

DEDICACES

Avec l'aide de Dieu le Tout Puissant, j'ai pu achever ce modeste travail que je dédie :

A mes très chers parents que Dieu les gardes et que grâce à eux j'ai qui réussit le long, de mes études.

D'abord à ma chère mère qui ma donné tout le courage et le soutien, mon chère père pour sa présence et sa patience.

A mes sœurs Wassila, Sarah, Ahlem, Imene.

A mon frère Bilel.

A ma belle et très chère amie Lakhdar Toumi ASMA qui j'adors car elle m'a prouvé son amitié et elle ma tant soutenu ainsi que ma meilleur amie Zakia et son fiancé Hichem.

A ma grande mère et mon grand père.

A mon gentil oncle Amer et sa famille.

A mes très chères tantes Tahima, Samia, Alalja, Souraya et ses filles : Latifa, Samia, Ouarda et Asma ainsi que ma grande mere.

A Farid et sa famille et tous les personnes que j'aime et m'aime. Je dédie ce mémoire et Je souhaite être à la hauteur de leur espérance de moi.

DALEL

REMERCIEMENTS

Je remercie Dieu, Le Tout Puissant de m'avoir donné le courage, la force et la volonté tout au long de mon travail pour qu'il soit une réussite méritée.

Je tien à remercier mon promoteur Mr DILMI Smain pour ses précieux conseils, sa patience tout au long de la réalisation de ce mémoire.

Je tien aussi à rendre hommage à Messieurs A. ABDALLAH EL-HIRTSI et Mohamed TIKHMIRINE pour leur aides et orientations.

Mes remerciements et mon gratitude s'adressent également à :
Mes parents qui m'ont offert tout le soutien pour réaliser mon travail.

A tous ceux qui m'on aider de prés ou de loin au cours de ce travail.

LISTE DES FIGURES

Figure (I.1) : Les deux méthodes de navigation	3
Figure (I.2) : La sphère terrestre	4
Figure (I.3) : Coordonnées géographiques.....	6
Figure (I.4) : Projection Mercator	7
Figure (I.5) : Représentation de l'orthodromique et de la loxodromique sur une carte Mercator	8
Figure (I.6) : Principe de VOR	10
Figure (I.7) : Principe de DME	10
Figure (I.8) : Le principe de l' ILS	11
Figure (II.1) : Plateforme de type « strapdown »	15
Figure (II.2) : Plateforme de type stabilisée	16
Figure (II.3) : Composition de la plate-forme	17
Figure (II.4) : Stabilisation	19
Figure (II.5) : Plate-forme a quatre axes	20
Figure (II.6) : L'accéléromètre pendulaire	21
Figure (II.7) : Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif	22
Figure (II.8) : La précession	23
Figure (II.11) : Schéma d'un gyromètre à fibre optique	25
Figure (II.12) : Schéma d'un gyro-laser	25
Figure (II.13) : Boîtier Sélecteur de Mode (MSU)	27
Figure (II.14) : Boîtier de commande et d'affichage (CDU)	30
Figure (II.15) : Assemblage analogique	33
Figure (II.16) : Le module INS	34
Figure (II.17) : Les interfaces de l'INS	37
Figure (II.18) : La Fonction Navigateur	38
Figure (III.1) : Principe de la navigation inertielle	40
Figure (III.2) : Principe de la centrale inertielle	42
Figure (III.3) : Stabilisation dans l'espace "absolu"	44
Figure (III.4) : Schéma de principe d'une plate-forme stabilisée par rapport à la Terre	46
Figure (III.5) : Principe de la stabilisation (bouclage de Schüller)	47
Figure (III.6) : Mode STBY	49
Figure (III.7) : Mode ALIGN	51
Figure (III.8) : Mode NAV	52
Figure (III.9) : Les états d'alignement	56
Figure (III.10) : Les états de navigation	57
Figure (III.11) : Vérification des états	58
Figure (III.12) : Le mode Attitude Référence	59
Figure (IV.1) : Les composantes de l'INS	65
Figure (IV.2) : Localisation des éléments (supports)	66
Figure (IV.3) : L'alimentation de l'INS	67

LISTE DES TABLEAUX

Tableau (I.1) : Composition des deux systèmes : INS et IRS	13
Tableau (III.I) : Les erreurs d'un système inertiel	60

SOMMAIRE

DEDICACE	
REMERCIEMENTS	
LISTE DES FIGURES	
LISTE DES TABLEAUX	
RESUME	
INTRODUCTION	1

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LA NAVIGATION

I.1. NOTIONS GENERALES SUR LA NAVIGATION	2
I.1.1. Définitions et problèmes	2
I.1.2. Méthodes générales de navigation	2
I.1.2.1. Navigation par points ou par cheminement	3
I.1.2.2. Navigation à l'estime	4
I.1.3. COORDONNEES GEOGRAPHIQUES	4
I.1.3.1. La sphère terrestre	4
I.1.3.2. Définition des coordonnées géographiques	5
I.1.4. LES REPERES	5
I.1.4.1. Le nord vrai N_v	5
I.1.4.2. Le nord magnétique N_m	5
I.1.4.3. La déclinaison magnétique	5
I.1.4.4. La déviation d	6
I.1.5. Routes à la surface de la terre	6
I.1.5.1. Mesure de distance	6
I.1.5.2. Mesure d'un arc de méridien	6
I.1.5.3. Mesure d'un arc de parallèle	7
I.1.5.4. Mesure de vitesse	7
I.1.5.5. Les cartes aéronautiques	7
I.1.5.6. Les routes	8
I.1.6. Les repères de direction	8
I.1.6.1. Le cap (C_m ou C_v)	8
I.1.6.2. La route (R_m ou R_v)	9
I.2. LES AIDES DE RADIONAVIGATION	9
I.2.1. Définition	9

I.2.2. Classification des aides Radio	9
I.2.2.1. Le VOR (VHF Omni Range)	9
I.2.2.2. Le DME (Distance Measuring Equipment)	10
I.2.2.3. L'ILS (Instrument Landing System)	11
I.2.2.4. Système de navigation par satellite	12
I.3. INERTIAL NAVIGATION SYSTEM (INS)	12
I.4. INERTIAL REFERENCE SYSTEM (IRS)	12
I.5. COMPARAISON ENTRE DEUX TYPES DE CENTRALE INERTIELLE	13

CHAPITRE II : DESCRIPTION DE L'INS

II.1. INTRODUCTION	14
II.2. LA PLATE-FORME INERTIELLE	14
II.2.1. Plateforme « strapdown » (application d'IRS)	15
II.2.2. Plateforme stabilisée (application d'INS)	16
II.3. CENTRALE INERTIELLE À PLATEFORME STABILISEE «TROIS AXES »	16
II.3.1. Composition	16
II.3.2. Stabilisation	18
II.3.3. Plate-forme à quatre axes	20
II.4. ELEMENTS DE MESURE DE L'INS	20
II.4.1. Les accéléromètres	20
II.4.2. Les Gyroscopes	21
II.4.2.1. Les Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif	22
II.4.2.1.1. Structure des gyroscopes	22
II.4.2.1.2. Propriétés du gyroscope	22
II.4.2.2. Gyromètres Optiques	24
II.4.2.2.1. Les gyromètres à fibre optique	24
II.4.2.2.2. Les Gyroscopes Lasers	25
II.4.2.2.3. Performances de gyromètres optiques	26
II.5. COMPOSITION DE L'INS	26
II.5.1. Le boîtier sélecteur de mode (figure II.13)	26
II.5.2. Boîtier de commande et d'affichage (CDU)	27
II.5.3. Unité de navigation par inertie (INU) (figure II.16)	31

II.5.3.1 Assemblage analogique	32
II.5.3.2. Assemblage digital	33
II.5.3.3 Assemblage d'attitude et bloc d'alimentation	34
II.5.4. Batteries de secours	35
II.6. INTERFACES DE L'INS (Figure II.17)	35
II.6.1. Interface INU-ADI	35
II.6.2. Interface INU- Autopilote	35
II.6.3. Interface INU-TAS COMPUTER	35
II.6.4. Interface INU-OMEGA	36
II.6.5. Interface INU Directeur de vol	36
II.6.6. Interface INU-HSI	36
II.7. LA FONCTION NAVIGATEUR	38

CHAPITRE III : PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DE L'INS

III.1. INTRODUCTION	39
III.2. PRINCIPE DES CENTRALES INERTIELLES	40
III.3 PRINCIPE DES CENTRALES INERTIELLES A PLATE-FORME STABLISEE	42
III.3.1. Principe des plateformes stabilisées	42
III.3.1.1 Stabilisation dans l'espace "absolu"	43
III.3.1.2. Plate-forme stabilisée par rapport à la terre (principe de Schüller)	45
III.4. FONCTIONNEMENT GENERAL DE L'INS	48
III.4.1. Mode STBY (figure III.6)	48
III.4.2. Mode ALIGN (figure III.7)	48
III.4.3. Mode NAV (figure III.8)	51
III.4.4. Mode ATT REF (attitude référence)	53
III.5. ALIGNEMENT D'UNE CENTRALE INERTIELLE	53
III.6. TEST DE FONCTIONNEMENT	54
III.6.1. Vérification des états	54
III.6.2. Le mode Attitude Référence (figure III.12)	59
III.7. ERREURS D'UN SYSTEME INERTIEL	60

CHAPITRE IV : MAINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNES

IV.1. GENERALITES SUR LA MAINTENANCE	61
IV.1.1. Introduction	61
IV.1.2. Les différentes formes de la maintenance	62
IV.1.2.1. La maintenance préventive	62
IV.1.2.2. La maintenance corrective	63
IV.2. Application de la maintenance sur l'INS	63
IV.2.1. Les composants et leurs localisations	63
IV.2.2. L'alimentation électrique d'INS	64
IV.3. PROCEDURE DE MAINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNES	68
CONCLUSION	106
ANNEXE	107

INTRODUCTION

La navigation peut être définie comme l'emploi des calculs pour déterminer la position d'un avion et le diriger vers sa destination prédéterminer.

Le premier moyen autonome de la navigation est la boussole. Au fil des siècles, le dispositif fut perfectionné pour donner naissance au compas magnétique.

Les systèmes de la navigation aérienne sont subdivisés en deux grandes classes :

- La classe des systèmes non-autonomes, qui incluse tous les systèmes de radio navigation.
- La classe des systèmes autonomes, qui incluse les systèmes de navigation par inertie.

L'objectif principal de notre travail porte sur l'étude d'un système inertiel. Pour atteindre notre objectif, on a divisé notre travail en quatre (04) chapitres.

Le premier chapitre donne un aperçu général sur la navigation aérienne et les différents systèmes autonomes et non-autonomes utilisés.

Le second chapitre est consacré à l'étude de la plate forme inertielle, les éléments de mesure de l'INS ; qui sont les gyroscopes, les accéléromètres ainsi que ses compositions et interfaces.

Le troisième chapitre traite les principes sur lesquels est basée la navigation inertielle, le principe de la centrale inertielle, son fonctionnement général ,son alignement, la vérification des statuts, le mode ATT REF et les erreurs de ce système.

Le quatrième chapitre est consacré à la maintenance et la recherche de panne.

Finalement, nous avons clôturé notre travail par une conclusion générale.

CHAPITRE I

GENERALITES SUR LA NAVIGATION

I.1. NOTIONS GENERALES SUR LA NAVIGATION :

I.1.1. Définitions et problèmes :

Le terme navigation vient du latin, art de diriger un navire. La navigation est l'ensemble des techniques qui permettent de maîtriser les déplacements.

Naviguer demande de répondre à deux questions :

- *Où est le mobile par rapport à l'itinéraire ?*
- *Quelle direction faut-il lui faire prendre pour suivre cet itinéraire ou pour y revenir s'il s'en est écarté ?*

Ce sont les problèmes du *point* et de la *route*.

- Pour résoudre le problème du point, il faut disposer d'un cadre de référence (référentiel) où va se déployer l'itinéraire.
- Pour résoudre le problème de la route, c'est-à-dire la direction, le référentiel doit être orienté par rapport à des directions de l'espace réel.

Sur la terre une seule direction de référence suffit qui peut être le nord. Pour naviguer dans l'espace, il faut deux directions, par exemple deux étoiles fixes.

I.1.2. Méthodes générales de navigation :

On distingue deux catégories de méthodes :

- Navigation par points ou par cheminement ;
- Navigation à l'estime

I.1.2.1. Navigation par points ou par cheminement :

Dans les procédés de cette catégorie, on a en premier lieu la **position** et en deuxième lieu la **vitesse** qui doit être mesurée par un moyen indépendant.

Trouver la position (ou faire le point) est l'opération majeure de la navigation qui se ramène toujours à la recherche de **surfaces** ou de **lignes de positons**.

Soit x_1, x_2 et x_3 les coordonnées d'un point P dans le référentiel choisi. Pour les trouver, il faut faire des observations et des mesures où interviennent des points et des directions connues du référentiel. Chacune de ces opérations fournit la valeur au point P d'un paramètre $F(x_1, x_2, x_3)$ lié aux coordonnées de P et à celles des points et des directions précités.

La relation $F(x_1, x_2, x_3) = F_0$ définit une surface de position sur laquelle se trouve le point P. La localisation complète de P demande de déterminer ces surfaces.

On distingue plusieurs types de lignes de position :

- Lignes de position orthodromiques,
- Lignes de position circulaires,
- Lignes de position hyperboliques.

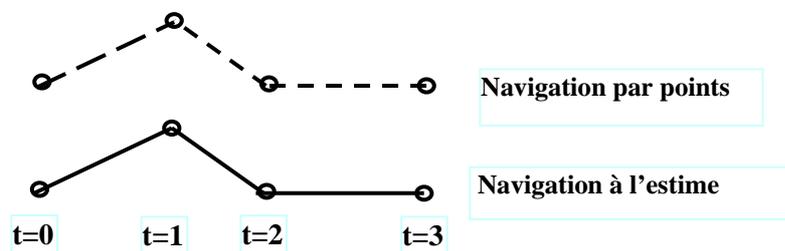


Figure (I.1) : Les deux méthodes de navigation

I.1.2.2. Navigation à l'estime :

Dans cette catégorie de navigation, le point de départ étant connu, il suffit de mesurer ensuite, à tout instant, la *vitesse* dans le référentiel qui sert à décrire l'itinéraire pour en déduire la trajectoire réellement suivie par *intégration*.

L'intégration de la vitesse tend à accumuler les erreurs ce qui fait que le point fourni par la navigation à l'estime a de grandes chances d'être de moins en moins précis à mesure que le temps passe d'où la nécessité d'effectuer périodiquement un recalage.

I.1.3. Coordonnées géographiques :

I.1.3.1. La sphère terrestre :

Nous considérerons le globe terrestre comme une sphère de centre O , légèrement aplatie aux pôles, de 40000 km de circonférence et rayon de 6367km.

Elle tourne autour du soleil environ 365,25 jours et sur elle-même en 24 heures.

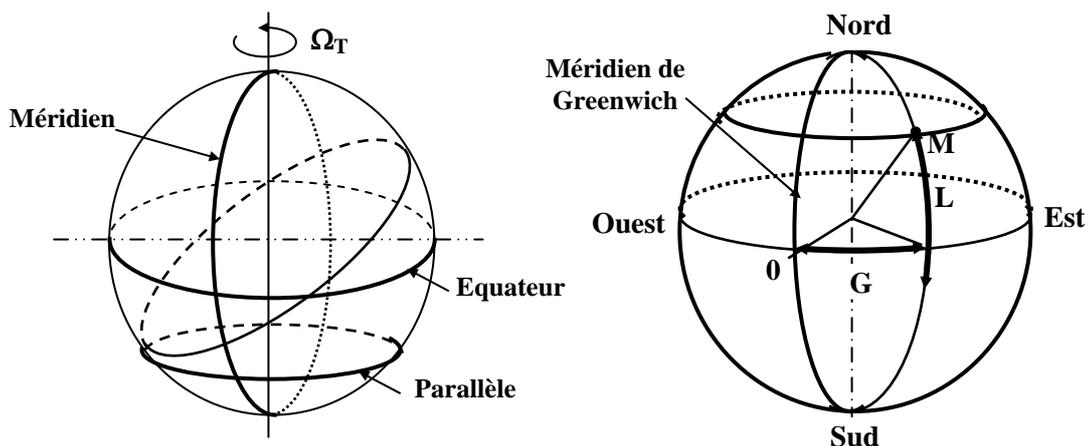


Figure (I.2) : La sphère terrestre.

I.1.3.2. Coordonnées géographiques :

Par tout point de la surface terrestre passent un méridien et un parallèle définissant les coordonnées géographiques du point : ce sont la latitude **L** et la longitude **G** qui se mesurent en degrés et minutes.

- **Latitude L** : longueur de l'arc de méridien entre l'équateur et le point. La latitude est soit Nord (supérieure à 0) soit Sud (inférieure à 0)
- **Longitude G** : longueur du plus petit arc d'équateur compris entre le méridien de référence (Greenwich) et le méridien passant par le point. La longitude est soit Ouest (supérieure à 0) si le point est à l'ouest du méridien de Greenwich et est (inférieure à 0) dans le cas contraire. Elle est comprise entre 0 et 180°.

Exemple : Coordonnées géographiques d'Alger : N 36°40'E-003°10' .

I.1.4. Les repères :

I.1.4.1. Le nord vrai N_v

La direction du méridien passant par le point vers le nord est appelée *nord vrai* ou *nord géographique*.

I.1.4.2. Le nord magnétique N_m :

La terre baigne dans un champ magnétique dont toutes les lignes convergent vers un point qui est le nord magnétique (cette direction est donnée par une boussole). La position de ce pôle varie dans le temps. A noter que la direction indiquée par la boussole est différente du nord magnétique à cause des erreurs. Cette direction est appelée nord compas N_c .

I.1.4.3. La déclinaison magnétique :

La D_m est l'angle compris entre le nord vrai et le nord magnétique. D_m est dite EST (supérieure à 0) si N_m est à droite de N_v . Elle varie avec le lieu et le temps (elle diminue de 10'/an, soit 1° tous les 6 ans).

I.1.4.4. La déviation d :

La déviation d est l'angle compris entre le nord magnétique et le nord compas.
 d est dite EST (supérieure à 0) si N_c est à droite de N_m .

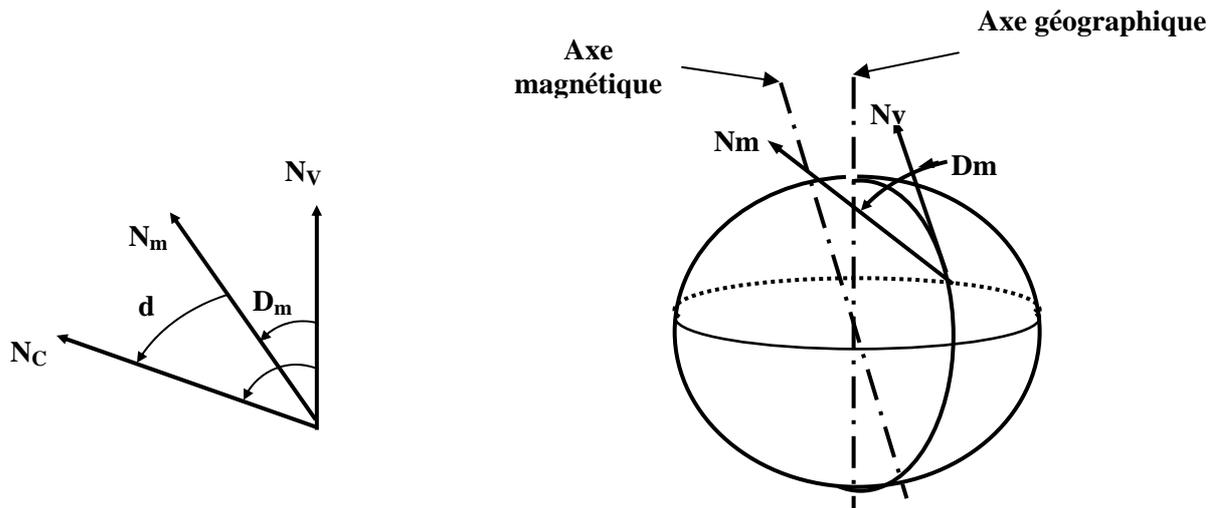


Figure (I.3) : Coordonnées géographiques

I.1.5. Routes à la surface de la terre :

I.1.5.1. Mesure de distance :

En aéronautique, on utilise surtout le mile marin (*Nautical Mile*) noté **NM** qui correspond à la longueur d'une minute d'arc de méridien :

I.1.5.2. Mesure d'un arc de méridien :

Elle se déduit de la différence de latitude des 2 points.

Par exemple, si A (N 49°33' ; W005°00') et B (N 38°40' ; E 005°00') ,

Alors : $\Delta L = 49^{\circ}33' - 38^{\circ}40' = 10^{\circ}3' = 653'$ et $AB = 653 \text{ NM}$.

I.1.5.3. Mesure d'un arc de parallèle :

Elle dépend de la latitude et de la différence de longitude.

$AB = \Delta G \cdot \cos L$ selon l'exemple précédent.

$AB = [5 - (-5)] \cdot \cos 49^\circ = 393,63 \text{ NM}$.

I.1.5.4. Mesure de vitesse :

En l'aéronautique on utilise le Nautical Mile / heure (nm/h) appelé knot (nœud et noté kt) en anglais pour mesurer la vitesse.

1 kt = 1852 mètres / heure.

Pour les vitesses verticales, on utilisera les pied par minute (ft/mn).

I.1.5.5. Les cartes aéronautiques :

Une carte est une représentation sur un plan d'une surface sphérique. Une carte est caractérisée par son canevas qui est la représentation sur un plan du graticule terrestre (ensemble de méridiens et des parallèles). Les principaux canevas sont les canevas de **Mercator** et de **Lambert**.

Pour la carte Mercator, le canevas est de type cylindrique, conforme (conserve les angles) et loxodromique (la loxodromie est représentée par une droite sur cette carte).

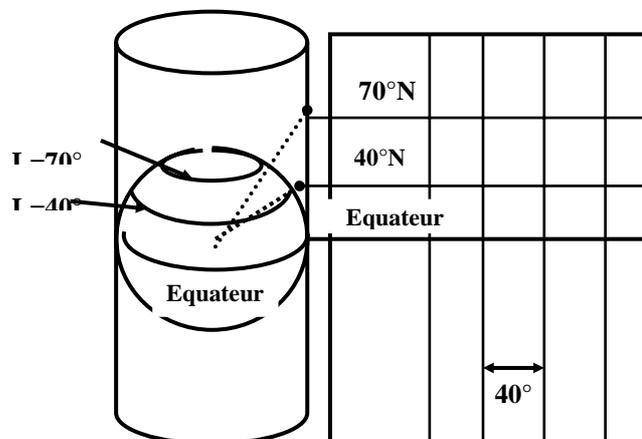


Figure (I.4) : Projection Mercator

I.1.5.6. Les routes :

Deux types de routes sont utilisés en aéronautique : la **loxodromie** et l'**orthodromie**.

- **Route loxodromique** : c'est une route qui coupe à angle constant les méridiens successifs qu'elle croise. Dans une projection de Mercator une route loxodromique sera représentée par une droite.
- **Route orthodromique** c'est une route qui correspond au chemin le plus court entre deux points de la surface de la terre. Si on assimile la terre à une sphère, c'est donc le plus petit des arcs de cercle qui joint deux points. En navigation il n'est pas facile de suivre une route orthodromique car il faut en permanence modifier sa route. Dans une projection de Mercator, une route orthodromique sera représentée par une courbe d'allure sinusoïdale.

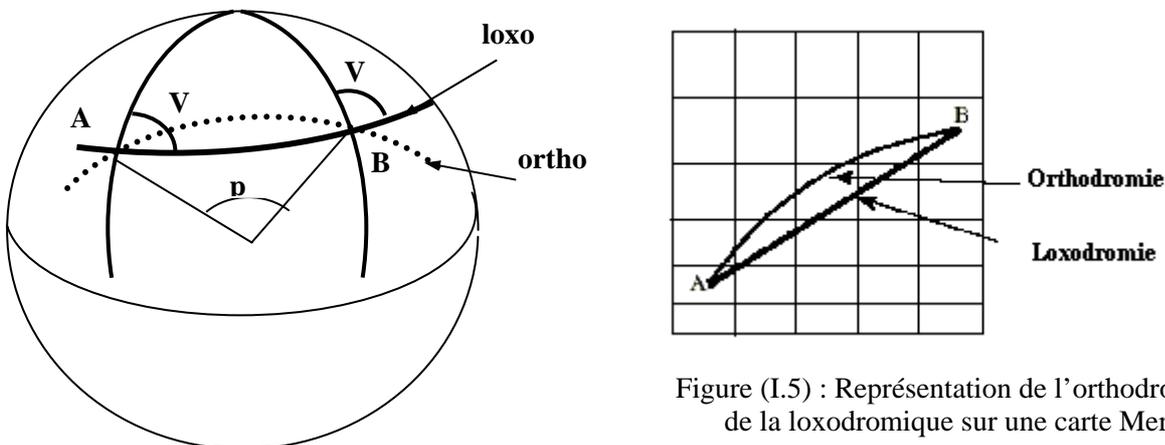


Figure (I.5) : Représentation de l'orthodromie et de la loxodromie sur une carte Mercator

I.1.6. Les repères de direction :

I.1.6.1. Le cap (Cm ou Cv) :

Angle compris entre la direction origine (nord N_V ou N_m) et l'axe longitudinale de l'avion compté dans le sens horaire.

I.1.6.2. La route (R_m ou R_v) :

Angle compris entre la direction origine (nord N_v ou N_m) et la tangente à la trajectoire de l'avion .

I.2. LES AIDES DE RADIONAVIGATION :

I.2.1. Définition :

Ensemble des techniques permettant de définir la position par des *moyens radioélectriques*.

I.2.2. Classification des aides Radio :

- Aides pour grandes distances (supérieures à 300 NM) : navigation des longs courriers sur de grandes distances (LORAN, GPS)
- Aides pour moyennes distances (inférieures à 300 NM) : navigation sur routes aériennes. (VOR, DME)
- Aides pour courtes distances (voisinage des aérodromes) : atterrissage (ILS,MLS).

I.2.2.1. Le VOR (VHF Omni Range) :

- **But :** Le but du radiophare omnidirectionnel VOR est de fournir une information de relèvement magnétique (QDM) d'une station d'émission omnidirectionnelle au sol qui pourra être lue par le pilote sur un indicateur. Le QDM est le cap magnétique permettant de rejoindre la station avec un vent nul .
- **Principe :** Par mesure du déphasage entre un signal de référence (30 REF) et un signal variable (30 VAR) :
 - les indications à bord sont indépendantes du cap de l'aéronef.
 - Il existe 200 canaux VOR de largeur 50 kHz situés dans la bande VHF 111,975 MHz – 117,950 MHz.

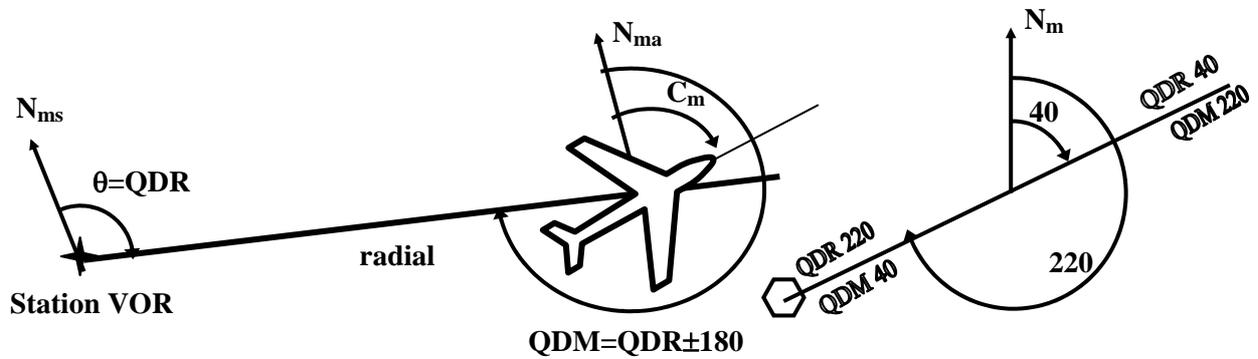


Figure (I.6) : Principe de VOR

I.2.2.2. Le DME (Distance Measuring Equipment) :

- **But : Mesurer la distance oblique de l'avion à la station DME au sol.**
 - **Principe : Par détermination du temps écoulé entre l'interrogation par l'émetteur aéroporté et la réception de la réponse de la station.**
- Il existe 200 canaux DME situés dans la bande UHF.

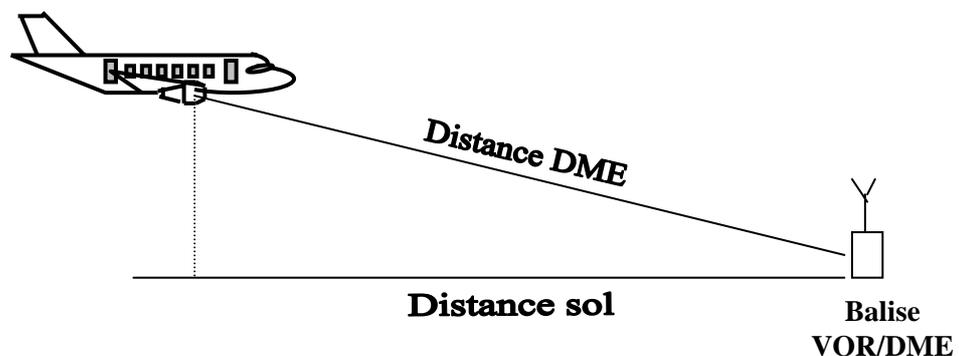


Figure (I.7) : Principe de DME

I.2.2.3. L'ILS (INSTRUMENT LANDING SYSTEM) :

- **But** : Système d'aide à l'atterrissage permettant le guidage de l'avion sur l'axe de descente.
- **Principe** : Il se compose de trois parties :
 - Le **Localizer (LOC)** fournit une information continue d'écart de l'aéronef par rapport au plan vertical de l'axe de la piste.
 - Le **Glide Path (Glide)** fournit une information continue d'écart de l'aéronef par rapport au plan oblique de descente idéal pour arriver au seuil de la piste.
 - Les **Markers** fournissent une information de distance par rapport à l'entrée de la piste.
- **Les fréquences** :
 - Le **LOC** travaille dans la gamme VHF dans la bande 108 à 112 MHz
 - Le **Glide** travaille dans la gamme UHF dans la bande 329 à 335 MHz .

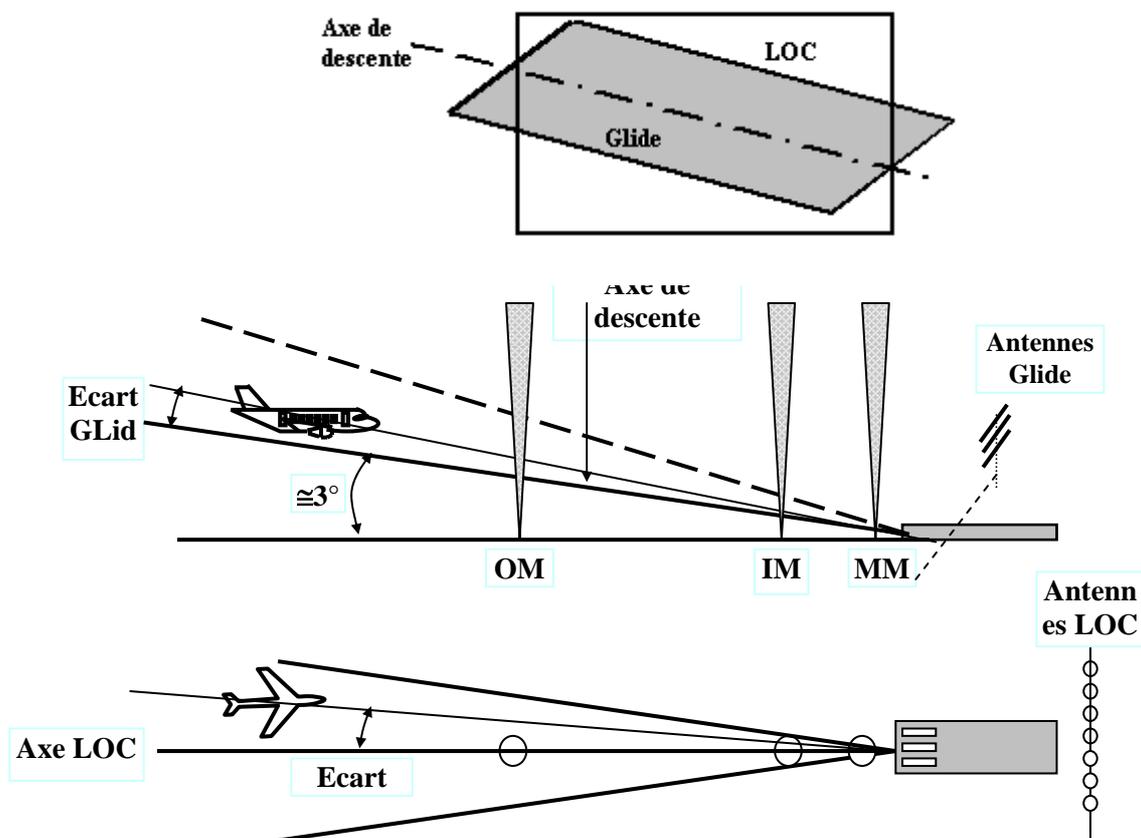


Figure (I.8) : Le principe de l' ILS.

I.2.2.4. Système de navigation par satellite :

- **But : fournir à tout instant, quelles que soient les conditions météorologiques, partout dans le monde :**
 - Une position (latitude, longitude et altitude)
 - Une vitesse
 - Une date.

- **Principe : Cette position et ce temps sont déterminés à partir de mesures de distance entre le récepteur et plusieurs satellites dont la position est connue. Ces mesures de distance sont en réalité des mesures de temps de propagation du signal entre chaque satellite.**

A l'heure actuelle, le système GPS est le plus utilisé dans la navigation aérienne. Il offre deux services :

- le Standard Positioning System (SPS) ouvert aux civils (code C/A)
- le Precise Positioning System (PPS) : réservé à l'armée américaine et permettant une précision supérieure au SPS (code P/Y)

I.3. INERTIAL NAVIGATION SYSTEM (INS) :

Ces centrales sont équipées d'une plateforme restant parfaitement horizontale pendant toute la durée du vol (utilisation de gyroscopes).

I.4. INERTIAL REFERENCE SYSTEM (IRS) :

Ces centrales, solidaires de la structure de l'avion, génèrent une plateforme fictive maintenue à l'horizontale par calcul (à partir d'informations de gyrolasers)

Ces deux types de centrales sont équipés d'accéléromètres très sensibles et asservis.

I.5. COMPARAISON ENTRE DEUX TYPES DE CENTRALE INERTIELLE :

Composants	INS	IRS
Composant inertiel	<p><u>Inertiel Navigation Unit - INU</u></p> <p><u>Plate forme inertielle</u> Suspendue a la cardan et stabilis³ée à l'horizontale par des boucles d'asservissement. Deux accéléromètres A1 et A2 perpendiculaires entre eux. Trois gyroscopes dont 2 a axes verticaux (G1 & G2)et le 3eme a axe horizontal (G3). Cette plateforme est orientée par rapport a des références terrestres.</p> <p><u>Calculateur</u> Calcule toutes les valeurs nécessaires à la navigation orthodromique et génère des signaux pour le pilote automatique (AP).</p>	<p><u>Inertiel Référence Unit - IRU</u></p> <p><u>Plate forme inertielle</u> Trois accéléromètres asservis liés à la structure de l'avion et dont les axes sensibles sont orientés suivant les trois axes de l'avion. Trois gyrolaser liés à la structure de l'avion mesurent la vitesse angulaire de rotation des trois axes de l'avion.</p> <p><u>Calculateur</u> * Calculs trigonométriques convertissant les mesures accéléromètres. * Tous les calculs de navigation orthodromique * Signaux pour l'AP.</p>
Control Display Unit - CDU	Boîtier de commande et d'affichage. (Interface homme / machine).	* Boîtier de commande et d'affichage. (Interface homme / machine). .
Mode Selector Unit - MSU	Permet de sélectionner le mode de fonctionnement.	Permet de sélectionner le mode de fonctionnement.
Battery Unit - BU	Alimente l'INS pendant 15 à 30 minutes en cas de défaillance du système d'alimentation de bord.	

Tableau (I.1) : Composition des deux systèmes

CHAPITRE II

DESCRIPTION DE L'INS

I.1. INTRODUCTION :

Les systèmes autonomes ce sont des systèmes qui, une fois intégrés dans l'avion, ne nécessitent aucune liaison avec l'extérieur pour déterminer la position et la trajectoire de celui-ci.

C'est vrai que les systèmes de radionavigation fournissent des données exactes concernant la navigation, mais ils ont des limitations qui sont dues aux différents brouillages qui affectent les liaisons entre les radiobalises et les équipements de bord.

Des améliorations dans les technologies du gyroscope et de l'accéléromètre ont aboutit à la conception d'un équipement de bord complètement autonome qui permet de déterminer d'une manière précise la position de l'avion. Cet équipement est le système de navigation inertielle ou INS (Inertiel Navigation System). Il est construit autour de ce que l'on appelle un « cœur inertielle ». Ce cœur est composé d'une plate forme montée au cardan, recevant des gyroscopes qui la stabilisent en direction et des accéléromètres qui mesurent les variations de vitesse. La direction du cœur inertielle est mesurée au moyen de trois capteurs de rotation qui communiquent ces données à un ordinateur. Ce ordinateur connaît donc en permanence les variations de vitesse grâce aux accéléromètres et sa direction grâce aux gyroscopes. Il peut ainsi, pourvu qu'on lui ait indiqué, à l'arrêt le point initial, donner à tout instant sa position en effectuant une intégration continue du mouvement.

I.2. LA PLATE-FORME INERTIELLE :

Afin de mesurer l'accélération A et la rotation ω de l'avion, on fixe sur un même bâti, (trois ou deux) accéléromètres à un axe et deux gyroscope à deux axes (ou trois gyroscope à un axe). Cet ensemble s'appelle plate-forme inertielle (le cœur).

Il y a deux façons d'utiliser une plate-forme :

- Plate-forme «strapdown » ;
- Plate-forme stabilisée (application d'INS).

II.2.1. Plateforme « strapdown » (application d'IRS) :

La plateforme est fixée à l'avion. L'orientation de la plate-forme est déterminée par les gyroscope qui mesurent les composantes de ω . Les composantes de l'accélération A sont mesurées dans un repère lié à l'avion, d'où la nécessité de changements de coordonnées, ce qui exige des calculateurs puissants.

- Avantages :
 - Pas d'attitude interdite
 - Obtention directe des composantes de la rotation instantanée de l'avion et les angles d'attitude de l'avion.
- Inconvénients :
 - Environnement difficile (vibrations). Utilisation de gyroscopes à laser.

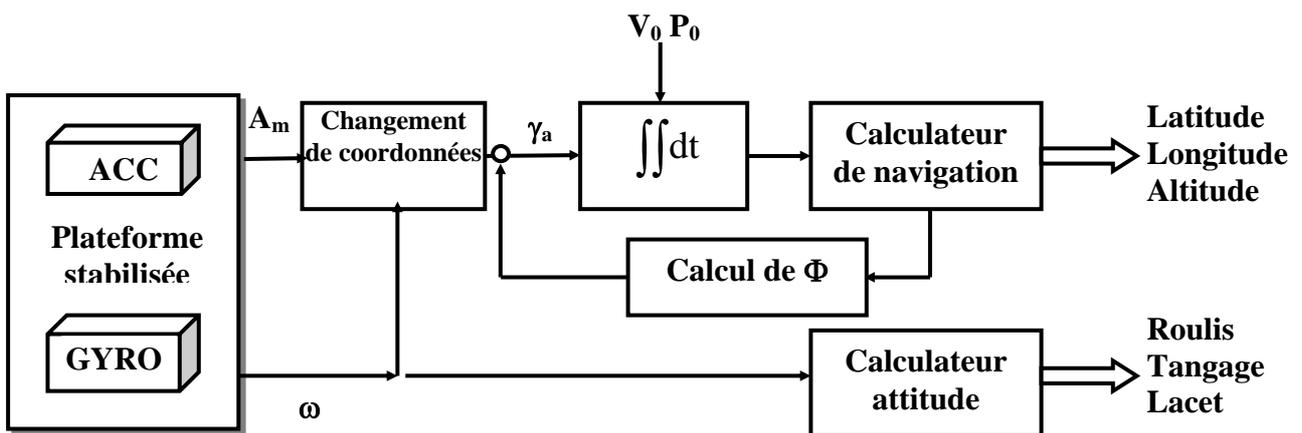


Figure (II.1) : Plateforme de type « strapdown »

II.2.2. Plateforme stabilisée (application d'INS) :

La plateforme est complètement isolée des mouvements angulaires de l'avion à l'aide de cardans et asservie à une orientation choisie. Les gyroscopes ont pour fonction la détection des changements d'orientation de la plateforme et son asservissement à une orientation fixe par l'intermédiaire de moteurs.

- Avantages : Possibilité de limiter la cadence des calculs, ambiance de fonctionnement excellente.
- Inconvénients : Complexité mécanique, maintenance difficile.

