



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'enseignement supérieur  
Et  
De la recherche scientifique  
**UNIVERSITE SAAD DAHLËB DE BLIDA**

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

**MEMOIRE DE FIN D'ETUDE**

Pour l'obtention du diplôme de technicien supérieur en aéronautique

**THEME**

**ETUDE ET REALISATION D'UN BANC D'ESSAI D'HSI "KI525A"**

Promoteur :

*Mm Othman*

Co-promoteur :

*Mr meslem*

*mohamed*

REALISE PAR :

**BOUACHRIA**

**BOURENANE**

**ABDELKRIM**

**HAMZA**

**Session**  
**2007 - 2008**



## ملخص:

يهدف هذا المشروع إلى معرفة الدور الفعال لأجهزة الملاحة اللاسلكية, وخاصة جهاز HSI «مؤشر الوضعية الأفقية» و ذلك بتحقيق منضدة اختبار للجهاز من أجل معرفة فعاليته.

## Résumé :

Ce travail a pour but de connaître le rôle primordial des instruments de radionavigation, surtout HSI « Indicateur De Situation Horizontal ». En réalisant un banc d'essai pour connaître son efficacité.

## Abstract :

The goal of this work is to know the role paramount of radionavigation instruments. Especially HSI "Horizontal Situation Indicator". In conducting a test to determine its effectiveness.

## SOMMAIRE

Introduction générale.....	1
----------------------------	---

### Chapitre I La navigation et la radionavigation

I-1 : Introduction.....	2
I-2 : Procédés généraux de navigation.....	3
I-2-1 : Nécessite de liaison entre le mobile et l'infrastructure.....	3
I-2-2 : Rôle du temps.....	3
I-3 : Références de la navigation.....	4
I-3-1 : Les références terrestres.....	4
I-3-1-a) : L'équateur.....	4
I-3-1-b) : Méridien.....	4
I-3-1-c) : Parallèle.....	4
I-3-2 : Les coordonnées géographiques.....	4
I-3-2-a) : La latitude.....	4
I-3-2-b) : La longitude.....	4
I-3-2-c) : La mesure des distances.....	4
I-4 : Conditions Et Méthodes De Navigation.....	5
I-4-1 : Conditions de vol et de navigation.....	5
I-4-1-a) : le vol à vue.....	5
I-4-1-b) : le vol aux instruments.....	5
I-4-2 : Méthodes de navigation.....	5
I-4-2-a) : navigation par cheminement.....	5
I-4-2-b) : navigation astronomique.....	5
I-4-2-c) : navigation a l'estime (ou navigation estimée).....	6
I-5 : Navigation A L'estime.....	6
I-5-1 : Les références.....	7
I-5-1-a) : Le nord vrai.....	7
I-5-1-b) : Le nord magnétique.....	7
I-5-1-c) : Le nord compas.....	7
I-5-1-d) : La déclinaison.....	7
I-5-2 : Orientation et trajectoire.....	7
I-5-2-a) : Définition d'un cap.....	7
I-5-2-b) : Définition d'une route.....	7
I-5-3 : Calcul de la trajectoire horizontal.....	7
I-5-3-a) : Calcul du temps sans vent (TSV).....	7
I-5-3-b) : Calcul des dérives.....	8
I-5-3-c) : Calcul du vent effectif.....	8
I-5-3-d) : Calcul de la vitesse sol.....	8
I-6 : Generali tes Sur Les Systèmes De Radionavigation.....	8
I-6-1 : besoins généraux.....	8
I-6-2 : Les radioalignements, les radiophares tournants.....	9
I-6-3 : Les radiophares d'atterrissage.....	9

<b>I-7 : Elément De Radio Navigation</b> .....	10
<b>I-7-1 : Les références de la radionavigation</b> .....	10
<b>I-7-2 : Définition des axes ou radiales de référence de positionnement</b> .....	10
<b>I-8 : Utilisation Pratique En Vol</b> .....	13
<b>I-9 : Les Aides Radioélectriques</b> .....	15
<b>I-9-1 : L'ILS</b> .....	15
<b>I-9-2: Principe de fonctionnement</b> .....	15
<b>I-9-1-a) : Le localizer</b> .....	15
<b>I-9-1-b) : Le glide</b> .....	16
<b>I-9-1-c) : Les markers</b> .....	16
<b>I-9-2 : Le D.M.E</b> .....	17
<b>I-9-2-a) : Principe de fonctionnement de DME</b> .....	18
<b>I-9-2-b) : Avantages</b> .....	18
<b>I-9-2-c) : Inconvénients</b> .....	19
<b>I-9-3 : Le VOR</b> .....	19
<b>I-9-3-a) : Principe de fonctionnement</b> .....	20
<b>I-9-3-b) : Principes</b> .....	21
<b>I-9-3-c) : Les émetteurs VOR</b> .....	21
<b>I-9-3-d) : Le récepteur</b> .....	21
<b>I-9-3-e) : Alignement sur un axe</b> .....	22
<b>I-9-4 : Le HSI (Horizontal Situation Indicator)</b> .....	23

## Chapitre II

### Description et théorie de d'opération d'HSI

<b>II-1: Introduction</b> .....	24
<b>II-2: Qu'est ce qu'un HSI ?</b> .....	24
<b>II-2-1 : Indicateur magnétique éloigné</b> .....	26
<b>II-2-1-a) : Émetteur asservissant magnétique à distance monté</b> .....	26
<b>II-2-1-b) : Composants Panneau montés dans un système typique</b> .....	26
<b>II-3 : Les différents types d'HSI</b> .....	27
<b>II-3-1 : L'indicateur de situation horizontale électromécanique</b> .....	27
<b>II-3-2 : (EHSI) L'indicateur de situation horizontale électronique</b> .....	27
<b>II-3-3 : EHSI avec une météo radar</b> .....	28
<b>II-4 : Plateau de route KI 525A</b> .....	29
<b>II-4-1 : Généralités</b> .....	29
<b>II-4-2 : Description et fonctionnement</b> .....	29
<b>II-4-2-1 : Description figure A</b> .....	29
<b>II-4-2-2 : Principe de fonctionnement</b> .....	32
<b>II-4-2-2-a) : Relèvement VOR</b> .....	32
<b>II-4-2-2-b) : Alignement LOCALIZER</b> .....	32
<b>II-4-2-2-c) : Alignement GLIDE</b> .....	32
<b>II-5 : Compas gyromagnétique avec KI 525</b> .....	33
<b>II-5-1 : Généralités</b> .....	33
<b>II-5-2 : Caractéristiques</b> .....	33

II-5-3 : Alimentation.....	33
II-5-4 : Légende figure A (exemple Hélicoptère Bell 208).....	33
II-5-5: Vanne de flux.....	35
II-5-6 : Compas gyromagnétique.....	35
II-5-7 : Boîtier d'asservissement.....	35
II-5-8 : Principe de fonctionnement.....	37
II-6 : La structure interne d'HSI KI 525A.....	37
II-7 : Visualisation des indications du Glide sur HSI.....	39
II-8 : Visualisation des indications loc sur HSI.....	40
II-9 : Procédures d'opération du KI 525A.....	42
II-10 : Opération de secours.....	43
II-11 : Théorie d'opération.....	45
II-11-1 : Généralités.....	45
II-11-2 : La carte d'affichage du cap.....	45
II-11-3 : Indicateur de GS.....	46
II-11-4 : Opération détaillée de GS/POINTER.....	47
II-11-5 : les GS rétractent le circuit.....	52
II-11-6 : Circuit de drapeau de NAV.....	53
II-11-7 : Drapeau de HDG du KI 525A.....	55
II-11-8 : l'assemblage HDG choisi et la détection de CRS de référence.....	55
II-11-9 : Déviation de NAV et l'indicateur TO-FROM.....	58

### Chapitre III Réalisation et procédure du test KTS 153

III: Description du bonc d'essai « KTS 153 test set ».....	59
III-1 : Théorie d'opération.....	59
III-1-1 : Conditions de puissance d'entrée.....	59
III-1-2 : Essai du KI 525 / KI525A.....	59
III-1-3: NAV deviation BAR/TO-FROM.....	59
III-1-4 : Déviation de GS.....	60
III-1-5 : Drapeau de GS / Drapeau de NAV.....	60
III-1-6 : Commande de moteur de pas.....	60
III-1-7 : Approvisionnement +15 non réglé.....	61
III-1-8 : HDG VALIDE.....	61
III-2 : Méthode d'essai.....	61
III-3 : Tableau des composantes du bonc d'essai « KTS 153 TEST SET ».....	65
III-3-1 : Assemblée finale.....	65
III-4 : Les cartes électroniques (imprimées).....	69
III-5 : La façade du bonc d'essai KTS 153 TEST SET.....	80
III-6 : Le schéma électrique du bonc d'essai KTS153 TEST SET.....	81

## Chapitre IV Maintenance

<b>IV-1 : Maintenance des équipements de radionavigation</b> .....	83
IV-1-1 : Généralités.....	83
IV-1-2 : Maintenances des équipements.....	83
IV-1-3 : Informations générales.....	83
<b>IV-2 : Essai et alignement</b> .....	83
IV-2-1 : Conditions générales.....	83
IV-2-1-a) : Éléments électriques.....	84
IV-2-1-b) : Mécanique.....	84
IV-2-2 : Equipements nécessaires pour le test KI 525.....	84
IV-2-3 : Procédure de calibrage.....	85
<b>IV-3 : Feuilles d'essais</b> .....	96
<b>IV-4 : Révision</b> .....	104
IV-4-1 : Inspection.....	104
IV-4-1-a) : Douilles.....	104
IV-4-1-b) : Condensateurs.....	105
IV-4-1-c) : Bâtis.....	105
IV-4-1-d) : Châssis.....	105
IV-4-1-e) : Connecteurs.....	105
IV-4-1-f) : Caches et boucliers.....	105
IV-4-1-g) : Trains en métal et plastique.....	106
IV-4-1-h) : Isolateurs.....	106
IV-4-1-i) : Prises.....	106
IV-4-1-j) : Pièces usinées en métal.....	106
IV-4-1-k) : Pièces mécaniques de compteur.....	106
IV-4-1-l) : Pièces en plastique formées.....	106
IV-4-1-m) : Tremplins de circuit imprimé.....	107
IV-4-1-n) : Potentiomètres.....	107
IV-4-1-o) : Résistances.....	107
IV-4-1-p) : Semi-conducteurs.....	107
IV-4-1-q) : Raccordements terminaux soudés.....	107
IV-4-1-r) : Transformateurs.....	108
IV-4-1-s) : Câblage.....	108
IV-4-2 : Nettoyage.....	108
IV-4-3 : Procédures De Démontage.....	108
IV-4-3-a) : Dépose de bazel.....	109
IV-4-3-b) : Dépose de tremplin de P.C.....	109
IV-4-3-c) : Dépose de plaque arrière.....	110
IV-4-3-d) : Dépose de plaque glideslope.....	110
IV-4-3-e) : Dépose de plaque synchro.....	111
IV-4-3-f) : Dépose d'armature avant et de joug.....	112
IV-4-3-g) : Directives spéciales de réassemblage.....	112
<b>IV-5 : LES PANNES STANDARDS (Trouble Shooting)</b> .....	113
<b>Conclusion</b> .....	116

### **La compagnie :**

Tassili Airlines est une compagnie aérienne algérienne. Elle est spécialisée dans le transport des ouvriers vers les gisements de pétrole et de gaz du Sahara algérien. Son hub principal est l'aéroport d'Alger.

### **Historique :**

Tassili Airlines (DTH) a été inauguré en 1997 et effectua ses premiers vols en avril 1999. Le capital est détenu à 100% par la compagnie pétrolière Sonatrach. Après le rachat des actions que détenait Air Algérie (DTA) dans Tassili Airlines, Sonatrach a décidé de restructurer la compagnie Tassili Airlines en un groupe aérien qui dispose de trois filiales :

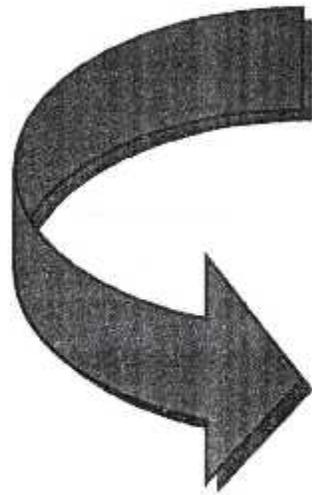
- Naftatassili Air qui s'occupe du transport des travailleurs du secteur à partir des gisements d'hydrocarbures,
- Tassili Airlines qui s'occupe du transport public domestique et international, de passagers et de marchandises,
- Tassili Agro Aérien qui s'occupe du travail aérien.

### **Flotte :**

La flotte de Tassili Airlines se compose de :

- ✓ 4 Dash8-Q400(DH8D)
- ✓ 1 Dash8-Q200 (DH8B)
- ✓ 3 Dash8-Q200 commandés (DH8B)
- ✓ 3 Beech 1900D (B1900)
- ✓ 5 pilatus PC-06
- ✓ 4 Cessna 208B
- ✓ 7 Bell Helicopter 206 Long Ranger





**INTRODUCTION**  
**GENERALE**

## **Introduction générale :**

Le domaine de l'aviation civil a subi au cours de ce dernier millénaire un grand développement dans tous les domaines de structure, propulsion, et surtout l'avionique. Car l'homme a pu passer du pilotage manuel au pilotage automatique tout en libérant le pilote de réaliser des tâches qui ont été très difficiles à réaliser. Alors que l'introduction de plusieurs techniques basées sur le calcul et la commande numérique a permis de faciliter le pilotage de l'avion même dans les conditions les plus délicates.

Aujourd'hui, l'avion est le moyen de transport le plus utilisé dans le monde. Le pilotage de cet avion est une opération très complexe. Trouver son chemin et rejoindre sa destination dans les meilleures conditions de vol tels que le confort, sécurité... surtout pendant un long trajet.

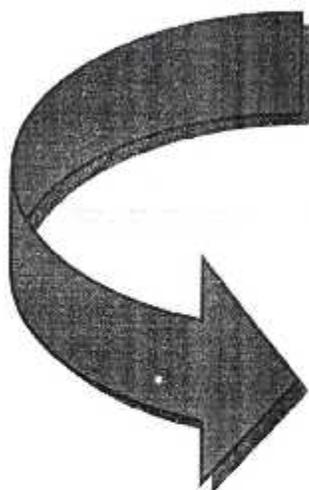
Pour mener à bien notre travail qui donne l'importance des instruments radionavigation, nous l'avons divisé en quatre chapitres.

Dans le premier chapitre, nous donnerons un aperçu général sur la navigation et la radionavigation, le deuxième chapitre est réservé à la présentation de notre instrument HSI « KI525A » et leur théorie d'opération.

Le troisième chapitre a pour l'objet de réaliser un banc d'essai d'HSI, le KTS 153 TEST SET.

Dans le dernier chapitre nous allons définir les opérations de test et la maintenance, enfin nous terminerons par une conclusion.

# CHAPITRE : I



# LA NAVIGATION ET LA RADIO-NAVIGATION

## I-1 INTRODUCTION

La navigation est l'art de faire parvenir un mobile à une destination donnée dans des conditions sélectionnées. Elle comprend la capacité de trouver et de suivre le bon chemin et éventuellement la conduite de l'aviation.

Le mobile peut être un avion, missile ou engin spatial. Les conditions auxquelles on a fait allusion sont les intensions relatives aux voyages, le type et les performances de l'avion, les moyens de navigation disponibles, elles se traduisent par la notion 'itinéraire' ou d'une trajectoire optimale qu'on cherche à faire suivre au mobile entre le point de départ et le point de destination avec plus ou moins d'exactitude en fonction des conditions du vol.

Au cours des temps on a demandé de plus en plus la précision, mais celle-ci n'a porté pendant longtemps que sur le respect géographique de l'itinéraire. Sous la précision des besoins opérationnelles et économiques, les chercheurs ont été amené à se préoccuper de l'aspect temporel et a considérer qu'une bonne navigation fait passer le mobile non seulement entre des points voulus, mais a des instants déterminés en chacun de ces points.

D'où à propos des opérations aéronautiques les expressions de navigation en trois dimensions dans l'espace ces sont développés en quatre dimensions où on s'intéresse aussi au respect de l'horaire pour le parcours de l'itinéraire.

Naviguer de façon raisonnée demande à répondre à deux questions : où est le mobile par rapport à l'itinéraire ? Qu'elle direction faut il lui donner pour suivre cette itinéraire ou pour revenir s'il est écarté? Ces sont les problèmes du point et de route.

Pour résoudre le premier, il faut disposer d'un cadre de référence, d'un référentiel dans lequel on puisse se représenter. L'environnement où va se déployer l'itinéraire, la courbe qui constitue celle-ci et le point correspondent à la position instantanée du mobile au référentiel est rattaché une infrastructure composée de point de référence et éventuellement de l'environnement, les points de référence peuvent être fixes ou mobiles dans le référentiel mais dans le second cas on doit bien connaître les mouvements.

C'est par rapport aux points de références qu'on établira les relations géométriques permettent de situer l'itinéraire et le mobile dans le référentiel.

Alors pour naviguer il faut avoir un référentiel orienté et il faut savoir déterminer la position du mobile et mesurer sa vitesse.

## I-2 PROCÉDES GÉNÉRAUX DE NAVIGATION

### I-2-1 *Nécessité de liaison entre le mobile et l'infrastructure :*

Le mobile et l'infrastructure constituent une configuration définie par des angles et des vitesses. Pour mesurer ceux-ci et en déduire la position et la vitesse du mobile, il faut établir des liaisons entre ce dernier et l'infrastructure, mais elles font appels aux même procédés généraux. Pour cela plusieurs équipements de radionavigation se sont mis en service pour améliorer et développer la navigation aérienne.

### I-2-2 *Rôle du temps :*

A sa naissance la radionavigation se consacre au mesure des angles toute en ignorant le temps, certainement le temps intervient dans le fonctionnement des antennes directives à cause de la vitesse de propagation des ondes électromagnétiques, qui sont la base des premiers systèmes de la radionavigation.

Le temps est venu avec la mesure des distances, et avec la nécessité de synchroniser les émissions des stations de certains systèmes. Dans le cas de la radionavigation jusqu'à une époque récente des conflits entre les échelles de temps étaient ignorés de la radionavigation, on est amené à mesurer avec une horloge unique des durées de quelques microsecondes à quelques dizaines de millier secondes entre des événements qui se produisent au même point. La situation a changée avec la mise en service des systèmes dans lesquels l'infrastructure d'une part et l'utilisateur de l'autre part doit être doté d'horloge représentant la même échelle de temps.

La navigation en générale, et la radionavigation en particulier, ont deux buts :

- \* *Premièrement*, déterminer la position du mobile (**Position actuelle**).
- \* *Deuxièmement*, permettre le guidage vers un point de destination.

Quelques définitions doivent être connues pour mieux comprendre la navigation.

### I-3 REFERENCES DE LA NAVIGATION

#### *I-3-1 Les références terrestres :*

On appelle « grand cercle », tout cercle imaginaire sur la surface terrestre, concentrique et de rayon égale à celui de la terre. On appelle « petit cercle », tout cercle imaginaire sur la surface de la terre et dont le plan est perpendiculaire à l'axe des pôles.

**I-3-1-a) L'équateur :** C'est le grand cercle perpendiculaire à l'axe des pôles et partageant la terre en deux hémisphères.

**I-3-1-b) Méridien :** C'est le grand cercle passant par les pôles. Le méridien d'origine.

**I-3-1-c) Parallèle :** C'est le petit cercle dont le plan est parallèle à celui de l'équateur.

#### *I-3-2 Les coordonnées géographiques :*

**I-3-2-a) La latitude :** C'est l'angle mesurée sur un méridien et compris entre l'équateur et un point défini sur ce méridien. Elle s'exprime en degrés, minutes et secondes de NORD ou SUD.

**I-3-2-b) La longitude :** C'est l'angle mesuré sur un parallèle et compris entre le méridien d'origine et un point situé sur ce parallèle. Elle s'exprime en degrés, minutes et secondes de l'EST ou OUEST.

**I-3-2-c) La mesure des distances :**

Unités : le kilomètre : **Km** ; le nautique mile : **Nm** ; le statute mile : **Sm**

$$1 \text{ Nm} = 1,852 \text{ Km}$$

$$1 \text{ Sm} = 1,609 \text{ Km}$$

**I-4 CONDITIONS ET METHODES DE NAVIGATION*****I-4-1 Conditions de vol et de navigation :*****I-4-1-a) le vol à vue VFR :**

Il s'effectue suivant les règles de l'air concernant le vol dit VFR (Visual Flight Rules). Et Le pilote doit :

- 1) contrôler les évolutions de son appareil en prenant compte des références extérieures à l'aéronef qu'il pilote.
- 2) Assurer la prévention des abordages en maintenant des espaces entre son appareil et les autres aéronefs ou obstacles.

L'aéronef n'étant pas systématiquement suivi par les services de la circulation aérienne au sol. Le vol s'effectue sous des conditions météorologiques permettant une visibilité est appelée « VMC » (Visual Meteorological Conditions).

**I-4-1-b) le vol aux instruments IFR :**

Il s'effectue suivant les règles de l'air concernant le vol dit IFR (Instruments Flight Rules). Le pilote doit :

- 1) contrôler les évolutions de son appareil en ne prenant compte que les références instrumentales de son appareil.
- 2) Assurer la sécurité en se conforme aux instructions que lui adressent les services de la sécurité aérienne : ces services assurent les espacements nécessaires à la prévention des abordages entre aéronefs.

L'appareil étant suivi par les services de la navigation, le vol peut s'effectuer en condition « VMC » ou en conditions « IMC » (Instruments Meteorological Conditions) c'est-à-dire avec visibilité nulle.

***I-4-2 Méthodes de navigation :*****I-4-2-a) navigation par cheminement :**

Il s'agit de se déplacer d'un point à un autre point situés à la surface terrestre en observant et en suivant des lignes ou repères naturels ou artificiels situés sur cette surface. Accaparé par ce travail, le pilote est moins attentionné à la prévention des abordages.

**I-4-2-b) navigation astronomique :**

Elle consiste à calculer notre position sur la surface terrestre à partir de l'observation des astres. Cette méthode n'est plus utilisée en aéronautique.

#### I-4-2-c) navigation à l'estime (ou navigation estimée) :

Elle consiste, en fonction de la vitesse de l'avion, à calculer les caps à prendre et les heures d'arrivées à des points caractéristiques du parcours et à l'aérodrome de destination à calculer notre position à une heure donnée en fonction des caps et vitesses adoptés depuis le départ. C'est la méthode de base de toute navigation.

Des récepteurs indicateurs de bord reçoivent des signaux radioélectriques émis par des balises sol faisant office de point de repère ou par des satellites. Les indicateurs permettant au pilote de connaître ainsi sa position ou orientation par rapport à ces points. Ce moyen de navigation doit être considéré comme une aide permettant de contrôler le travail de la navigation l'estime il est indispensable dans certaines conditions de vol, et plus particulièrement en vol « VFR ON TOP ».

#### I-5 NAVIGATION A L'ESTIME

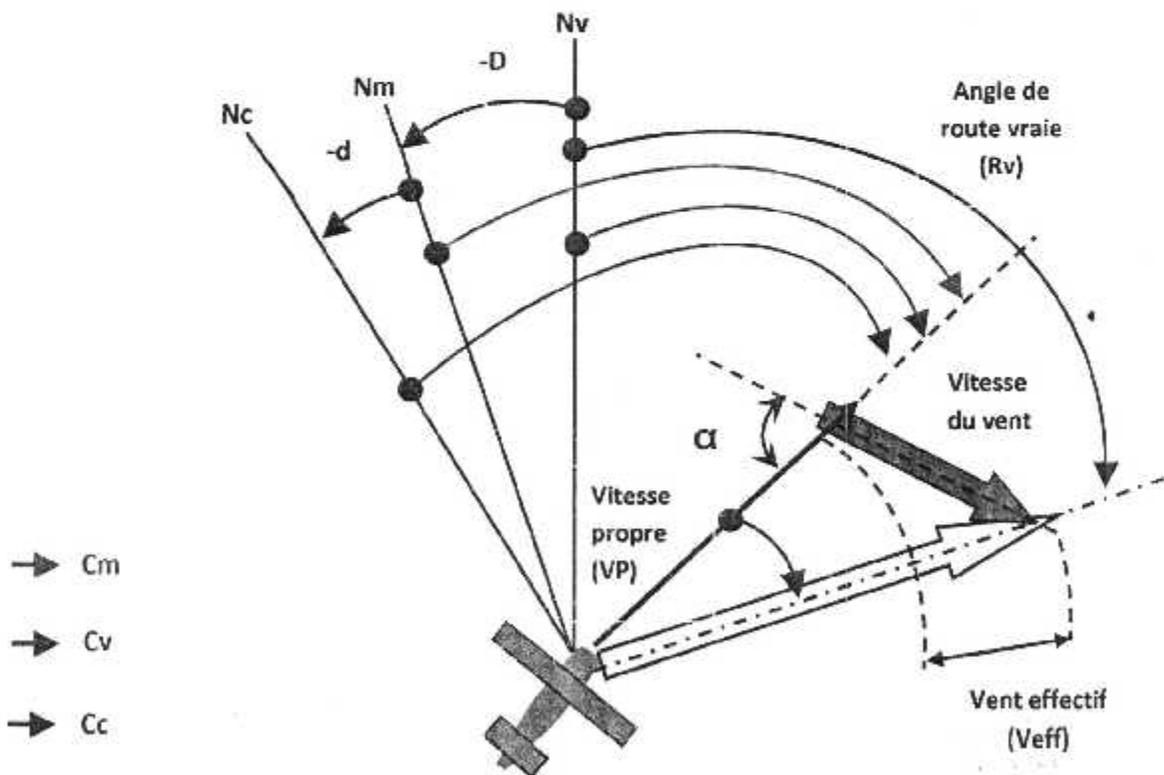


Fig I-1

**I-5-1 Les références :**

**I-5-1-a) Le nord vrai (Nv) :** ou nord géographique est la direction du nord parallèlement au méridien géographique.

**I-5-1-b) Le nord magnétique (Nm) :** est la direction parallèle au méridien magnétique local.

**I-5-1-c) Le nord compas (Nc) :** est la direction indiquée par une boussole.

**I-5-1-d) La déclinaison (D) :** est l'angle formé par le Nv et le Nm. Elle est dite positive si elle est vers l'Est et négative si elle est vers Ouest.

**I-5-1-e) La variation (W) :** C'est l'écart entre le Nv et le Nc ;  $w = D+d$

**I-5-2 Orientation et trajectoire :**

**I-5-2-a) Définition d'un cap :** C'est l'angle toujours positif compris entre la ligne de fois de l'avion et un nord de référence.

**I-5-2-b) Définition d'une route :** C'est l'angle toujours positif compris entre la trajectoire avion et un nord de référence Nv.

<b>Cap vrai (Cv) = Cc + W = Cm + D</b>
<b>Cap magnét (Cm) = Cc + d = Cv - D</b>
<b>Cap compas (Cc) = Cv - W = Cm - d</b>
<b>Route vraie (Rv) = Cv + X = Rm + D</b>

**I-5-3 Calcul de la trajectoire horizontale :****I-5-3-a) Calcul du temps sans vent (TSV) :**

On appelle un temps sans vent, le temps nécessaire à un aéronef pour parcourir une distance sans vent, il est calculé en minutes :

$$\text{TSV (minute)} = (D/V_p) \times 60 = D \times F_b$$

On appelle Fb « Facteur de base » :  $Fb = 60 / VP$

### I-5-3-b) Calcul des dérives :

La dérive maximale est celle qui serait obtenue avec un vent ( $V_w$ ) perpendiculaire à la ligne de foie de l'avion.

$$X_{\max} = Fb \times V_w$$

La dérive sur route est celle obtenue en tenant compte de l'angle au vent :

$$X = X_{\max} \times \sin \alpha$$

### I-5-3-c) Calcul du vent effectif :

Le vent effectif ( $V_{\text{eff}}$ ) est la composante de vent sur la trajectoire de l'avion :

$$V_{\text{eff}} = V_w \times \cos \alpha$$

### I-5-3-d) Calcul de la vitesse sol :

La vitesse sol ( $V_s$ ) est la vitesse horizontale par rapport à la surface terrestre :

$$V_s = V_p \pm V_{\text{eff}}$$

## I-6 GENERALITES SUR LES SYSTEMES DE RADIONAVIGATION :

Les principes de la radionavigation se matérialisent sous la forme de systèmes conçus pour répondre à certains besoins, ces derniers ont évolués avec les caractéristiques et l'utilisation des mobiles. Les systèmes ont évolués eux même avec la technique radioélectrique.

A l'heure actuelle pour des raisons techniques, il y a foisonnement des systèmes, pour ceux qui sont largement utilisés dans la navigation aérienne.

### I-6-1 besoins généraux :

Il y a des besoins généraux et permanents auxquels tous les systèmes doivent satisfaire. On désire naviguer sûrement, efficacement et commodément pour répondre au besoin de la sécurité. Un système doit être fiable quand son fonctionnement et la qualité des informations qu'il apporte, il doit fournir la position avec précision, il faut

qu'il soit disponible à tout moments, avec un temps minimal quelque soit le nombre d'utilisateur cette instant.

Du point de vue mobile, l'efficacité implique la précision dans le suivi de l'itinéraire, un système efficace et aussi celui qu'on utilise le plus souvent possible et cela peut signifier que la couverture en est étendue.

### ***I-6-2 Les radioalignements, les radiophares tournants :***

La radiogoniométrie classique est moribonde mieux adoptée à la localisation qu'au mesure d'angles précis fait à bord des avions, elle répondait mal aux désirs des navigateurs. Les radioalignements sont les répliques des radiogoniomètres à lecture instantanée.

Aussi le dernier radioalignement en activité est l'ILS (Instrument Landing System) aura sans doute disparu vers fin du siècle. L'avenir du radiophare tournant VOR (VHF Omnidirectional Radio Range) est aussi menacé.

Seul survivra sans doute le MLS (Microwave Landing System) sorte de retour aux sources quand à sa conception.

### ***I-6-3 Les radiophares d'atterrissage :***

Les aéronefs civils en grand majorité s'accommodent d'une trajectoire de descente rectiligne inclinée de  $3^\circ$  environ, prise à quelques kilomètres de l'entrée de la piste et quitté entre 15 et 20 mètres d'altitude pour effectuer un arrondi grâce auquel le contact avec le sol se fait à une vitesse verticale de (0,5 m/s) environ.

L'utilisation des moyens radioélectriques de guidage sur une trajectoire de faible pente, afin de permettre l'approche et l'atterrissage dans des mauvaises conditions de visibilité.

Pour le guidage dans le plan vertical, on utilise un rayonnement de lobe assez fin pour placer l'axe à  $3^\circ$  de pente.

## I-7 ELEMENT DE RADIONAVIGATION

Les moyens de radionavigation sont des aides à la navigation estimée. Ils permettent de contrôler la navigation à l'estime et sont particulièrement appropriés en vol VFR « ON TOP ».

### *I-7-1 Les références de la radionavigation :*

Elles sont matérialisées par l'émission d'ondes radioélectriques produites par des balises au sol et réceptionnées par des appareils embarqués à bord des aéronefs.

On appelle « **gisement** », l'angle compris entre la ligne de foie de l'avion et la direction de la droite joignant la balise et l'avion.

On appelle « **relèvement** » (**Z**), l'angle compris entre la direction du nord pris pour référence et la droite passant par la balise et l'avion. On distingue :

1/ **Z<sub>v</sub>** ou **relèvement vrai** : le nord de référence est le géographique.

2/ **Z<sub>m</sub>** ou **relèvement magnétique** : le nord de référence est le nord magnétique.

### *I-7-2 Définition des axes ou radiales de référence de positionnement :*

Ces sont des axes imaginaires disposés autour d'une balise comme les rayons d'une roue. Ils sont définis par une mesure d'angle de relèvement. On distingue deux types des rayons :

**Q.D.M.** : C'est le relèvement magnétique (**Z<sub>m</sub>**) de la station par un avion. C'est aussi le cap à prendre **pour rejoindre la balise**.

**Q.D.R.** : C'est le relèvement magnétique (**Z<sub>m</sub>**) de l'avion par une station. C'est aussi le cap à prendre **pour s'éloigner de la balise**.

**a- Gisement/Relèvement** : Lorsqu'on regarde un point de référence externe, il est possible de définir des angles particuliers relatifs à une ligne de référence. Le gisement est défini par rapport à la ligne de fois de l'avion, le relèvement est défini par rapport au nord. Ces angles sont affichés sur les indicateurs **RMI** et **HSI**.

Ces deux angles sont liés par la relation suivante :

$$Z (m) = C + Gt$$

**b- Dérive :** La dérive est l'angle existant entre la ligne de foi et la route suivie par l'avion. La dérive essentiellement due au vent.

**c- Ecart de route :** Lorsque la dérive n'est pas compensée, l'avion se déplace selon une route (Track) différente de la course prévue (desired Track) pour rejoindre directement la destination. Cet écart est caractérisé suivant trois paramètres différents :

- ✓ l'écart angulaire entre la course prévue et le relèvement de la destination.
- ✓ l'écart angulaire (Track Error angle) qui est l'angle entre la course prévue et la route suivie par l'avion.
- ✓ la distance latérale (Cross Track Error : **XTK**) qui est la distance perpendiculaire entre la position présente et la route prévue.

Ces informations peuvent être affichées sur l'HSI

On a trois vitesses : Vitesse sol ; Vitesse vraie, et vitesse Vent

Ces trois valeurs sont liées par la relation vectorielle suivante :

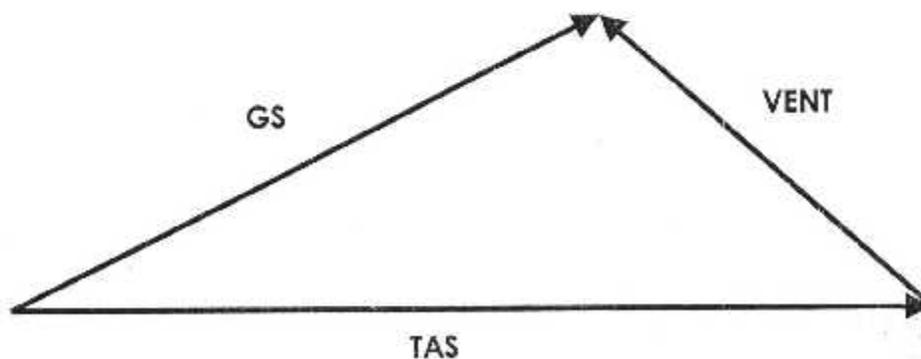


Fig I-2

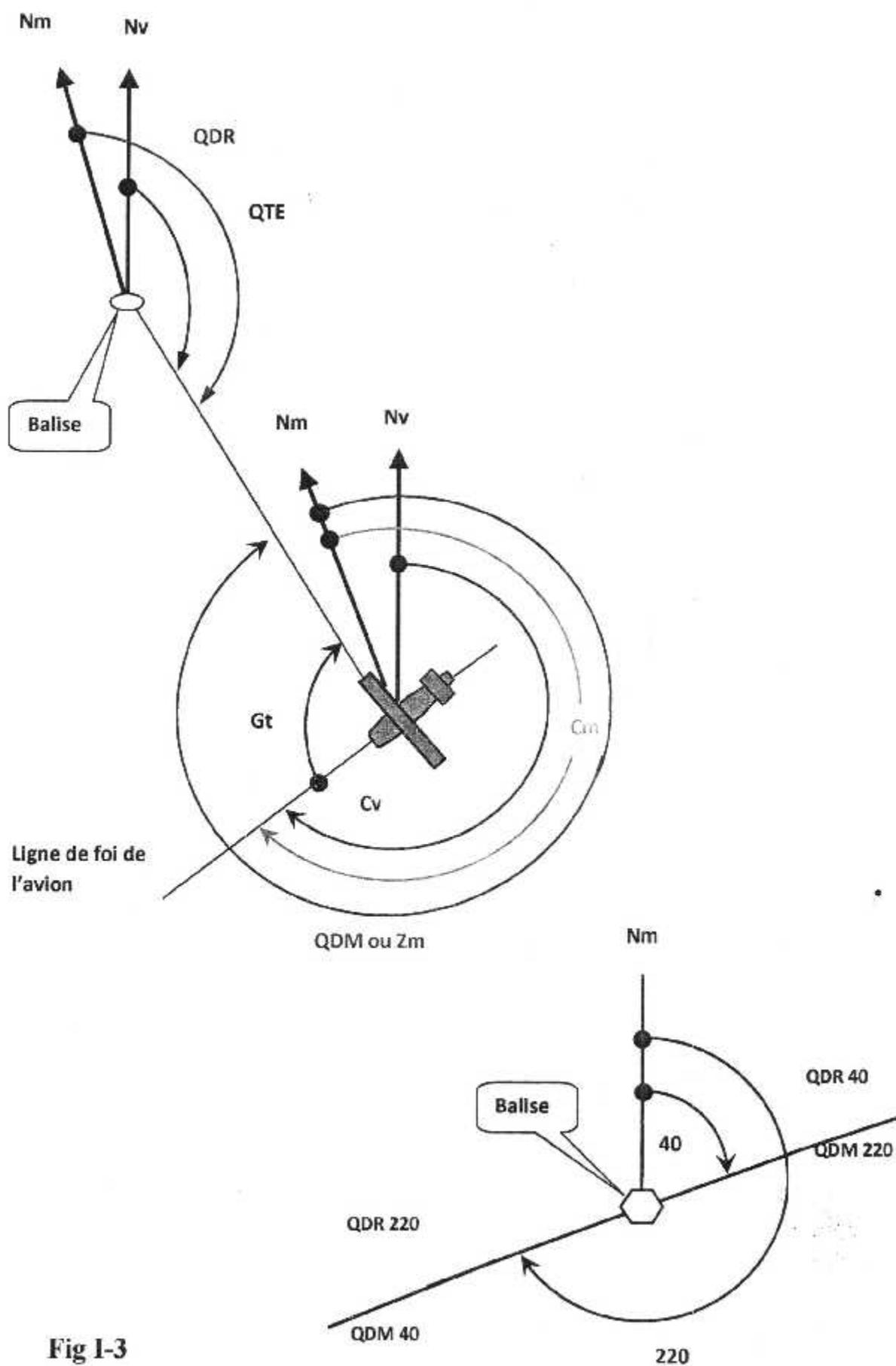


Fig I-3

## I-8 UTILISATION PRATIQUE EN VOL

Vocabulaire normalisé pour travailler à l'aide des centrales de navigation.

