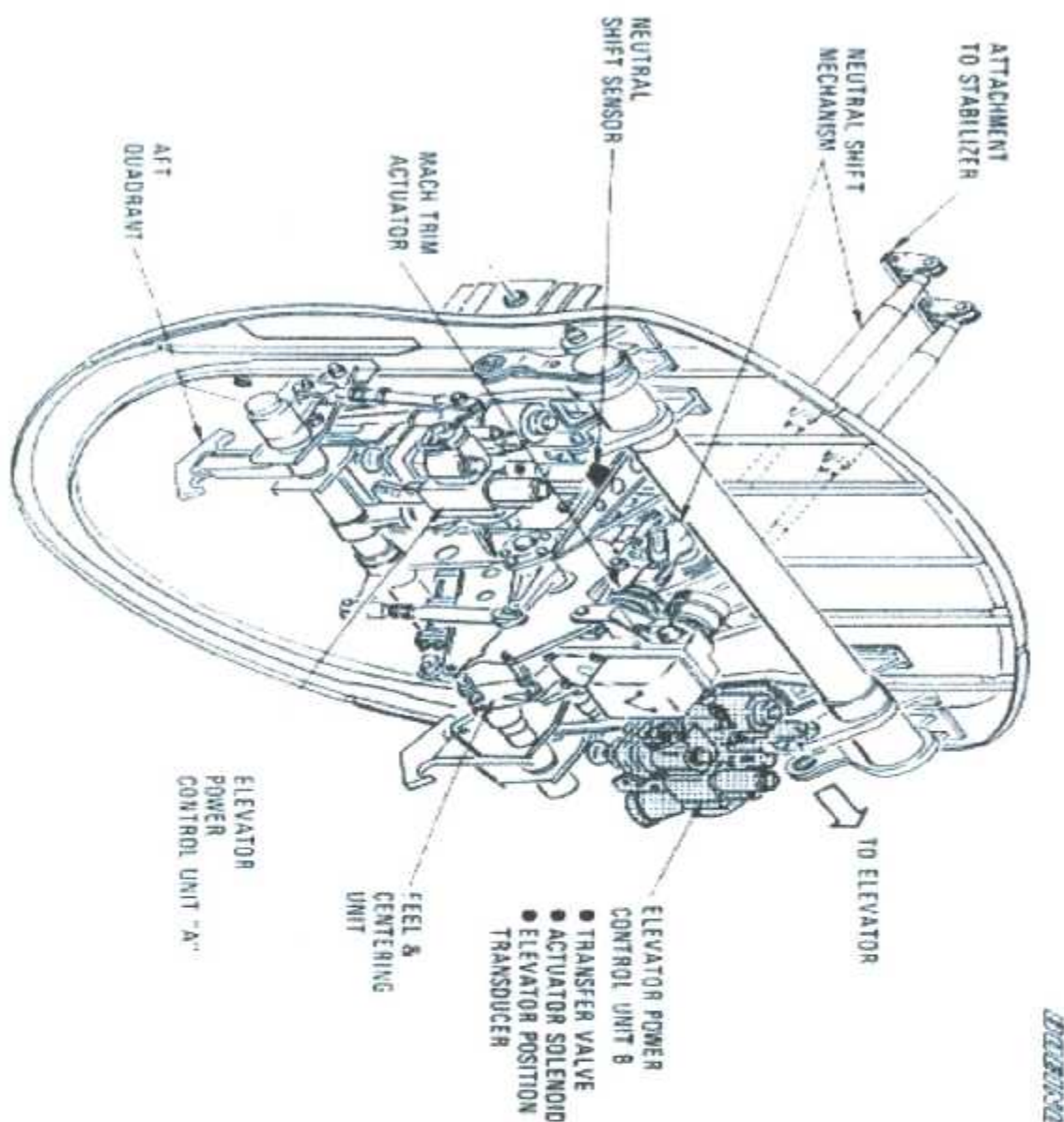


Figure 2: implantation des équipement

II-4- Potentiomètre de compensation du stabilisateur: (voir figure 3)

Le potentiomètre de compensation du stabilisateur est monté sur le calculateur de sensation, il est tourné par la liaison à partir du stabilisateur. Le stabilisateur est équilibré en fonction de la position de la gouverne de profondeur et le seuil automatique d'équilibre est établi par le potentiomètre de compensation du stabilisateur.