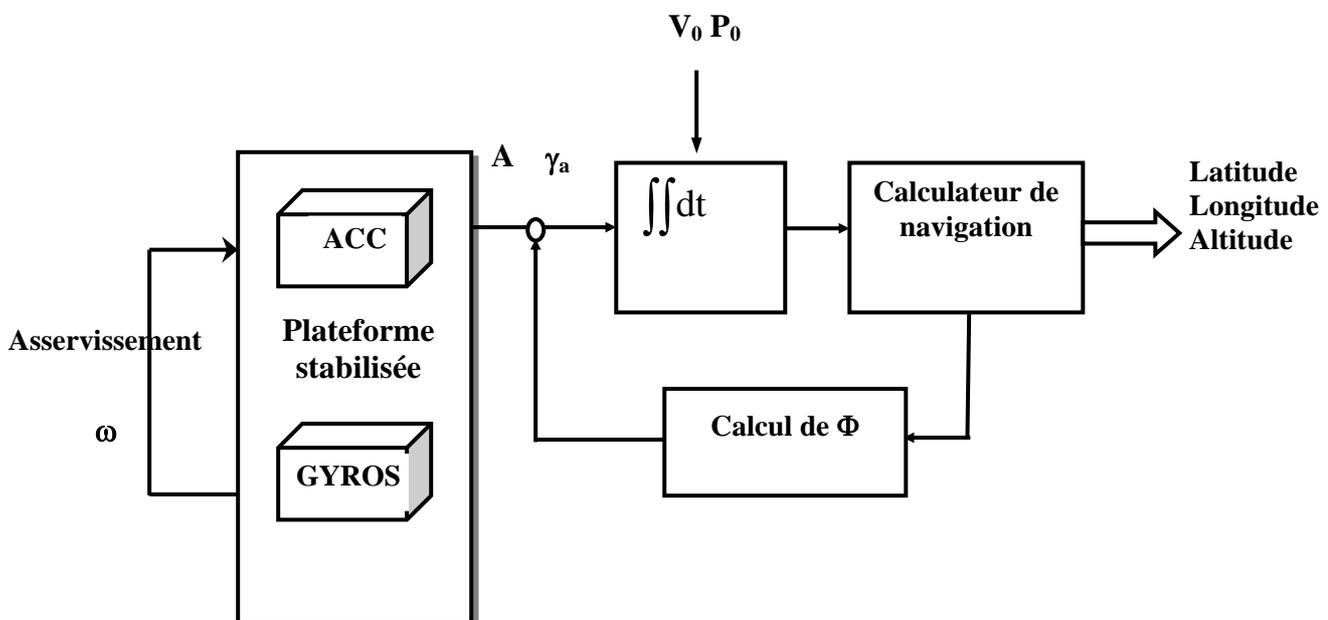


Figure (II.2) : Plateforme de type stabilisée

II.3. CENTRALE INERTIELLE À PLATEFORME STABILISÉE «TROIS AXES » :

II.3.1. Composition :

La centrale inertielle à plateforme stabilisée est composée de :

- Cadre extérieur supporté par la structure de l'avion en rotation autour de l'axe tangage.
- Cadre intérieur supporté par le cadre extérieur en rotation autour axe roulis.

- Le cœur en rotation autour de l'axe azimut
- Moteurs : M1 (roulis), M2 (tangage), M3 (azimut)
- Détecteurs angles : D1 (roulis), R2 (tangage), R3 (azimut)
- Trois accéléromètres A_x , A_y et A_z d'axes sensible dirigés respectivement vers les axes du trièdre de mesure (xyz).
- Trois gyroscope intégrateurs G_x , G_y et G_z d'axes d'entrée dirigés respectivement vers les axes du trièdre de mesure (xyz).
- Un resolver de coordonnées R pour distribuer les commandes.

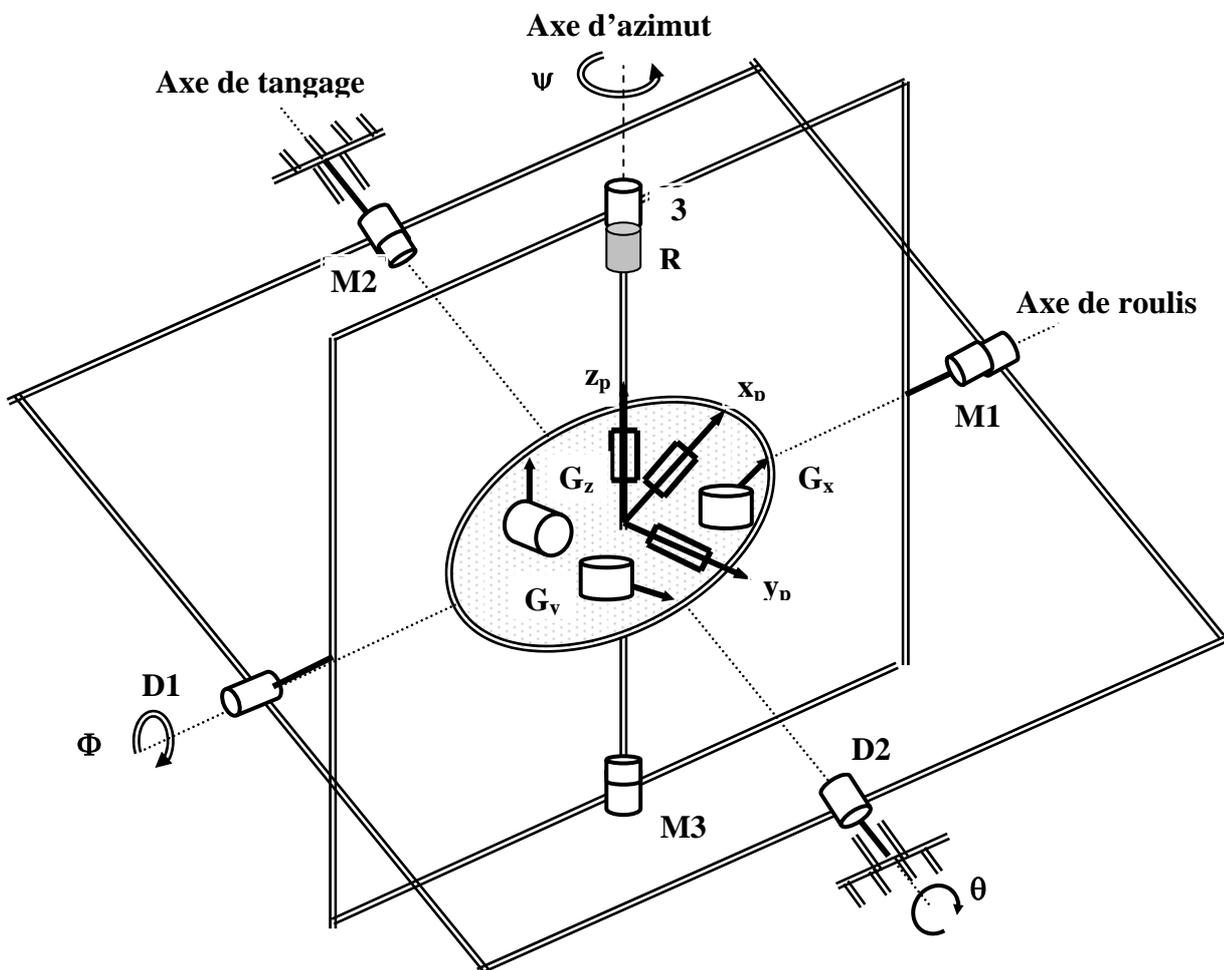


Figure (II.3) : Composition de la plate-forme.

II.3.2. Stabilisation :

- **Évolution en azimut :**

Lorsque le système effectue une rotation autour de l'axe d'azimut, le détecteur Gz détecte sur son axe de sortie cette rotation. Le signal d'erreur amplifié alimente le moteur d'azimut M3 de façon à ramener par rotation du cadre d'azimut, le cœur dans sa position initiale. Le détecteur d'azimut D3 délivre un signal d'azimut ψ .

- **Evolution en roulis et en tangage :**

Une rotation autour de l'axe de roulis ou de tangage sera détectée simultanément par les deux gyroscopes Gx et Gy lorsque l'azimut ψ est quelconque d'où la nécessité d'un résolve de coordonnées.

- **Rotation autour de l'axe de roulis :**

Le résolve élabore le signal $U_r = U_x \cdot \cos\psi + U_y \cdot \sin\psi$ où U_x et U_y sont les rotations détectées respectivement par les gyroscopes A_x et A_y . Ce signal d'erreur va commander le moteur de roulis de façon à ramener le cœur dans sa position initiale.

- **Rotation autour de l'axe de tangage :**

Le résolve élabore le signal $U_r = U_y \cdot \cos\psi - U_x \cdot \sin\psi$ où U_x et U_y sont les rotations détectées respectivement par les gyroscopes A_x et A_y . Ce signal d'erreur va commander le moteur de tangage de façon à ramener le cœur dans sa position initiale.

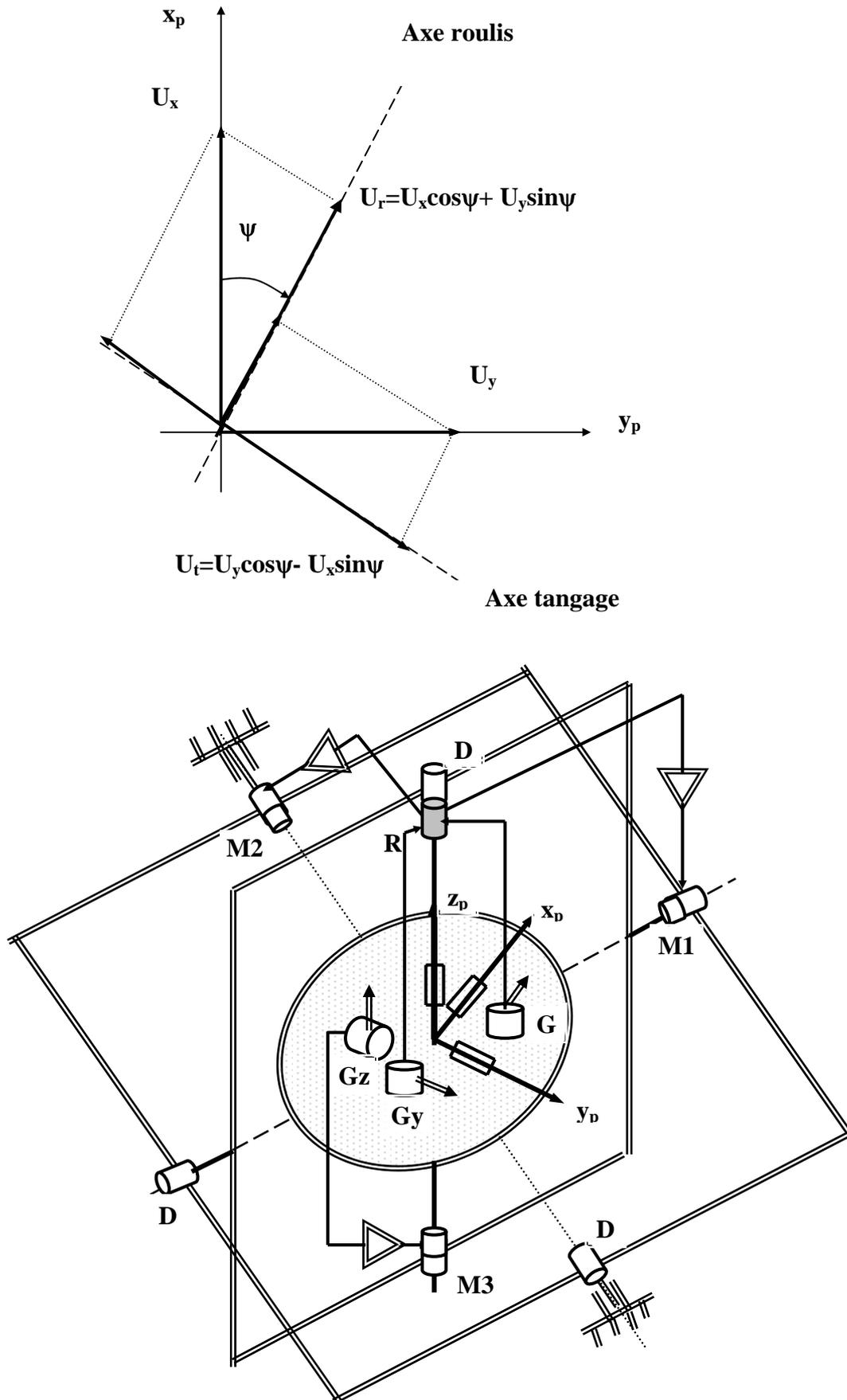


Figure (II.4) : Stabilisation

II.3.3. Plate-forme à quatre axes :

La plateforme (à trois axes) présente un défaut majeur : dans le schéma de la plateforme précédente, une rotation de 90° autour de l'axe de roulis provoque l'alignement des anneaux internes d'où un dysfonctionnement de la plateforme (perte d'un degré de liberté). Pour conserver les anneaux interne et externe constamment perpendiculaires, on trouve un anneau comportant un moteur d'asservissement commandé par le détecteur d'angle placé sur l'axe médian d'où une plateforme « quatre axes ».

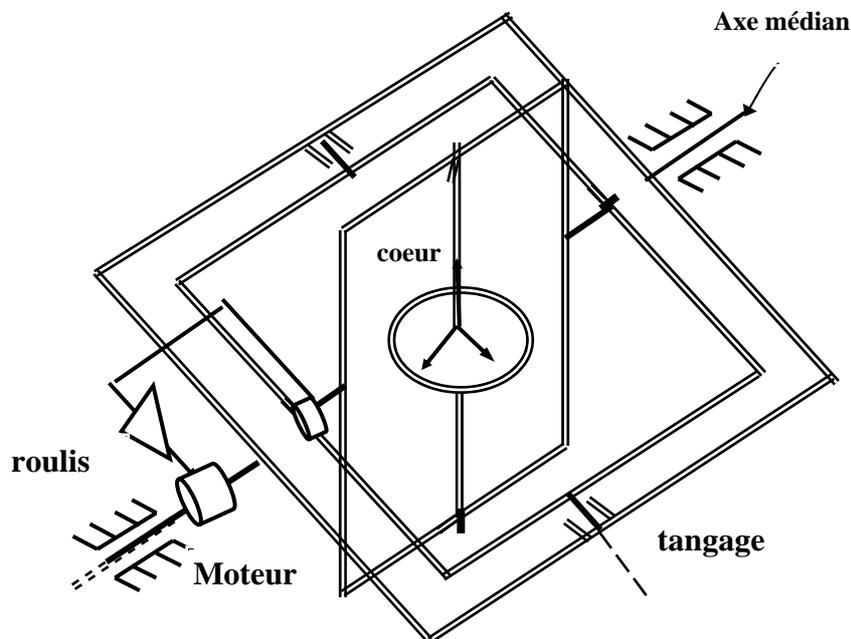


Figure (II.5) : Plate-forme à quatre axes

II.4. ELEMENTS DE MESURE DE L'INS :

II.4.1. Les accéléromètres :

Un appareil permettant de mesurer une ou plusieurs composantes de l'accélération non gravitationnelle $\vec{A} = \vec{\gamma}_a - \vec{\Phi}$ s'appelle **accéléromètre**.

De nombreuses techniques sont utilisées pour mesurer cette accélération. On cite, par exemple, les techniques pendulaires, gyroscopiques et à quartz.

Exemple de l'accéléromètre pendulaire :

Lors d'une accélération, sous l'effet d'une force d'inertie, la masselotte s'écarte de la position zéro. Le détecteur d'angle délivre un signal pour le générateur d'incrément. Pour chaque incrément d'accélération délivré, le générateur de courant délivre un créneau de courant qui alimente le moteur-couple qui exerce alors une force de rappel F_b qui ramène la masselotte à la position zéro. L'accélération mesurée A_m est obtenue par comptage des incréments.

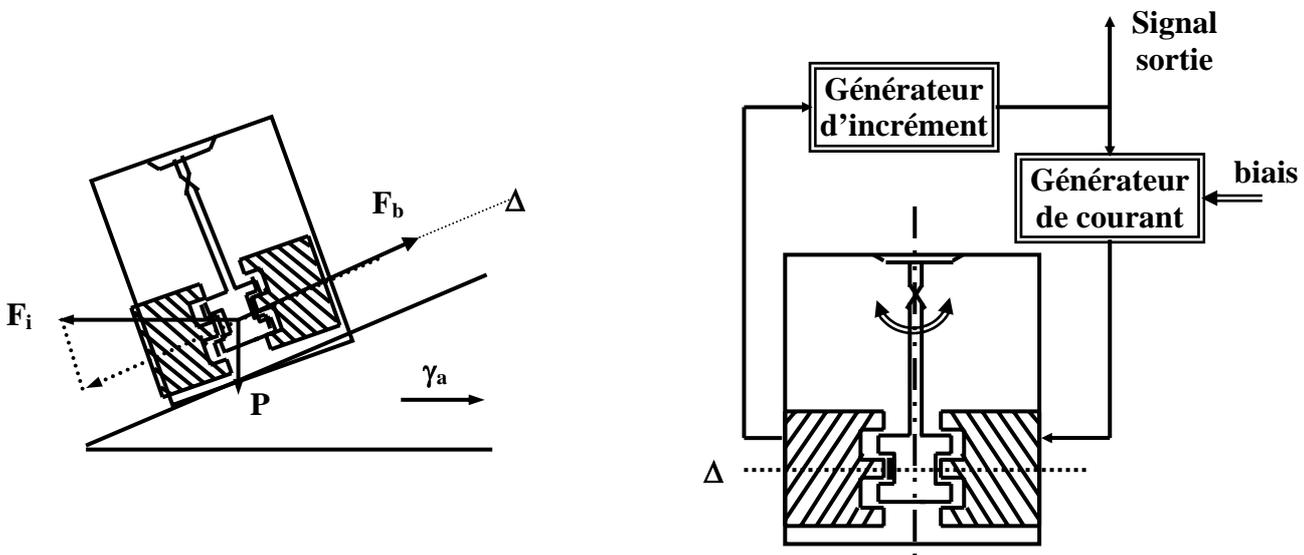


Figure (II.6) : L'accéléromètre pendulaire.

II.4.2. Les Gyroscopes :

On appelle gyroscope, tout appareil permettant d'effectuer une mesure de la rotation de son boîtier vis-à-vis de l'espace absolu.

Dans la construction des gyroscopes, on a deux types :

- Des gyroscopes de type mécanique constitués d'un corps tournant à grande vitesse ou d'un corps vibrant.
- Des gyroscopes de type optiques (gyrolaser ou à fibre optique).

II.4.2.1. Les Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif :

II.4.2.1.1. Structure des gyroscopes :

Les toupies des gyroscopes sont généralement montées dans des systèmes d'anneaux de cardan qui les isolent des mouvements de la structure porteuse. Deux configurations sont utilisées :

a) Suspension à un (01) degré de liberté :

La toupie est supportée par un seul anneau de cardan : possibilité de rotation autour d'un seul axe (axe (un)) d'où un degré de liberté. Un tel montage ne matérialise pas une direction de référence.

b) Suspension à deux (02) degrés de liberté :

La toupie est supportée par deux anneaux de cardan : possibilité de rotation autour de deux axes d'où deux degrés de liberté. Dans cette configuration, l'axe de la toupie peut prendre n'importe quelle direction.

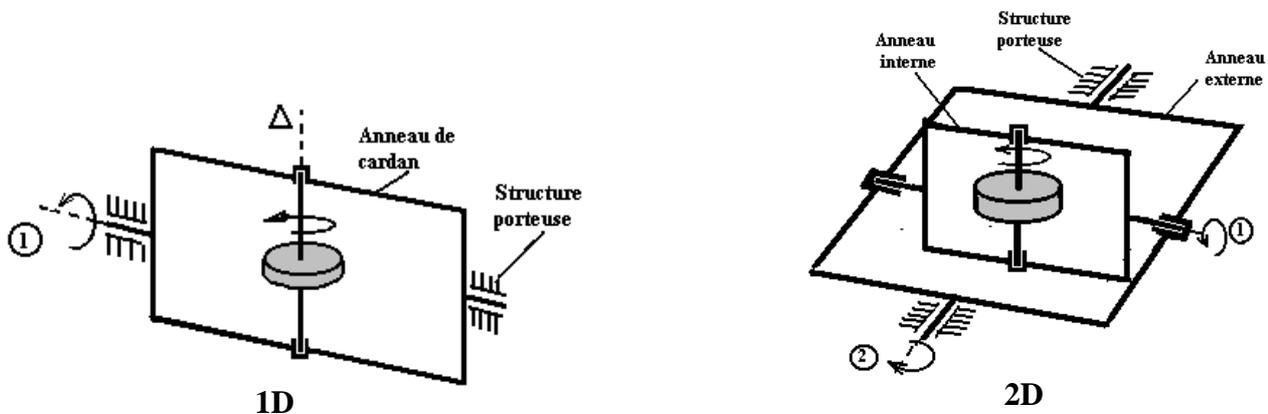


Figure (II.7) : Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif

II.4.2.1.2. Propriétés du gyroscope :

- L'inertie gyroscopique :

Par suite de sa rotation, le gyroscope est doté d'une inertie importante, ce qui est intéressant vis-à-vis des perturbations de courte durée subies par un avion. L'inertie du gyroscope dépend du moment d'inertie de sa toupie et de sa vitesse de rotation propre.

Pour avoir des vitesses de rotation importantes, on utilise des gyroscopes à alimentation électrique. La constitue un rotor d'un moteur alimenté en 400 HZ (115 VAC ou 26 VAC) avec une vitesse de rotation $\omega \cong 24\ 000$ tr/mn.

- **La précession :**

Soit un gyroscope en mouvement, exerçons sur son axe un couple de forces extérieurs dont le moment par rapport à son centre de suspension O (confondu avec son centre de gravité) vaut M. nous constatons que l'axe se dérobe perpendiculairement à la direction de cette force (figure II.8). On dit que le gyroscope précessionne.

En notant la précession gyroscopique par Ω : vitesse angulaire du gyroscope, autour de l'axe $Z'Z$, alors $\frac{dH}{dt} = \Omega \wedge H$

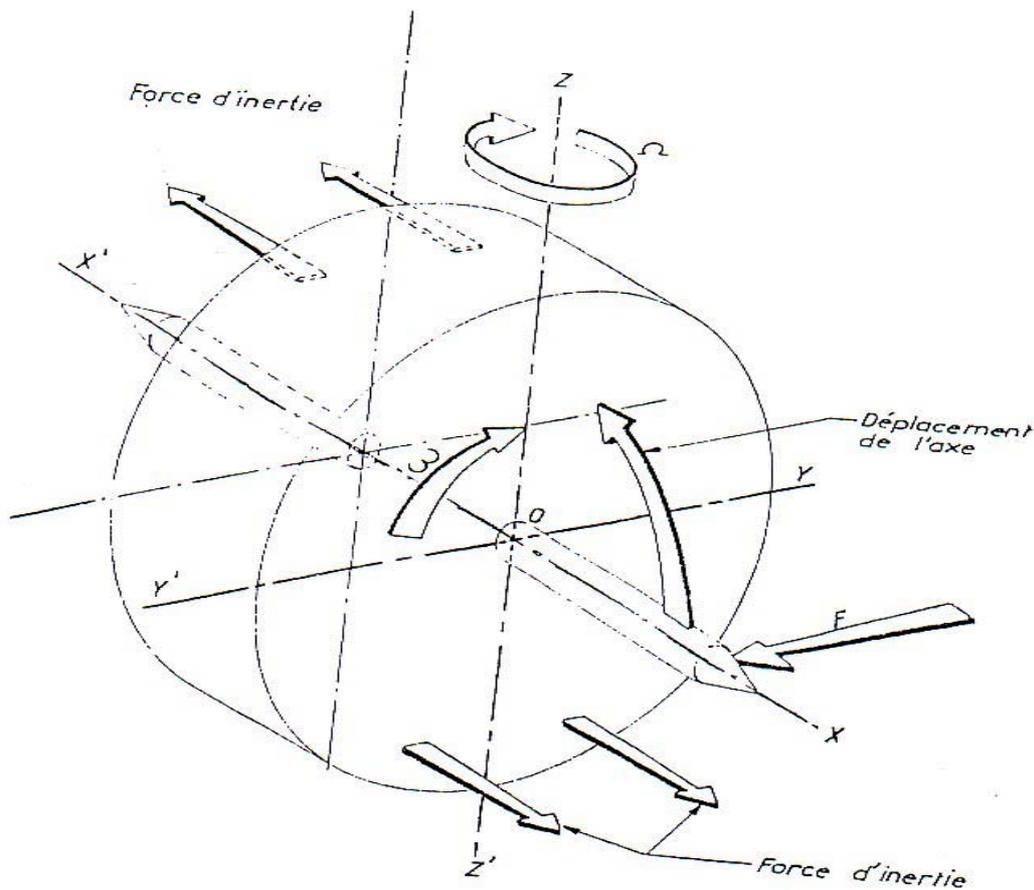


Figure (II.8) : La précession

Nous voyons que la vitesse de précession sera d'autant plus élevée que le couple sera important et si nous voulons que le gyroscope ne soit pas perturbé par des couples très faibles, nous avons intérêt à avoir une grande vitesse de rotation.

Le sens de Ω sur $Z'Z$ est donné par la règle du tire bouchon lorsqu'on amène H sur le couple perturbateur M par le plus court chemin.

- **La fixité dans l'espace :**

Cette propriété est une conséquence évidente de l'inertie du gyroscope. Elle est définie comme étant la facilité du rotor à maintenir fixe sa position dans l'espace. Nous constatons que quel que soient les déplacements de la suspension, l'axe du rotor reste toujours parallèle à lui-même. Par suite, si l'axe a été dirigé verticalement lors du départ, il conservera cette direction et pourra matérialiser la verticale du lieu. Si l'axe du gyroscope est horizontal, il matérialise une direction.

L'axe du gyroscope reste fixe dans l'espace. Cette propriété ne peut être mise parfaitement en évidence par expérience par suite de précessions dues aux imperfections mécaniques inévitables.

II.4.2.2. Gyromètres Optiques :

II.4.2.2.1. Les gyromètres à fibre optique :

Les gyromètres à fibre optique sont fondés exactement sur l'effet SAGNAC. La solution choisie pour améliorer la sensibilité du gyromètre est d'augmenter son aire géométrique. Ceci est réalisé grâce à une fibre optique que l'on enroule en N spires. L'aire totale d'un tel gyromètre est alors :

$$A = N\pi R^2 = LR/2 \text{ ou } ,R : \text{le rayon}, L : \text{la longueur}$$

Dans la plupart des gyromètres optiques le détecteur est en réalité placé en A, tout comme la source. Dans ce cas chaque onde parcourt l'ensemble de la boucle.

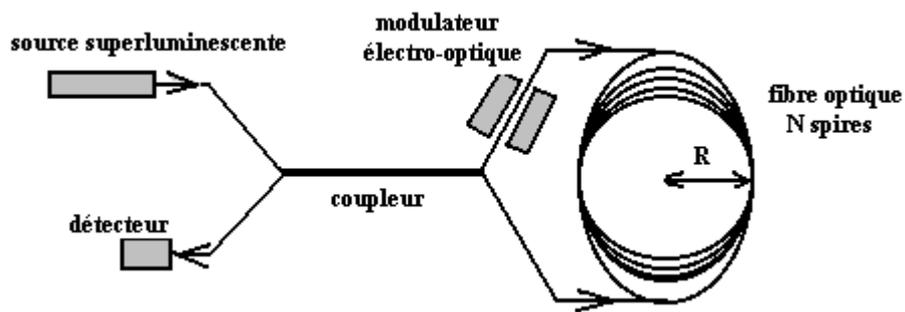


Figure (II.11) : Schéma d'un gyromètre à fibre optique

II.4.2.2.2. Les Gyroscopes Lasers :

Le gyro-laser est une autre solution pour augmenter la sensibilité de l'appareil à la rotation. Il se compose d'un milieu amplificateur actif placé à l'intérieur d'une cavité en anneau. Les ondes laser peuvent circuler dans les deux sens l'intérieur de la cavité et on récupère le battement entre les deux ondes sur un des miroirs de la cavité. Si la cavité ne tourne pas, les deux ondes ont même fréquence et le battement est à fréquence nulle. Si la cavité tourne, les longueurs de cavité vues par chaque onde diffèrent et les fréquences des deux ondes ne sont alors plus égales. On obtient un battement à une fréquence donnée par

la relation suivante : $\Delta f = \frac{\Omega}{L\lambda}$

Avec : Δf : la fréquence ; Ω : vitesse de rotation ; λ : longueur d'onde
et L : longueur de cavité.,A le ba ttement

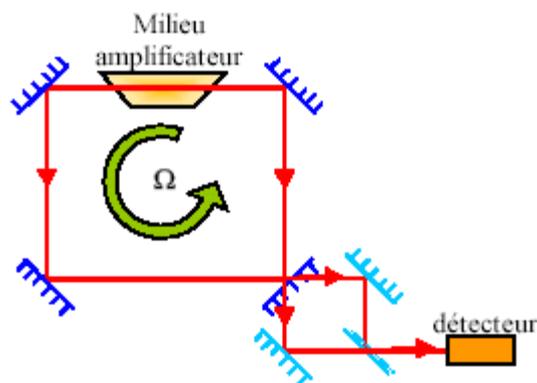


Figure (II.12) : Schéma d'un gyro-laser

II.4.2.2.3. Performances de gyromètres optiques :

Par rapport aux gyromètres mécaniques, les gyromètres laser ont :

- Une meilleure stabilité du facteur d'échelle,
- Une meilleure dynamique (rapport de la plus grande à la plus petite vitesse angulaire mesurée).

Les accélérations du boîtier n'ont aucune influence sur le phénomène optique,
Très grande fiabilité (absence de pièces en mouvement)
Performances limitées à 10^{-3} °/h.

II.5. COMPOSITION DE L'INS :

L'équipage dispose de deux boîtiers de commande,

- Le boîtier sélecteur de mode (MSU) qui permet de sélectionner l'un des cinq modes de fonctionnement du système.
- la boîte de commande et d'affichage (CDU) qui permet à l'équipage de dialoguer avec le calculateur.
- Une unité de navigation par inertie (
- module de calcul) (INU).
- Batteries de secours.

II.5.1. Le boîtier sélecteur de mode (figure II.13) :

Les modes de fonctionnement disponibles sur le boîtier de mise en œuvre sont les suivants :

- « **Arrêt** » **off** : arrêt du système.
- « **Stand-by** », mode préliminaire à l'alignement, il s'agit de mettre sous tension le système, de lancer les gyroscopes, de préparer le calculateur à recevoir des informations par l'intermédiaire de la boîte de commande et d'affichage.

- « **Alignement** », mode permettant d'orienter correctement le cœur de la centrale par rapport à la verticale et au nord géographique. Le voyant « **READY NAV** » s'allume lorsque cette séquence est complète, signifiant que la centrale peut désormais être utilisée en mode « **Navigation** ».
- « **Navigation** » ; mode normal d'utilisation en vol.
- « **Référence d'attitude** » ; mode de secours dans lequel la centrale ne fournit plus qu'une verticale approximative. L'orientation du cœur n'est plus définie par calcul du déplacement horizontal de l'avion, mais directement, par un processus semblable à celui de l'alignement initial, en utilisant la verticale apparente à bord et en moyennant les positions successives de cette dernière. La précision de la verticale est alors comparable à celle d'une centrale de cap et de verticale classique (de l'ordre du degré). L'indication de cap est analogue à celle d'un gyroscope directionnel.

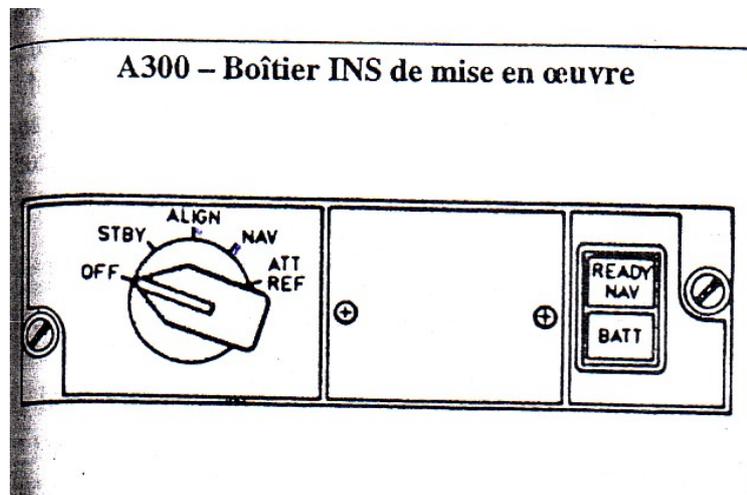


Figure (II.13) : Boîtier Sélecteur de Mode (MSU)

II.5.2. Boîtier de commande et d'affichage (CDU) :

Le CDU constitue l'organe de dialogue et d'affichage de l'INS et comprend :

- le bloc d'alimentation qui est localisé à l'arrière de CDU.
- quatre cartes électroniques.
- Un panneau avant qui contient les éléments suivants (figure II.14) :

(1) : Deux afficheurs droit et gauche qui sont l'un à côté de l'autre. Celui de droite possède sept caractères alphanumériques à sept segments et celui de gauche en a six. Les caractères sont sélectivement illuminés par des lampes incandescentes, le dernier caractère de chaque afficheur contient un extra segment pour afficher N (Nord) et W (Ouest) dans celui de droite, S (Sud) et E (Est) dans celui de gauche.

Chaque afficheur possède aussi des LEDS qui permettent de séparer entre les degrés, les minutes et les dixièmes de minutes.

(2) : Trois annonceurs (voyants) :

- **ALERT** : Il s'allume pour indiquer au pilote pendant le vol qu'il reste 2mn de temps pour atteindre le prochain point de passage. Il s'éteint lorsqu'un changement de route (opération automatique) est fait ou clignote pour indiquer qu'un changement de route se fera (opération manuelle).
- **BATT** : Il s'allume lorsque la batterie est utilisée.
- **WARN** : Il s'allume quand il y a une anomalie dans le fonctionnement de l'INS. S'il clignote pendant la phase d'alignement, cela indique que les coordonnées de départ sont fausses ou qu'il y a une erreur dans l'alignement.

(3) : Un clavier qui sert à insérer toutes les données de navigation dans le calculateur. Ce clavier possède neuf touches numérotées de zéro à neuf qui servent à insérer les coordonnées de départ et des points de passage et les nombres correspondant au FROM/TO. Il possède aussi un bouton CLEAR qui sert à annuler toute donnée incorrecte, un bouton INSERT pour insérer les données dans le calculateur et un bouton HOLD pour le gèle de l'affichage et la mise à jour manuelle de la position présente. Ces trois boutons sont illuminés individuellement par des lampes à incandescence.

(4) : Un commutateur AUTO/MAN/RMT qui permet de sélectionner le mode de vol qu'on veut suivre avec l'INS. La position AUTO ou MAN détermine comment doit se faire le changement de route, la position RMT permet le transfert automatique des coordonnées des points de passage, d'un INS à un autre.

- (5) : Un sélecteur de points de passage (WAYPOINT SWITCH).
- (6) : Un régulateur d'intensité de luminosité des afficheurs (DIM CONTROL).
- (7) : Un bouton poussoir pour le changement des segments de route (TK CHG)
- (8) : Un sélecteur d'affichage qui permet de sélectionner les positions suivantes :

➤ **TK/GS** : Quand elle est sélectionnée, l'afficheur gauche indique la route suivie par l'avion à un dixième de degré près, entre 0° et 360°. L'afficheur droit indique la vitesse sol de l'avion le long de cette route entre 0 et 1000 NM/h. pour une vitesse sol ne dépassant pas les 10 nœuds, l'afficheur gauche indique le cap.

➤ **HDG/DA** : Quand elle est sélectionnée, l'afficheur gauche indique le cap vrai de l'avion à un dixième de degré près, entre 0 et 360°. L'afficheur droit indique l'angle de dérive à un deuxième de degré près précédé par R ou L, indiquant que la route suivie par l'avion est à droite ou à gauche du cap. L'angle de dérive est mesuré entre 0° et 180°.

➤ **XTK/TKE** : Quand elle est sélectionnée en AUTO ou MAN, l'afficheur gauche indique à un dixième près du mille (NM), la distance qui sépare l'avion de la route désirée et elle est précédée d'un R ou L, indiquant que la position de l'avion est à droite ou à gauche de la route choisie. XTK est mesurée entre 0 et 399,9 NM. L'afficheur droit indique l'erreur d'angle de route à un deuxième de degré près et elle est précédée d'un R ou L, indiquant que la route suivie par l'avion est à droite ou à gauche de la route choisie. TKE est mesurée entre 0° et 180°.

➤ **POS** : elle permet de faire entrer les coordonnées (latitude et longitude) de départ. L'afficheur gauche indique la latitude et l'afficheur droit indique la longitude. Le sélecteur de mode du MSU doit être positionné sur STBY.

➤ **WPT** : elle permet d'insérer les coordonnées (latitude et longitude) des 9 points de passage. Le commutateur AUTO/MAN/RMT doit être positionné sur RMT.

➤ **DIS/TIME** : Lorsqu'elle est sélectionnée en AUTO ou MAN, l'afficheur gauche indique la distance à 1 NM près, entre la position de l'avion et le prochain point de passage. La distance maximale affichée est de 7999 NM. L'afficheur droit indique le temps à mettre pour atteindre le prochain point de passage, à un dixième de minute près.

Le temps maximal affiché est de 799,9 mn. Ce temps est calculé à partir de la distance le long de la route choisie et de la vitesse sol le long de la route suivie.

➤ **WIND** : La sélection de WIND permet d'afficher la direction du vent sur l'afficheur gauche et sa vitesse sur l'afficheur droit. La direction du vent est mesurée dans le sens des aiguilles d'une montre à partir du nord vrai, entre 0° et 360°. Sa vitesse est mesurée entre 0 et 799 nœuds.

➤ **DSR TK/ STS** : Quand elle est sélectionnée, l'angle de route désirée est affiché sur l'afficheur gauche à un dixième de degré près en mode NAV. L'angle est mesuré à partir du nord vrai dans le sens des aiguilles d'une montre, entre 0° et 360°.

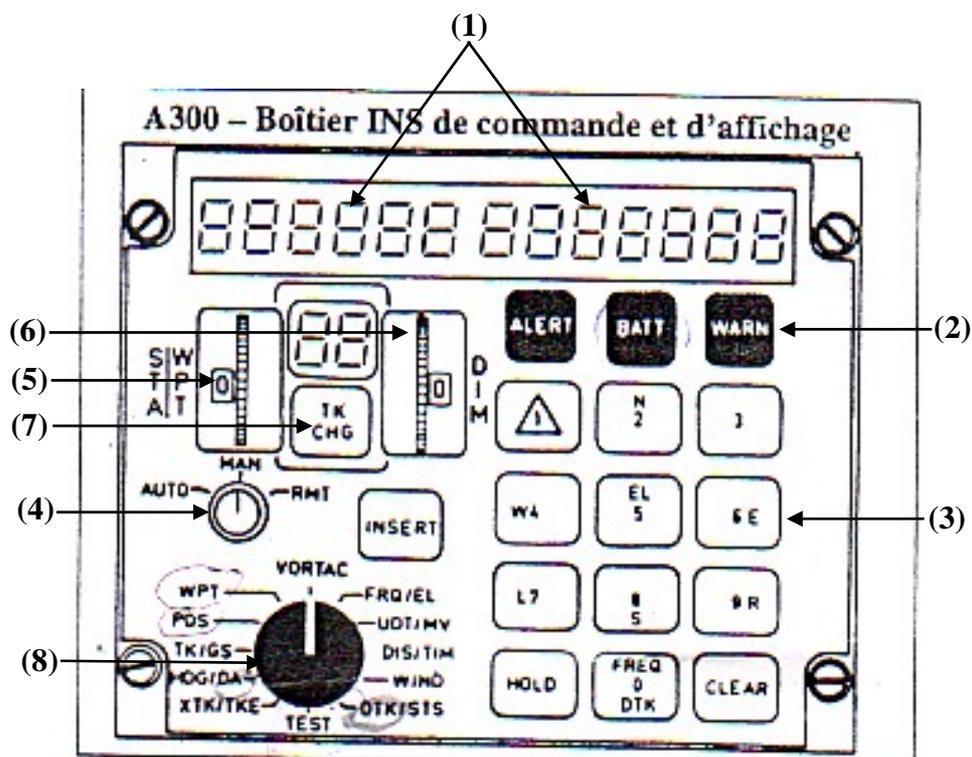


Figure (II.14) : Boîtier de commande et d'affichage (CDU)

La boîte de commande et d'affichage permet :

- **D'introduire la position géographique initiale** au moyen du clavier. Sélectionner POS, puis appuyer par exemple sur le poussoir N/2 (introduction d'une latitude nord), taper les chiffres corrects (degrés, minutes, dixièmes de degrés), appuyer sur « INSER » ; la latitude initiale est introduite dans la calculateur. Appuyer sur E/6 (longitude est), taper les chiffres, « INSER » ; la longitude initiale est rentrée.
- **D'introduire le plan de vol** pour faire de la navigation de surface au moyen du calculateur de la centrale. L'opération consiste à introduire un certain nombre de points tournants numérotés dans la mémoire de calculateur.
- **De lire les paramètres standards de la navigation de surface** sur les deux fenêtres de visualisation disponibles.
- **De sélectionner le tronçon de route** qui servira de base pour le calcul des paramètres de navigation distance au prochain point tournant, écart latéral par rapport au tronçon de route considéré, etc.).

Appuyer sur TK CHG (Track Change), taper les numéros de points tournants pour désigner le point de départ et le point d'arrivée du tronçon à suivre, « INSER ». Les numéros de points tournants sont alors affichés dans la fenêtre FROM-TO et, une à deux minutes avant l'arrivée, un voyant « **ALERT** » met à clignoter pour annoncer le changement de tronçon de route. **Si le commutateur UTO-MAN-REMOTE** est sur la position **MAN**, le pilote devra désigner le nouveau tronçon à suivre ; si le commutateur est sur la position **AUTO**, le changement est automatique et le prochain point tournant est dont le numéro suit, dans l'ordre donné au départ.