Symbole	En anglais	En français
WPT	Way point	Point tournant
POS	Position (latitude – longitude)	Position (latitude – longitude)
TK	Track	Route vraie (Rv)
GS	Ground Speed	Vitesse sol (Vs)
HDG	Heading	Cap vrai (Cv)
DA	Drift Angle	Dérive (X)
DIST ou DIS	Distance	Distance restante vers le WPT "To"
TIME	Time	Estimée au WPT "To"
XTK	Cross-Track	Ecart à la route
TKE	Track Error	Erreur de route
DSRTK ou DTK	Desired Track	Route désirée

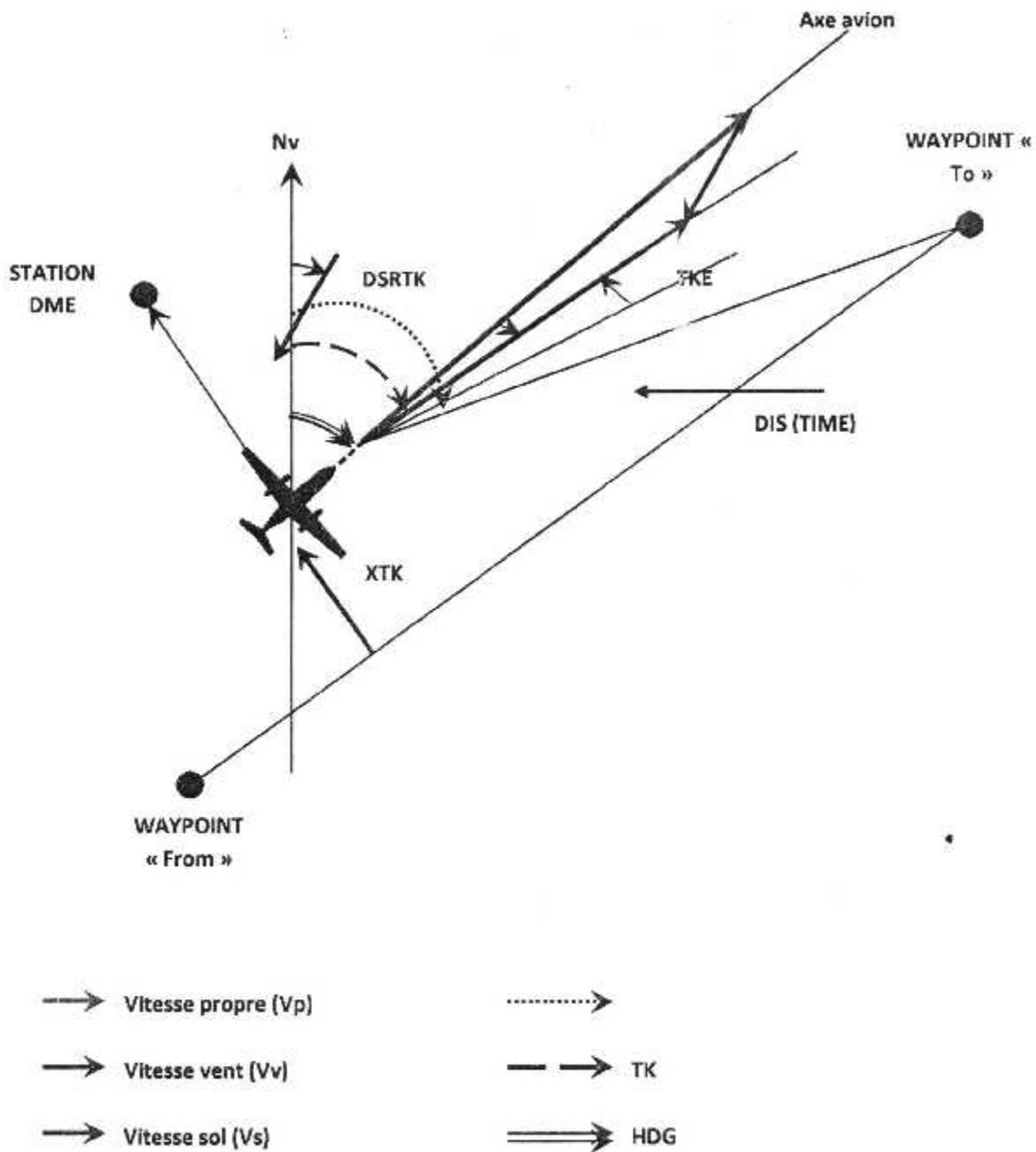


Fig I-4

## I-9 LES AIDES RADIOELECTRIQUES :

Sont d'abord abordés ci-après les dispositifs utilisés pour permettre aux aéronefs d'exécuter des approches finales dites de « **précision** ». Sont traitées ensuite les autres aides radioélectriques qui permettent notamment, dans des conditions de vol aux instruments IFR.

### I-9-1 L'ILS :

Le système d'approche aux instruments ILS (Instrument Landing System) est presque le seul à être aujourd'hui utilisée par les aéronefs qui exécutent des approches finales de précision.

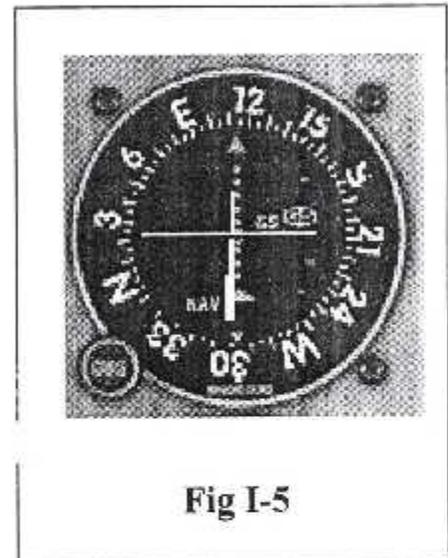


Fig I-5

Le système est constitué par un ensemble d'émetteurs radioélectriques, qui émet dans la direction de la trajectoire d'approche finale. Le signal radioélectrique émis n'est pas le même dans toutes les directions, il est une fonction de l'azimut en du site de la direction d'émission, l'aéronef en approche est équipé d'un récepteur qui analyse le signal reçu et en déduit l'azimut et le site de sa position par rapport à ceux de la trajectoire nominale d'approche finale.

### I-9-2 Principe de fonctionnement :

L'ILS est constitué de trois sous-systèmes

#### I-9-2-a) Le localizer : (Radioalignement de piste)

Émet des signaux dont la fréquence appartient à la bande VHF. Son antenne est située, au delà de l'extrémités de piste. Il émet un signal qui est fonction de l'azimut vers lequel il est émis. En recevant et en traitant ce signal. L'équipement embarqué

permet au pilote de situer la position de l'aéronef à droite ou à gauche du plan vertical de la trajectoire d'approche nominale.

#### **I-9-2-b) Le glide : (radioalignement de descend)**

Émet des signaux dont la fréquence appartient à la bande **UHF**. Ses antennes sont implantées dans le plan de descente, qui contient la trajectoire finale nominale, sur son intersection avec le sol à côté de la piste (laquelle l'intersection est perpendiculaire à l'axe de piste).

Il émet un signal qui dépend de site vers lequel il est émit. En recevant et en traitant ce signal, l'équipement embarqué permet au pilote de descente de la trajectoire d'approche nominale. L'angle de ce plan avec l'horizontal est généralement de  $3^\circ$ . Il peut être supérieur (dans certains cas  $4.6^\circ$ ) si des conditions particulières, telles que le relief environnant ou les nuisances sonores, conduisent à retenir une trajectoire d'approche aussi inclinée.

#### **I-9-2-c) Les markers :**

Les markers sont des balises radioélectriques qui émettent un faisceau très étroit. Ils constituent une aide à la navigation (petite et moyenne distance). Ils sont généralement placés sur l'axe d'approche finale, toutefois certains servent comme points de report en route. Ils fonctionnent dans la gamme VHF 75 Mhz. Ces balises fournissent une information discontinue de distance par rapport au seuil de piste. Un ILS est presque toujours associé à des markers.

Il y a 3 markers (Les radiobornes) sont des indications ponctuelles de distance au seuil de piste : Radio borne extérieur (**OM**), radioborne intermédiaire (**MM**), et éventuellement radioborne interne (**IM**).

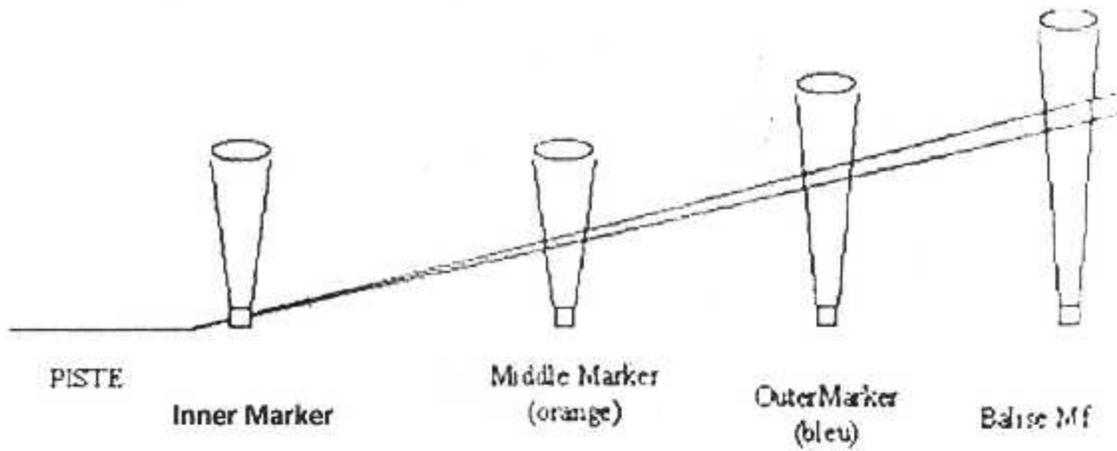


Fig I-6

Lorsque l'avion passe dans ce faisceau, une lumière clignotante de couleur s'allume dans le tableau de bord et un signal sonore est émis :

- Outer MARKER -- 2 traits/seconde
- Middle MARKER - 1 trait 1 point/seconde
- Inner MARKER ..... 6 points/seconde

**I-9-2 Le D.M.E :**



Fig I-7

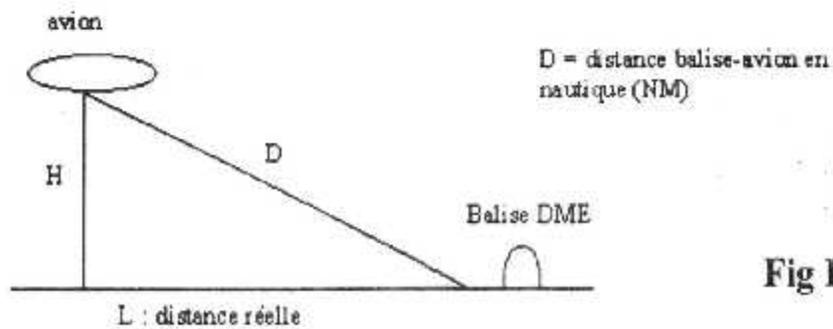


Fig I-8

Le système **D.M.E (Distance Measuring Equipement)** a pour vocation de fournir au pilote une mesure de la distance qui sépare son aéronef d'une station au sol sélectionnée par lui. Il complète le système **VOR**, qui lui a pour vocation de fournir au pilote une indication de la direction à prendre pour se diriger vers une station au sol. C'est pour cela que les équipements **D.M.E** sont généralement associés à des équipements **VOR** que l'on appelle alors des **VOR-DME**.

Des équipements **DME** sont également associés à des équipements **ILS**. Ils fournissent au pilote en approche finale. Bien mieux que les traditionnelles radiobornes **VHF**, une mesure de la distance à parcourir jusqu'à la piste.

#### **I-9-2-a) Principe de fonctionnement de DME :**

Le système **DME** peut être comparé au radar secondaire qui mesure la distance des aéronefs en émettant un signal d'interrogation codé normalisé sur une fréquence radio bien définie, et en mesurant le temps écoulé jusqu'à la réception des signaux de réponse, également codés et normalisés, émis par les transpondeurs embarqués sur les aéronefs. La différence est que, dans le système **DME**. Le transpondeur est la station au sol, et l'équipement d'interrogation et de mesure est embarqué sur l'aéronef.

Les signaux radio du **DME** appartiennent à la même bande de fréquence **UHF**, que ceux du radar. Mais ces fréquences n'apparaissent pas dans les publications aéronautiques. La fréquence a été appariée par l'**OACI** à un canal de la bande de fréquence **VHF** réservée pour les **VOR** et les **ILS**. Comme un **DME** est toujours installé en association avec l'un ou l'autre de ces appareils, seuls sont connues par les pilotes, et affichées par eux, les fréquences **VHF** de fonctionnement de ces derniers. Le matériel embarqué fait la transposition.

#### **I-9-2-b) Avantages :**

- le **DME** possède une bonne précision.
- il est quasiment insensible aux perturbations atmosphériques.

**I-9-2-c) Inconvénients :**

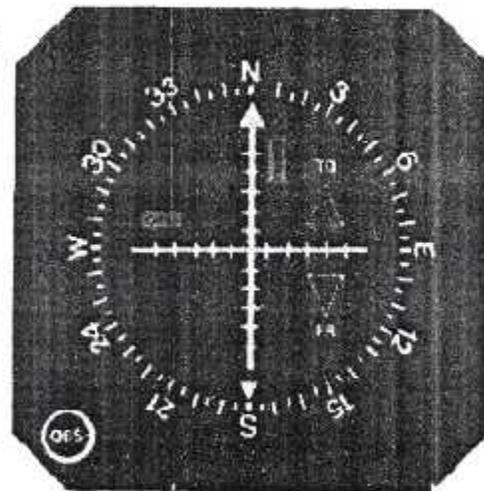
- La distance fournie est une distance oblique (donc ce n'est pas la distance réelle)
- Il se sature aux environs d'une centaine d'avion (les avions en plus ne reçoivent pas d'informations)

Au passage de la verticale, le **DME** indique la hauteur de l'avion et les indications de vitesse sol et de temps pour rejoindre la station ne sont pas valables.

La mesure de distance est effectuée par l'intermédiaire du temps de propagation mis par des impulsions pour un trajet aller-retour. L'émetteur de bord émet des impulsions d'interrogation. Le récepteur de bord capte les impulsions de réponse émises par le transpondeur au sol. Le temps mis entre l'envoi de l'impulsion d'interrogation et la réception de l'impulsion réponse est transformé en distance.

**I-9-3 Le VOR :**

Le système **VOR (VHF, Omnidirectionnal range)** a pour vocation aux pilotes, qui volent avec un plan de vol **IFR**, des signaux radioélectriques leur permettant de maintenir leurs aéronefs sur sa route, de rallier l'aérodrome de destination, et d'exécuter le début de la procédure de l'approche.

**Fig I-9**

Le **VOR** utilisé pour le ralliement et la procédure de l'approche d'un aérodrome sont installés à l'intérieur de son emprise, ou à proximité. Les **VOR** qui balisent les itinéraires « **en route** » sont installés en pleine campagne, sur des sites choisis pour leur situations par rapport aux itinéraires à baliser et à la diffusion d'ondes radioélectriques.

**I-9-3-a) Principe de fonctionnement :**

La partie au sol du système **VOR** est un émetteur radioélectrique avec une antenne omnidirectionnelle. Il émet un signal dont la fréquence appartient à la bande **VHF**. Ce dernier est fonction de la direction dans laquelle il est émis, et plus précisément, de l'angle entre cette direction et celle du nord magnétique. En recevant et en traitant ce signal, l'équipement embarqué permet au pilote de connaître la direction à prendre pour se diriger vers l'emplacement de la station sol.

Le **VOR** est un système de positionnement radioélectrique assurant une navigation à courte et moyenne distance. Il sert à se positionner par rapport à une balise (**QDR**). On peut suivre un axe permettant de rejoindre ou au contraire de s'éloigner de la balise.

La distance de réception du **VOR** est dite optique, c'est à dire qu'aucun obstacle important ne doit s'élever entre l'émetteur et le récepteur. Sa portée dépend de l'altitude. Elle est donnée par la formule :

Distance théorique de réception en Nm ;  $D \text{ (Nm)} = 1.23 \times \sqrt{H \text{ (t)}}$

**Exemple :**  $H = 30000 \text{ ft}$  ; portée théorique = 213 Nm.

Le **VOR** utilise les fréquences **VHF** (Very High Frequency), d'où son nom : **VHF Omnidirectional Range** (alignement omnidirectionnel VHF), sa fréquence est de **108 à 117.95 Mhz**. L'appareillage de bord comprend un boîtier de commande et un instrument de lecture. L'instrument de lecture fournit une information de relèvement magnétique (le **QDR**) grâce aux signaux captés par le récepteur de bord. Rappelons que :

$$QDM = QDR \pm 180^\circ$$

**QDR** : on s'éloigne de la station (From)

**QDM** : on se rapproche de la station (To)

### I-9-3-b) Principes

1. L'information **QDM** ou **QDR** fournie par le **VOR** est indépendante du Cap de l'avion (contrairement à l'**ADF**).
2. Pour rejoindre une station, il faut impérativement avoir une aiguille active : l'aiguille ne doit jamais être en butée (la butée de l'aiguille signifie que le pilote se trouve à plus de  $10^\circ$  de l'axe, il peut donc être très loin de l'axe).
3. Pour rejoindre une station, l'aiguille est directrice si le cap magnétique est cohérent avec l'axe affiché sous l'index (**QDM**) : pour rejoindre une station sur le **QDM** égale  $90^\circ$ , il faut avoir un cap magnétique proche ou égal à  $090^\circ$  (suivant le vent).

### I-9-3-c) Les émetteurs VOR :

Ils sont implantés sur les aérodromes ou aux points clés des régions de contrôle. On trouve sur les cartes **OACI** à échelle de **1/500 000** et sur la carte de radionavigation de **1/1 000 000**, l'emplacement des VOR ainsi que :

- leur indicatif
- leur fréquence
- une rose orientée suivant le Nord magnétique permettant la lecture directe des **QDR**

### I-9-3-d) Le récepteur :

Le récepteur est composé de 3 parties : l'**antenne de réception** (de la forme d'un blade horizontal, généralement fixée sur le fuselage de part et d'autre de la dérive), le **boîtier de bord** (permet la mise en marche du système, la sélection de la balise VOR et son identification) et un **indicateur** (un rond central fixe représente l'avion, une aiguille mobile représente la route sélectionnée, un bouton **OBS - Omni Bearing Selector** ou sélecteur de route permet de sélectionner le radial, un voyant mobile indique TO, FROM ou OFF).

A partir du boîtier de bord, mettre le poste en fonctionnement, afficher la fréquence de la station VOR choisie et identifier l'indicatif morse de la balise. Cette identification est très

importante car l'absence d'indicatif signifie que l'émetteur VOR n'est plus surveillé, donc que le VOR est incertain c'est à dire dangereux.

### **I-9-3-e) Alignement sur un axe :**

Dès la mise en fonctionnement en vol et si les conditions de réception sont correctes, le voyant OFF disparaît de l'indicateur pour laisser place au voyant TO ou FROM selon que l'on veut rejoindre (**QDM**) ou s'éloigner d'une station (**QDR**).

Pour **rejoindre une station**, afficher la fréquence de la balise, identifier son indicatif morse (3 lettres toutes les 30 secondes), tourner l'**OBS** pour avoir l'indication TO (**QDM**), continuer à tourner l'**OBS** afin de centrer l'aiguille, prendre le cap équivalent à l'axe sélectionné par un virage (pour avoir le sens du virage, prendre le plus court chemin entre le cap actuel et le **QDM** sélectionné). Attention, l'aiguille peut induire en erreur, il faut la bloquer au centre avec le cap adéquat.

Pour **s'éloigner d'une station**, agir de même en sélectionnant un **QDR** avec le bouton **OBS**, le voyant **FROM** apparaît, puis suivre l'aiguille.

Dans les 2 cas, si l'aiguille **dévie à droite** : il faut corriger à droite, si elle **dévie à gauche** : corriger à gauche.

A l'**approche de la verticale**, l'aiguille devient instable, le voyant bascule en position OFF (cône d'incertitude, le récepteur ne peut plus différencier les radials qui sont pratiquement confondus) : **conserver le cap** (ne surtout pas chercher à dévier l'aiguille).

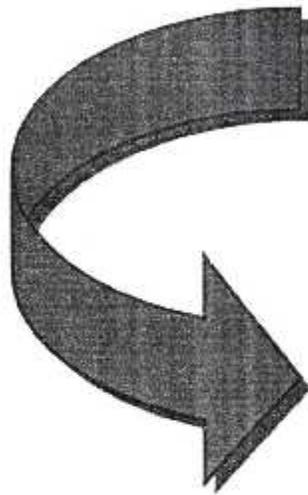
#### *1-9-4 Le HSI (Horizontal Situation Indicator) :*

Le HSI est un instrument fournit :

- une référence de cap.
- une indication d'écart latéral par rapport à un radial ou à l'axe d'un localizer
- une indication d'écart, dans le plan vertical, par rapport à un plan de descente (glide)
- une vitesse sol
- la dérive

**Note :** Le grand intérêt du HSI utilisé avec le VOR est que l'aiguille est toujours directionnelle. Pour plus d'information sur l' HSI, voir les détails dans le chapitre suivant.

# CHAPITRE : II



## DESCRIPTION ET THEORIE D'OPERATION D'HSI

## II-1 INTRODUCTION

Le HSI fournit une vue horizontale de base de l'image de la navigation de l'avion. Le vol aux instruments sans HSI exige une quantité considérable de gymnastique mentale; pour cette raison, le HSI devient plus répandu en général dans l'aviation puisqu'il fournit une excellente image pour la navigation précise. Le HSI peut montrer le roulement et la distance à une aide de navigation, à un cap magnétique, à une voie/déviaton de voie et à une route/déviaton de route.

## II-2 QU'EST CE QU'UN HSI ?

Un HSI, ou l'indicateur de situation horizontale, est une combinaison de deux instruments familiers de cockpit : le compas gyroscopique directionnel avec un bogue de cap et un indicateur de VOR/ILS.

### - UN HSI FAIT QUOI POUR LE PILOTE ?

Combinaison de l'indicateur de compas gyroscopique directionnel et de NAV dans un instrument réduit la charge de travail de pilote en fournissant le cap, la référence de route, la déviaton de route et les informations de pente de glissement - tous dans une aide visuelle. Dans l'addition, un HSI est pour le but visualiser la position de l'avion concernant la route choisie.

Le HSI fournit un bogue de cap pour le couplage de pilote automatique ou comme rappel de cap dans l'avion non équipé de pilote automatique.

a) Le HSI est un indicateur de direction qui emploie le rendement d'une valve de flux pour conduire une carte d'azimut.

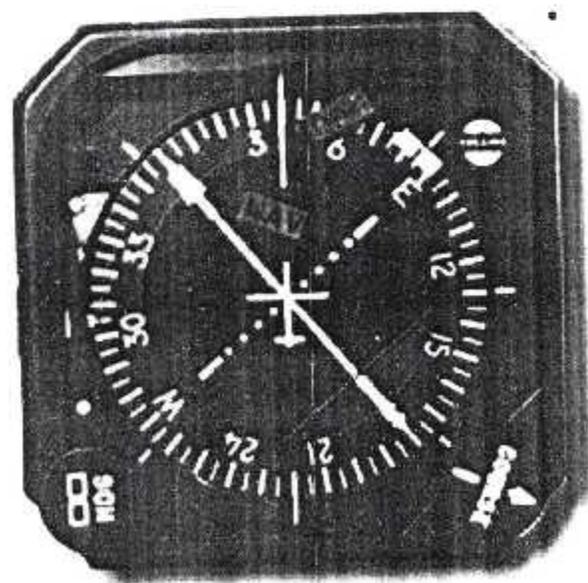


Fig-II-1

b) Il combine la Boussole magnétique avec les signaux de navigation et la pente de glissement pour indiquer l'endroit relativement à une route choisie.

L'HSI Donne :

c) Le Cap indiqué par la ligne de foi.

d) La Route désiré (VOR/LOC/RNAV) choisi en tournant le pointeur choisi de route (pointe de flèche) utilisant le bouton choisi de route.

- Le symbole d'avion et la barre de déviation de route montrent l'emplacement relatif à une route choisie.
- L'indicateur de TO/FROM est le pointeur triangulaire formé.
- Les pointeurs de déviation de Glideslope ci-dessous le symbole d'avion indiquent l'avion au-dessus du Glideslope.

**Remarque :** dans un certain HSI, la carte d'azimut n'est pas un compas de témoin éloigné, alors il doit périodiquement vérifier et remise pour être conforme au compas magnétique.

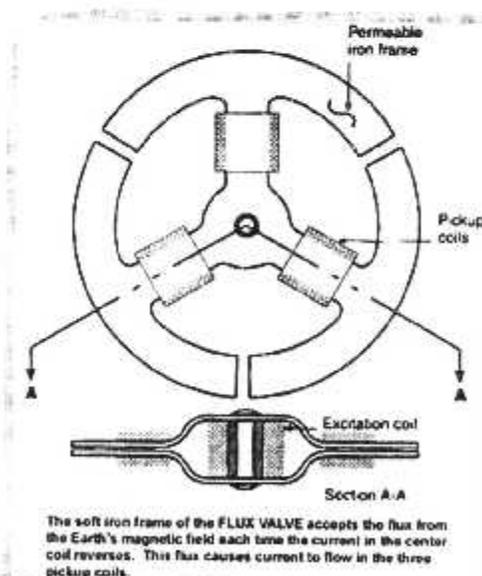
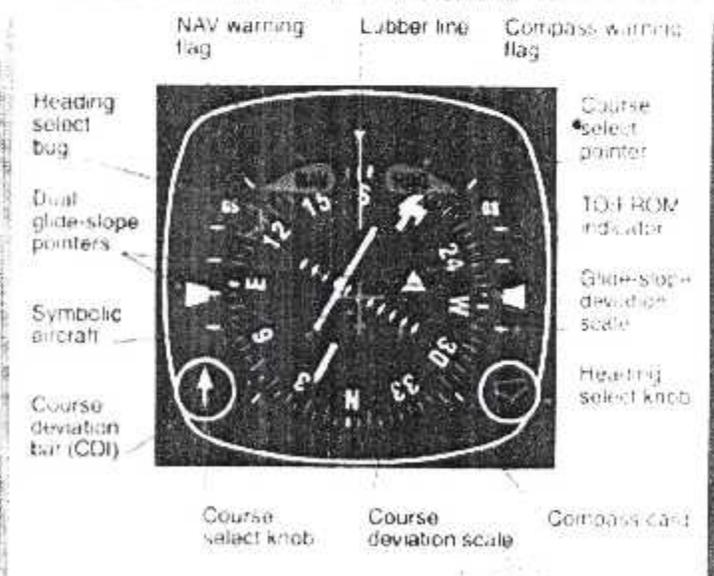


Fig-II-2



Horizontal situation indicator (HSI)

Fig-II-3

### II-2-1 Indicateur magnétique éloigné :

#### II-2-1-a) Émetteur asservissant magnétique à distance monté

- i) Habituellement est placé dans l'aile pour éliminer l'interférence magnétique
- ii) La valve de flux est éloignée le dispositif de sensation du système.

#### II-2-1-b) composants Panneau montés dans un système typique.

##### i) HSI

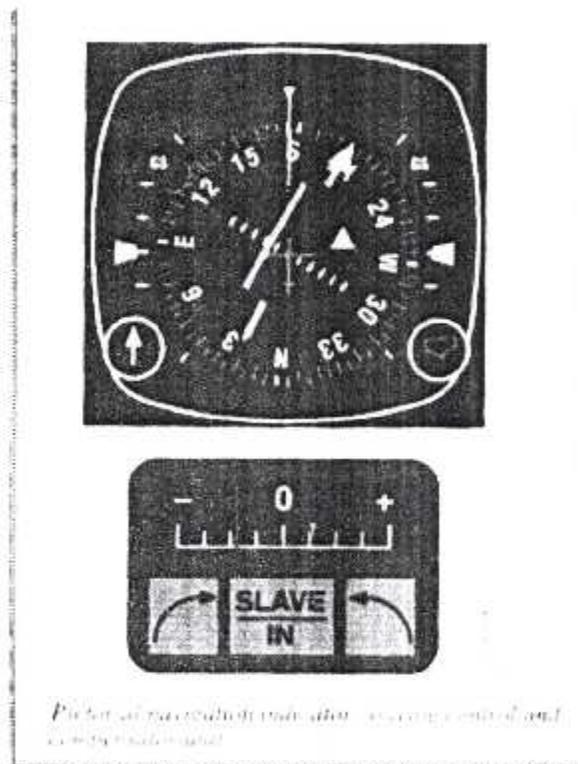


FIG-II-4

##### ii) Unité asservissante de contrôle et de compensateur

- Le mètre asservissant indique l'erreur de carte gauche (dans le sens contraire des aiguilles d'une montre).
- Le bouton-poussoir choisit des modes asservis ou libres de compas gyroscopique. En mode libre de compas gyroscopique, ajuster la carte de compas en enfonçant le bouton approprié d'entraînement de cap.

II-3 LES DIFFERENTS TYPES D'HSI

II-3-1 L'indicateur de situation horizontale électromécanique :

Le HSI, représenté sur la figure combine de nombreuses indications (FIG II-5). L'indicateur montre le déplacement latéral ou vertical de l'avion relatif à la surveillance des signaux de navigation de portée courte ou longue (VOR, ILS, BC, MLS, RNAV, FMS), et cap en ce qui concerne le nord magnétique.

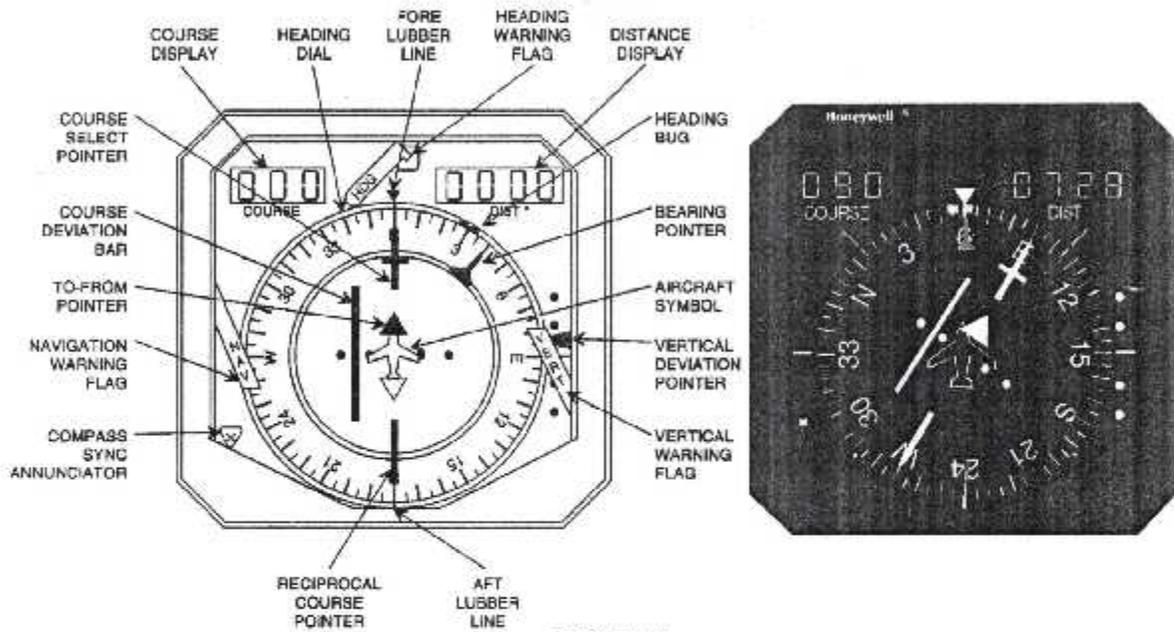


FIG-II-5

II-3-2 (EHSI) L'indicateur de situation horizontale électronique :

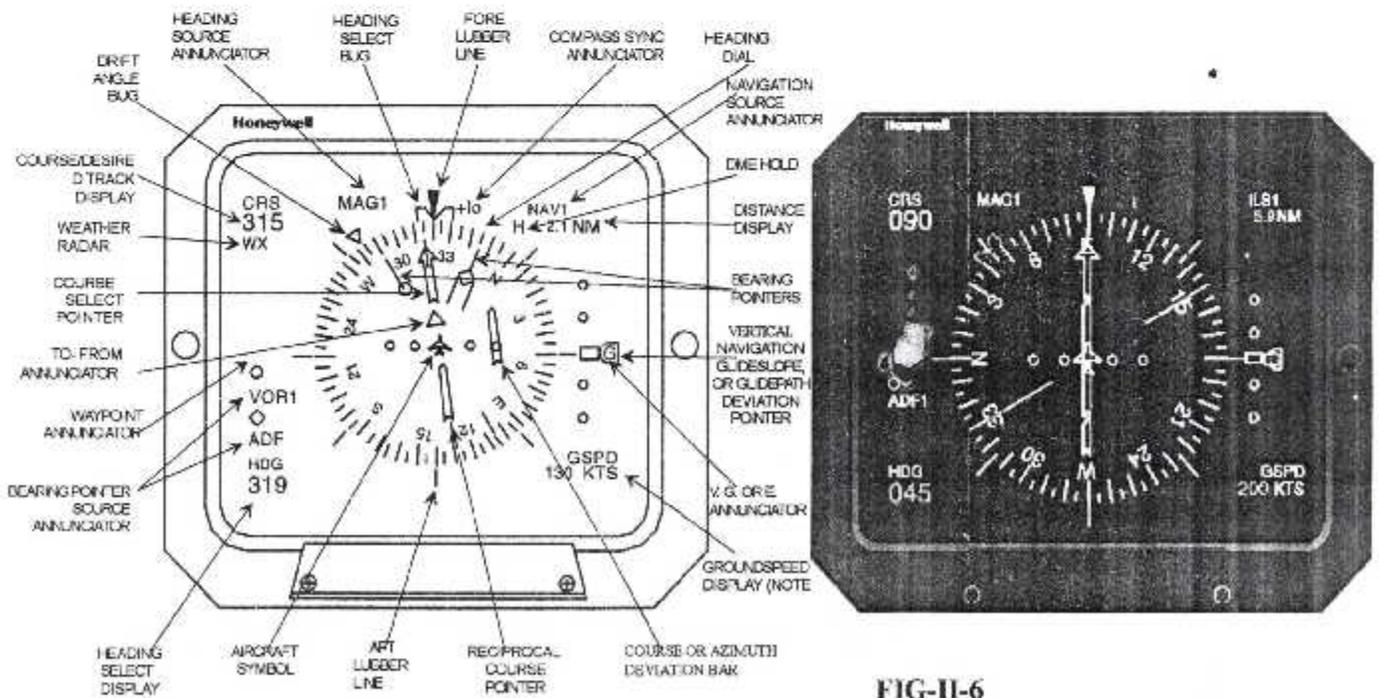


FIG-II-6

L'EHSI, représenté sur le schéma (FIG-II-6), combine de nombreux affichages : Une carte d'affichage de la position d'avion. L'indicateur montre à radiaux relatifs du déplacement VOR d'avion, localizer, l'angle de descente ; l'EHSI présente un plein compas affichage. En poussant la carte boutonée sur le contrôleur d'affichage, le plein affichage de compas est changé en format partiel de compas. Pour montrer le radar de temps retour, le bouton de WX sur le contrôleur d'affichage est poussé. Ceci change le plein affichage de compas en compas partiel avec des retours de radar de temps.