(Pour la procédure de réglage détaillée se référer au chapitre 27 du manuel de maintenance (AMM)).

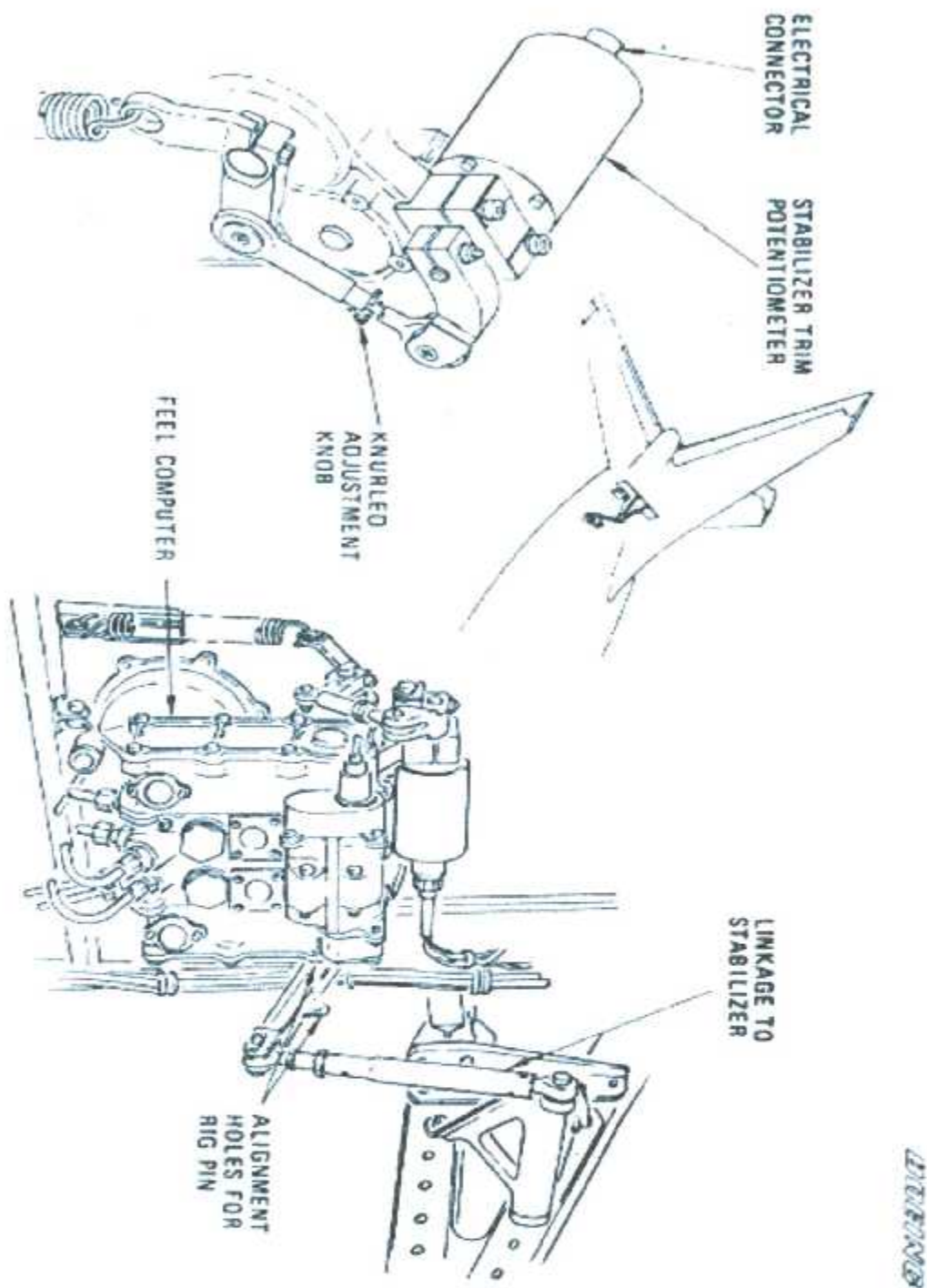


Figure 3 : potentiomètre trim

II-5- Système de navigation VHF:

II-5-1- Définition:

Le système VOR/ILS fournit la route et l'information de la position de l'avion à l'approche d'atterrissage.