Naturellement, la centrale peut être couplée au pilote automatiquement au gré de l'équipage. Les changements de tronçons se font alors sans intervention manuelle.

II.5.3. Unité de navigation par inertie (INU) (figure II.16) :

C'est un boîtier composé de quatre parties ou assemblages :

- l'assemblage analogique (ANALOG ASSEMBLY)
- l'assemblage digital (DIGITAL ASSEMBLY)
- l'assemblage d'attitude (ATTITUDE ASSEMBLY)
- l'assemblage d'alimentation ou bloc d'alimentation (POWER SUPPLY).

II.5.3.1 Assemblage analogique :

L'assemblage analogique (figure II.15) contient la plate-forme et l'ensemble des circuits électriques qui la relie aux autres assemblages.

La plate-forme fournit l'orientation spatiale exacte, l'emplacement et la monture des gyroscopes et des accéléromètres qui stabilisent le cadre d'azimut désigné sous le nom d'élément stable (cœur). Les gyroscopes et les accéléromètres sont montés sur l'élément stable qui est le plus interne des quatre cadres de la plate-forme.

Deux gyroscopes sont utilisés : le gyroscope supérieur (VG) et le gyroscope inférieur (DG). Deux accéléromètres sont souvent utilisés : l'un suivant l'axe X et l'autre suivant l'axe Y, ils sont attachés au gyroscope supérieur. L'axe de rotation du gyroscope supérieur est suivant la verticale locale. L'axe de rotation du gyroscope inférieur est dans le plan horizontal et détecte tout mouvement autour de l'axe Z pour fournir en sortie le lacet. Les accéléromètres détectent les changements de vitesse le long des axes X et Y.

Les signaux envoyés par la plate-forme sont :

- les signaux correspondant aux accélérations qui sont transformés en impulsions de vitesse dans le quantificateur (QUANTIZER).
- Les signaux correspondant à l'attitude, c'est-à-dire tangage, roulis et lacet.

Ces signaux sont destinés aux autres sections de l'INU et aux instruments d'affichage et systèmes avions.

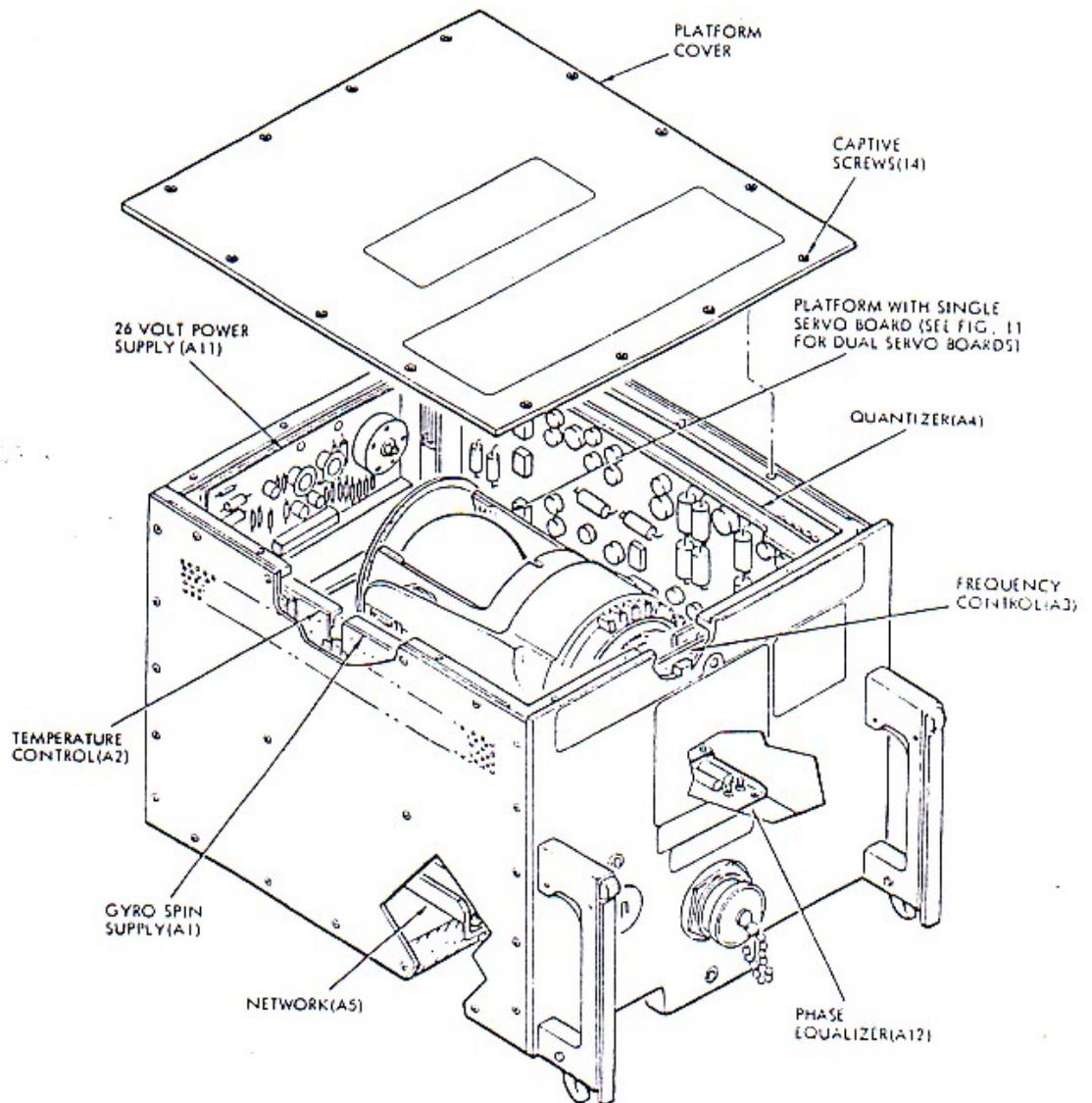


Figure (II.15) : Assemblage analogique

II.5.3.2. Assemblage digital :

Il est composé essentiellement d'un calculateur et des cartes électroniques qui permettent le transfert d'informations entre le calculateur et les autres assemblages. Cet assemblage est composé principalement de cartes d'interface, de conversion, d'émission, de réception et de surveillance.

Les signaux d'accélération et d'attitude sont traités dans l'assemblage digital et sont utilisés pour fournir d'autres signaux aux instruments d'affichage et systèmes avions.

Les signaux d'accélération sont les seuls signaux utilisés par l'assemblage digital pour générer les signaux correspondant au couple gyroscopique qui maintient la stabilité de la plate-forme dans l'assemblage analogique. L'assemblage digital utilise les sorties de l'assemblage analogique et les signaux provenant des systèmes avions (la vitesse vraie (TAS) et l'altitude envoyés par la centrale aérodynamique) pour fournir les signaux destinés à l'affichage sur le CDU.

II.5.3.3 Assemblage d'attitude et bloc d'alimentation :

L'assemblage d'attitude est constitué essentiellement d'un répéteur d'attitude qui permet d'envoyer les signaux d'attitude aux systèmes avion et instrument de bord.

Le bloc d'alimentation reçoit les tensions 115 VAC/400 Hz et 28 VDC pour générer toutes les tensions nécessaires au fonctionnement de l'INS.

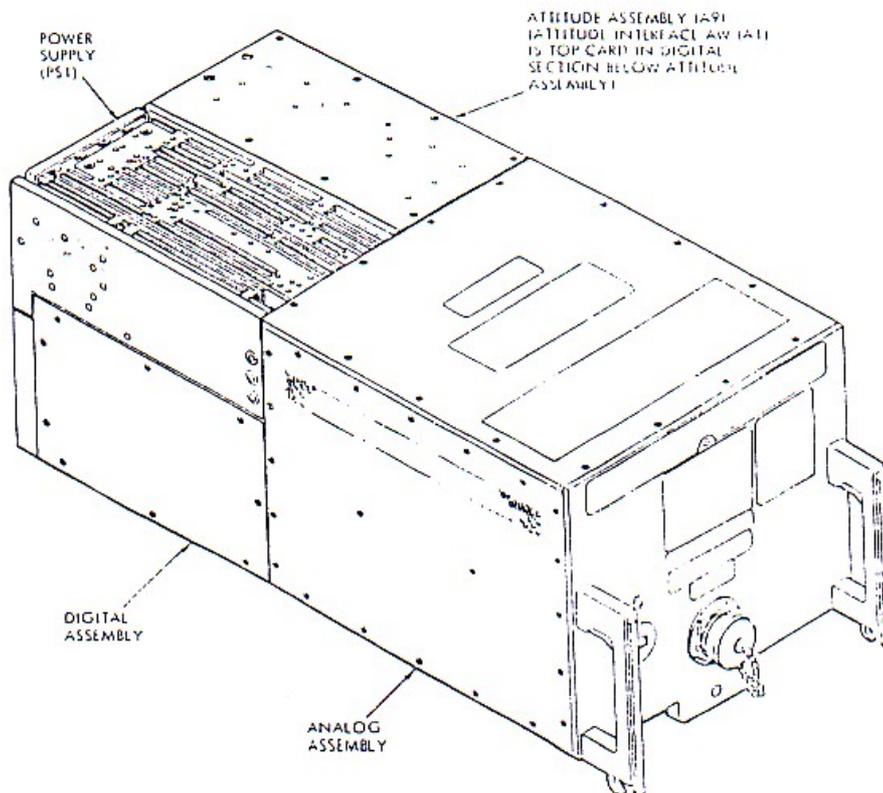


Figure (II.16) : Le module INS.

Remarque :

Les principaux circuits sont surveillés par des Bites (built in test equisetums) qui actionnent différents témoins magnétiques en cas de panne :

- Un témoin général monté sur la face avant de l'assemblage analogique signale toute panne de l'INU
- Sur la face latérale de l'assemblage digital, on trouve trois témoins magnétiques de surveillance des alimentations ; sur cette même face, un panneau démontable donne accès à 5 témoins de pannes.

II.5.4. Batteries de secours :

Les systèmes inertiels ne supportent aucune interruption, même très brève, de leur alimentation électrique :

Trois batteries de 27V, 5A /H, placées dans la soute électronique avant (étagère E12) permettent, en cas de perte d'alimentation 115V, d'assurer le maintien en fonctionnement de leur centrale associée pendant 15 minutes environ.

Chaque batterie sert également à mettre en route la centrale qui lui est associée.

Lorsque la centrale fonctionne, la batterie est rechargée par un courant d'entretien délivré par la centrale.

II.6. INTERFACES DE L'INS (Figure II.17) :**II.6.1. Interface INU-ADI :**

L'ADI (Attitude Director Indicator) est un instrument qui permet de visualiser l'attitude de l'avion. Les signaux envoyés par l'INU à l'ADI sont principalement le roulis (signal synchro 3 fils), le tangage (signal synchro 3 fils) et des signaux d'avertissement.

II.6.2. Interface INU Autopilote :

En plus des signaux envoyés vers l'ADI, il y a le signal PLATEFORME HEADING (signal synchro 3 fils) qui est aussi envoyé vers l'autopilote.

II.6.3. Interface INU-TAS COMPUTER :

Le TAS COMPUTER envoie vers l'INU l'information TAS (TRUE AIR SPEED) qui représente la vitesse vraie de l'avion, plus un signal de validité (DATA VALID).

L'information TAS est utilisée par l'INS pour calculer la vitesse et la direction du vent et les afficher sur le CDU, mais ne sont pas utilisées dans les calculs concernant la navigation.

II.6.4. Interface INU-OMEGA :

Les informations échangées entre l'INU et le système OMEGA sont de type digital. Lorsqu'on fait entrer les coordonnées de départ et des points de passage dans l'INU, ces données sont automatiquement transférées vers l'OMEGA et le deuxième INU. Le transfert dans le sens inverse est aussi possible.

II.6.5. Interface INU Directeur de vol :

Les informations envoyées par l'INU au directeur de vol sont des signaux d'attitude (roulis, tangage, la déviation (XTK) et A/P STEERING) et des signaux d'avertissement (ATTITUDE WARN et HSI WARN).

II.6.6. Interface INU-HSI :

Le HSI est un instrument d'affichage qui permet de visualiser les informations qui proviennent du compas, des systèmes de radionavigation VOR, ILS, OMEGA et de l'INS. Les signaux d'attitude envoyés par l'INS sont visualisés sur la face avant du HSI. Sauf le roulis et le tangage qui sont visualisés sur l'ADI.

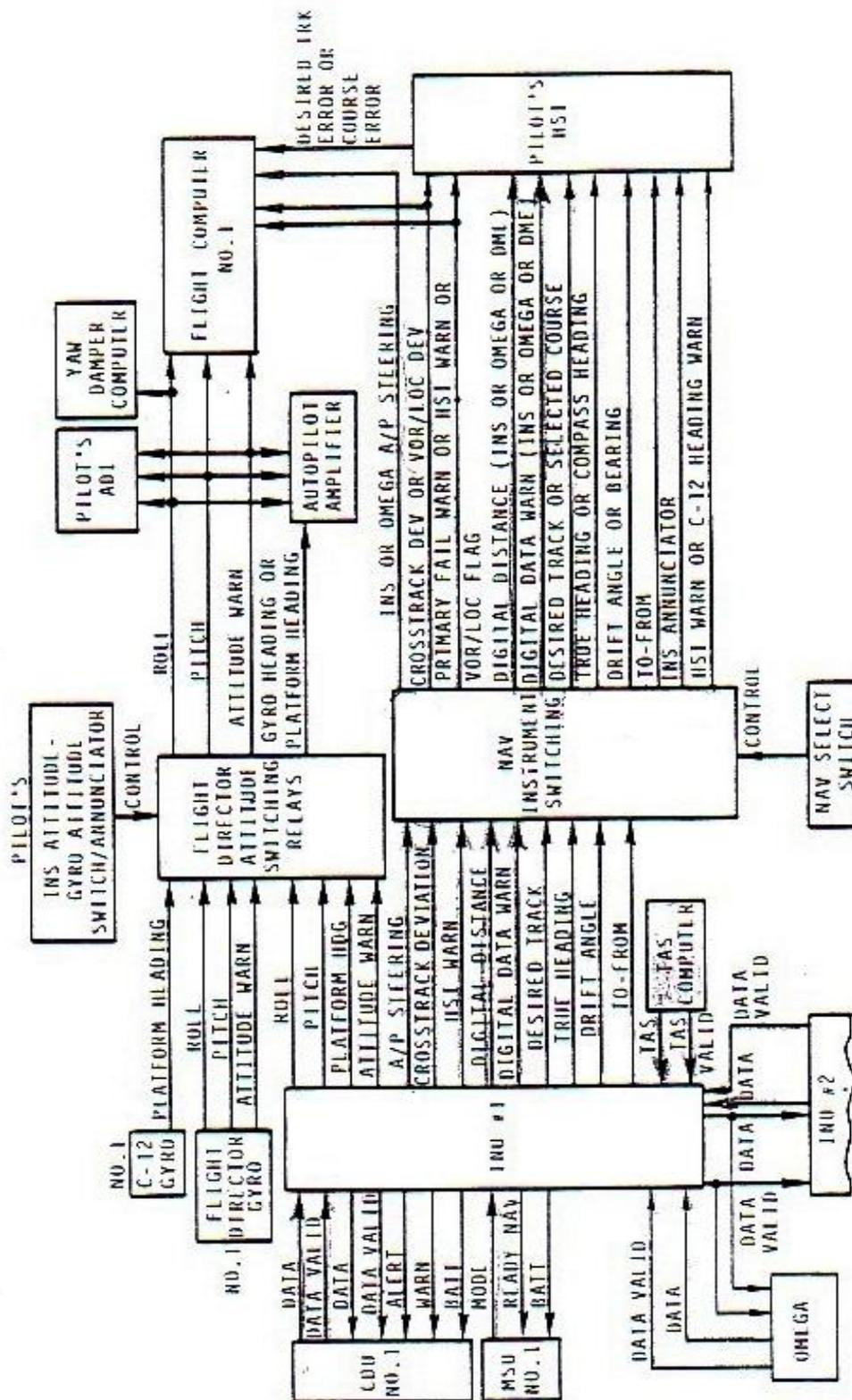


Figure (II.17) : Les interfaces de l'INS.

II.7. LA FONCTION NAVIGATEUR :

Lorsque le navigateur inertiel est couplé à un autopilote il permet de suivre des routes orthodromiques par insertion des points tournants (way points).

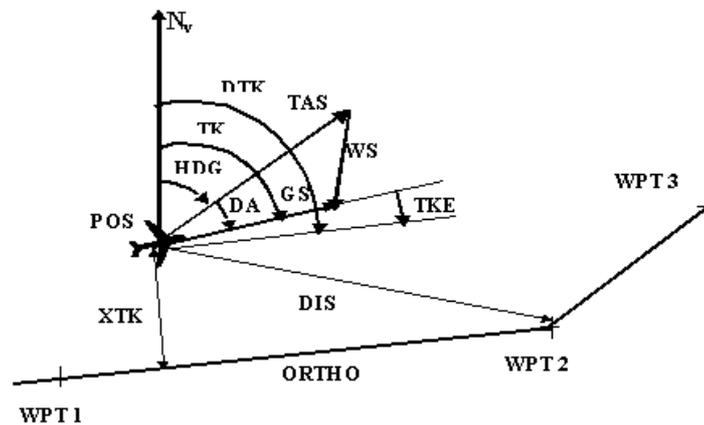


Figure (II.18) : La Fonction Navigateur.

Les paramètres délivrés par le navigateur inertiel :

- DA (X) : Dérive
- HDG (C_v) : Cap vrai
- GS (V_s) : Vitesse sol
- WPT : Point tournant
- WS (V_w) : Vitesse vent
- TK (R_v) : Route vraie
- DTK : Route désirée
- TKE : Erreur route
- DIS : Distance restant à parcourir.
- Xtk : Ecart à la route
- Pos : Position actuelle
- Nv : Nord vrai

CHAPITRE III

+

PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DE L'INS

III.1. INTRODUCTION :

Les systèmes inertiels de navigation (INS), dont le nom est dû au fait qu'ils utilisent les propriétés *inertielles* de la matière ou de la lumière, déterminent une trajectoire par discrétisation (estime ou « dead reckoning »).

Les lois de la mécanique classique, formulée par Newton, sont à la base du calcul de vitesse par intégration de l'accélération : d'où la nécessité d'accéléromètres.

Le positionnement dans un système de référence nécessite la connaissance de l'orientation spatiale ou attitude des accélérations ou vitesses nécessitant de gyroscopes.

Mesure de l'accélération $\gamma \Rightarrow$ calcul vitesse $\vec{V} = \vec{V}_0 + \int_0^t \vec{\gamma} dt \Rightarrow$ calcul position

$$\vec{P} = \vec{P}_0 + \int_0^t \vec{V} dt$$

Ce type de navigation présente de nombreux avantages :

- **Autonomie totale** : Il n'est pas tributaire d'une infrastructure extérieure à l'avion, si ce n'est la position initiale.

- **Discrétion** : Pas de rayonnement électromagnétique (indétectable).
- **Insensibilité aux conditions ambiantes** : telles que les phénomènes météorologiques, les contre-mesures (pas de risque de brouillage)

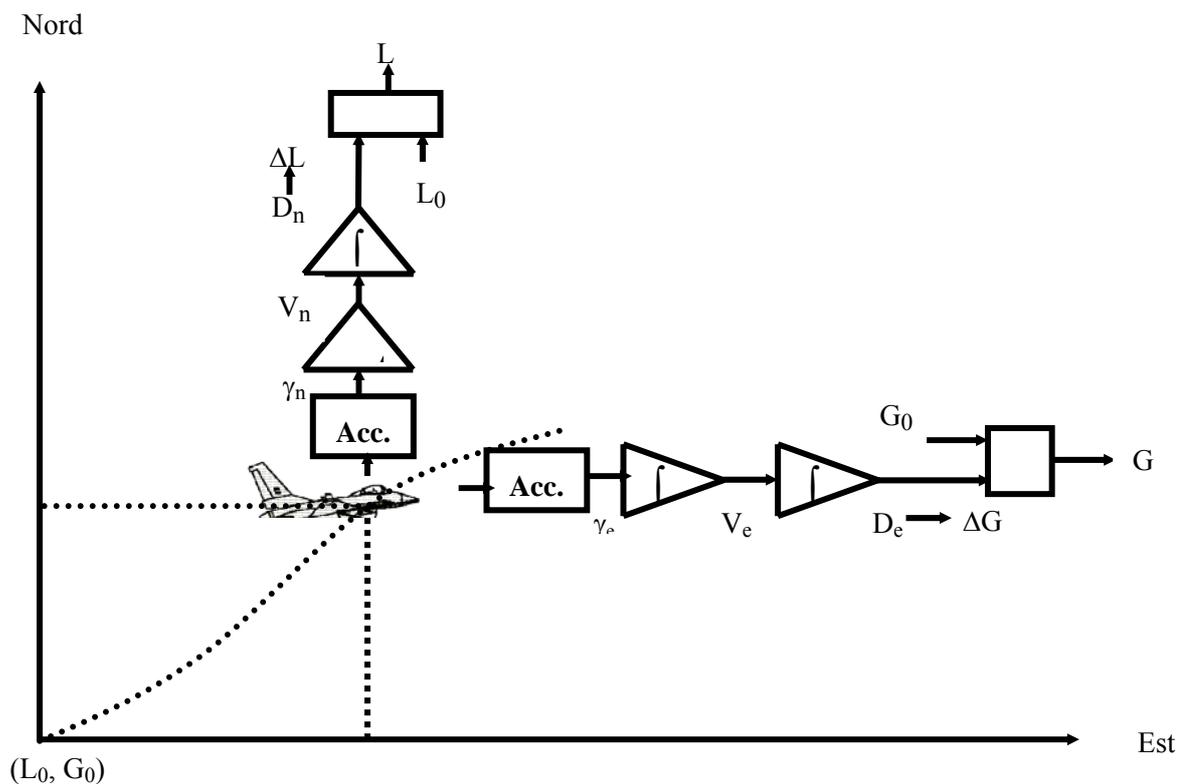


Figure (III.1) : Principe de la navigation inertielle

III.2. PRINCIPE DES CENTRALES INERTIELLES :

- Les accéléromètres mesurent l'accélération horizontale de l'aéronef,
- Le calculateur estime la vitesse sol à partir de l'accélération, puis la position à partir de la vitesse,

- Le calculateur détermine alors les corrections angulaires nécessaires pour que le cœur de la centrale reste vertical, compte tenu du déplacement de l'aéronef et de la rotation de la terre,
- Ces corrections angulaires sont exécutées par précession commandée des axes de gyroscopes,
- Grâce à l'asservissement de la suspension « à la cardan », le cœur suit fidèlement les mouvements de précession des gyroscopes.

Une erreur de position se traduit par une erreur de verticale terrestre (et vice versa). Par exemple : 1 NM d'erreur de position est équivalent à une erreur de verticale de 1 minute d'angle ($1/60$ de degré). Les accéléromètres n'étant plus tout à fait horizontaux vont détecter de fausses accélérations par simple action de la pesanteur sur leur mécanisme. Le calculateur en déduit une fausse trajectoire associée à des corrections angulaires qui résorbent automatiquement cette erreur de verticale.

Toutefois, cette correction automatique est loin d'être instantanée. Il s'agit plutôt d'un rappel lent sur la vraie verticale. Le système est semblable à un pendule ; hors d'équilibre, il se met à osciller. Les oscillations sont identiques à celles d'un pendule dont la longueur serait égale au rayon R de la terre, soit 6370 Km environ. La période d'oscillation de ce pendule imaginaire dit « pendule de schuler » est de 84 minutes ($2\pi R/g$) ; où g désigne l'accélération de la pesanteur.

Les oscillations des erreurs leur évitent de devenir très rapidement inacceptables ; tout en croissant avec le temps de vol, elles restent limitées. L'accroissement des erreurs est du surtout à la dérive des gyroscopes.

Il faut noter que la qualité d'une centrale INS est essentiellement celle de ses gyroscopes.

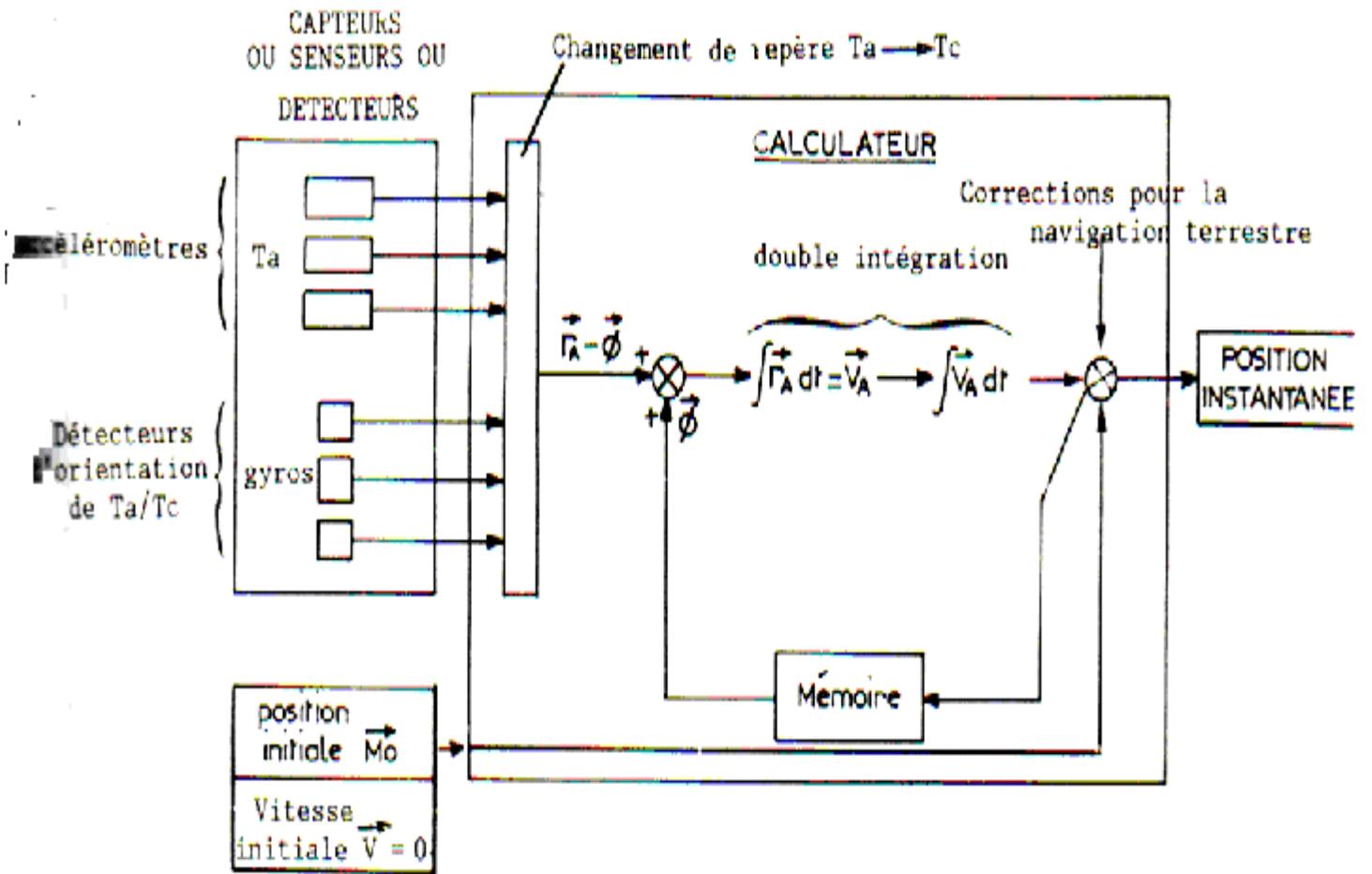


Figure (III.2) : Principe de la centrale inertielle

III.3. PRINCIPE DES CENTRALES INERTIELLES A PLATE-FORME STABILISEE :

III.3.1. Principe des plateformes stabilisées :

Afin de matérialiser le trièdre de calcul, on dispose les accéléromètres et les gyroscopes de façon à constituer une plate-forme suspendue au cardan stabilisé en site et en azimut.

L'intérêt de ce système est triple :

1. Mettre les instruments fragiles sur une plate-forme stabilisée revient à les soustraire à de nombreuses contraintes subies par l'avion (vibrations, etc.).

2. Le calculateur a une tâche moins lourde à remplir:
3. Les détecteurs d'orientation ne servent plus qu'à mesurer une désorientation de la plate-forme et fonctionnent seulement en appareils de zéro leur travail de détection de l'orientation du trièdre accélérométrique est simplifié.

On désolidarise ainsi complètement la centrale inertielle de l'avion lui-même en l'isolant des influences extérieures.

Deux processus de stabilisation d'une plate-forme sont envisageables :

- Stabilisation dans l'espace "absolu".
- Stabilisation par rapport à la terre qui est en fait le cas usuel des avions civils.

III.3.1.1 Stabilisation dans l'espace "absolu" :

Pour mieux comprendre la stabilisation d'une plate-forme par rapport à la terre, étudions le principe de stabilisation d'une plate-forme par rapport à l'espace "absolu".

Une telle plate-forme est essentiellement constituée par un "cœur" sur lequel sont montés trois accéléromètres et trois gyroscopes à un degré de liberté (ou deux gyroscopes à deux degrés de liberté) ce cœur est relié à la structure porteuse par une articulation à trois axes de cardan (certaines plates-formes ont une articulation à quatre axes de cardan pour améliorer les performances des asservissements de stabilisation).

Toute rotation du cœur de la plate-forme par rapport à l'espace "absolu" est immédiatement détectée par les gyroscopes.

Dès qu'une rotation est détectée, les gyroscopes excitent des amplificateurs et par suite des servomoteurs agissent sur les axes de la suspension de manière à recaler le cœur sur sa position d'origine :

- si on utilise des gyroscopes à un (01) degré de liberté, les servomoteurs annulent toute vitesse de rotation du cœur par rapport à l'espace "absolu" ;
- si on utilise des gyroscopes à deux (02) degrés de liberté, les servomoteurs annulent toute rotation (déplacement angulaire) du cœur par rapport à l'espace "absolu".

Le bloc-diagramme d'une plate-forme stabilisée par rapport à l'espace "absolu" peut être le suivant à titre purement indicatif :

Le changement de repère pour la fourniture de la position terrestre de l'avion sera alors très compliqué puisque la plate-forme pourra occuper n'importe quelle position par rapport à l'avion et donc n'importe quelle position par rapport à la terre.

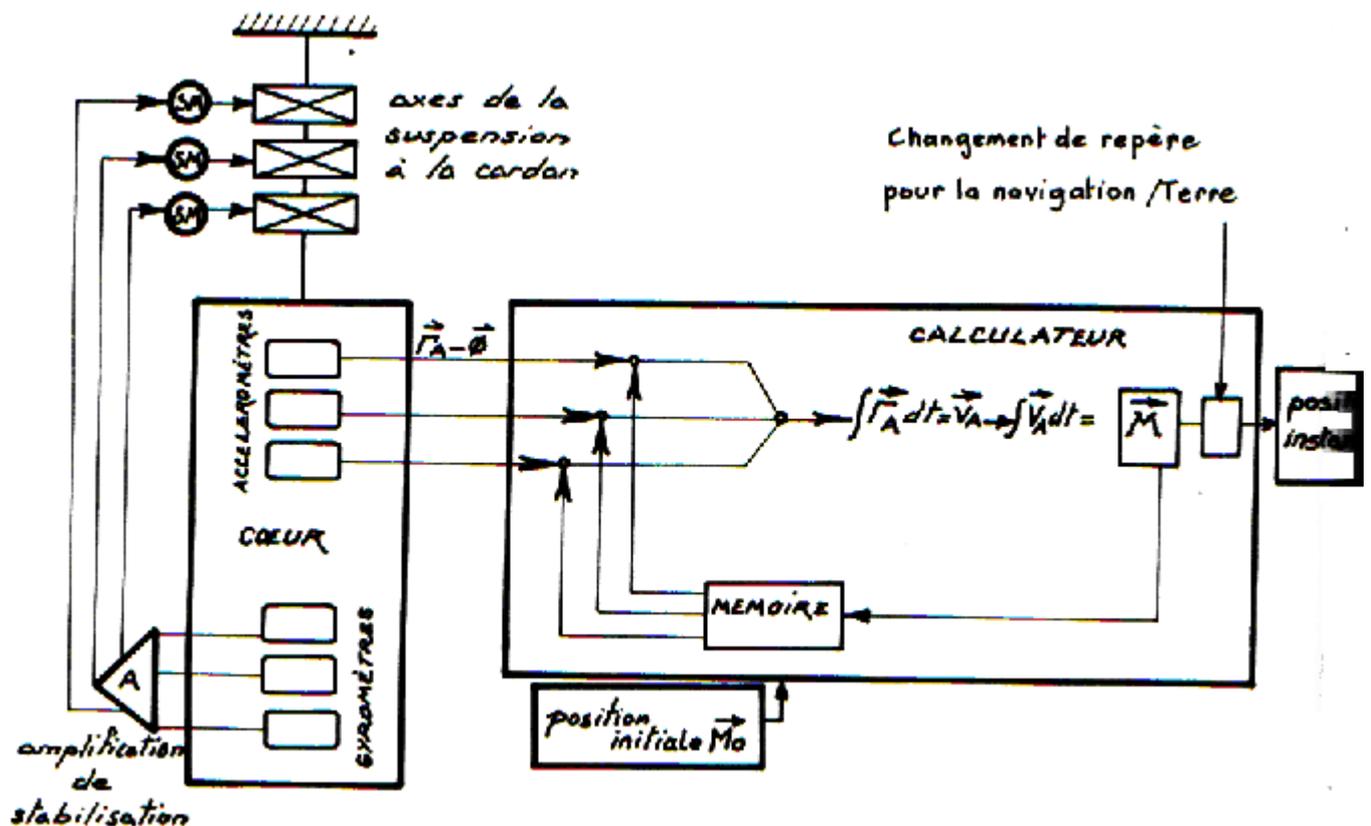


Figure (III.3) : Stabilisation dans l'espace "absolu".

III.3.1.2. Plate-forme stabilisée par rapport à la terre (principe de Schüller) :

Dans le cas précédent, les gyroscopes définissaient l'espace et la plate-forme était en quelque sorte "asservie" à ces gyroscopes pour rester "fixe" dans cet espace.

Si on veut réaliser une plate-forme stabilisée par rapport à la terre, il suffit de stabiliser les gyroscopes par rapport à la terre et pour cela il faudra les "corriger" de leur précession apparente correspondant :

- à la rotation terrestre (on néglige le déplacement de la terre soleil) ;
- Au déplacement de l'avion par rapport à la terre.

Lorsqu'à chaque instant la position et la vitesse de l'avion sont estimées, le calculateur pourra donc élaborer des ordres de manière à faire précessionner les gyroscopes pour compenser la rotation terrestre et l'effet du déplacement de l'avion.

Les plateformes sont stabilisées par rapport à la terre :

- horizontalement (en site) référence d'attitude
- suivant une direction terrestre déterminée en azimut

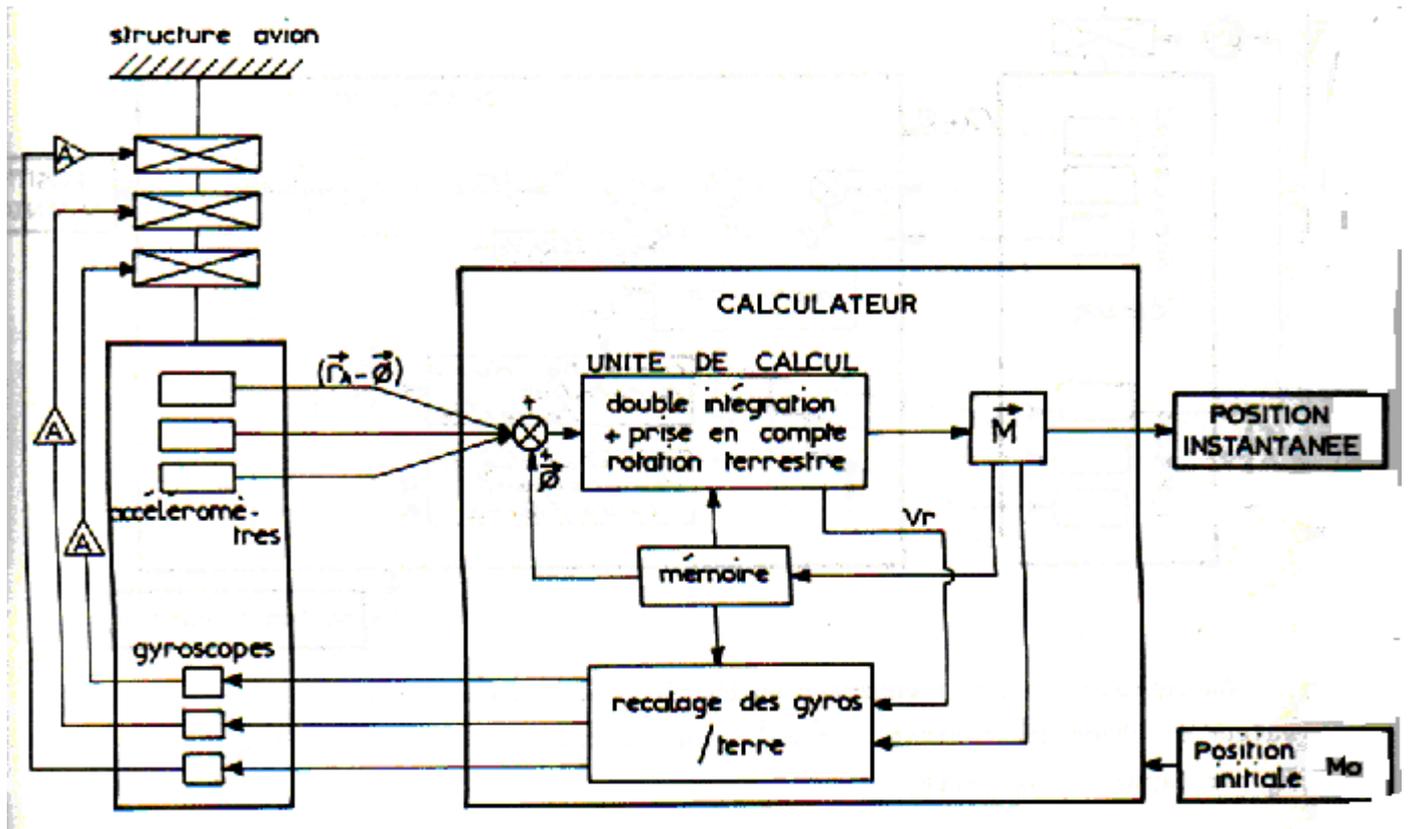


Figure (III.4) : Schéma de principe d'une plate-forme stabilisée par rapport à la Terre.

Principe de la stabilisation « bouclage de Schüller » :

Pour maintenir la plateforme horizontale, on doit commander les précessions précédentes grâce à des bouclages de Schüller. On trouve un bouclage sur chacun des axes de la plateforme.

III.4. FONCTIONNEMENT GENERAL DE L'INS :

- Le sélecteur de mode du MSU régit le fonctionnement de l'INS.
- Le CDU permet de suivre les séquences de ce fonctionnement, à condition de mettre le sélecteur d'affichage en position DSR TK/ STS.

III.4.1. Mode STBY (figure III.6) :

En mode STBY (stand-by), deux phases se succèdent :

- Durant la première, la plate-forme est amenée à la parallèle au plancher (caging), le chauffage maximal porte rapidement les éléments à leur température de fonctionnement (régulée), les gyroscopes sont lancés. Cette phase est signalée par le code (status) 90 si le sélecteur du CDU est en DSR TK-STTS.
- Durant la seconde phase, la température de fonctionnement est atteinte et la plate-forme est amenée et maintenue à l'horizontale. Cette phase est signalée par le code 80 (en DRS TK/STS).
- Si le sélecteur du CDU est mis en TEST, tous les segments des afficheurs s'illuminent, les étiquettes ALERT, BATT et WARN également. Des signaux de test sont élaborés et envoyés à l'ADI et au HSI, leurs valeurs dépendent de la position du sélecteur AUTO-MAN-RMT .Avec le sélecteur du CDU sur POS, l'afficheur gauche affiche des zéros tandis que celui de droite affiche le code du programme calculateur.

Cette même position donne accès à la mémoire de l'INU pour y insérer les coordonnées d'origine (présente position).

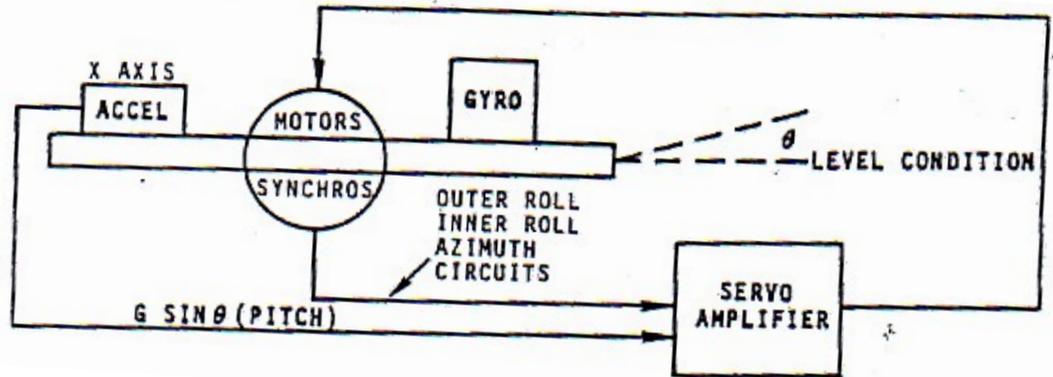


Figure (III.6) : Mode STBY

III.4.2. Mode ALIGN (figure III.7) :

Pour le fonctionnement correct en mode ALIGN, il faut que les coordonnées d'origine aient été insérées dans la mémoire du calculateur. Ce dernier peut ainsi tenir compte de l'influence de la rotation terrestre qui varie en fonction de la latitude.

