

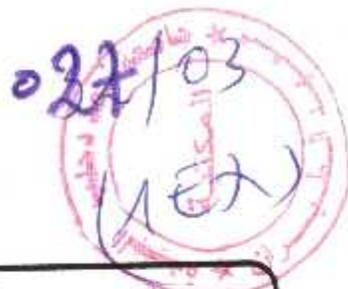
République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



UNIVERSITÉ DE BLIDA

Faculté des Sciences
Département d'Aéronautique



Projet de fin d'études

En vue de l'obtention du Diplôme des Études Universitaire Appliquée
(DEUA) en aéronautique

Option : Avionique

Thème :

**ETUDE ET REALISATION D'UN
BANC D'ESSAI DU SYSTEME
DE COMPAS C12**

Présenté par
OTMANI ABOUELKACEM

Dirigé par :
**MEKZINE MOHAMED
MEGUELATI ISMAIL**

Promotion : 2002/2003

REMERCIEMENT

Je tiens à remercier en premier lieu, DIEU le tout puissant de m'avoir donné la foi et le courage à fin de réaliser ce petit ouvrage.

Je tiens également à remercier mon promoteur MEKZIN MOHAMED pour leur suivi et leurs conseils durant mon projet .

Je remercie aussi :

M. MEGUELATI ISMAÏNE qui ma aidé profondément ; Docteur d'état à l'institut d'Aéronautique de BLIDA.

M. BEN OUARED ABDEL HALIM le chef département avionique qui ma donné des conseils précieux et tout son aide pour résoudre mes problèmes.

M. Mekhaznia Mohamed qui ma aidé beaucoup durant mon stage à l'AIR Algérie .

Le groupe qui à travaillé avec moi durant mon stage : Salah, Salah, Kader , Karim , Nassira, Saida, Mouhoub, Djerbel et le Chef de service Mouloud.

Au commissaire de la sécurité des ambassades DJERIR, NADJIB et OTMANI RAFAA qui mon aidé de faire mon projet.

Pour Khali ELHADI pour tout son aide.

Pour BOUDIAR ABDELLEAH

Au directeur des opération BENKRID EL HACHEMI sans oublié DBIAB MALIK,

Nous remercions également l'honorable jury devant lequel nous avons le privilège d'exposer notre travail .



DEDICACE



*Je dédie ce présent travail à ce qui s'inquiètent Toujours pour moi, et qui mon élevé, veillé sur moi, Aimé, et entouré d'affection et de tendresse, et qui Mon Soutenue durant mes années d'études, mes très Chères parents
« BRAHIM-OUARDA »*

A la lumière de mes yeux ma grande sœur HANENE.

A mon chère frère CHARAT EL-DINE

A ma chère sœur Wafa

Pour les deux lumière de ma famille

RADIA et HOUSSEM EL-DINE

Pour mes oncles AMOR, ELHADI, ABDELKERIM,

MAMOUN RAFFA, SAADAN, MESSAOUD

et tout leur familles

pour : Madjdi, Zerguin, Bileh, Chouaib, Amine Abdou, Hakou,

Aussi Pour Linda, Houda, et les petite nounouse Rayene et

Yassmin, Sakjna, Tadia, Nassira, Chadia

Pour mes amies et frères BOVDIAR

ABDELLAH, FETHI, SASSI et tout leur familles

Pour B. Kamel, N. Youssef, G. Ridha, R. Taleb

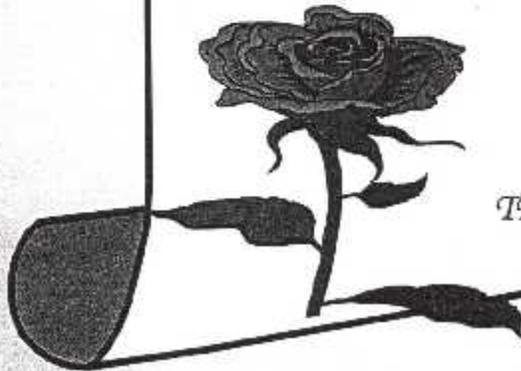
Pour tous mes amies d'étude et de la cité

universitaire : Redha, Ali, Nachouan, Nabil, Nassim,

Ismail, pour l' fils de mon promoteur Sofiene. Pour

tout que je ne les pas cité et surtout les TEBESSIEN

©. Belkacem



TEBESSA



SOMMAIRE

Page

INTRODUCTION GENERALE

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES SYSTEMES DE NAVIGATION

I.1 INTRODUCTION.....	1
I.2 QUELQUES DEFINITIONS DES TERMES DE NAVIGATION.....	1
I.2.1 Les coordonnées géographiques.....	1
I.2.2 Les directions de référence, Caps et Routes.....	2
I.2.3 Mesure de distances et de vitesses.....	3
I.3 Généralités sur les systèmes de navigation.....	4
I.3.1 Le VOR (VHF Omni range).....	4
I.3.2 D.M.E (Distance Measuring Equipement).....	6
I.4 Les gyroscopes.....	7
I.4.1 Définition.....	7
I.4.2 Modes de suspension des gyroscopes.....	9
I.5 Application des gyroscopes.....	10
I.5.1 Horizon artificiel.....	10
I.5.2 Conservateur de cap (compas gyroscopique).....	12
I.5.3 Différents types de chaîne de CAP.....	14

CHAPITRE II : ETUDE DU SYSTEME DE CAP C12

II.1 LE SYSTEME COMPAS C-12.....	16
II.1.1 Synoptique général du Compas C-12.....	16
II.1.2 Localisation des accessoires.....	18
II.1.3 Principe de fonctionnement du Compas C-12.....	20
II.2 LA FLUX VALVE.....	22
II.2.1 le champ magnétique terrestre.....	22
II.2.2 Notion de magnétisme.....	25
II.2.3 Constitution et fonctionnement de la vanne de flux.....	26
II.2.4 Performance et limitation d'utilisation de la Flux valve.....	28
II.3 GYROSCOPE DIRECTIONNEL.....	29
II.3.1 Définition.....	29
II.3.2 Principe de fonctionnement.....	29
II.4 SYSTEME D'AMPLIFICATION ET DE COMMANDE.....	31
II.4.1 Généralités.....	31
II.4.2 Slaving ampli 1A1.....	32
II.4.3 Slaving ampli 1A2.....	32
II.4.4 Servo mécanisme 1A5.....	32

CHAPITRE III : CONTROLEUR DIGITAL	
III.1 DESCRIPTION DE L'INDICATEUR DIGITAL	34
III.1.1 Caractéristiques générales	34
III.1.2 Fonctions des contrôles et indications sur le contrôleur digital	36
III.2 GENERALITE SUR LE CONTROLEUR DIGITAL	37
III.3 FONCTIONNEMENT GENERAL	38
III.3.1 Rôles des différents éléments du contrôleur	38
III.3.2 Fonctionnement du contrôleur	38
III.4 FONCTIONNEMENT EN MODE MAG	40
III.5 FONCTIONNEMENT EN MODE DG	41
III.6 CIRCUIT DE CORRECTION DE SYSTEME COMPAS C12	42
III.6.1 Méridien de convergence	42
III.6.2 Coriolis	44
III.6.3 Vitesse de rotation de la terre	45

CHAPITRE IV : REALISATION DU BANC D'ESSAI	
IV.1 INTRODUCTION	47
IV.2 BUT	47
IV.3 CONCEPTION DU BANC D'ESSAI	47
IV.4 PROCEDURE DE TESTE DE L'INDICATEUR (CD)	48
IV.4.1 Calibration de la résistance variable 5R11	52
IV.4.2 Calibration de L'altitude et circuit de correction	52
IV.4.3 Tester annonceur	53
IV.4.4 Test de la panne d'alimentation de puissance (Power Failure Indicator)	53
IV.4.5 Test des lampes (Test panel light)	53
IV.4.6 Test Heading (CAP) d'indicateur digital	54
IV.4.7 Calibration du contrôle transformateur 5B2	54
IV.4.8 Test synchro transmetteur 5 B1	56
IV.5 RECHERCHE DES PANNES	57

CONCLUSION GENERALE

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXE A

ANNEXE B

ANNEXE C

Pour cela, l'évolution de la technologie d'intégration des circuits électroniques, et l'introduction des techniques numériques dans ce domaine ont considérablement contribué à l'amélioration de nombreux appareils de mesure et de contrôle utilisés dans l'aéronautique, tant sur le plan de la précision que sur le plan de la simplicité d'utilisation.

L'objet de ce mémoire de fin d'étude est d'étudier et de faire le banc d'essais du système Compas C-12 utilisé dans les avions (comme l'avion HERCULES C130) pour indiquer le cap magnétique. Le banc d'essai servira à la vérification ainsi qu'à la réparation du contrôleur digital de cap.

Ce mémoire se compose de quatre chapitre :

Le premier chapitre parle de généralités sur les systèmes de navigation et de certaines notions sur les gyroscopes .

Le deuxième chapitre décrit le système Compas C12.

Le troisième donne une étude détaillée du contrôleur digital.

Dans le dernier chapitre, on décrit notre banc d'essais.

HISTORIQUE DE L'AIR ALGERIE

→ Présentation d'Air Algérie :

La compagnie AIR ALGERIE est une entreprise nationale de transport aérien à utilité public ; créée en 1947 dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier de lignes aérien entre l'Algérie et la France ; Ce même réseau était desservi depuis la fin de la seconde guerre mondiale par la société « AIR TRANSPORT » dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex-Afrique Occidentale Française ; Le 23 Avril 1953 à la suite de la fusion de ses deux organismes, la compagnie générale de transport aérien Air Algérie « C.G.T.A » entra officiellement en activité.

Dix ans plus tard et après l'indépendance de l'Algérie en 1963 (plus exactement le 18 Février 1963) , elle devint une compagnie nationale sous la tutelle du ministère de transports, par l'acquisition de ce dernier de 51% des actions de la compagnie.

L'année 1970 a vu la participation à la politique de l'état portée à 83% des actions de la compagnie, cette mesure qui permet à Air Algérie de procéder au renouvellement progressif de ça flotte.

En 1972et conformément à la politique de récupération du patrimoine détenu par des sociétés étrangères étaient rachetées par l'état, Air Algérie devint une entreprise à 100% algérienne, dont l'étendue de son réseau et l'importance de sa flotte font d'elle l'une des plus importantes compagnies aériennes du continent Africain.

En attendant son passage à l'autonomie, la société est actuellement régie par le décret N° 84-347 Novembre 1984 sous la dénomination de « entreprise nationale des services aériens » Air Algérie, cette année à vu aussi du personnel navigant technique.

→ Les activités d'Air Algérie :

Les principales activités de l'entreprise tel qu'est défini le décret N° 84-347 du 24 Novembre 1984, consiste à :

- Le transport aérien du public, du fer et du courrier.
- L'exploitation des lignes aériennes nationales et internationales.
- L'entretien et la réparation des aéronefs.
- L'assistance technique et commerciale à d'autres compagnies étrangères.
- Vente des billets de transport pour son compte et pour le compte d'autres compagnies.

La compagnie « Air Algérie » devient aujourd'hui l'une des premières compagnies à l'échelle du tiers monde et ce par l'étendue de son réseau , la fiabilité de ses moyens d'exploitation , la bonne qualité de ses services , ainsi qu'à la haute qualification de son personnel.

→ La flotte commerciale :

La flotte commerciale d'Air Algérie est présentée sur le tableau suivant:

Marque	Type	Nombre d'appareils	Module
Boeing	B 767-300	03	253 passagers
Airbus	A 310-200	02	216 passagers
Boeing	B 727-200	11	180 passagers
Boeing	B 737-200	15	130 passagers
Boeing	B 737-800	06	162 passagers
Fokker	F 27	08	40 passagers

→ La flotte de travail aérien filial d'air Algérie:

Marque	Type	Nombre D'appareils	Utilisation
Grumman	Grumman AG 4T	09	Epondage agricole
Beechraft	King air 100	01	Transport du personnel Evacuation sanitaire
Beechraft	King air 90	01	Transport du personnel Evacuation sanitaire
Beechraft	Queen air 80	01	Transport du personnel Evacuation sanitaire
Cessna	Grand Cessna Caravan	03	Transport du personnel Vols à la demande
Bell « helicopters »	Bell 212 long Ranger III	04	Surveillance pipeline

➔ **Organisation de Air Algérie:**

Pour atteindre ses objectifs précis , la compagnie s'est subdivisée en différentes directions au sommet desquels se trouve la direction générale .

➔ **Présentation de la direction technique:**

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance de ses appareils ainsi que ceux qui lui sont confiés par les compagnies étrangères .Elle est organisée et structurée pour faire face aux travaux d'entretien , de réparation et de révision des équipements et des accessoires aéronautiques.

➔ **présentation du service instrument de bord (I B) :**

Ce service est conçu pour la maintenance des équipements électroniques des avions qui sont répartis dans plusieurs ateliers Radio, électricité , équipement de bord.

Chapitre I

Généralités
sur les systèmes
de navigation

1.1 INTRODUCTION

Sur les avions modernes, on a besoin de l'information de cap et assiette en divers points, non seulement au poste de pilotage et de navigation mais encore dans divers calculateurs servant à élaborer des gains (pilote automatique par exemple), dans des systèmes de navigation, etc.....

Par mesure d'économie d'une part et de précision d'autre part, on a préféré élaborer les informations d'assiette et de cap dans une centrale gyroscopique constituée dans l'avion et envoyer les informations sous forme de signal électrique aux différents systèmes qui en ont besoin.

1.2 QUELQUES DEFINITIONS DES TERMES DE NAVIGATION

1.2.1 Les coordonnées géographiques

Par tout point à la surface de la terre passe un méridien et un parallèle définissant les coordonnées du point: ce sont la latitude L , et la longitude G qui se mesurent en degrés et minutes (figure I.1) :

* * Latitude L :

C'est la longueur d'arc du méridien compris entre l'équateur et le point considéré. La latitude est nord si le point est dans l'hémisphère nord et sud dans le cas contraire.

* * Longitude G

C'est la longueur du plus petit arc d'équateur compris entre le méridien d'origine (méridien de Greenwich) et le méridien passant par le point considéré. La longitude d'un point est soit ouest si le point est à l'ouest du méridien de référence et est dans le cas contraire.

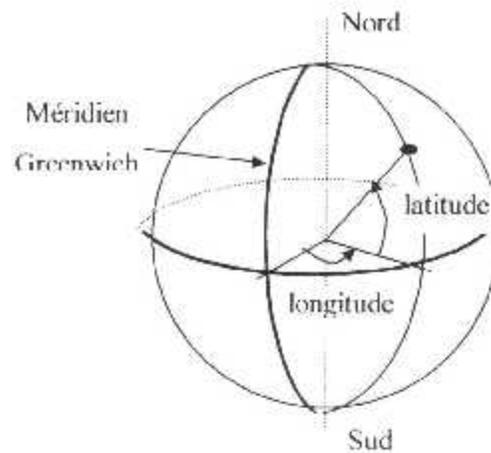


Figure I.1: Latitude, Longitude

1.2.2 Les directions de référence, Caps et Routes

✱ **Les directions de référence** sont constituées par les directions du nord.

On distingue :

✱ **Le nord vrai N_V** qui est la direction du pôle nord,

✱ **Le nord magnétique N_m** qui est la direction de la projection horizontale du champ magnétique terrestre.

✱ **Le nord compas N_c** qui est la direction du nord magnétique indiqué par le compas de bord.

✱ **Les Caps C** sont les angles entre la direction de référence et l'axe longitudinal de l'aéronef. Si la direction de référence est le nord magnétique, on parlera de cap magnétique C_m .

Le vecteur vitesse porté par le cap est la vitesse propre de l'avion appelée aussi vitesse air V_a .

✱ **Les Routes R** sont les angles de la trajectoire-sol avec la direction de référence. Route et Cap sont confondues en l'absence de vent et de dérapage. Si la direction de référence est le nord magnétique, on parlera de Route magnétique.

Le vecteur vitesse tangent à la route est la vitesse-sol V_S .

La dérive X est l'écart angulaire entre la route et le cap. En vol normal sans dérapage, la dérive est fonction du vent noté V_w . La résolution du triangle des vitesses permet d'évaluer la dérive si on connaît la direction et la force du vent.

La figure I.2 récapitule ces quelques définitions.

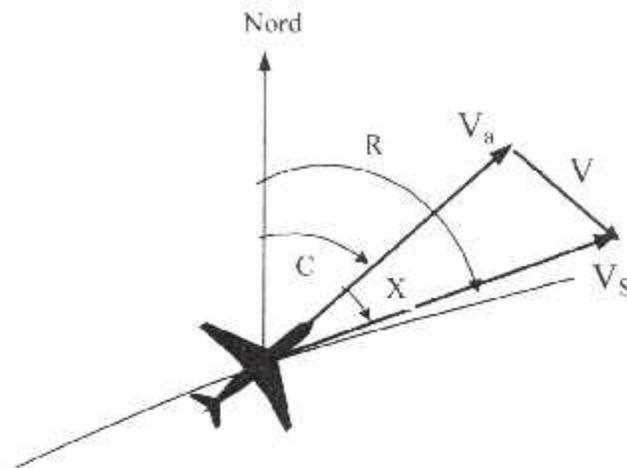


Figure I.2 : Directions relatives à l'aéronef

Les abréviations suivantes sont très utilisées :

- ✱ **QDM** : c'est la route magnétique à suivre pour se diriger sur une station, c'est aussi le relèvement de la station par l'avion,
- ✱ **QDR** : c'est la route magnétique à suivre pour s'éloigner de la station, est aussi le relèvement de l'avion par la station.

On distingue deux types de trajectoires :

- ✱ **La loxodromie** : c'est la courbe qui coupe les méridiens sous un angle constant. La route suivie par un avion volant à cap compas constant peut être assimilée à une loxodromie.
- ✱ **L'orthodromie** : c'est la trajectoire supportée par un arc de grand cercle. La route orthodromique est le plus court chemin pour aller d'un point à un autre.

1.2.3 Mesure de distances et de vitesses

- ✱ **Le nautique mile (NM)** : la mesure de distance la plus utilisée en aéronautique est le mile marin ou nautical mile (NM) qui correspond à la longueur d'une minute d'arc de méridien soit environ 1852 mètres.

✱ **Le nœud (kt) :** l'aéronautique utilise le nautical mile par heure NM/h appelé knot (kt) en anglais pour mesurer les vitesses. On a $1\text{kt}=1852\text{m/h}$.

I.3 Généralités sur les systèmes de navigation

I.3.1 Le VOR (VHF Omni range)

✱ Définition

C'est un radiophare VHF omnidirectionnel de radionavigation à courte et moyenne distance fournissant à bord de l'avion l'information du QDR et par voie de conséquence l'information QDM qui est sensiblement égale au $\text{QDR} \pm 180^\circ$. Ces informations sont indépendantes du cap de l'avion (figure I.3).