### II-3-3 EHSI avec une météo radar :

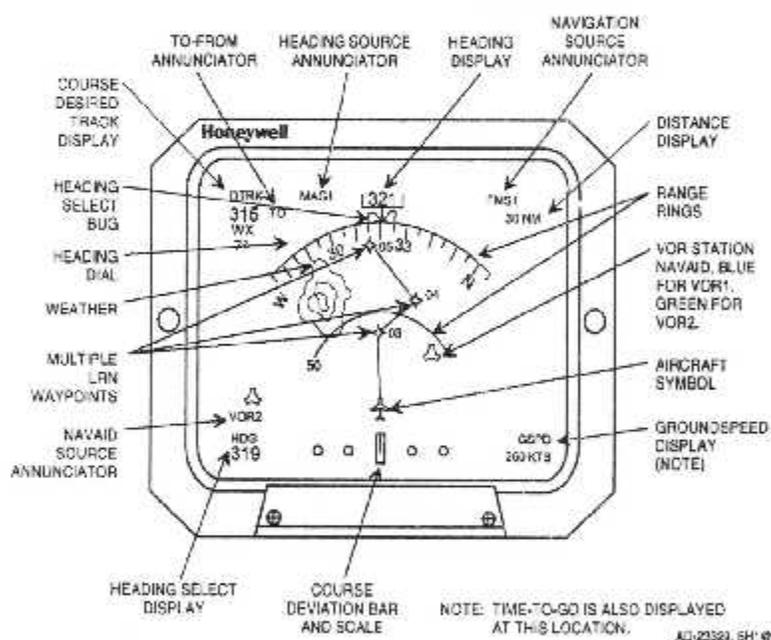


FIG-II-7

La figure montre un affichage partiel de compas avec des « WAYPOINTS » multiples et la météo choisie pour l'affichage.

Dans notre projet, on a choisi L'instrument HSI « KI 525A » pour :

- Mieux comprendre son fonctionnement.
- Réaliser le banc d'essai et tester son efficacité.

## II-4 PLATEAU DE ROUTE KI 525A

### II-4-1 Généralités :

Le plateau de route **KI 525A** permet de visualiser les informations suivantes :

- le cap issu du compas gyromagnétique.
- l'écart de route en fonction **VOR**.
- l'écart de trajectoire en fonction **ILS**.

### II-4-2 Description et fonctionnement :

#### II-4-2-1 Description figure A :

**Schéma détaillé des éléments composants de l'indicateur HSI**

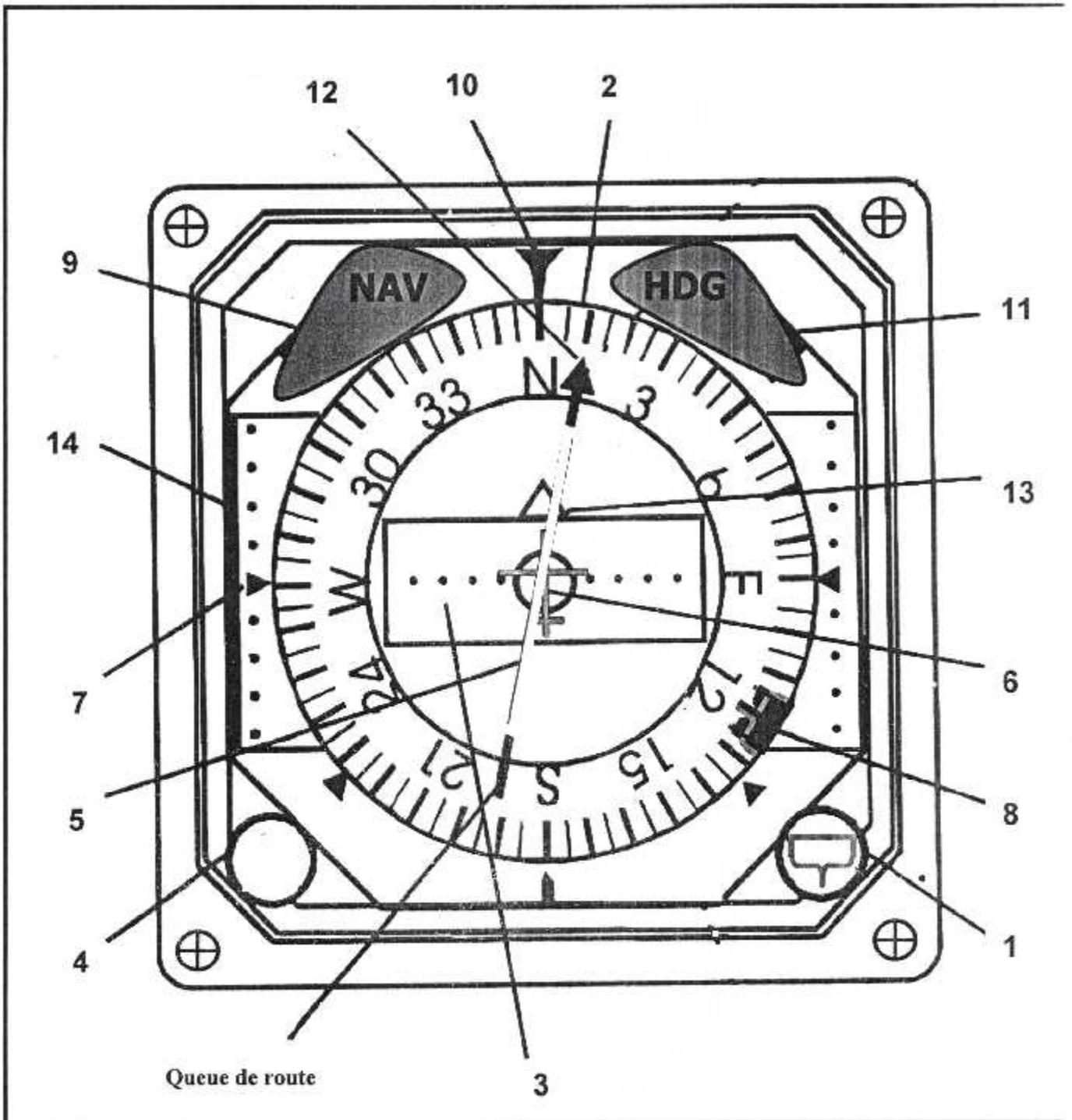


Figure A

Composants	Désignation	fonction
1	Bouton d'affichage de cap	Permet de positionner le repère d'affichage de cap.
2	Rose de cap	Tourne en même temps que l'avion. « le cap magnétique est indiqué en regard du repère fixe (10) ».
3	Echelle de déviation latérale	Permet d'estimer la position de l'avion par rapport à la station VOR, ou l'axe d'alignement « LOCALISER ».
4	Bouton d'affichage de route	Positionne la flèche de route sur la rose du cap
5	Barre de déviation latérale	Indique la position de l'avion par rapport à la station VOR, ou l'axe d'alignement « LOCALISER ».
6	Silhouette de l'appareil	Visualise la position de l'appareil par rapport aux moyens de navigations utilisées.
8	Repère d'affichage du cap	Indique le cap choisi par le pilote.
9	Drapeau « NAV »	Apparaît lorsque les signaux « VOR » ou « LOCALISER » ne sont pas* exploitables.
10	Repère fixe	Représente la ligne de foie de l'appareil.
11	Drapeau « HDG »	Apparaît pour un fonctionnement défectueux du gyrocompas.
12	Flèche de route	Indique la route affichée par le pilote pour rejoindre éventuellement la station « VOR »
13	Indicateur « TO-FROM »	Indique si l'appareil se dirige vers la station « VOR » ou l'a dépassée.
14	Echelle de pente d'approche	Permet d'estimer la position de l'appareil par rapport à l'axe de descente du « GLIDE ».

**II-4-2-2 Principe de fonctionnement :****II-4-2-2-a) Relèvement VOR :**

L'indicateur reçoit du récepteur **VOR-ILS** un signal de référence. Cette référence peut être décalée par le bouton d'affichage de route autorisant de ce fait le fonctionnement en **VOR** manuel.

La barre de déviation latérale matérialise le sens et l'amplitude du déphasage, correspondant à l'écart, entre la radiale indiquée par la flèche de route, et la radiale sur laquelle se trouve l'avion.

Ce déphasage est annulé en agissant sur le bouton d'affichage de route. La barre de déviation latérale est alors alignée avec la flèche de route.

Le drapeau « **TO-FROM** » permet de savoir si la balise se trouve en station avant ou en station arrière suivant la radiale affichée.

**II-4-2-2-b) Alignement LOCALIZER :**

L'indicateur reçoit du récepteur **VOR-ILS** les signaux localisant l'appareil par rapport à l'axe de percée.

La position des aiguilles donne le sens et l'amplitude du décalage. Ce décalage est annulé par le pilote en ramenant les aiguilles au centre de leur plage.

**Sécurité :**

Les informations reçues par l'indicateur sont surveillées par des circuits d'alarme. L'apparition d'un drapeau en cours d'utilisation signale une anomalie de fonctionnement.

**II-4-2-2-c) Alignement GLIDE :**

Les deux index **GLIDE** deviennent apparents à partir du moment où le signal issu du récepteur devient exploitable.

Ils donnent le sens et la valeur de l'écartement entre l'avion et l'axe de descente **ILS**.

**II-5 COMPAS GYROMAGNETIQUE AVEC KI 525**

**II-5-1 Généralités :**

Le compas gyromagnétique donne en permanence une référence de cap gyromagnétique de grande stabilité qui est présentée au pilote sur la rose de cap de l'indicateur radio magnétique.

**II-5-2 Caractéristiques :**

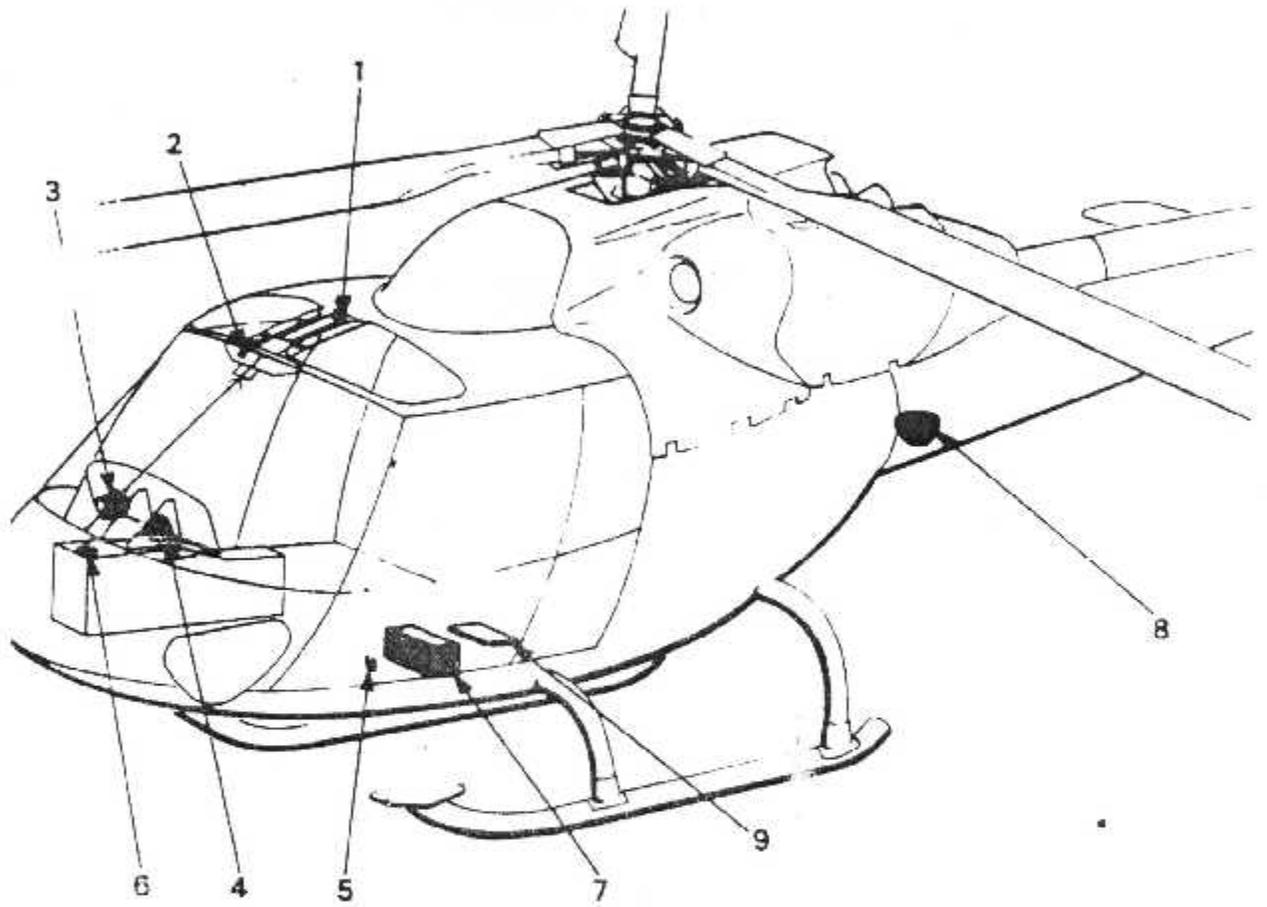
Alimentation	Tension / courant 13.75 V.c.c / 3.23 A 27.5 V.c.c / 1.73 A
Précision du système	2°
Vitesse d'asservissement	Normal 3° par minute Rapide 360° par minute
Sensibilité	± 0.5°
Temps de mise en fonction	1 minute à +55° C à 5 minute à - 46° C

**II-5-3 Alimentation :**

L'installation est alimentée en 28 Vcc à partir des barres PP11 et PP12 au travers des diodes et fusibles.

**II-5-4 Légende figure A (exemple Hélicoptère Bell 208)**

Repère Figure A	Désignation	Repère électrique	Localisation
1	Panneau plafond central	10 a	Plafond cabine
2	Panneau plafond frontal	14 a	Plafond cabine
3	Indicateur de navigation 525	43 F	Planche de bord
4	Boîte d'asservissement	44 F	Planche de bord
5	Fichier de masse	1 N	Sous planche cabine coté gauche
6	C.I. détection de panne	18 a	Dernière planche de bord
7	Centrale compas gyromagnétique Vanne de flux	41 F	Sous planche cabine coté gauche
8		42 F	Dans poutre de
9	C.I. de repos PA	1 Δ R2	Sous planche cabine coté gauche



A

**II-5-6 Vanne de flux :**

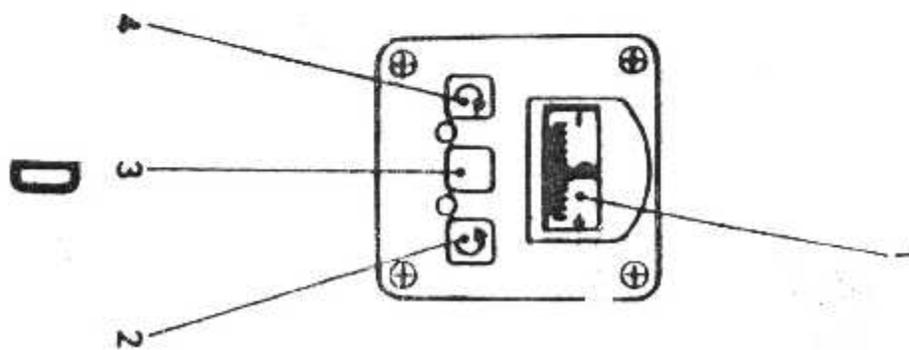
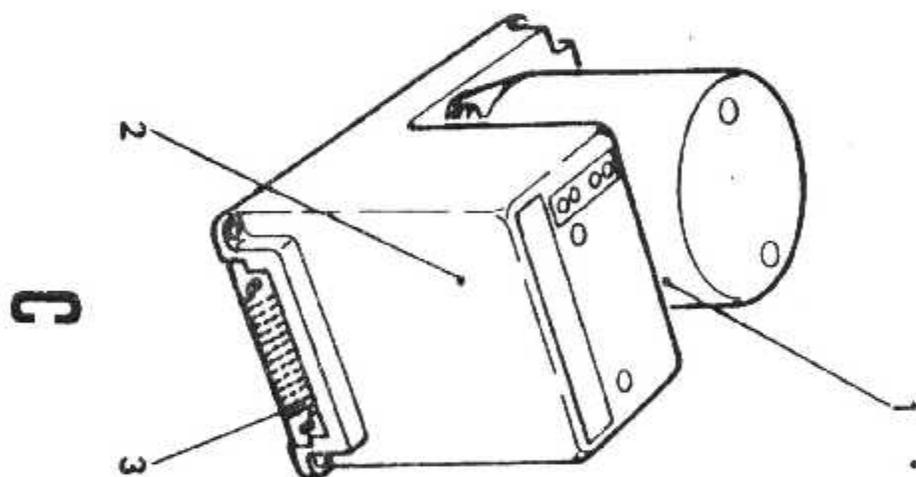
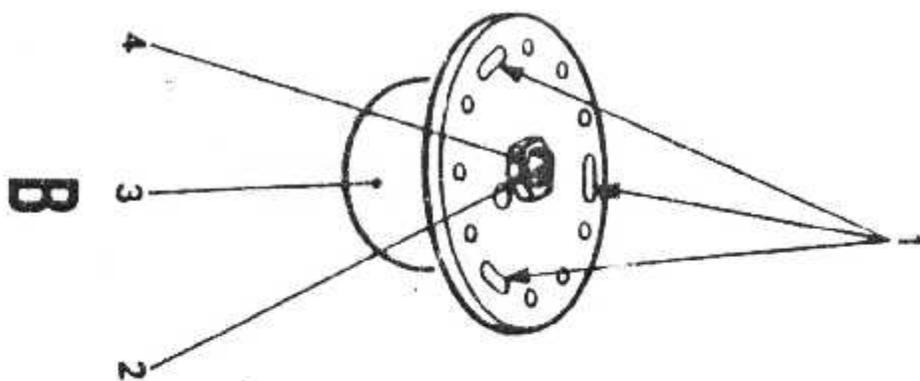
Repère figure B	désignation	fonction
1	Lumière	Permettent l'orientation et la fixation de L'ensemble
2	Prise	Raccordement du câblage
3	Demi-sphère	Contient les circuits magnétiques
4	Secteur gradué de -10° à +10°	Permet le câblage de la vanne de flux

**II-5-7 Compas gyromagnétique :**

Repère figure C	désignation	fonction
1	Ensemble gyro	Permet le raccordement à la vanne de flux et au câblage avion
2	Ensemble gyro	
3	prise	

**II-5-8 Boîtier d'asservissement :**

Repère figure D	désignation	fonction
1	Indicateur de mesure d'asservissement	Indique la différence entre le cap affiché et le cap magnétique
2	Bouton poussoir	En fonction : 'gyro libre' permet d'éliminer l'erreur à droite de la rose Permet le fonctionnement en 'gyro asservi' (- position enclenchée) En 'gyro libre' (- position sortie) En fonction 'gyro libre' permet d'éliminer l'erreur à gauche de la rose
3	Bouton poussoir	
4	Bouton poussoir	



**II-5-9 Principe de fonctionnement :**

Le compas gyromagnétique fournit à l'indicateur radio magnétique un signal de cap stabilisé.

Un boîtier d'asservissement permet de commuter les fonctions 'gyro asservi' ou 'gyro libre'.

En fonction 'gyro asservi' la vanne de flux capte la direction du champ magnétique terrestre et transmet cette information par les circuits d'asservissement au compas gyromagnétique qui est automatiquement corrigé

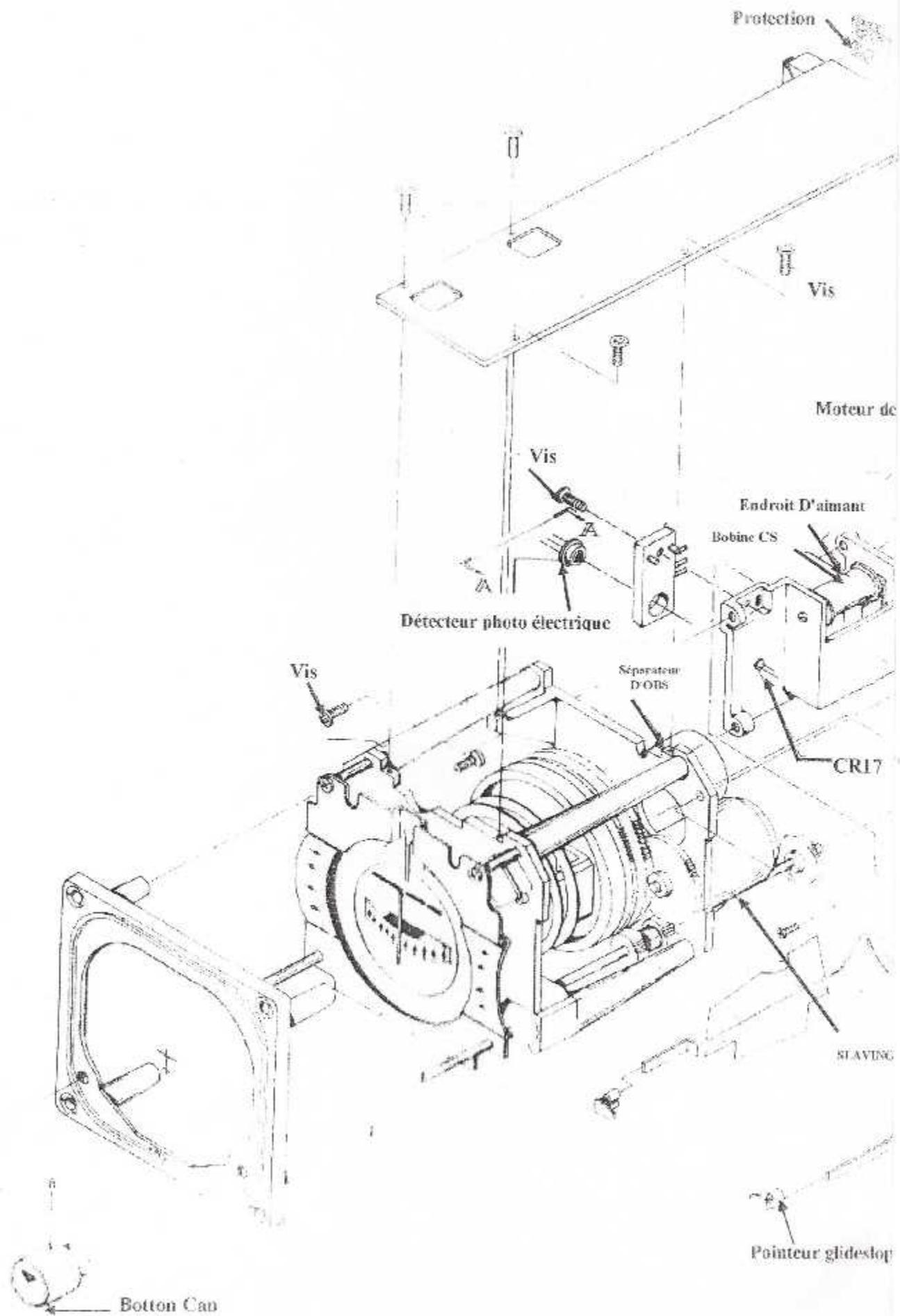
En fonction 'gyro libre', seul le signal issu du compas gyromagnétique est utilisé pour assurer l'affichage de cap. Le pilote peut alors commander les changements de cap affichés en appuyant sur les boutons 'sens horaire' ou 'sens antihoraire' situés sur le boîtier d'asservissement.

A la mise sous tension, l'affichage de cap sera automatiquement recalé en cycle 'asservissement rapide' (vitesse de recalage de **360°/minute**) pendant **60 secondes** puis commuté automatiquement en cycle 'asservissement normal' (vitesse de recalage de **3°/minute**).

En cas de commutation de fonction 'gyro libre' en fonction 'gyro asservi', le cycle d'asservissement rapide sera automatiquement réengagé.

**II-6 LA STRUCTURE INTERNE D'HSI KI 525A**

Voir les détails dans la figure Fig II-8



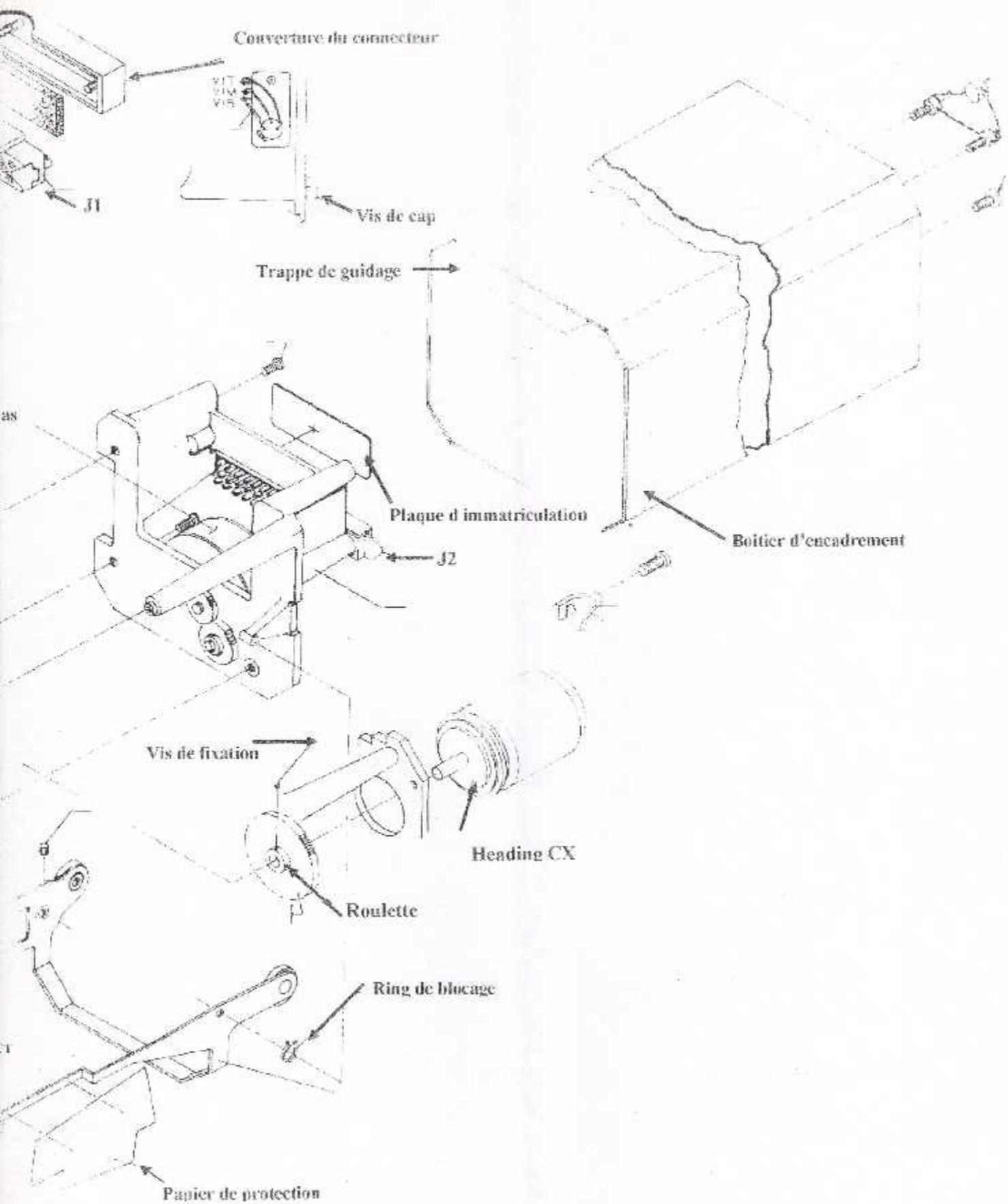


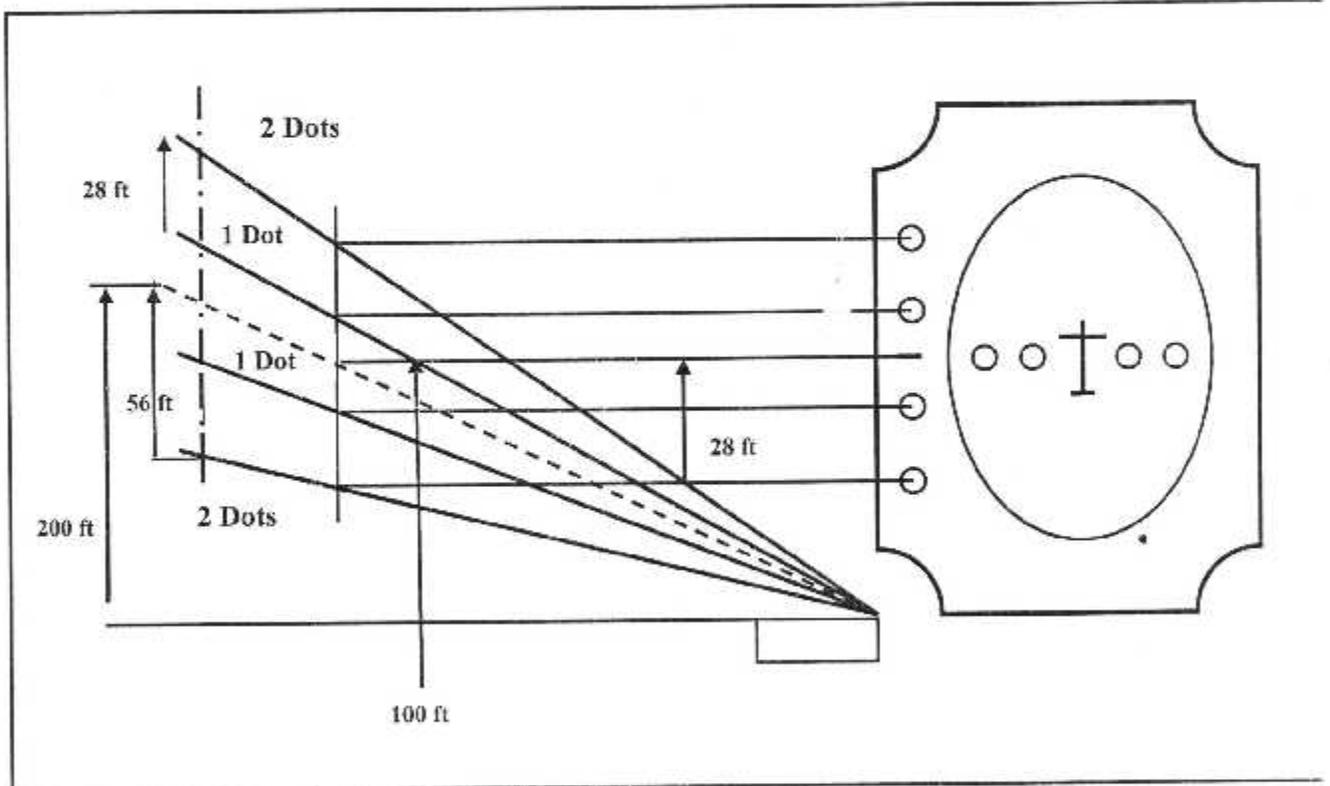
FIG-11-8 La Structure interne d'HSI KI525A

## II-7 VISUALISATION DES INDICATIONS DU GLIDE SUR HSI :

La figure suivante est similaire à celle du localizer, excepter qu'elle concerne les indications du glide, ici aussi pour une simplification des explications l'indicateur est inversé du côté du glide.

Quand l'axe du glide est à **200 pieds (60 mètres)** du sol, l'avion est loin du centre du glide par deux dots, et éloigné de **56 pieds** de l'axe de descente.

Ainsi quand l'axe est à une hauteur de **100 pieds** du sol les deux dots de déviations représentent seulement une distance de **28 pieds** par rapport à l'axe de la pente d'atterrissage, et une dot de déviation représente à ce niveau 14 pieds d'éloignement de l'axe.



**Fig-II-9** Différentes indications sur HSI selon la position de l'avion par rapport au glide

**II-8 VISUALISATION DES INDICATIONS LOC SUR HSI :**

La figure suivante illustre une visualisation au pilote pour établir son point de vue des différentes positions indiquées par l'instrument, c'est-à-dire que ce passe-t-il quand l'avion se rapproche vers l'axe de piste ?

Pour simplifier les explications, l'indicateur est inversé du côté gauche pour l'indication du glide. Par exemple si l'avion est sur le côté gauche de la piste, la barre de déviation sera sur le côté droit de l'indicateur, indiquant au pilote que la piste est sur la droite au lieu qu'elle soit à gauche, alors le pilote fait pivoter l'aile droite en position basse pour guider l'avion vers la position désirée.

Tous les calculs sont basés sur  $(4^\circ)$  pour le localiser et  $2^\circ(\%)$  pour le glide. La barre de déviation ne commence à dévier seulement si l'avion est dans le secteur linéaire du guidage, dans ce secteur la puissance rayonnée par la station localiser est suffisamment utile pour produire une tension de **150 mv** capable de faire bouger la barre de déviation, et en dehors du secteur linéaire l'indicateur ne peut pas donner des indications proportionnelles à l'écart angulaire, alors les informations dans ce secteur ne sont pas sûres. Pour remédier à ce problème le pilote effectue la phase de recherche du **CAP** d'interception, une fois cette phase est terminée il maintient son **CAP** jusqu'à ce qu'il pénètre dans le secteur linéaire. Quand la barre de déviation est sur le zéro le pilote passe automatiquement sur la phase recherche et maintien de la pente d'atterrissage.

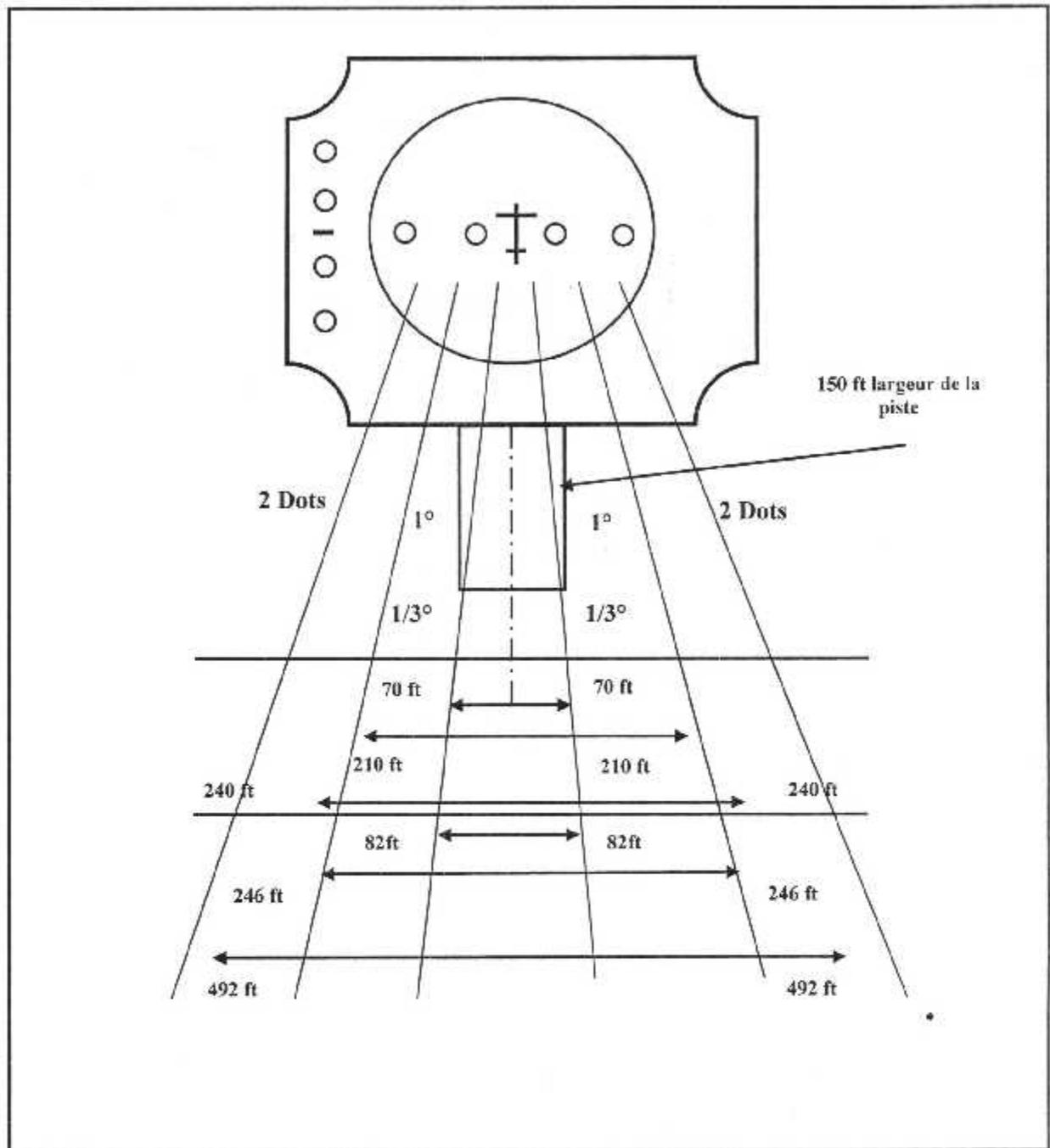


Fig-II-10 Différentes indications sur HSI selon la position de l'avion par rapport au localizer.

## II-9 PROCÉDURES D'OPÉRATION DU KI 525A

Quand le KI525A est mis sous tension au système de **KCS 55** le drapeau de **PWR** disparaîtra de la vue si la puissance est normale. Si le système est le mode asservi de compas gyroskopique la carte de boussole jeûnera automatiquement esclave au taux de 180 degrés par minute vers le cap magnétique. Le système demeurera dans ce mode slave rapide pendant **120 secondes** après qu'il retournera automatiquement au mode et à l'esclave asservissants normaux à un taux constant de **3°/minute** pour maintenir le système aligné avec le champ magnétique de la terre. Le mètre asservissant sur **KA 51** indique la déviation relative de cet alignement.