Le mode ALIGN comporte deux phases : le leveling et le gyrocompassing.

- Le leveling ou mise à niveau (à l'horizontale) utilise les signaux des accéléromètres montrés sur la plate-forme, pour amener cette dernière à l'horizontale parfaite de manière à rendre au cours du fonctionnement subséquent de l'INS, ces mêmes accéléromètres insensibles à la gravité. Pour que le leveling puisse s'accomplir, l'avion doit être immobile (les légers mouvements dus au chargement et aux rafales au sol retardent légèrement la mise à niveau mais ne l'empêche pas).
- Le gyrocompassing utilise les signaux des accéléromètres pour déterminer l'azimut géographique de la plate-forme. Cette information est mise en mémoire, ensuite au cours du fonctionnement en mode NAV, il est tenu compte de la dérive du gyroscope de lacet (DG), de la latitude, de la rotation

terrestre et de la vitesse de déplacement de l'avion pour connaître en permanence le cap géographique et la direction des axes sensibles des accéléromètres.

Le gyrocompassing nécessite que l'avion soit immobile et que la latitude exacte du lieu soit introduite. Une erreur de latitude de plus de 12 minutes d'arc peut être détectée par le système et signalée par l'étiquette WARN.

- Lorsque la précision du gyrocompassing est suffisante, l'étiquette READY NAV (ready to navigate) s'illumine.
- La progression du mode ALIGN peut être suivie sur le CDU en sélectionnant DSR TK/STS et en utilisant l'afficheur droit :

Status 70 : début d'alignement grossier.

Status 60 : début d'un test automatique de la qualité d'alignement :
s'il n'est pas satisfaisant, l'étiquette WARN clignote et un code d'action apparaît.

Status 50 : test satisfaisant.

Status 40 : alignement fin.

Status 10 : indique le degré de précision atteint en NM par heure.

Status 02 : précision de 2 NM par heure est atteinte, ce qui autorise l'engagement du mode NAV, l'étiquette READY NAV s'illumine.

Status 01 : le mode NAV (navigate) est engagé.

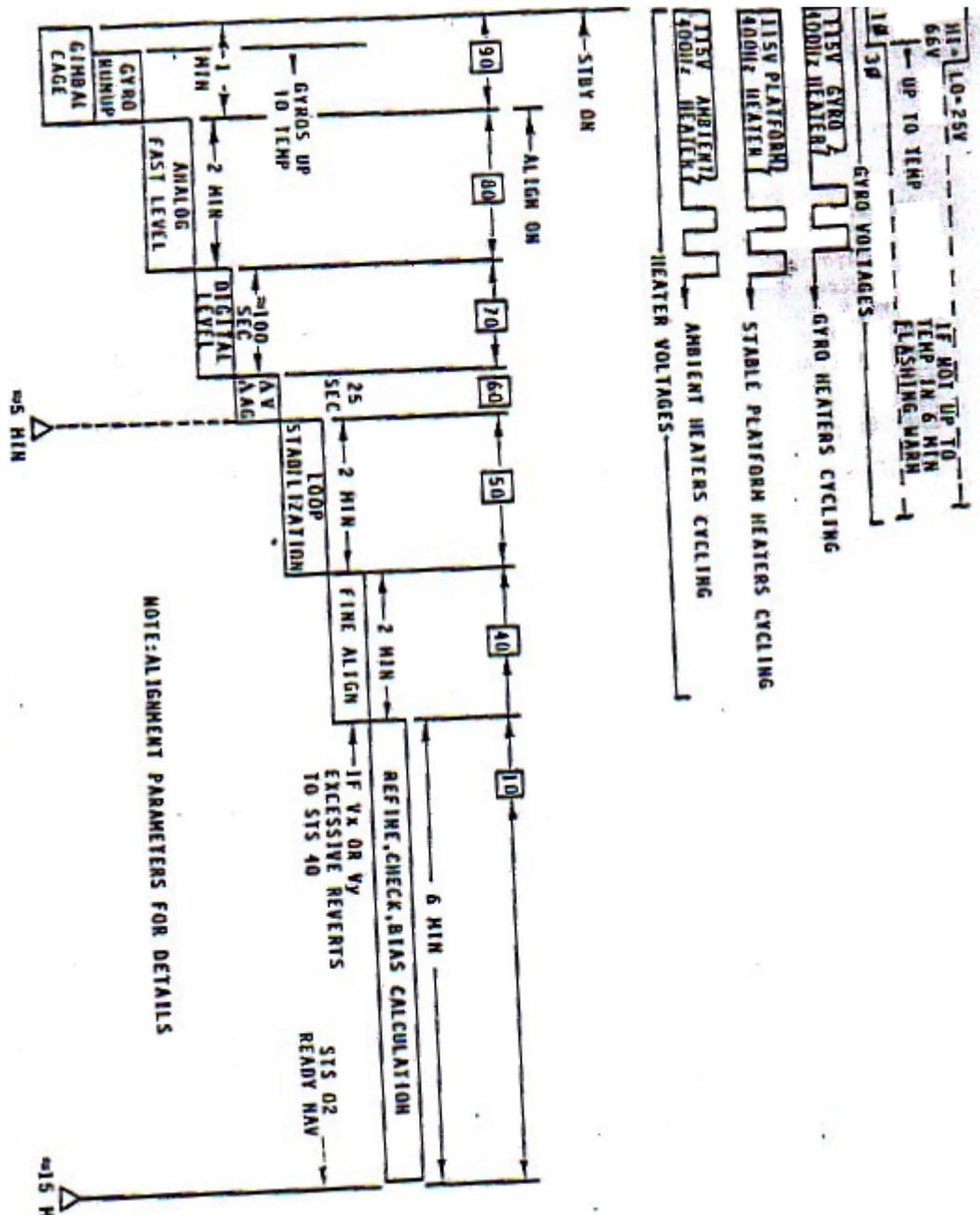


Figure (III.7) : Mode ALIGN

III.4.3. Mode NAV (figure III.8) :

En mode NAV, toutes les informations fournies par l'INS sont disponibles ; certaines sont présentées en permanence sur les instruments, d'autres s'affichent au gré de l'opérateur sur le CDU. Cette dernière porte une étiquette WARN qui signale les pannes.

Outre cet avertissement a un code d'action apparaît dans l'afficheur droit si le sélecteur du CDU est mis en DSR TK/STS. Enfin, un code de panne apparaît dans ce même afficheur lorsque le bouton poussoir HOLD est enfoncé ; à chaque pression, le code de panne suivant apparaît jusqu'à épuisement et réapparition du code d'action.

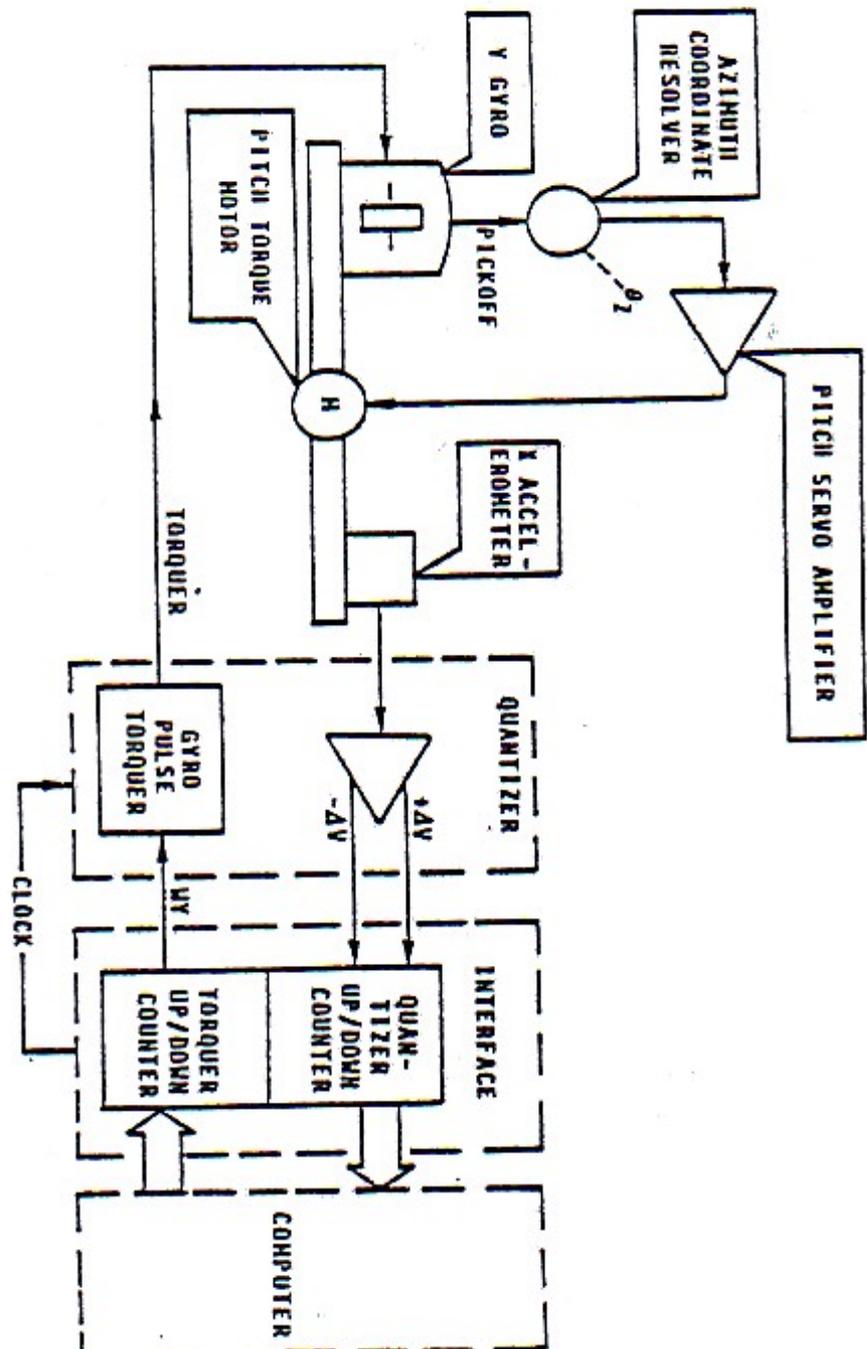


Figure (III.8) : Mode NAV

Afin d'informer la maintenance, les codes de pannes sont mis en mémoire et conservés jusqu'au prochain passage en mode NAV.

Un verrouillage mécanique empêche de quitter involontairement le mode NAV. Cette sécurité se justifie puisque l'alignement est impossible à rétablir en vol.

III.4.4. Mode ATT REF (attitude référence) :

En mode ATT REF, l'INS fournit uniquement les informations d'attitude, c'est-à-dire le roulis, le tangage et référence directionnelle à l'exclusion de toute autre information de navigation de l'INS ou encore pour effectuer de courts vols.

Le passage en mode ATT REF, seules les gyroscopes et les boucles analogiques de mise à niveau sont activés, le fonctionnement est identique à celui qui marque la fin du mode STBY (Status 80).

En cas de défaillance de la partie navigation de l'INS, l'engagement du mode ATT REF est automatiquement mais comme le demande le code d'action, le pilote doit confirmer en mettant le sélecteur en ATT REF.

III.5. ALIGNEMENT D'UNE CENTRALE INERTIELLE :

On désigne ainsi l'initialisation au parking, avant roulage. L'alignement, opération préliminaire indispensable, consiste à effectuer les opérations suivantes :

- Introduction dans la mémoire du calculateur de la position géographique de l'aérodrome de départ.
- Alignement du cœur de la centrale sur la verticale (mise à niveau) et sur le nord géographique (gyrocompas). L'avion étant immobile, on réalise l'alignement en utilisant les mesures accélérométriques ; l'orientation du cœur est modifiée jusqu'à ce que les accéléromètres soient parfaitement

horizontaux, ne détectent plus la pesanteur terrestre et que, par ailleurs, la rotation des axes de gyroscopes par rapport aux étoiles soit identique à la rotation terrestre. Il en est ainsi si le cœur reste vertical.

L'utilisation des seuls accéléromètres, combinée avec la connaissance a priori de la latitude de l'aérodrome de départ, permet donc de détecter la direction dans l'espace de l'axe de rotation de la terre, ce que les astronomes appellent « l'axe du monde ». Quand l'alignement est terminé, 10 à 15 minutes après le lancement des gyroscopes, la direction du nord géographique est reconnue par la centrale avec une précision supérieure au 1/20 de degré (à 2σ).

Après l'alignement, la centrale peut être cumulée en mode « navigation ». A partir de cet instant, les signaux accélérométriques ne sont plus interprétés comme des erreurs de verticalité du cœur ; la centrale les perçoit comme des accélérations horizontales signifiant vitesse et changement de position de l'avion.

III.6. TEST DE FONCTIONNEMENT :

III.6.1. Vérification des états (figure III-9 / III-10 / III-11) :

La vitrification du procédé d'alignement automatique (figure III-9) peut être performe a n'importe quel moment avec le switch sélecteur du mode MSU dans STBY ou ALIGN par l'emplacement de switch sélecteur du CDU vers les positions DTK/STS/SRCH.

Avertissement :

➤ Après que l'état 01(le mode NAV) est sélectionné , ne mettez pas le switch du mode hors de NAV. Mettre le switch du mode vers ATT REF ou ALIGN détruit l'alignement de la plateforme inertielle. La séquence d'alignement complète doit être répétée sur la piste.

➤ L'état d'alignement d'INU sera affiché dans l'afficheur numérique droit. Le numéro affiché de l'état commencera de l'état 90 et progresse vers l'état 80 dans le mode STBY. Après que la position actuelle est insérée et le

SWITCH du mode sélecteur du MSU est positionné sur ALIGN le numéro de l'état sera régressé vers l'état 70, après il diminue successivement avec une déference de 10 vers l'état 40 puis il diminue directement vers l'état 10 (figure III-11).

➤ A la fin de l'état 10, le numéro de l'état sera changé vers 02. Comme ça la progression d'alignement automatique et complète.

➤ Quant le numéro de l'état est 02, six minutes après le début de l'état 10, le voyant vert READY NAV sera allumé et le mode de navigation peut être sélectionné par l'emplacement de switch sélecteur de mode MSU vers NAV.

➤ Si le voyant vert READY NAV n'est pas allumé durant 10 minutes après le début de l'état 40, le voyant rouge WARN clignotera pour indiquer la dégradation du système.

➤ Si la position actuelle était tournée incorrectement, éteindre le système. Après mettre le switch sur STBY et réinsérer la position actuelle correcte. L'alignement doit être répété ou vérifié.

➤ La sélection de NAV sur le MSU va donner le numéro de l'état 01.

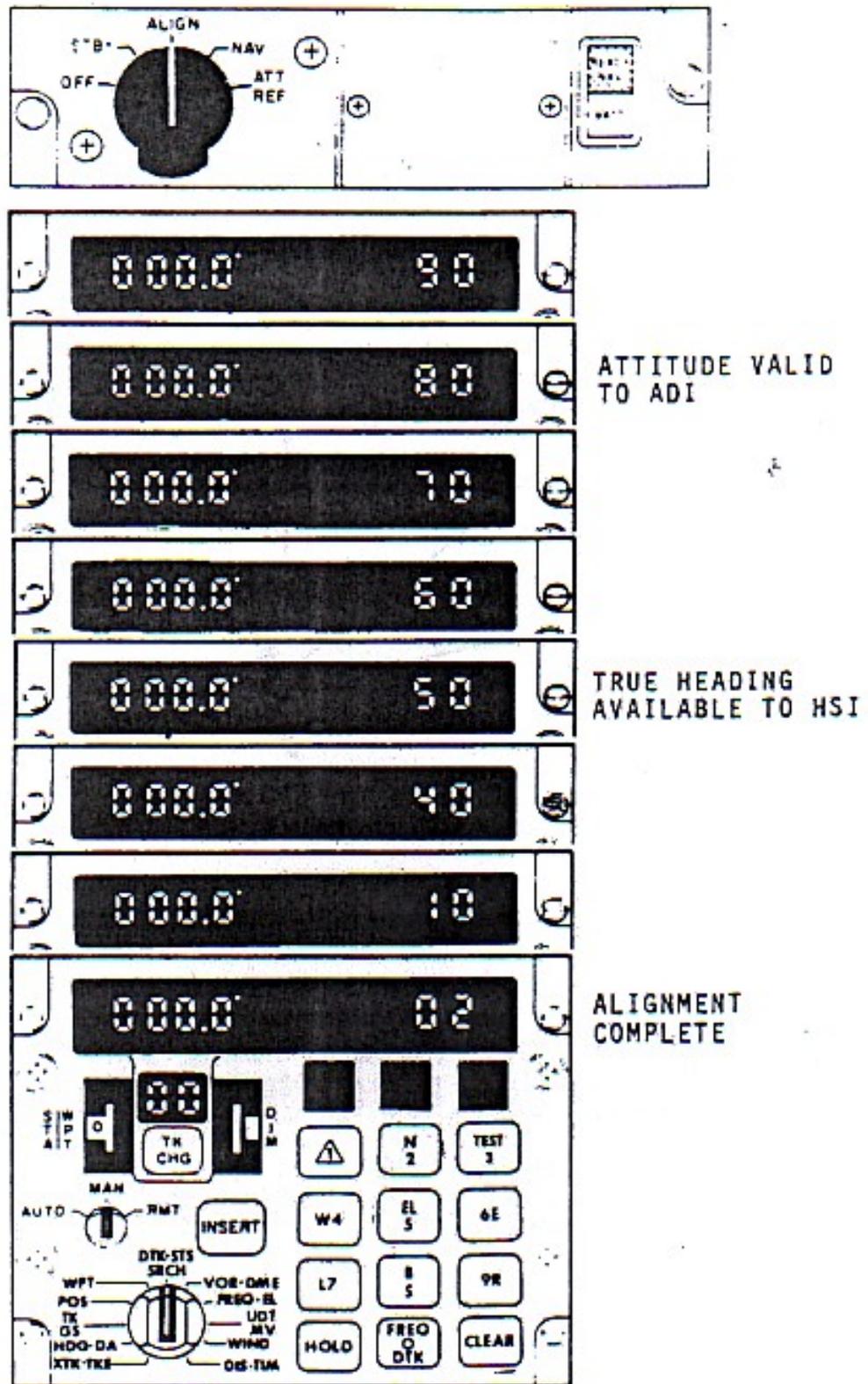


Figure (III.9) : Les états d'alignement

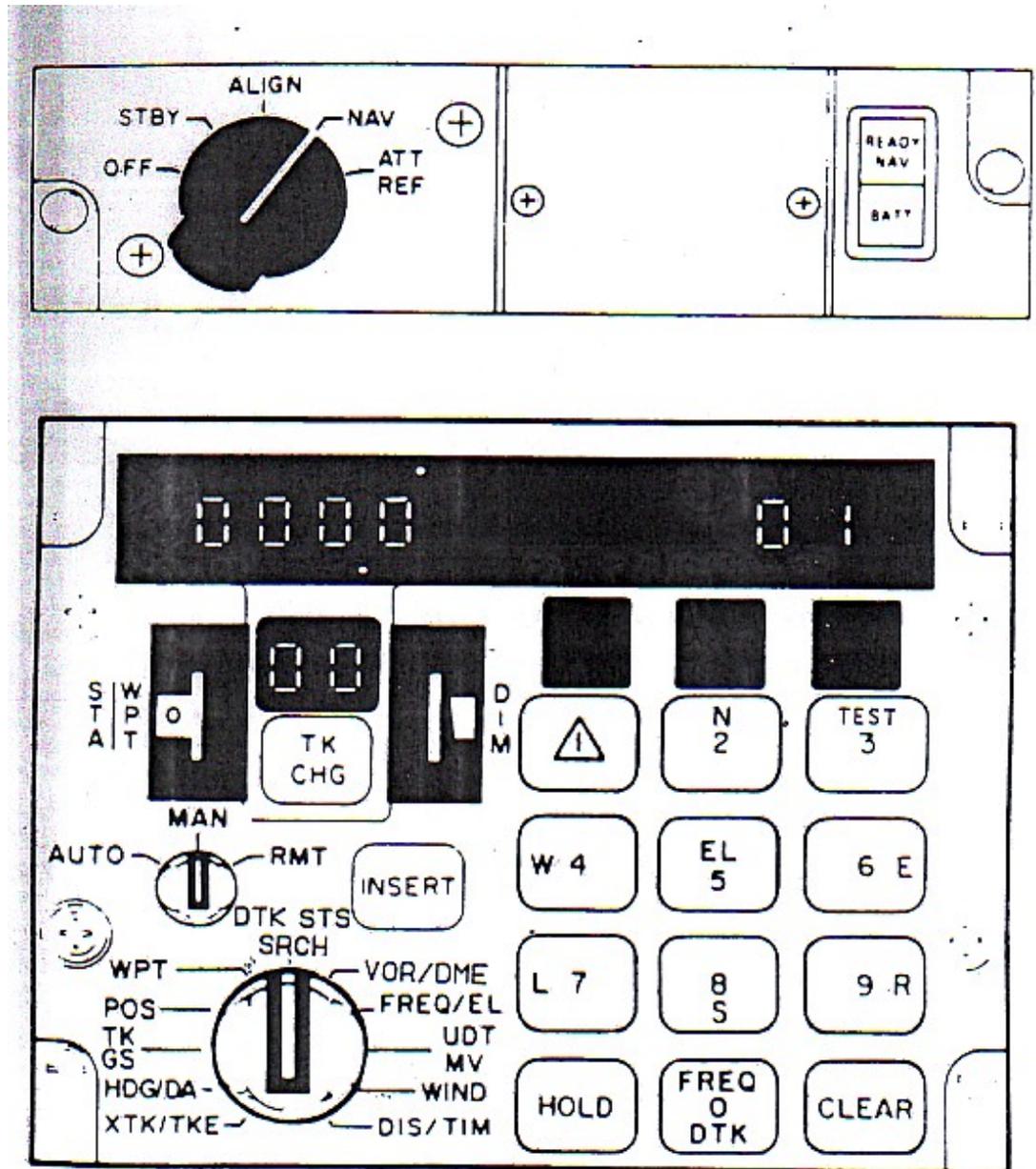


Figure (III.10) : Les états de navigation

III.6.2. Le mode Attitude Reference (figure III.12) :

➤ Si un vol locale a été réalisé sans l'aide des données de la navigation inertielle, le mode ATT REF peut être sélectionné sur le MSU pour utiliser la plateforme d'attitude.

➤ La sélection avant vol de ATT REF et validé comme suit :

1. après que l'état 80 d'alignement normale est terminé.
2. trois minutes après le retour d'alimentation de l'INU, et qu'elle était ON.
3. Cinq minutes après, le COLD INU est allumé.

➤ Si l'alimentation électrique n'est pas observée, la plateforme ne sera pas à la hauteur.

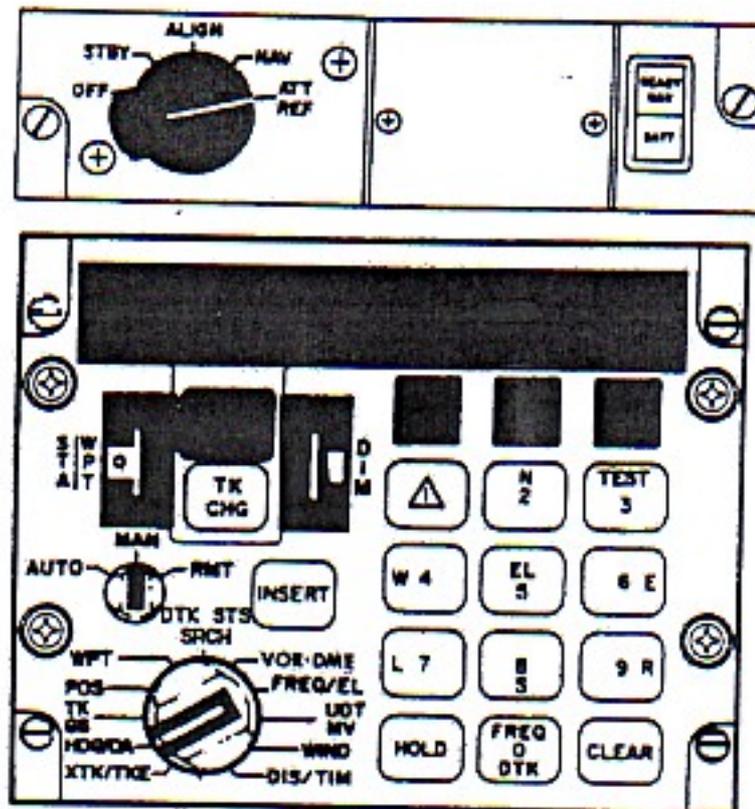


Figure (III.12) : Le mode Attitude Reference

III.7. ERREURS D'UN SYSTEME INERTIEL :

Les erreurs d'un système inertiel, la valeur correspondante et la nature de chaque erreur ainsi que sa grandeur sont illustrées par le tableau (III.1) suivant :

Causes d'erreurs	Valeur correspondante	Nature de l'erreur	Ordre de grandeur en NM
Erreur initiale d'horizontalité.	$5 \cdot 10^{-5}$ radians	Sinusoïdale.	1
Erreurs des accéléromètres. Erreurs des intégrateurs. Non orthogonalité des accéléromètres.	$5 \cdot 10^{-5}$ g	Sinusoïdale.	1
Dérive du gyroscope du verticale.	$1 / 100^0$ /heure	Proportionnelle au temps.	4
Erreur d'alignement initiale en azimut.	10^{-3} radians	Proportionnelle au temps.	4
Erreur sur la période de SCHULER (erreur sur l'altitude de la valeur du rayon terrestre).	$ \Delta Z + \Delta R = 5000$ ft	Proportionnelle au temps.	2
Dérive du gyroscope d'azimut.	$1 / 100^0$ /heure	Proportionnelle au carré du temps.	5

Tableau (III.1) : Les erreurs d'un système inertiel.

CHAPITRE IV

MINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNE

IV.1. GENERALITES SUR LA MAINTENANCE :

IV.1.1. Introduction :

Il est admis de nos jours par tout le monde que le problème de production dans les entreprises est en relation direct avec la maintenance. La préoccupation principale de toute entreprise doit donc viser à réduire les coûts de production en minimisant les périodes d'immobilisation des installations.

La maintenance est définie comme étant l'ensemble des interventions permettent de maintenir ou établir un matériel a son potentielle de performance et de disponibilité à un niveau fixe par l'autorité responsable (l'état).

En aéronautique la maintenance est un corps important régie pare des réglementations que le JAR-145 et est soumis à une structure organisationnelle des techniques importantes à un point que toutes les compagnes aériennes peuvent se la permettre indépendamment et sans sous-traitance.

Maintenir c'est effectuer des opérations de dépannage, graissage, vitesse et opération qui permettent de conserver le potentiel de matériel pour assurer la continuité et la qualité de protection.

L'objectif de maintenance est :

- Assurer la sécurité au niveau le plus haut (navigabilité).
- Assurer la disponibilité (diminuer le temps d'arrêt).
- Assurer le coût minimum (économique).

IV.1.2. Les différentes formes de la maintenance :

On distingue deux formes de maintenance : la maintenance préventive et la maintenance corrective.

IV.1.2.1 La maintenance préventive :

La maintenance préventive a pour objectif de :

- Diminuer la probabilité de défaillance des équipements en service.
- Diminuer le temps d'arrêt en cas de panne.
- Augmentation la durée de vie des équipements.
- Améliorer la sécurité.
- Faciliter la gestion des stocks.

Cette maintenance se trouve en deux formes : systématique et conditionnelle.

a. La maintenance préventive systématique :

Elle est effectuée selon un échéancier établi suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage.

Exemple : La distance parcourue, le nombre d'heures ou le nombre de cycles effectués.

- Cas d'application :

- Equipement dont la panne risque de provoquer des accidents graves.
- Equipement ayants un coût de défaillance élevé.

- Elle implique :

- Des inspections périodiques.
- Des interventions planifiées (réparations, échanges standard)
- Des révisions limitées ou partielles.
- Des révisions générales.

b. La maintenance conditionnelle :

C'est la maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminer (information d'un compteur, mesure d'une assure, etc....). Cette forme de maintenance permet d'assurer le suivi continu du matériel en service dans le but de prévenir les défaillances avant leur apparition.

IV.1.2.2 La maintenance corrective :

D'après AFNOR : c'est une opération de maintenance effectuée après détection de défaillance. Les conséquences directes de cette notion sont :

- a. Le dépannage :** Action sur un bien panne en vue de la remettre provisoirement en état de fonctionnement avant réparation.
- b. La réparation :** Intervention définitive et limitée de maintenance corrective après panne ou défaillance.

Notes :

1. maintenance curative dont l'action est la réparation.
2. Maintenance palliative dont l'action est le dépannage.

• Avantages de la maintenance corrective :

- Simplicité du travail
- Utilisation maximale du matériel à cause de la prévention de la panne.

• Inconvénients de la maintenance corrective :

- Organisation très difficile de l'intervention due à l'impossibilité de prévision.
- Arrêt imprévu de la machine donc perturbation de la production.
- Coût de perte de production important.

IV.2. Application de la maintenance sur l'INS :**IV.2.1. Les composants et leurs localisations :**

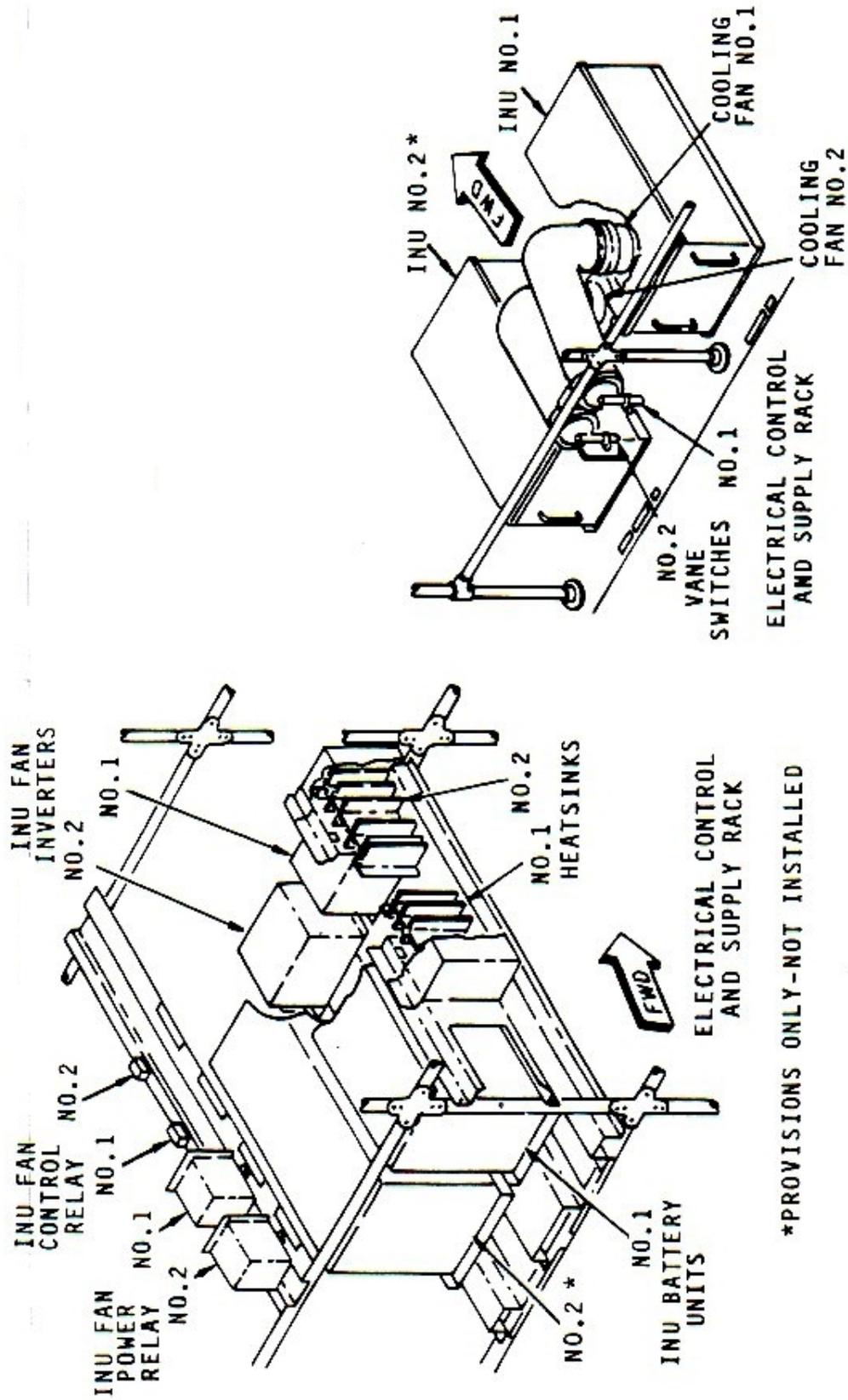
Les composants et leur localisation sont comme suivants (figures IV.1 et IV.2) :

- Control Display Unit : piédestal de commande de vol
- Mode Selector Unit : extension d'étagère cote de pilote
- Annonciateur et switchs – annonciateur INS ATT/ GYRO ATT : planchede bord de pilote et copilote
- INS/UPDATE light: planche de bord de pilote et copilote .
- SEARCH/HOLD switch/light: planche de bord de pilote et copilote.
- Inertial Navigation Unit (INU): la commande électrique et le support.
- INU Battery Unit (BU): la commande électrique et le support.
- INU FAN (le ventilateur d'INU): le bâti du tuyau d'évacuation d'air.
- Vane Switch: à la fin du tuyau d'évacuation d'air.
- Le relais d'alimentation du ventilateur d'INU: la commande électrique et le support et le relais de commande de le ventilateur.
- Les diodes et le Heatsink (lamelle de refroidissement): la commande électrique et le support.
- Fan Inverter (le petit transformateur du ventilateur): la commande électrique et le support.

IV.2.2. L'alimentation électrique d'INS :

L'alimentation électrique d'INS est fournie a partir des barres omnibus primaires AC/DC et des batteries + 24BDC NI-CAD . La tension d'excitation est obtenu à partir du bus 26 VAC. La puissance du courant alternatif (7,5 A pour la puissance primaire, 10C/B. pour la stabilisation de la température) est fournie à travers les court-circuits directement à L'INS . Le courant continu est obtenu du 28 V DC INS C/B on des +24 volt NI-CAD par des diodes d'isolement sur la heatsink à l'INS.

Le système 115 VAC et la batterie sont nécessaires pour allumer le système. une fois allumé peut fonctionner seulement en DC fournissent l'opération de navigation sans réchauffeurs ou sorties synchro pour 15 à 30 minutes. En utilisant la batterie,la commande C/B 28 VDC fournie la puissance pour la commutateur du relais.Le voyant INS FAN WARNING, le commutateur de palette et FAN inverter sont utilisées seulement pour l'affichage et non pas par INS pour le résolution des calcules de navigations.