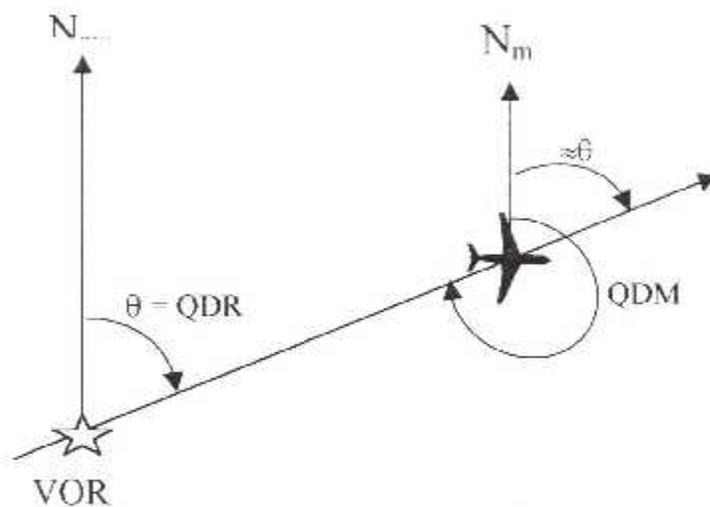


Figure I.3: Informations délivrées par le VOR

✱ Principe du fonctionnement du VOR

La station VOR au sol émet une porteuse VHF dans la bande [108MHz-118MHz] modulée par deux signaux basses fréquences à 30 Hz :

Un signal de référence, le 30 Ref identique dans toutes les directions émis par un diagramme d'antenne omnidirectionnel.

Un signal dont le déphasage par rapport au premier est égal à l'azimut de la direction d'émission appelé le 30 Var généré par un diagramme d'antenne en forme de conchoïde tournant à une vitesse uniforme de 30 tours/seconde.

Le récepteur de bord reçoit ces deux signaux et mesure leur différence de phase θ , différence égale au QDR sur lequel se trouve.

Les deux signaux 30Ref et 30Var sont réglés de telle façon que le maximum positif de modulation du signal de référence coïncide avec le maximum positif du signal de position au Nord magnétique de la station.

La figure 1.4 illustre différentes positions relatives des signaux 30Ref et 30Var après détection par le récepteur de bord. En A, les deux signaux sont en phase, ce qui signifie que l'avion est situé sur la radiale 0° (QDR=0). En B, le déphasage entre les deux signaux est de θ (QDR= θ), etc.

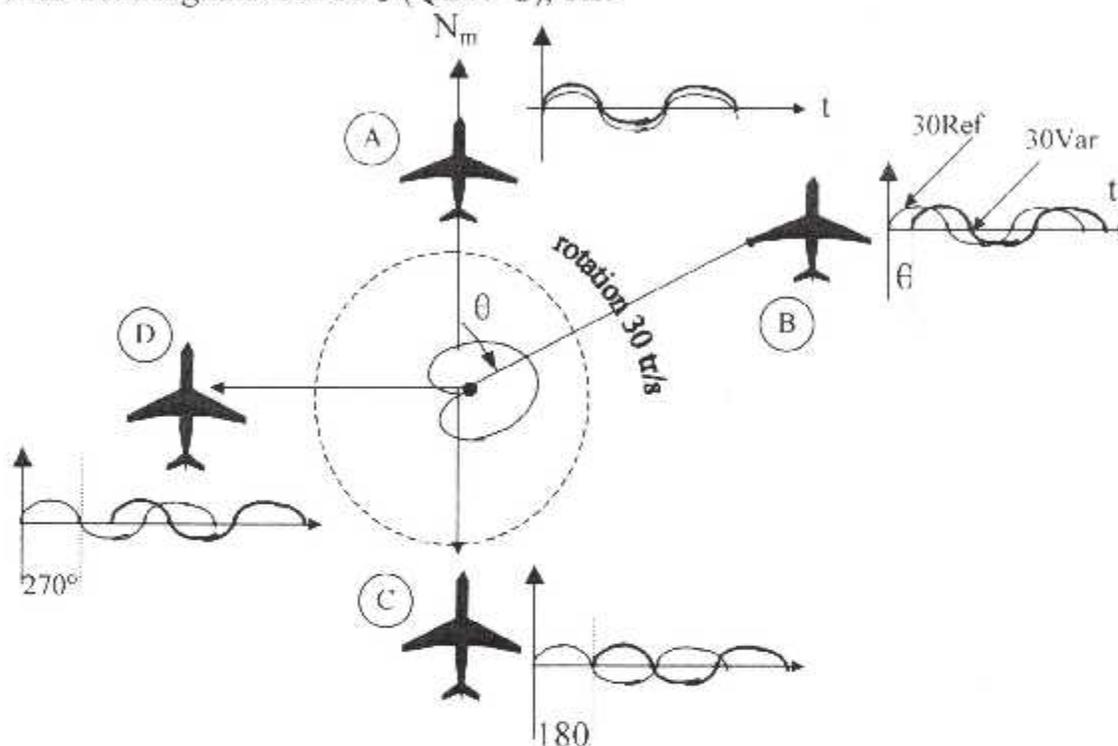


Figure 1.4 : Signaux 30Var et 30Ref émis par le VOR

* Présentation de l'information du VOR et utilisation

Le VOR est un indicateur de position. L'utilisation la plus courante du VOR est le balisage du plan de route ou le suivi automatique d'un radial.

Les indicateurs utilisés pour présenter les informations sont par exemple le RMI (Radio Magnetic Indicator) ou le HSI (Horizontal Situation Indicator). Sur ce dernier instrument (figure 1.5), figurent le cap magnétique de l'avion, l'indication VOR comprenant le radial sélectionné par le pilote, l'indication TO-FROM et l'écart angulaire par rapport au radial sélectionné. L'indication TO signifie que l'avion est situé au voisinage de la partie du radial sélectionné allant

vers la station, l'indication FROM signifie que l'avion est situé au voisinage de la partie du radial sélectionné qui part de la station.

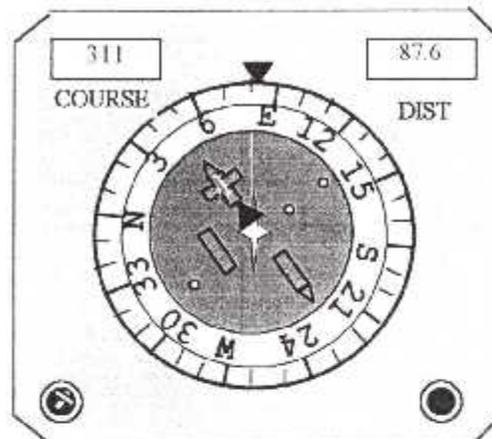


Figure I.5 : Le HSI

I.3.2 D.M.E (Distance Measuring Equipment)

** Définition

Le DME est un équipement comprenant une station au sol (le transpondeur) et un équipement de bord permettant de mesurer à tout instant la direction oblique entre l'avion et la station. La station DME est pratiquement toujours couplée à une station VOR (fréquences appariées selon un tableau de l'OACI).

L'information d'azimut du VOR et l'information de distance du DME constituent les coordonnées polaires de l'avion par rapport au repère dont l'origine sont les deux stations.

* Principe de fonctionnement du DME

Le principe de fonctionnement se fait par interrogations-réponses. L'émetteur de bord interroge la station sol en lui envoyant des paires d'impulsions UHF répétées irrégulièrement que la station sol renvoie sur une autre fréquence avec un retard fixe de 50 microsecondes.

Le récepteur de bord mesure le temps aller-retour des impulsions et en déduit la distance D par la formule suivante : $D = c.t/2$ où :

c : étant la vitesse de la lumière

t : le temps aller-retour auquel on a retranché le retard fixe de $50\mu s$.

La figure I.6 donne un aperçu du système DME.

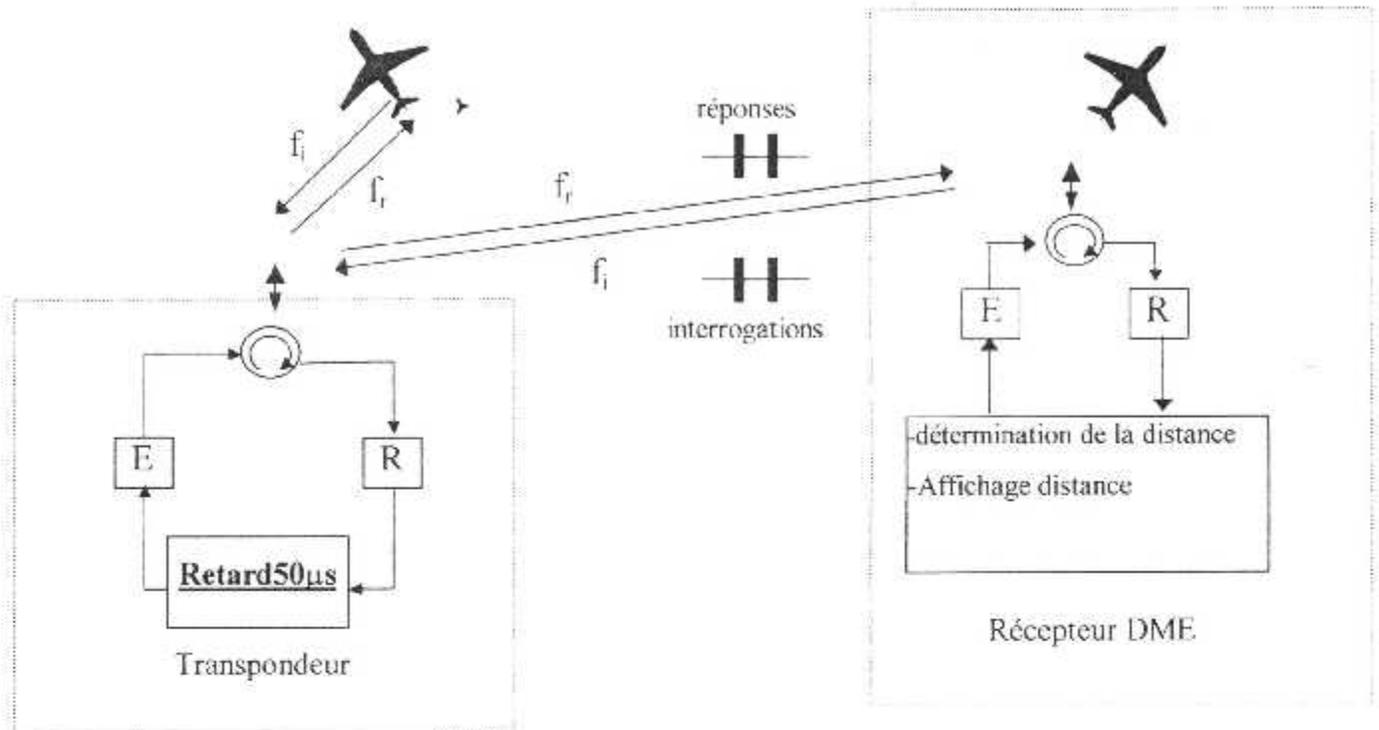


Figure I.6 : Synoptique du DME

I.4 Les gyroscopes

I.4.1 Définition

Le gyroscope est un solide en mouvement de rotation rapide (figure I.7), il fut proposé en 1852 par le savant Foucault qui avait donné un nom grec à cet appareil qui signifie :

Gyro : rotation

Skopco : observer

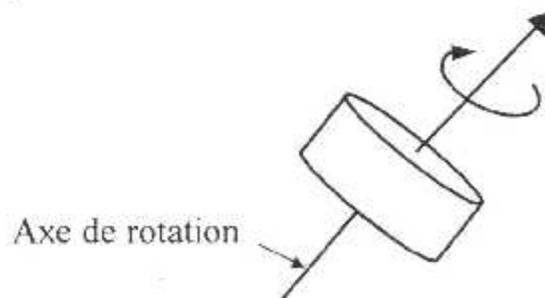


Figure I.7 : définition d'un gyroscope

Le gyroscope fournit une direction de référence , car il possède les trois propriétés suivantes

** Inertie

L'inertie d'un système est sa faculté de résistance. Un gyroscope possède une grande inertie du fait de sa rotation. Il est caractérisé par son moment cinétique H :

$$H = \text{inertie } (I) \times \text{vitesse de rotation } (\omega).$$

$$\text{soit } \vec{H} = \vec{I} \times \vec{\omega}$$

** Fixité

La fixité ou la rigidité du gyroscope est définie comme étant la faculté du rotor de maintenir fixe sa position dans l'espace. Elle permet au gyroscope d'être utilisé en capteur.

Cette propriété est importante et est exploitée notamment en navigation inertielle (autopilotage) et compas gyroscopique d'aéronefs.

L'axe principal de gyroscope tend à garder sa position invariable dans l'espace.

** Précession

Si nous appliquons un couple C_a constant sur l'axe Δ du rotor animé d'une grande vitesse angulaire, de façon à ce que C_a et Δ soient perpendiculaires, on aura une rotation instantanée Ω_{Δ} de Δ , perpendiculairement à Δ et à C_a : précession. (voir figure I.8)

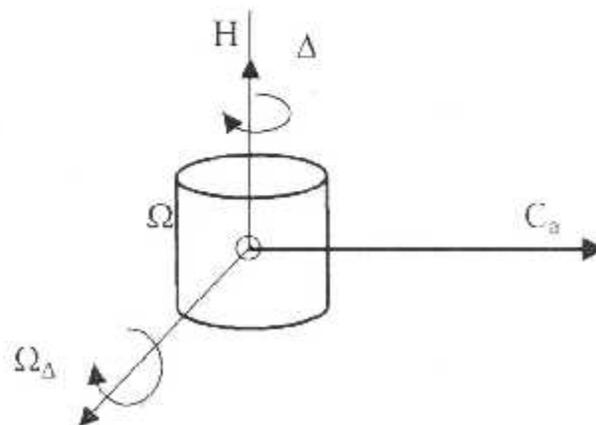


Figure I.8 : représentation vectorielle de la précession

L'axe principal du gyroscope peut précessionner à cause des:

- frottement de son axe sur les roulements.
- déplacement de l'avion par rapport à la terre.
- si une force extérieure agit sur l'un des cadres de gyroscope.

1.4.2 Modes de suspension des gyroscopes

Le mode de suspension le plus communément utilisé est dit mode à la cardan. Il existe deux utilisations du montage à la cardan.

✱ Mode de suspension à un degré de liberté

Le gyroscope (voir figure 1.9) est contenue à l'intérieure de deux anneaux de cardan. On fixe le cadre extérieur à l'avion empêchant toute rotation autour de l'axe ZZ' .

Si le centre de gravité du gyroscope coïncide avec l'intersection des trois axes, le gyroscope peut pivoter, en plus de son axe de symétrie YY' , selon l'axe XX' .

Un tel gyroscope est appelé gyroscope à un degré de liberté (on ne tient pas compte de l'axe de rotation YY' du gyroscope lui même).

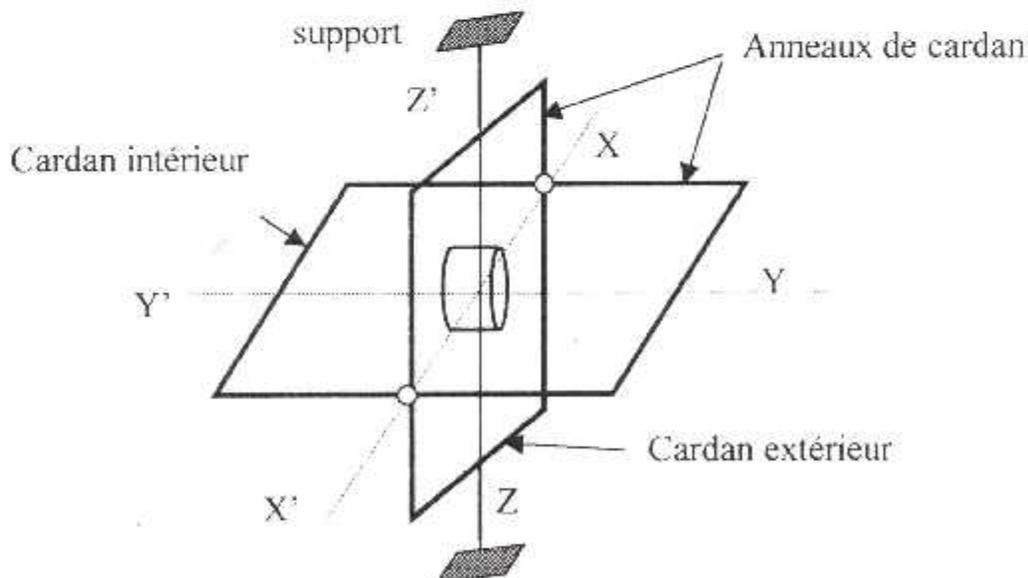


Figure 1.9 : mode de suspension pour un gyro à un degré de liberté

✦ Mode de suspension à deux degré de liberté

Dans le deuxième cas (voir figure I.10), le cadre extérieure est aussi mobile par rapport à l'avion. Le gyroscope peut pivoter, en plus de son axe de système YY' , selon les deux axe XX' et ZZ' (voir schéma ci-contre).

Un tel gyroscope est appelé gyro deux axes ou gyroscope à deux degrés de liberté.

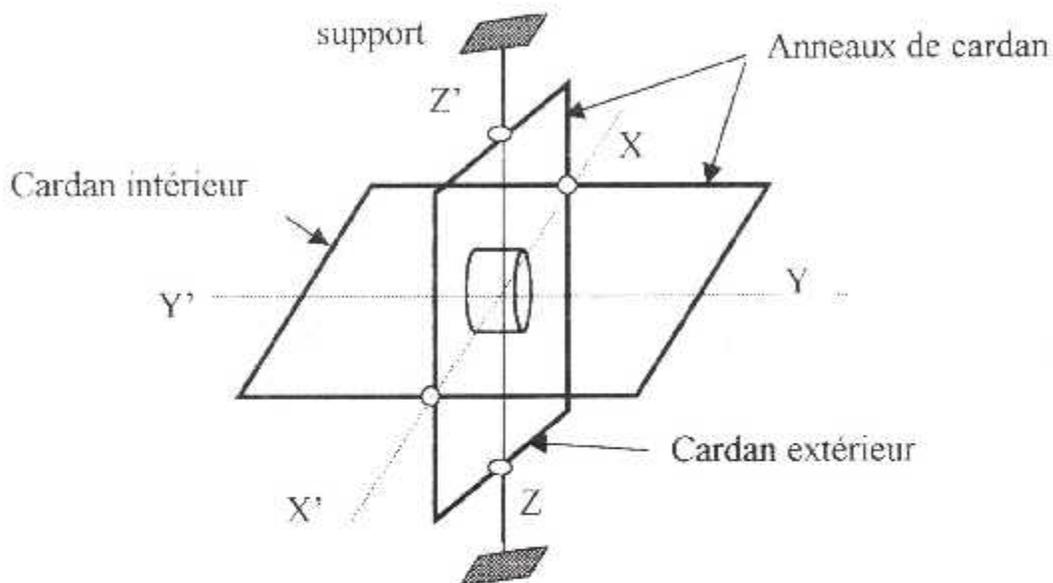


Figure I.10 : mode de suspension pour un gyro à deux degrés de liberté

I.5 Application des gyroscopes

I.5.1 Horizon artificiel

- **Définition :**

L'horizon artificiel est un gyroscope à deux degrés de liberté calé sur la verticale terrestre appelé Vertical Gyro (VG), qui fournit quantitativement (valeur) et qualitativement (sens) les informations d'assiette et d'inclinaison de l'avion lorsque l'horizon naturel fait défaut.

La cinématique de commande pour le pilote est constituée d'une barre horizontale et d'un cylindre ou d'une boule.

La figure I.11 montre différentes situations de l'horizon artificiel.