Quand il est mis sous tension au système de **KCS 55A** le drapeau de **HDG** restera en vue jusqu'à ce que les conditions suivantes soient satisfaites : le moteur de rotation de compas gyroskopique est au moins **50%** de vitesse normale, le mode slave rapide a été exécuté et la puissance normale de système est présente. Le mode asservissant rapide est parafé quand est mis sous tension, et est commuté au mode slave lent quand l'erreur asservissante est réduite à zéro. Le taux slave rapide est de **180°/minute**. Le taux slave lent est de **3 °/minute** pour maintenir le système aligné avec le champ magnétique de la terre. Le mètre asservissant sur **KA 51A/51B** indique la déviation relative de cet alignement.

Placer le récepteur de navigation à la station désirée de **VOR/LOC** et tourner le bouton choisi de cours pour ajuster l'indicateur choisi de pointeur de cours sur le cadran désiré de Radial de cours. Quand un signal utilisable de navigation est reçu par le **KI 525A**, le drapeau d'avertissement de **NAV** disparaîtra de la vue.

La barre latérale de déviation de **KI 525A** représente le cours choisi de **VOR/LOC**. La relation de la barre de déviation à l'avion symbolique présente le rapport du cours choisi à l'avion.

Pour une approche de **ILS**, accorder le récepteur de navigation à la fréquence désirée. Pour l'opération de **LOC**, l'indicateur choisi de cours devrait être placé au cours d'arrivée de localisateur. L'indicateur de pente de glissement guidera dans la vue après que des 2 à 12 secondes retardent si un signal utilisable de glideslope est reçu. L'indicateur de glideslope indique la position relative du chemin de pente de glissement en ce qui concerne l'avion.

## II-10 OPÉRATION DE SECOURS

Si le drapeau d'avertissement de puissance d'entrée de **KI 525** apparaît le système de boussole a éprouvé une panne de courant et les indications de carte sont par erreur. Couper la puissance du **KG102**; la barre latérale de déviation et l'indicateur **To ou From** restera en fonction.

Si le drapeau **HDG** du **KI 525A** apparaît en vue après que le système ait fonctionné ou ne sorte pas de la vue après puissance initiale vers le haut, un des conditions suivantes et de l'information de compas ne sera pas fiable :

- le compas gyroscopique sur le **KG102A** ne fonctionne pas au-dessus de 50% de sa vitesse normale.
- le système n'a pas tourné jusqu'au cap magnétique et n'a pas commuté hors de rapide slave sur la puissance initiale vers le haut.
- L'alimentation d'énergie dans **KG102A** ne fonctionne pas correctement.

Un grand débattement continu du mètre asservissant ou des grandes anomalies entre le compas magnétique et la carte du compas **KI 525 / 525A** peut indiquer un échec dans le système asservissant et ne peut nécessairement afficher par le drapeau de **HDG**. Si un échec asservissant se produit le bouton **SLIVE IN** sur **KA 51/51A/51B** devrait être retourné à son externe.

Le système sera maintenant en mode libre de compas gyroscopique. En enfonçant le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre ou dans le sens contraire (interrupteur à levier sur **KA /51B**. Le **KCS 55/55A** continuera à fonctionner normalement à moins que l'information de cap soit seulement dérivée du compas gyroscopique du **KG102 / 102A**, il n'y aura aucune correction magnétique du **KMT 112**.

Si le drapeau de **NAV** du **KI 525/525A** apparaît l'équipement de navigation est éteint, mal réglé, ou défaut de fonctionnement.

Si commutateur possible à un autre récepteur de navigation. La carte de compas sur le **KI 525/525A** continuera à montrer le cap d'avion.

Si le pointeur de pente de glissement de **KI 525/525A** reste hors de la vue pendant l'opération de L'ILS, l'émetteur de pente de glissement ou le récepteur de pente de glissement d'avion fonctionne mal. Si commutateur possible à un autre récepteur de pente de glissement. Les affichages de localisateur et de cap continueront à fonctionner normalement.

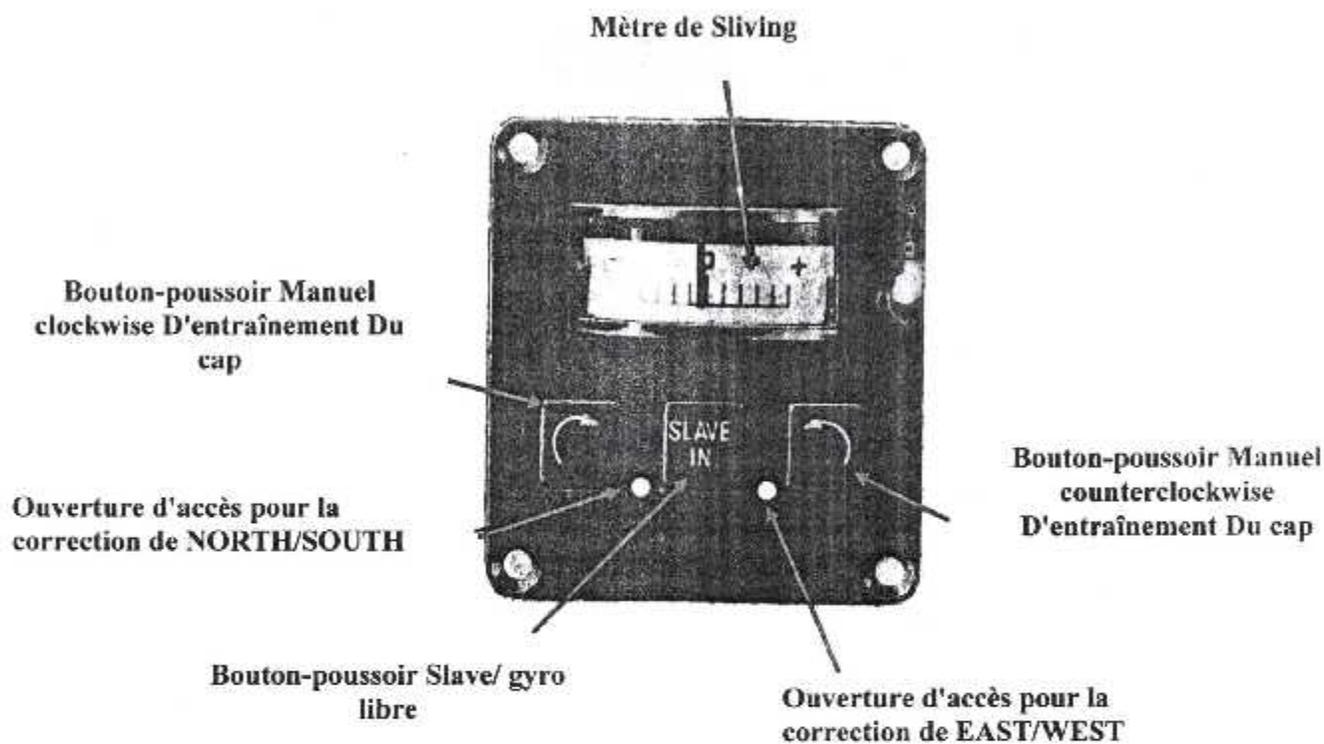


Fig-II-11 Accessoire asservissant et commandes de KA 51/51A



Fig-II-12 Accessoire asservissant et commandes de KA 51B

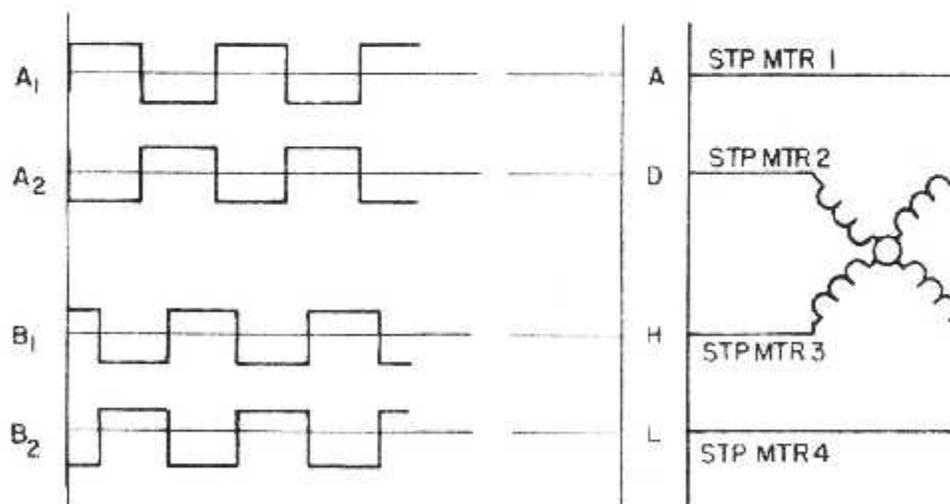
## II-11 THÉORIE D'OPÉRATION

### II-11-1 Généralités :

L'indicateur de situation horizontale le **KI 525A** se compose de plusieurs sections fonctionnelles. Ceux ces incluent la carte conduite d'affichage de cap. Un indicateur d'asservissement glideslope conduit glideslope à l'aide d'un capteur de position optique. Le glideslope rétractent le circuit pour détecter un signal inadmissible de **GS**, un circuit de drapeau de **NAV** qui surveille la puissance de récepteur de **NAV** et le niveau de signal visuel, l'opération de moteur de rotation de compas gyroscopique est une activité asservissante; en plus la barre normale de déviation de cours, **TO-FROM** mètre **CT** asservissant, émetteur de cap et séparateur de cours.

### II-11-2 La carte d'affichage du cap :

Un moteur de pas numérique est utilisé pour conduire la carte d'affichage de cap dans la réponse aux signaux produits dans le compas gyroscopique directionnel du **KG102A**. Ces signaux d'une excitation biphasée conduisent qui est raccordement aux quatre fils de moteur de pas comme représenté sur la (**Fig-II-13**).



**Fig-II-13 Circuit D'entraînement De Moteur De Pas**

Chaque fois que les formes du signal A ou B change l'état, l'axe de moteur déplace  $9^\circ$  dans une direction déterminée par l'état précédent des formes du signal de A et de B. Ce mouvement est réduit à la rotation de carte de degré de  $\frac{1}{4}$  par un train d'engrenages à l'échelle de  $\frac{1}{36}$

### II-11-3 Indicateur de GS:

L'opération de l'indicateur de GS est basée sur la répulsion d'un aimant permanent par un champ électromagnétique. Le mécanisme employé pour actionner l'indicateur est montré sur la (Fig-II-14). Arrêt conditionné, les pôles du nord et du sud de l'aimant circulaire, ce qui sont rigidement fixés à l'indicateur, sont attirés aux morceaux de poteau en métal à A et à B respectivement. Cette attraction fait guider l'indicateur vers le haut derrière le tableau de contrôle et hors de la vue. Par conséquent, le signal inadmissible de GS doit enlever seulement le signal d'entraînement d'indicateur afin d'enlever l'indicateur de la vue.

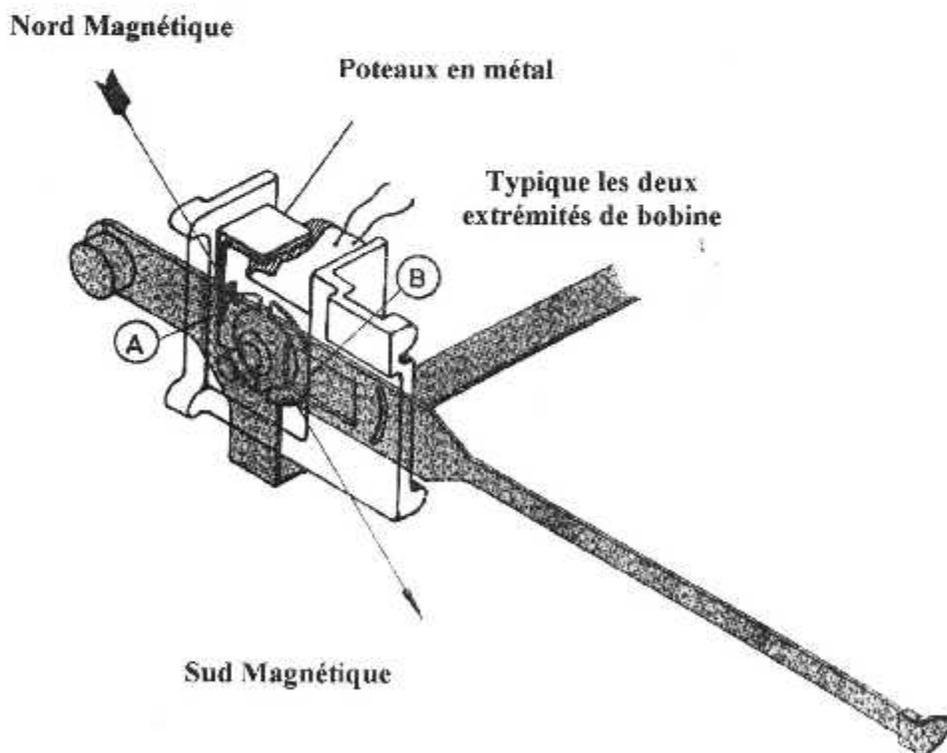


Fig-II-14 Mécanisme d'indicateur de GS

### II-11-4 Opération détaillée de GS/POINTER :

Le signal de déviation de glideslope est relié au **KI 525A** aux **pin B** et **E** sur le connecteur inférieur et de là au la carte électronique de P.C où les résistances **R139**, **R140** et **R138** présentent un **1K $\Omega$**  standard charge au récepteur. (Voir la Fig-II-15). Ces résistances sont reliées à l'amplificateur différentiel **I103A** où un gain approximativement de soixante est réalisé. De là, le signal traverse la résistance **R142** et de là à l'amplificateur **I103B** où il est filtré par le réseau de **RC** de la résistance **R165** et des condensateurs **C108** et **C109**. Ce signal filtré est limité à **-8.7v** par la combinaison du diode polarisé en aval **CR107** et de la diode Zener polarisée par inverse **CR114**. Cette action limitée est exigée pour empêcher l'indicateur de **GS** du débattement vers le haut hors de la vue derrière la monture de rétraction pendant l'opération normale. Seulement quand un signal inadmissible de **GS** est présent vouloir l'indicateur disparaissent de la vue.

Après avoir été amplifié, filtré et limité, le signal de commande passe la résistance complète **R166** à l'amplificateur **I105B** où il écrit la boucle d'asservissement d'indicateur de glideslope (Fig-II-16).

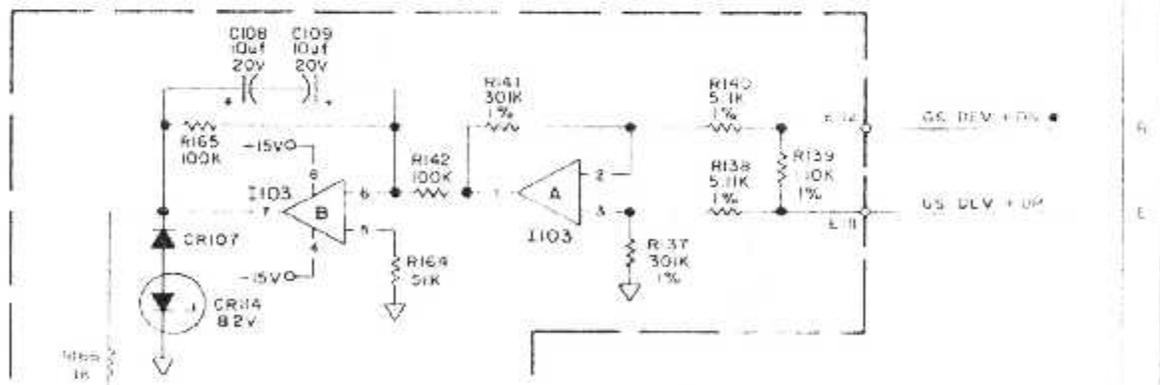


Fig-II-15 Circuit d'entrée de déviation de Glideslope

N'importe quel signal actuel à l'entrée de **I105B** aura comme conséquence une tension montée à la sortie, le taux dont est déterminé par l'importance de la tension d'entrée, résistance **R160**, et condensateurs **C101** et **C102**. Les entrées positives ont

comme conséquence les rampes mobiles négatives et les résultats négatifs d'entrées dans les rampes mobiles positives. Cette tension montée traverse la résistance **R159** au filtre passe-bas se composant de la résistance **R156** et **R157** d'I105A, et condensateurs **C103**. La sortie d'I105A est relié par **R153** à **Q109** qui forme une résistance se composante **R154** d'émetteur commun et l'enroulement d'excitation d'indicateur de **GS**. La diode **CR106** protège **Q109** pendant le de glideslope rétractent le mode de fonctionnement et la diode **CR116** empêchent de grandes tensions inverses de se développer à travers l'enroulement quand **Q109** a coupé (**Fig-II-16**).

Pendant que le courant s'accumule dans l'enroulement d'excitation de **GS**, les poteaux A et B (**Fig-II-14**) deviennent **NORD** et **SUD** magnétisés respectivement. Ceci crée une force répulsive sur l'aimant circulaire attaché à l'indicateur de **GS** le faisant guider dans une direction de haut en bas. Ce mouvement cause le faisceau lumineux infrarouge produit par **LED CR117** au mouvement latéralement à travers le visage de la cellule photoélectrique duelle **V101**.

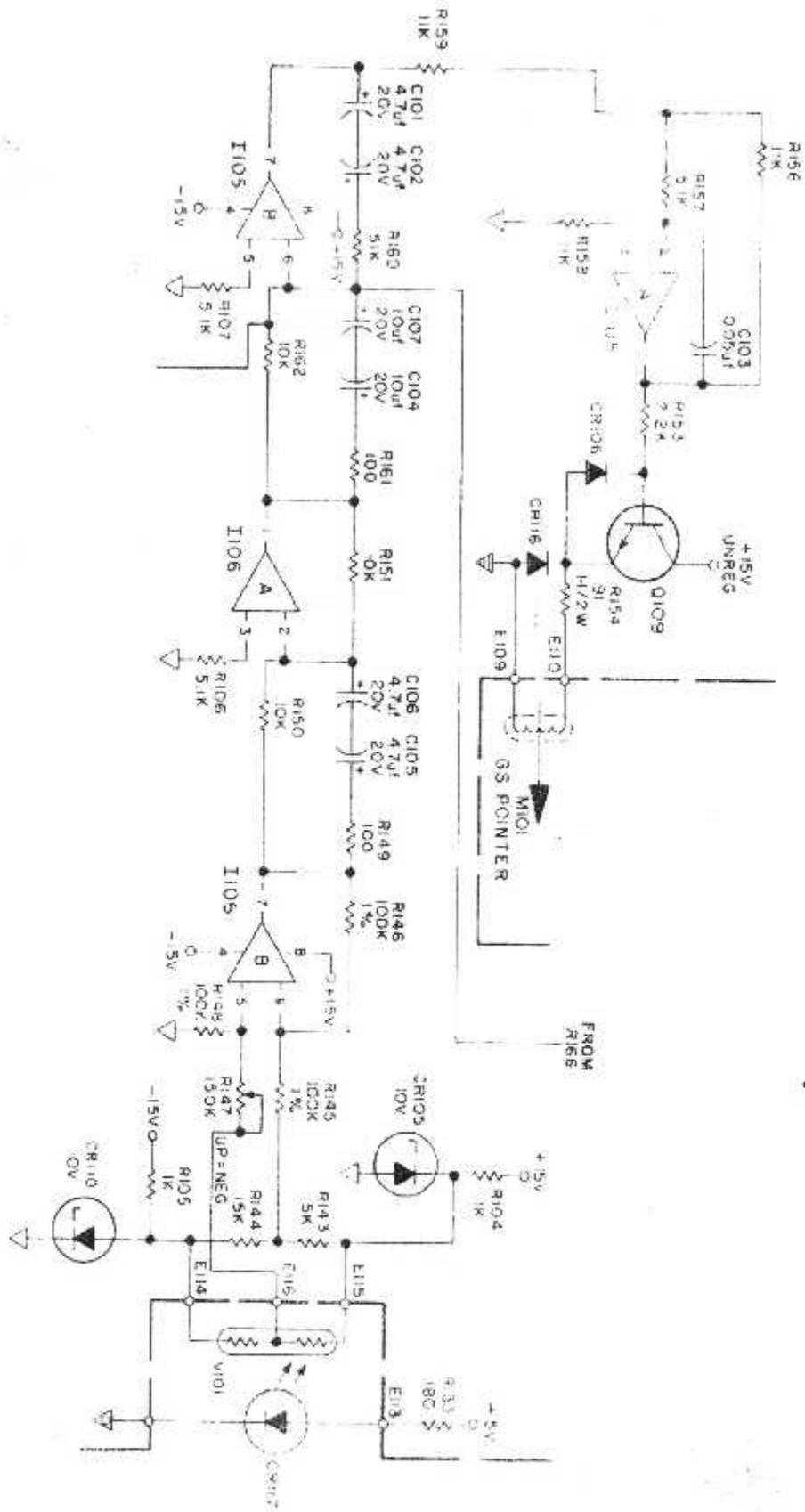
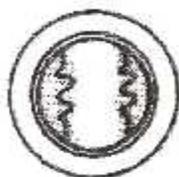


Fig-II-16 Boucle d'asservissement de Glideslope

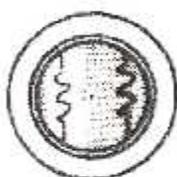
(Fig-II-17). Le mouvement latéral est provoqué par la fente excentré dans l'indicateur glideslope comme représenté sur la figure, le côté gauche de la cellule photoélectrique sera illuminé à un plus grand degré que le bon côté faisant devenir le dessus central de la cellule photoélectrique positif. L'amplificateur **I106B** compare cette tension à une valeur de référence à la jonction des résistances **R143** et **R144** et est produit par les tensions à chaque extrémité de la cellule photoélectrique. De cette façon, la variation des tensions d'excitation de cellule photoélectrique n'aura pas comme conséquence un décalage à la sortie d'**I106B**. La combinaison de la résistance **R104** et le zener **CR105** produisent la tension de cellule photoélectrique de **+10vdc**, et produit **R105** et **CR110** la tension de cellule photoélectrique de **-10vdc**. Dans les sorties d'**I106B**, le signal passe à des circuits de fil se composant des résistances **R149**, **R150** et **R151** et condensateurs **C105** et **C106**. Dans les sorties d'**I106A**, le signal passe à un autre fil des circuits se composant des résistances **R161** et **R162** et les condensateurs **C104** et **C107**. Ces circuits de fil sont exigés pour compenser le retard inhérent dans l'indicateur de glideslope et la cellule photoélectrique. Le signal en ce moment est négatif, après avoir été inversé par l'amplificateur **I106A** et tend à décommander la tension positive produite par le signal de commande à partir de l'amplificateur **I103B** discuté ci-dessus. Quand cette annulation se produit, l'indicateur de glideslope cesse de se déplacer et montre l'endroit d'avion relativement au faisceau de glideslope.



Bras De GS  
En Position Haute



Bras De GS  
En Position Milieu



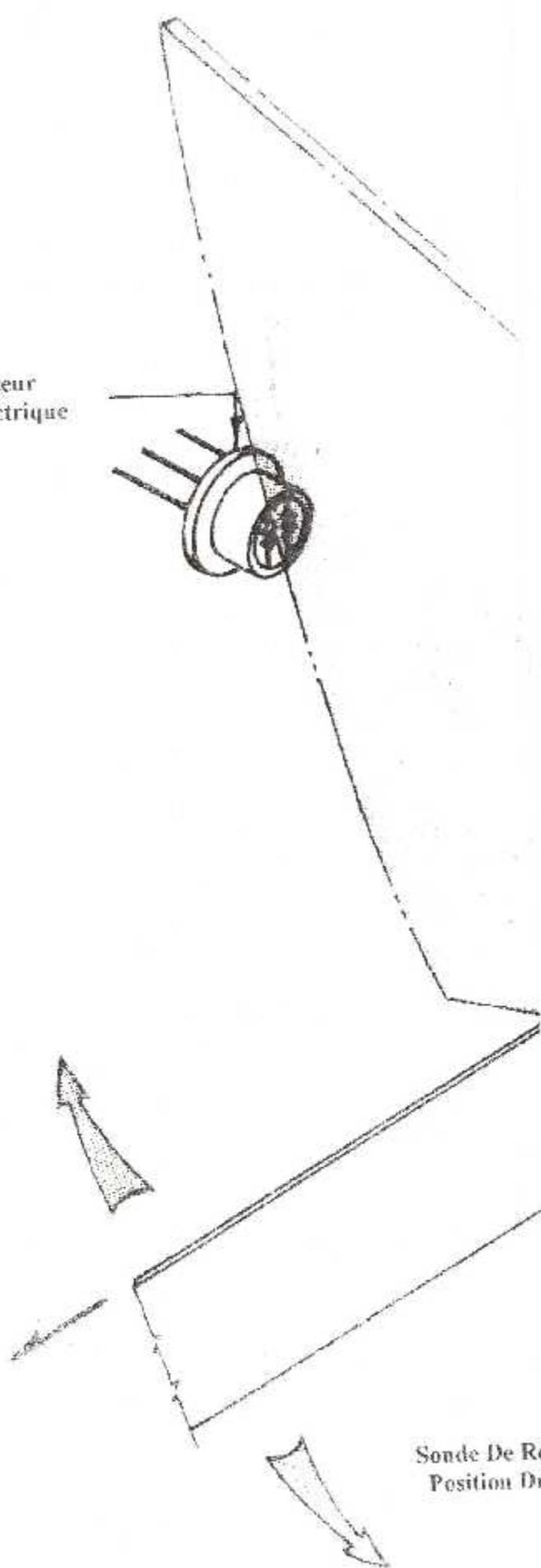
Bras De GS  
En Position Bas

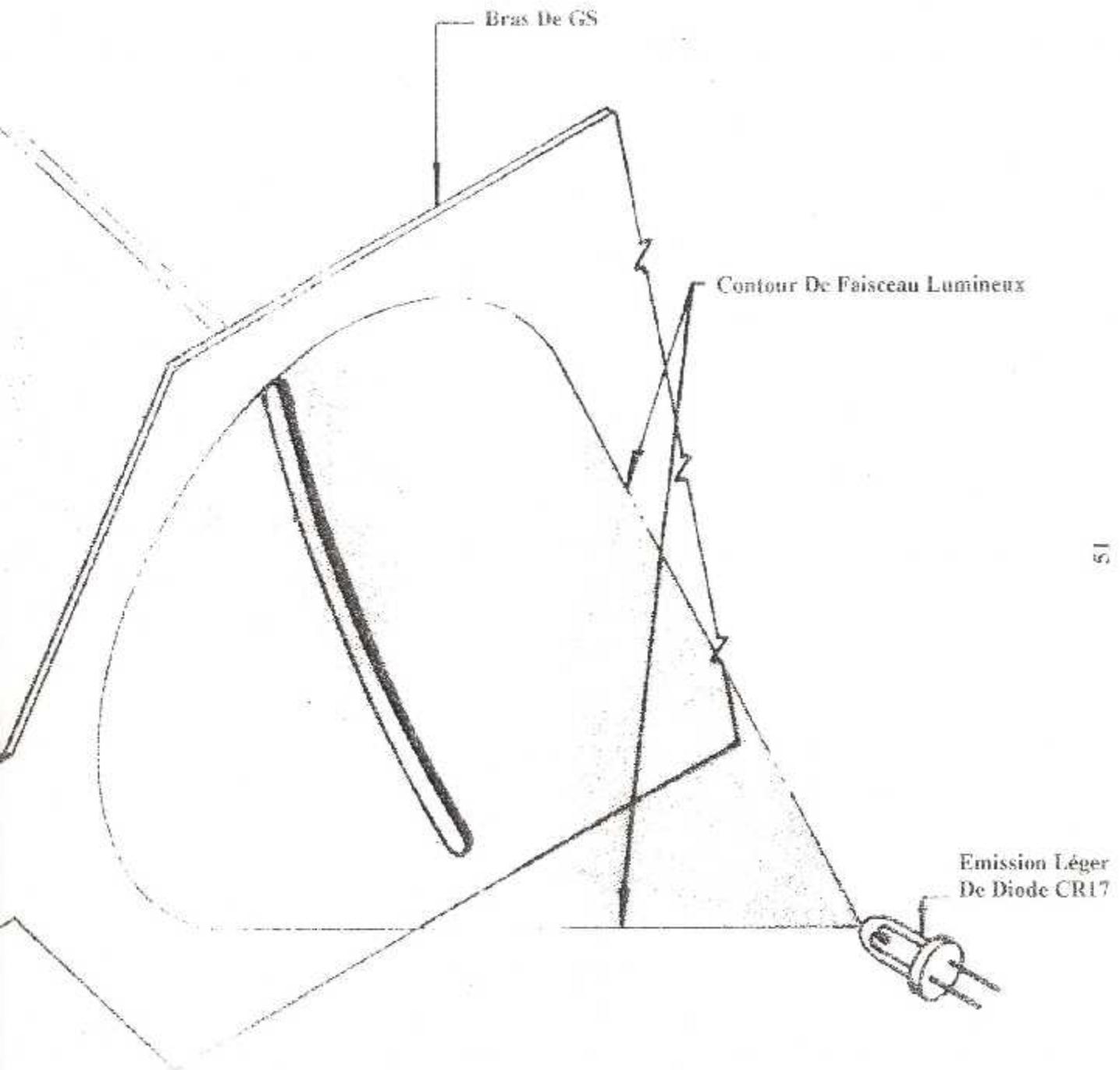
Le Modèle D'ombre  
Comme le Bras De GS  
Se Déplace dans un  
arc

Détecteur  
photoélectrique

A l'indicateur  
D'angle  
Glideslope

Sonde De Ré  
Position Du





51

roaction De  
Glideslope

Fig-II-17 Sonde de rétroaction de position de glideslope

**II-11-5 les GS rétractent le circuit : (Fig-II-18)**

Comme le signal de glideslope devient plus faible, le signal valide en bas connecteur **pin J** et compléter le pin de connecteur **W** commence à diminuer. Ce signal valide du récepteur de glideslope est relié aux résistances **R126**, **R127** et **R125** qui représentent une charge de **1 K $\Omega$**  au récepteur. L'amplificateur **I104A** augmente l'amplitude du signal valide approximativement de quarante et conduit les résistances se composantes **R129**, **R130**, **R131** d'un circuit de sensation de niveau ; condensateur **C110** et amplificateur **I104B**.

Le condensateur **C110** fournit la rétroaction négative de taux pour faire fonctionner le circuit comme intégrateur quand le rendement d'**I104A** devient plus positif que le point de commutation d'**I104B**. Le niveau de commutation est établi par les résistances **R129** et **R130** à approximativement **-7.8 vdc**. Une fois réduit par un facteur de quarante, ce niveau de commutation correspond à un niveau de **0.195 vdc** au récepteur de glideslope. Puisque l'amplificateur **I104A** utilise la rétroaction négative, le rendement de cette étape est négatif, de ce fait exigeant la tension de polarisation négative sur l'amplificateur **I104B**. Quand la sortie d'**I104A** excède **-7.8 vdc**, l'amplificateur **I104B** change lentement l'état de **+15 vdc** en **-15 vdc**. Tandis que l'amplificateur **I104B** est en état de **-15 vdc**, le récepteur de glideslope est inadmissible ayant pour résultat le courant traversent la diode polarisée en aval **CR109** et la résistance **R134**. ce courant négatif accablera le courant par la résistance **R162** ou **R166** résultant de l'amplificateur **I105B** de cellule photoélectrique ou du signal et de la cause de commande de saturer à **+15 vdc**.

Cette tension fera saturer l'amplificateur **I105A** à **-15 vdc** et le transistors **Q109** **vdc** et de force pour couper et permettre au l'indicateur de glideslope de guider vers le haut et hors de la vue.

Comme la tension valide de glideslope excède **0.195 vdc**, l'amplificateur **I104B** commutera lentement à **+15 vdc** causant la diode **CR109** d'être renversée décentrée, empêchement du courant de la résistance traversante **R134**. Dans cette

configuration, l'indicateur de glideslope se laissera tomber dans la vue et se

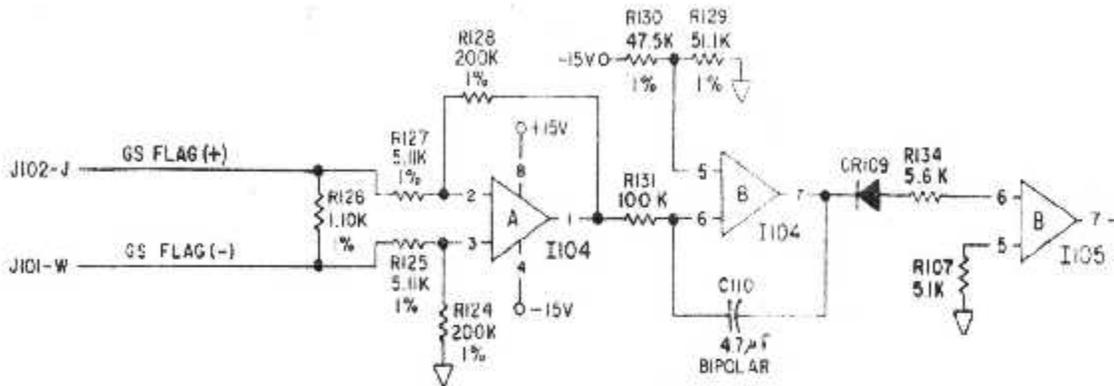


Fig-II-18 Schéma synoptique du Glideslope

#### II-11-6 Circuit de drapeau de NAV: (Fig-II-19)

Le signal valide de NAV commençant au récepteur de VOR/LOC est relié à la pin K et F du carte électronique P.C. la résistance R123 fournit un 1 k $\Omega$  charge au récepteur. Ce signal traverse alors les résistances R121 et R122 à l'amplificateur différentiel I102A. La rétroaction négative est fournie par la résistance R117 qui a également établi un gain d'un (1) pour l'étape. Puisque l'amplificateur est actionné par une alimentation d'énergie, un +28 vdc ou un +14 vdc a la masse, les jonctions d'addition aux bornes 2 et 3 d de I102A doivent être positif décentré en ce qui concerne la masse afin que l'amplificateur opérationnel fonctionne. Cette tension de polarisation est développée à travers la diode zener CR108 en série avec la résistance R114 en utilisant la puissance de +28vdc, et en série avec la résistance R115 en utilisant +14 volts continu de puissance. Cette tension de polarisation de +5.1 vdc est reliée à la borne 3 de I102A par la résistance R118 et cause ainsi pour produire à la borne 1 stabilisent à +5.1 vdc également.

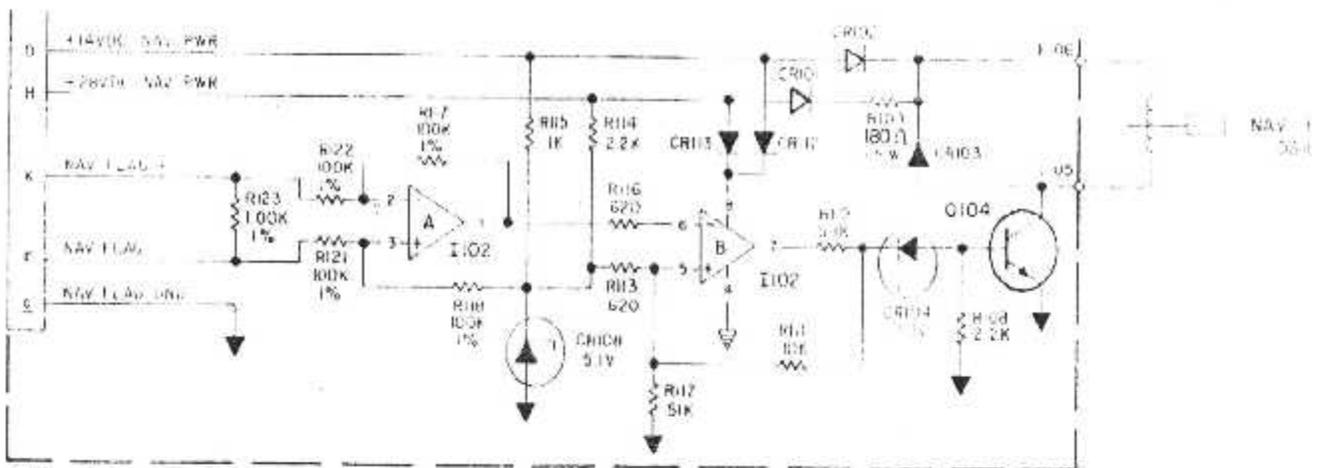


Fig-II-19 Schéma synoptique du drapeau du NAV

Le niveau de tension d'entrée de drapeau du récepteur de NAV sera inversé par **I102A** et apparaîtra à la borne 1 directement proportionnelle au changement de tension d'entrée. De la borne 1, le signal traverse la résistance **R116** à la borne 6 de **I102B**.

Ce signal est comparé à la référence polarisée sur la borne 5 d'**I102B** produit par la diode **zener CR108**. Pendant l'état inadmissible de NAV que la tension d'entrée est près de zéro et la sortie de la borne 1 d'**I102A** est presque **5.1 vdc**. La tension à la borne 5 d'**I102B**, cependant, est moins de **5.1 vdc** en raison des résistances se composantes **R112** et **R113** de diviseur de tension. Ceci cause la tension à la borne 7 d'**I102B** au commutateur au potentiel a la masse, enlevant la commande sur le transistor **Q104** et fournir un peu de rétroaction positive à la borne 5 d'**I102B** par les résistances **R110** et **R111**.