*PROVISIONS ONLY-NOT INSTALLED

figure IV-2 localisations des éléments (supports)

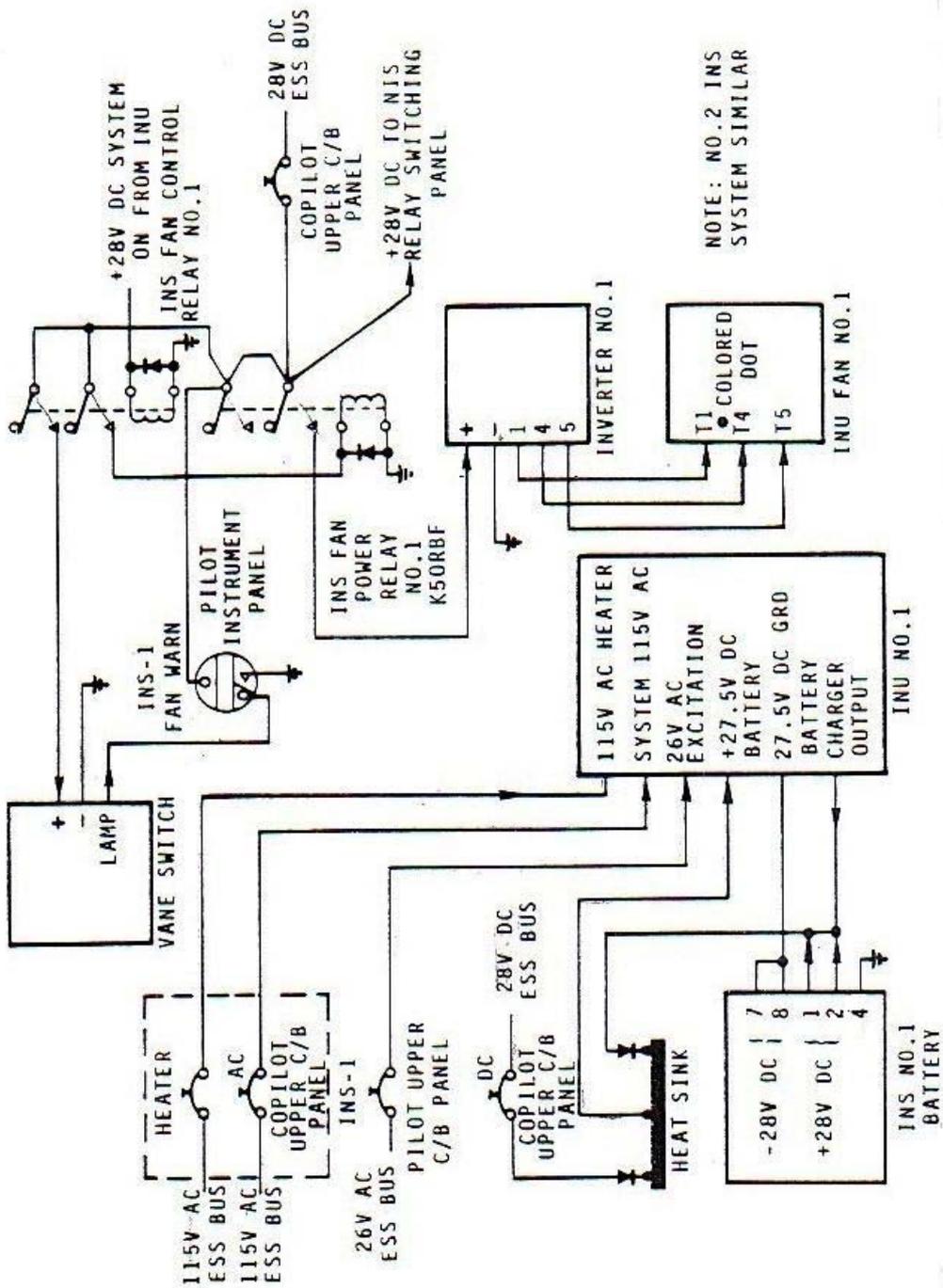
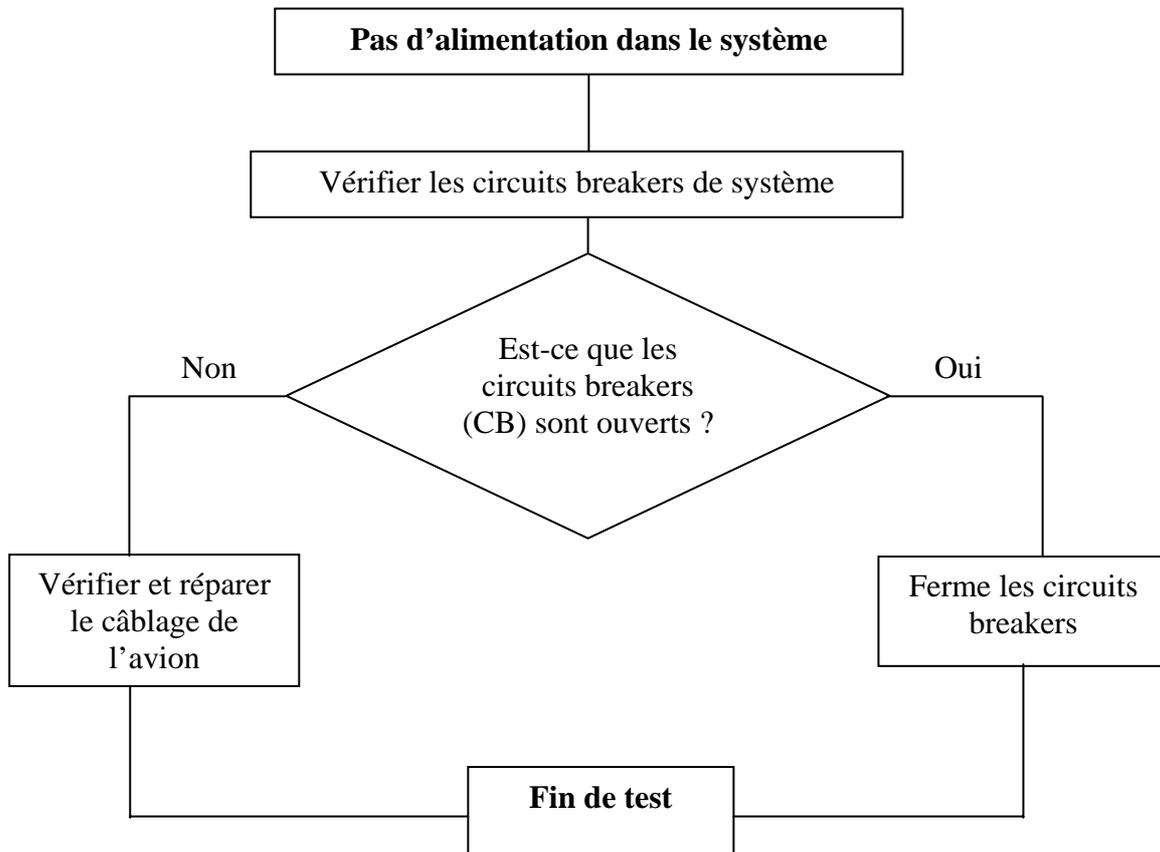
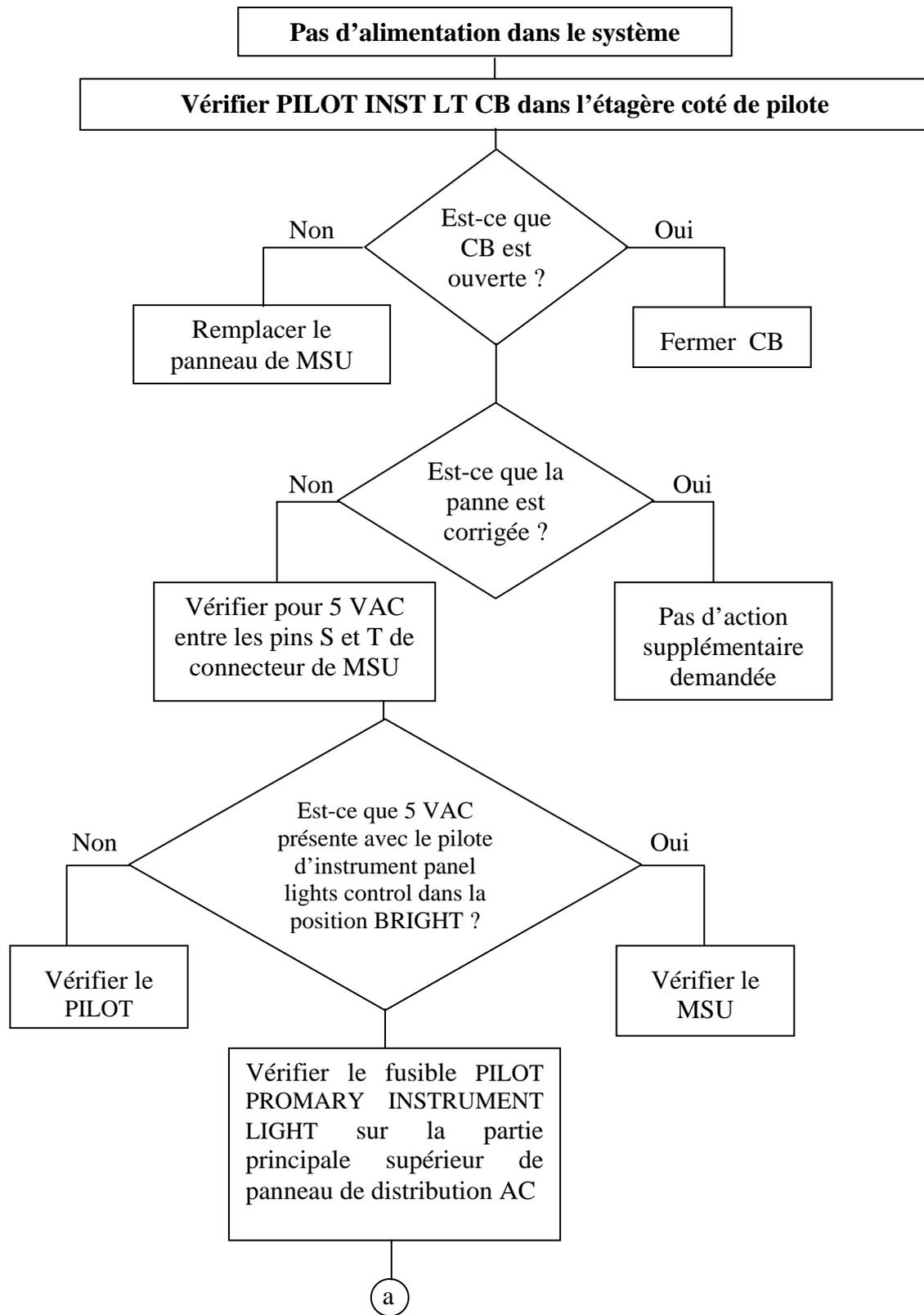
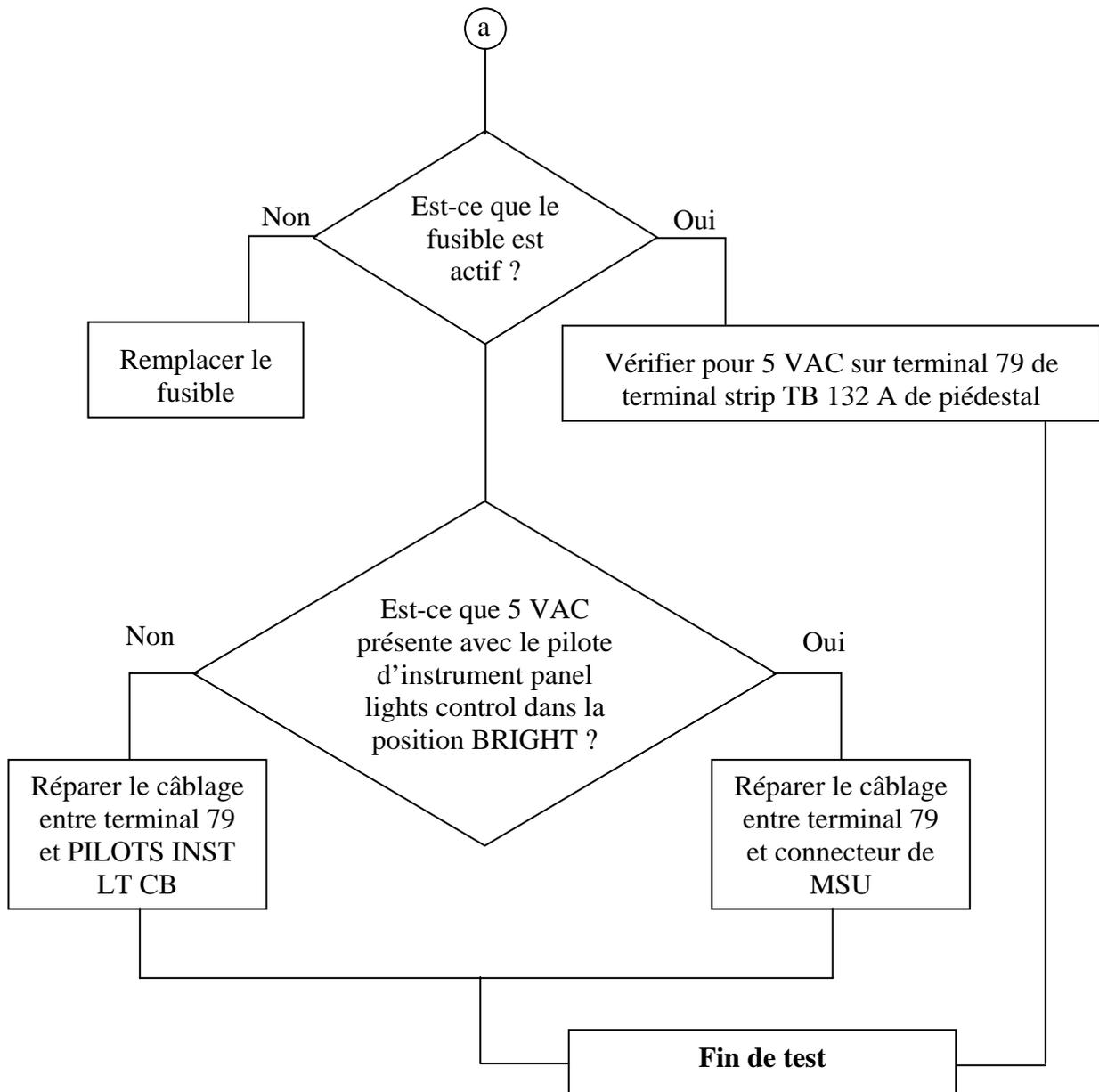


figure IV-3 l'alimentation d'INS

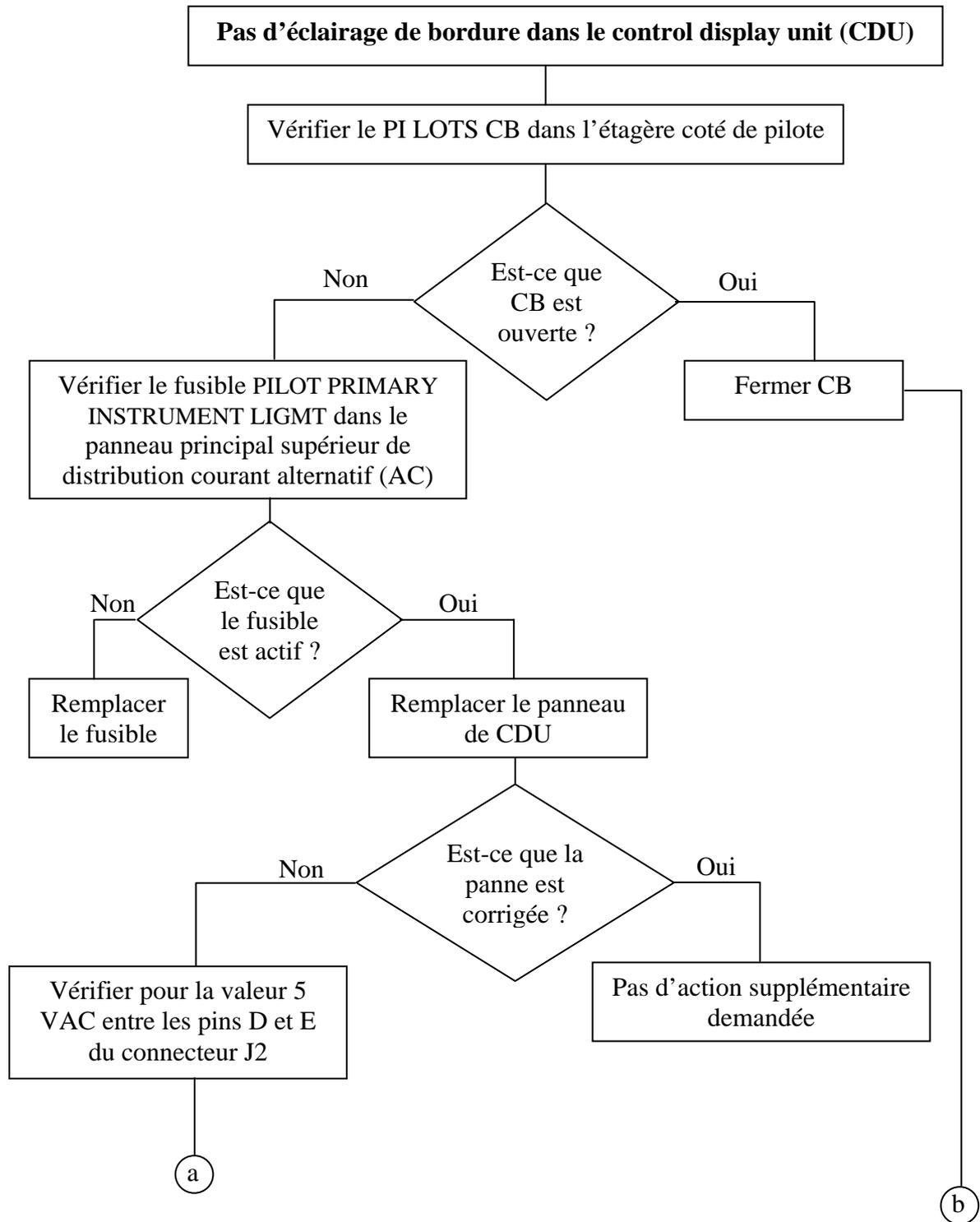
IV.3. PROCEDURE DE MAINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNES :**Elément 01**

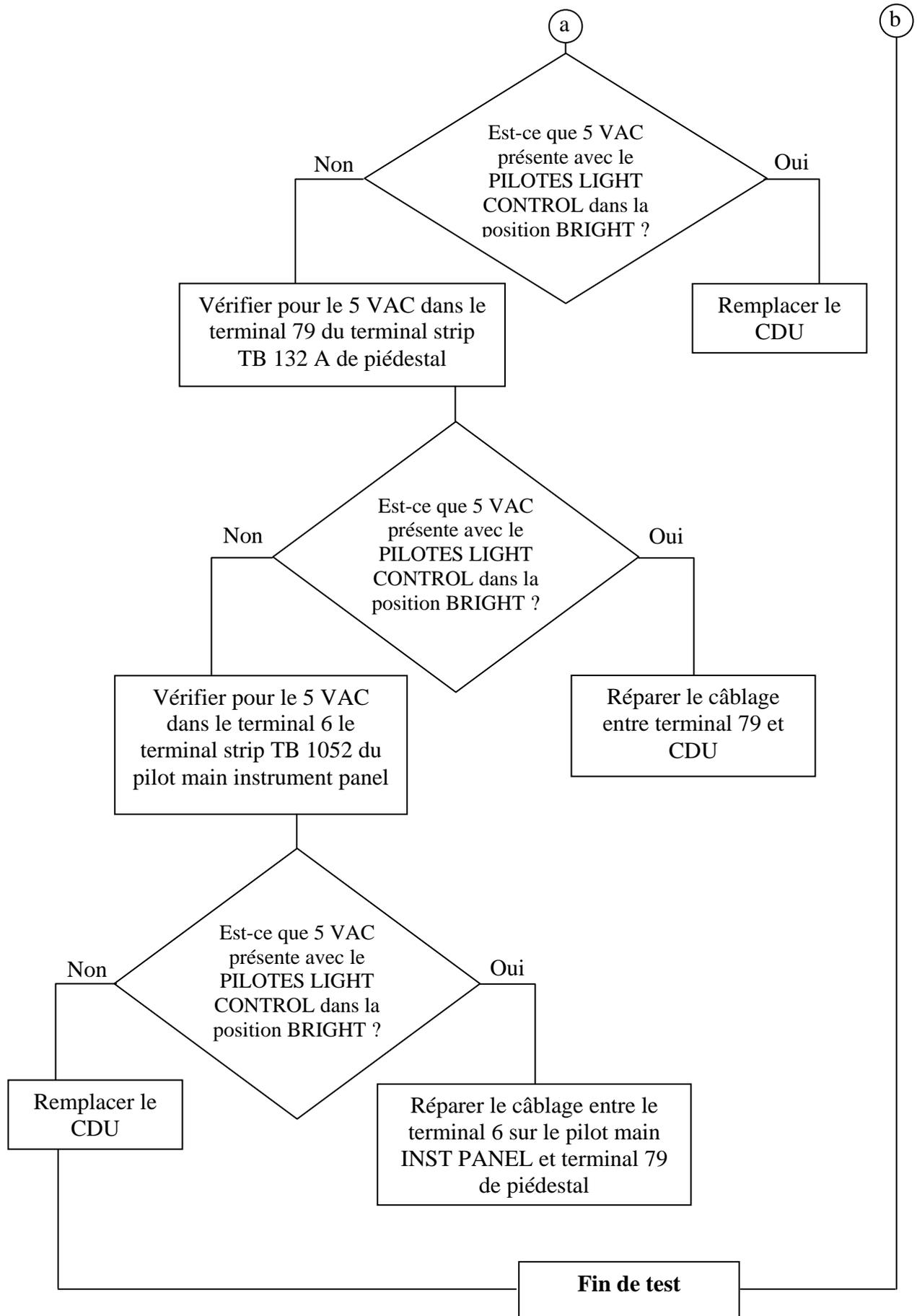
Elément 02 :





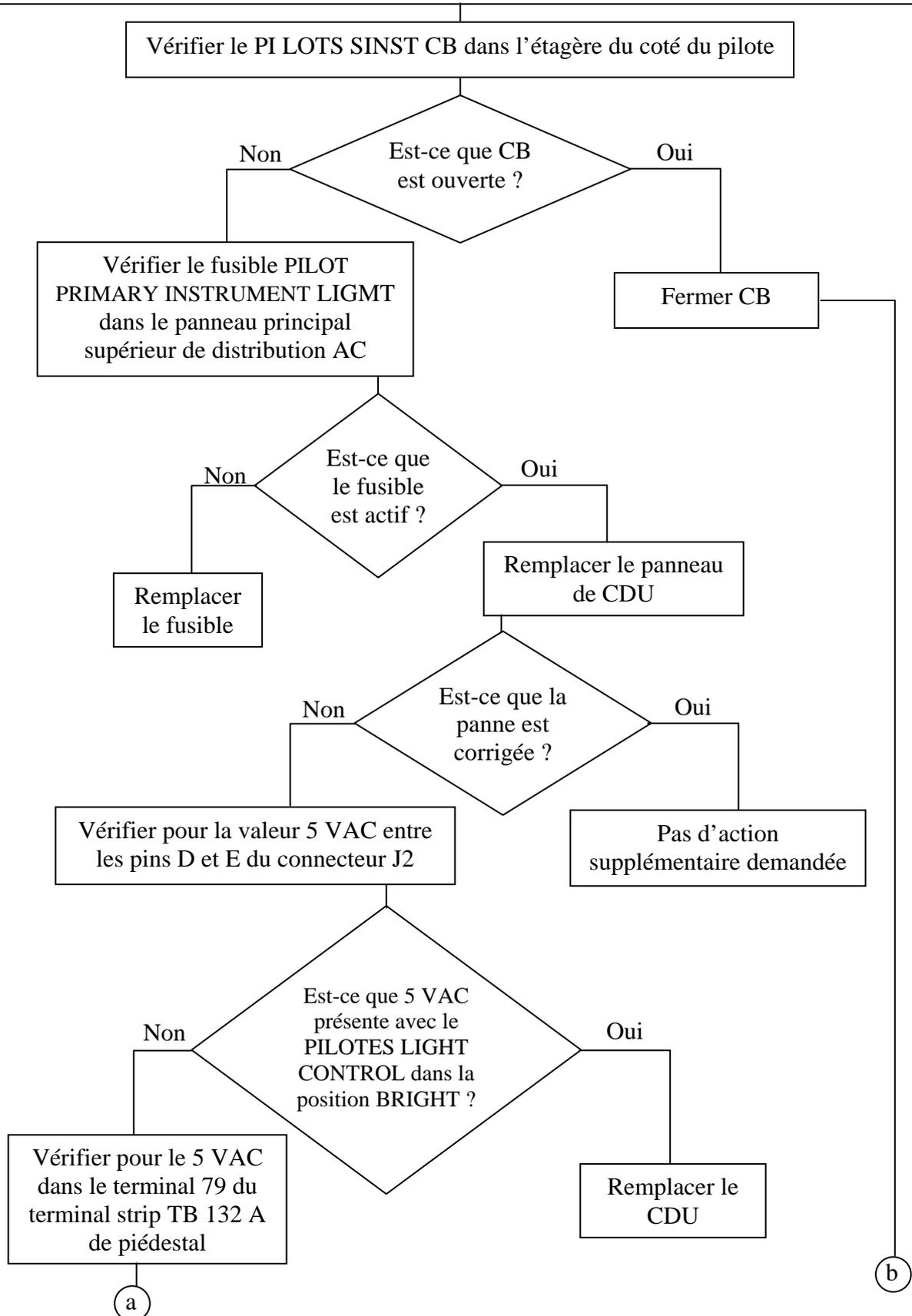
Elément 03 :

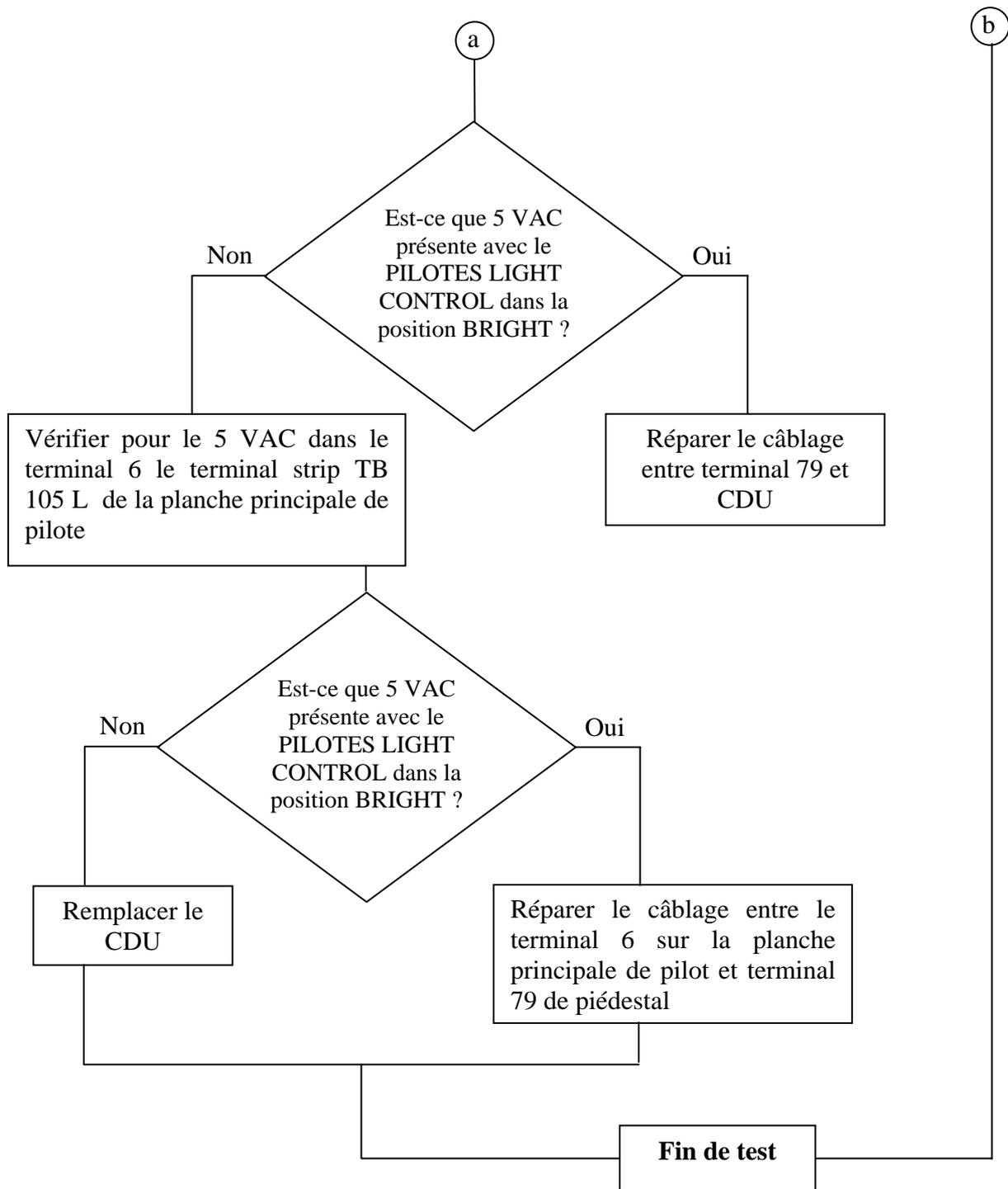




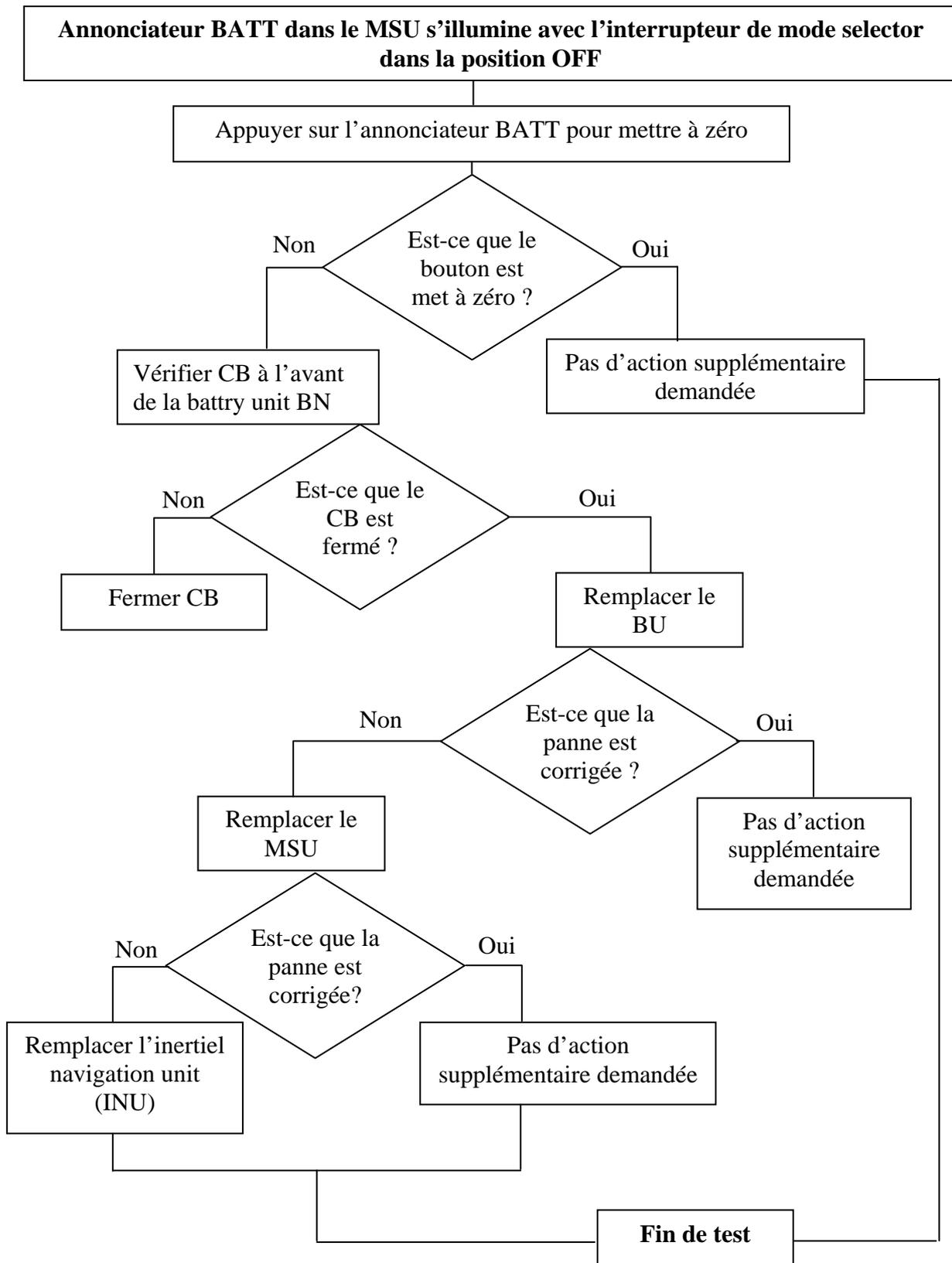
Elément 04 :

Les boutons poussoirs du clavier de données (ou le bouton poussoir CLEAR) ne s'illuminent pas

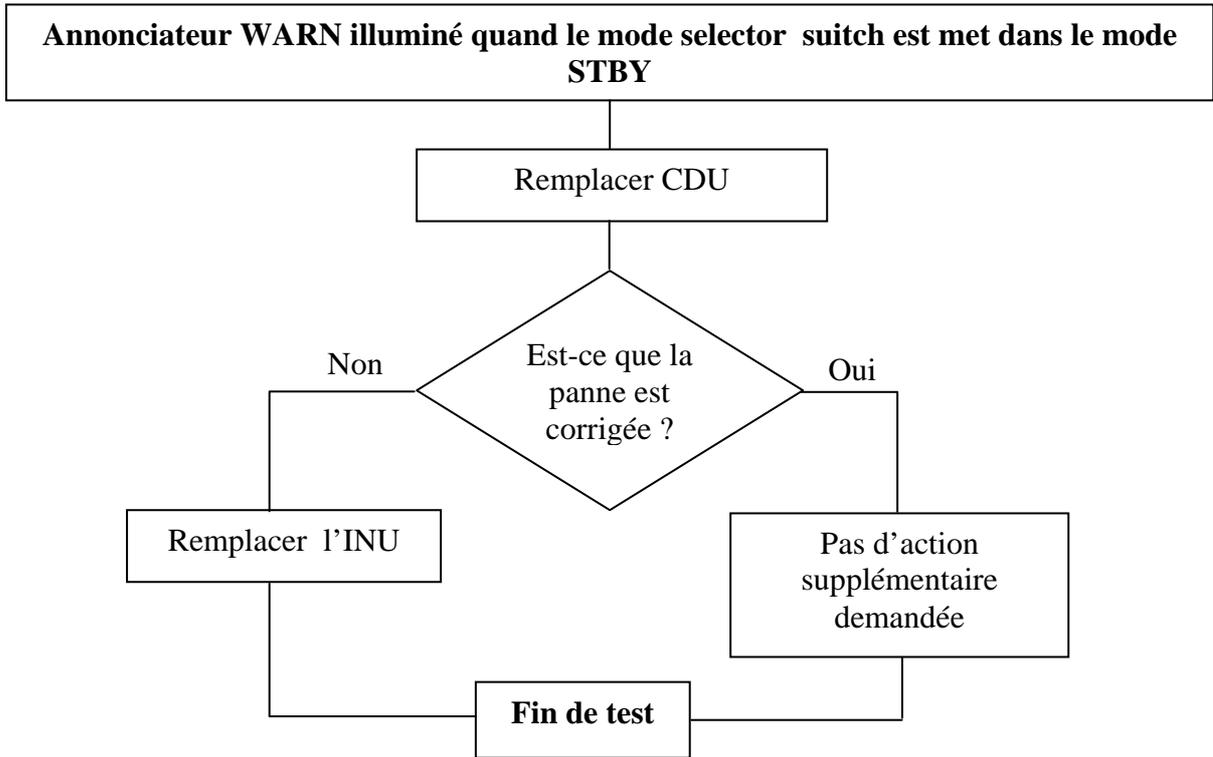




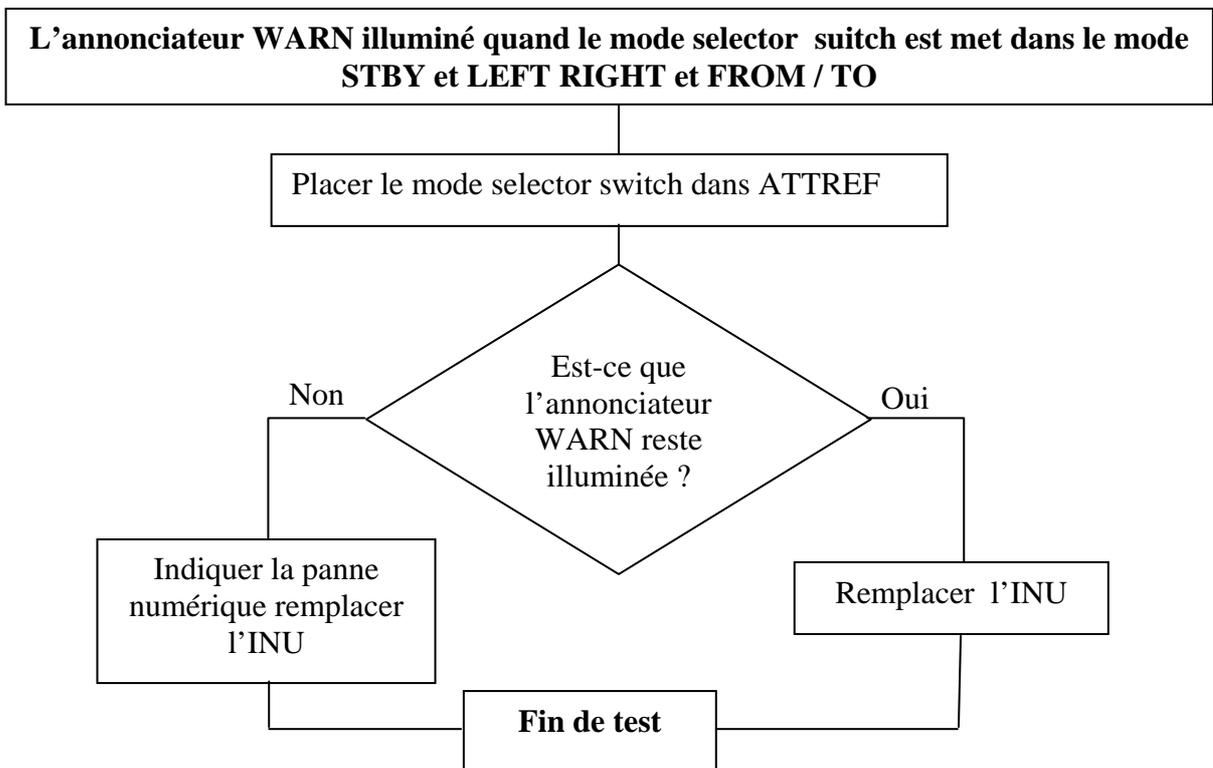
Elément 05 :



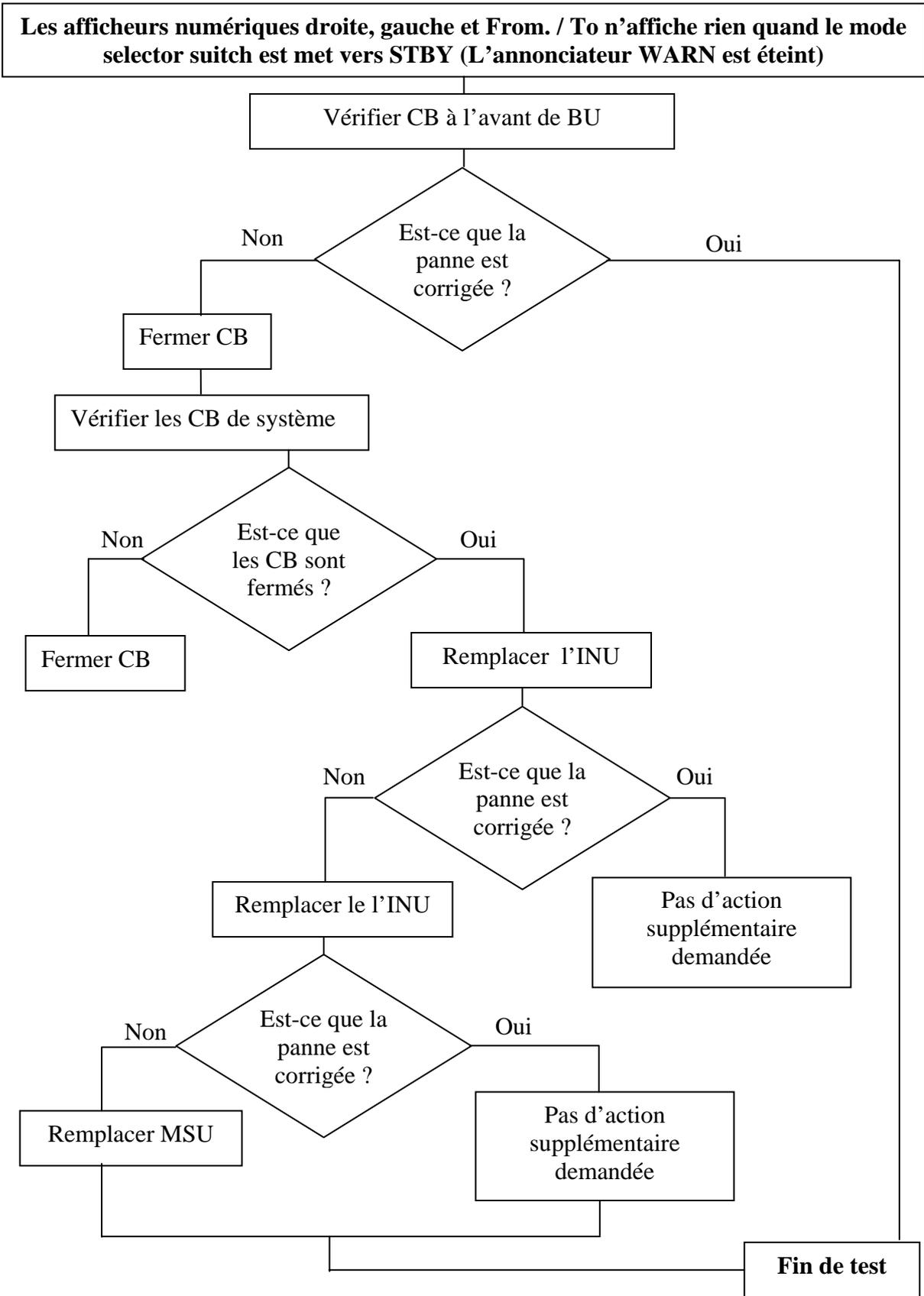
Elément 06 :

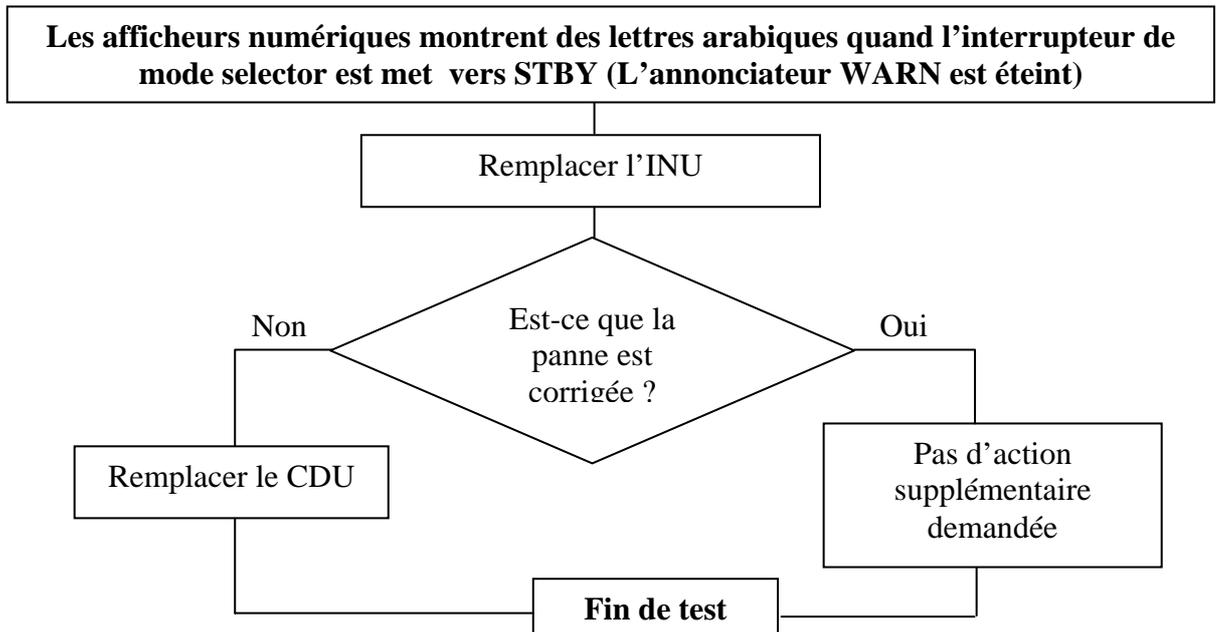
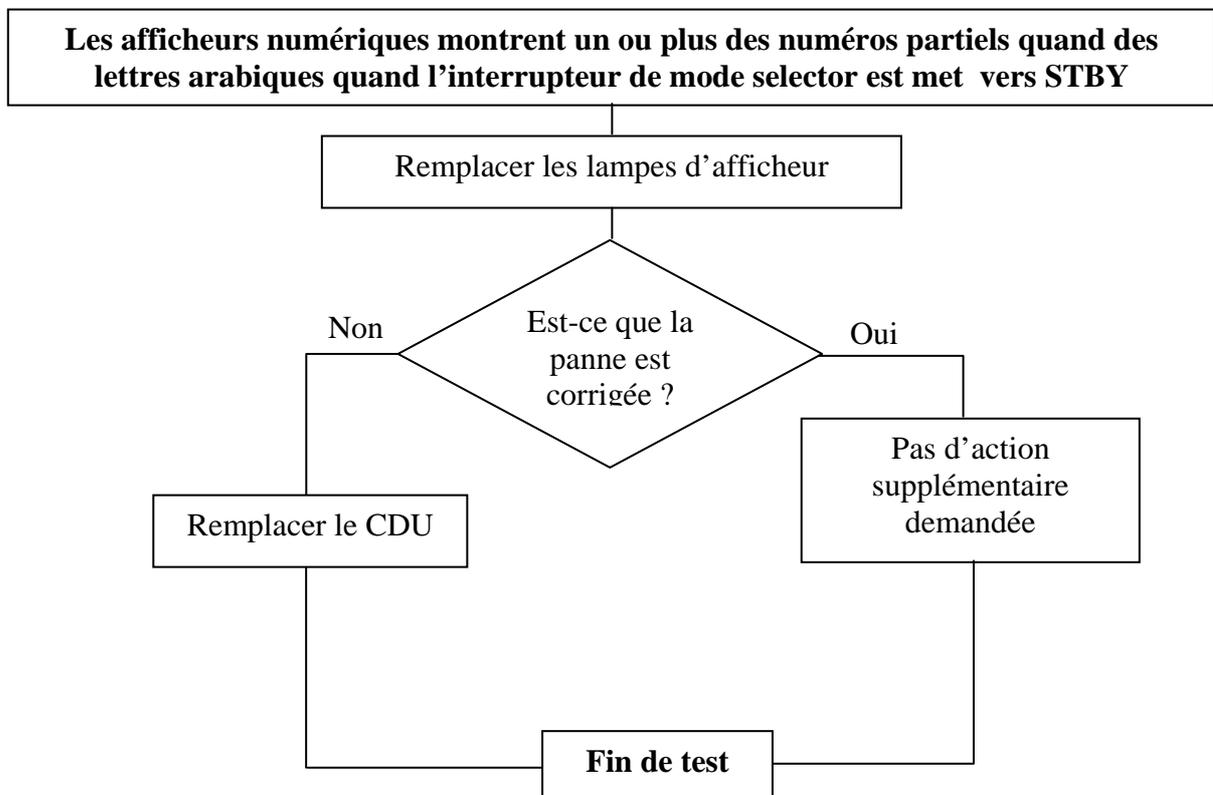