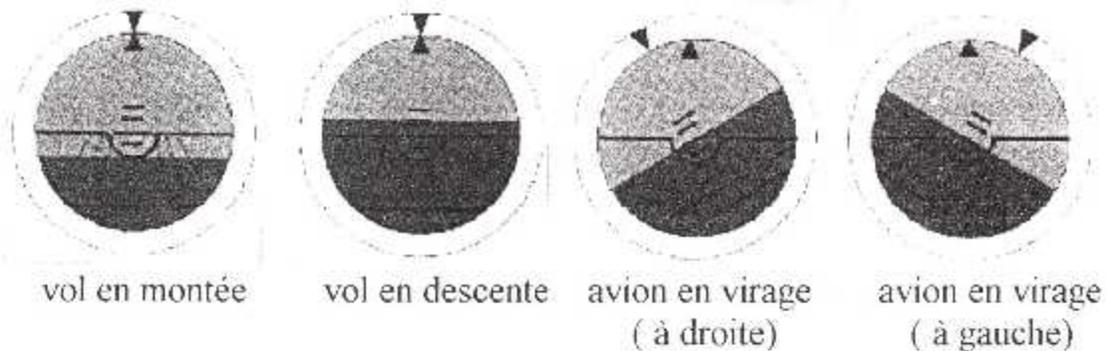


Figure I.11: Les différentes situations de l'horizon artificiel

- **Fonctionnement :**

L'axe du cadre extérieur est orienté selon l'axe de roulis de l'avion, et l'axe du cadre intérieur est parallèle à l'axe de tangage.

Lorsque l'assiette longitudinale (θ) de l'avion augmente, le cadre intérieur étant solidaire du gyroscope reste fixe donc vertical. Le cadre extérieur, restant solidaire de l'axe roulis, a la même assiette que l'avion. L'angle entre les deux cadres est représentatif de l'assiette de l'avion (voir figure I.12).

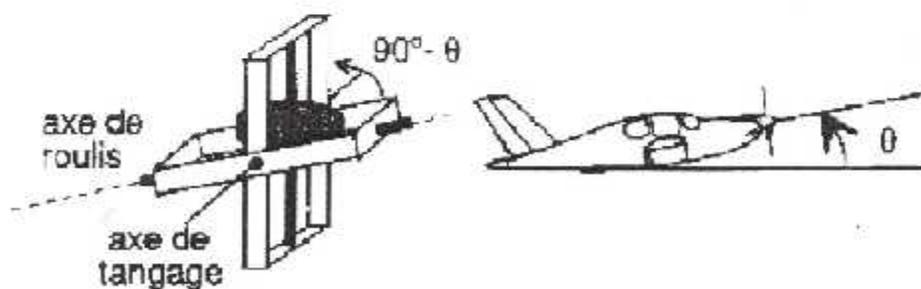


Figure I.12: Représentation d'une manœuvre sur l'axe de tangage

De même lorsque l'avion s'incline à gauche ou à droite. Le gyroscope est donc le cadre intérieur qui lui est solidaire sont toujours orientés selon la verticale. L'avion lui, est incliné, et semble tourné autour de l'horizon. En mesurant l'angle entre le cadre extérieur de l'avion, on obtient l'inclinaison (θ) de l'avion (voir figure I.13).

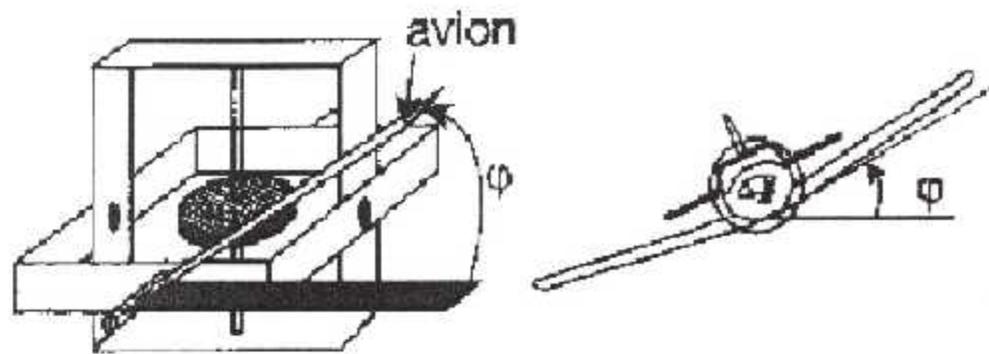


Figure I.13: représentation d'une manœuvre sur l'axe de roulis

1.5.2 Conservateur de cap (compas gyroscopique)

✱ Définition

Comme pour l'horizon artificiel, on utilise un gyroscope à deux degrés de liberté de telle sorte que son moment cinétique soit la mémoire d'une direction inertielle, celle-ci étant la direction du nord magnétique.

Le but est d'aligner l'axe du gyroscope vers le nord magnétique, d'asservir l'axe du gyroscope à cette direction et enfin de permettre au pilote de visualiser son orientation ou « le cap magnétique de l'avion ».

Cet instrument également nommé «gyro directionnel (DG : Directional Gyro en anglais) ou conservateur de cap est donc un gyroscope dont l'axe de la toupie est confondu avec l'axe de tangage.

✱ Utilisation du conservateur de cap :

L'utilisation est simple :

Au sol

Le pilote affiche sur le gyroscope (à l'aide de la molette de calage) le cap lu sur le compas magnétique. Il vérifie l'indication et la recale si nécessaire pendant le roulage. Il contrôle l'indication s'il est aligné sur la piste.

En vol

En palier stabilisé, le pilote recale régulièrement le conservateur de cap sur la direction donnée par le compas magnétique. Par exemple en France où la latitude moyenne est 45° Nord, la dérive du gyroscope est de :

$$15 \sin(45) = 10.6 \text{ degré par heure vers la droite.}$$

Le pilote recalera son conservateur de cap toutes les dix à quinze minutes de façon à ce que celui-ci n'ait pas plus de 3 degrés d'écart.

★ Fonctionnement (figure I.14) :

Initialement, l'axe du gyroscope pointe dans un azimut repéré du plan horizontal local.

Supposons que l'avion exécute un virage vers la gauche (sens 1 ; début du mouvement), il se crée un vecteur rotation Ω de bas en haut porté par l'axe de lacet. Selon la propriété des gyroscopes, le gyroscope va précessionner de telle sorte que son axe H s'aligne sur ce vecteur rotation.

Le cadre intérieur pivote dans le sens 2.

Le contacteur détecte la non-perpendicularité des deux cadres et commande au moteur couple une rotation du cadre extérieur dans le sens 3, opposé au sens 1.

Cette rotation 3 provoque une précession du cadre intérieure dans le sens 4 afin qu'il redevienne perpendiculaire au cadre extérieur.

Par rapport à l'espace, le gyroscope est donc resté immobile, le moteur couple ayant fait tourner l'ensemble gyroscopique vers la droite, alors que l'avion effectue un virage vers la gauche.

Le cadre de l'instrument qui est solidaire de l'avion a lui, tourné dans le sens 3, c'est-à-dire vers une diminution des caps, ce qui correspond à un virage à gauche.

Ce système est sommaire et n'intègre pas les imperfections mécaniques. Il faut quand même corriger manuellement à l'aide de la molette de calage cette précession en azimut.

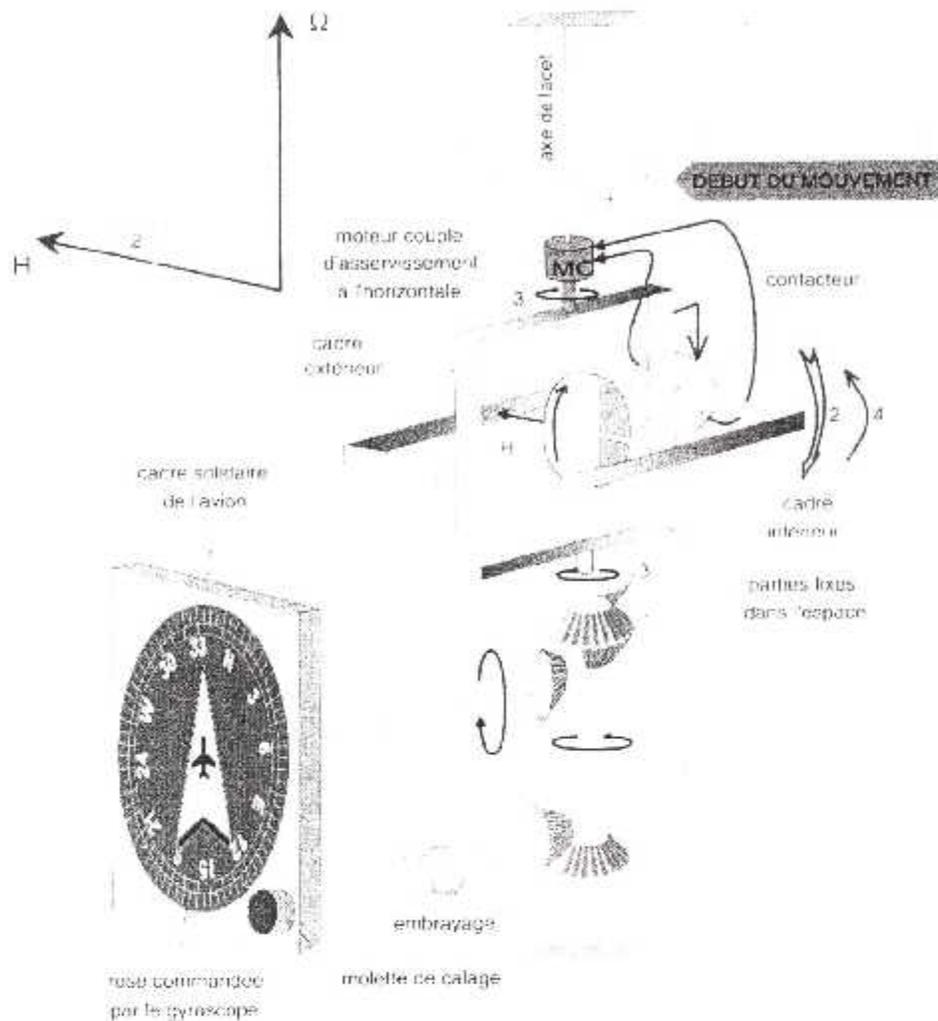


Figure 1.14 : Conservateur de cap

1.5.3 Différents types de chaînes de CAP

De nombreux instruments sont aujourd'hui employés pour faciliter la navigation. Certains sont relativement simples à utiliser, alors que d'autres nécessitent un apprentissage sérieux. Parmi ces derniers figurent divers systèmes électroniques et mécaniques.

Les instruments de navigation sont conçus pour établir la position, mesurer le cap et la distance, déterminer la vitesse, mesurer la profondeur de l'eau, aider à tracer la route sur les cartes, et observer les conditions météorologiques. Parfois, on utilise une combinaison de plusieurs instruments pour obtenir l'information souhaitée comme étant dans notre système.

▲ Compas magnétique à lecture directe

Il est formé de barreaux aimantés fixés sur un flotteur pouvant tourner dans un bol étanche sur lequel est tracé la ligne de foie. Ce barreau reste dans sa position sud pour maintenir le barreau aimanté dans le plan horizontal.

L'orientation prise par ce barreau aimanté soumise à l'action du champ magnétique terrestre définit le N.C (nord compas)

▲ Compas à induction

Il se compose essentiellement d'un transformateur dont les trois noyaux forment un triangle équilatéral maintenu horizontal par un gyroscope.

On mesure dans chaque noyau la composante du champ terrestre et on déduit la direction du champ résultant.

▲ Compas magnétique à répétiteur

C'est un ensemble destiné à reproduire de façon précise dans des répétiteurs placés dans les planches de bord, la direction de la composante horizontale du champ magnétique terrestre détectée par un transformateur situé dans un endroit de l'avion.

Il est constitué principalement de :

- Transformateur comportant l'élément détecteur du C.M.T.

- Récepteur principal indiquant le cap.

- Amplificateurs.

- Répétiteurs indiquant le cap sur la planche de bord.

Prenons deux exemples de compas magnétique à répétiteur :

• Compas magnésyn (à transmission électrique)

L'avantage de ce type de compas est le fait de pouvoir placer le détecteur du CMT beaucoup plus éloigné des masses métallique de l'avion (en bout d'aile).

• Compas gyromagnétique ou « GYROSYN »

Ce type de compas est destiné à fournir aux pilotes et navigateurs une référence précise de cap magnétique qui est systématiquement exploitée par le pilote automatique et le directeur de vol équipant les avions modernes.

Chapitre III

Etude de système
de compas

C-12

I.1 LE SYSTEME COMPAS C-12

I.1.1 Synoptique général du Compas C-12

Le compas C12 est un compas gyromagnétique qui donne le cap magnétique avec une grande précision à bord des avions.

Le compas gyromagnétique est formé d'un ensemble comprenant une *vanne de flux* et un *compas gyroscopique*.

Le *compas gyroscopique* appelé aussi conservateur de cap est un instrument stable mais qui ne fournit pas d'indication de cap magnétique. Son recalage en azimut doit se faire manuellement.

Inversement, la *vanne de flux* fournit une indication précise de cap magnétique mais est instable.

En associant ces deux instruments, on obtient un **compas gyromagnétique** qui fournit une indication de cap en étant stable.

La figure II.1 montre l'ensemble des accessoires composant le système compas C12 et les différentes liaisons entre ces composants.

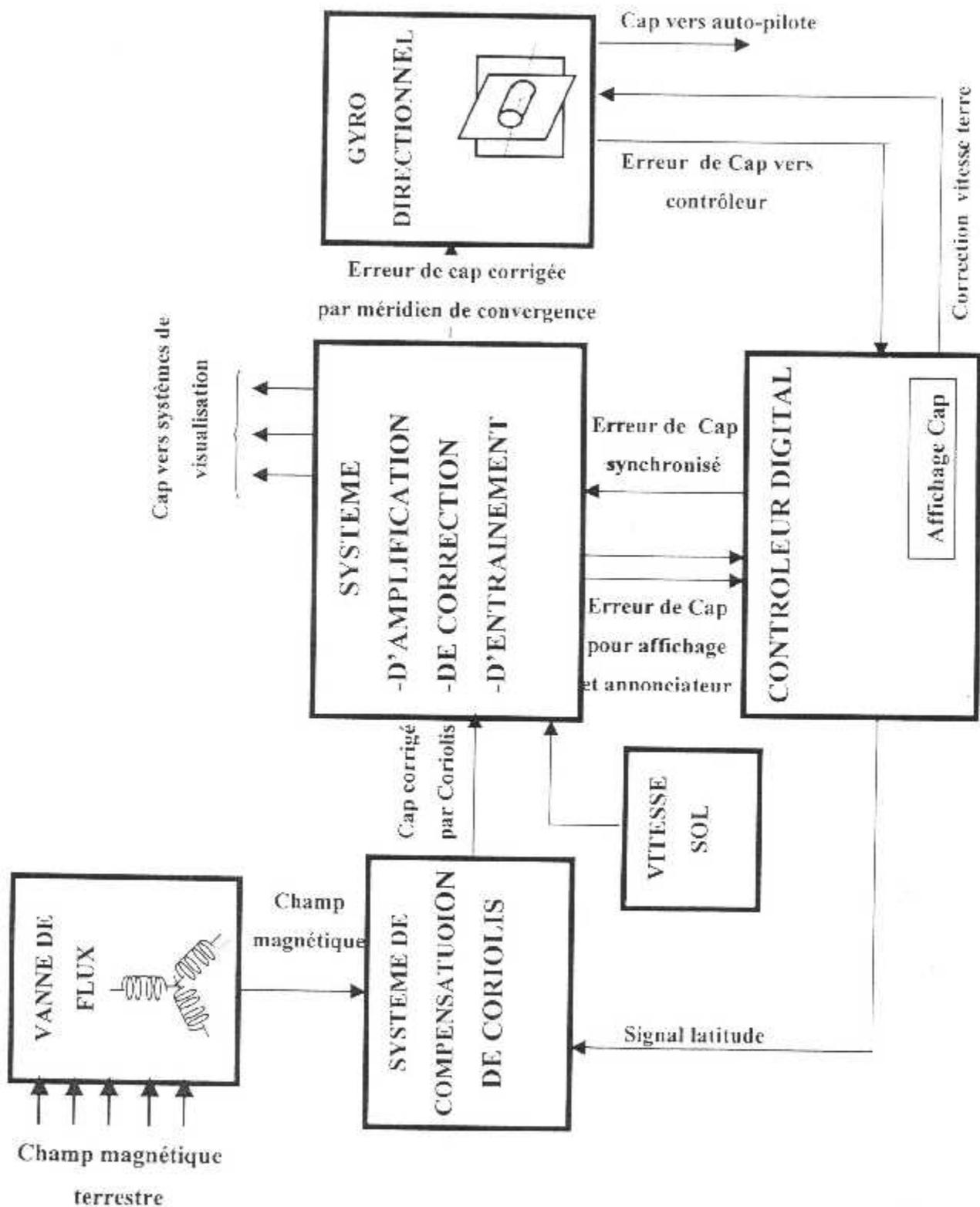


Figure I.1 : Schéma synoptique du système C-12

1.1.2 Localisation des accessoires

Les avions *HERCULES* sont composés de deux systèmes de compas gyromagnétique.

Les figure II.2 et II.4 donnent l'emplacement des divers accessoires du Compas C-12.

Les deux amplificateurs et les deux *gyro directionnel* se trouvent dans le compartiment en haut vers l'avant au point « B ».

Les deux *contrôleurs digitaux* sont placés dans le poste de pilotage de la partie supérieure du panneau navigateur « C ».

Dans le poste de pilotage se trouvent également les deux accessoires du système de compensation magnétique au point « D ».

Les deux *flux valve* sont placées dans les deux bouts d'aile « A » (figure II.3)

La figure II.5 donne le schéma synoptique du système d'alimentation qui fonctionne principalement avec du 115vac et du 26vac.