Quand la tension d'entrée grimpe jusqu'approximativement à **+ 0.21 vdc**, la sortie de **I102A** diminuera à **+ 4.9 vdc** qui est moins que la tension de référence sur la borne 5. Ceci causera à l'amplificateur **I102B** au commutateur du potentiel à la masse proche **+ 14 vdc** ou **+ 28 vdc** dépendant de la grandeur d'alimentation d'énergie. La diode **zener CR104** empêche le transistor **Q104** de s'allumer quand **I102B** est bas puisque la sortie de cette étape peut être aussi haut qu'un ou deux

volts. Quand **I102B** commute haut, détruire **CR104** vers le bas dans la direction d'inversion, fournir le courant bas pour **Q104**. Ceci a comme conséquence le courant de collecteur par la bobine de drapeau de NAV en série avec **CR102** pour l'opération de **14 vdc** et le **R109** et **CR101** pour l'opération de **28 vdc**.

Pendant que le courant s'accumule dans la bobine de drapeau de NAV, le petit aimant circulaire entre les poteaux de bobine tourne, entraînant le drapeau de NAV se relever à l'arrière de vitre de la façade.

#### **II-11-7 Drapeau de HDG du KI 525A :**

Le drapeau de **HDG** fonctionne de la même manière comme le drapeau de NAV, dans celui courant traverser la bobine produit d'un champ magnétique s'opposant au champ dans l'aimant circulaire auquel le drapeau est fixé. Cette opposition fait tourner et placer l'aimant le drapeau de **HDG** hors de la vue derrière le tableau de contrôle. Quand l'approvisionnement + **15v** non réglé du compas gyroscopique du **KG102A** chute en dessous de **2.0 vdc**, l'attraction des poteaux circulaires d'aimant aux morceaux de poteau devient plus grande que la force de répulsion du champ et des résultats produits par bobine dans une rotation rapide de l'aimant circulaire à aligner avec les morceaux de poteau. Ceci a comme conséquence le réaffichage du drapeau de **HDG** par derrière la monture supérieure. En plus de la surveillance approvisionnement +**15v** non réglé, le drapeau de **HDG** hérite également la vue pendant le compas gyroscopique tournent vers le haut et pendant l'automobile rapide ou l'opération slave manuelle.

#### **II-11-8 l'assemblage HDG choisi et la détection de CRS de référence:**

Les détecteurs photoélectriques duels **V102** et **V103** (**Fig-II-20**) fournissent les sorties de **DC** qui correspond au cap choisi et aux signaux de données de cours respectivement. Un faisceau lumineux de **LED CR115** a illuminé **V102** et **CR111** illumine **V103**. Ces faisceaux lumineux sont partiellement interrompus par un obturateur qui monte sur le HDG choisi, ou came de la donnée de cours fixée au joug central. (**Figure 4-8**). La fente horizontale dans l'obturateur permet les faisceaux de lumière étroits à tomber sur la cellule photoélectrique. Cette lumière

cause une diminution de la résistance des éléments de cellule photoélectrique, mais si les deux segments sont également exposés comme représenté sur la (Fig-II-20B), la tension de sortie quand mesuré par rapport au point doux de combinaison **R135** et **R136** de résistance, sera zéro. Les résistances **R135** et **R136** fournissent le point de référence pour les deux récupérations et empêchent la variation d'alimentation d'énergie d'affecter la tension de sortie.

En tant que cap l'indicateur du bogue ou de cours est tourné dans le sens des aiguilles d'une montre, l'obturateur se déplace vers le haut dans la réponse aux réduis croissants de came. Ceci a comme conséquence une plus grande exposition de la moitié supérieure de la cellule photoélectrique duelle comme représenté sur la (Fig-II-20A). Une réduction de la résistance de cette moitié déséquilibre le diviseur de tension et produit une tension positive de rendement entre le dessus de centre de cellule photoélectrique et la jonction des résistances **R135** et **R136**. En tant que cap l'indicateur du bogue ou de cours est tourné dans le sens contraire des aiguilles d'une montre, l'obturateur descend, exposer la moitié inférieure de la cellule photoélectrique.

(Fig-II-20). Ceci a comme conséquence une tension négative de sortie entre le dessus de centre de cellule photoélectrique et la jonction des résistances **R135** et **R136**.

La rotation du bogue choisi de cap produira une tension changeante sans interruption dans le plus ou sans 30 degrés de la ligne de foi supérieure. Au delà de ce point, la tension demeurera constante approximativement au  $\pm 12.5$  vdc. Quand le bogue est tourné jusqu'au fond de l'instrument, la tension change la polarité et demeure encore constante jusqu'à ce qu'elle soit déplacée à moins de 30 degrés de la ligne de foi supérieure où elle commence à diminuer vers zéro volts.

La came de la donnée de cours est coupée dans une mode semblable, sauf qu'il est symétrique sur les sections supérieures et inférieures tenant compte de l'opération arrière de pilote automatique de cours. En outre, la came de cours a une portée linéaire plus étendue que la came de cap, se déployer dehors à  $80^\circ$  de chaque côté du supérieur ou abaissent des lignes de ligne de foi avec seulement  $20^\circ$  de réduis constants de chaque côté de l'instrument.

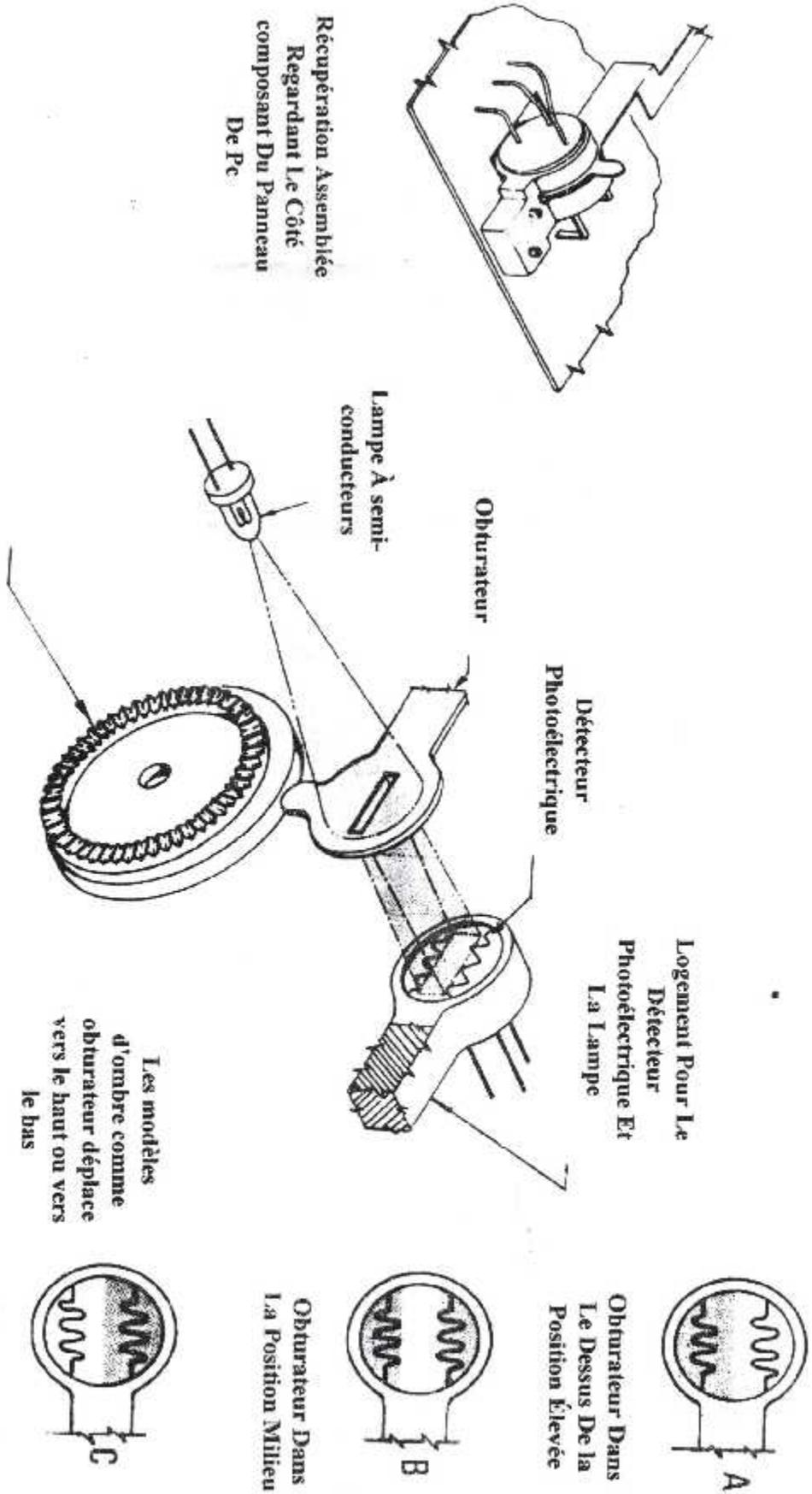


Fig-11-20 Récupération de la donnée de cours

**II-11-9 Déviation de NAV et l'indicateur TO-FROM :**

À la différence d'indicateur glideslope, les indicateurs de la déviation de NAV et TO-FROM sont les mouvements conventionnels de mètre montés à l'intérieur du joug central. Le mètre de NAV est un  $1K\Omega$ , l'unité  $150\mu a$  et TO-FROM du mètre est des  $200\Omega$ , dispositif  $200\mu a$ .

Le courant d'entraînement est fourni par le récepteur de NAV par les pins b et V de la carte P.C pour le mètre de NAV, et pins Z et T pour TO-FROM du mètre. De la carte P.C, le courant traverse deux paires de bruches attachés à la carte P.C qui s'est déployé vers le bas de chaque côté de quatre anneaux en métal entourant le joug central comme représenté sur la (Fig-I' 21).

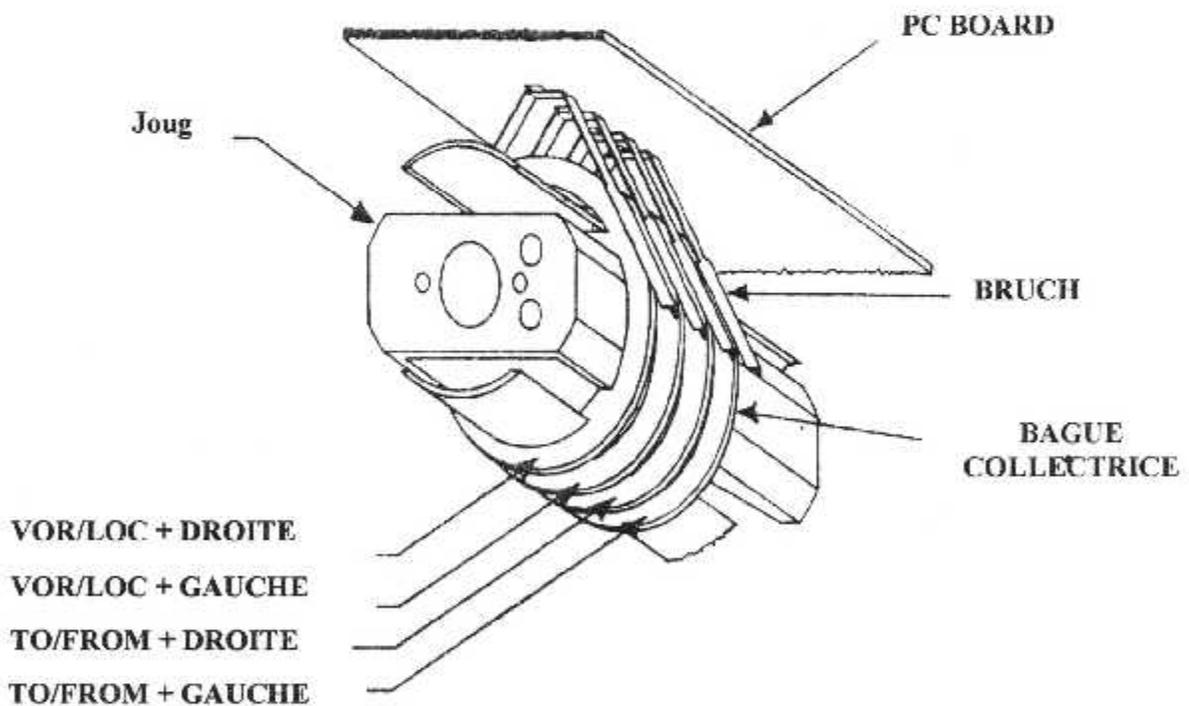
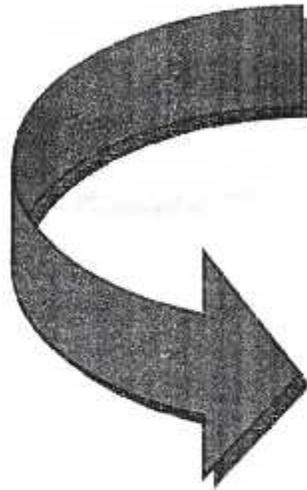
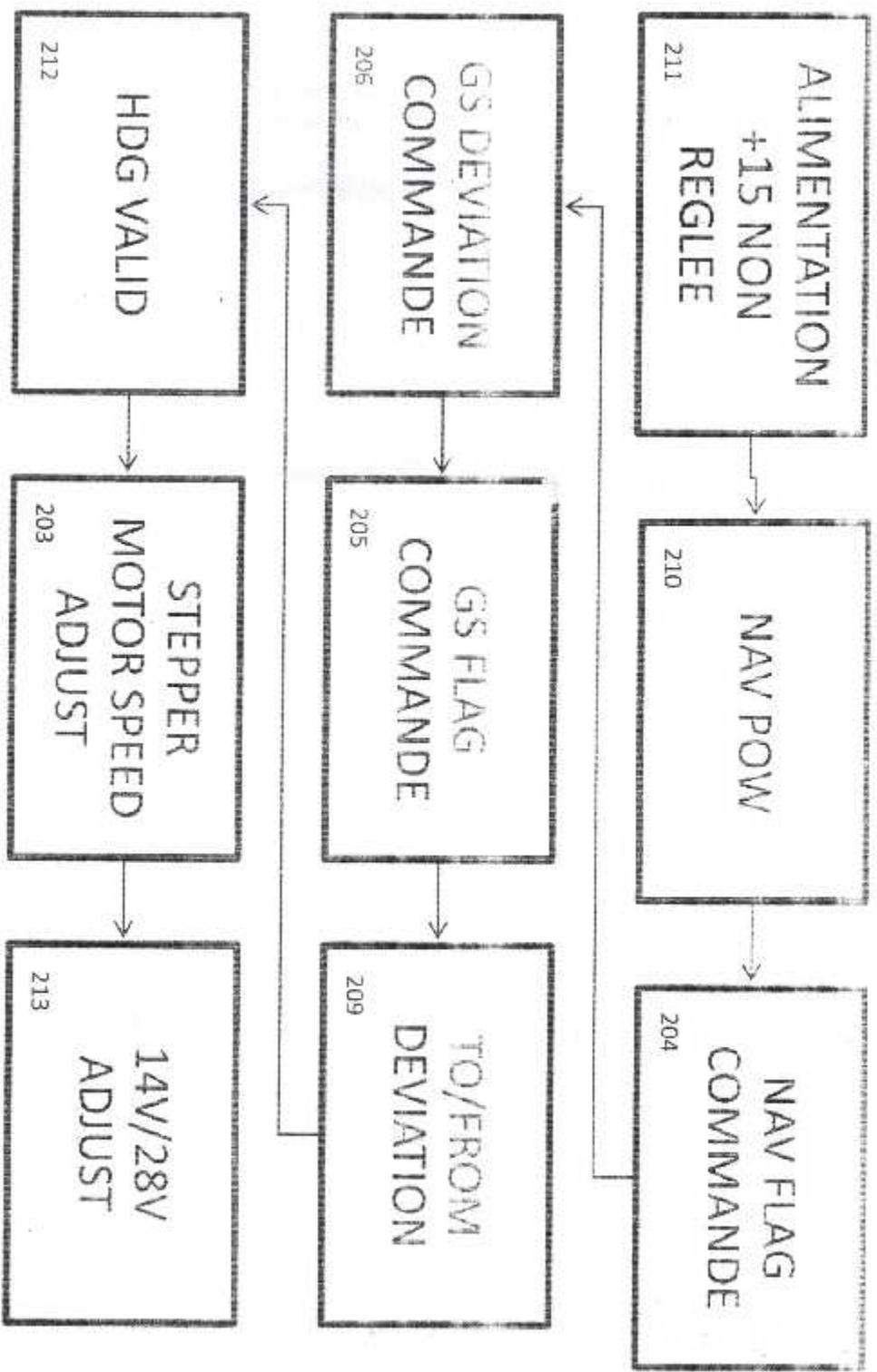


Fig-II-21 Joug central avec NAV et TO-FROM de brosse de lecture

**CHAPITRE : III**



**REALISATION**  
**ET**  
**PROCEDURE DU TEST**  
**KTS 153**



**Fig III-16 Schéma Synoptique du KTS 153**

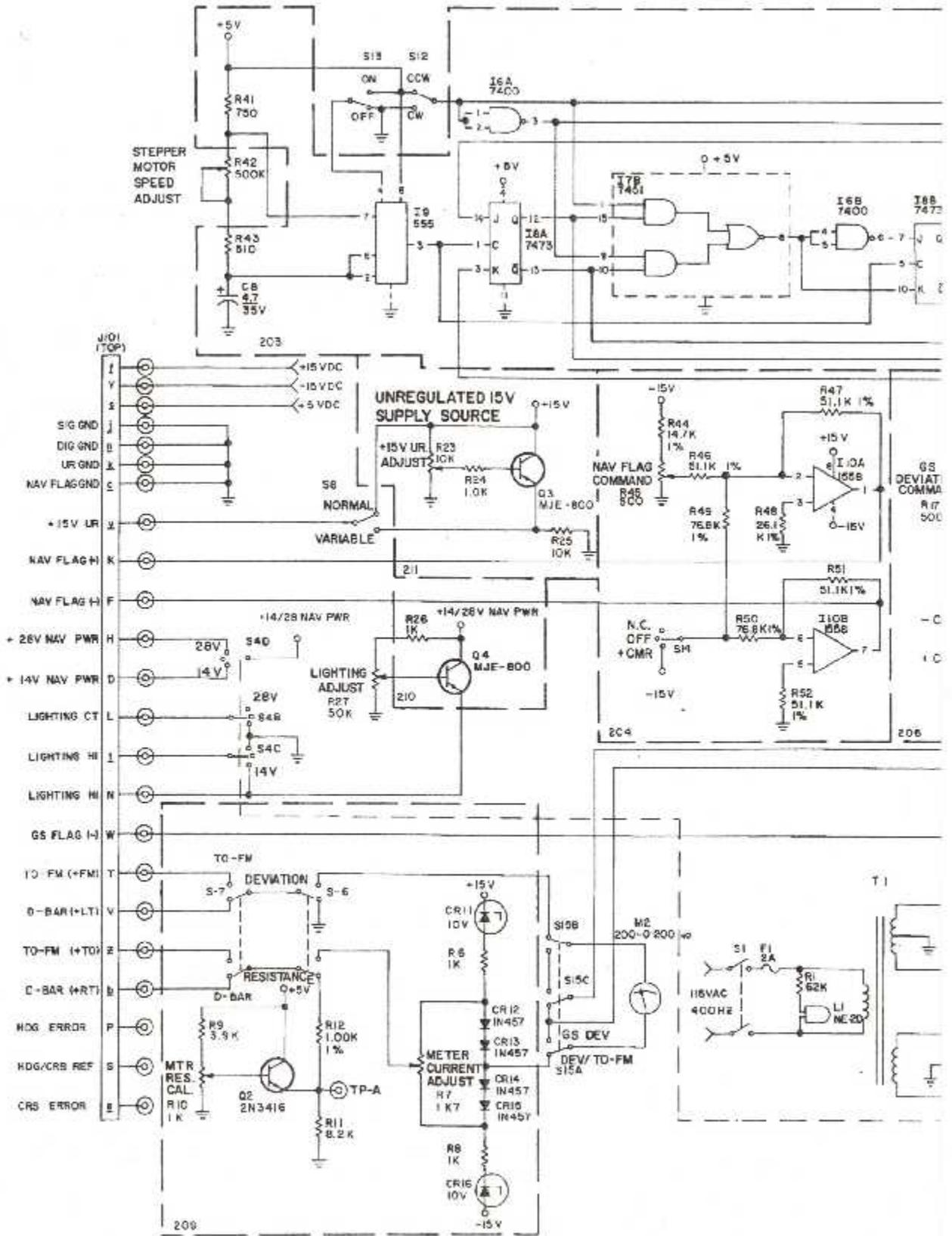
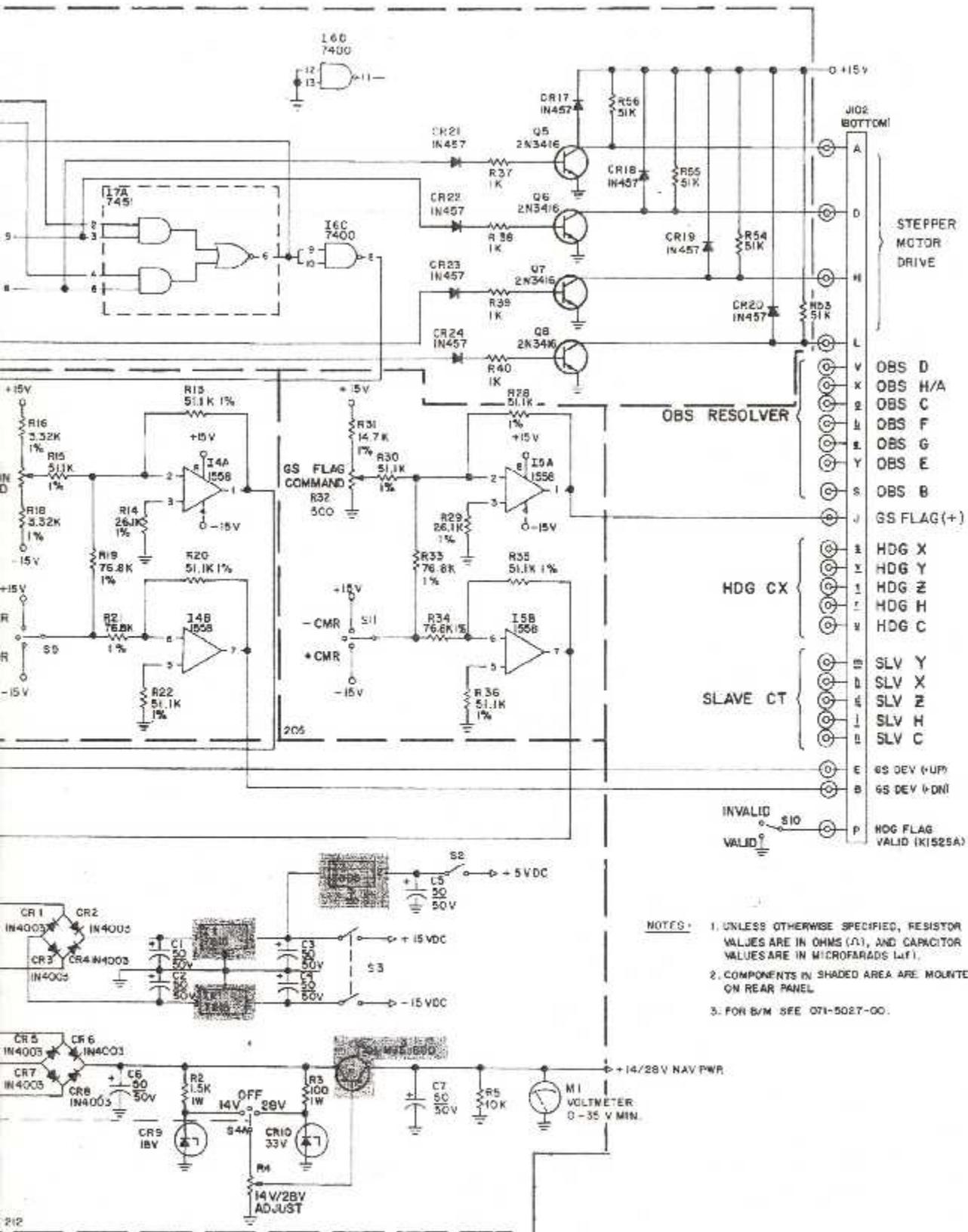


Fig III-14 Le schéma



- NOTES:
1. UNLESS OTHERWISE SPECIFIED, RESISTOR VALUES ARE IN OHMS ( $\Omega$ ), AND CAPACITOR VALUES ARE IN MICROFARADS ( $\mu$ F).
  2. COMPONENTS IN SHADED AREA ARE MOUNTED ON REAR PANEL.
  3. FOR B/W SEE 071-5027-00.

Electrique du bonc d'essai KTS 153 test

### III-DESCRIPTION DU BONC D'ESSAIE « KTS153 TEST SET »

#### III-1 THÉORIE D'OPÉRATION

##### *III-1-1 Conditions de puissance d'entrée:*

Le KTS 153 est alimenté par 115VAC/400 Hz de source branchée à l'arrière de l'appareil de contrôle. Cette source produit des approvisionnements internes de  $\pm 15\text{vdc}$ , de  $+5\text{vdc}$  et de  $+14/28\text{vdc}$ . Une mise à la masse a été établie pour tous les circuits internes qui sont reliés au châssis d'appareil de contrôle. L'entrée 115vac/400Hz est transformatrice d'isolement dans le circuit d'appareil de contrôle.

##### *III-1-2 Essai du KI 525 / KI525A :*

Deux câbles sont équipés d'ensemble d'essai et sont verrouillés à l'extrémité d'appareil de contrôle pour assurer une conjugaison appropriée. Chacune des goupilles de connecteur d'unité qui sont utilisées est raccordée dehors au panneau avant pour surveiller des buts.

En plus de ces deux blocs de sorties, des sorties superflus sont fournis dans le secteur assigné à la fonction spécifique d'essai en connecteur et goupille désignation imprimée le long du côté.

La puissance d'unité est apportée dehors au panneau avant avec différents commutateurs pour  $\pm 5\text{vdc}$ ,  $+15\text{vdc}$ ,  $+15\text{vdc}$  et  $14/28\text{vdc}$ . Un pot d'ajustement est fourni pour ajuster le 14v ou le 28v sur la valeur correcte sur le voltmètre de panneau plan.

##### *III-1-3 NAV deviation BAR/TO-FROM:*

Cette section fournit des sorties pour surveiller la D-BAR et TO-FM aux tensions avec une source de signal et une interface de micro-ampèremètre. Un pot de point test et de calibrage de mesure est fourni pour mesurer la résistance de la

D-BAR et TO-FM aux mouvements de mètre sans utiliser un ohmmètre conventionnel qui peut endommager ces mètres. Une précision  $1000\Omega$  la résistance est placée en série avec le mètre choisi et le pot de calibrage est ajusté à une tension commode qui produit quelque chose moins qu'une lecture complète sur le mètre. Par un processus de division de tension basé sur la tension à travers le mètre, la résistance de mètre peut être déterminée.

#### ***III-1-4 Déviation de GS:***

Cette source fournit le courant d'entraînement pour le pointeur de GS qui peut être surveillé sur le mètre de microampère en plaçant le passage de mètre au réalisateur de GS. Un commutateur de rejet de mode commun est fourni pour examiner le rejet de circuit de pente de glissement d'un signal d'entrée fonctionnant à une référence autre que la terre.

#### ***III-1-5 Drapeau de GS / Drapeau de NAV:***

Ces sources fournissent le courant de signal aux circuits respectifs de KI 525/KI 525A en possibilités à l'essai pour le rejet de mode commun. Ces sources ne peuvent pas être surveillées sur le micro-ampèremètre, cependant, des sorties sont fournies pour surveiller la tension.

#### ***III-1-6 Commande de moteur de pas:***

Des signaux simulés d'entraînement de cartes de compas peuvent être produits et surveillés avec cette section de l'ensemble d'essai. Un commutateur "marche/arrêt", un potentiomètre de contrôle et de taux de direction avec les sorties à quatre fils de moniteur de moteur de pas fournit les moyens pour l'essai complet du moteur, mécanisme de train d'engrenages et de carte de compas.

**III-1-7 Approvisionnement +15 non réglé:**

Cet approvisionnement est employé pour tester le mécanisme du drapeau de HDG quand il est en position variable. Ce commutateur devrait être à gauche dans la position normale pendant l'essai général et que le rendement d'approvisionnement est alors fixé à +15vdc.

**III-1-8 HDG VALIDE:**

Ce commutateur fournit la masse pour le drapeau de HDG sur le KI 525A. Ce commutateur n'atteint aucun objectif sur le KI 525 puisque le drapeau de PWR sur cette unité est intérieurement fondu.

**III-2 MÉTHODE D'ESSAI**

1. Mise sous tension (115vac / 400Hz)
  - +14/28 vdc commutateur OFF
  - Lampe L1 → ON
  - Tous les commutateurs CMR → OFF
  
2. Mesurer la tension suivante (J101)

Pin f	+15 ± 0.5 vdc / 50mvac max
Pin Y	-15 ± 0.5 vdc / 50mvac max
Pin s	+5 ± 0.5 vdc / 50mvac max
Pin v	+15 ± 0.5 vdc (normal) 0.0 to 14.5 ± 1 vdc (Variable)
Pin H	0.0 ± 0.5 vdc (S4 - OFF) 0.0 ± 0.5 vdc (S5 - 14vdc) 0.0 to +32 ± 1.5 vdc réglable (S4 - 28vdc)

Pin D	0.0 ± 0.5 vdc (S4 – OFF) 0.0 ± 0.5 vdc (S4 – 28vdc) 0.0 to 17 ± 1.5 vdc réglable (S4 – 14 vdc)
Pin N	0.0 to 13 ± 1 vdc réglable (S4 – 14 vdc) (+14v les lampes se sont reliées entre les pin N et L, et t et L)
Pin t	0.0 to 13 ± 1 vdc réglable (S4 – 14 vdc) (+14v les lampes se sont reliées entre pin N et L, et t et L)
Pin N	0.0 to 26 ± 2 vdc réglable (S4 – 14 vdc) (+14v les lampes se sont reliées entre pin N et L, et t et L)

3. Doser la tension de la mesure M1 de pin H ou D.
4. Relier un 1K $\Omega$ , charger J101 de pin b à V, et Z à T.
  - S15 to DEV/TO-FM.

Pin b to V	(S6 – résistance ; S7 – D-BAR) 0.0 to 0.29 ± 0.0 vdc (réglable avec RES CAL)
Pin Z to T	(S6 – résistance ; S7 – TO-FM) 0.0 to 0.29 ± 0.0 vdc (réglable avec RES CAL)
Pin b to V	(S6 –Déviation ; S7 – D-BAR) M2 ± 150 $\mu$ a Minimum (réglable avec l'ajustement courant de mètre.)
Pin Z to T	(S6 –Déviation ; S7 – TO-FM) M2 ± 150 $\mu$ a Minimum (réglable avec l'ajustement courant de mètre.)

5. S15 to GS DEV, 1K $\Omega$  charge de J102 pin E to B.

Pin E to B	± 0.25 vdc min. variable par R17 M2 ± 200 $\mu$ a minimum (la valeur micro d'ampère sera équivalente à la lecture de millivolt à travers la pin E à B de J102)
------------	--

Mesure pin E à la te masse avec E to B placer à $0.0 \pm 0.1$ vdc	$0.0 \pm 0.5$ vdc
--	-------------------

\*S9 to +CMR

Pin E to GND	$+10.0 \pm 0.5$ vdc
Pin B to GND	$+10.0 \pm 0.5$ vdc

\*S9 to -CMR

Pin E to GND	$-10.0 \pm 0.5$ vdc
Pin B to GND	$-10.0 \pm 0.5$ vdc

\*CMR to OFF

6. Insérer  $1k\Omega$  charger J102 de pin J à J101 pin W (drapeau de GS)

Pin J102-J to J101-W	$0.0$ to $+0.49 \pm 0.1$ vdc
----------------------	------------------------------

\* Placer J à W à zéro volts.

S11 to +CMR

Pin J102-J to GND	$+10.0 \pm 0.5$ vdc
Pin J101-W to GND	$+10.0 \pm 0.5$ vdc

S11 to -CMR

Pin J102-J to GND	$-10.0 \pm 0.5$ vdc
Pin J101-W to GND	$-10.0 \pm 0.5$ vdc

CMR OFF

7. Insérer  $1k\Omega$  charger de J101 K à F (Drapeau de NAV)

Pin K to F	$0.0$ to $+0.49 \pm 0.1$ vdc Variable par R45
------------	--

Placer K à F à zéro volts.

S14 to +CMR

CMR OFF

8-Commande de moteur de pas  
S13 ON, S12 CW

Pin K to GND	+10.0 ± 0.5 vdc
Pin K to GND	+10.0 ± 0.5 vdc

Pin J102 A-----)

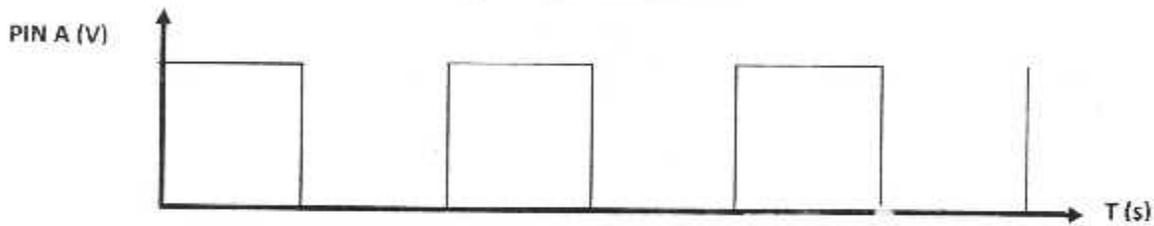
Pin J102 D-----) Vague carrée 0.0 à ± +15 0.5 volts continu.

Pin J102 H-----) freq variable entre 1.1 Hz max

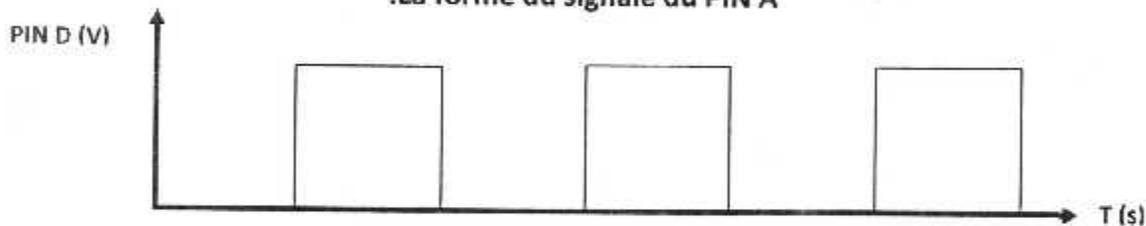
Pin J102 L-----) et 35 Hz min par R42

S12 CCW

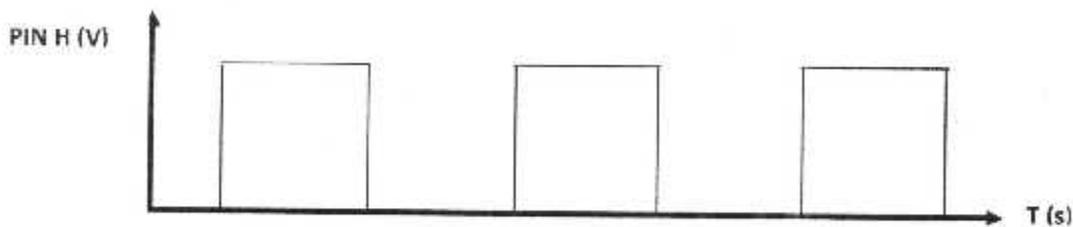
Répétition au-dessus d'étape.