Elément 07 :

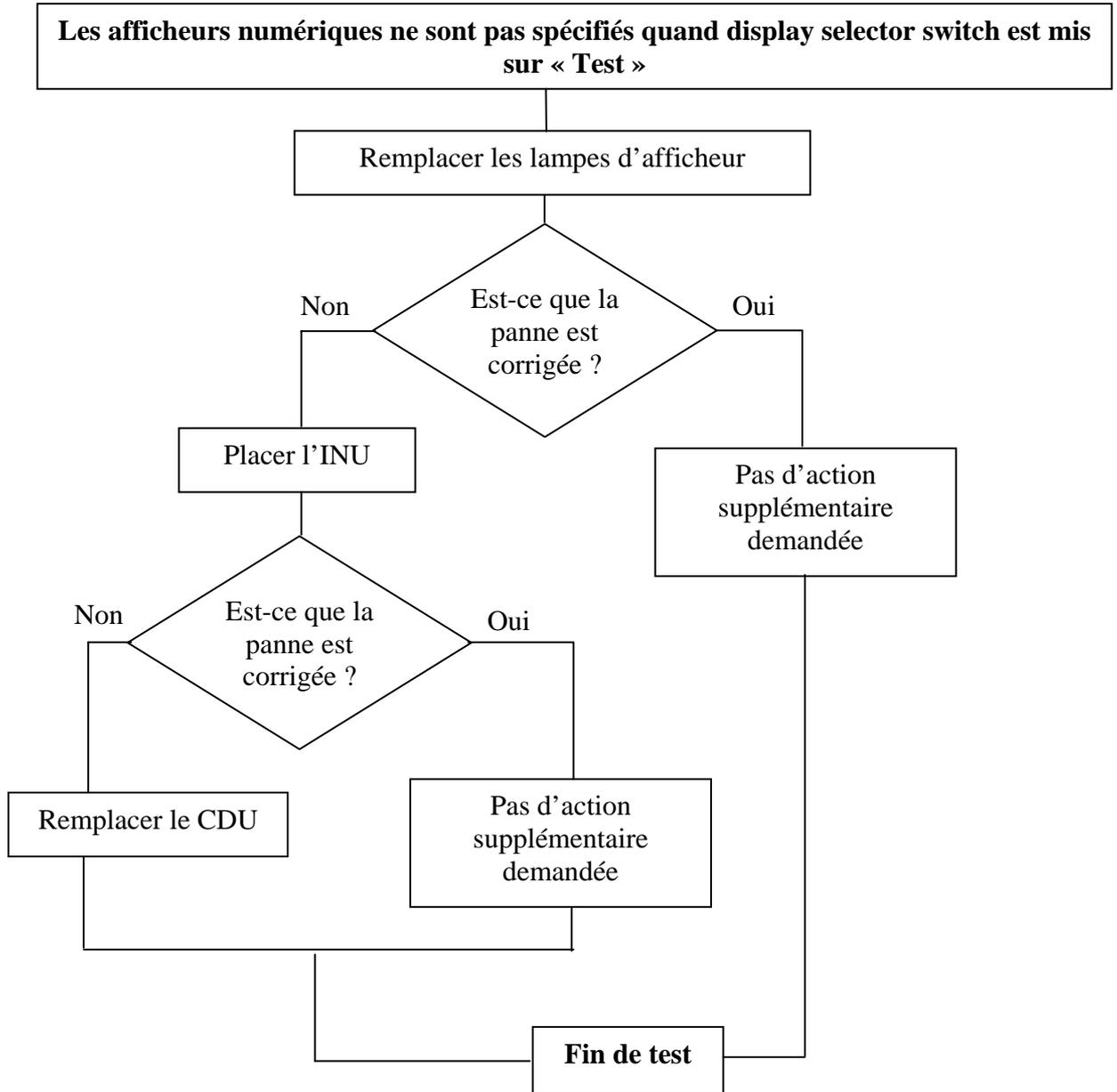


Elément 08 :

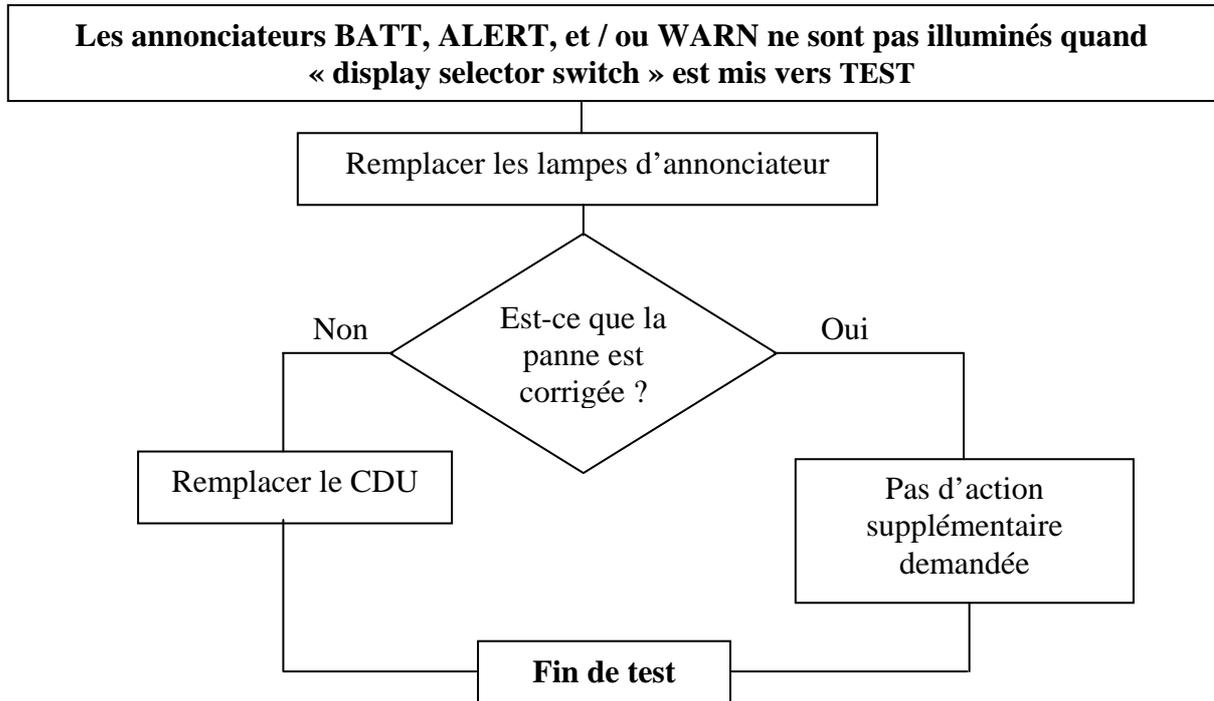


Elément 09 :**Elément 10 :**

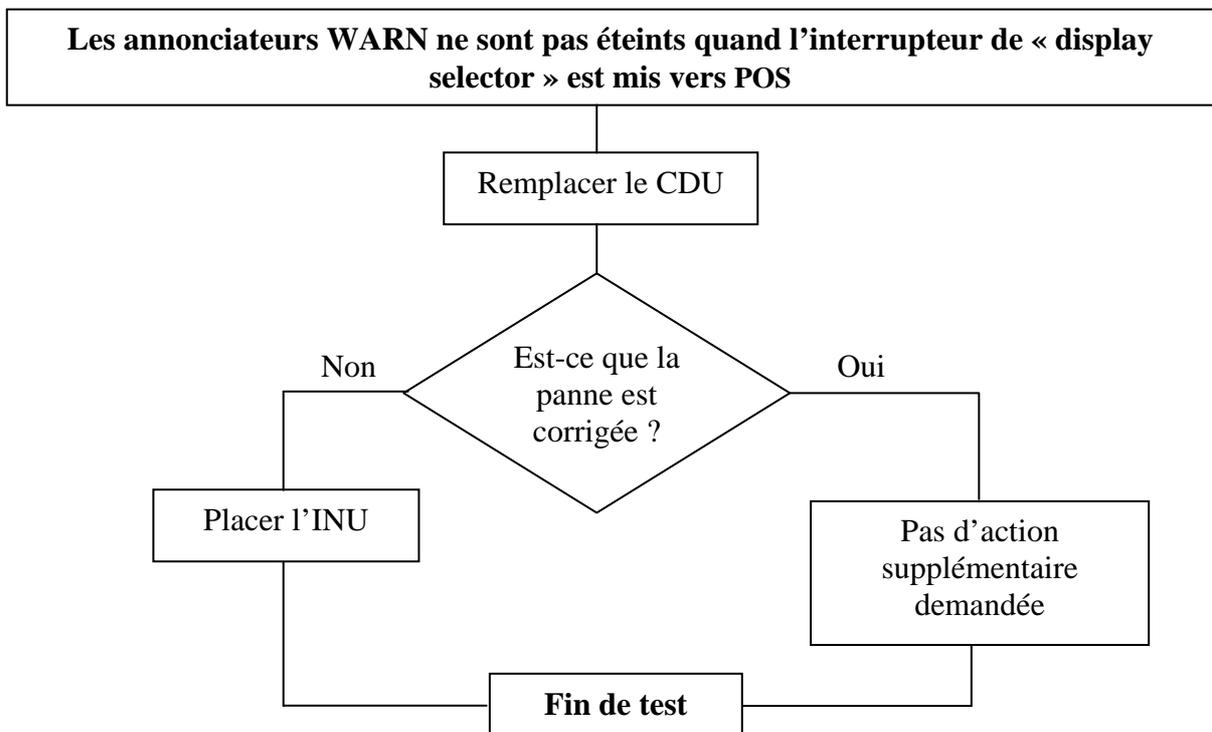
Elément 11 :



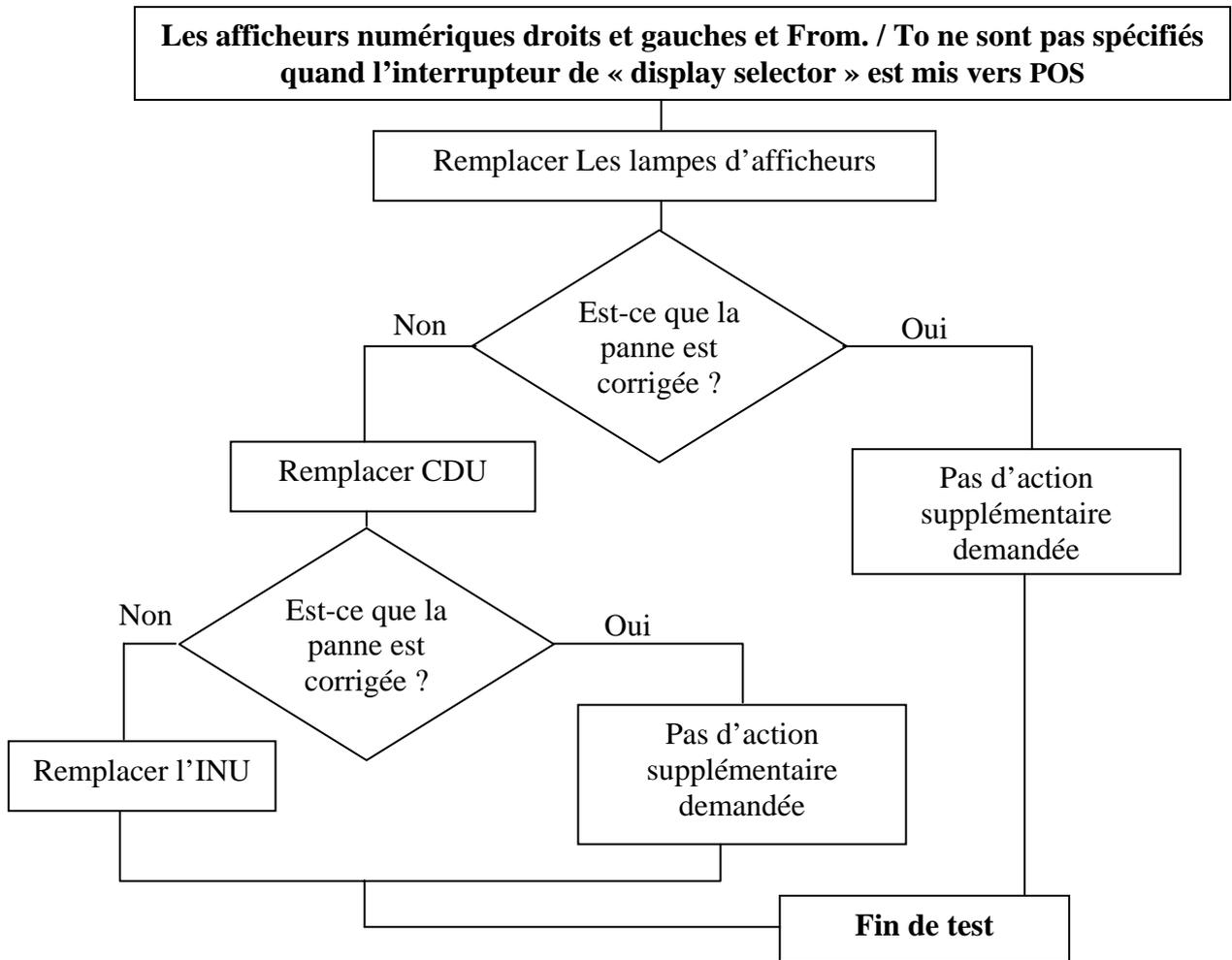
Elément 12 :



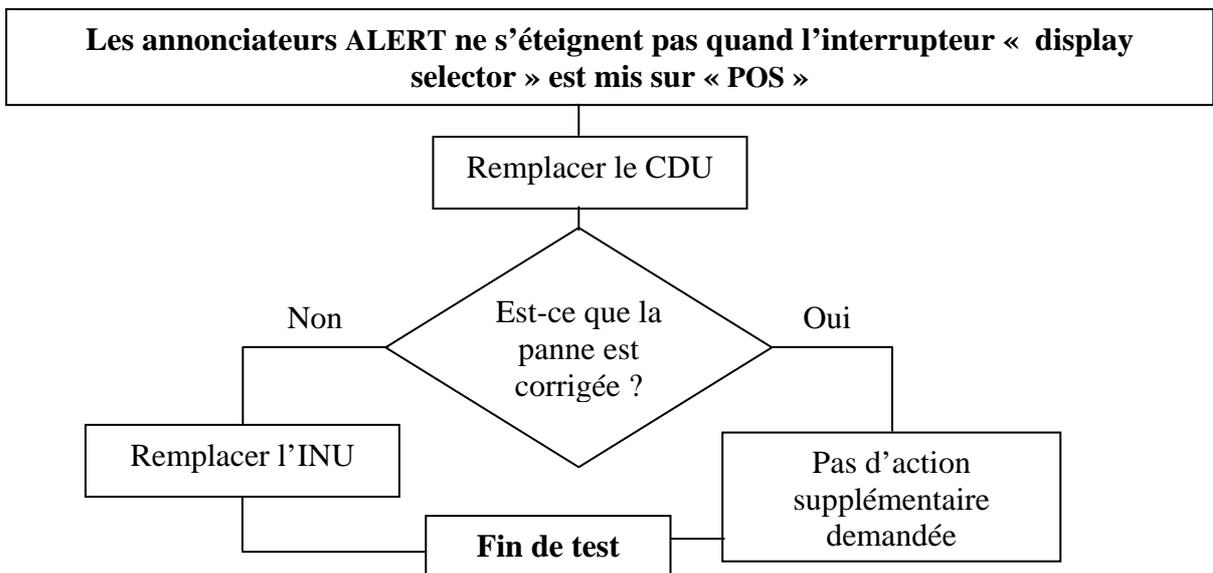
Elément 13 :



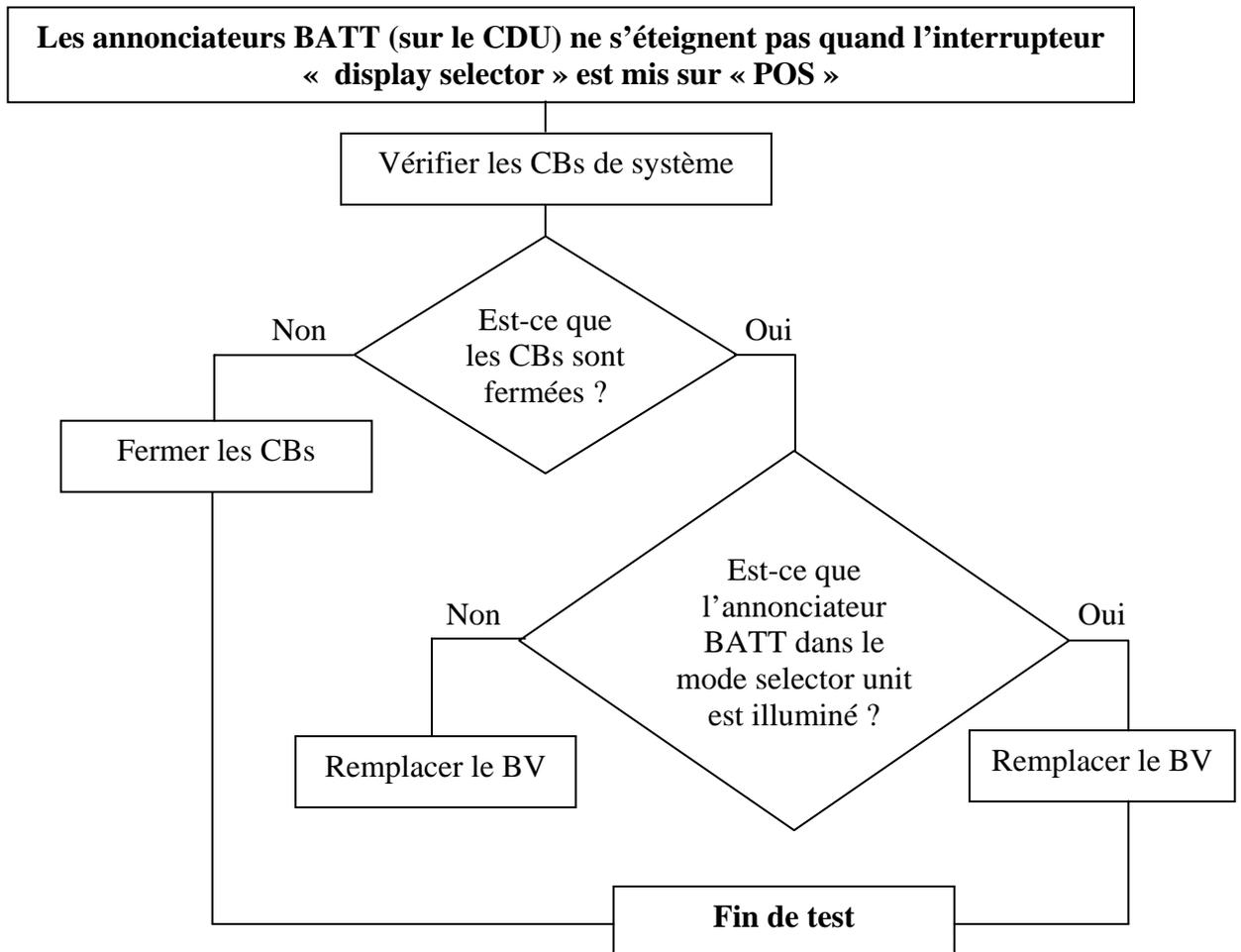
Elément 14 :



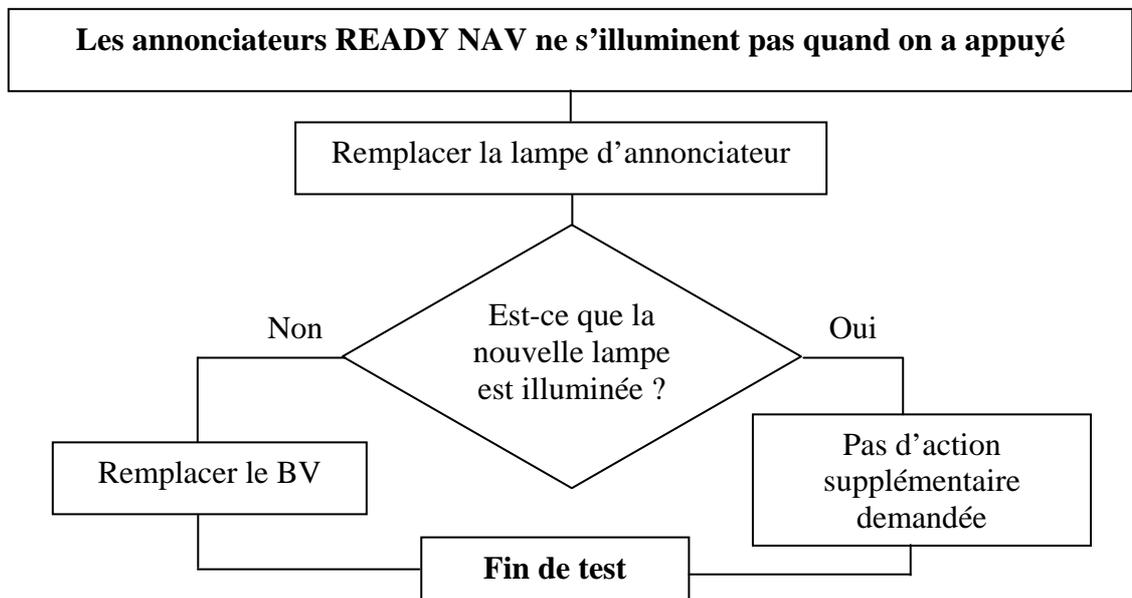
Elément 15 :



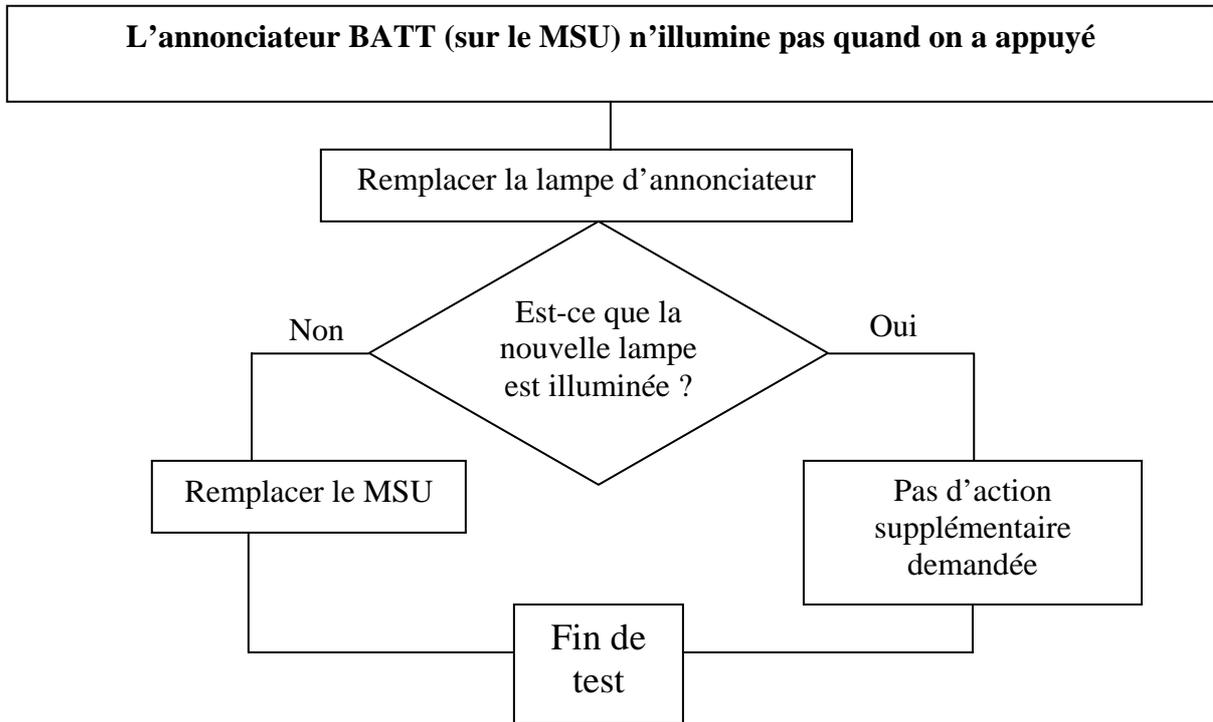
Elément 16 :



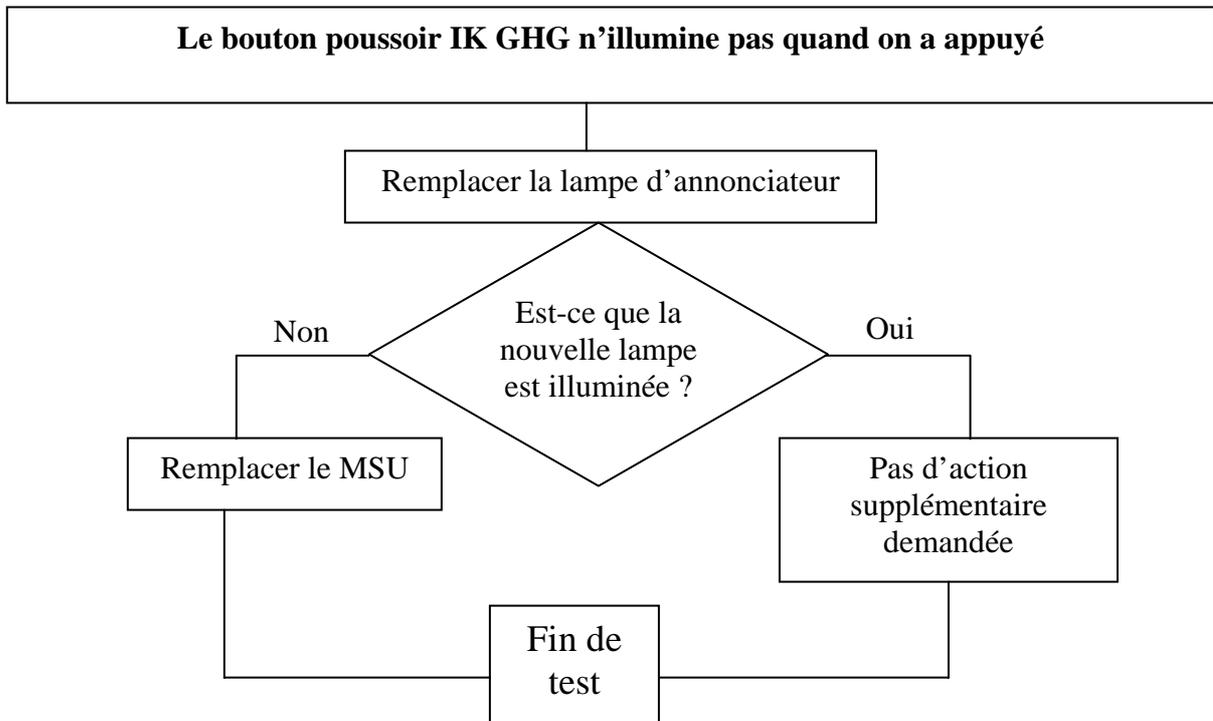
Elément 17 :



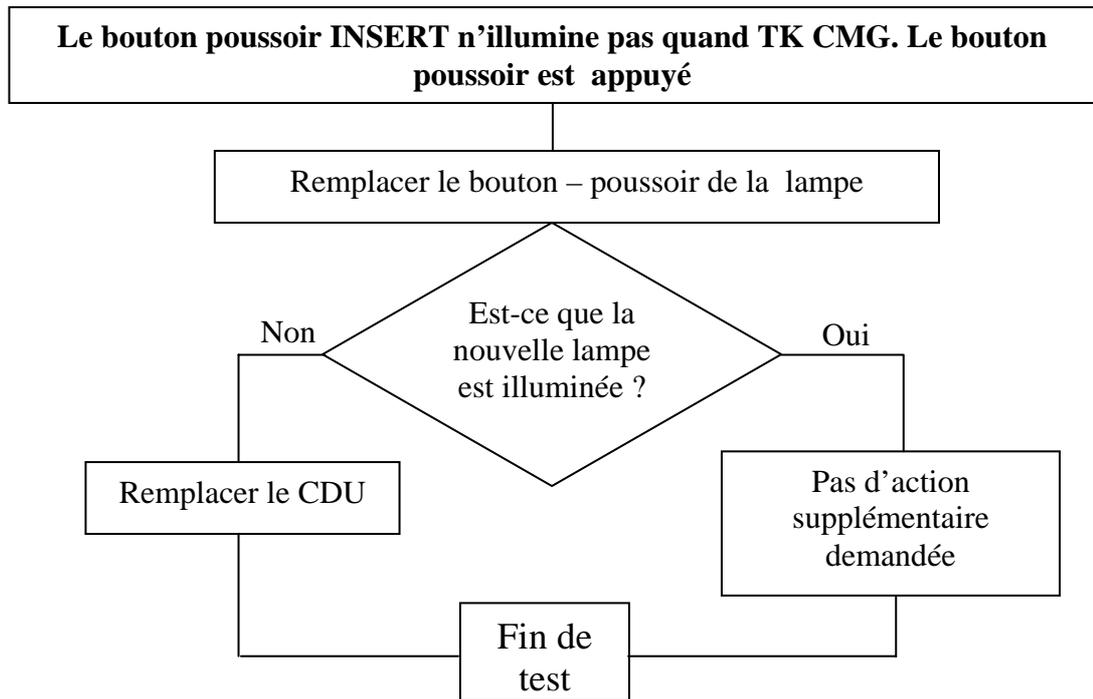
Elément 18 :



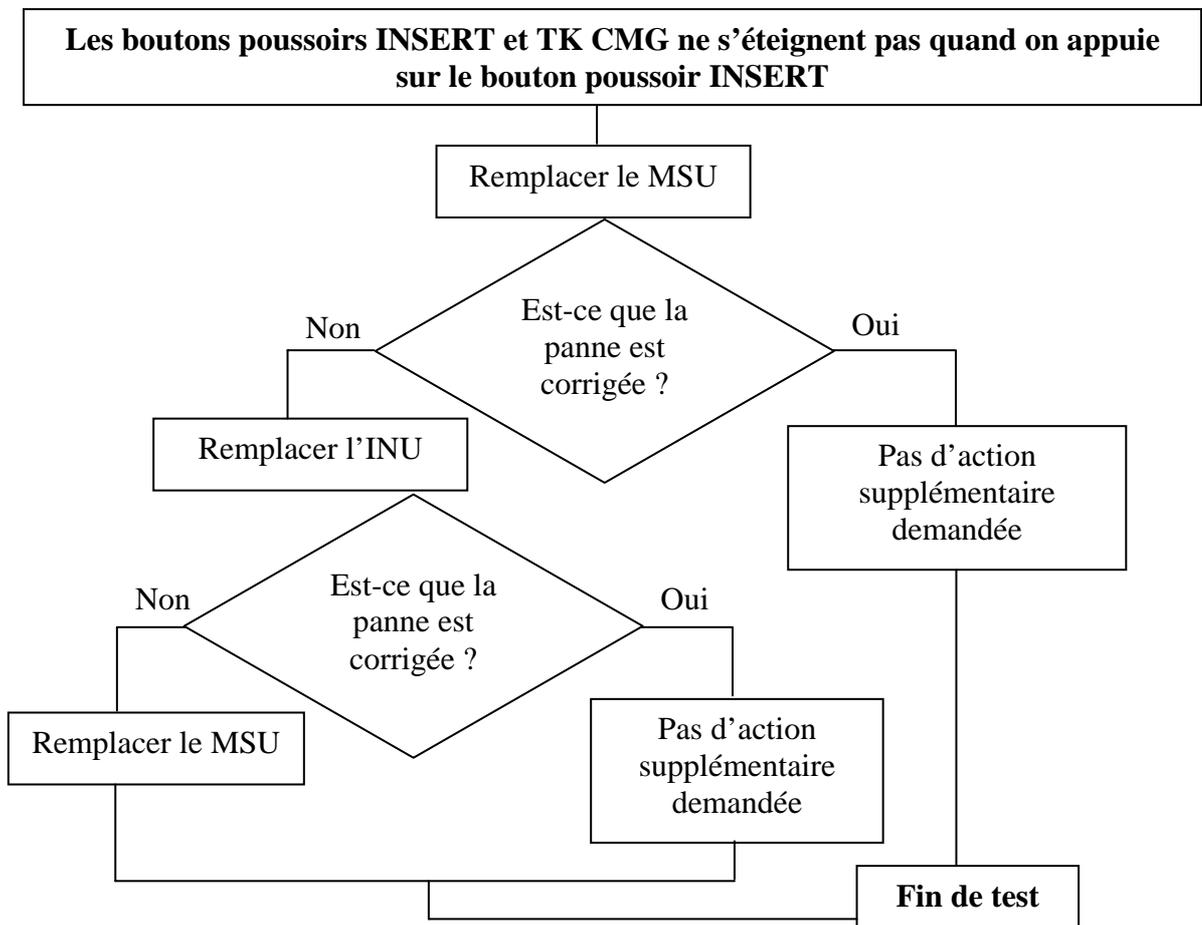
Elément 19 :

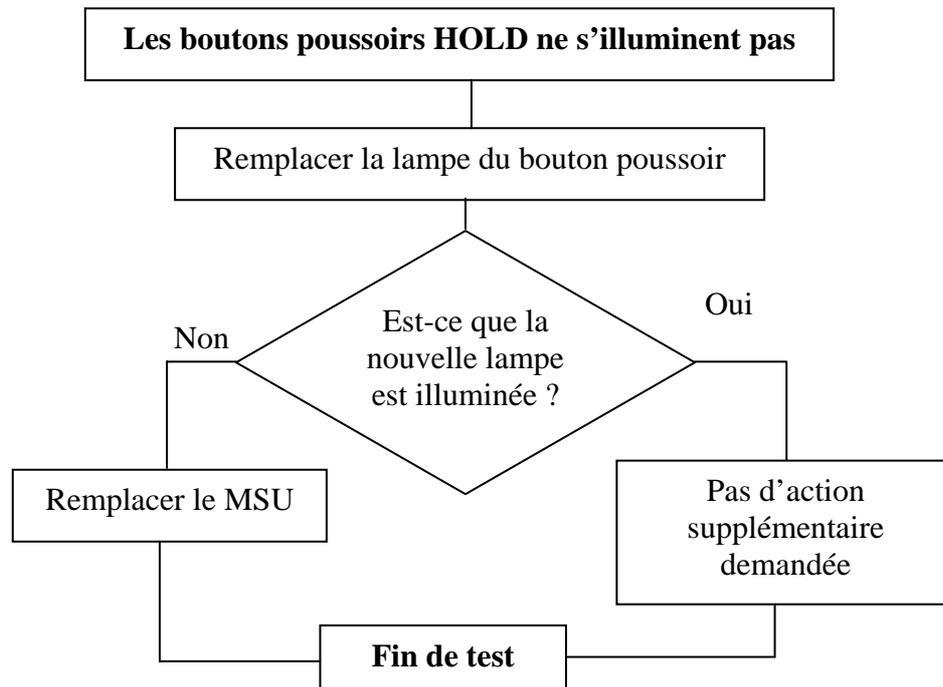
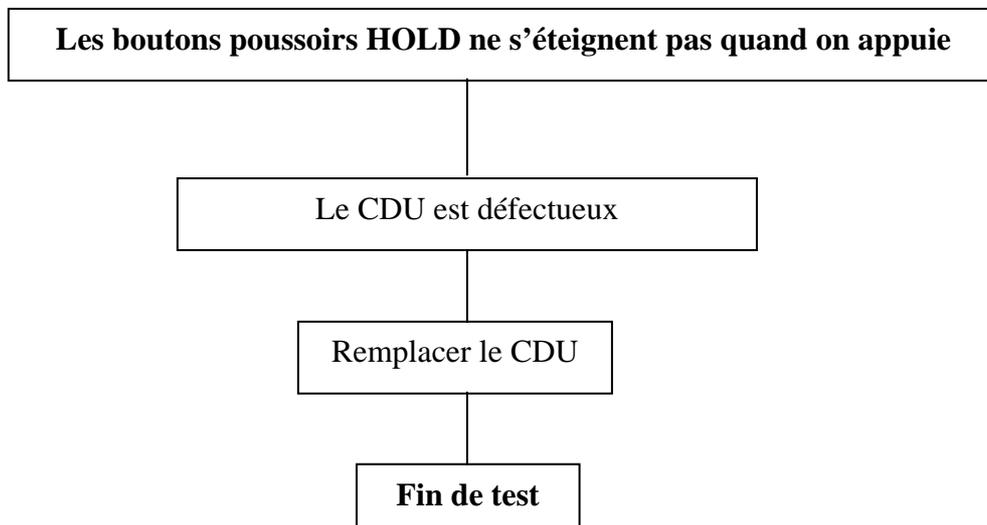


Elément 20 :

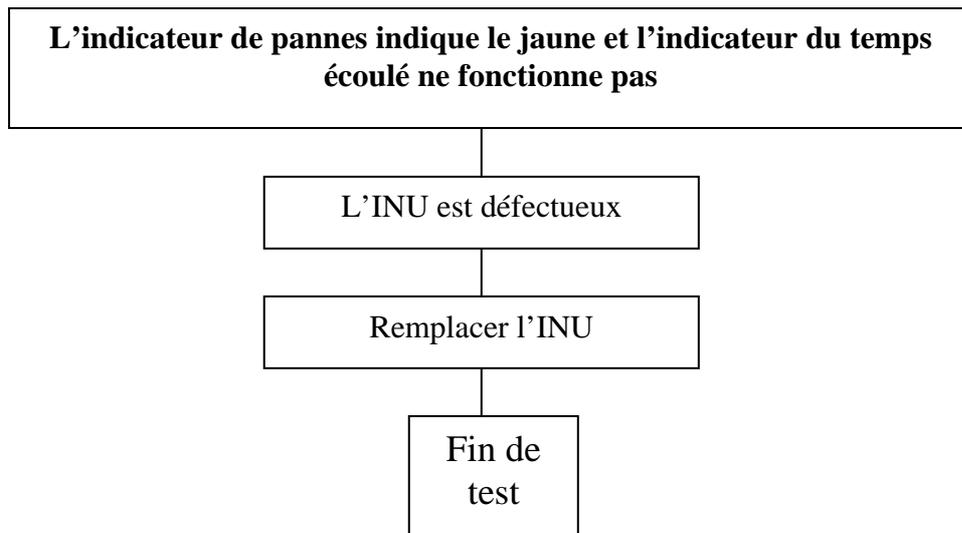


Elément 21 :