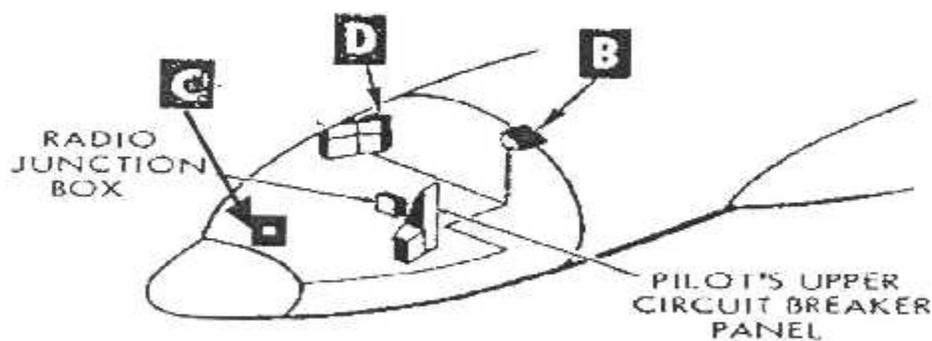


Figure I.2 : Localisation des accessoires de système de compas C12

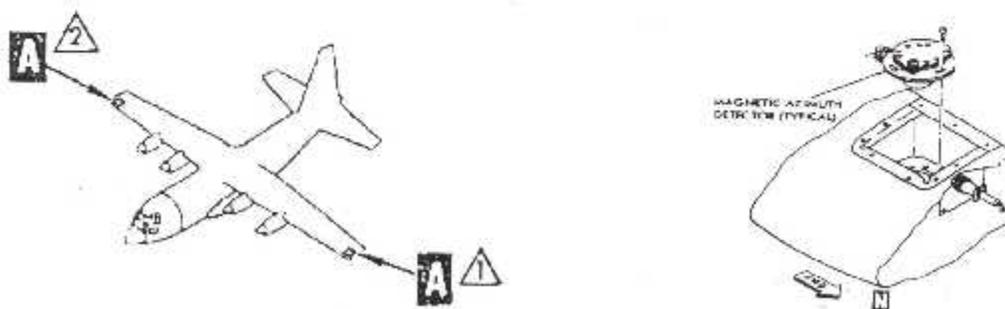


Figure I.3 : Emplacement et implantation de la Flux valve

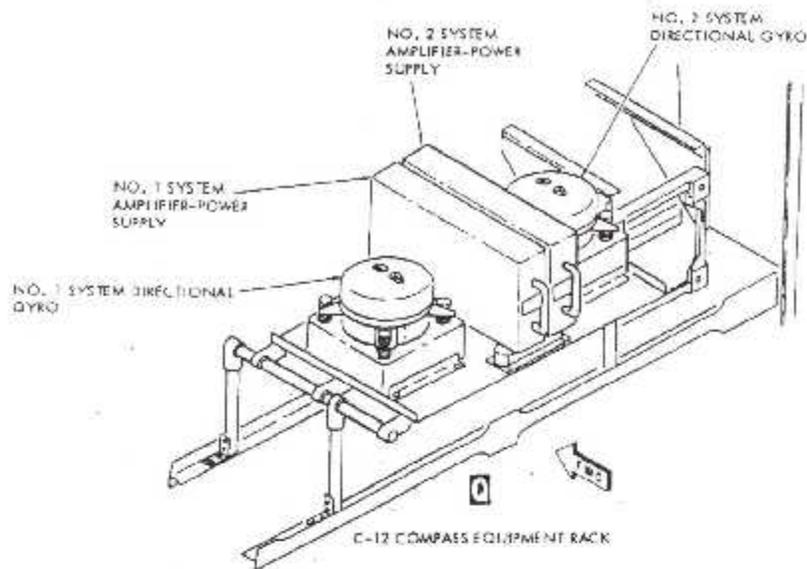


Figure I.4 : Emplacement du gyroscope directionnel et l'amplificateur de puissance

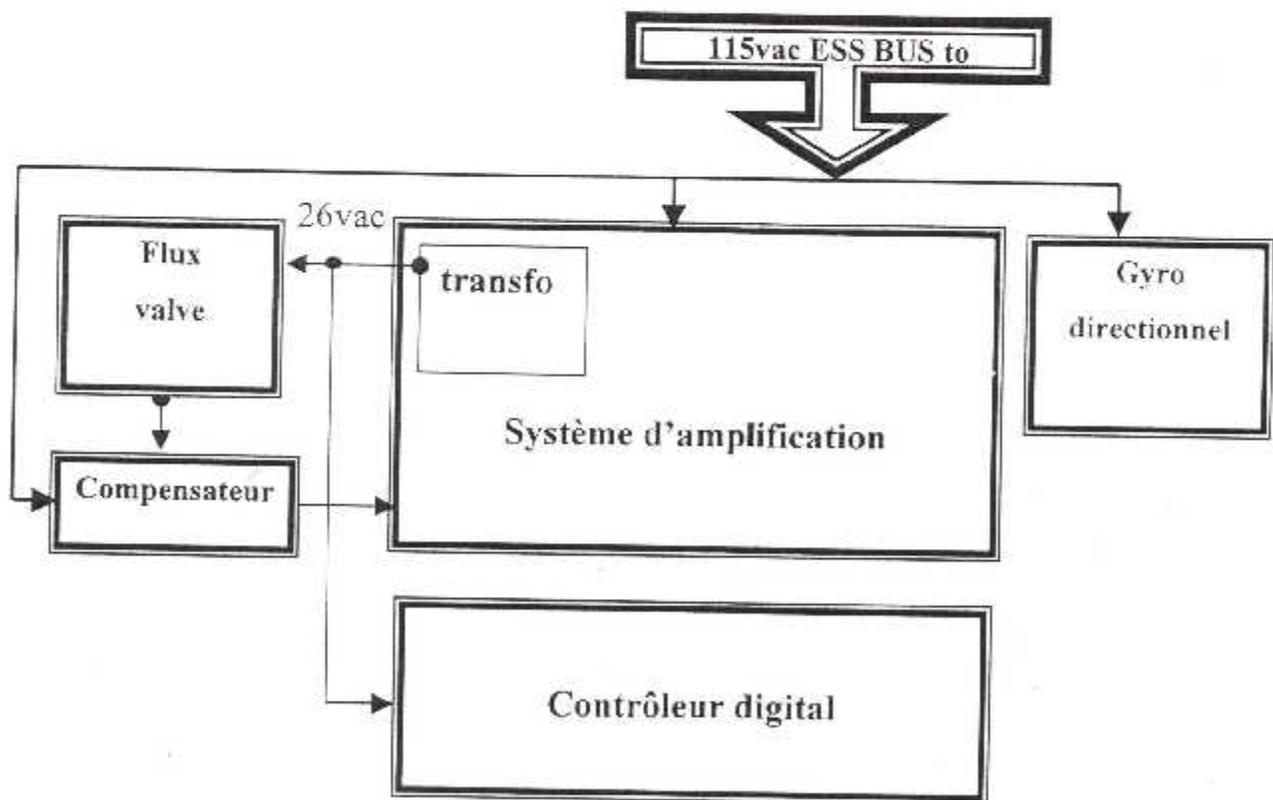


Figure I.5 Schéma synoptique d'alimentation électrique du système de cap C12

1.1.3 Principe de fonctionnement du Compas C-12

On appelle un compas magnétique toute installation permettant de déterminer les lignes de forces de champ magnétique terrestre. Le cap magnétique « magnetic heading » de l'avion est l'angle formé dans un plan horizontal par l'axe longitudinal de l'avion et le champ magnétique de la terre (voir figure II.6).

Le système de compas C12 prévoit l'emploi d'une référence de déviation magnétique sensible pour la navigation de l'avion.

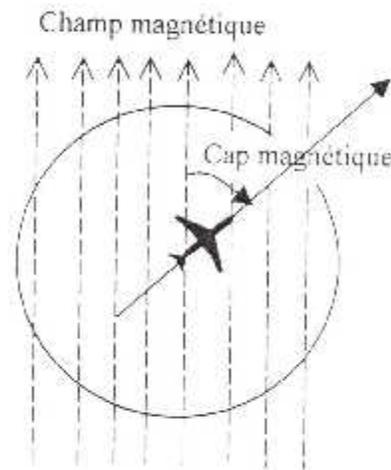


Figure I.6: Représentation d'un cap magnétique

On a schématisé en figure II.7 un système de Compas gyromagnétique simplifié qui se compose d'un conservateur de cap (gyro directionnel) avec un système d'érection en site, d'un élément détecteur de la composante horizontale du champ magnétique terrestre (la vanne de flux) et d'un système détecteur d'erreur (le synchro comparateur) qui compare en permanence le cap gyro et le cap magnétique.

Si les deux caps ne sont pas alignés, un signal d'erreur est envoyé à un amplificateur qui crée par l'intermédiaire d'un moteur-couple (MC) une précession en azimut de l'axe du gyroscope pour aligner les deux caps.

Le compas C-12 peut fonctionner selon deux modes : mode DG et mode MAG.

- **Mode MAG**

Dans les basses latitudes le C12 travaille comme un gyro asservie « Slaved ou MAG mode » avec une référence magnétique terrestre.

- **Mode DG**

Dans les hautes latitudes où le champ magnétique est trop faible et où l'avion exécute un roulis, le C12 travaille comme un gyro asservie indépendant «DG mode ».

En mode DG, le champ magnétique terrestre n'est pas fonctionnel, la référence de direction est seulement livrée par le gyro directionnel.

Sur environ 90 % de la surface de la terre on peut travailler en mode MAG avec le magnétisme terrestre comme référence.

A proximité des pôles, au dessus des zones industrielles, au dessus des volcans ou des fortes couches minéralogiques, on travaille en mode DG.

Le système de compas C12 est un moyen de navigation qui permet de déterminer l'information de cap et de l'afficher sur le **Contrôleur Digital**. A de basses latitudes, le système fonctionne comme un gyroscope directionnel de référence magnétique « MAG mode » ; à de hautes latitudes (à proximité des pôles), où le champ magnétique terrestre est distordu, le système fonctionne comme un gyroscope directionnel indépendant (DG mode) .

Le système de compas est synchronisé avec le champ magnétique terrestre à l'aide du détecteur magnétique d'azimut ; cette vanne de flux détecte la direction du flux magnétique terrestre et transmet l'information à un synchro qui compare le cap du détecteur avec un cap de la boucle asservie. Si une erreur existe entre les deux caps, le signal développé par le synchro contrôle actionne un dispositif de correction de cap dans le gyro directionnel .

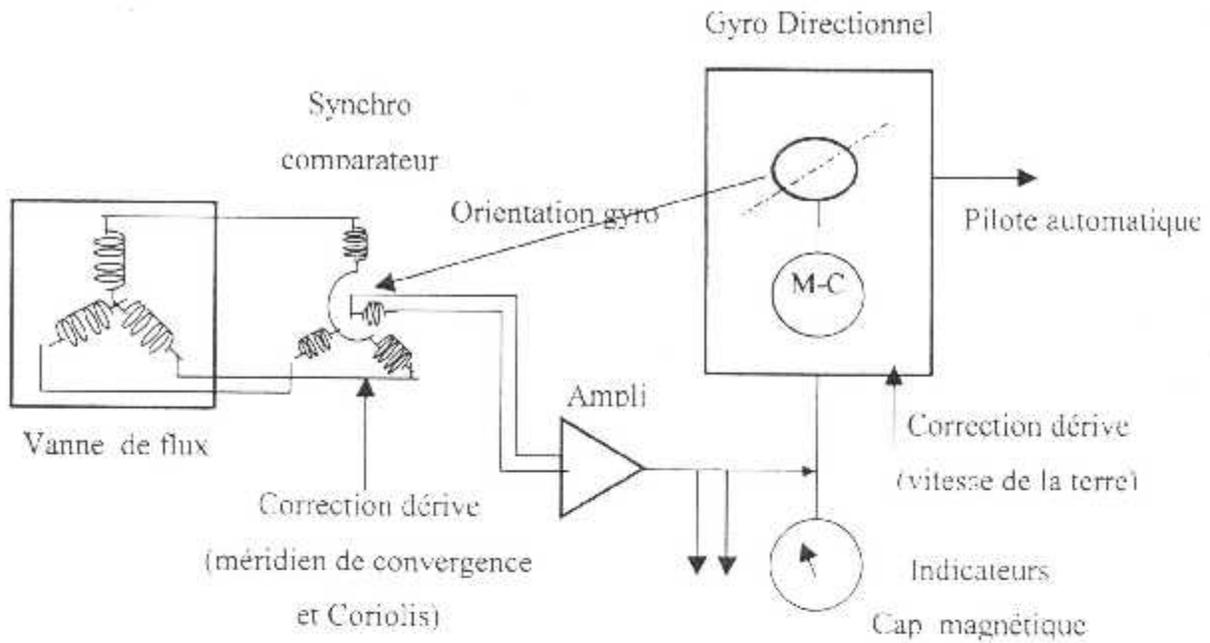


Figure I.7 : Principe de fonctionnement du Compas C12

I.2 LA FLUX VALVE

I.2.1 le champ magnétique terrestre

Le cap d'un avion est mesuré par rapport à la direction du nord. La terre se comporte comme un gigantesque aimant.

Elle est donc entourée d'un champ magnétique (figure II.8). Les lignes de champs magnétique joignent deux points de la terre, nommés pôles magnétiques

Le champ magnétique terrestre est un immense champ magnétique qui se propage loin dans l'espace sous la forme d'un champ stationnaire concentrique.

Si nous décomposons maintenant le champ magnétique terrestre, nous avons deux composantes, une parallèle à la surface terrestre, l'autre perpendiculaire, mais c'est seulement la composante horizontale parallèle à la surface de la terre qui peut être employée pour déterminer le CAP magnétique.

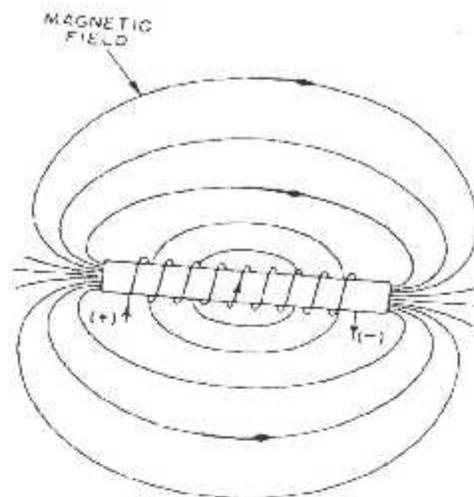


Figure I.8 Schéma représente la forme de propagation du champ magnétique autour d'un aimant

Le pôle Nord magnétique est situé au Nord Canada (environ 075°N et 100°W) et le pôle Sud magnétique près de la Terre Victoria (au symétrique) .

Une aiguille aimantée libre de mouvement (figure II.9) , s'aligne dans la direction du champ magnétique terrestre, de par la propriété des aimant, cette direction est nommée : **méridien magnétique**.

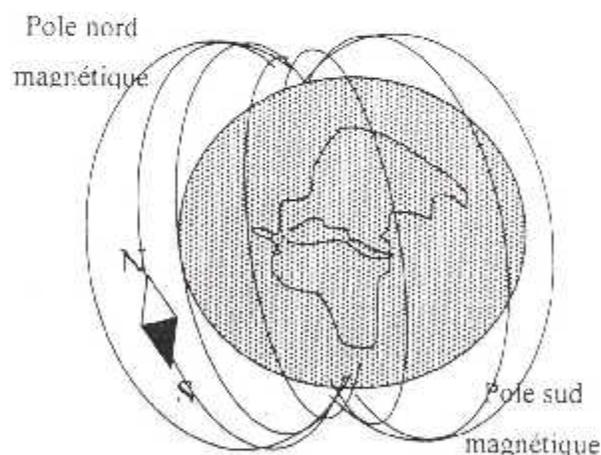


Figure I.9 :les lignes de champ magnétique

On définit :

**** L'inclinaison :**

C'est l'angle que font les lignes des forces par rapport a l'horizontale du vecteur de champ magnétique terrestre.

L'inclinaison magnétique varie de 0 à 90° en hémisphère Nord et de 0 à -90° dans l'hémisphère Sud (une inclinaison vers le bas étant comptée comme positive).

La valeur du champ magnétique terrestre est indiquée sur les cartes isoclines (courbes d'égalité d'inclinaison magnétique)

A proximité immédiate des pôles magnétique, les lignes de champ deviennent verticales. Donc un compas placé à proximité des pôles magnétiques devient inexploitable car sa partie aimantée est verticale. En pratique, on considère que le compas est inexploitable lorsque la composante horizontale du champ magnétique devient inférieure à 6 micro Tesla ($6 \cdot 10^{-6}$ T).

** La déclinaison « D » :

L'angle compris entre le nord géographique (ou Nord vraie) et le Nord magnétique est nommée déclinaison magnétique, noté **Dm**.

En fonction de la position de l'observateur à la surface de la Terre, le pôle magnétique peut être à l'Ouest (ou à gauche) du pôle géographique et dans ce cas la déclinaison magnétique est dite Ouest.

Inversement, si le pôle magnétique se trouve à l'Est (ou à droite du pôle géographique), la déclinaison sera Est (figure II.10).

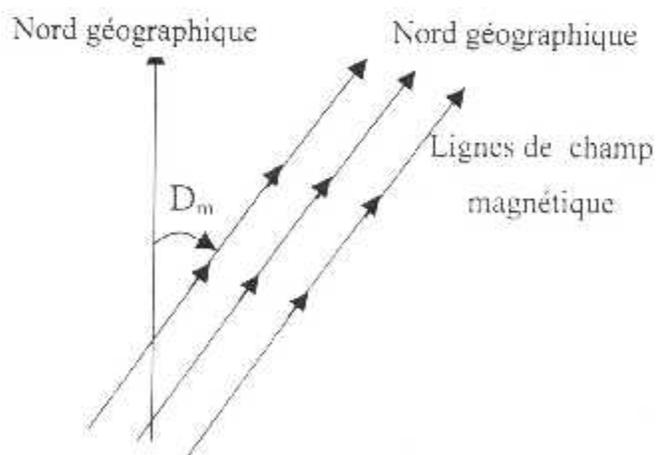


Figure I.10: la déclinaison magnétique

Nous aurons toujours

$$C_m + D_m = C_v$$

Avec :

C_m : cap magnétique

C_v : cap vrai ou géographique

D_m : déclinaison magnétique, comptée *positive si Est* et *négative si Ouest*.

✳ L'intensité :

L'intensité du champ est uniforme autour d'un point. On parle de sa composante horizontale.

L'intensité d'un champ magnétique est mesurée en Tesla (T).

Les gros électroaimants ont un champ magnétique de 1 à 5 Teslas.

Le champ magnétique Terrestre, à la surface de la terre, a une intensité voisine de $2 \cdot 10^{-5}$ T (20 micro T).

L'intensité du champ magnétique terrestre décroît avec l'altitude.

1.2.2 Notion de magnétisme

Les métaux ferreux ont une structure cristalline, c'est-à-dire que les noyaux et électrons se déplacent en circuit fermé.

Chaque électron a une charge électrique propre e^- et génère localement un champ magnétique \vec{b} .

Les champs magnétiques b ayant des orientations aléatoires, la somme de ces champs magnétique est nulle ($\sum \vec{b} = 0$).

Donc un métal ferreux **brut de fonderie** n'est pas magnétique s'il n'est pas soumis à un champ magnétique.

Si l'on soumet ce métal à un champ magnétique \vec{H} faible, un certain nombre de champ magnétique locaux \vec{b} vont s'orienter selon la direction de \vec{H} . Le métal génère son propre champ magnétique \vec{B} qui est égal à la somme des champ locaux, soit : $\vec{B} = \sum \vec{b}$.

Le métal est alors magnétisé.

Si on augmente l'intensité de \vec{H} , de plus en plus de champ magnétique locaux \vec{b} s'orientent selon la direction du champ magnétique \vec{H} . Le champ magnétique \vec{B} résultant augmente.

A partir d'une certaine intensité du champ magnétique \vec{H} , tous les champs magnétique locaux \vec{b} sont orientés dans la direction de \vec{H} . Si on augmente encore \vec{H} , \vec{B} reste constant. Ce phénomène est nommé la **saturation magnétique** (figure II.11).