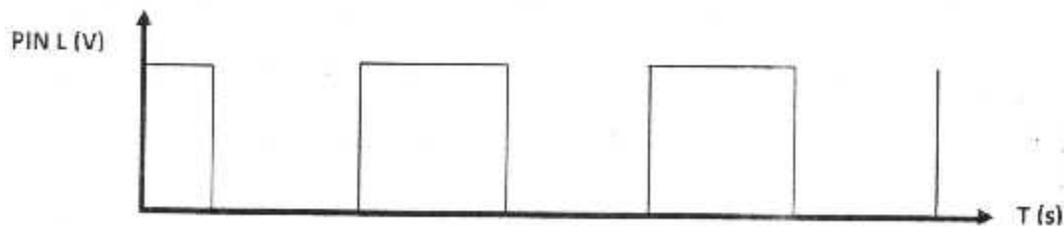
.La forme du signale du PIN A



.La forme du signale du PIN D



.La forme du signale du PIN H



La forme du signale du PIN L

Fig III-1.La forme du signale au niveau des PINS

## III-3 Tableau des composantes du bonc d'essai « KTS 153 TEST SET »

## III-3-1 Assemblée finale :

NAME		ASS'Y. NO.	QUANTITY					
(KI 525/KI 525A TESTER)		071-5027-00						
KING RADIO CORP. PARTS LISTING			CODE	QUANTITY				
SYMBOL	PART NUMBER	DESCRIPTION		-00	-01	-02	-03	-04
L1		Lamp Neon, 115v		1				
T1	019-7040-00	Power Transformer		1				
M1		Meter, Voltage, 0-35v Min		1				
M2		Meter, Current, 200-0-200ua		1				
	△ 057-1199-00	Mod Status Sticker		1				
C1	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v		7				
C2	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C3	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C4	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C5	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C6	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C7	097-0066-01	Cap, Elec, 50uf, 50v						
C8	096-1030-31	Cap, Elec, 4.7uf, 35.v		1				
Q1	007-0208-00	Xistor, PWR NPN MJE-800		3				
Q2	007-0026-03	Xistor, NPN 2N3416		5				
Q3	007-0208-00	Xistor, PWR MJE-800						
Q4	007-0208-00	Xistor, PWR NPN MJE-800						
Q5	007-0026-03	Xistor, NPN 2N3416						
Q6	007-0026-03	Xistor, NPN 2N3416						
Q7	007-0026-03	Xistor, NPN 2N3416						
Q8	007-0026-03	Xistor, NPN 2N3416						
I1	120-3026-14	Regulator, +15vdc, 7815		1				
I2	120-3056-13	Regulator, -15vdc, 7915		1				
I3	120-3026-00	Regulator, +5vdc, 7805		1				
I4	120-3022-01	OP Amp, 1558		3				
I5	130-3022-01	OP Amp, 1558						
I6	120-0001-00	Integrated Ckt 7400		1				
I7	120-0006-01	Integrated Ckt 7451		1				
I8	120-0007-01	Integrated Ckt 5473		1				
I9	120-3040-00	Integrated Ckt 555		1				
I10	120-3022-01	OP Amp, 1558						
S1		DPST, 115vac, 10A Min		1				
S2		Switch, SPST		3				
S3		Switch, DPST						
S4		Switch, 4PDT, Center off		2				
S6		Switch, DPDT		2				
S7		Switch, DPDT						
S8		Switch, SPDT		3				
S9		Switch, SPDT, Center Off						
S10		Switch, SPST		2				

Tableau n° : 01

NAME		ASS'Y. NO.	QUANTITY					
(KI 525/KI 525A TESTER)		071-5027-00						
KING RADIO CORP. PARTS LISTING			CODE	-00	-01	-02	-03	-04
SYMBOL	PART NUMBER	DESCRIPTION						
S11		Switch, SPDT, Center Off						
S12		Switch, SPDT						
S13		Switch, SPDT						
S14		Switch, SPDT, Center Off						
S15		Switch, 3PDT						
CR1	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6		8				
CR2	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR3	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR4	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR5	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR6	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR7	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR8	007-6022-00	Diode, Silicon, TS6						
CR9	007-5011-19	Diode, Zener, 18v, 1N4745		1				
CR10	007-5011-24	Diode, Zener, 33v, 1N4752		1				
CR11	007-5011-01	Diode, Zener, 10v, 1N4740		2				
CR12	007-6029-00	Diode, Silicon, 1N457		12				
CR13	007-6029-00	Diode, Silicon, 1N457						
CR14	007-6029-00	Diode, Silicon, 1N457						
CR15	007-6029-00	Diode, Silicon, 1N457						
CR16	007-5011-01	Diode, Zener, 10v, 1N4740						
CR17	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR18	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR19	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR20	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR21	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR22	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR23	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
CR24	007-6029-00	Diode, Silicon 1N457						
R1	130-0623-23	Res, 1/4W, 5%, 62K		1				
R2	130-0152-43	Res, 1W, 5%, 1.5K		1				
R3	130-0101-43	Res, 1W, 5%, 100		1				
R4		Res, Variable, 5K		1				
R5	130-0103-23	Res, 1/4W, 5%, 10K		2				
R6	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K		8				
R7		Res, Variable, 1K		2				
R8	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K						
R9	130-0392-23	Res, 1/4W, 5%, 3.9K		1				
R10		Res, Variable, 1K						
R11	130-0822-23	Res, 1/4W, 5%, 8.2K		1				
R12	136-1001-22	Res, 1/4W, 1%, 1.00K		1				
R13	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K		12				
R14	136-2612-22	Res, 1/4W, 1%, 26.1K		3				
R15	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K						
R16	136-3321-22	Res, 1/4W, 1%, 3.32K		2				
R17		Res, Variable, 500		3				
R18	136-3321-22	Res, 1/4W, 1%, 3.32K						
R19	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K		6				
R20	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K						
R21	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K						

Tableau n° : 02

NAME		ASS'Y. NO.							
(KI 525/KI 525A TESTER)		071-5027-00							
KING RADIO CORP. PARTS LISTING				M C O D	QUANTITY				
SYMBOL	PART NUMBER	DESCRIPTION	-00		-01	-02	-03	-04	
R22	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R23		Res, Variable, 10K		1					
R24	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R25	130-0103-23	Res, 1/4W, 5%, 10K							
R26	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R27		Res, Variable, 50K		1					
R28	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R29	136-2612-22	Res, 1/4W, 1%, 26.1K							
R30	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R31	136-1472-22	Res, 1/4W, 1%, 14.7K		2					
R32		Res, Variable, 500							
R33	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K							
R34	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K							
R35	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R36	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R37	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R38	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R39	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R40	130-0102-23	Res, 1/4W, 5%, 1.0K							
R41	130-0751-23	Res, 1/4W, 5%, 750							
R42		Res, Variable, 500K		1					
R43	130-0511-23	Res, 1/4W, 5%, 510		1					
R44	136-1472-22	Res, 1/4W, 1%, 14.7K							
R45		Res, Variable, 500							
R46	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R47	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R48	136-2612-22	Res, 1/4W, 1%, 26.1K							
R49	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K							
R50	136-7682-22	Res, 1/4W, 1%, 76.8K							
R51	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R52	136-5112-22	Res, 1/4W, 1%, 51.1K							
R53	130-0513-23	Res, 1/4W, 5%, 51K		4					
R54	130-0513-23	Res, 1/4W, 5%, 51K							
R55	130-0513-23	Res, 1/4W, 5%, 51K							
R56	130-0513-23	Res, 1/4W, 5%, 51K							
J101	PT02A20-41S (002) Bendix	Connector, Panel Mounted 41 Pin Socket		1					
P101	PT06A20-41P (002) Bendix	Connector, Cable Mounted 41 Pin Plug		1					
J102	PT02A20-41SW (002) Bendix	Connector, Panel Mounted 41 Pin Socket		1					
P102	PT06A20-41PW (002) Bendix	Connector, Cable Mounted 41 Pin Plug		1					
J103	GM41/24F-ONO-VL Positronic Ind.	Connector, Cable Mounted 24 Pin Female		1					
P104	GM41MSCNOVL Positronic Ind.	Connector, Cable Mounted 41 Pin Male		1					
Hood	GM41-000J Positronic Ind.	Hood, Connector		2					
	002-0436-00	Schematic		REF					
	155-2058-00	Test Panel Wiring Harness & Cables		REF					
	035-01988-0000	Packing Instructions		REF					
	035-01989-0000	Packing Instructions		REF					

Tableau n° : 03

PARTS LIST REVISION HISTORY				ENGR. APPROVAL
NAME (KI 525/KI 525A TESTER)				ASS'Y NO. 071-05027-0000 KNC AUTHORIZED PRINT
ASS'Y. DWG. 300-2004-00		UNIT KTS 153		
REV	CHANGE	SYMBOL	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	19492	C8	096-1030-31	P/N changed from 096-1030-05
		S1		Desc. changed from 5A Min to 10A Min
		S14		Desc. changed from SPST to SPDT, Center Off
		S15		Desc. changed from 4PDT to 3PDT
		R5	130-0103-23	Qty. changed from 3 to 2
		R6	130-0102-23	Qty. changed from 7 to 8
		R14	136-2612-22	P/N changed from 136-2552-22
		R16	136-3321-22	P/N changed from 136-1471-22
		R18	136-3321-22	P/N changed from 136-1471-22
		R24	130-0102-23	P/N changed from 130-0103-23
		R29	136-2612-22	P/N changed from 136-2552-22
		R31	136-1472-22	Qty. added of 2
		R48	136-2612-22	P/N changed from 136-2552-22
		R53, 54, R55, 56	136-0513-23 " " " " " "	P/Ns added to B/M " " " "
2	21347	Q1	007-0208-00	Qty. changed from 2 to 3
		Q3	007-0208-00	P/N changed from 007-0038-00
3	35485		057-1199-00	P/N added to B/M Qty. 1
4	94872		035-01988-0000	P/N added to B/M Qty. REF
			035-01989-0000	

Tableau n° : 04

III-4 Les cartes électroniques (imprimées) et leurs schémas électriques :

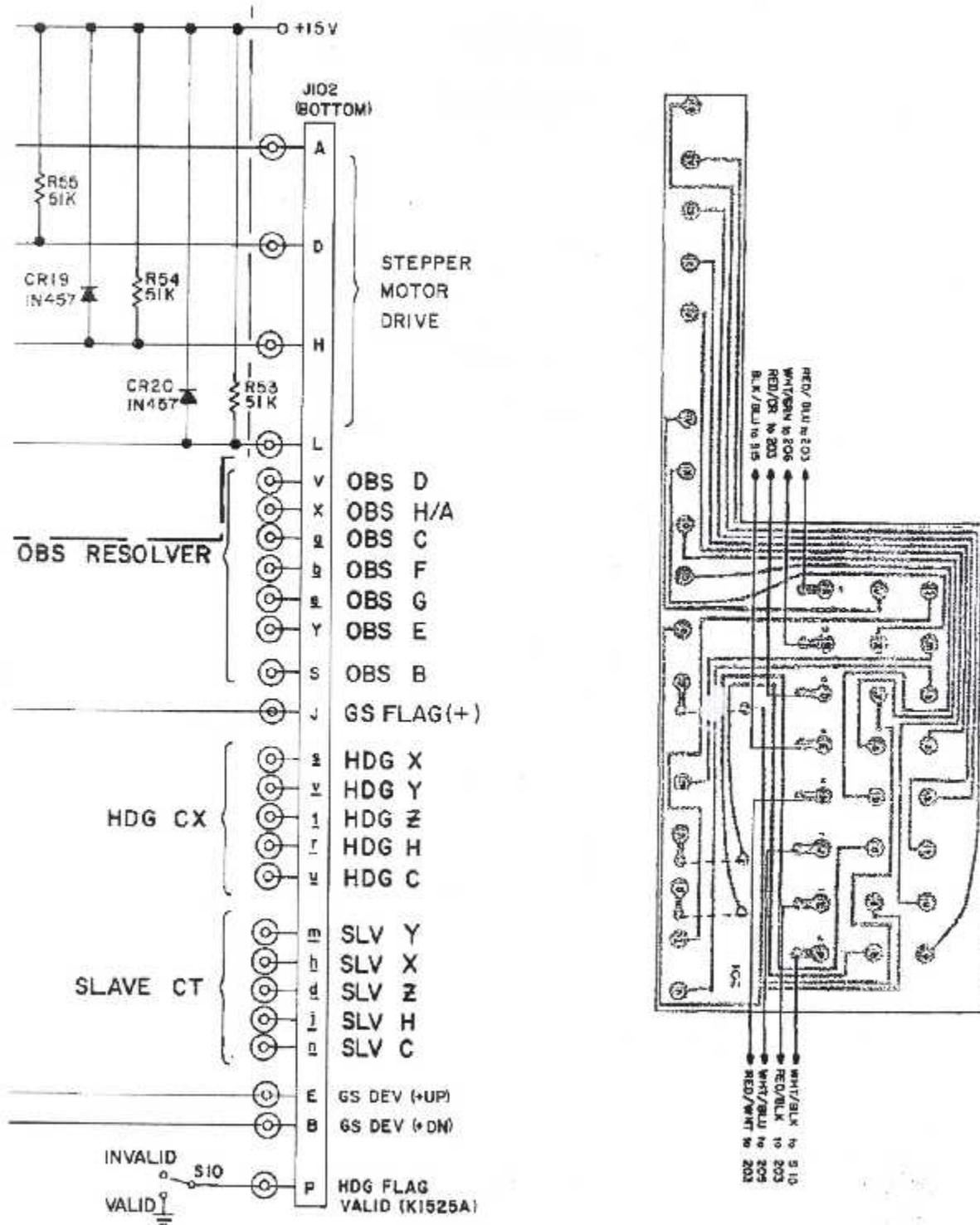


Fig III-2 Carte du circuit imprimé 201 et Schéma Elec

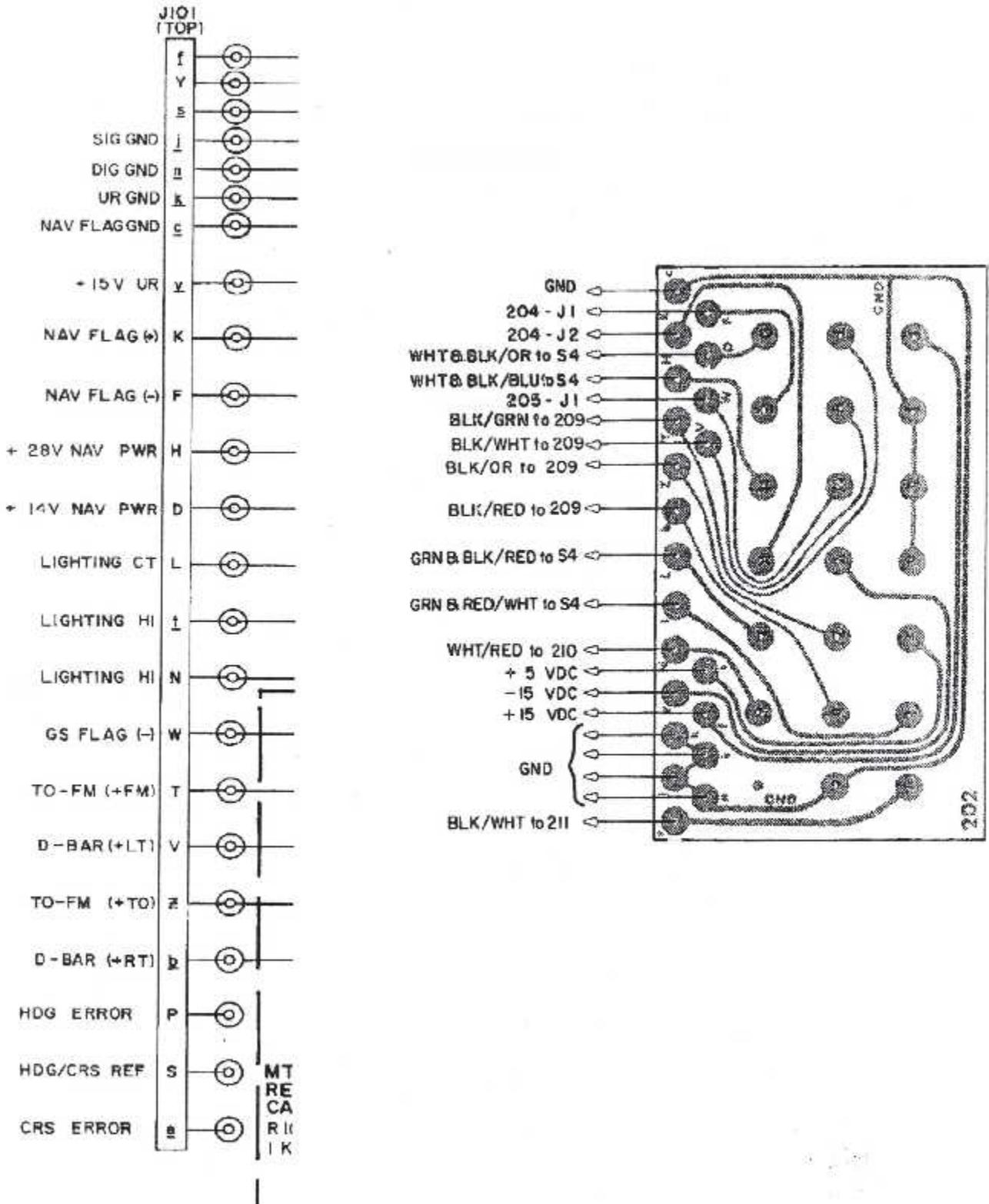


Fig III-3 Carte du circuit imprimé 202 et Schéma Elec

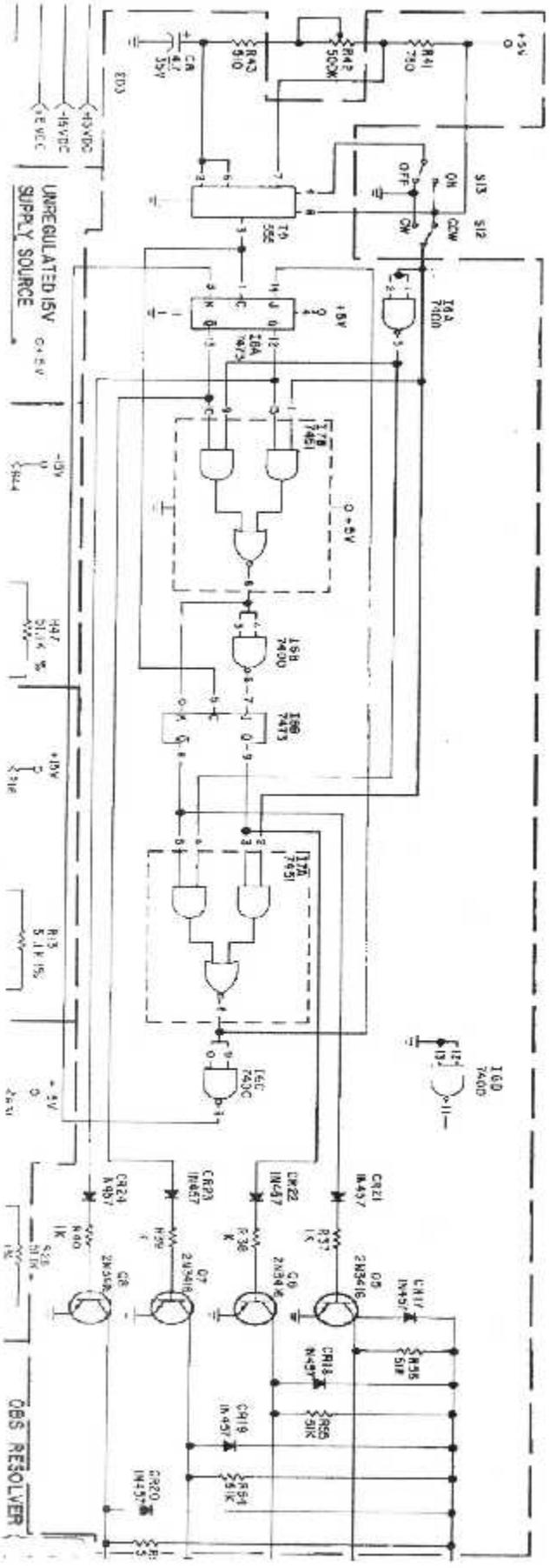
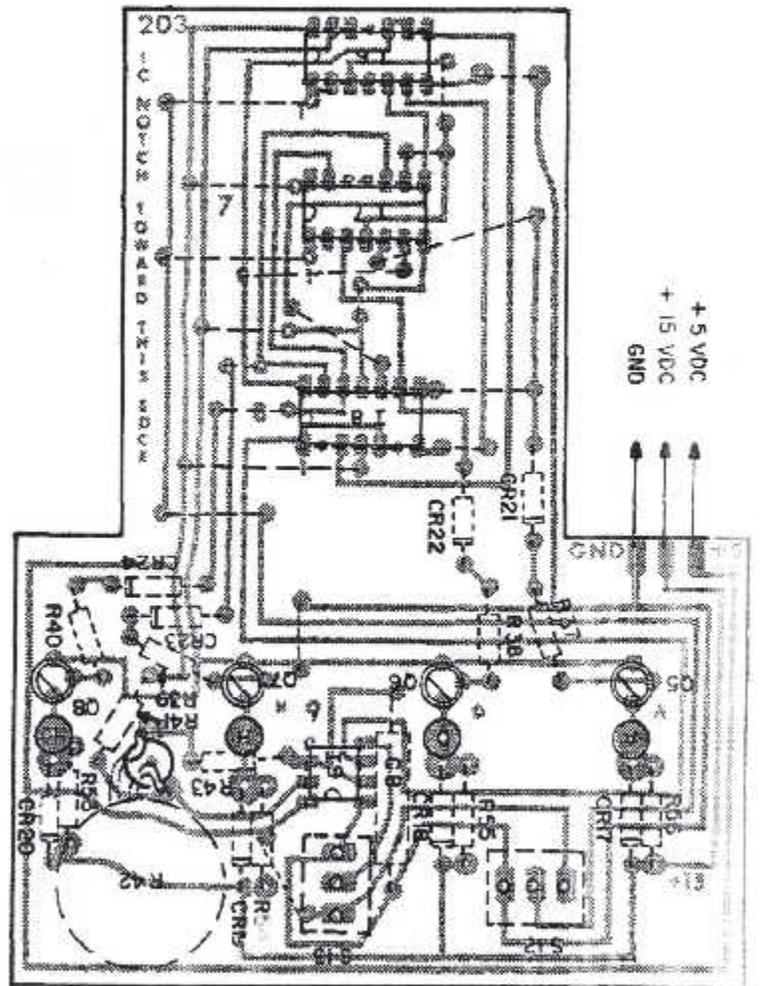


Fig III-4 Carte du circuit imprimé 203 et Schéma Elec

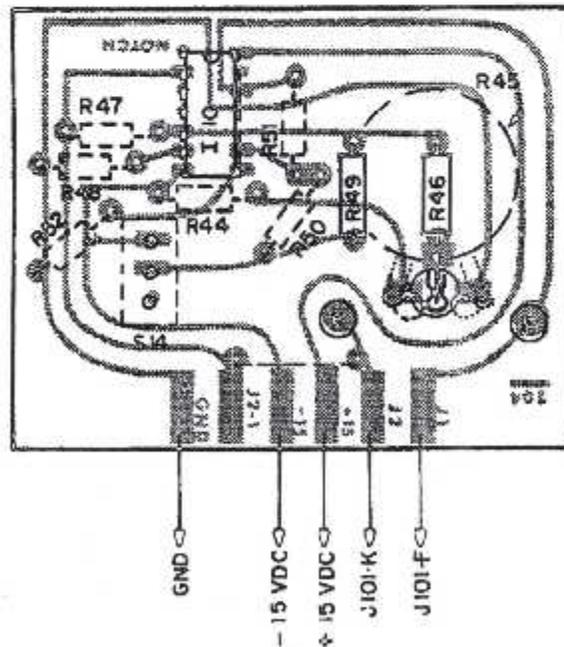
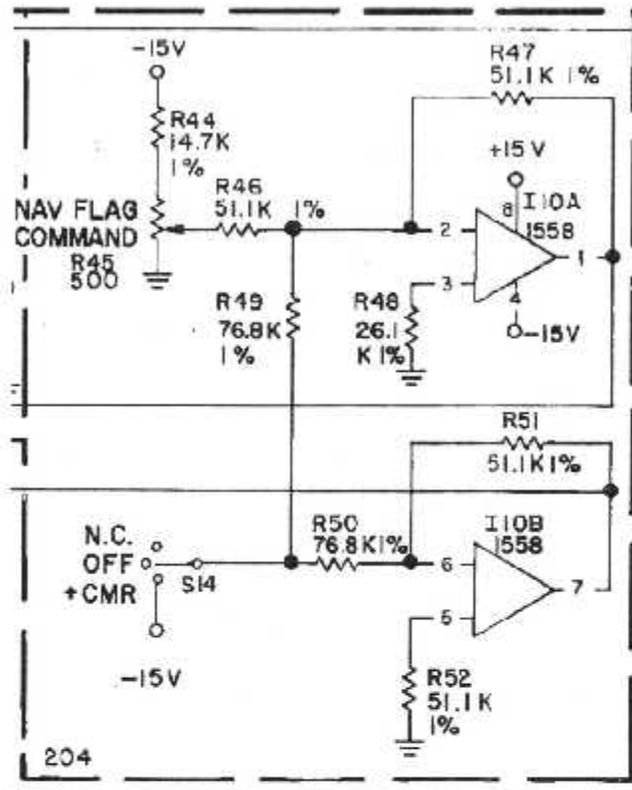


Fig III-5 Carte du circuit imprimé 204 et Schéma Elec

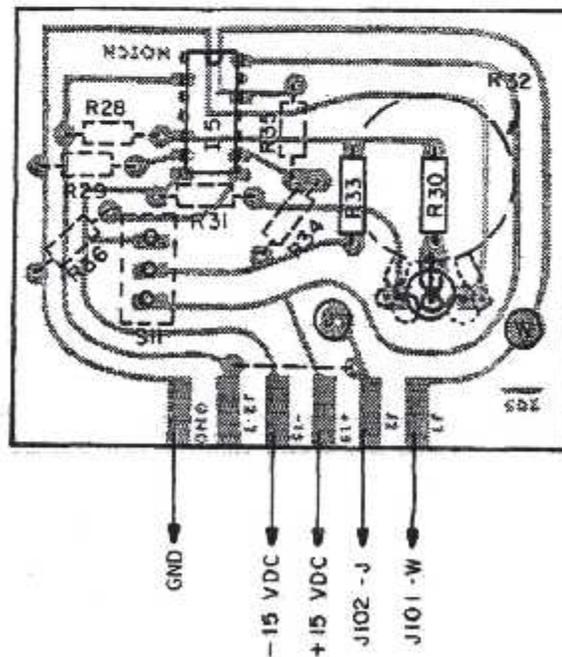
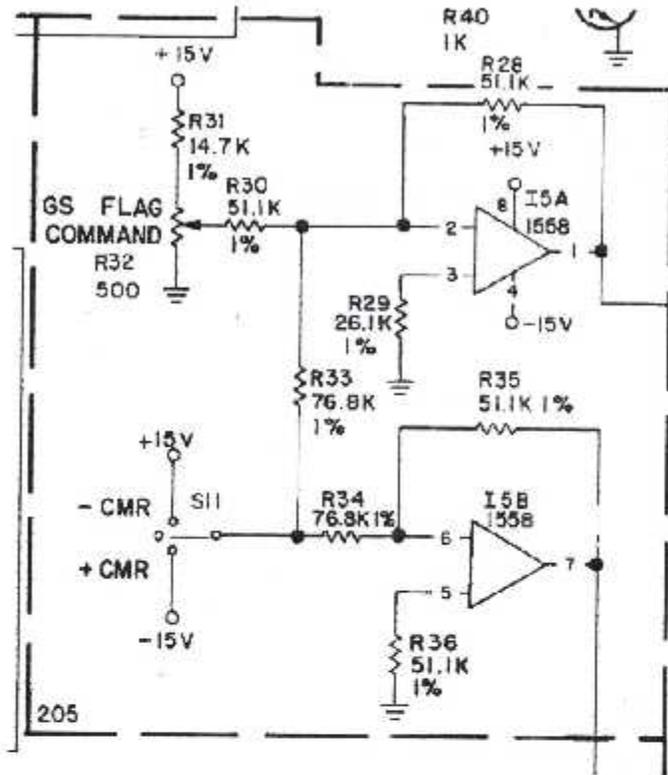


Fig III-6 Carte du circuit imprimé 205 et Schéma Elec

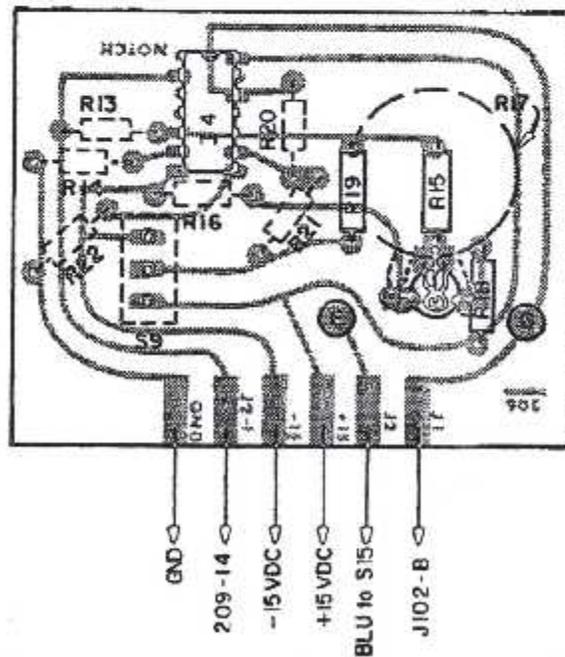
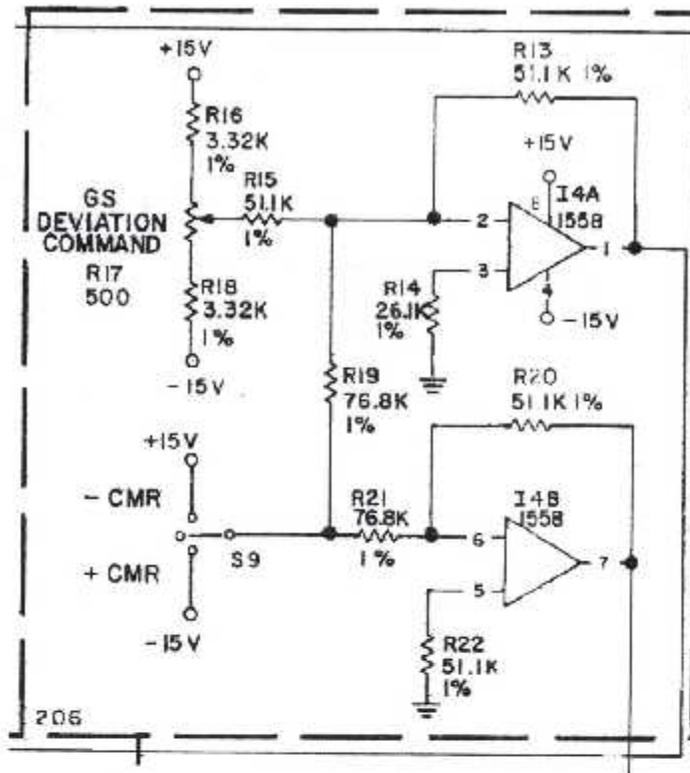


Fig III-7 Carte du circuit imprimé 206 et Schéma Elec

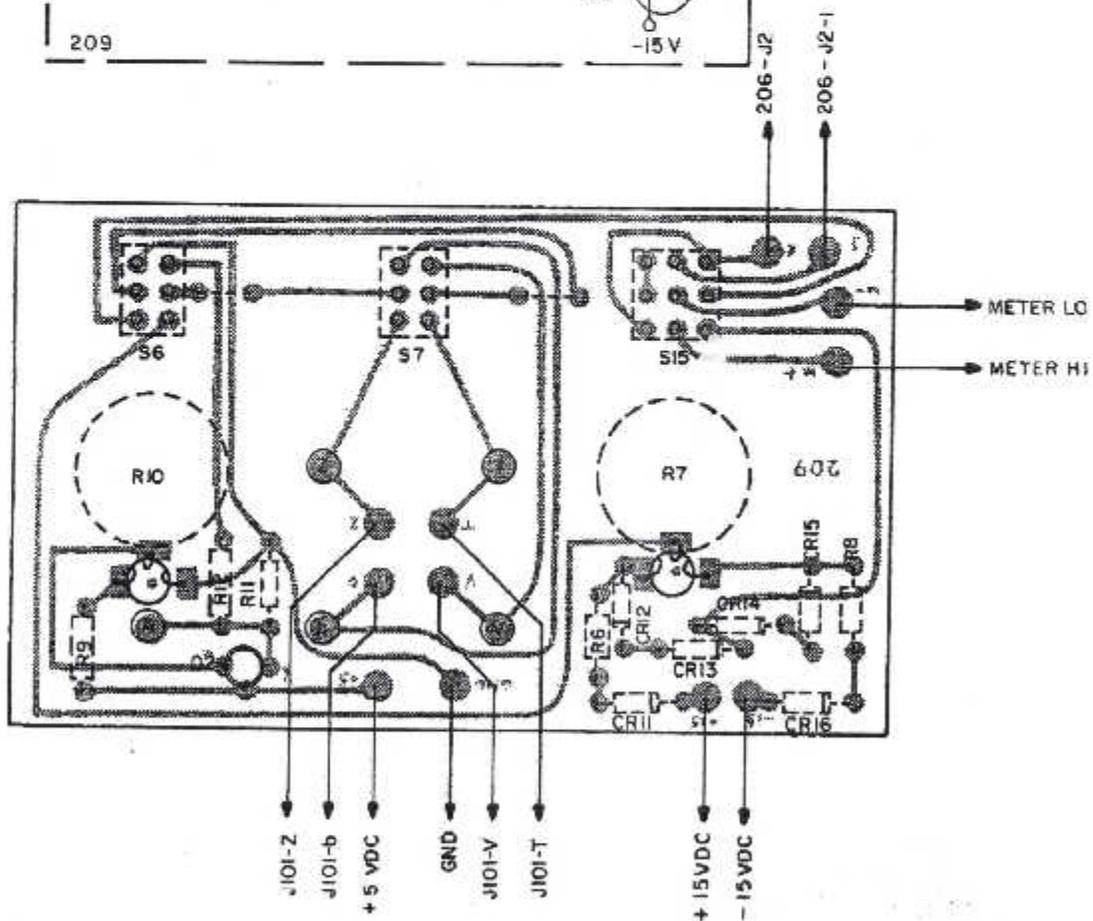
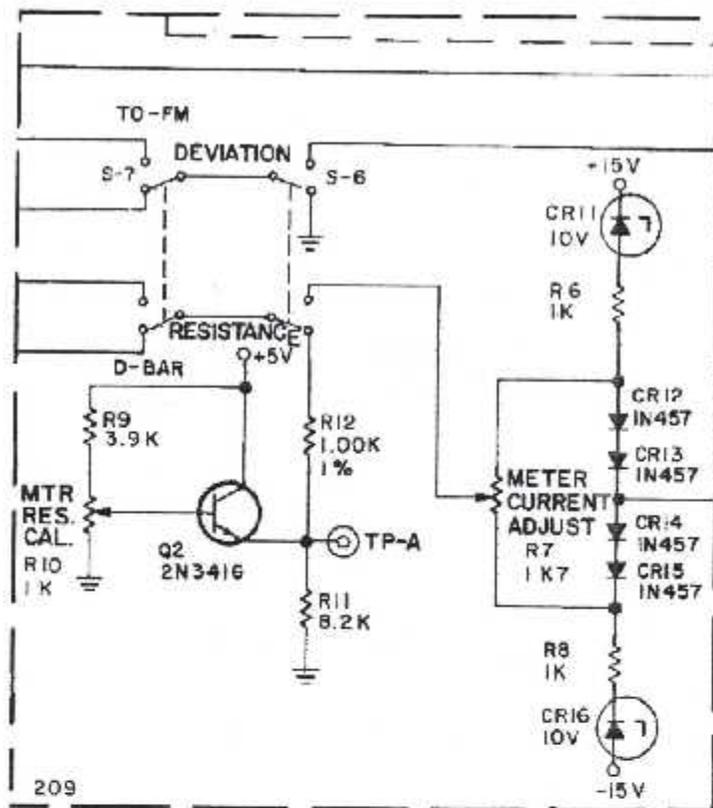


Fig III-8 Carte du circuit imprimé 209 et Schéma Elec

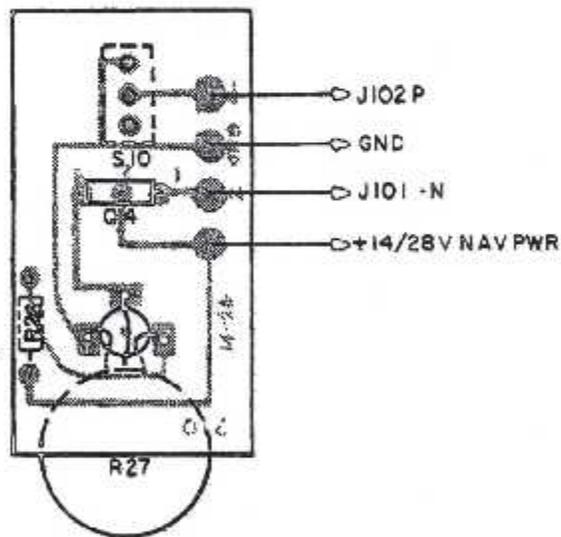
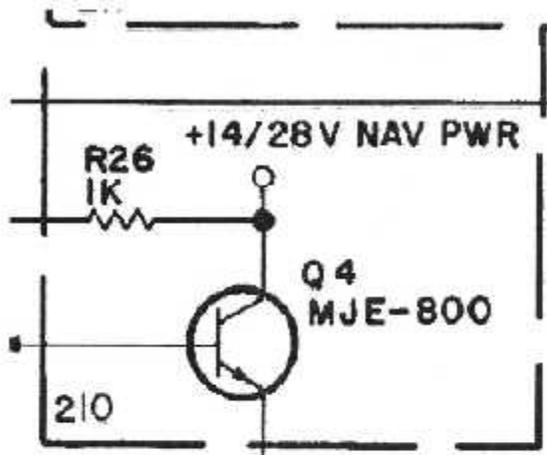