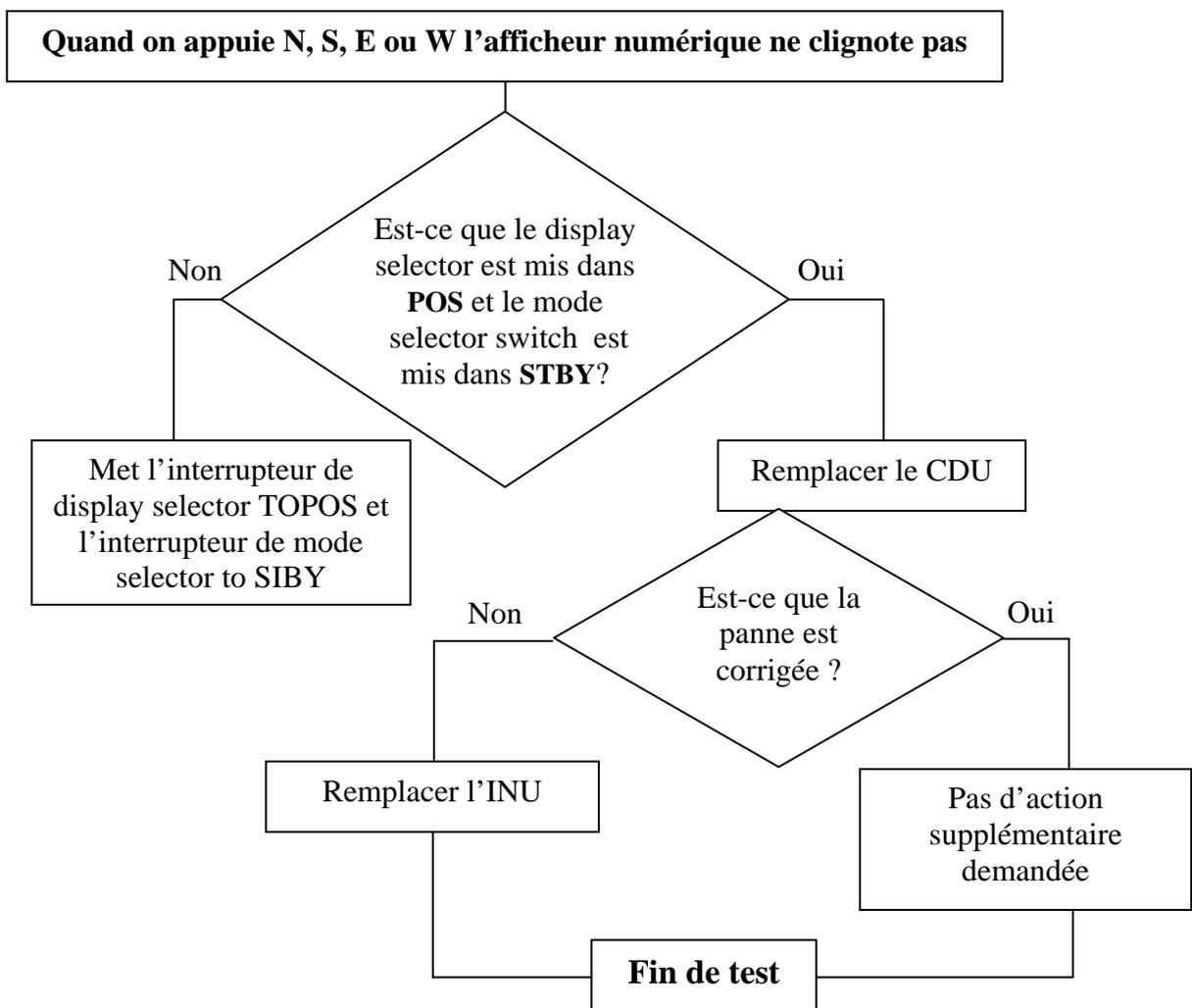


Elément 22 :**Elément 23 :**

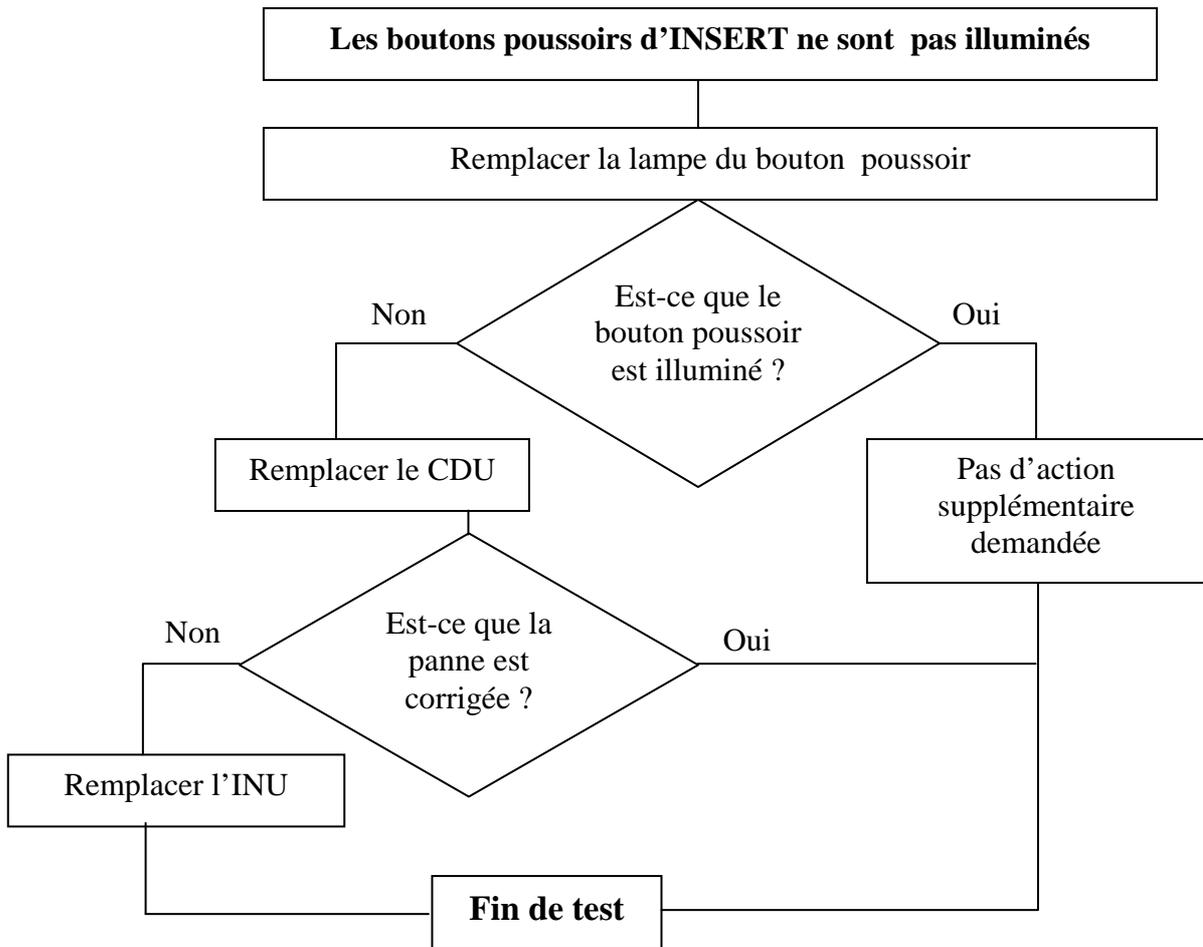
Elément 24 :



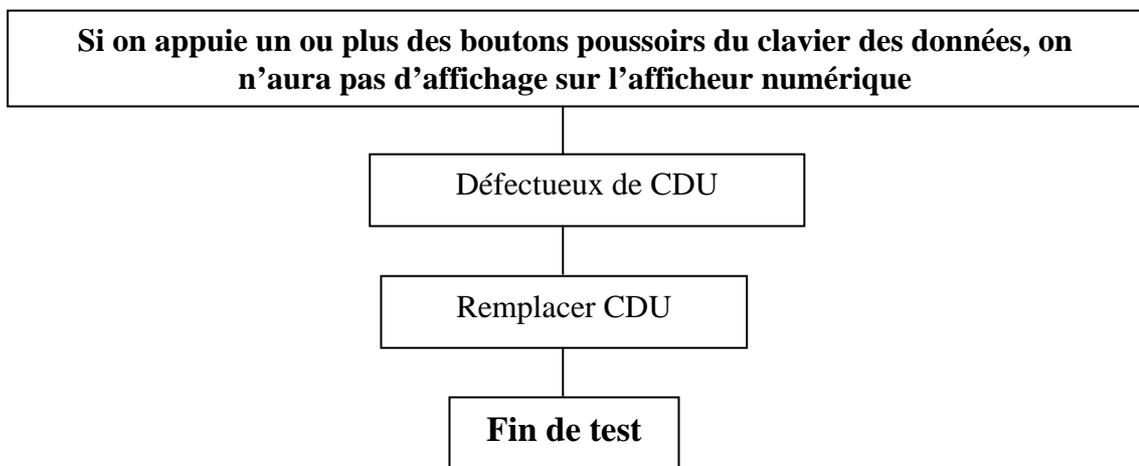
Elément 25 :



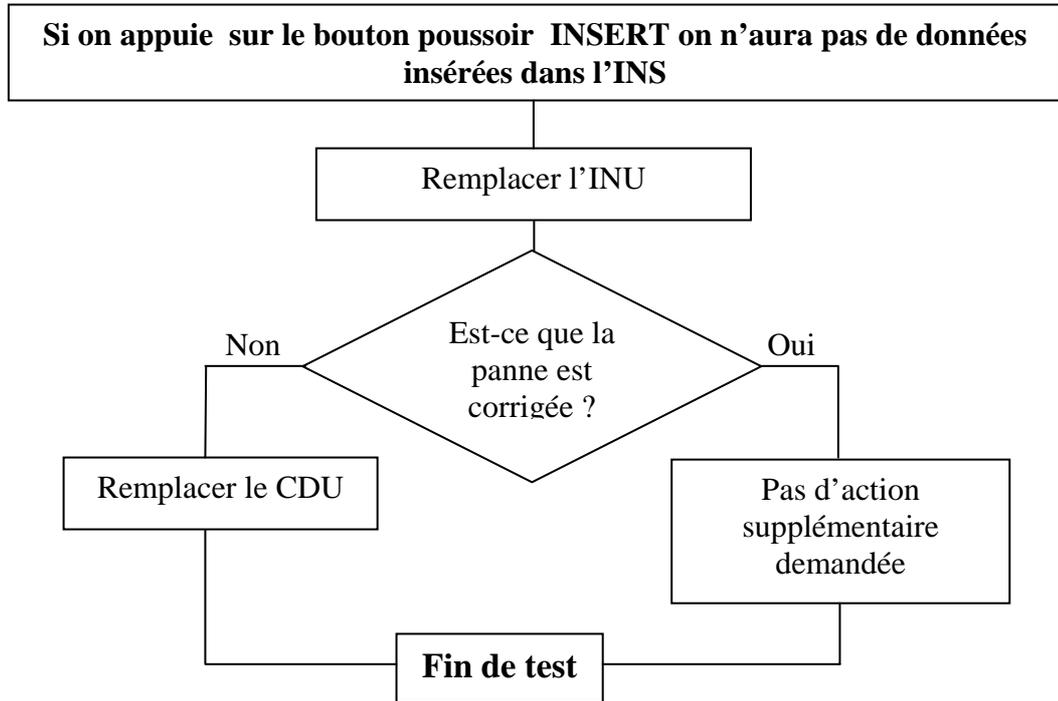
Elément 26 :



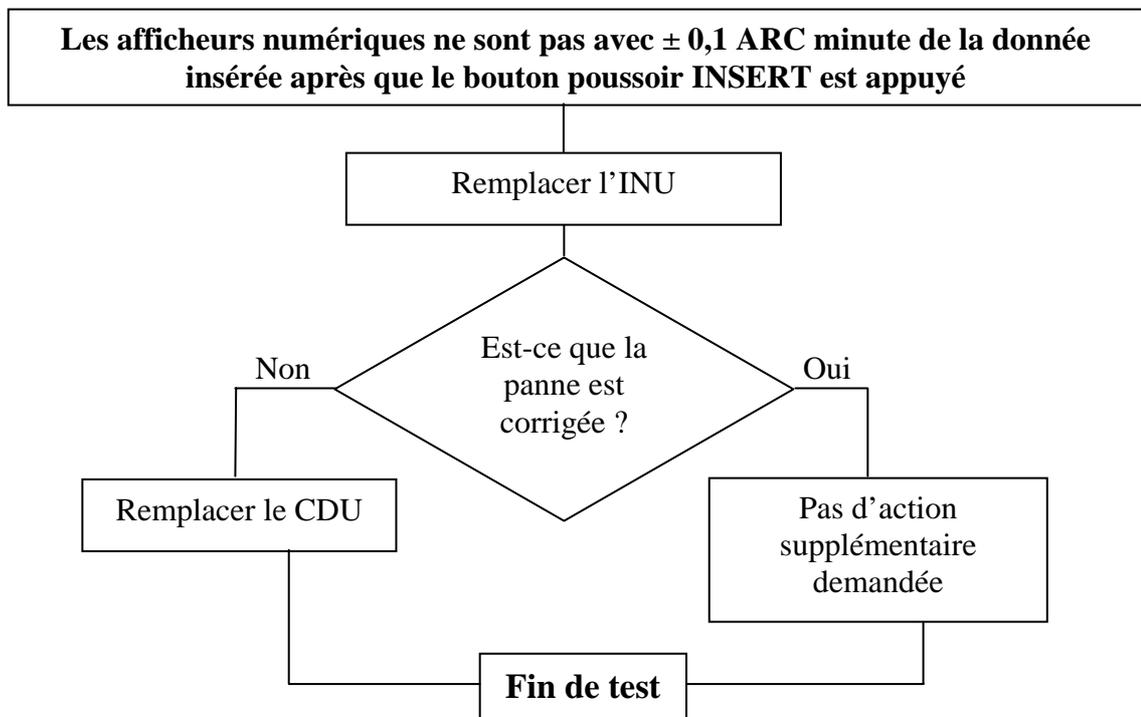
Elément 27 :



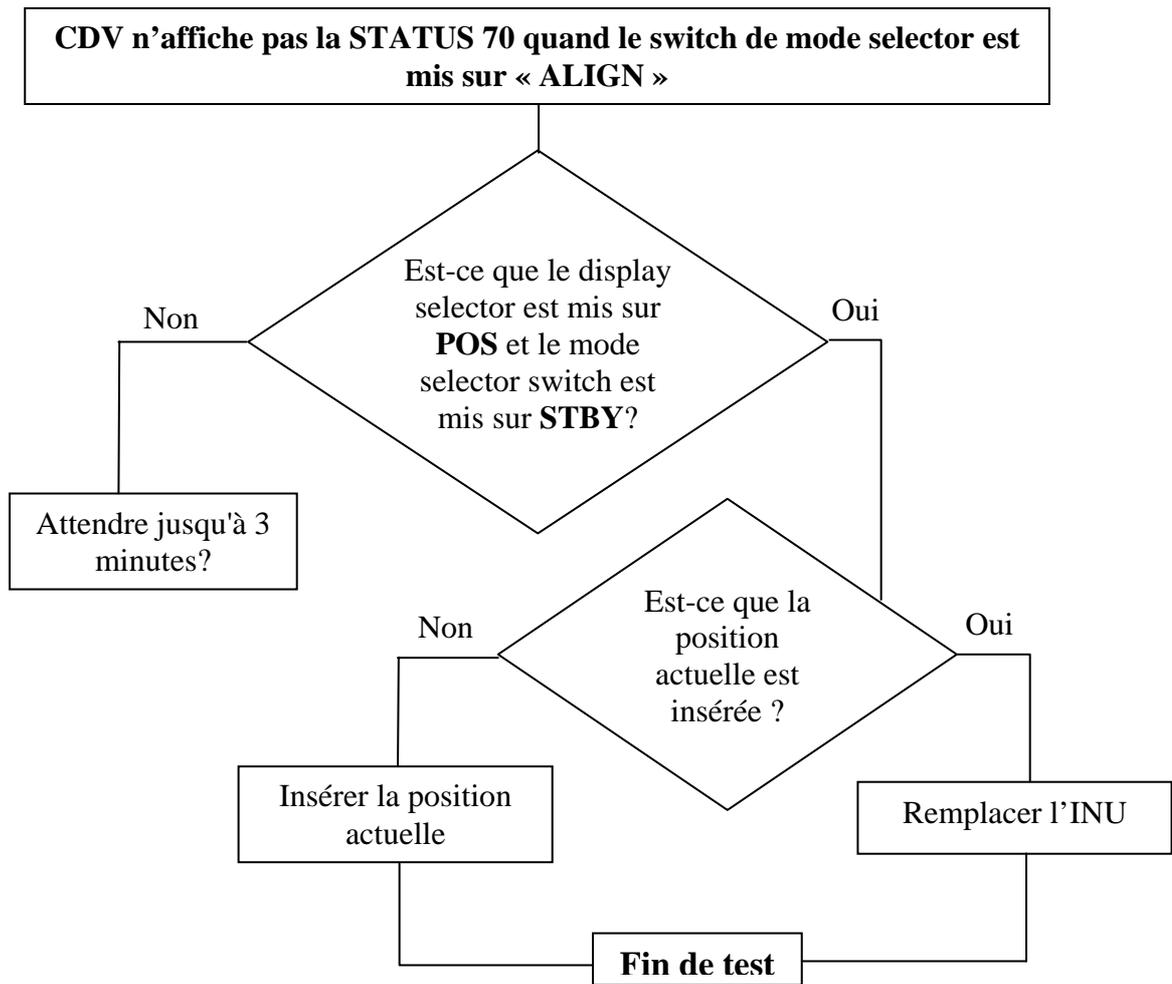
Elément 28 :



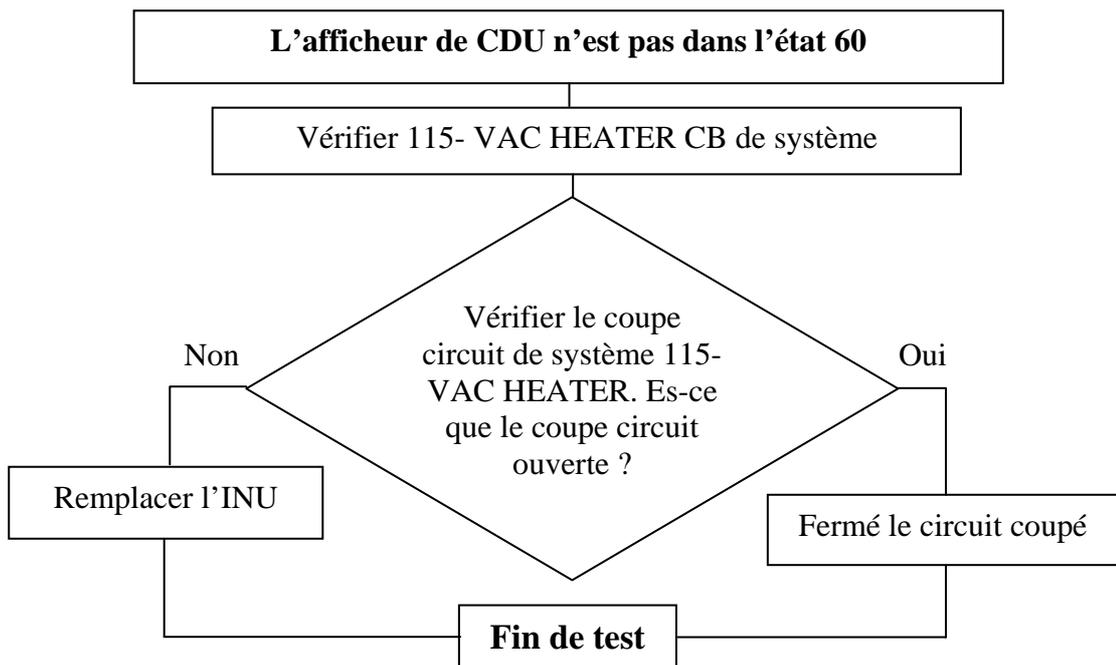
Elément 29 :



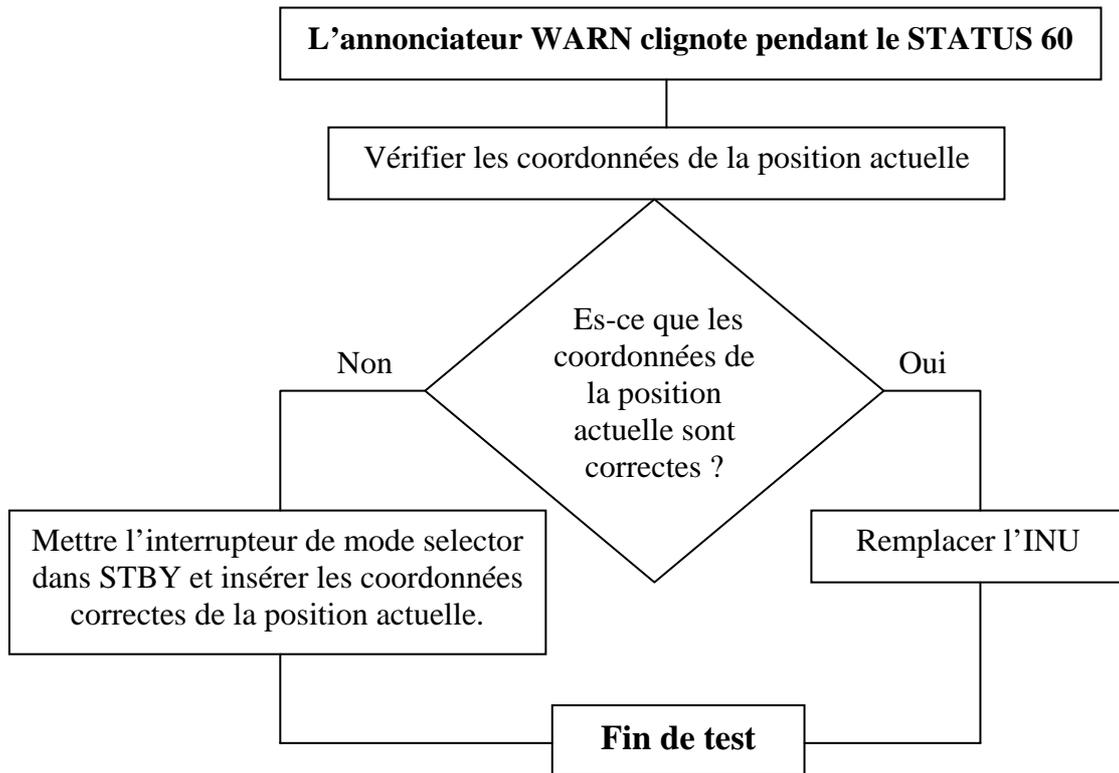
Elément 30 :



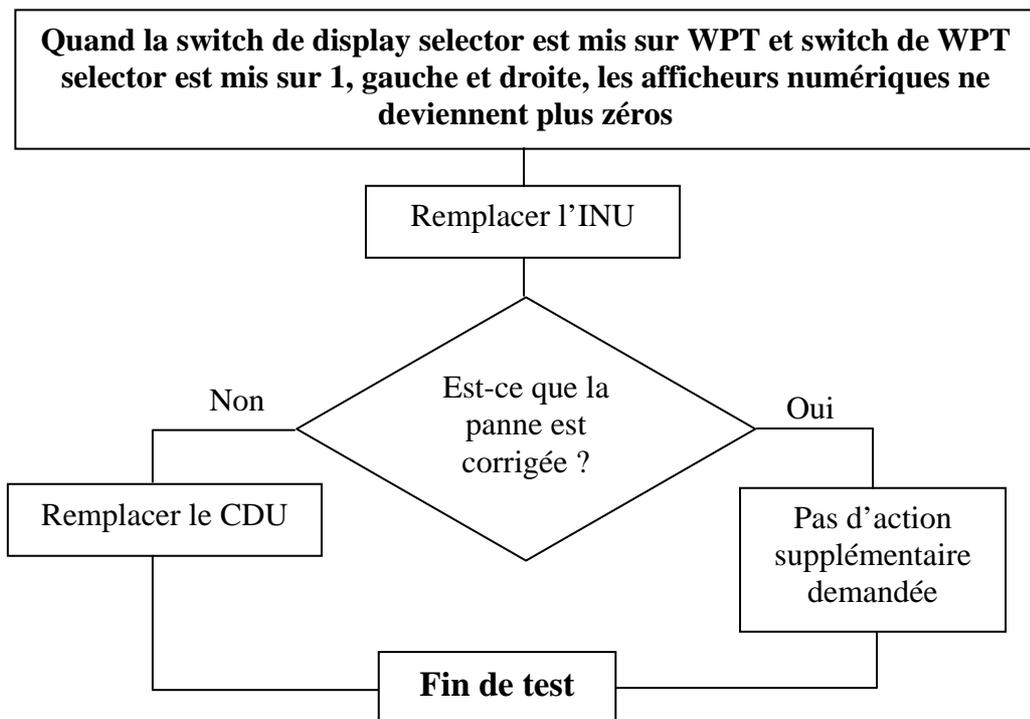
Elément 31 :



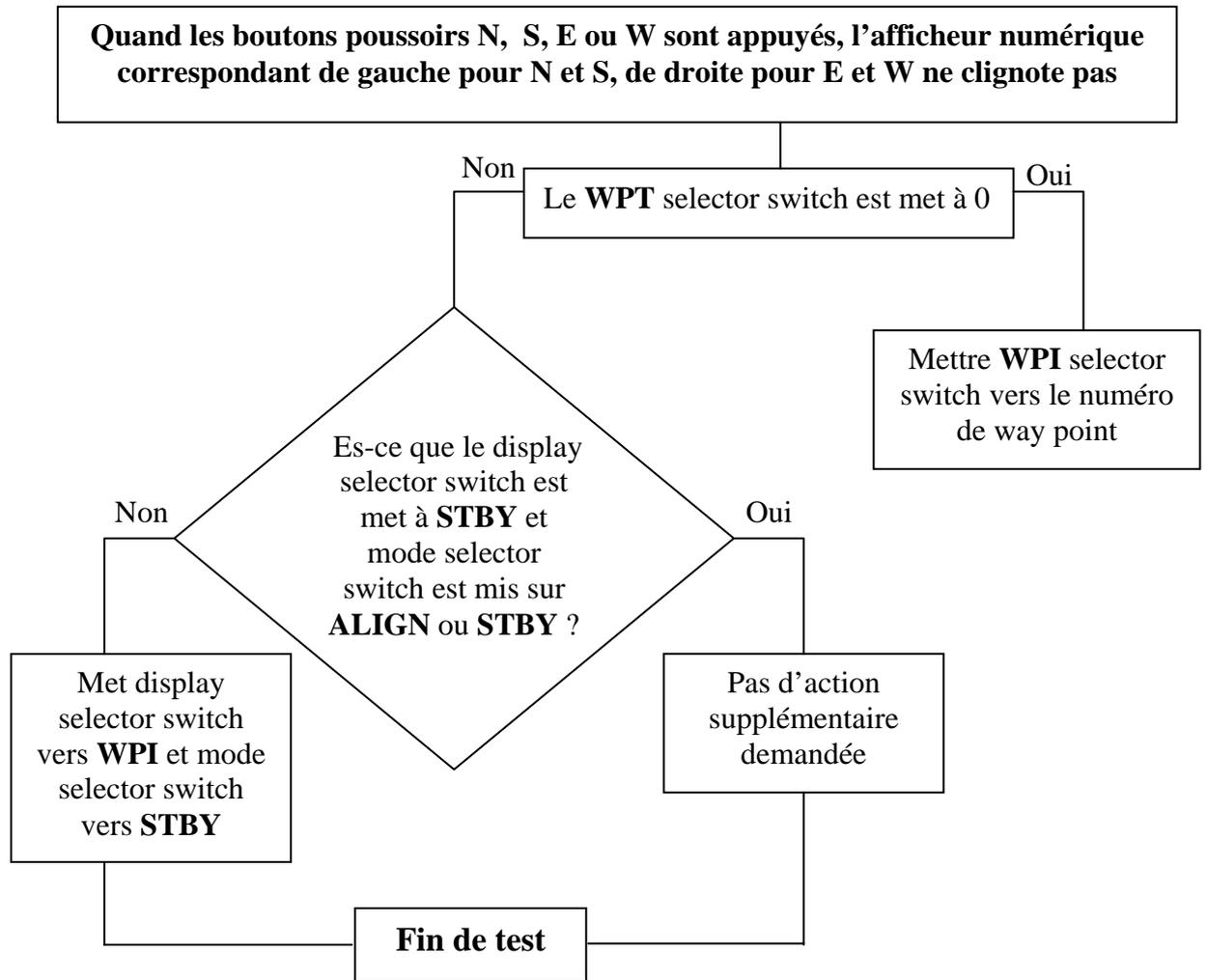
Elément 32 :



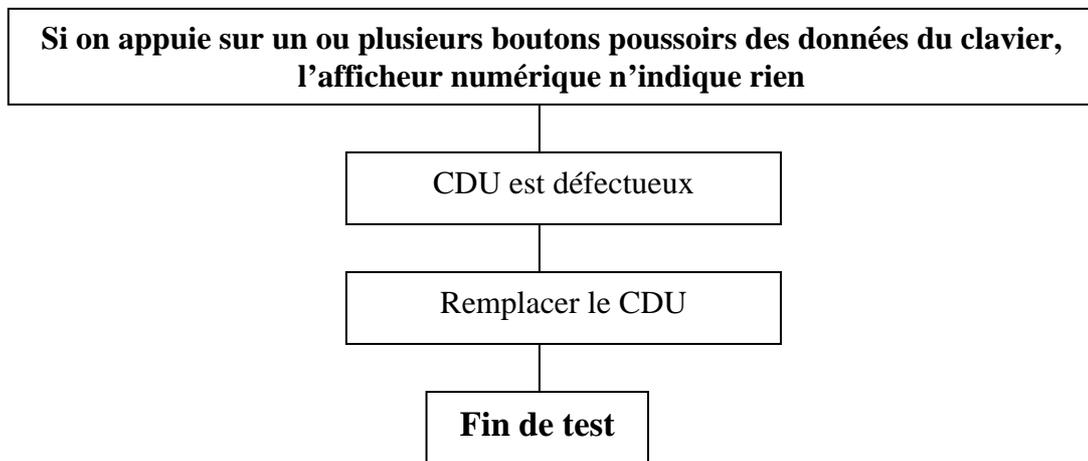
Elément 33 :



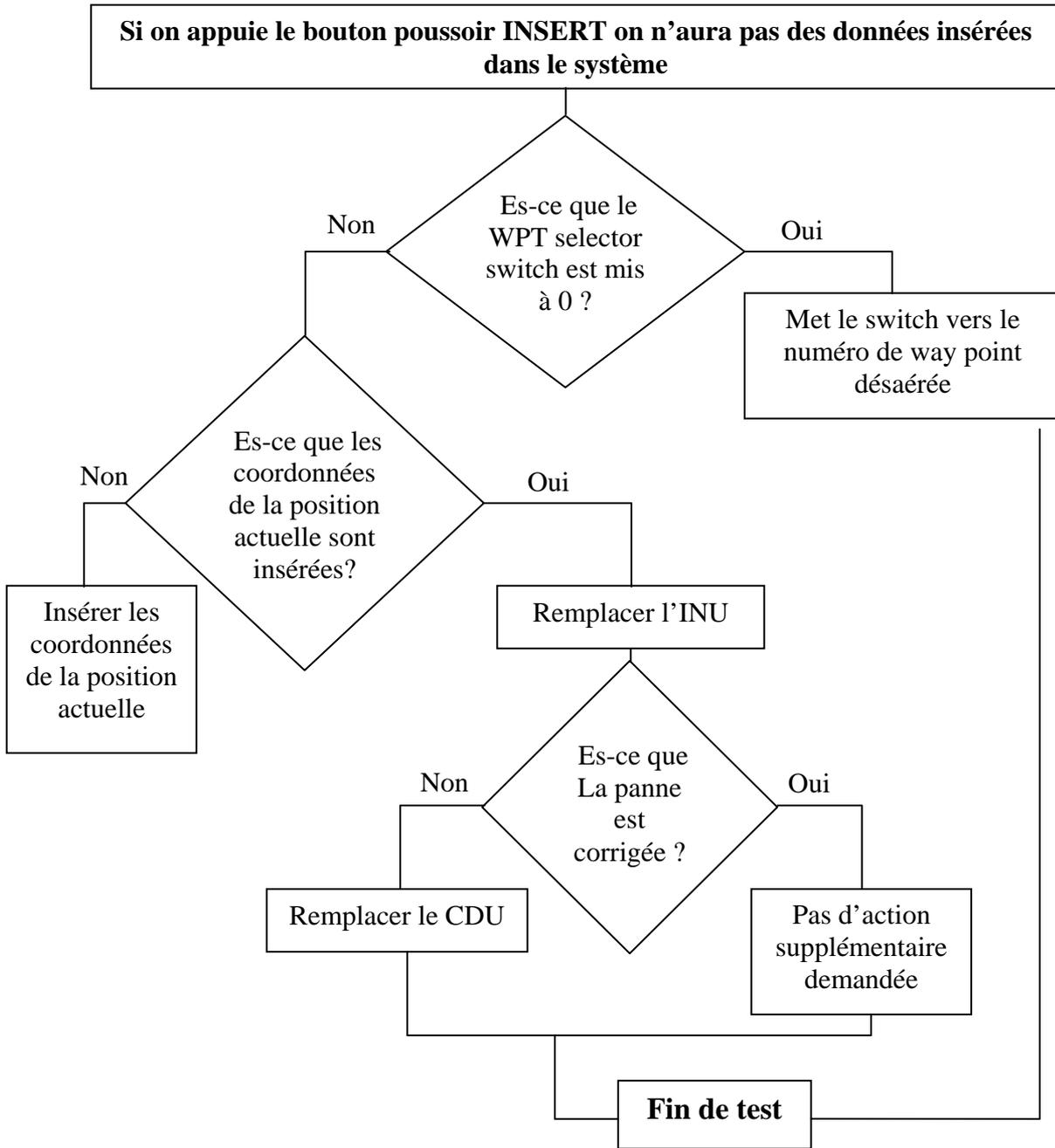
Elément 34 :



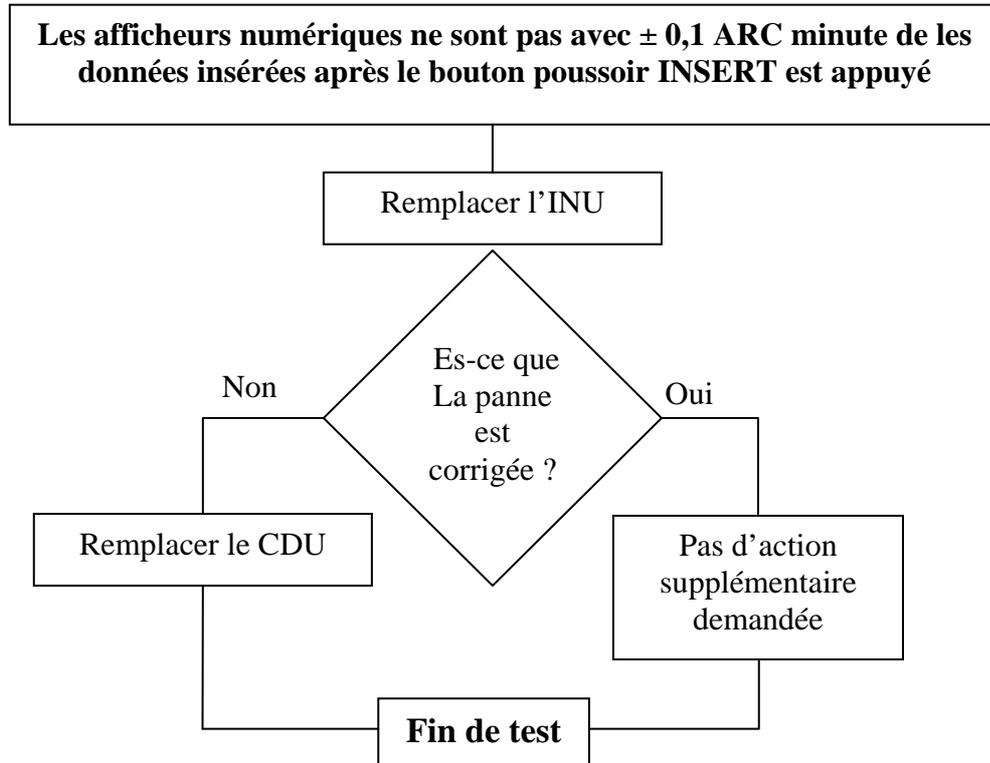
Elément 35 :



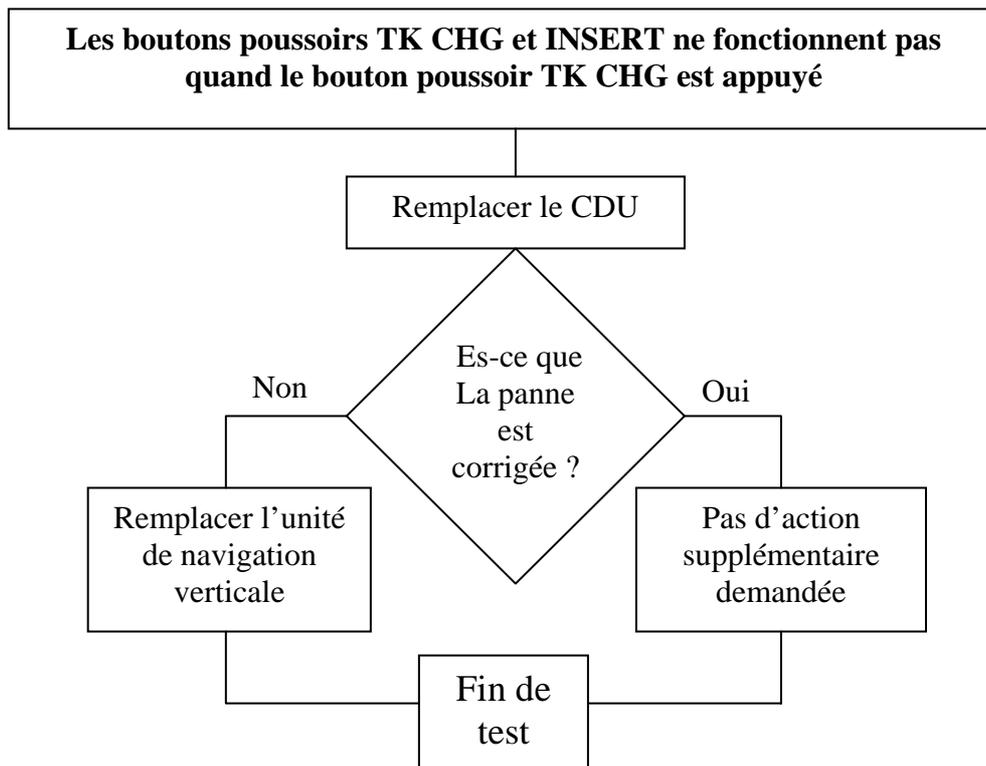
Elément 36 :



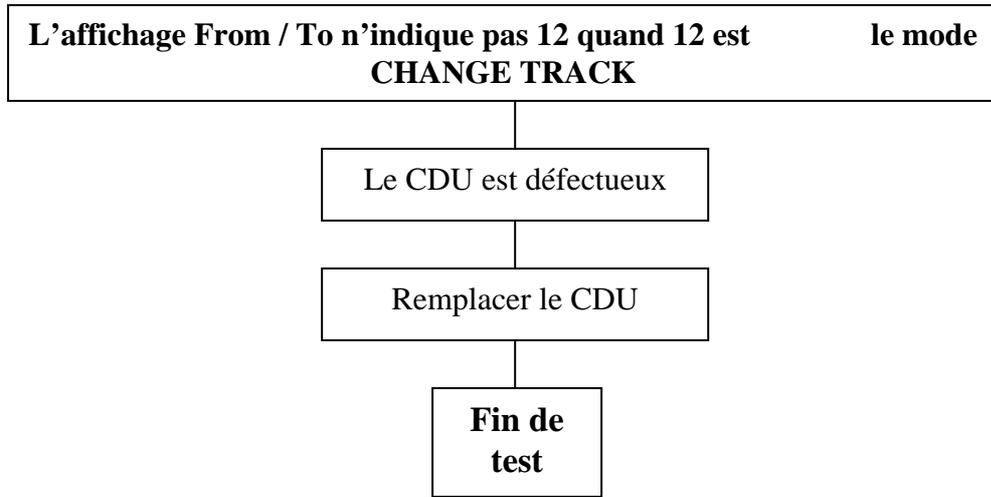
Elément 37 :



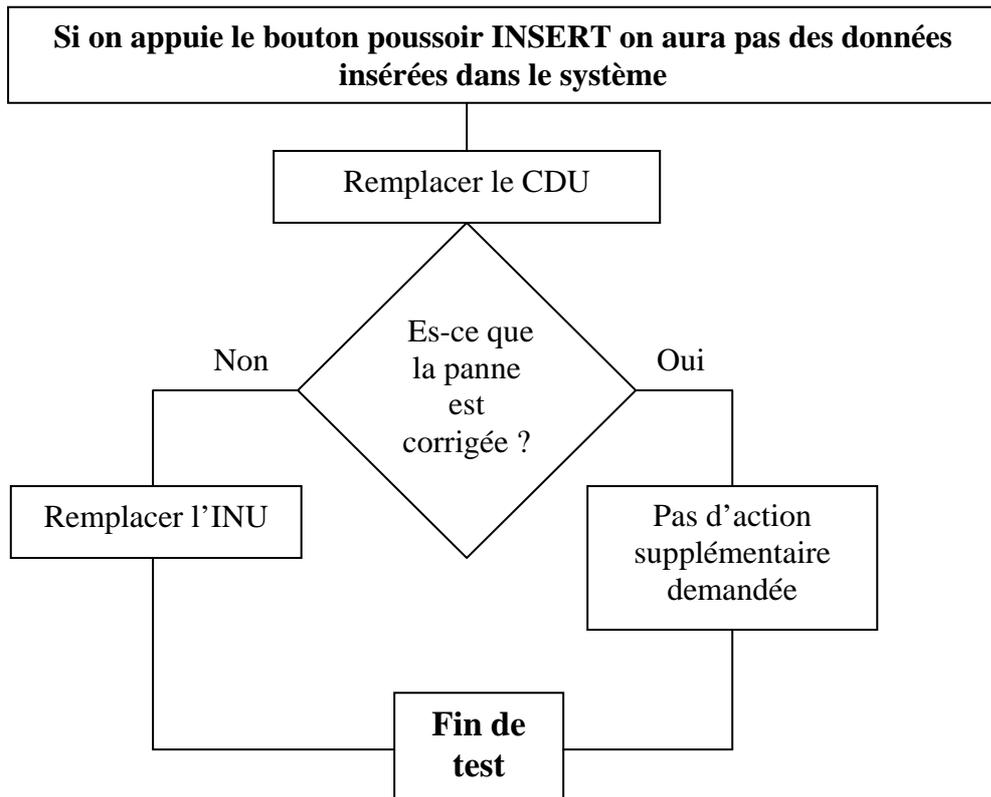
Elément 38 :