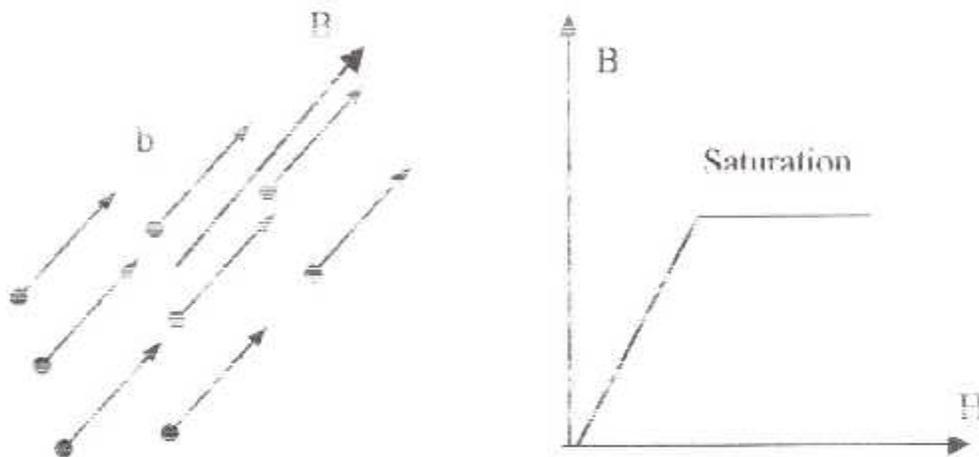


Figure II.11: schéma générale représente la saturation magnétique

II.2.3 Constitution et fonctionnement de la vanne de flux

Si une bobine est soumise à un champ magnétique H , il apparaît dans la bobine un flux Φ dont l'intensité vaut $k.H.\cos\alpha$, où k est une constante fonction de la forme de la bobine et α l'angle entre l'axe de la bobine et la direction de H (figure II.12). Si ce flux Φ varie dans le temps, il apparaît une force électromotrice dans la bobine dont la valeur est la dérivée du flux par rapport au temps $\frac{d\Phi}{dt}$. Si le flux ne varie pas, sa dérivée, et donc la force électromotrice, sont nulles.

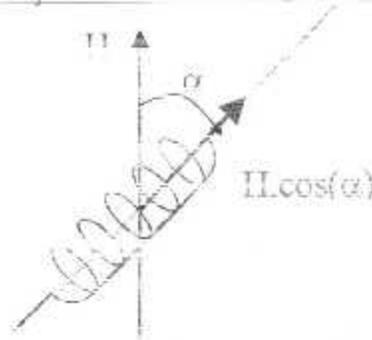


Figure II.12 Bobine excitée par un champ magnétique

Pour un avion en vol, la plupart du temps, ni H ni α ne varient. Le Flux dans la bobine est donc constant dans le temps et la force électromotrice aux bornes de la bobine est nulle. Pour obtenir et maintenir une force électromotrice en permanence aux bornes de la bobine afin de mesurer α , il faut forcer le flux qui la traverse à varier.

Le principe consiste à faire varier selon une loi connue (à l'aide d'une bobine d'excitation qui crée un champ magnétique H), la perméabilité magnétique μ d'un métal en fer doux que l'on a inséré à l'intérieur d'une bobine de détection.

Le Flux qui traverse la bobine de détection varie, et crée une force électromotrice. La bobine étant aussi traversée par le champ magnétique terrestre, la force électromotrice à ses bornes est représentative de la composante de ce champ selon son axe, c'est-à-dire, du cap magnétique de l'avion.

C'est ce principe qui est utilisée dans la vanne de flux. La figure donne I.13 montre l'ensemble bobine d'excitation et bobine de détection.

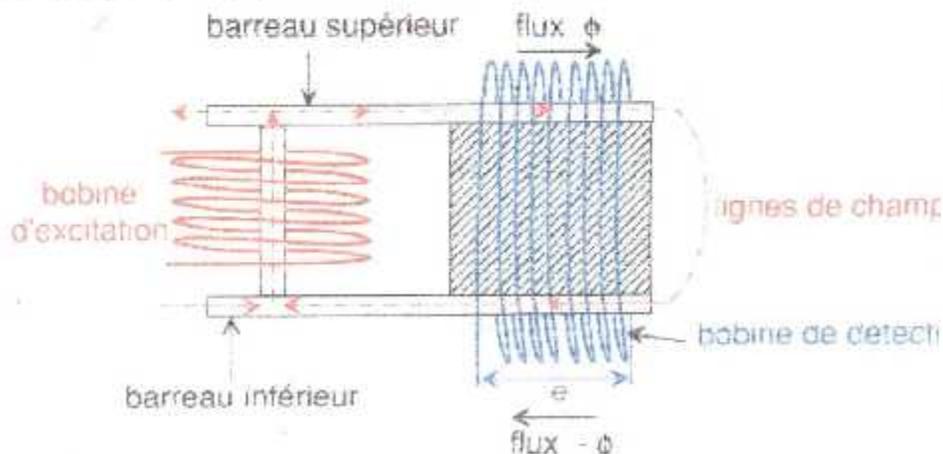


Figure II.13 principe de la vanne de flux

Pour des raisons de calcul trigonométrique du cap, on utilise trois jambes (constituées de deux barreaux superposés) que l'on dispose en étoile. Sur l'axe central de l'étoile se trouve la bobine d'excitation alimentée avec du 400Hz (figure II.14).

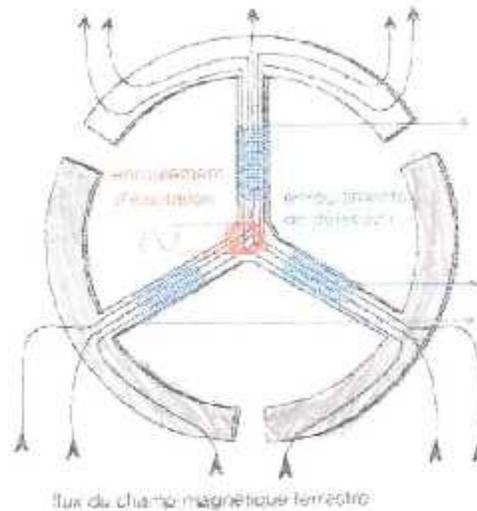


Figure II.14 : représentation de la bobine d'excitation et détection

II.2.4 Performance et limitation d'utilisation de la Flux valve

Ce capteur est un organe chargé de prélever une grandeur magnétique, à la mesurer et à la transformer en une grandeur électrique mais la grandeur de cette composante horizontale varie suivant le degré de latitude et de longitude, donc suivant l'emplacement de l'aéronef. Ces variations n'ont aucun effet marquant sur la précision de l'indication de CAP magnétique.

Les conditions d'utilisation sont extrêmement variées suivant les applications :

- température,
- **champ électrique et magnétique,**
- pression,
- vibration,
- **accélération.**

Les caractéristiques d'un bon capteur sont :

- La sensibilité,
- **La précision,**
- **La linéarité,**

- La fiabilité,
- Rapidité d'exécution,
- La durée de vie.

La vanne de flux est donc un capteur qui mesure la composante horizontale du vecteur de champ magnétique terrestre et détermine la direction magnétique en fonction de la latitude et de longitude, donc suivant l'emplacement de l'avion par rapport à la terre.

II.3 GYROSCOPE DIRECTIONNEL

II.3.1 Définition

Un Gyroscopie Directionnel (DG) est un gyroscope à deux degrés de liberté asservi à rester en position horizontale par un dispositif érecteur, ce gyroscope peut être utilisé :

Soit en compas gyromagnétique : il est alors recalé, sur les informations en provenance d'une source de flux (fonction M^{AG}).

Soit en directionnel classique (gyro libre DG), pour la navigation polaire ou en secours, avec éventuellement, un dispositif de correction de taux horaire.

Constitution du Gyro Directionnel (DG) :

Le Gyro Directionnel est un appareil fournissant une direction invariable de référence grâce à la rotation rapide d'une lourde masse autour d'un axe qui possède deux degrés de liberté par rapport au boîtier de l'instrument.

Le Gyro Directionnel est constitué essentiellement d'un gyroscope à deux degrés de liberté dont l'axe de la toupie est déplacé par rapport à l'azimut.....

Le gyroscope consiste essentiellement en une toupie (dite rotor) tournant à très grande vitesse (24000tr/mn).

II.3.2 Principe de fonctionnement

Le schéma de la partie interne du gyroscope est donnée en figure II.15, le schéma électrique en annexes A et B.

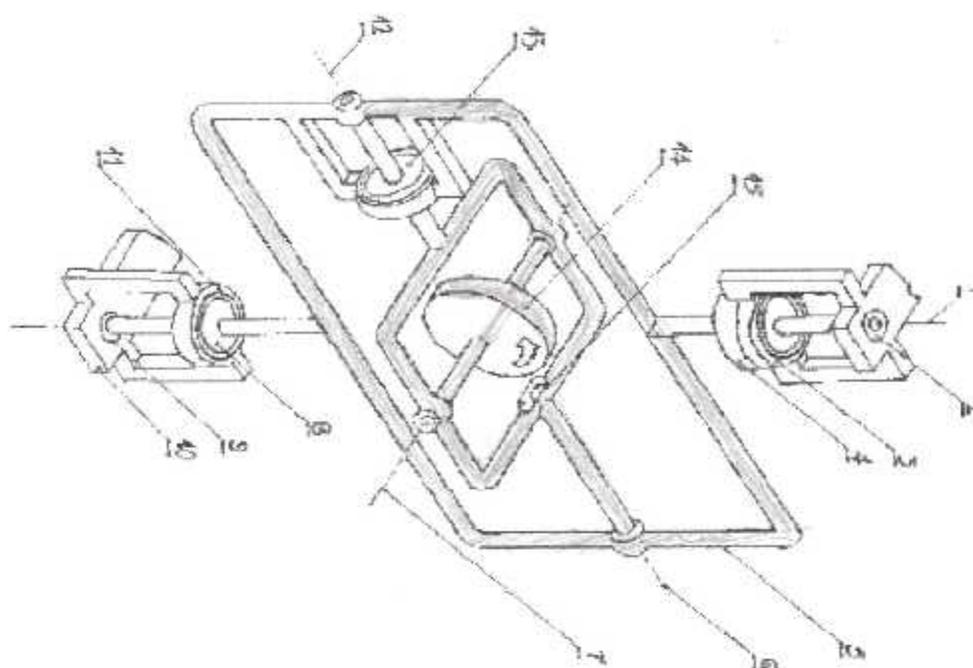


Figure II.15 : Description du Gyro Directionnel

La désignation des éléments est indiquée dans le tableau I.

1	: Axe vertical
3	: Synchro de pilote automatique (B6)
4	: Synchro de cap (B5)
5	: Cadre extérieur
6	: Axe de cadre extérieur
7	: Axe principal
8	: Stator de moteur de niveau
11	: Moteur de niveau
12	: Axe horizontal
13	: Stator de moteur-couple
14	: Couple (gyromoteur)
15	: Interrupteur à liquide de niveau d'inclinaison

Tableau I : Description du Gyro Directionnel

a- Moteur-couple de mise à niveau B2 (Leveling torque motor)

Il est fixé sur l'axe du cadre extérieur. Le moteur-couple est couplé avec un interrupteur à liquide de niveau d'inclinaison qui constitue le système de correction. Il permet de garder la perpendicularité du cadre de gyroscope avec le cadre extérieur.

b- Le moteur d'asservissement B3 (Slaving torque motor)

Il a pour but d'agir sur le cadre extérieur du Gyro Directionnel en produisant un couple proportionnel au signal de correction.

Ce moteur est fixé sur le cadre extérieur et son axe est fixé sur le cadre intérieur.

d-Synchros B5 et B6.

Les deux synchros sont fixées sur l'axe du cadre extérieur de Gyro Directionnel.

Le synchro B6 est un récepteur qui envoie la même valeur de cap délivré par le gyro-directionnel à l'auto pilote.

Le synchro B5 a pour but d'envoyer le signal de cap du Gyro Directionnel vers synchro B3 du contrôleur digital.

II.4 SYSTEME D'AMPLIFICATION ET DE COMMANDE

II.4.1 Généralités

Il constitue un circuit d'alimentation, d'amplification, de correction et de commande.

L'ensemble est monté en interconnexion de :

- Slaving ampli (IA1 Et IA2)
- Servo ampli (IA3)
- IA5

II.4.2 Slaving ampli IA1 :

L'amplificateur IA1 (voir schéma Annexe A et B) est constitué d'un pré-ampli de 800HZ, un démodulateur, un intégrateur, un modulateur 400HZ, un

amplificateur de gain variable de fréquence 400HZ et l'étage est limité. La sortie du préamplificateur accordée à 800HZ est appliquée à l'entrée du démodulateur de fréquence de 800HZ. Le démodulateur convertit le signal de fréquence de 800HZ en un signal pulsé en DC qui est appliqué à un intégrateur. Le démodulateur produit à sa sortie en DC des signaux utilisés par l'annonceur. La sortie de l'intégrateur est appliquée au modulateur de 400HZ et est coupée à travers le transformateur vers les entrées de l'amplificateur de gain variable de fréquence 400HZ.

La sortie de l'amplificateur de gain est appliquée à la sortie des deux étages de l'amplificateur et produit à la sortie des deux étages un signal de cap de correction.

II.4.3 Servo ampli 1A2 :

L'amplificateur 1A2 délivre le signal d'erreur de la convergence de méridien.

Amplificateur de basculement rapide.

Amplificateur de compare de virage.

II.4.4 Servo mécanisme 1A5 :

Le servo ampli 1A5 (voir schéma Annexe A et B) contient les composantes nécessaires qui complètent l'entrée de servo ampli et les circuits de sortie et fournit aussi l'erreur de cap, le champ terrestre et un séparateur des vitesses des signaux.

La partie du moteur générateur 1A5MG1 produit un signal de retour vers le servo ampli 1A3. Une tension de 10vac de fréquence de 400HZ produit une excitation dans les enroulements du générateur. Les 26vac produisent une excitation des enroulement de champ du moteur de $f=400$ HZ et d'un angle égal à 90° . La charge du servo moteur 1A3 provient de l'enroulement de champ de pointe milieu de moteur de commande.

La direction de rotation de moteur générateur est déterminée par la tension de champ de commande. Le signal d'entrée de trois fils est appliqué sur le bobinage du stator. La sortie fonction de la position du rotor de synchro est développée dans le rotor et appliquée sur le servo ampli 1A3.

Le 1A5B7 est un synchro resolver standard

Le 1A5B6 est un synchro resolver standard

Le 1A5MG est un moteur générateur

La position de sortie de rotor est à 90° au maximum.

Chapitre III

Contrôleur digital

III.1 DESCRIPTION DE L'INDICATEUR DIGITAL.

III.1.1 Caractéristiques générales

L'indicateur digital est un composant du système de compas C-12 qui est destiné au réglage et à la surveillance du Compas C-12 et à l'affichage du cap. Il est représenté dans la figure 1.1.

La tableau 2 donne les dimensions du contrôleur, le tableau 3 les spécifications de signaux de sortie.

Longueur.....	6-1 /8
Largeur.....	5-3 /4
Hauteur.....	2-5 /8
Poids en Pounds.....	5

Tableau 2 : Dimensions en Inches.

Excitation moteur	26+/-3v.a.c,90° phase
Excitation génératrice	10+/-2v.a.c
Tension D.C Servo Amplificateur	+50+/-2v.d.c
Tension de la vitesse de rotation terrestre	+108+/-4v.d.c
Tension du signal annonceur	+5v.d.c maximum pleine echelle
Entrée du mode switch	+27.5 +/-2.5v.d.c
Signal de cap du gyro	11.8 v.a.c maxi
Signal de vitesse-sol	26v.a.c maxi
Signal de cap stabilisé du gyro	11.8v.a.c maxi
Tension d'éclairage	v.a.c ou d.c

Tableau 3 : Entrées du contrôleur

Sortie mode switch	+27.5+/-2.5vdc
Signal de cap synchronisé	11.8vac maxi
Signal de Coriolis	8.5vac maxi
Signal de vitesse de rotation de la terre	+29+/-1vdc maxi
Signal de vitesse-sol	26vac maxi
Indication digitale de cap	Lecture visuelle
Indication adéquate d'alimentation	Lecture visuelle

Tableau 3 : Sorties du contrôleur

Il utilise uniquement des dispositifs à semi-conducteur. Toutes les connexions de cet équipement sont fait à partir du connecteur 5 J1 qui se situe à l'arrière du boîtier.

Il possède trois lampes d'éclairage sur la face avant du boîtier. Sur ce dernier, sont logés pour le fonctionnement du système, les contrôles et les indicateurs suivants : interrupteur de sélection de mode MAG-DG, interrupteur de sélection de l'hémisphère Nord-Sud, bouton de sélection de la latitude, bouton de synchronisation, annonceur (+, -), indicateur de défaut d'alimentation électrique et l'indicateur de cap digital (compteur).

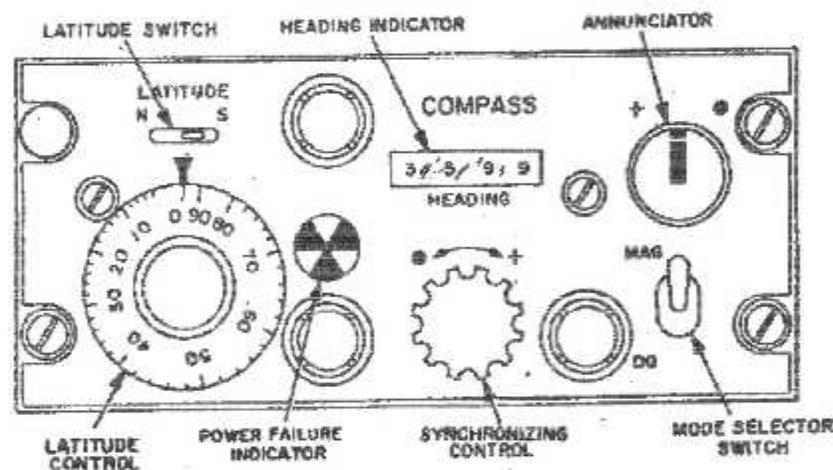


Figure III-1 : Face avant du contrôleur digital

III.1.2 Fonctions des contrôles et indications sur le contrôleur digital

Le contrôleur digital comprend tous les boutons de commande, interrupteurs et indicateurs nécessaires au fonctionnement du système. Les fonctions des différentes commandes sont les suivantes :

Latitude switch :

Il est positionné sur le pôle nord ou sud en fonction de la position de l'avion, dans l'hémisphère nord ou l'hémisphère sud. Il contrôle le sens de la rotation de

la terre « Earth Rate », et des signaux des méridiens de convergence, de la vitesse-sol « Ground speed ».

Latitude contrôle :

Il est positionné en concordance avec la latitude à laquelle se trouve l'avion et détermine la valeur des signaux de correction suivants :

Vitesse de rotation de la terre

Erreur de Coriolis

Annonciateur :

Indique la synchronisation du C-12 en mode MAG, donc la différence d'alignement entre la flux valve et le gyroscope.

Synchronisation contrôle (commande) :

Celui-ci est actionné pour obtenir une correction rapide et un alignement des signaux d'erreurs qui se produisent entre le gyroscope et la flux valve, quand le C12 démarre en mode mode MAG et quand le cap est affiché en mode DG.

Mode selecteur switch : (le choix mode MAG ou DG)

En mode MAG : le C-12 travaille d'après les références magnétiques mesurées par la Flux valve donc en slave mode.

En mode DG : le C-12 travaille comme un gyroscope libre sur lequel on applique des corrections suivant la latitude correspondante (latitude correction).

Heading indicateur : (indicateur de CAP)

Donne une lecture digitale de la sortie de cap du compas.

Power failure indicateur :

Indique que la tension d'alimentation du C-12 est en dessous du niveau de sécurité de travail.

*** Remarque :**

Pour le fonctionnement du contrôleur ainsi que de l'ensemble du système, se référer au schéma électrique donné en annexe B.