Fig III-9 Carte du circuit imprimé 210 et Schéma Elec

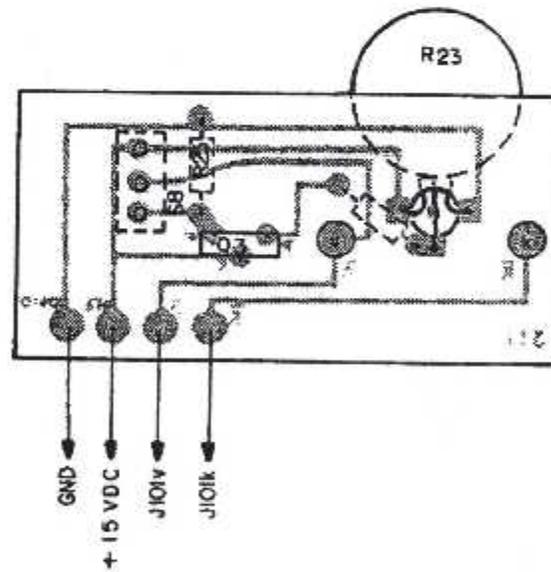
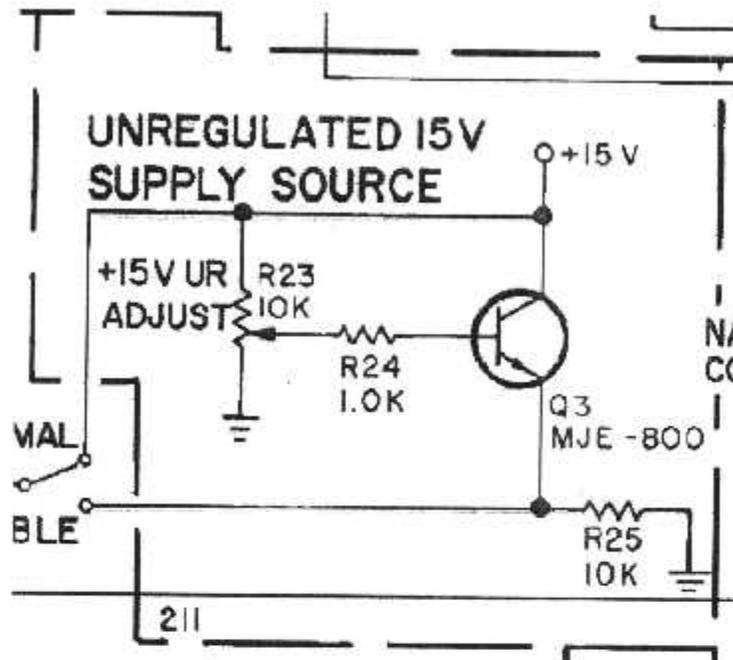


Fig III-10 Carte du circuit imprimé 211 et Schéma Elec

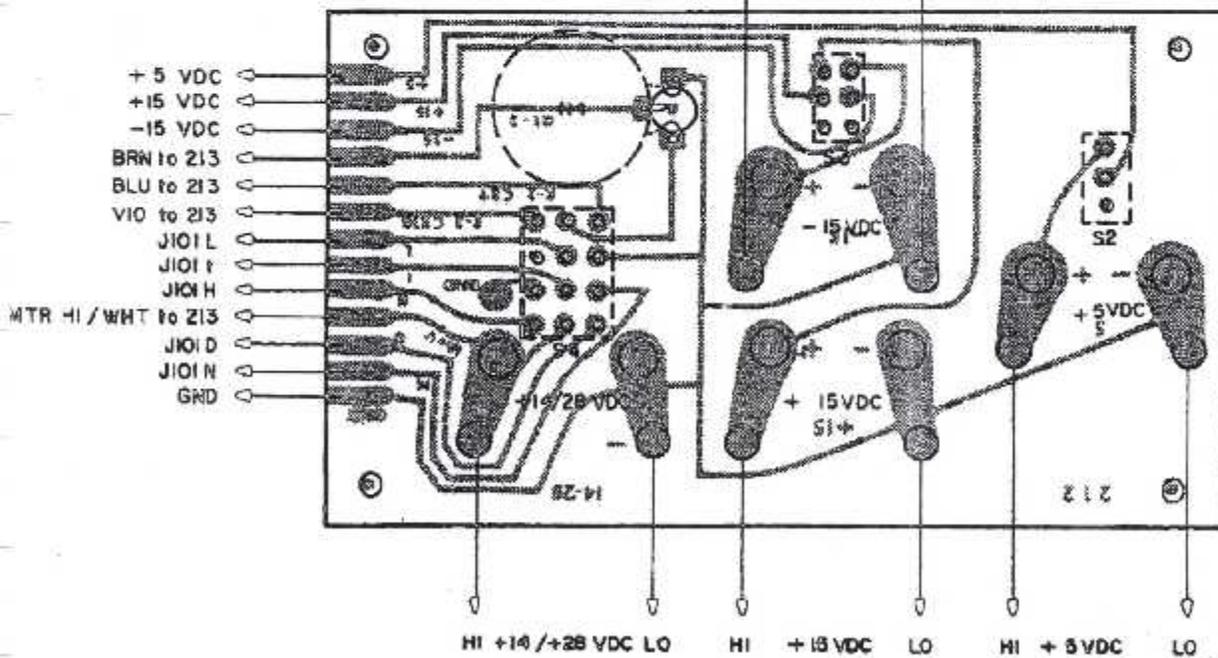
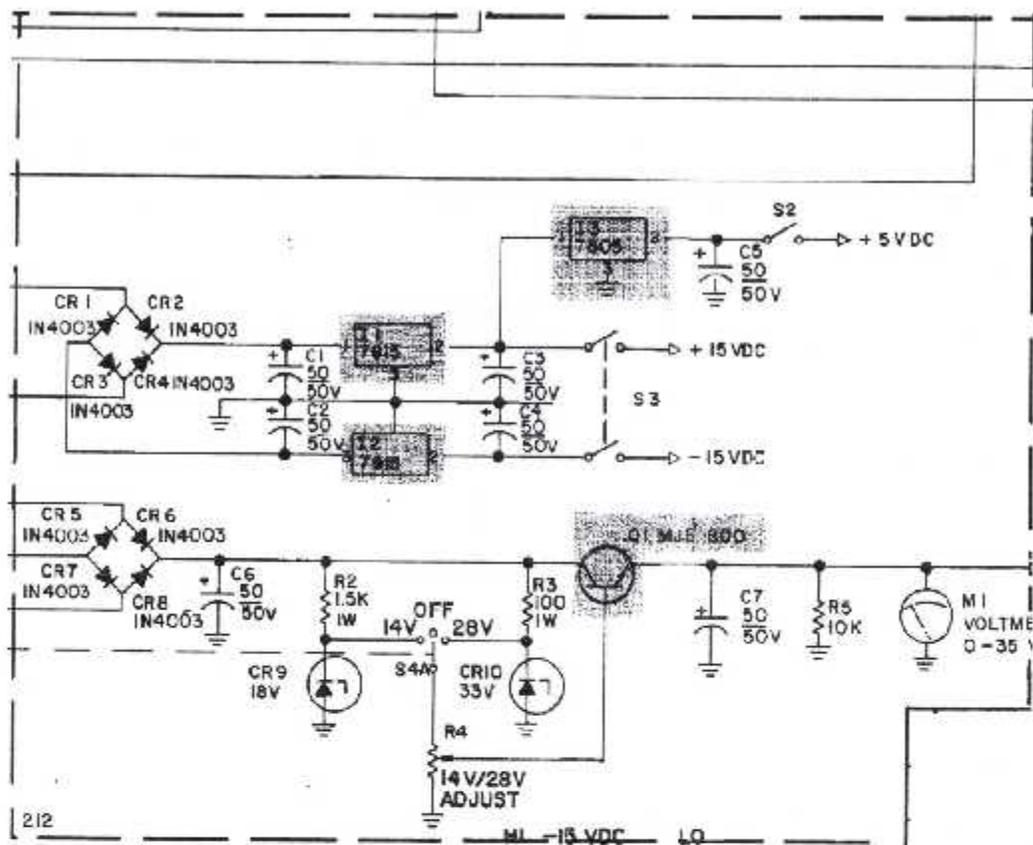


Fig III-11 Carte du circuit imprimé 212 et Schéma Elec

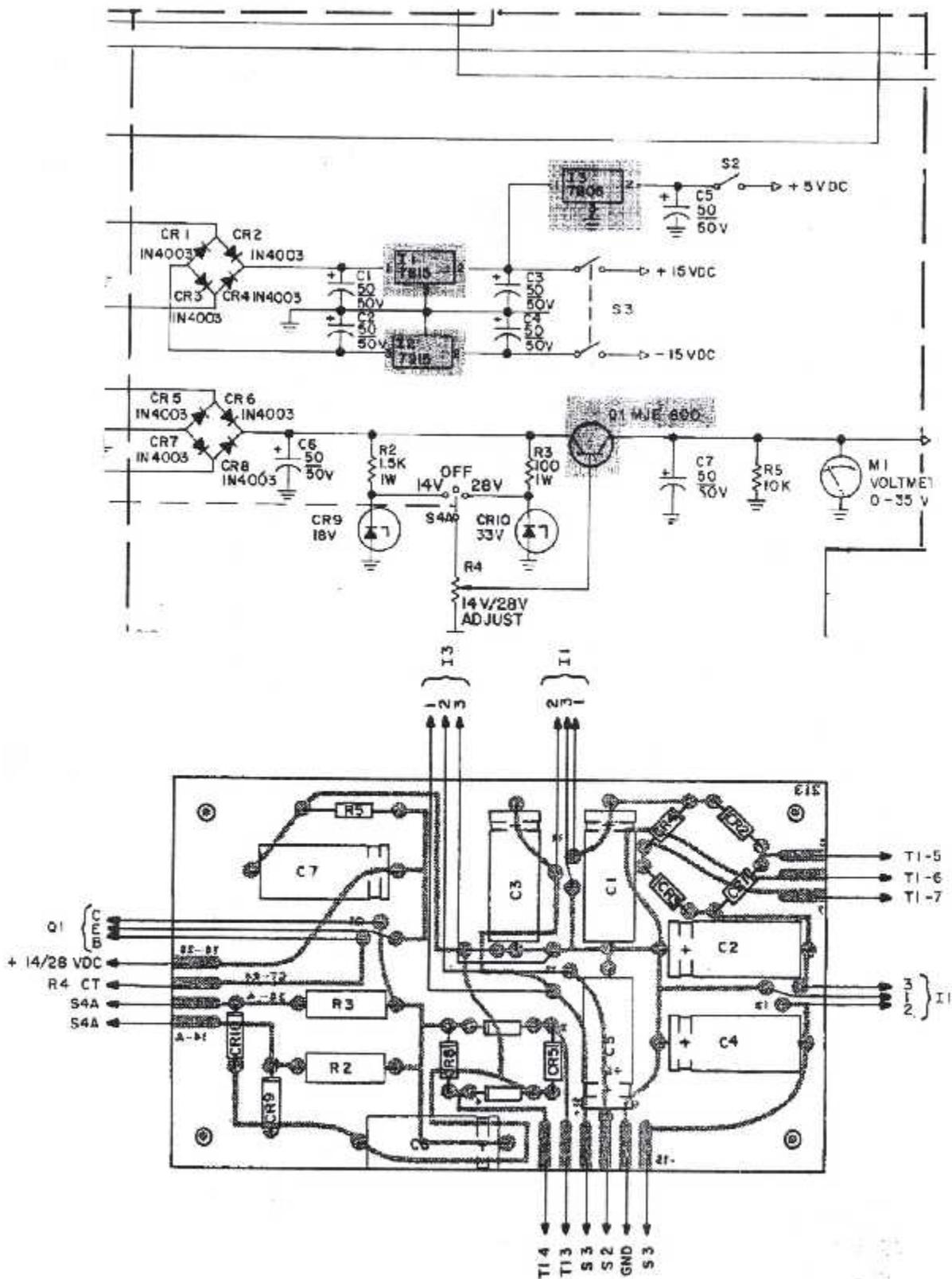
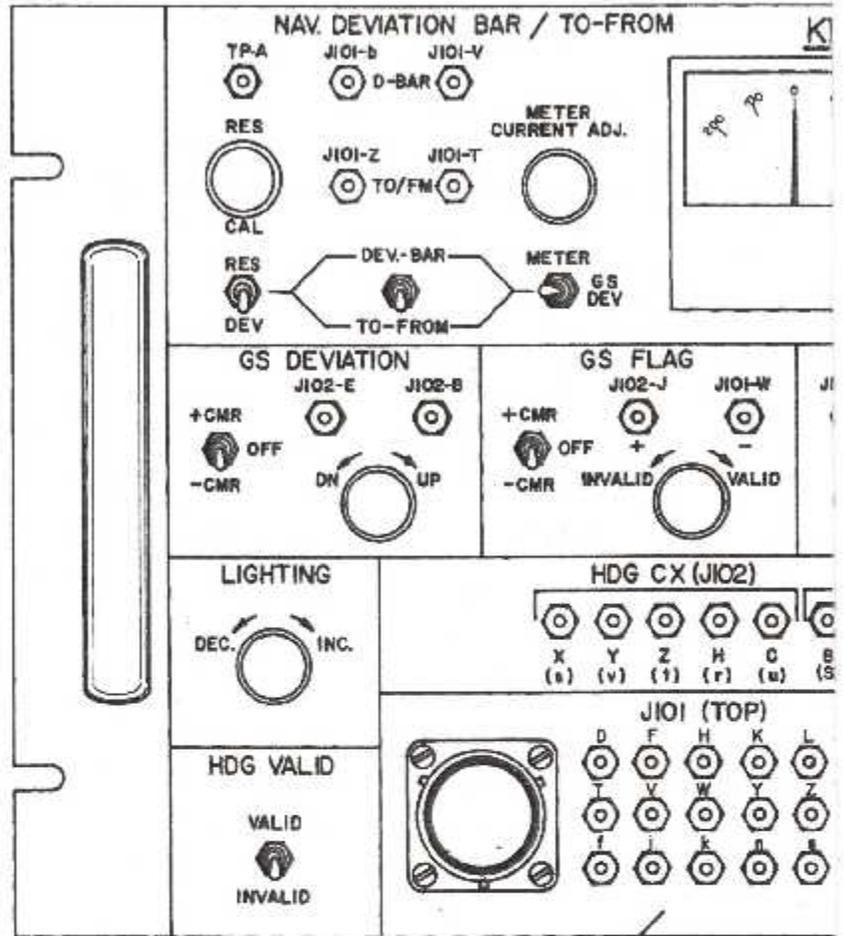
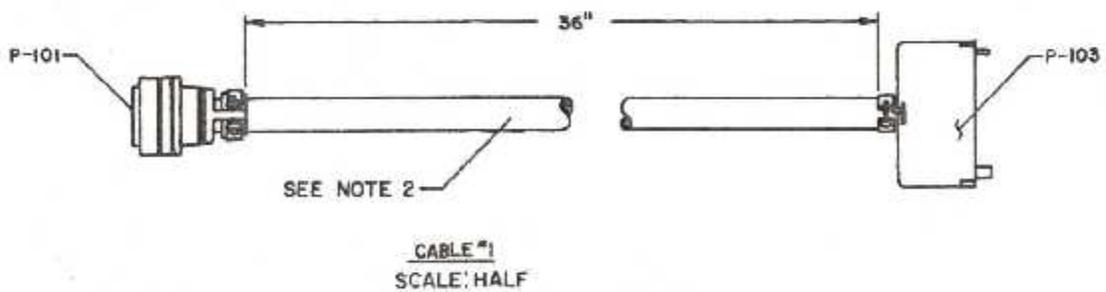


Fig III-12 Carte du circuit imprimé 213 et Schéma Elec



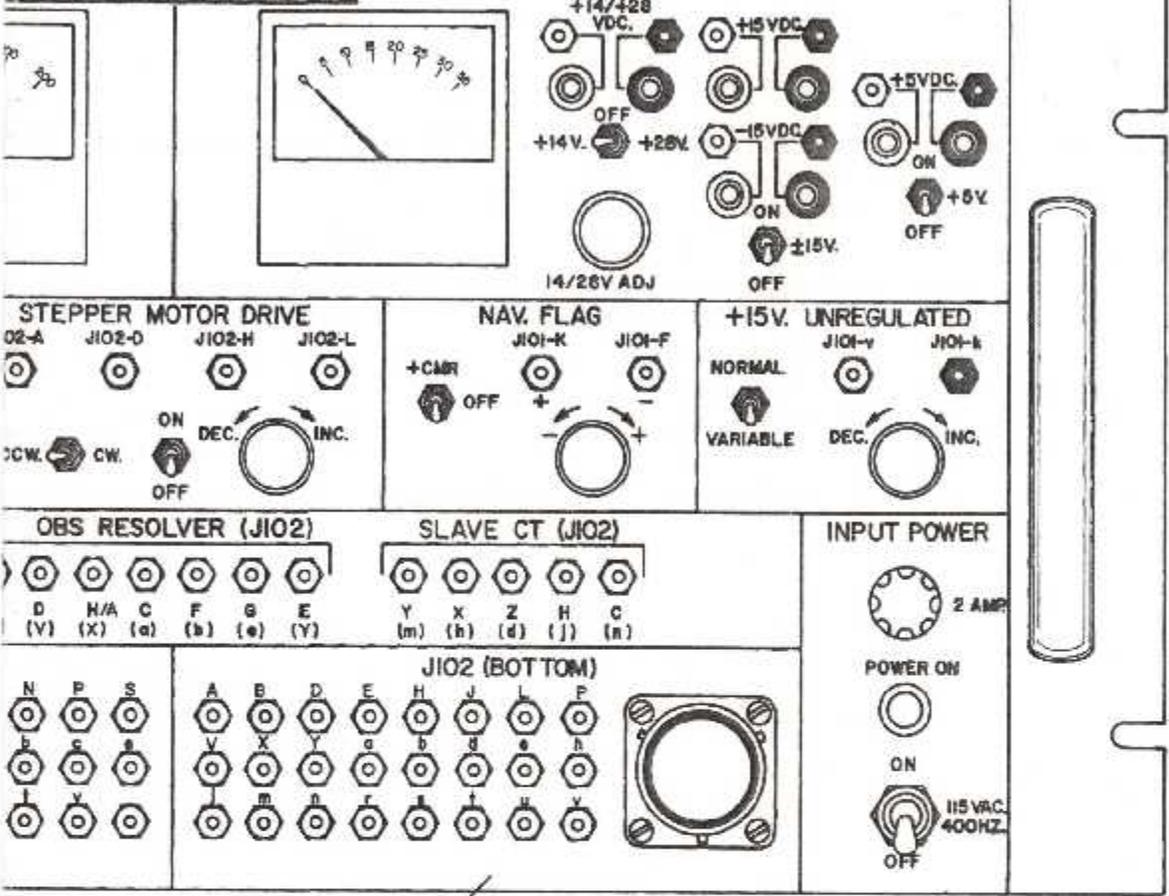
SEE NOTE 2



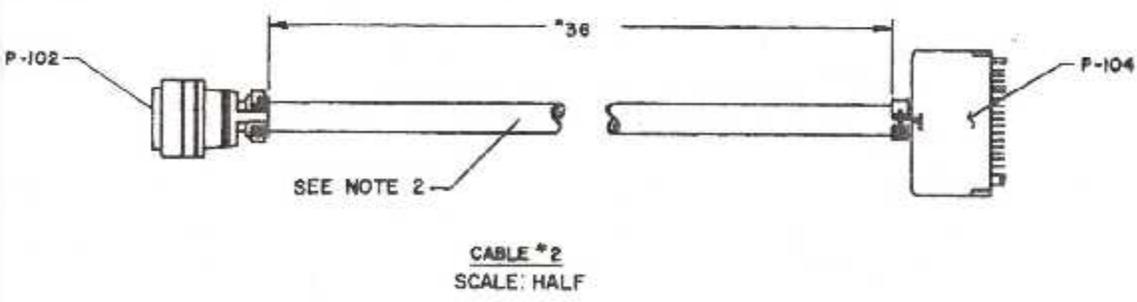
- NOTES:  
 1. FOR COMPLETE BILL OF MATERIAL SEE 071-5027-00.  
 2. FOR PIN TO PIN WIRING SEE 155-2058-00

Fig III-13 La façade de

**525/KI-525A TESTER**

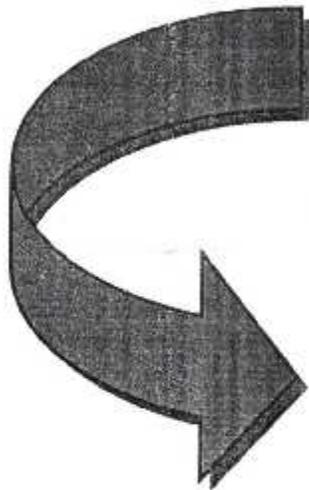


SEE NOTE 2



tu bonc d'essai KTS 153 TEST SET

# CHAPITRE : IV



# MAINTENANCE

<u>Test Panel</u>		<u>Test Panel</u>	
<u>From</u> <u>Test Jack J102</u>	<u>To</u> <u>J102 Pin</u>	<u>From</u> <u>Test Jack J101</u>	<u>To</u> <u>J101 Pin</u>
A	A	D	D
B	B	F	F
D	D	H	H
E	E	K	K
H	H	L	L
J	J	N	N
L	L	P	P
P	P	S	S
V	V	T	T
X	X	V	V
Y	Y	W	W
a	a	Y	Y
b	b	Z	Z
d	d	b	b
e	e	c	c
h	h	e	e
j	j	f	f
m	m	j	j
n	n	k	k
r	r	n	n
s	s	s	s
t	t	t	t
u	U	v	A
v	C		
S	S		

Fig III-15 CABLES D'INTERCONNEXION

155-2058-02  
Cable #2

155-2058-01  
Cable #1

From  
P102 Pin

To  
P104 Pin

A  
B  
D  
E  
H  
J  
L  
P  
V  
X  
Y  
a  
b  
d  
e  
h  
j  
m  
n  
r  
s  
t  
U  
C  
S

A  
B  
D  
E  
H  
J  
L  
P  
V  
X  
Y  
a  
b  
d  
e  
h  
j  
m  
n  
r  
s  
t  
u  
v  
S

From  
P101 Pin

To  
P103 Pin

D  
F  
H  
K  
L  
N  
P  
S  
T  
V  
W  
Y  
z  
b  
c  
e  
f  
j  
k  
n  
s  
t  
A

D  
F  
H  
K  
L  
N  
P  
S  
T  
V  
W  
Y  
z  
b  
c  
e  
f  
j  
k  
n  
s  
t  
v

KTS 153 TEST

## **IV- MAINTENANCE**

### **IV-1 MAINTENANCE DES EQUIPEMENTS DE RADIONAVIGATION**

#### **IV-1-1 GENERALITES :**

Le degré de sécurité avec lequel un appareil évolue dans l'espace aérien dépend pour beaucoup de la qualité de son instrumentation de radionavigation et de ses équipements électroniques. La fiabilité et les performances de ces systèmes dépendent de la qualité de la maintenance et de la compétence des personnes qui l'effectuent. Cette maintenance doit donc se faire en utilisant les meilleures techniques et méthodes pour assurer le plus haut degré de performance.

#### **IV-1-2 MAINTENANCES DES EQUIPEMENT :**

On doit vérifier les équipements radio électroniques, le filage, les installations, les circuits de contrôles afin qu'ils assurent pleinement leur fonction. Les tests, le réglage et la réparation des équipements électroniques et de radionavigation doivent être effectués en suivant les instructions du fabricant.

#### **IV-1-3 INFORMATIONS GENERALES :**

Cette section traite l'essai et alignement, révision, et procédé de dépannage pour l'indicateur imagé de navigation **KI 525A**. Des informations sur les semi-conducteurs utilisés dans cette unité et leurs procédures d'entretien peuvent être trouvées dans le manuel.

### **IV - 2 ESSAI ET ALIGNEMENT :**

#### ***IV-2-1 Conditions générales :***

Sauf indication spécifique tous les essais seront effectués sur l'indicateur dans sa position de fonctionnement normale avec une température ambiante de  $(25\pm 5^\circ)$  et l'humidité pour ne pas excéder **80%**.

**IV -2-1-a) Éléments électriques :****\*Les signaux de sortie :**

a) HDG SEL	0.5	vdc/deg
b) CRS Informations	0.2	vdc/deg

**\*Les Signaux d'entrée :**

a) VOR déviation	15	mv/deg
b) GS déviation	300	mv/deg
c) VOR Drapeau valide	210	mv
d) GS Valide	215	mv
e) HDG Valide	15	vdc, gyro valid
f) TO-From	±150	mv
g) Éclairage	+14	vdc or +28 vdc
h) Signal biphasé d'état au moteur de pas		

**IV -2-1-b) Mécanique :**

a) Carte De Boussole	¼	deg incréments
b) HDG Sel Cam	0.0016	In/deg
c) CRS DTM Cam	0.0006	In/deg

**IV -2-2 Equipements nécessaires pour le test KI 525 :**

- a) **KTS-153** le banc d'essai
- b) Indicateur précis d'angle.
- c) Circuit d'essai d'**ORZ** décrit dans RTCA 209-54/D0-62.
- d) C.C voltmètre-Semblable au modèle **8000A** de fluke.
- e) Oscilloscope-Semblable au tektronix, model **516**.

### *IV -2-3 Procédure de calibrage :*

La phase initiale de ce procédé sera exécutée avec l'unité à l'étape finale de l'assemblée. Le panneau de **PC** sera câblé au harnais mais pas assemblé au bâti structural principal.

- 1) Placer le commutateur de **KTS-153** HORS CIRCUIT. Connecter l'unité à l'appareil de contrôle et un indicateur précis d'angle au **HDG CX** sur l'avant du testeur.
- 2) Tourner soigneusement les premiers trains en avant des bagues collectrices jusqu'à ce que le nord soit avec précision sous la ligne de foi. Desserrer les vis d'écrou de serrage de répéteur de cap et tourner le synchro pour 0.00 degré sur **PAI**. Serrer les écrous de serrage.
- 3) Tourner la carte de cap jusqu'à ce que l'Est apparaisse sous la ligne de Foi. Le **PAI** affichera le **90 ±1.0** degré.
- 4) Renvoyer la carte de cap à 0.0 degré et débloquer les vis du **CT** asservissant. Commuter le **PAI** au **CT** asservissant et tourner le synchro pour 0.00 degré sur le **PAI**. Serrer les écrous de serrage.
- 5) Tourner la carte de cap jusqu'à ce que l'Est apparaisse sous la Ligne de foi. Le **PAI** affichera le degré **90±1.0**.
- 6) Tourner la carte de cap jusqu'au nord et placer le chevron de cours à **300** degrés. Connecter l'**ORZ** aux prises de séparateur d'**OBS**. Desserrer les vis de serrage de séparateur de cours et calibrent le séparateur de **30 Hz** selon les méthodes d'essai constantes de tension de rotor données dans le 209-54/D0-62

papier de **RTCA**. Serrer les vis. Assembler le panneau de **PC** à la structure principale, mais ne pas installer le cache d'unité.

- 7) Placer les commutateurs suivants d'appareil de contrôle dans la position indiquée:

SWITCH	POSITION
RES/DEV	DEV
D-BAR/TO-FM	D-BAR
METER	GS DEV
14/28vdc	+14vdc on Panel meter
±15 vdc	ON
+5 vdc	ON
GS DEV CMR	OFF
GS FLAG CMR	OFF
CCW-CW	CCW
STEPPER DRIVE	OFF
NAV GLAG CMR	OFF
+15V UNREG	NORMAL
HDG VALID	INVALID
115 VAC 400 HZ	ON

- 8) Ajuster le pot **14/28vdc** à **28 volts continu** sur le voltmètre d'appareil de contrôle.
- 9) Placer un tissu noir au-dessus de l'indicateur pour enlever la lumière comme possible des trois secteurs de cellule photo-électrique. Ajuster le pot de drapeau de GS entièrement **DANS LE SENS DES AIGUILLES D'UNE MONTRE**, et le pot de **DEV** de **GS** à **0.0 vdc E (+) à B (-) (j2)**. Desserrer les vis de serrage de cellule photo-électrique de **GS**. Ajuster soigneusement la cellule photo-électrique pour placer l'indicateur glideslope directement au-dessus du repère central sur l'échelle d'angle de descente en regardant l'indicateur de l'avant. Serrer les vis de serrage de cellule photo-électrique.

- 10) Ajuster le pot de **DEV** de **GS** entièrement dans le sens des aiguilles d'une montre. L'indicateur de **GS** déménagera vers le dessus de l'indicateur. Ajuster le pot **R147** jusqu'à ce que l'indicateur de **GS** soit juste en vue au dessus de l'indicateur quand vu d'une position **30 degrés** au-dessus de l'axe longitudinal de l'unité. Ajuster le pot de **DEV** de **GS** à **0.0 vdc**.
- 11) Placer le bogue de cap et le pointeur de cours avec précision sous la ligne de foi et desserrer les deux vis de serrage sur chaque obturateur moins que le virage de  $\frac{1}{2}$ .
- 12) Surveiller la tension de **P (+) à S (-) (JI)** et avec le tissu noir couvrant l'unité, déménager l'obturateur de cap (vers l'avant de la cellule photo-électrique) avec l'outil de réglage jusqu'à ce que la tension **P (+) à S (-)** est de **0.0 vdc**. Serrer soigneusement les deux vis de serrage tout en maintenant **0.0 vdc** de **P (+) à S (-)**.
- 13) Surveiller la tension de **e (+) à S (-) (JI)** et répéter la procédure de réglage ci-dessus sur l'obturateur de **CRS** (vers l'arrière).
- 14) Placer le bogue du **HDG**  $10 \pm 0.5$  degré à la droite de la ligne de foi, et le chevron du **CRS**  $10 \pm 0.5$  degré à la gauche de la ligne de foi. Ajuster **R169** à **+5.5 vdc** de la goupille **P (+) sur S (-) (JI)**, et ajuster **R170** à **-2.1 vdc** de la pin **e (+) sur S (-) (JI)**.
- 15) Couper toute l'alimentation électrique à partir de l'unité et. Placer le cache sur l'unité et bloquée le avec deux vis montées à l'arrière.

#### *IV -2-4 Methode d'essai finale:*

L'unité sera complètement assemblée avec la couverture en place.

- 1) connecter l'unité à l'appareil de contrôle et placer les commutateurs de panneau, et Placer les indications de cap et de cours sous la ligne de foi et ajuster le drapeau de **GS**, la déviation de **GS** et de drapeau **NAV** à **0.0 vdc**. Enregistrer les tensions suivantes:

a) JI Pin P (+) to S (-)	0.0 ± 0.3 vdc
b) JI Pin e (+) to S (-)	0.0 ± 0.6 vdc

- 2) Ajuster le pot de 14/28 volts continu à +11.2 volts continu sur le mètre de panneau. Les drapeaux de NAV et de HDG seront entièrement en vue. Augmenter lentement la tension de drapeau de NAV jusqu'à ce que le drapeau de NAV se casse vers le haut hors de la vue. Le drapeau sera complètement hors de vue.

NAV flag voltage (JI K (+) to F (-))	+0.21 ± 0.03 vdc
--------------------------------------	------------------

Ajuster le pot de 14/28 vdc à +14.0 vdc.

- 3) commuter le commutateur du drapeau **CMR** de **NAV** à la position de **POS**. Reajuster la tension de drapeau de **NAV** à l'enregistreur de valeur dans 2 ci-dessus. Le drapeau de **NAV** ne sera pas en vue.
- 4) Couper le **PWR** de 14/28v **NAV**. Le drapeau de **NAV** viendra complètement dans la vue.
- 5) Commuter le **PWR** de 14/28v **NAV** à la position 28v, et ajuster le pot de 14/28 vdc à +28.0 vdc. Le drapeau de **NAV** sera complètement hors de la vue.
- 6) Diminuer la tension à 22.4 vdc. Le drapeau de **NAV** restera hors de la vue.
- 7) Diminuer lentement la tension de drapeau de **NAV** jusqu'à ou il sera en vue. Commuter le commutateur de drapeau de **HDG** à valid. Le drapeau de **HDG**

sera complètement hors de vue. La tension de drapeau de NAV sera (JI K (+) à F (-))  $0.17 \pm 0.03$  vdc. Renvoyer la tension de puissance d'entrée a +28 vdc.

- 8) Surveiller la tension JI P (+) à S (-) et ajuster le pointeur  $10^\circ$  de cap à gauche de la ligne de foi.

P (+) to S (-)	$-5.5 \pm 1.2$ vdc
----------------	--------------------

- 9) Continuer à tourner le pointeur de cap vers la gauche jusqu'à ce que la tension cesse de changer. le pointeur sera le  $30 \pm 5$  degrés à gauche de la ligne de ligne de foi.

P (+) to S (-)	$-12.5 \pm 2$ vdc
----------------	-------------------

- 10) Ajuster le pointeur  $10^\circ$  juste de la ligne de ligne de foi.

P (+) to S (-)	$+5.5 \pm 1.2$ vdc
----------------	--------------------

- 11) Continuer à tourner le pointeur de cap vers la droite jusqu'à ce que la tension cesse de changer le pointeur sera le  $30 \pm 5^\circ$  juste de la ligne de foi.

P (+) to S (-)	$+12.5 \pm 2$ vdc
----------------	-------------------

- 12) Continuer de tourner le pointeur de cap vers la droite jusqu'à ce que la tension commute au  $-14 \pm 3$  vdc. Le chevron de cap sera dans  $10^\circ$  du fond de l'indicateur.

- 13) Surveiller la tension JI e (+) à s (-) et ajuster le pointeur  $10^\circ$  de cours à gauche.

e (+) to S (-)	-2.1 ± 0.4 vdc
----------------	----------------

14) continuer à tourner le pointeur de cours vers la gauche jusqu'à ce que la tension cesse de changer. Le pointeur sera le  $80 \pm 10^\circ$  à gauche de ligne de foi.

e (+) to S (-)	-12.5 ± 2 vdc
----------------	---------------

15) Ajuster le pointeur  $10^\circ$  juste de la ligne de foi.

e (+) to S (-)	+2.1 ± 0.4 vdc
----------------	----------------

16) Continuer à tourner le pointeur de cours vers la droite jusqu'à ce que la tension cesse de changer. Le pointeur sera le  $\pm 80 \pm 10^\circ$  juste de ligne de foi.

e (+) to S (-)	+12.5 ± 2 vdc
----------------	---------------

17) Continuer de tourner le pointeur de cours vers la droite jusqu'à ce que la tension commence à diminuer.

CRS pointer	100 ± 10 deg. Right of lubber line
-------------	------------------------------------

18) Continuer la rotation droite jusqu'à ce que la tension affiche **0.0 vdc**. Le pointeur de cours sera dans  $10^\circ$  du fond de l'indicateur.

19) Continuer la rotation droite jusqu'à ce que la tension cesse de changer.

CRS pointer	100 ± 10 deg. Left of lubber line
-------------	-----------------------------------

20) Ajuster la déviation de GS à la position de maximum, le maximum NEG, puis de nouveau à zéro. à aucun moment la vue héritée par pointeur de GS.

21) Augmenter la tension de drapeau de GS (J2-j (+) à Ji-w (-)) à **0.215 vdc**.

- a) Le pointeur de **GS** se laissera tomber dans la vue à moins de **10 sec.**
- b) Le pointeur de **GS** n'aura aucune tendance à l'oscillate.
- 22) Commuter le drapeau de **GS**, le commutateur de **CMR** dans la position, **NEG**, puis **POSITION DE REPOS**. à aucun moment le mouvement de pointeur de **GS** hors de la vue.
- 23) Ajuster le pointeur de **GS** dans les positions suivantes sur l'échelle de **GS** et enregistrer les tensions d'entrée de **J2 E à B**.

a) un point vers le haut	+75 ± 10 mvdc
b) Deux points vers le haut	+150 ± 20 mvdc
c) Commande maximum supérieur	Pointeur en vue au sommet de balance une fois vu à 30° au-dessus de ligne centrale d'unité.
d) Un point vers le bas	-75 ± 10 mvdc
e) Deux points vers le bas	-150 ± 20 mvdc

- 24) Ajuster la tension de drapeau de **GS (J2-j à Ji-w)** sur **0.185 vdc**. Le pointeur de **GS** se relèvera lentement hors de la vue.
- 25) Ajuster la tension de réalisateur de **GS 0.0 vdc**.
- 26) Placer le commutateur de **RES/DEV** à **RES** et le commutateur **TO-FROM** à **DEV-BAR**. Ajuster le pot de recherche à **0.3 vdc** à **TP-A**.

(J1) Pin b	0.150 ± 0.004 vdc
------------	-------------------

- 27) Commuter **DEV-BAR TO-FROM** commutateur à la position **TO-FROM** et ajuster le pot de recherche à **0.3 vdc** à **TP-A**.

Pin Z	0.050 ± 0.005 vdc
-------	-------------------

- 28) Commuter **RES/DEV** commutateur à **DEV** et tourner le réglage **COURANT** de **MÈTRE** pour être entièrement en vue jusqu'à l'indication. Placer le pointeur de cours sous la ligne de foi. (**TO-FROM** points de drapeau vers le pointeur de cours).

a) JI Z (+) to T (-)	+200 ± 40 uadc
----------------------	----------------

- 29) Répéter pour un plein de l'indication.

b) JI Z (+) to T (-)	-200 ± 40 uadc
----------------------	----------------

- 30) Tourner le réglage courant de mètre jusqu'à **0.0**. Tourner lentement le pointeur **360°** de cours. Le drapeau **TO-FROM** restera totalement hors de la vue quand vu de l'avant.
- 31) Incliner l'unité **90°** vers le haut. le drapeau **TO-FROM** restera hors de la vue.
- 32) Commuter **DEV-BAR TO-FROM** à la position **DEV - BAR** et placer le pointeur de cours sous la ligne de ligne de foi. Avec le réglage courant de mètre à **0.0 vdc**, la barre de déviation de cours sera alignée avec les extrémités du pointeur choisi de cours et avec la ligne centrale symbolique d'avion dans la largeur de barre de  $\frac{1}{4}$ .
- 33) Tourner lentement le pointeur **360°** de cours. La barre de **DEV** ne démenagera pas davantage que la largeur de barre de  $\frac{1}{2}$ .
- 34) Incliner l'unité **90°** vers le haut. La barre de **DEV** ne démenagera pas davantage que la largeur de barre de  $\frac{1}{2}$ .