II-5-2- Fonctionnement général: (voir figure 5)

Le récepteur de navigation VHF reçoit les entrées RF par l'intermédiaire des antennes VOR/LOC et glide slope. Ces entrées sont traitées pour fournir les sorties audio, déviation, to/from et le gisement. Ces sorties sont utilisées pour identifier la station sélectionnée, fournir les indications aux instruments, les signaux de commande du système de navigation et pour fournir les entrées aux systèmes d'alarme de navigation.

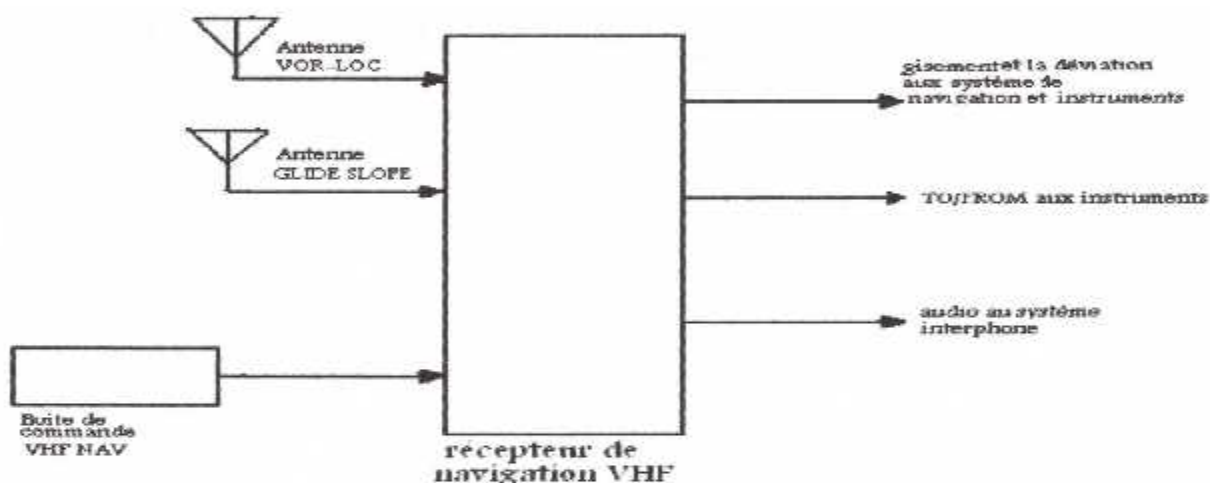


Figure 4 : système de navigation VHF

II-6-La centrale aérodynamique (CADC):

La centrale aérodynamique est la 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.

Bibliographie

1. **Auteur :** MICHEL COMBES.
Titre : Avionique de la navigation aérienne.
L'année d'édition : 1993
2. **Auteur :** Y.RIBES.
Titre : Instrument de bord ENAC Tome 1.
Édité : l'école nationale de l'aviation civile (ENAC).
L'année d'édition : 1991
3. **Auteur :** ALEXIS ROUMENS, PATRICK LEPOURRY et THIERRY DU PUY DE GOYNE.
Titre : Instrument de bord.
L'année d'édition : 1996
4. **Auteur :** René LAMBERT.
Titre : Dictionnaire technique de l'aéronautique.
Edition : Cépaduès (3ème édition).
L'année d'édition : 1996
5. Manuel de révision (OVERHAUL MANUAL) : PN= 2589476 chapitre 22.10.42.
6. Manuel de révision (OVERHAUL MANUAL) : PN= 2589477 chapitre 22.10.44.
7. Manuel de révision (OVERHAUL MANUAL) : PN= 2589771 chapitre 22.10.45.
8. Système avionique : bouquin de calife pour les technicien supérieur.
9. **Site Internet :**
 - <http://www.aviation-fr.info/>.
 - <http://www.aerospacehistory>