III.2 GENERALITE SUR LE CONTROLEUR DIGITAL

Le contrôleur digital contient les circuits électroniques nécessaires pour produire l'affichage digital du cap de l'avion, les signaux de corrections du calculateur de compensation de Coriolis et de la rotation de la terre, le mode latitude et le contrôle de la synchronisation requise pour le fonctionnement du système. De même qu'il produit les indications de la synchronisation du système et de l'alimentation adéquate.

III.3 FONCTIONNEMENT GENERAL

III.3.1 Rôles des différents éléments du contrôleur

- **L'indicateur digital de cap (compteur)** est asservi au signal de cap provenant du servomécanisme dans l'amplificateur d'alimentation à l'aide d'une boucle comprenant un moteur.
- **Le bouton de commande de la latitude** ajuste les résistances variables correspondant à la latitude du lieu.
- **Le bouton de commande de la synchronisation** permet d'ajuster manuellement le système à n'importe quel cap désiré en mode (DG) et en synchronisation initiale du système en mode esclave (MAG).
- **L'interrupteur de mode (DG-MAG)** commande le tension 28vdc des relais de contrôle dans l'amplificateur d'alimentation et dans le Gyro Directionnel pour passer du mode DG au mode MAG et inversement.
- **L'interrupteur de sélection de l'hémisphère (N-S)** est utilisé pour appliquer le signal de rotation de la terre à la bobine correspondante de précession dans le DG, de plus, il envoie le signal de la vitesse-sol en phase correcte vers le « resolver » dans l'amplificateur d'alimentation.
- **L'annonceur** qui permet une visualisation de la synchronisation du système en mode MAG et un indicateur de défaut d'alimentation qui indique la chute de tension à un niveau insuffisant ne permettant pas le fonctionnement sûr du compas.

III.3.2 Fonctionnement du contrôleur

La boucle d'affichage du contrôleur digital consiste en un synchro transformateur suiveur de commande, un servo-ampli, un moteur générateur, et un indicateur de cap (compteur). L'information de cap est appliquée au stator du synchro suiveur à travers les pins (2), (5), et (6) du connecteur 5J1. Si l'information de cap représentée par le champ du stator du synchro n'est pas identique avec celle de la position du rotor, un signal d'erreur se produira dans l'enroulement du rotor. Ce signal d'erreur alimentera l'entrée du transformateur du servo-ampli. Le circuit du servo-ampli est conventionnel, employant quatre transistors.

L'entrée du servo-ampli est le signal d'erreur du transformateur de commande du synchro suiveur. Le moteur générateur 5MG1 est monté sur un arbre commun et entraîne l'indicateur de cap avec un taux de réduction de 7,5 :1. Le synchro de cap suiveur est entraîné lui aussi avec un taux de réduction de 360 :1 afin de positionner le rotor du synchro en respectant le cap avion.

L'information de cap reçu du servomécanisme de l'amplificateur est affichée à un dixième de degré sur l'indicateur de cap.

Les signaux de correction de Coriolis et de la vitesse de rotation de la terre sont insérés dans le signal de cap à l'aide de deux résistances variables dont les curseurs sont reliés mécaniquement entre eux et positionnés par le bouton de sélection de la latitude situé sur la face avant du contrôleur digital. La résistance variable 5R13 reçoit le 108vdc à travers la pin (10) du connecteur 5J1 et produit une tension correspondante à travers la résistance 5R12 au curseur de la résistance variable 5R11A. Cette tension déterminée est envoyée à l'interrupteur de latitude sélectionnée vers la bobine correspondante dans le DG.

Le signal de retour de masse passe à travers le pin (11) du connecteur 5J1. La tension proportionnelle à la vitesse-sol du système Doppler est appliquée à travers le pin (15) à la résistance variable de Coriolis 5R11B puis vers la résistance de chute 5R9.

Le signal de correction de Coriolis est envoyé au compensateur de Coriolis par la pin (18) du connecteur 5J1. Le signal de retour de masse passe par la pin (14) de 5J1.

L'interrupteur de latitude 5S2 est à trois pôles et six contacts. La section A de l'interrupteur envoie le signal de correction de la vitesse de rotation de la terre pour l'une des bobines Nord ou Sud dans le DG par les pins (12) ou (13) respectivement. Les sections B et C fonctionnent comme un interrupteur d'inversion de phase et applique le signal de vitesse-sol correspondant à la polarité vers le rotor du « résoudre » dans le servomécanisme de l'amplificateur d'alimentation. Le signal de vitesse-sol est reçu du système Doppler par les pins (14) et (15) et ressort par les pins (16) et (17).

Le système est synchronisé par un synchro différentiel standard qui est positionné par le bouton de synchronisation situé sur la face avant de l'équipement. Ce bouton permet de ramener rapidement le signal de correction de cap gyro à un nul dès la mise sous tension du système de compas. Le cap gyro est appliqué au stator du synchro par les pins (1), (2), et (4) du connecteur 5TB1. Le cap gyro synchronisé est envoyé au servomécanisme de l'amplificateur par les pins (16), (17) et (18) du connecteur 5J1 (voir l'annexe C).

III.4 FONCTIONNEMENT EN MODE MAG

Si le commutateur MAG-DG est sur la position MAG, la référence est produite par la vanne de flux qui est sensible à la composante horizontale du champ magnétique de la terre à l'avant de l'avion. Le signal de la vanne flux est envoyé au système de compensation « Remote magnétique compensateur » où les compensations magnétiques du système sont additionnées. Après la compensation, le signal de la vanne de flux est envoyé au synchro récepteur « transolver » dans le système d'amplification où il est comparé avec le cap mécanique représenté par la position des pignons. Si le cap de l'ensemble servo boucle n'est pas correct, un signal d'erreur est généré dans le « transolver » et appliqué au « slaving ampli ».

Ce dernier produit un signal vers l'annonciateur dans le contrôleur digital et indique la direction et la valeur du désalignement. Le « slaving ampli » applique un signal de correction de cap au « slaving motor » dans le DG qui en tournant effectue une précession sur l'axe d'azimut du DG.

Le synchro de cap transmet le changement de cap au « servoloop ». Le signal passe à travers le synchro différentiel qui est positionné par le bouton de synchronisation dans le contrôleur digital, vers servo transformateur de commande (servo-control transformer) du système d'amplification. La sortie du servo-commande est dirigée vers le servo ampli par un signal d'entrée d'erreur. La sortie du servo-ampli commande la rotation du servo-moteur et de ses pignons. Le moteur, en tournant, met en rotation de façon proportionnelle, le « transolver », le servo-control transformer, et 5 synchro transmetteurs. Un synchro transmetteur est connecté à un synchro suiveur de cap dans le contrôleur digital. Une erreur induite représente la valeur du désalignement.

Ce signal d'erreur est envoyé au servo-ampli qui contrôle le moteur de cap. Ce moteur tourne en réponse au signal d'erreur du servo-ampli. L'indicateur de cap est commandé par le moteur. Ce dernier tourne jusqu'à ce que le synchro suiveur de cap soit conduit à travers une liaison inverse mécanique à une position qui donne le nouvel affichage de cap. De même, le moteur de l'amplificateur fonctionne jusqu'à ce que le transformateur servo-control atteigne la position zéro, donnant ainsi un signal nul, et le moteur s'arrête. Le « transolver » a tourné d'une valeur requise pour annuler le signal d'entrée de cap.

Le taux de réaction de la génératrice qui est commandée par le moteur délivre un signal vers le servo-ampli pour stabiliser l'amortissement. Le « transolver » tourne jusqu'à ce que le cap représenté par les pignons corresponde avec l'actuel cap de l'avion. De cette manière, l'affichage de cap digital est continuellement positionné sur le cap magnétique actuel de l'avion. Les autres synchro transmetteurs délivrent continuellement l'information de cap pour les autres systèmes de l'avion. Un synchro transmetteur additionnel dans le D.G lié

au cadre du gyroscope, délivre l'information de cap de référence au pilote automatique.

III.5 FONCTIONNEMENT EN MODE DG

Le commutateur étant sur la position D.G, le signal de correction de cap n'est pas appliqué au DG. Le gyroscope maintient la position existante dès la sélection du mode DG et produit la base de référence de cap à travers le synchro de cap et le synchro de l'auto-pilote montés sur le cadre du gyroscope. La sortie du synchro de cap est appliquée au circuit de correction du cadre. La sortie de ce dernier est appliquée au synchro différentiel de synchronisation dans le contrôleur digital. Ce synchro est ajusté à l'aide du bouton de synchronisation pour obtenir une référence de cap désiré. Le synchro de synchronisation additionne un angle arbitraire du signal de cap du gyroscope pour produire un cap de gyro effectif de tout angle désiré de 0 à 360°. La sortie du synchro de synchronisation est appliquée au « transfo servo control » dans l'amplificateur et est comparé avec la position du rotor du « control transformer », toute erreur résultante est envoyée au servo-ampli.

Le signal est amplifié et appliqué au moteur générateur qui conduit le « transfo servo control » jusqu'à l'annulation de la tension d'erreur. La génératrice délivre un signal de réaction vers le servo-ampli pour la stabilisation de la boucle. Quand la tension d'erreur est annulée, la position du rotor représente le signal de cap synchronisé de la boucle de cap du contrôleur digital. Le moteur de cap ramène à la position requise l'entrée du signal d'erreur à un nul vers le synchro de cap suiveur. Quand le moteur s'arrête, l'affichage de l'indicateur de cap est le cap synchronisé. Les 4 autres synchro transmetteurs délivrent l'information pour d'autres systèmes d'avion.

III.6 CIRCUIT DE CORRECTION DE SYSTEME COMPAS C12

III.6.1 Méridien de convergence

→ Erreur «Méridien Convergence»

Cette erreur provient du fait que le gyroscope maintient une direction fixe dans l'espace tandis que les méridiens correspondent avec les pôles. Bougeons un gyroscope de l'ouest (point 1) vers l'est (point 2) comme le montre la figure III.2; on remarque que l'angle entre l'axe de la toupie du gyroscope et le méridien varie lorsque la latitude change.

Cet effet produit une dérive apparente dans le gyroscope. Un signal de compensation « méridien convergence » est induit dans l'amplificateur d'alimentation de puissance et est amené vers le « slaving amplifier output stage » pour donner une précession au gyroscope.



Figure III-2 :Convergence des méridiens

→ Signal d'erreur du méridien convergence

Afin d'obtenir le cap magnétique exact dans un avion qui se déplace, on utilise un circuit de compensation pour éliminer l'erreur.

Un signal «ground speed» originaire du système doppler radar de l'avion va vers le «résolveur» B6 du servo mécanisme IAS de l'amplificateur d'alimentation de puissance en passant par le commutateur de latitude du contrôleur digital.

Le commutateur de latitude détermine la phase du signal. Le «résolveur» B6 envoie la composante E-W de la vitesse sol vers le «slaving ampli» IA2.

L'enroulement du rotor du «transolver» B8 (synchré différentiel) donne un signal qui est en concordance avec la force du champ magnétique terrestre qui est transmis vers le slaving ampli IA2, celui ci combine les 2 signaux d'entrée comme signal «méridien convergence» et envoie le signal résultant à la carte IA3 du gyro-directionnel afin d'être amplifié avant d'être appliqué au «slaving torque motor» B3 qui donnera ainsi une précession exacte au gyroscope pour éliminer l'erreur due à l'effet «méridien convergence».

III.6.2 Coriolis

→ Erreur de Coriolis

L'effet Coriolis est provoqué par la rotation de la terre; la valeur de flux est fixée de façon à détecter seulement la composante horizontale du champ magnétique de la terre. Si maintenant l'élément sensible magnétique terrestre est soumis à une accélération, une partie du champ vertical sera détectée également. L'information de cap fournie sur l'accélération sera maintenant erronée et donc l'erreur est celle qui est occasionnée par le chemin parcouru par l'avion au-dessus de la terre qui tourne.

L'avion part avec une direction déterminée pour arriver à son point de destination (figure III.3).

La terre tournant, déplace la destination et le champ magnétique terrestre par rapport à l'espace. La direction réelle de l'avion est donc une courbe et la force centrifuge déplace la valeur de flux de sa position verticale.

Cet effet s'appelle accélération de Coriolis. La grandeur dépend de la vitesse de rotation de la terre et de la latitude géographique.

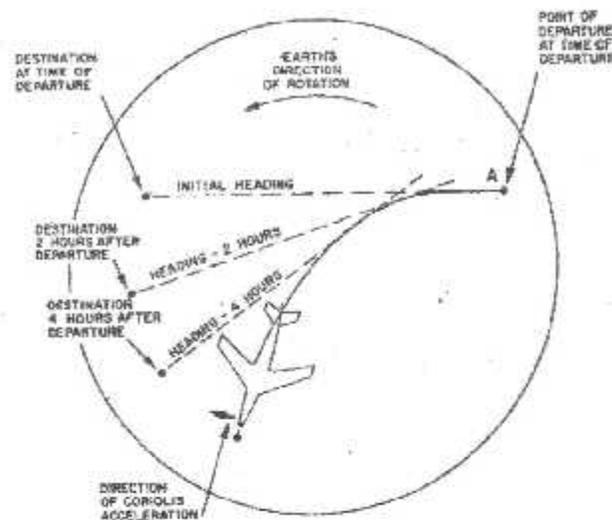


Figure III-3 : Effet de l'accélération de Coriolis

➔ Signal d'erreur de Coriolis

L'accélération de Coriolis provoque une erreur dans le signal de cap. Un cap de compensation dû à cet effet est transmis du contrôleur digital vers le compensateur magnétique.

Une tension de 26Vac - 400HZ qui est fournie par le transformateur T1 du compensateur magnétique est appliquée au potentiomètre « Ground speed » du système doppler radar.

Un signal proportionnel avec le « Ground speed » (vitesse sol) de l'avion est envoyé au compensateur magnétique par l'intermédiaire d'une résistance (R11B) contrôlée par le bouton « latitude ».

Ce signal est redressé dans le système compensateur magnétique pour être appliqué sur le signal de sortie 800HZ de la Flux valve qui va vers le synchro différentiel D8 de l'amplificateur d'alimentation de puissance.

Ensuite il est envoyé à la carte « slaving amplifier » 1A2 pour être amplifié puis transmis au « slaving torque motor » B3 du gyro-directionnel par l'intermédiaire de la carte « summing ampli » 1A3.

Le « slaving torque moteur » B3 élimine la précession du gyroscope due au signal d'erreur de Coriolis grâce au signal de compensation en agissant sur le cadre extérieur du gyro-directionel.

III.6.3 Vitesse de rotation de la terre

→ Erreur de la vitesse de rotation de la terre

Un gyroscope restant fixe par rapport à l'espace absolu, on observe une précession apparente du gyroscope due à la rotation de la terre, erreur qu'il faut corriger.

→ Signal d'erreur de la vitesse de rotation de la terre

Cet effet est compensé en introduisant une précession égale et opposée du DG, une alimentation de vitesse de la terre à partir du DG délivre une tension régulée de 100Vdc à un réseau dans le contrôleur digital.

Une résistance variable positionnée par le bouton de latitude, produit une tension propre de correction. Le commutateur de latitude N-S applique une tension de correction pour l'un des enroulements de correction N-S. Le champ magnétique de ces bobines effectue une précession sur le DG d'une valeur correspondante.

Chapitre IV

Réalisation du banc d'essai

IV.1 INTRODUCTION

L'essai d'un instrument de bord est une opération importante lors de sa remise en service. Tout instrument doit être obligatoirement testé avant d'être monté sur avion. Pour cela on utilise des bancs d'essai afin d'assurer son bon fonctionnement.

Notre banc d'essai est destiné à :

- Contrôler le fonctionnement du Contrôleur digital.
- Procéder aux différents réglages conformément aux spécifications techniques du constructeur.
- Remettre éventuellement l'accessoire en état de fonctionnement en cas de panne et ceci en simulant toutes les entrées de l'accessoire et en récupérant les sorties sur des appareils de mesure.

IV.2 BUT

Le but de la réalisation du banc d'essai est contrôler et tester les paramètres, à vérifier et simuler les signaux nécessaires pour le fonctionnement de l'accessoire.

IV.3 CONCEPTION DU BANC D'ESSAI

- Schéma électrique.
- Câblage.
- La plaque d'interface.

→ Équipement et alimentation nécessaire requis :

- Pont de wheatstone (BRIDGE)
- Synchro simulateur
- Multimètre

→ Alimentation requise :

- 115 V ± 2 V AC 400 Hz ± 5 Hz

- 26 V ± 2 V AC 400 Hz ± 5 Hz

IV.4 PROCEDURE DE TEST DE L'INDICATEUR (CD)

La procédure de test détermine si le contrôleur digital est dans ses conditions de fonctionnement normal . Si le contrôleur digital ne répond pas aux normes d'un quelque test, calibrez-le selon la procédure donnée. Si la calibration n'est pas possible ou si procédure n'est pas disponible, il est important d'entreprendre les étapes suivantes :

Étape détaillée (WORK ITEMS):

- a- Enlever le boîtier du contrôleur digital.
- b- Brancher l'indicateur au banc d'essai en connectant la prise 5J1 du câble à la prise 5H1 du banc d'essai.
- c- Mettre et positionner les switches de l'indicateur du contrôleur digital comme suit :
 - Mode sélecteur switch 5S2 position DG
 - Latitude switch 5S2 position Nord (N)

d- Mettre les switches du banc d'essai comme suit :

-S4 position OFF

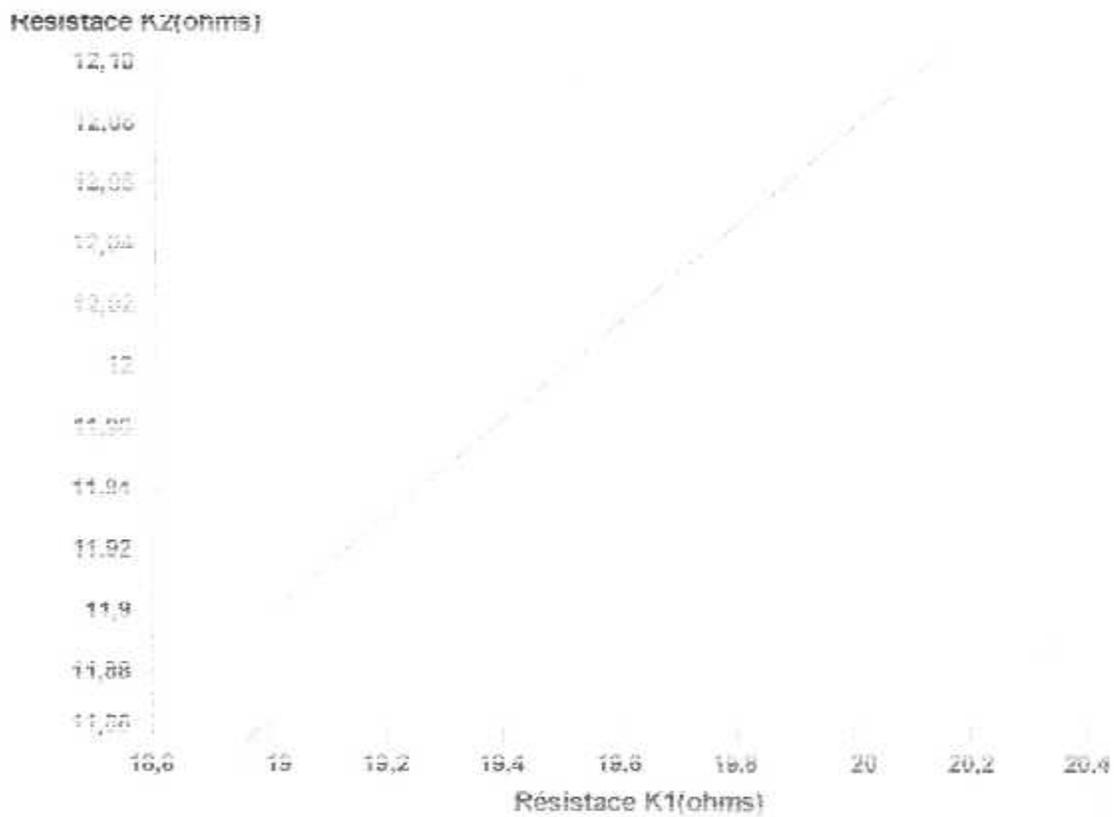
-S5 position I

Test continuité des résistances :

- Connecter l'ohmmètre aux pines 5J-1 et 5J-2 du banc d'essai.
- Effectuer tous les tests en mettant les résistances suivant le tableau n° :1
- L'ohmmètre doit indiquer les valeurs du tableau 01. Ces tests vérifient toutes les résistances du tableau 01 et les switches 5S1 et 5S2.