- 35) Ajuster la barre de **DEV** sur les positions suivantes et enregistrer les courants sur le mouvement de mètre de microampère de panneau du **DEV** que la barre sera sans restriction dans tout le voyage.

a) One dot left	$-30 \pm 4$ uadc
b) Two dots left	$-60 \pm 8$ uadc
c) Three dots left	$-90 \pm 12$ uadc
d) Four dots left	$-120 \pm 16$ uadc
e) Five dots left	$-150 \pm 20$ uadc
f) Five dots right	$+150 \pm 20$ uadc
g) Four dots right	$+120 \pm 16$ uadc
h) Three dots right	$+90 \pm 12$ uadc
i) Two dots right	$+60 \pm 8$ uadc
j) One dot right	$+30 \pm 4$ uadc

- 36) Brancher la commande de pas et ajuster la vitesse de groupe pendant une période d'onde de place de **1.0 sec** au pin **A (J2)**. La carte de cap déménagera sans à-coup avec des étapes uniformes. Commuter le commutateur de **CW/CCW** dans le sens des aiguilles d'une montre et vérifier la douceur.
- 37) Diminuer la période carrée d'onde au pin **A (J2)** à la **67 ms** et examiner l'affichage pour assurer la douceur dans les deux directions.
- 38) Commuter le moteur de pas et placent le bogue de cap à **360°** et le pointeur de cours à **90°** relativement à la carte de compas. Brancher la commande de pas et permettre à la carte d'effectuer deux révolutions. Le bogue de cap et le pointeur de cours seront à moins de deux degrés de la position de départ respective. Répéter ce test avec l'affichage tournant dans la direction d'opposite.
- 39) Tourner le bouton de cap dans une direction vis-à-vis celui de la carte de compas. La carte de compas continuera de tourner sans à-coup sans.

Répétition pour la direction opposée. Permettre la carte de compas à tourner **360°** dans chaque direction.

- 40) Diminuer la période carrée d'onde à **Pin A (J2)** à **33 ms** et examiner l'affichage pour assurer la douceur dans les deux sens. Il n'y aura aucune évidence des étapes manquées. Augmenter la période carrée d'onde à **0.1 sec** et couper l'affichage.
- 41) Connecter **PAI** au panneau met sur cric montré et en utilisant la direction d'entraînement et le contrôle de pas de vitesse, placer le **NORD** sous la ligne de foi.

a) PAI : Sliving CT	$0.0 \pm 1.0 \text{ deg}$
b) PAI : HDG CX	$0.0 \pm 1.0 \text{ deg}$

Placer la carte de compas au cap montré et enregistrer les valeurs de PAI.

a) HDG : 90°	Slave CT $90 \pm 1.0 \text{ deg}$ . HDG CX $90 \pm 1.0 \text{ deg}$ .
b) HDG : 180°	Slave CT $180 \pm 1.0 \text{ deg}$ . HDG CX $180 \pm 1.0 \text{ deg}$ .
c) HDG : 270°	Slave CT $270 \pm 1.0 \text{ deg}$ . HDG CX $270 \pm 1.0 \text{ deg}$ .
D) HDG : 0.0°	Slave CT $0.0 \pm 1.0 \text{ deg}$ . HDG CX $0.0 \pm 1.0 \text{ deg}$ .

- 42) Le séparateur de cours sera mis à zéro à **300°±1°** en utilisant le test constant de rotor dans **RTCA 209-54/D0-62** de papier.
- 43) Les volatges de sortie de stator détermine selon le test constant de tension de rotor seront **0.180 ± 0.012**.
- 44) Connecter le séparateur à un séparateur calibré, à un levier de phase, à un pont d'exactitude ou à un appareillage de mesure équivalent d'erreur, et exciter le

rotor avec **0.5v 30hz**. Tourner le bouton de cours dans le sens des aiguilles d'une montre pour placer le chevron de cours à l'inclinaison **60°** de **0°** par **360°**. L'erreur maximum sera  $\pm 1^\circ$ .

- 45) Commuter le commutateur +15 non réglé à la variable et tourner le CCW de pot d'ajustement entièrement. Le drapeau de HDG sera entièrement en vue.
- 46) Tourner lentement le pot d'ajustement dans le sens des aiguilles d'une montre jusqu'à ce que le drapeau de **HDG** se casse hors de la vue.

Pin V (J101)	+10 $\pm$ 3.4 vdc
--------------	-------------------

- 47) Tourner lentement le **CCW** de pot jusqu'à ce que le drapeau de **HDG** se casse dans la vue.

Pin V (J101)	+4 $\pm$ 3 vdc
--------------	----------------

- 48) Placer le commutateur +15 non réglé à la **normale**. Commuter le commutateur valide de **HDG** à l'invalidé. Le falg de **HDG** viendra complètement dans la vue.
- 49) Ajuster le pot d'éclairage entièrement dans le sens des aiguilles d'une montre et observer les lampes en circuit et l'illumination uniforme de l'affichage.
- 50) Commuter le commutateur **14/28v** à **14v** et à réglage pour **14 vdc** sur le mètre de panneau. Les deux lampes seront allumées et l'affichage sera illumination d'une façon uniforme.
- 51) Diminuer lentement l'intensité de la lumière. L'illumination d'affichage diminuera d'une mode douce et uniforme.

- 52) Commuter le commutateur **14/28v** à **28v** et ajuster à **28 vdc** sur le mètre de panneau. Augmenter lentement l'intensité de la lumière. L'illumination d'affichage augmentera d'une façon douce et uniforme.
- 53) Ajuster le pot courant de mètre à demi de balance sur **DEV-BAR** et tourner lentement la carte de compas **360°** en utilisant les contrôles de pas d'entraînement. Il n'y aura aucune discontinuité dans l'affichage **DEV-BAR**.
- 54) Placer **DEV-BAR/TO-FROM** commutateur à **TO-FROM** et ajuster le pot courant de mètre jusqu'à ce que le drapeau soit juste outre de l'arrêt dans l'un ou l'autre position **TO** ou **FROM**. Tourner lentement la carte de compas **360°** là ne sera aucune discontinuité dans l'affichage **TO-FROM**.
- 55) Tourner le pot courant de mètre entièrement dans le sens des aiguilles d'une montre. Ramener le courant à **100 uadc**. Le drapeau **TO-FROM** écartera sans à-coup l'arrêt. Répéter pour la polarité opposée.
- 56) Placer **DEV-BAR/TO-FROM** commutateur à la position **DEV - BAR** et tourner le pot courant de mètre entièrement dans le sens des aiguilles d'une montre. Tourner la carte de compas **360°**. Le Réalisateur **DEV - BAR** ne touchera pas la carte de boussole. Ramener le courant à **90 uadc**. **DEV-BAR** écartera sans à-coup l'arrêt. Répéter pour la polarité opposée.

#### *IV-3 Feuilles d'essais:*

- 1) **CRS** et **HDG** sous la ligne de foi.

a) JI Pin P to S (-)	0.0 ± 0.3 vdc
b) JI Pin e to S (-)	0.0 ± 0.3 vdc

- 2) Tension de puissance d'entrée à **11.2 vdc**

Drapeau de NAV hors de vue

JIK to P (-)	$0.21 \pm 0.03\text{vdc}$
--------------	---------------------------

3) Drapeau de NAV CMR à Pos

Drapeau NAV	Hors de la vue
-------------	----------------

4) 14/28 vdc OFF

Drapeau NAV	En vue
-------------	--------

5) 28v puissance d'entrée

Drapeau NAV	Hors de la vue
-------------	----------------

6) Input voltage to 22.4 vdc

Drapeau NAV	Hors de la vue
-------------	----------------

7) Seuil de NAV

Drapeau de NAV en vue

JIK to F (-)	$0.17 \pm 0.03\text{vdc}$
--------------	---------------------------

HDG VALIDE

Drapeau de HDG	Hors de la vue
----------------	----------------

8) HDG SEL 10° gauche

JIP to S (-)	$-5.5 \pm 1.2\text{vdc}$
--------------	--------------------------

9) HDG SEL vers la gauche de limite

JIP to S (-)	$-12.5 \pm 2\text{vdc}$
--------------	-------------------------

10) HDG SEL 10° droite

JIP to S (-)	$+5.5 \pm 1.2\text{vdc}$
--------------	--------------------------

11) HDG SEL vers la droite de limite

JIP to S (-)	$+12.5 \pm 2\text{vdc}$
--------------	-------------------------

12) HDG SEL Droite

Au croisement	Bottom $\pm 10$ deg
---------------	---------------------

13) CRS 10° gauche

Jle to S (-)	$-2.1 \pm 0.4\text{vdc}$
--------------	--------------------------

14) CRS vers la gauche de limite

Jle to S (-)	$12.5 \pm 2\text{vdc}$
--------------	------------------------

15) CRS 10° droite

Jle to S (-)	$+2.1 \pm 0.4\text{vdc}$
--------------	--------------------------

16) CRS vers la droite de limite

J1e to S (-)	+12.5 ± 2vdc
--------------	--------------

17) Fin de droite de limite de CRS

100 ± 10° right
-----------------

18) CRS nulle en bas

Bottom ± 10°
--------------

19) Fin de gauche de limite de CRS

100 ± 10° left
----------------

20) GS max Pos, Neg, Zero

Hors de la vue
----------------

21) Drapeau de GS à J2-J to J1-W (-)

0.215 vdc

a) pointeur de GS	En vue
b) pointeur GS gauche	Centre ± ½ aiguille
c) pointeur GS droite	Centre ± ½ aiguille
d) pointeur de GS	stable

22) GS CMR- Pos, Neg, OFF

EN VUE

23) Balance de GS -J2E à B (-)

a) un point vers le haut	+75 ± 10 mvdc
b) deux points vers le haut	+150 ± 20 mvdc
c) maximum supérieur	In view at top
d) un point vers le bas	-75 ± 10 mvdc
e) deux points vers le bas	-150 ± 20 mvdc

24) Drapeau de **GS J2-J à J1-W (-)**

Pointeur de GS	Hors de la vue
----------------	----------------

25) RES pot pour **0.3 vdc (D-BAR)**

J1-b	0.150±0.004vdc
------	----------------

26) RES pot pour **0.3 vdc (TO-FM)**

J1-Z	0.050±0.005vdc
------	----------------

27) Complètement l'indication **TO**

J1-Z to T (-)	+200±40vdc
---------------	------------

28) Complètement l'indication **FROM**

J1-Z to T (-)	-200±40vdc
---------------	------------

29) **T0-FM** à zero tourner **CRS**

TO-FM	Out of view
-------	-------------

30) Unité **90°** vers le haut

TO-FM	Out of view
-------	-------------

31) Aligner **D-BAR** et pointeur de **CRS**

Centre $\pm \frac{1}{4}$ largeurs de barre
--

32) Tourner **CRS**

D-BAR	Centre $\pm \frac{1}{2}$ largeurs de barre
-------	--

33) Unité **90°** vers le haut

D-BAR	Centre $\pm \frac{1}{2}$ largeurs de barre
-------	--

34) Balance de **D-BAR**

a) un point à gauche	-30 $\pm$ 4uadc
b) deux points à gauche	-60 $\pm$ 8uadc
c) trois points à gauche	-90 $\pm$ 12uadc
d) quatre points à gauche	-120 $\pm$ 16uadc
e) cinq points à gauche	-150 $\pm$ 20uadc
f) cinq points à droite	+150 $\pm$ 20uadc
g) quatre points à droite	+120 $\pm$ 16uadc
h) trois points à droite	+90 $\pm$ 12uadc
i) deux points à droite	+60 $\pm$ 8uadc
j) un point à droite	+30 $\pm$ 4uadc

35) Pin A période - **1.0 sec**

Mouvement dans le sens des aiguilles d'une montre	Ok
Mouvement dans le sens des aiguilles d'une montre de compteur	Ok

36) Pin A période - **67 ms**

CW Motion	Ok
-----------	----

CCW Motion	Ok
------------	----

37) Bogue de **HDG** à **360°**

**CRS** à **90°**

Deux révolutions.

Bogue de HDG	$360 \pm 2^\circ$
CRS	$90 \pm 2^\circ$

Direction d'inversion

Bogue de HDG	$360 \pm 2^\circ$
CRS	$90 \pm 2^\circ$

38) Opposé de bogue de **HDG** de carte

Carte de compas	Aucunes impulsions manquées
-----------------	-----------------------------

Direction opposée

Carte de compas	Aucunes impulsions manquées
-----------------	-----------------------------

39) Pin A période **-33 ms**

Carte de compas	Aucunes impulsions manquées
-----------------	-----------------------------

Pin A période **0.1 sec**

Affichage **HORS CIRCUIT**

40) **PAI** contrôle - N sous la ligne de foi

a) slaving CT	$0.0 \pm 1.0^\circ$
b) HDG CX	$0.0 \pm 1.0^\circ$

Contrôle de compas

a) **HDG-90°**

Slave CT	$90 \pm 1.0^\circ$
----------	--------------------

HDG CX	$90 \pm 1.0^\circ$
--------	--------------------

## b) HDG-180°

Slave CT	$180 \pm 1.0^\circ$
HDG CX	$180 \pm 1.0^\circ$

## c) HDG-270°

Slave CT	$270 \pm 1.0^\circ$
HDG CX	$270 \pm 1.0^\circ$

## d) HDG-0.0°

Slave CT	$0.0 \pm 1.0^\circ$
HDG CX	$0.0 \pm 1.0^\circ$

41) 

CRS séparateur	Ok
----------------	----

42) 

Tension de rendement de stator	Ok
--------------------------------	----

## 43) Exactitude de séparateur de CRS

CRS-0.0°	$0.0 \pm 1.0^\circ$
60°	$60 \pm 1.0^\circ$
120°	$120 \pm 1.0^\circ$
180°	$180 \pm 1.0^\circ$
240°	$240 \pm 1.0^\circ$
300°	$300 \pm 1.0^\circ$

## 44) 15 volt unreg entièrement CCW

Drapeau de HDG	En vue
----------------	--------

## 45) Drapeau de HDG hors de vue

JI-Pin v	$+10 \pm 3.4\text{vdc}$
----------	-------------------------

46) Drapeau de **HDG** en vue

JI-Pin v	+4 ± 3vdc
----------	-----------

47) Invalide de **HDG**

Drapeau de HDG	en vue
----------------	--------

- 48) Éclairage .....OK  
 49) S'allumer à 14v.....OK  
 50) Intensité de la lumière variable ..... OK  
 51) S'allumer à 28v.....OK  
 52) continuité de D-BAR ..... OK  
 53) continuité de TO-FM ..... OK  
 54) TO-FM arrêts ..... OK  
     Polarité opposée .....OK  
 55) interférence de D-BAR ..... OK  
     D-BAR arrêts ..... OK  
     Polarité opposée ..... OK

#### IV -4 REVISION

##### *IV -4-1 Inspection :*

Cette section contient des directives inspections, la condition du KI 525A se réunit. Des défauts de l'usage, des dommages physique, de la détérioration, ou d'autres causes peuvent être trouvés par ces procédures d'inspection.

##### **IV -4-1-a) Douilles:**

Vérifier les surfaces d'appui piquées, marquées, éraillées ou écaillées. Examiner l'alésage interne pour assurer la concentricité.

**IV -4-1-b) Condensateurs:**

Inspecter les condensateurs pour déceler les dommages de cas, les dommages de fuselage, et l'installation fendu, cassé, ou carbonisé. Vérifier les goujons terminaux desserrés, cassés ou corrodés, supporte ou les fils, inspectent pour déceler les raccordements desserrés, cassés, ou incorrectement soudés.

**IV -4-1-c) Bâtis :**

Inspecter pour déceler les fissures ou d'autres dommages physiques.

**IV -4-1-d) Châssis:**

Inspecter le châssis de la déformation, des bosselures, des piqûres, des surfaces mal portées, des connecteurs endommagés, des dispositifs endommagés d'attache, du dorrosion composant, et des dommages à la finition.

**V -4-1-e) Connecteurs:**

Inspecter le connecteur pour déceler les pièces cassées, les brides déformées, et d'autres irrégularités.

Inspecter pour l'isolation criquée ou cassée et pour les contacts qui sont cassés, déformé, ou hors de l'alignement. En outre, contrôle pour l'électrodéposition corrodée ou endommagée sur des contacts et pour les raccordements terminaux desserrés, incorrectement soudés, cassés ou corrodés.

**IV -4-1-f) Caches et boucliers:**

Inspecter les caches et les boucliers pour assurer les piqûres, les bosselures profondes, et les surfaces de matin. En outre, contrôle pour les dispositifs, la corrosion, et les dommages endommagés d'attache à la finition.

**IV -4-1-g) Trains en métal et plastique:**

Inspecter les trains pour déceler les dents cassées, ébréchées ou mal portées. Inspecter les fuselages de trains pour déceler les fissures et la déformation, la corrosion ou d'autres conditions anormales.

**IV -4-1-h) Isolateurs:**

Inspecter tous les isolateurs pour assurer l'évidence des dommages, tels que les arêtes cassées ou ébréchées, des secteurs brûlés, et de la présence des corps étrangers.

**IV -4-1-i) Prises:**

Inspecter toutes les prises pour déceler la corrosion, la rouille, lâchement ou les pièces cassées, l'isolation criquée, les contacts du mauvais ou d'autres irrégularités.

**IV -4-1-j) Pièces usinées en métal:**

Inspecter pour déceler les dommages physiques de n'importe quelle sorte à tout l'extérieur, interne ou externe. Inspecter secteurs plaqués, peints ou autres finis pour déceler les dommages exigeant la rotation de replaquer, peindre, ou autre.

**IV -4-1-k) Pièces mécaniques de compteur:**

Inspecter les pièces mécaniques pour déceler les dommages, la déformation, ou la corrosion qui exigerait la réparation au delà de la retouche.

**IV -4-1-l) Pièces en plastique formées:**

Inspecter les pièces en plastique pour éviter la corrosion, en fendant, lâchement ou le matériel manquant, ou d'autres indications anormales qui pourraient être une source des pannes postérieures.

**IV -4-1-m) Tremplins de circuit imprimé:**

Inspecter les tremplins de circuit imprimé pour assurer le raccordement terminal desserré, cassé, corrodé, ou mal soudé. Inspecter pour assurer l'électrodéposition brûlée, cassée, fendue ou corrodée.

**IV -4-1-n) Potentiomètres:**

Inspecter tous les potentiomètres pour assurer l'évidence des dommages tels que les bosselures, l'isolation criquée ou d'autres irrégularités.

**IV -4-1-o) Résistances:**

Inspecter les résistances fixes pour déceler les fuselages criqués, cassés, boursoufflés, ou carbonisés et le raccordement terminal desserré, cassés, ou incorrectement soudés ou corrodés.

**IV -4-1-p) Semi-conducteurs:**

Inspecter les diodes et les transistors, fendus, cassés, ou mal soudés.

**IV -4-1-q) Raccordements terminaux soudés:**

- Inspecter pour assurer les joints froid-soudée ou de résine. Ces joints présentent un poreux de l'aspect mat et approximatif. Vérifier la force du lien en utilisant les points d'un outil.
- Examiner les bornes pour la soudure excessive, les saillies du joint, les pièces adhérant à l'isolation adjacente, et les particules logées entre les joints, les semi-conducteurs, ou d'autres composants.
- Inspecter pour assurer la soudure insuffisante et les torons dessoudés du fil dépassant du semi-conducteur sur la borne. Vérifier l'insultation qui est dépouillé en arrière trop loin de la borne.
- Inspecter pour déceler la corrosion sur la borne.

**IV -4-1-r) Transformateurs :**

- Inspecter du chauffage excessif, les dommages physiques à l'isolation fendue ou cassée de cas, et à d'autres conditions anormales.
- Inspecter pour déceler corrodé, mal soudé, ou desserrer les fils connectant.

**IV -4-1-s) Câblage:**

Inspecter le câblage ouvert et lacé du châssis, le châssis de montage partiel, et les pièces d'équipement pour déceler les coupures dans l'isolation, les coupures de semi-conducteur, la coupe ou la robe de laçage et inexacte cassée par rapport au câblage ou au châssis adjacent.

**IV-4-2 Nettoyage :**

Les composants de système de d'éclairage devraient être nettoyés en utilisant l'eau tiède et un savon doux.

Rincer complètement et essuyer sec avec un tissu non pelucheux mou. Ne pas essuyer davantage que nécessaires comme les pièces sont facilement rayées.

L'objectif devrait être traité par les adges seulement.

Des secteurs inaccessibles peuvent être nettoyés en utilisant un avion à réaction sec d'air contrôlé par main (pas plus de 15 psi) pour enlever la poussière et de petites particules. L'attention d'exercice pour éviter de diriger l'avion à réaction d'air à n'importe lequel de ces mécanismes de drapeau en tant que ces derniers sont les composants facilement endommagés.

**IV-4-3 Procédures De Démontage:**

Les directives suivantes incluent les procédures qui sont nécessaires pour enlever et démonter les pièces du KI 525A.

On le suppose que le cache anti-poussière a été enlevé et l'unité a été examinée selon la méthode d'essai fournie dans le paragraphe ( IV-2) pour identifier la source de défaut de fonctionnement. L'unité devrait alors être démontée seulement à la station où le défaut de fonctionnement peut être corrigé par la réparation, le nettoyage, ou le réglage. Ne démonter aucunes pièces ou câblage ; comme les déchirures répétées peuvent être nuisibles.

Le KI 525A se compose d'onze montages partiels principaux et d'une assemblée finale. L'assemblée finale contient les composants et le matériel nécessaires priés pour introduire le togrther de montages partiels dans une unité de fonction.

Des directives de démontage sont fournies de séparer le montage partiel à partir de l'unité de base, cependant, La panne détaillée des composants sur chaque montage partiel n'a pas été inclus pendant que ceci peut être accompli en se rapportant au schéma de montage partiel. Le remontage peut être accompli en renversant la marche à suivre de démontage.

#### **IV-4-3-a) Dépose de bazel:**

*A-* débloquer les deux vis de réglage dans les boutons de HDG et de CRS et enlever les boutons.

*B-* Le bazel est retenu sur l'affichage avant par quatre vis. La dépose de ces quatre vis permet au bazel de glisser en avant hors circuit des arbres de bouton. Puis exercer l'attention en traitant les composants d'éclairage en tant que ces pièces sont facilement rayées.

#### **IV-4-3-b) Dépose de tremplin de P.C:**

*A.* Enlever les quatre Vis qui retiennent le tremplin de P.C sur l'affichage avant.

*B.* Enlever les deux pins verouillantes du connecteur au fond du tremplin de P.C.

- Noter l'emplacement de ces deux verouillants et les remplacer dans leur emplacement original.
- C. Le tremplin peut maintenant être rataté vers le côté gauche de l'unité.
- D. Si davantage de dépose du tremplin est exigée, étiqueter et dessouder tous les fils du tremplin.

#### **IV-4-3-c) Dépose de plaque arrière:**

- A. Enlever les deux pins verouillants des deux connecteurs qui sont attachés aux plaques arrière.
- B. Noter l'emplacement relatif de ces quatre pins verouillants et les remplacer dans l'emplacement original thier.
- C. Enlever deux Vis qui attachent la plaque arrière à la plaque d'angle de descente.
- D. Enlever l'une des Vis qui retient la plaque arrière sur la plaque synchro de trains.
- E. Jaillir le bras de GS au-dessus de l'axe de pivotement du côté droit de la plaque arrière.
- F. Exercer l'attention en enlevant le bras de GS et courber le bras seulement le montant requis pour enlever de l'axe de pivotement.
- G. Le plat arrière peut maintenant être enlevé à partir de l'unité.

#### **IV-4-3-d) Dépose de plaque glideslope:**

- A. Enlever la plaque arrière conformément à la section (IV-4-3-c)
- B. Enlever l'une des Vis et enlever le carter de détecteur photoélectrique de la plaque d'angle de descente.
- C. Marquer le dessus de l'arbre et le noyau du GS pour indiquer l'alignement de rotation relatif des deux pièces.
- D. Débloquer les deux Vis de réglage au moyeu du bras de GS et enlever le bras d'angle de planement à partir de l'unité.
  - I. Exercer l'attention en enlevant le bras de GS pour empêcher la pièce de se plier.
- E. Enlever les deux Vis entre la plaque synchro et la plaque de GS et enlever la plaque de GS à partir de l'unité.
- F. Si l'absence complète à partir de l'unité principale est désirée de la plaque de GS puis étiqueter et dessouder les sept fils entre la plaque de GS et le tremplin de P.C.

#### **IV-4-3-e) Dépose de plaque synchro:**

- A. Enlever la plaque arrière et la plaque de GS conformément au paragraphe (IV-4-3-c) et (IV-4-3-d)
- B. Retirer les trains de la dent 029-0255-00-36 outre du dos de l'arbre d'entraînement.
- C. Enlever les deux Vis qui retiennent le tremplin de P.C sur la plaque synchro.

- D. Toutes les pièces qui sont liées avec l'adhésif doivent être nettoyées avant d'appliquer n'importe quel adhésif.
- E. Quand le joug est placé, il doit localiser tels qu'il comprime la rondelle d'onde entre le cap choisi et les trains de cap.
- F. Les composants d'éclairage dans le bazel devraient être traités par les arêtes de ces pièces seulement. Si le nettoyage est nécessaire l'eau chaude de Luc et du savon doux peuvent être utilisés. Rincer complètement et sécher avec un tissu non pelucheux mou. Ne pas essuyer davantage que tout nécessaires que ces pièces sont facilement rayées.
- G. Après que le tremplin de P.C ait été installé, vérifiez l'obturateur des récupérations choisies de cours et de cap pour s'assurer qu'ils montent dans leur emplacement approprié de came.
- H. Réaligner le séparateur, synchro, et les récupérations optiques selon les directives données.

#### **IV-5- LES PANNES STANDARDS (Trouble Shooting) :**

- D. Enlever les quatre Vis qui retiennent le châssis avant de plaque synchro et enlever la plaque synchro à partir de l'unité.

#### **IV-4-3-f) Dépose d'armature avant et de joug:**

- A. Enlever les ensembles de bazel et de tremplin de P.C conformément aux paragraphes (IV-4-3-a)) et (IV-4-3-b)).
- B. Enlever les quatre Vis qui retiennent le châssis avant sur la plaque synchro, répandent les bras de GS légèrement, et glisser alors l'avant du châssis avant  $\frac{1}{2}$  pouce approximativement.
- C. Retirer les trains de la dent 029-0255-00-36 outre du dos de l'arbre d'entraînement.
- D. Tout en manuellement soutenant le joug glisser le châssis avant et atteler les assemblées en avant jusqu'à ce qu'elles soient libres de l'unité principale.
- E. Le joug est jugé captif dans le châssis avant par le chevron et la queue de cours. Le pointeur et la queue de cours sont collés au masque de NAV. Pour séparer le joug du châssis avant, enlever le chevron de cours et la queue, puis glisser le joug en arrière du châssis avant.

#### **IV-4-3-g) Directives spéciales de rassemblage:**

- A. Le rassemblement de n'importe quel montage partiel, se référer au schéma d'assemblée, et adhérer à toutes les notes et directives sur cela qui tire.
- B. En général il devrait y avoir à la tolérance de 0.15 pouces entre le composant mobile et d'autres objets dans l'unité.
- C. S'assurer que les quatre bruches sont alignés et effectuant le contact électrique avec les quatre bagues collectrices du joug.

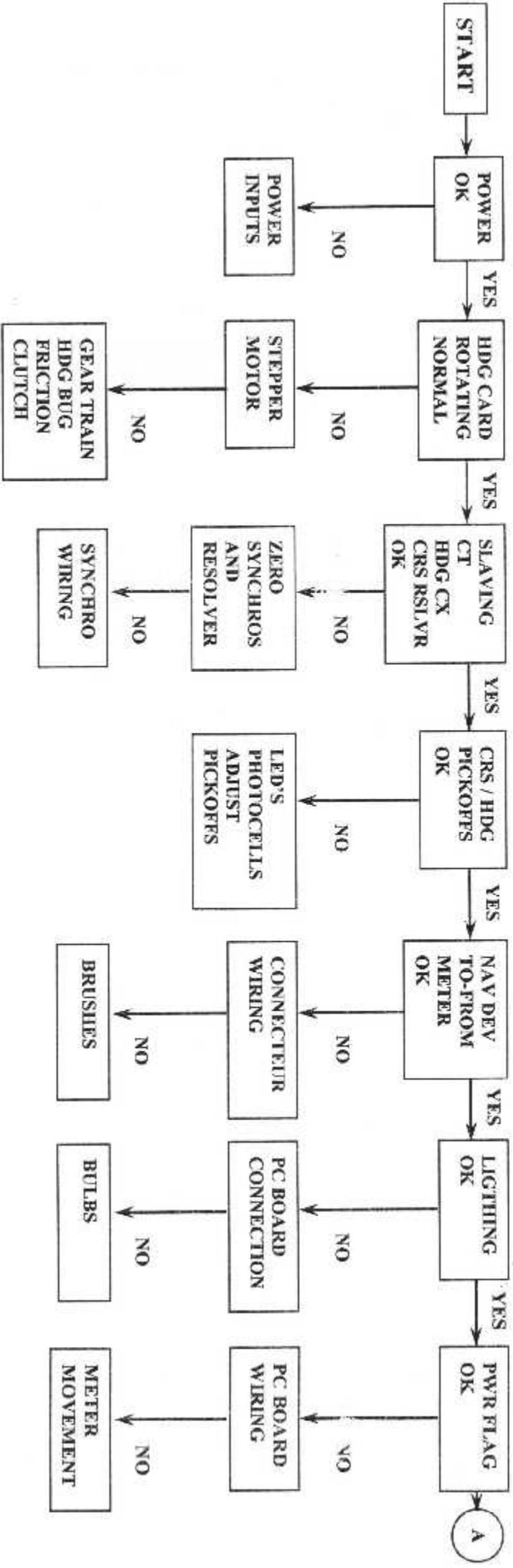
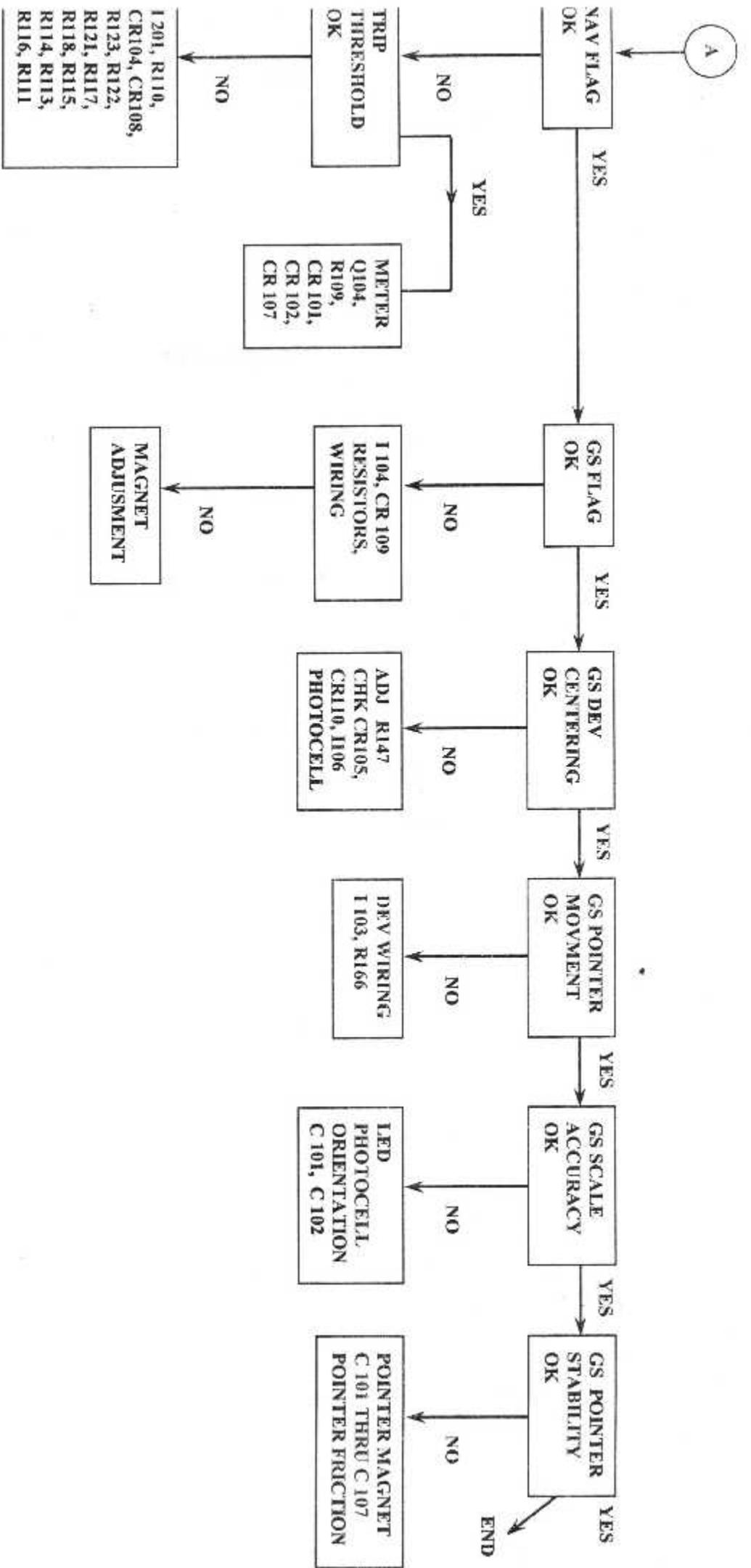


Figure IV-2 L'organigramme Des Pannes Standard du KI 525





**CONCLUSION**  
**GENERALE**

## **Conclusion :**

L'objet de notre travail est l'étude et réalisation d'un banc d'essai d'instrument HSI pour mieux connaître son fonctionnement et que l'instrument être toujours efficace.

L'étude de ce projet de fin d'études a été bénéfique pour nous et nous a permis de :

- ↓ La familiarisation avec la politique de recherche de pannes et la maintenance en aéronautique, durant le stage on a vu l'importance de travail des techniciens de maintenance qui veillent jour et nuit pour assurer la maintenance des avions et donc la sécurité des passagers et d'avions.
  
- ↓ La mise en œuvre et l'exploitation des différentes informations et connaissances acquises durant les années d'études.

Enfin, notre manuel peut servir de documentation pour les étudiants qui vont vers le domaine avionique. Nous espérons que notre projet fera l'objet d'un support pédagogique pour les futures promotions.



# BIBLIOGRAPHIE

Tableau des abréviations :

Abréviation	Signification
Km	kilomètre
Nm	Nautique mile
Sm	Statute mile
VFR	Visual Flight Rules
VMC	Visual Meteorological Rules
IFR	Instrument Flight Rules
IMC	Instrument Meteorological Conditions
Nv	Nord vrai
Nm	Nord magnétique
Nc	Nord compas
D	Déclinaison
W	La variation
TSV	Temps sans vent
Fb	Facteur de base
Vp	Vitesse propre
Vs	Vitesse sol
Vv	Vitesse vent
ILS	Instrument Landing System
VOR	VHF Omnidirectional Range
MLS	Microwave Landing System
Gt	Glissement
Zv	Relèvement vrai
Zm	Relèvement magnétique
HSI	Horizontal Situation Indicator
GS	Ground Speed
TAS	True Air Speed
DME	Distance Measuring Equipment
OM	Outer marker
MM	Middle marker
IM	Inner marker
VHF	Very High Frequency
OBS	Omni Bearing Selector
RNAV	Radio Navigation
NAV	Navigation
HDG	Heading « cap »
KA 51/51A	Accessoire asservissant
KA 51B	Accessoire asservissant
GS	Glideslope
P.C	Printed Card
CRS	Course « route »
VAC	Volt alternatif courant
VDC	Volt direct courant

D-BAR	Barre de Déviation
J1 ,J2	Jacks

## **Bibliographie :**

### **I- Les ouvrages :**

#### ✚ Instruments

Copyright 1979, CSE aviation Ltd; Oxford.

#### ✚ Navigation aérienne

Les instruments de bord

Copyright 1981, ministère de l'éducation du Québec.

#### ✚ Maintenance d'aéronefs

Department of transportation Federal Aviation Administration.

#### ✚ AMM: aircraft maintenance manual "KING KI 525A, pictorial navigation indicator".

Honeywell Maintenance Manual, Bendix King KTS 153.revision 7.

### **II- Dictionnaire :**

#### ✚ Dictionnaire aéronautique. Anglais-français.

### **III- Thèse :**

#### ✚ les aides visuelles à l'accessibilité d'un aéroport, promo 2002-2003.

### **IV- Les sites Internet :**

#### ✚ [www.aviationpassion.org](http://www.aviationpassion.org)

#### ✚ [www.jmquetin.free.fr](http://www.jmquetin.free.fr) (la navigation IFR)

#### ✚ [www.wipo.int](http://www.wipo.int) (Mesure des distances, des niveaux ou des relèvements).

#### ✚ [www.mikeg.nct\(king KTS 153\)](http://www.mikeg.nct(king KTS 153)).