Résistance sous test	Position des switches		Réglage du contrôleur digital			Indication de l'ohmmètre
	S1	S2	Latitude s degrés	5S2 N-S	5S1 Mag-DG	
5R9	1	1	-	-	-	21.500 ± 250 Ω
5R9	2	1	-	N	-	21.500 ± 250 Ω
5R11B	3	1	90°	N	-	16.667 ± 550 Ω
5R9	3	1	-	S	-	21.500 ± 250 Ω
5R11B	2	1	90°	S	-	16.667 ± 550 Ω
5R11B	4	1	0°	-	-	200 Ω au moins
5R11B	4	1	16°	-	-	200 Ω au moins
5R11A	5	2	0°	S	-	200 Ω au moins
5R11A	6	2	0°	N	-	200 Ω au moins
5R11A (K1)	6	2	90°	N	-	19.660 ± 900 Ω
5R12A et 5R13	6	3	-	N	-	V. K2 ± 900 Ω
None	7	4	-	-	-	2 Ω au moins
5R12	8	5	-	-	-	2700 ± 135 Ω
5R12	9	5	-	-	-	1300 ± 65 Ω
None	10	6	-	-	-	2 Ω au moins
None	11	4	-	-	MAG	2 Ω au moins
None	11	4	-	-	DG	2M Ω au moins

- La résistance K2 est représentée sur l'axe des ordonnées et K1 sur l'axe des abscisses. Les coordonnées K1 est représentée sur l'axe des ordonnées et K2 sur l'axe des abscisses. alors que K2 est représentée sur l'axe des ordonnées.



IV.4.1 Calibration de la résistance variable 5R11

Connecter la multimètre aux points (1,2) la résistance 5R11. Mettre à zéro le contrôle l'altitude à 0 par le sélecteur à l'index, quand la tige de commande est totalement au sens anti-horaire CCW.	Ce test vérifié quand le contrôle de multimètre est positionné en fonction de l'ohmmètre.
Faire tourner le bouton du potentiomètre jusqu'à avoir une indication minimale du multimètre, après serrer le boîtier.	Le multimètre doit indiquer 200 au moins ce pont aligner électriquement mécaniquement le zéro dans la résistance variable 5R11.
tourner la bouton de l'altitude complètement dans le sens horaire CW, puis complètement dans le sens anti-horaire en observant le multimètre.	

IV.4.2 Calibration de L'altitude et circuit de correction

Connecter le multimètre aux points (1,2) dans le front de la section de la résistance variable (5R11A).	Le multimètre doit indiquer $16,660 \pm 900$
Tourner la bouton de contrôle de l'altitude dans le sens horaire CW à 90° et enregistres les valeur de K1	
Localiser la résistance mesurée au point 8.c (4) (b) dans l'axe de k de la et projeter les points vers la courbe	
Localiser les points correspondants à l'axe K2 de la enregistrer les valeurs de K2.	
Connecter la multimètre entre le point 2 de 5R11A et le point 10 de 5Z101. Régler la résistance 5R11 jusqu'à l'obtention de la valeur $K2 \pm 20$ qui indique par le multimètre.	Ce point ajuste la résistance maximale pour le circuit de correction de l'altitude.

IV.4.3 Tester annonceur

Mettre :

Le switch d'alimentation S4 position ON	L'index de annonceur déplace vers la droite . Ce test vérifié au minimal le signale de réponse pour 5M1
Le switch S5 position 3	L'index de annonceur déplace vers la gauche.
Le switch S5 position 4	L'index de l'annonceur du contrôleur digital dévie à 40° et en plus vers la droite ce test vérifié au maximum le signale de réponse pour 5M1 .
Le switch S5 position 5	L'index de l'annonceur du contrôleur digital dévie à 40° et en plus vers la gauche
Le switch d'alimentation S4 position OFF	

IV.4.4 Test de la panne d'alimentation de puissance (Power Failure Indicator)

Le switch S4 position ON le switch S5 position 6	
Presser et fixer le switch S6	b) Une portion rouge de l'indicateur de défaut de l'alimentation du contrôleur digital disparue complètement . Cette vérification de l'opération de 5 M2 simule les 115 V de l'alimentation d'entrée du system normale
Libérer le switch S6	
Le switch S4 position S6	

IV.4.5 Test des lampes (Test panel light)

Mettre :

Le switch S4 position ON	
Le switch S5 position 7	Les trois lampes du contrôleur digital doivent être allumées ce test vérifier les lampes.
Le switch S5 position 1	Les trois lampes s'éteignent
Le switch S4 position OFF	

IV.4.6 Test Heading (CAP) d'indicateur digital

Mettre :

S4 position ON.

S3 position 1.

S5 position 1.

<p>a.1) Connecter la pince E 101 a l'extrémité du 7.5(+0.3+1.5) point 8 de carte Z. 102. Connecter le multimètre de l'ampli aux extrémités 15 et 16 en empêchant l'engrenage de tourner en maintenant la roue avec la main qui est connecter au compteur</p> <p>a.2) Libérer l'engrenage et observer le heading sur le contrôleur digital</p> <p>Ce vérifie la direction et la rotation du compteur .</p>	<p>a.1) Le multimetre doit indiquer 7.5(+0.3-1.5) V(AC). Ce test est vérifier le gain de l'ampli</p> <p>a.2) L'indicateur heading doit tourner essentiellement à une vitesse de 20° par minute au plus .</p> <p>Ce test vérifie la direction et la rotation du compteur</p>
<p>Connecter les terminaux S1 , S2 , S3 dans le standard synchro transformer J2-X , J2-Y , J2-Z respectivement dans la banc d'essai du contrôleur digital</p>	
<p>Appliquer 26 VAC 400 HZ vers terminals transmetteur R1 R2 pour le standard transmetteur.</p>	<p>excitation du rotor de synchro</p>
<p>Supprimé</p>	<p>L'indicateur doit donner l'indication de cap dans le tableau de</p> <p>Ce test vérifie la précision ou bien la justesse d'indicateur de cap</p>
<p>Mettre le standard transmetteur qui sont donnees le tableaux n° 02</p>	
<p>Mettre le switch d'alimentation S4 position OFF</p>	

IV.4.7 Calibration du contrôle transformateur 5B2

Connecter les bornes S1, S2, S3 pour le standard J2-X, J2-Y, J2-Z respectivement dans le banc d'essai du contrôleur	
Mettre S4 position ON S3 position 1	Tap lightly
appliquer les 26 V, 400Hz vers les bornes de R1, R2 pour le standard transmetteur synchro	Excitation de rotor de standard transmetteur synchro

Réglage de transmetteur	Indication de cap d'indicateur
0°	000 ± 002
60°	0600 ± 002
120°	1200 ± 002
180°	1800 ± 002
240°	2400 ± 002
300°	3000 ± 002

STANDARD SYNCHRONIC	HEADING INDICATEUR	ERREUR
0	0003	0003
30	0303	0003
60	0602	0002
90	0903	0003
120	1203	0003
150	1504	0004
180	1804	0004
210	2103	0003
240	2403	0003
270	2702	0002
300	03003	0003
		12 00 36
		000 3

Mettre le standard transmetteur synchro de CAP vers 0	Note et enregistrement de l'indication de Cap d'indicateur de Cap
Tourner le standard transmetteur synchro vers 330°, dans les 30° incréments d'augmentation	Enregistrer l'indication de CAP d'indicateur de chaque position de synchro transmetteur standard
Calcul de l'index d'erreur en prenant les 12 headings des étapes 8 (d et e) et calculer la moyenne d'erreur	
Relâcher les agrafes au contrôle transformateur 5 B2 et tourner son stator pour élever l'index d'erreur au CW : C'est les sens horaire (erreur négative) et CCW : c'est le sens anti-horaire (erreur positive)	Cette étape enlève l'index d'erreur si le d'erreur cap constant pour contrôle transformateur 5B2
Répéter l'étape (8.a) à travers l'étape (g) jusqu'à l'index d'erreur' aussi calculer dans (f) est au minimum	L'index d'erreur doit donner le $0.0 \pm 0.1^\circ$
Met le switch d'alimentation S4 position OFF.	

IV.4.8 Test synchro transmetteur 5 B1

Mettre le switch d'alimentation S4 Position ON -S3 position 2	
Connecter les bornes S1,S2,S3 dans le standard transmetteur synchro vers les bornes J , X,J2-Y, J2-Z respectivement dans le banc d'essai du contrôleur	On tourne le synchro transmetteur
Appliquer les 26 V en AC, 400Hz dans les bornes R1, R2 pour dans le standard transmetteur synchro	Excitation du rotor pour le standard transmetteur synchro
Tourner le synchronising contrôle dans le contrôleur digital dans le sens horaire (CW)	L'indicateur de CAP doit donner plus d'échelle (IPSCALE)
Tourner le synchronising contrôle dans le contrôle digital dans le sens anti-horaire (CCW)	Ce test vérifie la direction de la rotation de synchro. Le CAP d'indicateur doit donner d'échelle (DOWNS CALE)
Mettre le standard synchro transmetteur vers 0° et tourner le synchronising contrôle jusqu'au CAP d'indicateur doit indiquer le $0.000 \pm 000.2^\circ$	
Tourner le synchro transmetteur a vers 90°	Le CAP d'indicateur doit indiquer le $090.0 \pm 000.3^\circ$
Tourner le synchro transmetteur a travers 0° vers 270°	Ce test vérifie la précision de la sortie du synchro heading. d'indicateur doit indiquer 270.0 ± 000.3
Retourner le synchro transmetteur vers 0° de CAP et mettre le switch d'alimentation S4 sur position OFF	

IV.5 recherche des pannes

Panne	étape	Procédure d'isolation	Indication normale	Si indication est normale	Si indication est anormale
Test de continuité et de résistance	1	Vérifier : 5R9, 5R14, 5R15, 5S1 et 5S2	Les résistances sont données dans le tableau (01) 1 Le switch(contact) a une résistance de 2 ohms ou moins lorsqu'il est fermé, 20 Méga ohms lorsqu'il est ouvert	Vérifier la continuité de câblage	Remplacer 5R9, 5R14, 5R15, 5S1 et 5S2
Calibration de la résistance variable 5R11	2	Vérifier la continuité du câblage	2 ohms ou moins pour chaque fil	Remplacer 5R11	Vérifier le câblage
Calibration de la latitude et de circuit de correction	3	Vérifier la continuité de câblage	2 ohms ou moins pour chaque fil	Remplacer 5R12 et R13	Vérifier le câblage
Test: annonceur			47,000 = 2,350 ohms	Passer à l'étape 5	
Test la panne de l'alimentation de puissance	6	Déconnecter le connecteur du digital contrôleur et du banc d'essai. Vérifier le sablage de 5J1 et les pines 13 et (4)	2 ohms ou moins pour chaque fil	Remplacer 5R2	Vérifier le câblage
Test des lampes	7	Déconnecter le connecteur du digital contrôleur et du banc d'essai. Vérifier le câblage et les douilles des lampes et 5J1 et les pines 11 et 12	2 ohms ou moins pour chaque fil	Remplacer IL1, IL2 et /ou IL3	Vérifier le câblage

Panne	étape	Procédure d'isolation	Indication normale	Si indication est normale	Si indication est anormale
Test heading (CAP) indicateur digital	7A	Si la pine 15 ne donne pas 16V vérifier la connexion du câblage	Le câblage est correcte	Remplacer la résistance R8 accordée à la figure 1101, index 9A	Corriger le câblage
	8	Si le CAP indicateur est placé en l' inverse. Vérifier les pines de 5J1, les points 2, 5 et 6	Le câblage est correcte	Rechercher les fils inversées du synchro 5B2	Corriger le câblage
	9	Si le CAP indicateur ne tourne pas ou tourne à moins de 20 degrés par minute, vérifier le courant inverse et le blocage des engrenages (paragraphe 4 et 5) .si la panne est y, mesurer la tension en CA entre les pines 22 et 15 et entre 22 et 16 avec les engrenages calés.	2,5 volts CA ou plus à chaque pine	Passer à l'étape 10	Passer à l'étape 11
	10	Mesurer la tension en CA entre : 5Z102-22 et 5TB1-7	10 ± 2 VCA 26 ± 3 VCA	Remplacer 5MG1	Vérifier le câblage
	11	mesurer la tension en CA entre 22et8	0,100 volts CA ou moins	Passer à l'étape 12	Vérifier le câblage et passer à l'étape 14
	12	mesurer la tension en CA entre 22 et 24	$+5 = 2$ VCC	Vérifier les enroulements de la contre réaction du générateur 5MG1 (gnd et fil marron), le champ de enroulements du moteur contrôleur entre les fils (orange, violet, vert, jaune et bleu) et la partie électrique de l'amplificateur 5Z102	Vérifier le câblage ±
	13	annuler			

panne	étape	Procédure d'isolation	Indication normale	Si indication est normale	Si indication est anormale
Test heading (CAP) indicateur digital (compteur)	14	Mettre S3 à 2 Déconnecter la pine E101 et le fil rouge blanc de 5B2 pour 5Z102 de la pine 8 . Mesurer les résistance entre les points suivants : 5TB2-1 et 5TB2-2 5TB2-2 et 5TB2-3 5TB2 fil rouge blanc et 5Z102-9	100 ± 10 ohms 100 ± 10 ohms 560 ± 56 ohms	Vérifier la connexion du câblage	Remplacer 5B2
Calibration contrôle transformateur 5B2	15	Exécuter 7C ; 8(a) à travers g	Index erreur doit indiquer 0,0 ± 0,1 degré	(NA)	Remplacer 5B
	16	Mettre S3 à 1 Mesurer les résistance entre les points suivants : 5TB1-1 et 5TB1-2 5TB1-2 et 5TB1-3 5TB1-4 et 5TB1-5 5TB1-5 et 5TB1-6	32,0 ± 4,8 ohms 32,0 ± 4,8 ohms 25,0 ± 3,8 ohms 25,0 ± 3,8 ohms	Vérifier la connexion du câblage	Remplacer 5B1

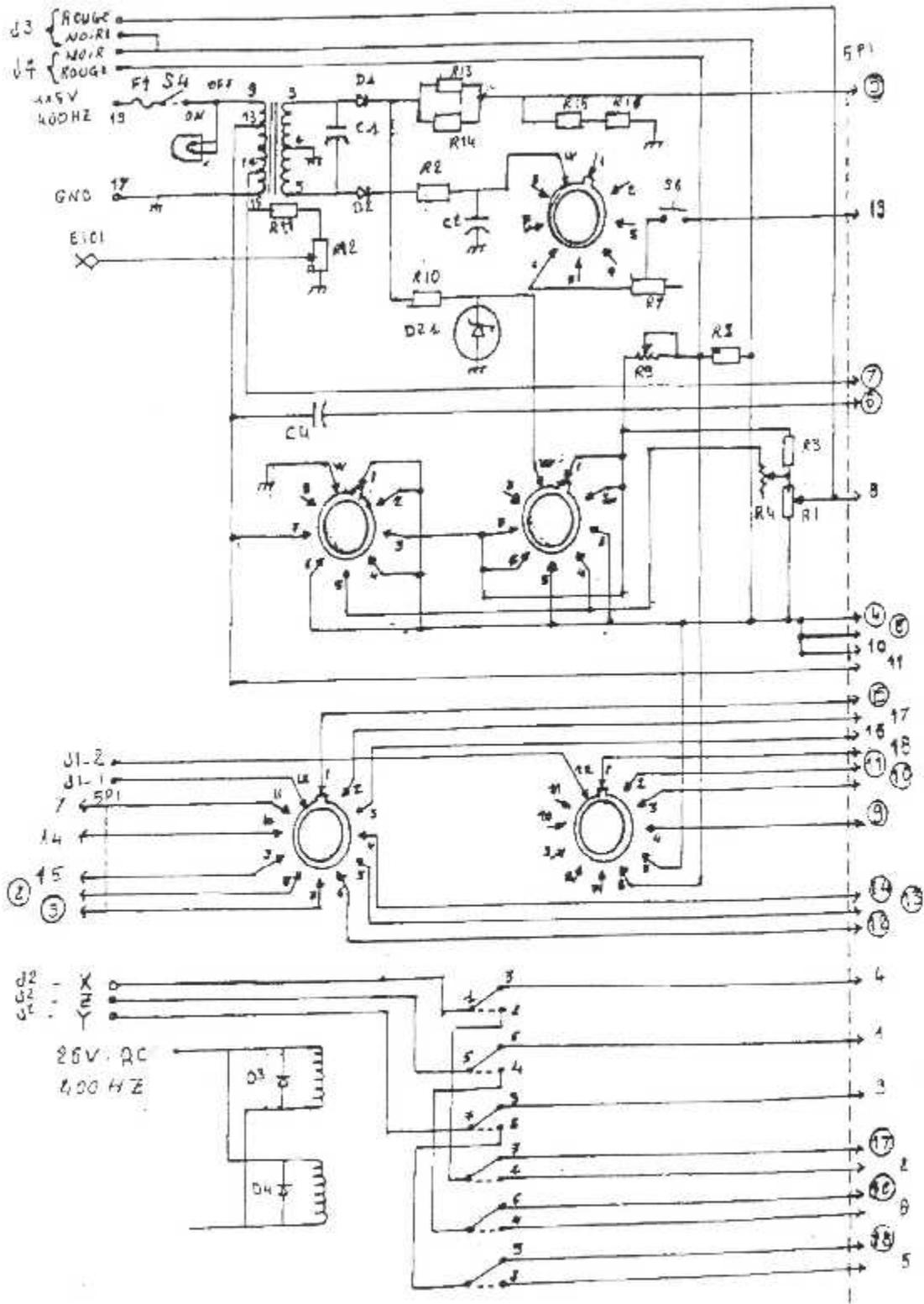
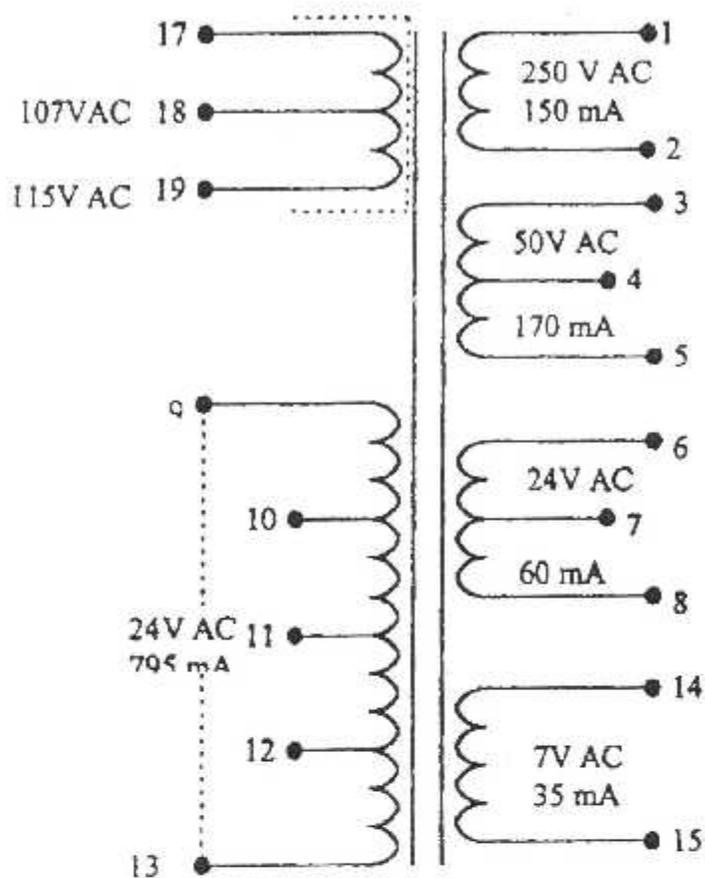


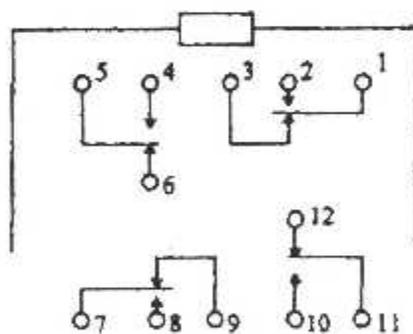
Figure IV-1 : Schéma de câblage de banc d'essais réalisé



TRANSFORMATEUR D'ALIMENTATION

RCA. PART. N°: 100 7976 - 1i

Figure IV-2



SCHEMA ELECTRIQUE D'UN RELAIS 4RT

Figure VI-3

BIBLIOGRAPHIE

- [1] **La maison Lockheed**
Aircraft Maintenance manuel, éditions Lockheed ,1982
- [2] **La maison Lockheed**
Overhaul manuel, éditions Lockheed, 1982
- [3] **La maison Lockheed**
Training manuel, éditions Lockheed 1982
- [4] **Francis Misiant**
Asservissement linéaires, édition Eyrolles, Tome II, 1983
- [5] **Boucher**
Introduction techniques de commande et d'automatisme, éditions Eyrolles, 1975
- [6] **Thierry du puy de Goyne, Alexis Roumens, Patrick Lepourry**
Instruments de bord, éditions Cépadués, 1996
- [7] **La maison Sperry**
Compas Gyromagnétique C14, éditions Constructeur, juillet 1969
- [8] **J.C.Radix**
gyroscope et gyromètre , sup-Aero, 1978
- [9] **La maison Sperry**
Installation instructions (Flux valve),édition Arizona, octobre 1978

Conclusion

L'étude théorique de cet accessoire et en générale ce système nous a permis de comprendre son fonctionnement et de comprendre plusieurs circuits électroniques, à savoir les montages de bases.

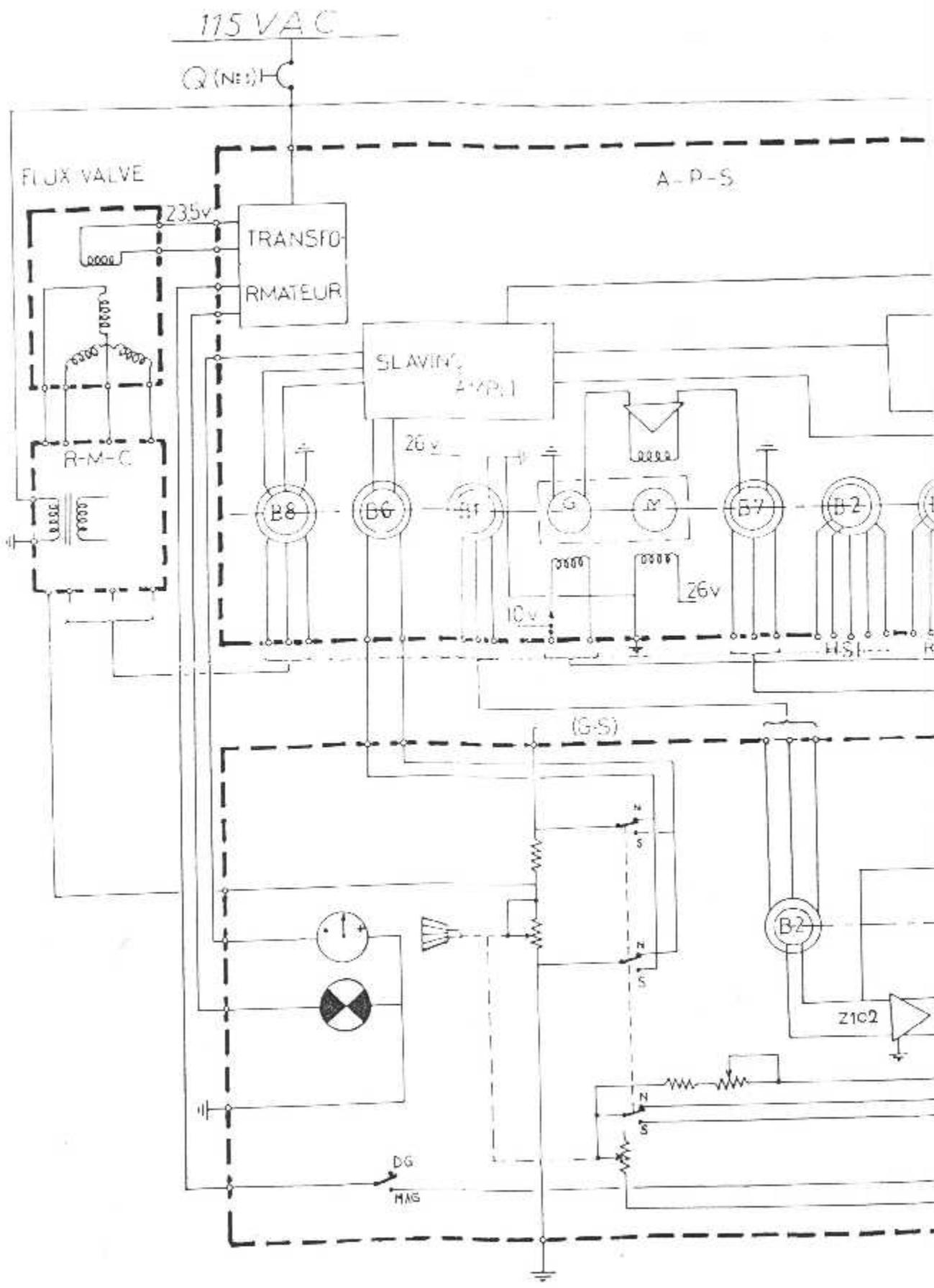
D'autre part, la réalisation pratique nous a permis de concrétiser les connaissances théoriques que nous avons acquis durant notre cycle d'étude et ceci notamment dans le domaine de l'électronique industriel.

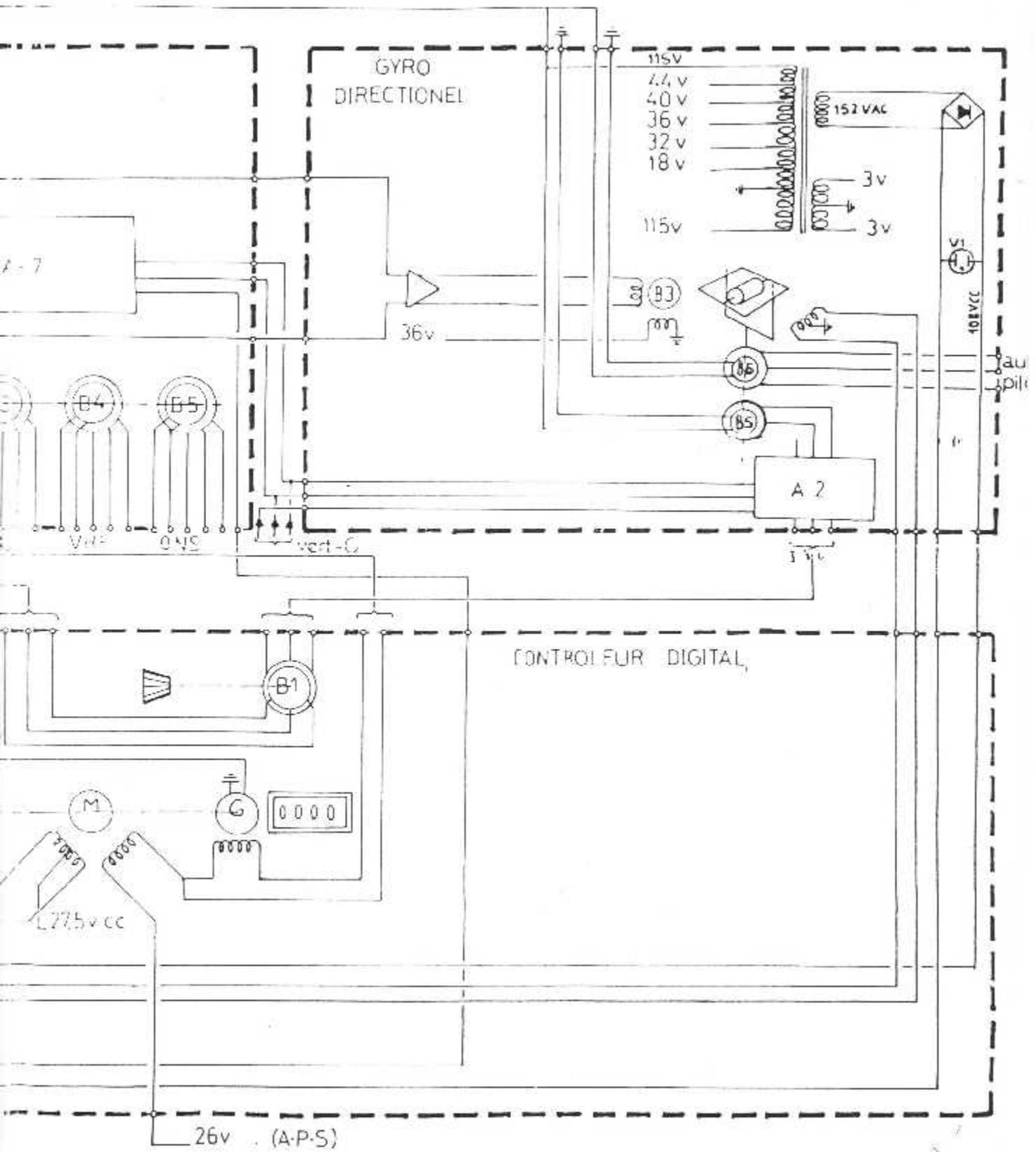
Comme nous avons eu accès au secteur industriel, cela nous a permis de nous familiariser avec les différentes techniques électroniques utilisées en aviation, et prendre réellement connaissance des montages fonctionnelles.

Cette étude nous a permis aussi de toucher à la maintenance Aéronautique et électronique de la manière la plus simple. C'est à dire la lecture des schémas, l'implantation et la soudure des composantes sur les circuits imprimés, qui est une technique très délicate. Et vue les problèmes au quels on s'est confronté tels que les pannes qui se produisent lors des tests , cela nous a encouragé à franchir les entraves en touchant à l'accessoire en vue de le dépanner .

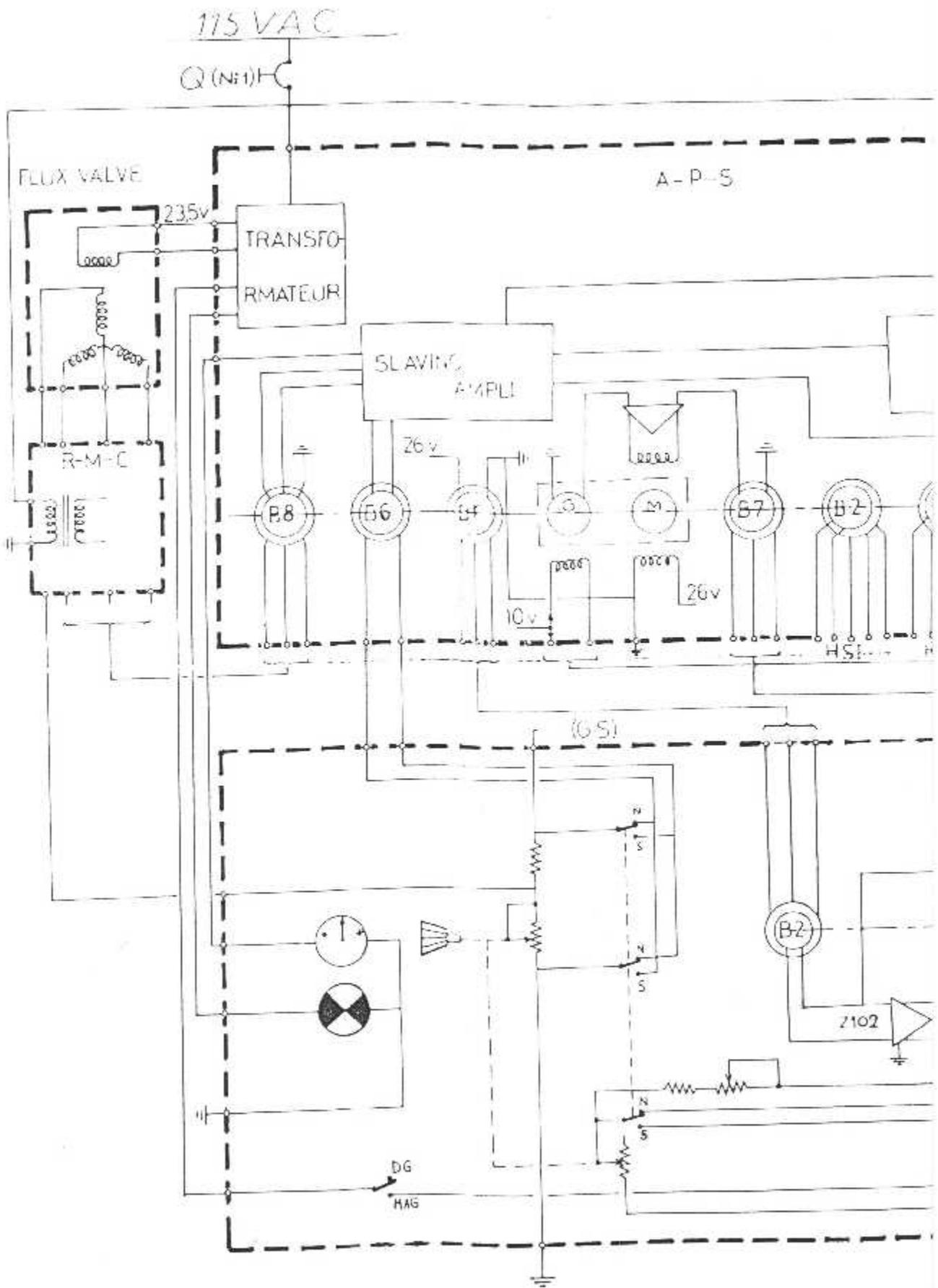
En fin nous espérons que ce modeste travail constituera une assez bonne base pour d'éventuelle amélioration.

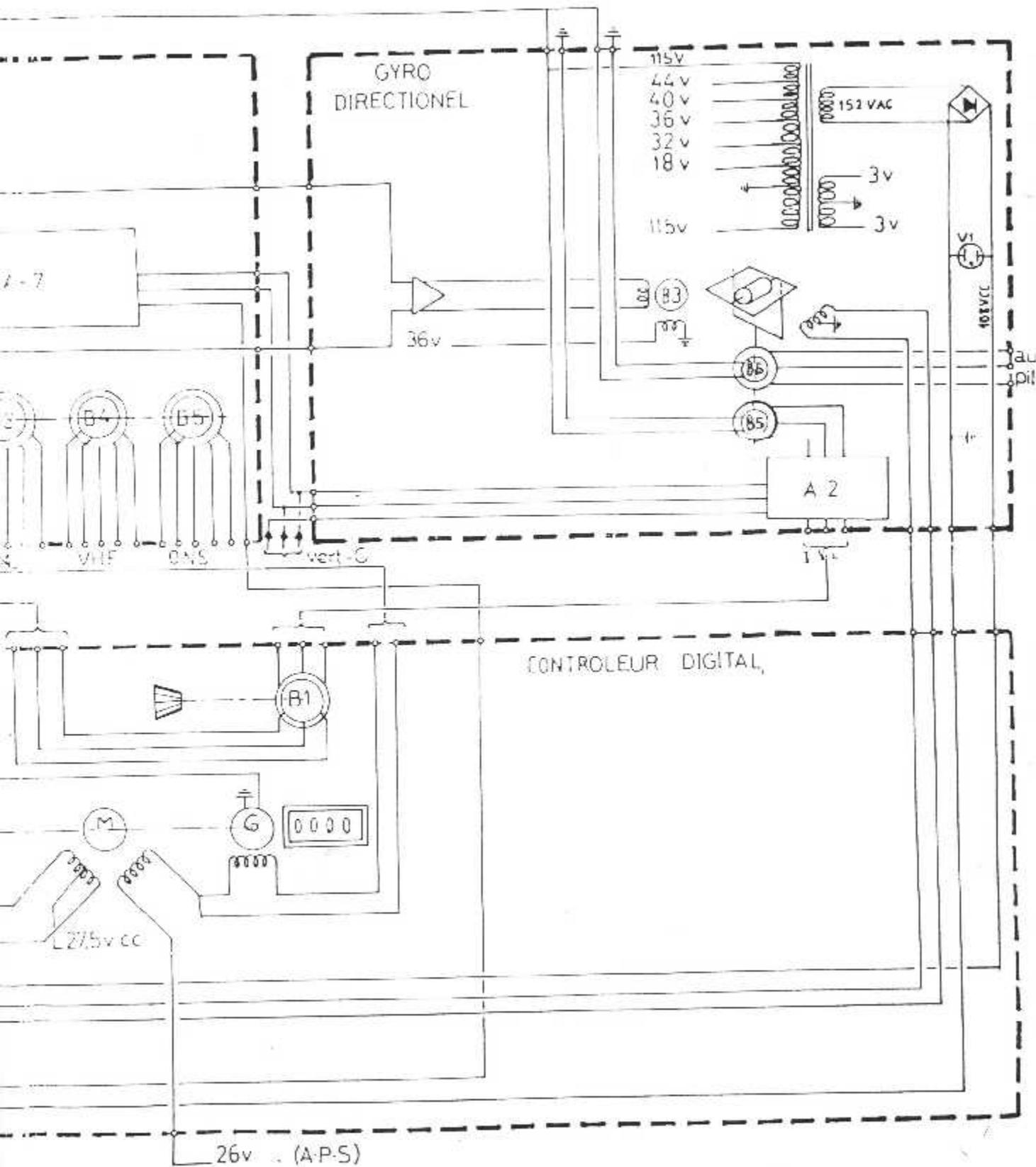
ANNEXE A





ANNEXE B





ANNAXE C