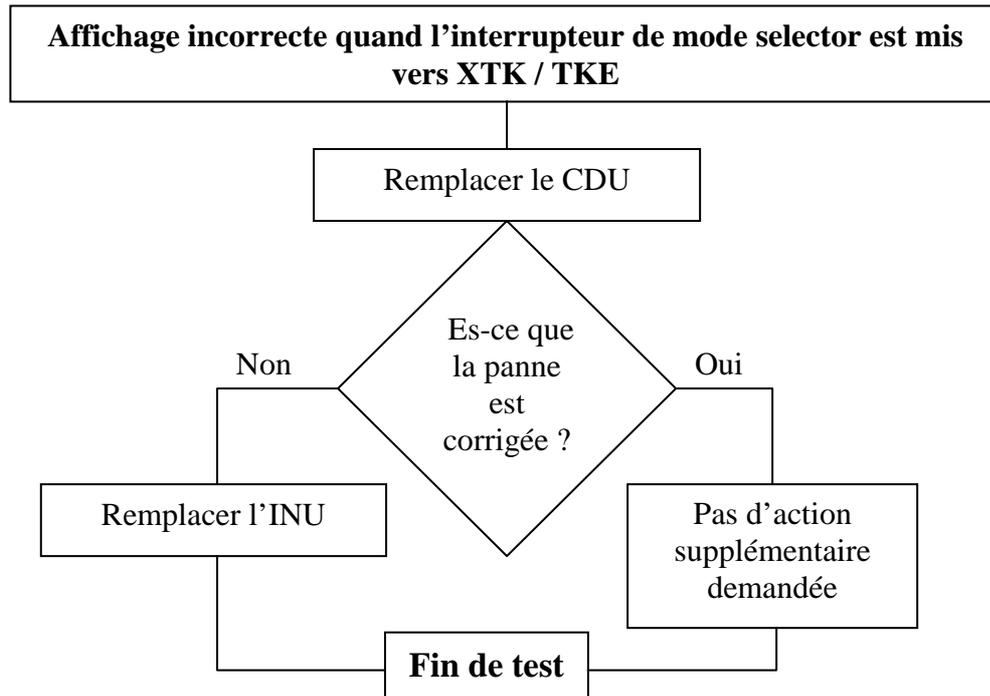
Elément 39 :



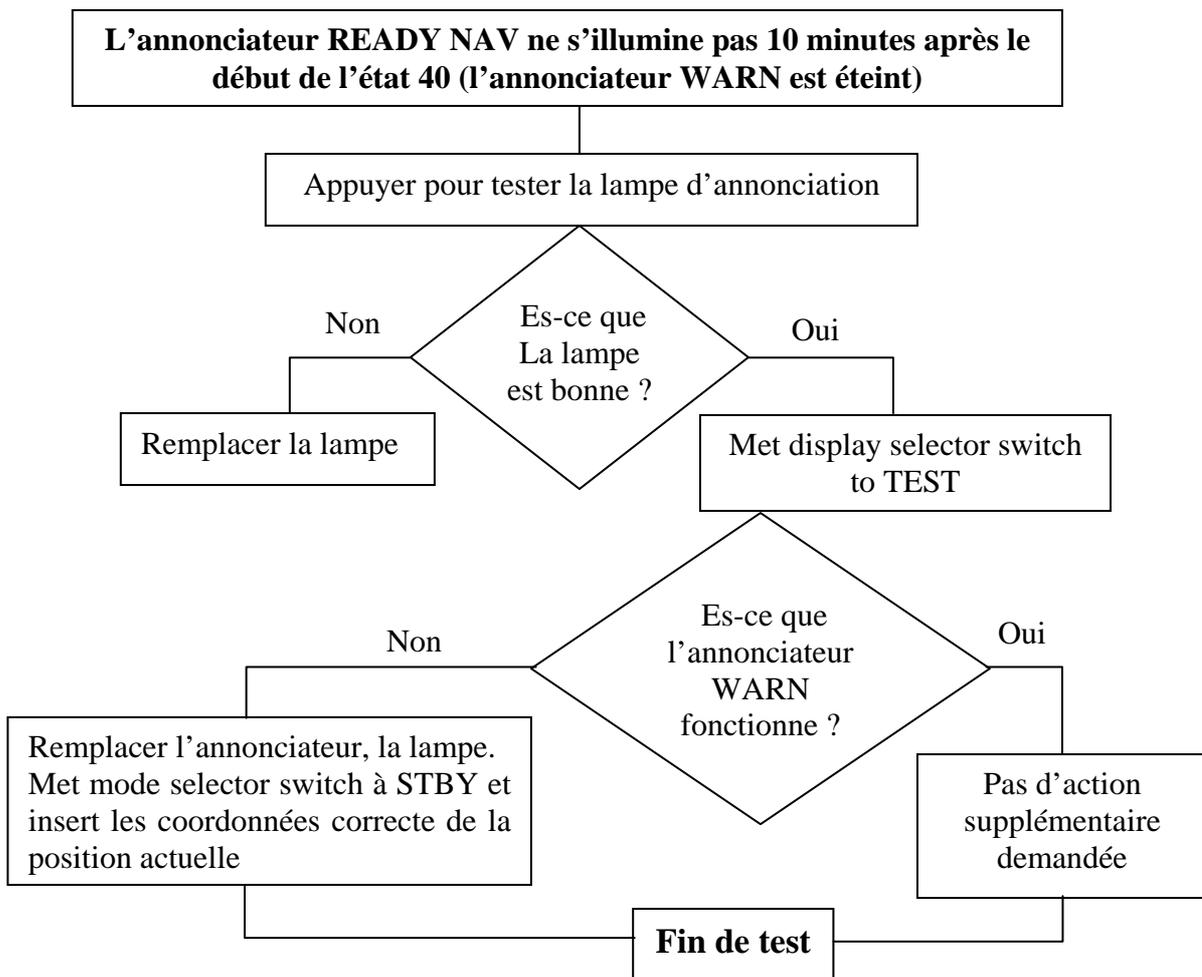
Elément 40 :



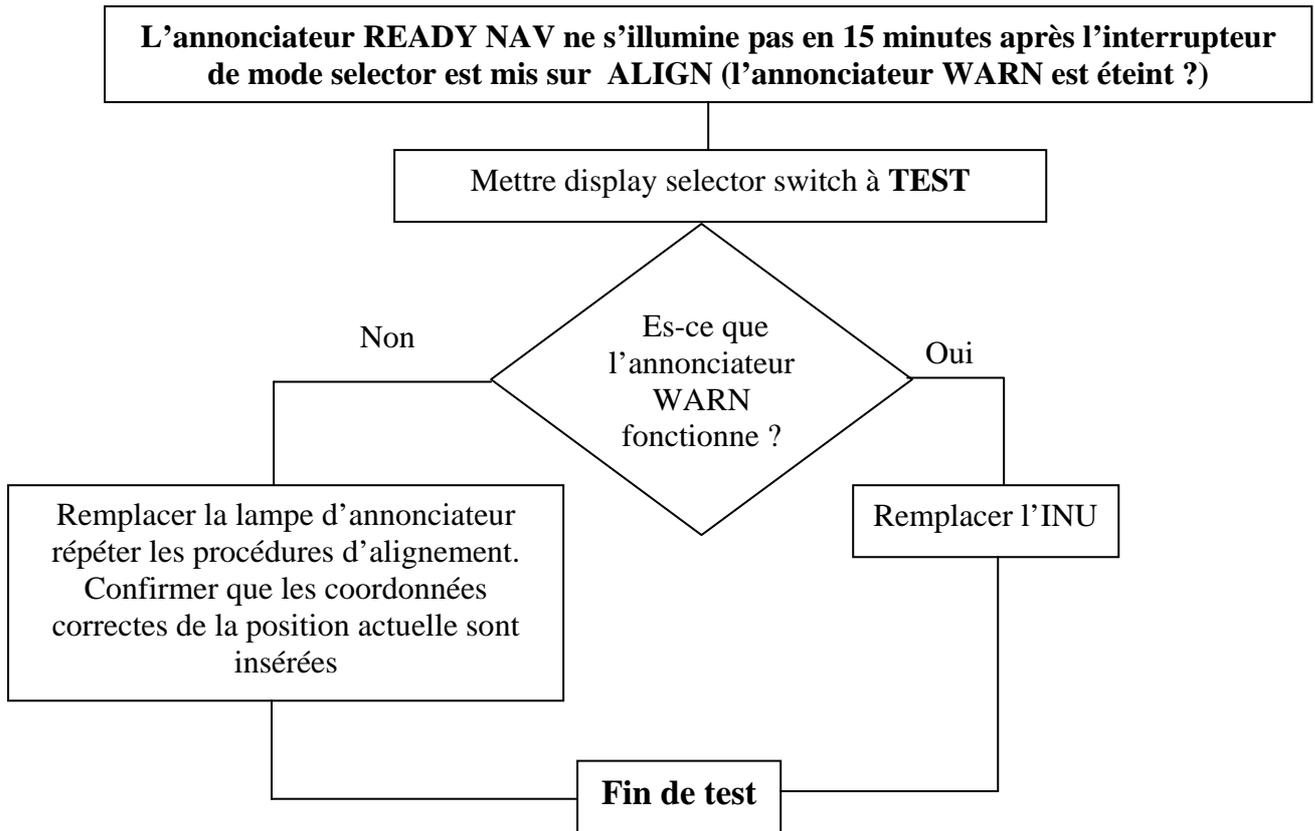
Elément 41 :



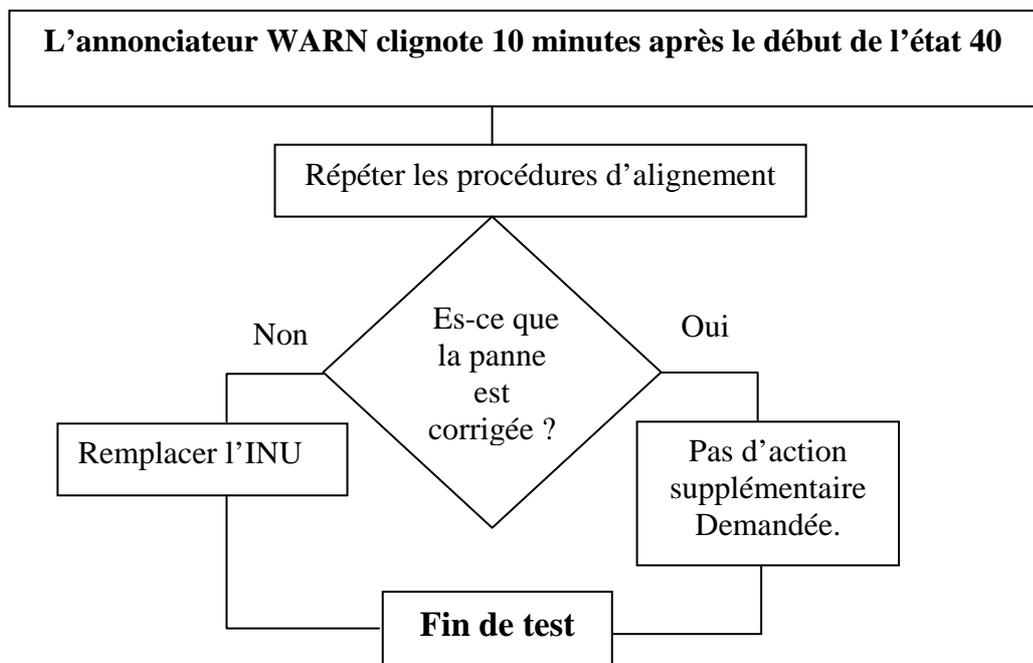
Elément 42 :



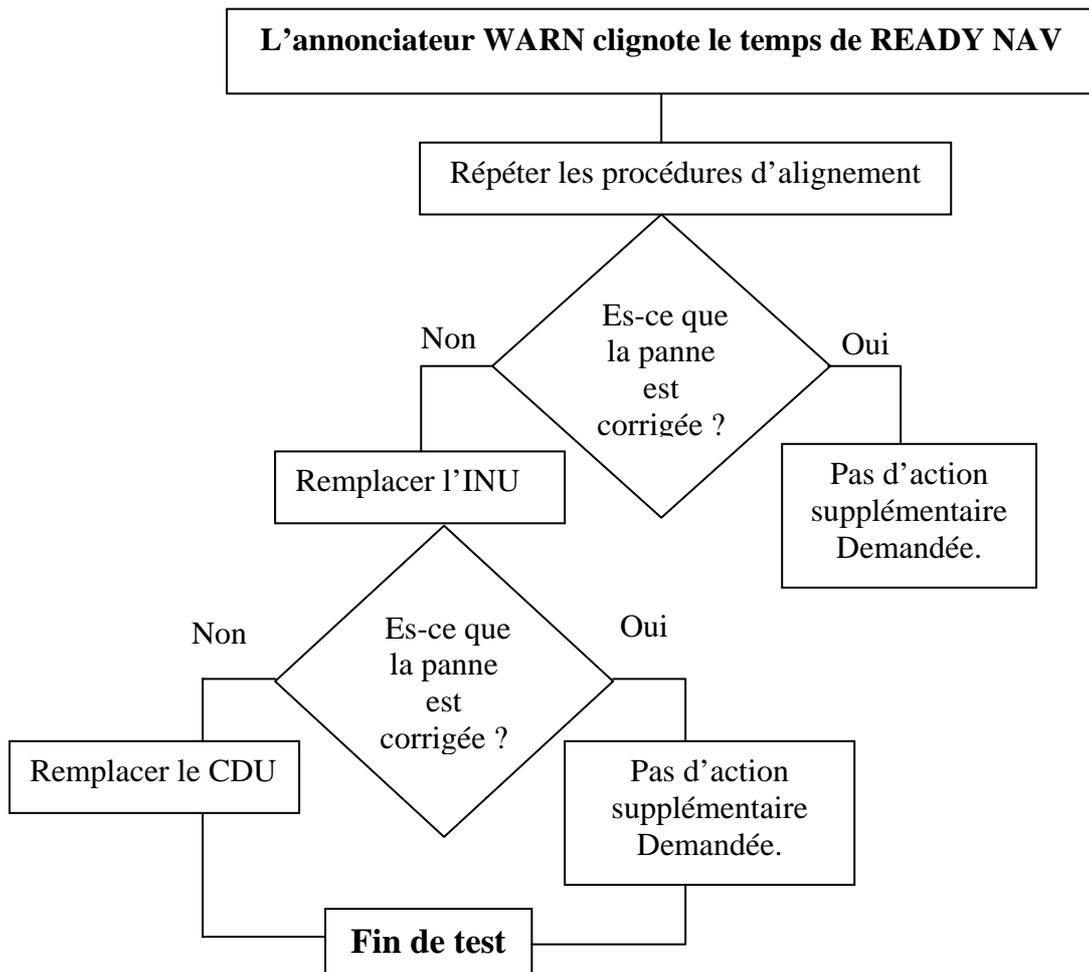
Elément 43 :



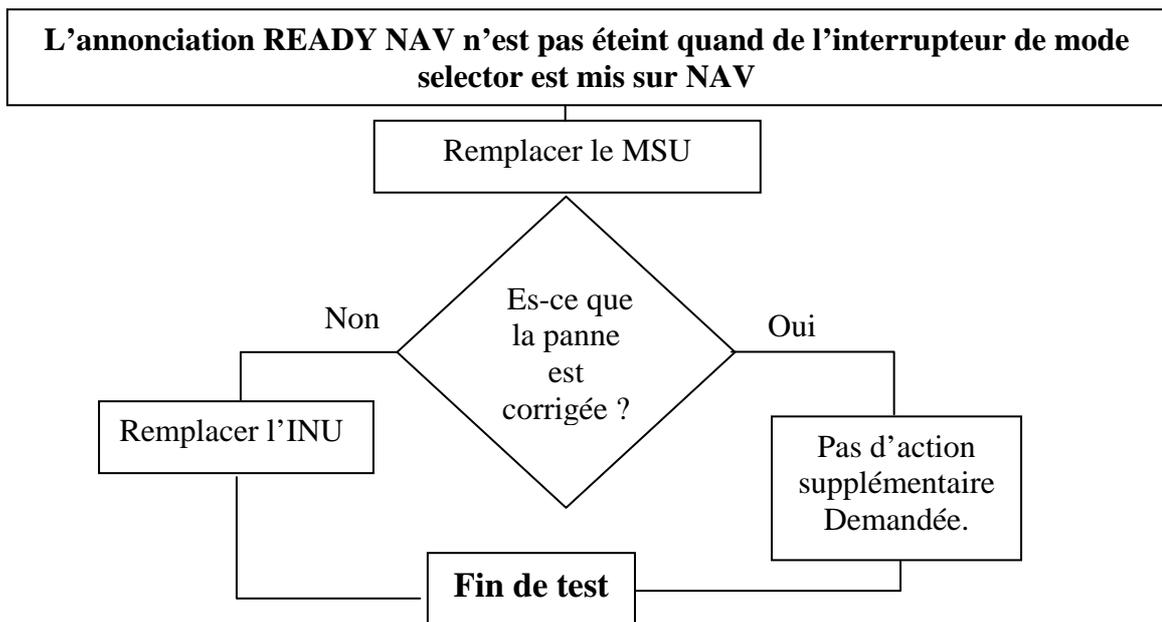
Elément 44 :



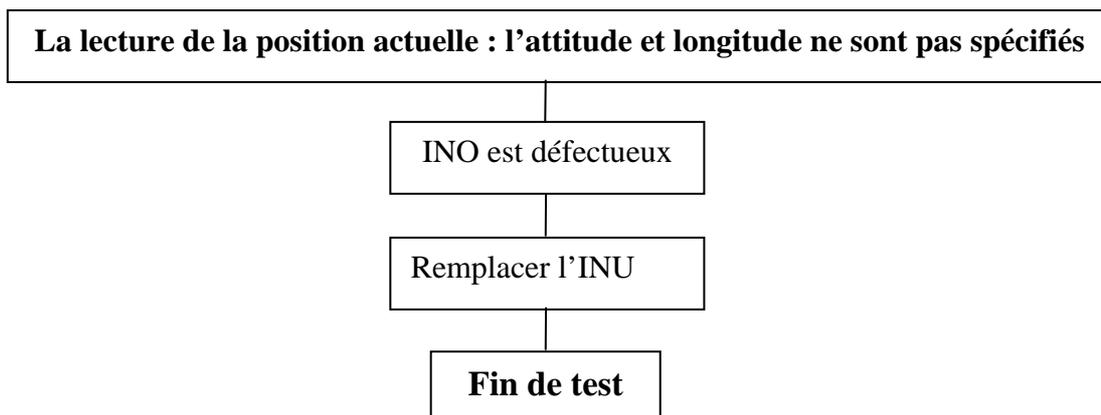
Elément 45 :



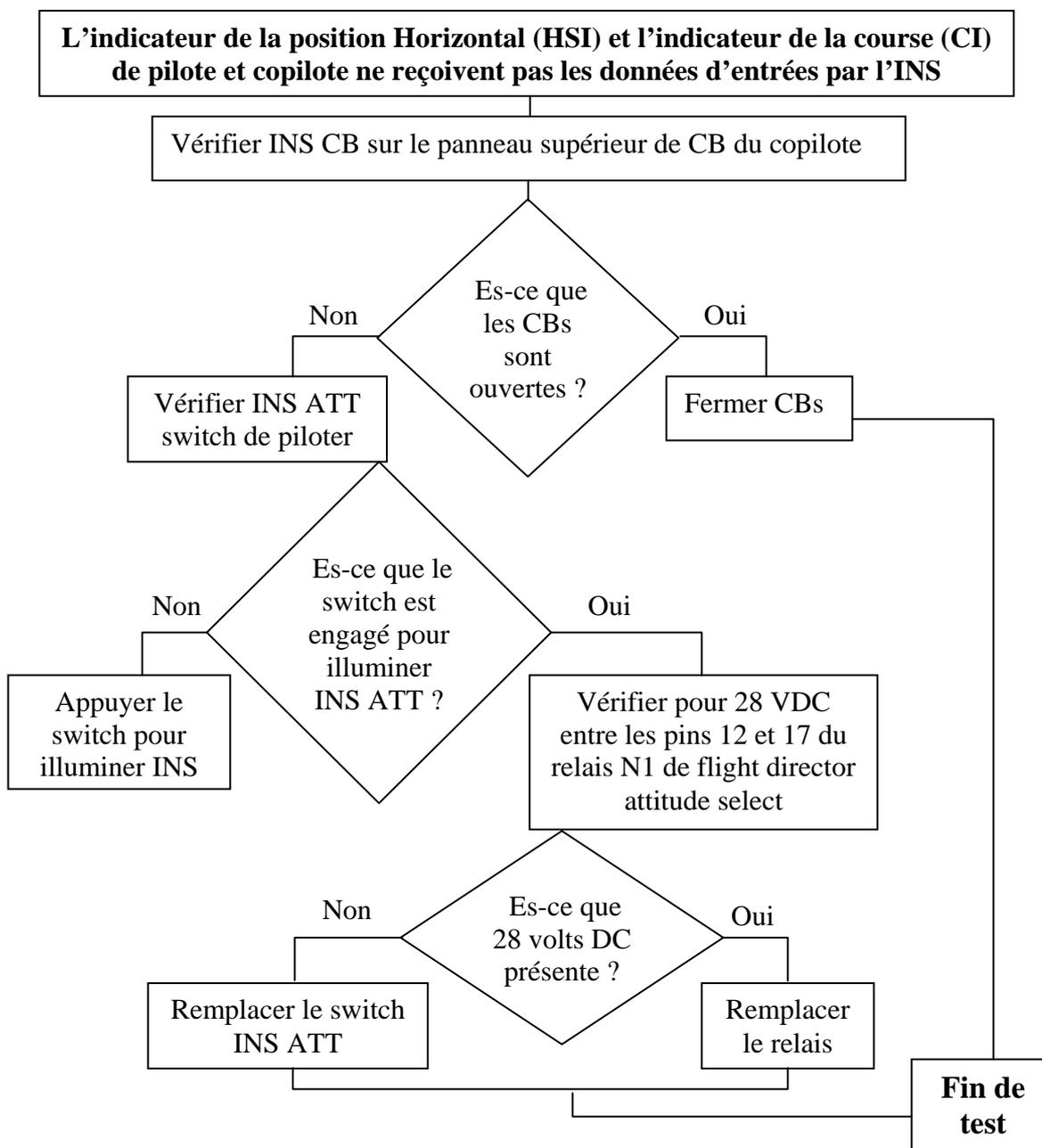
Elément 46 :



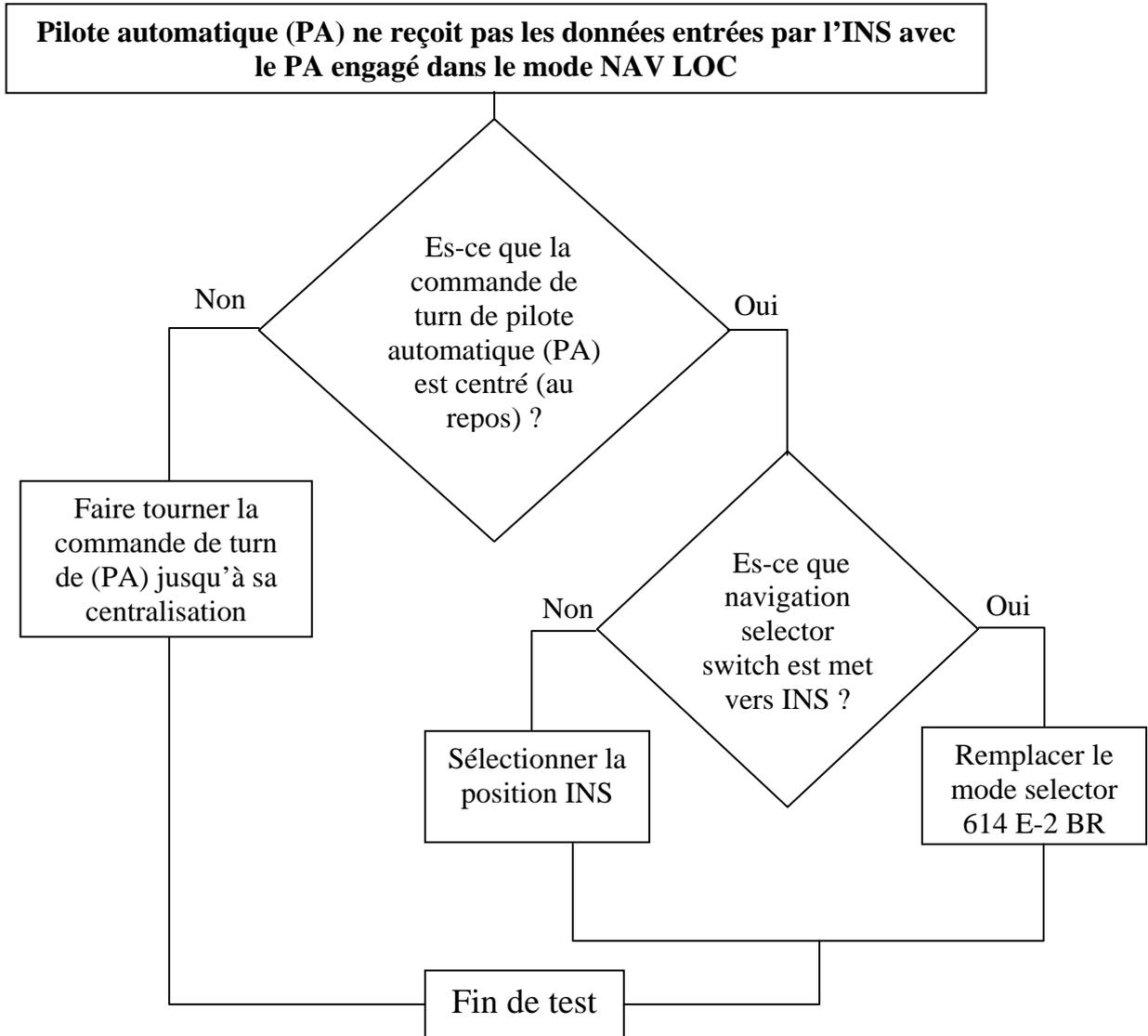
Elément 47 :



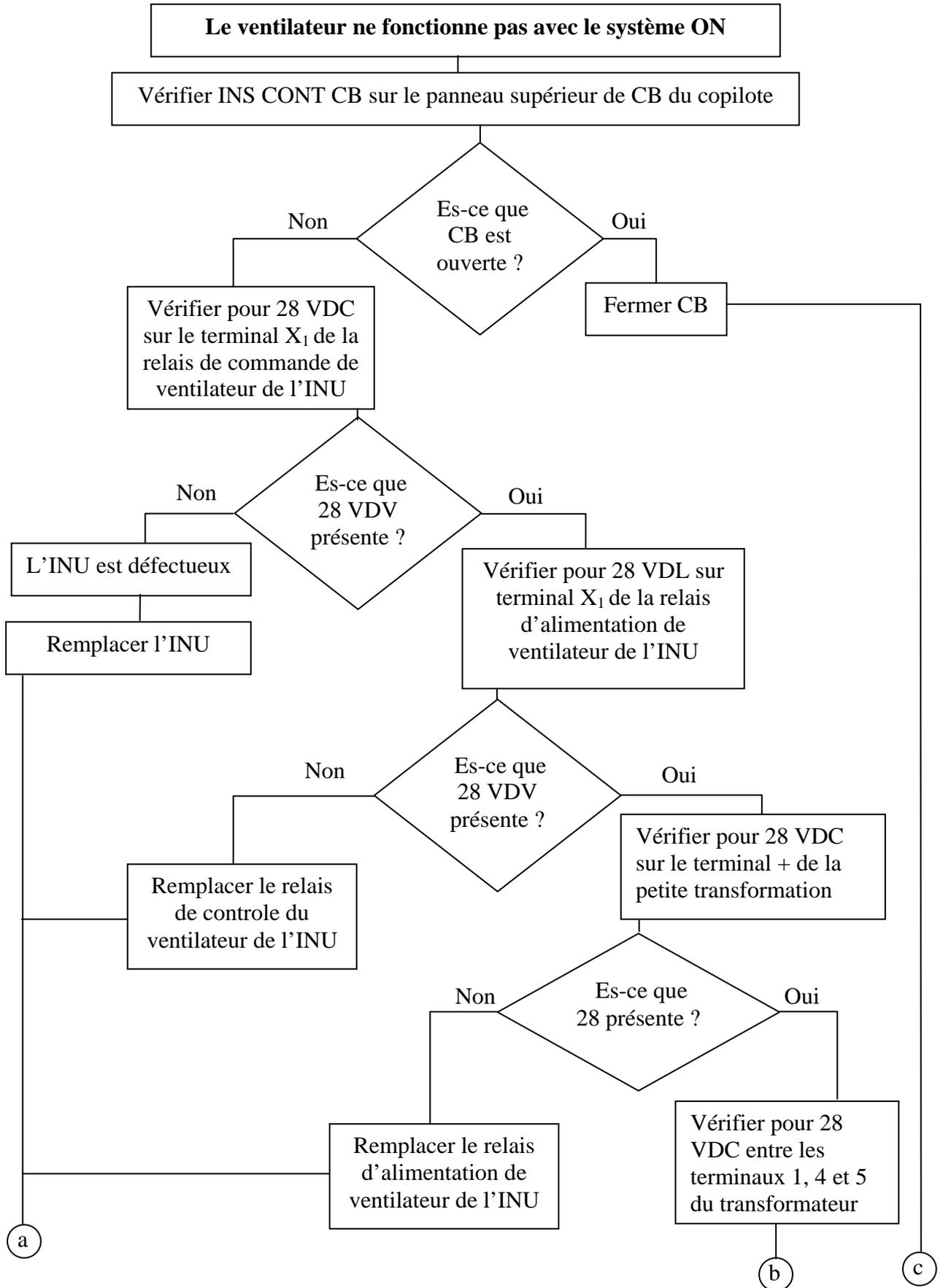
Elément 48 :

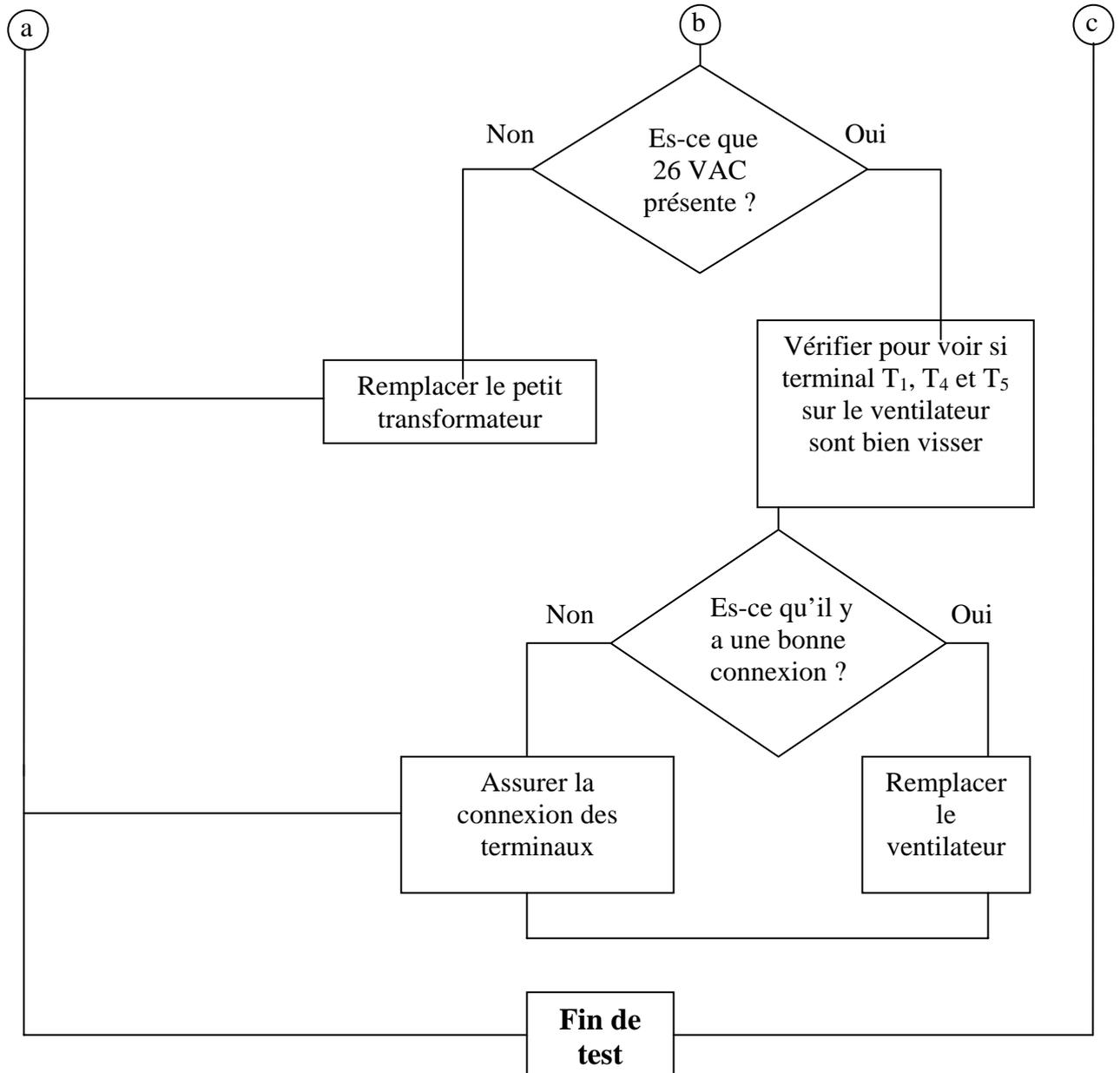


Elément 49 :

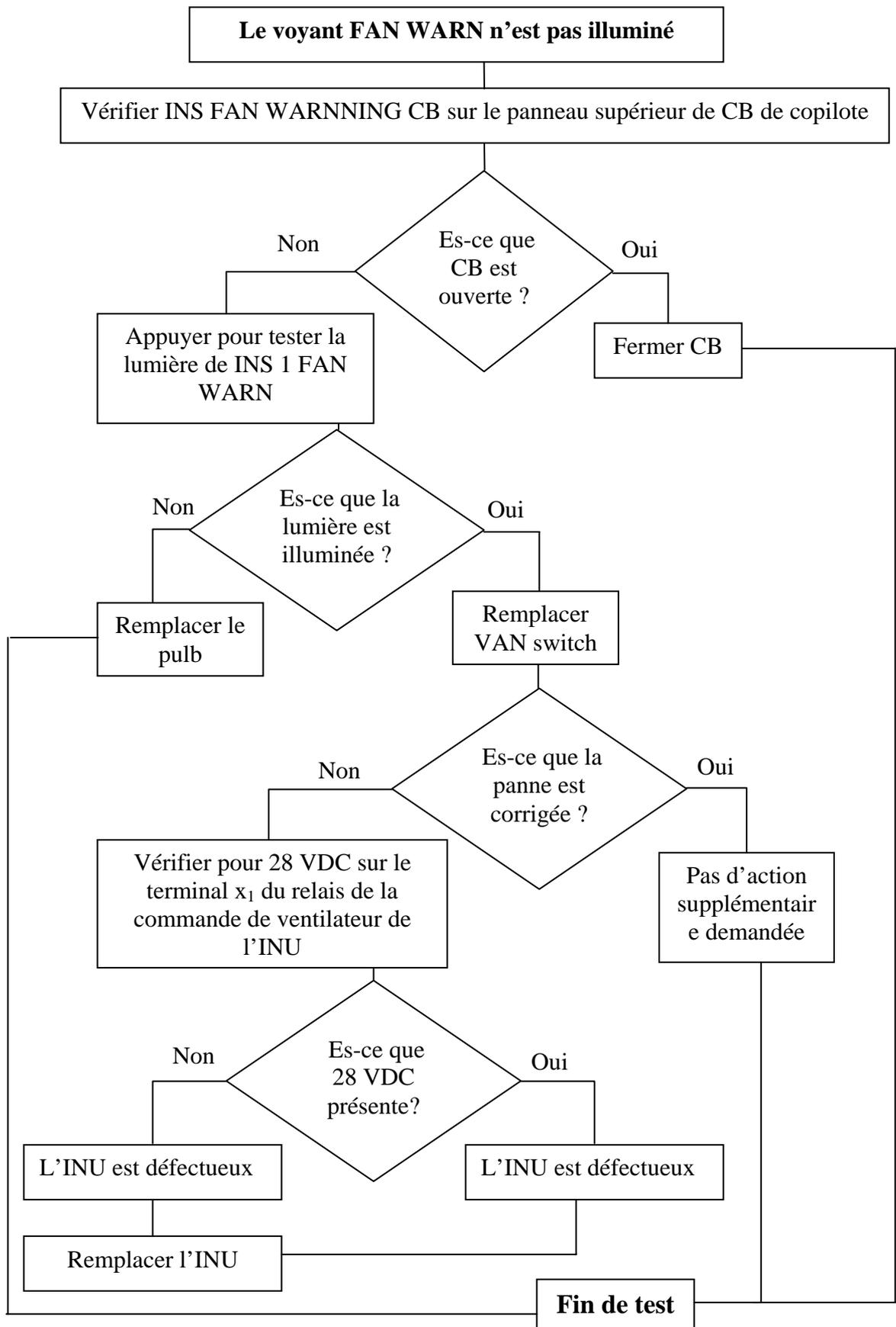


Elément 50 :

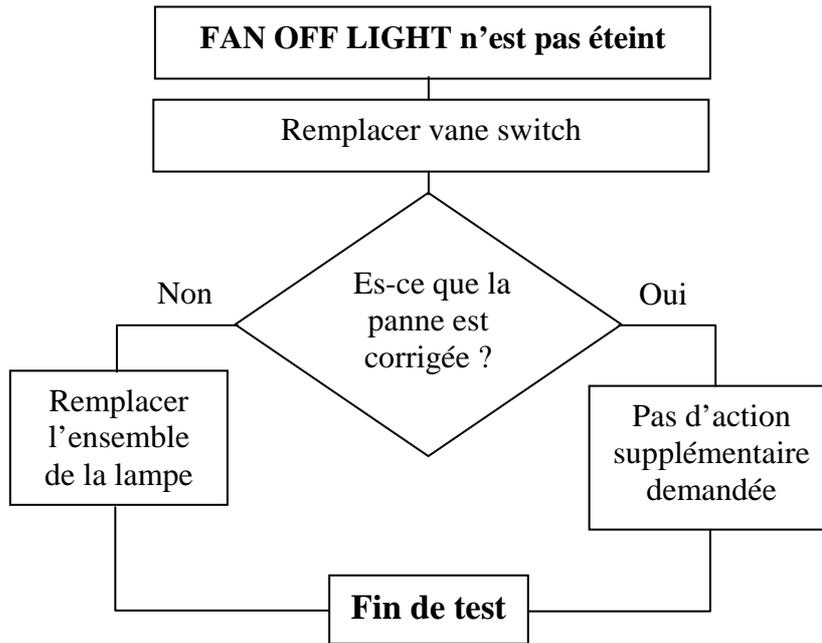




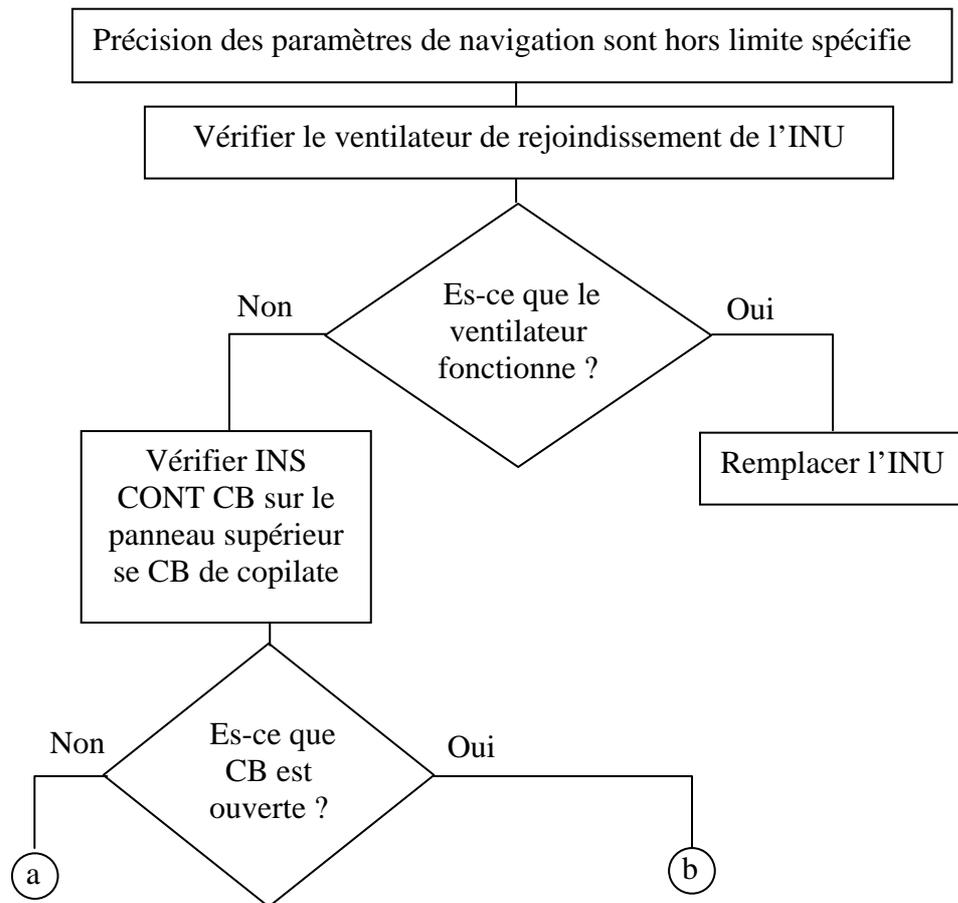
Elément 51 :

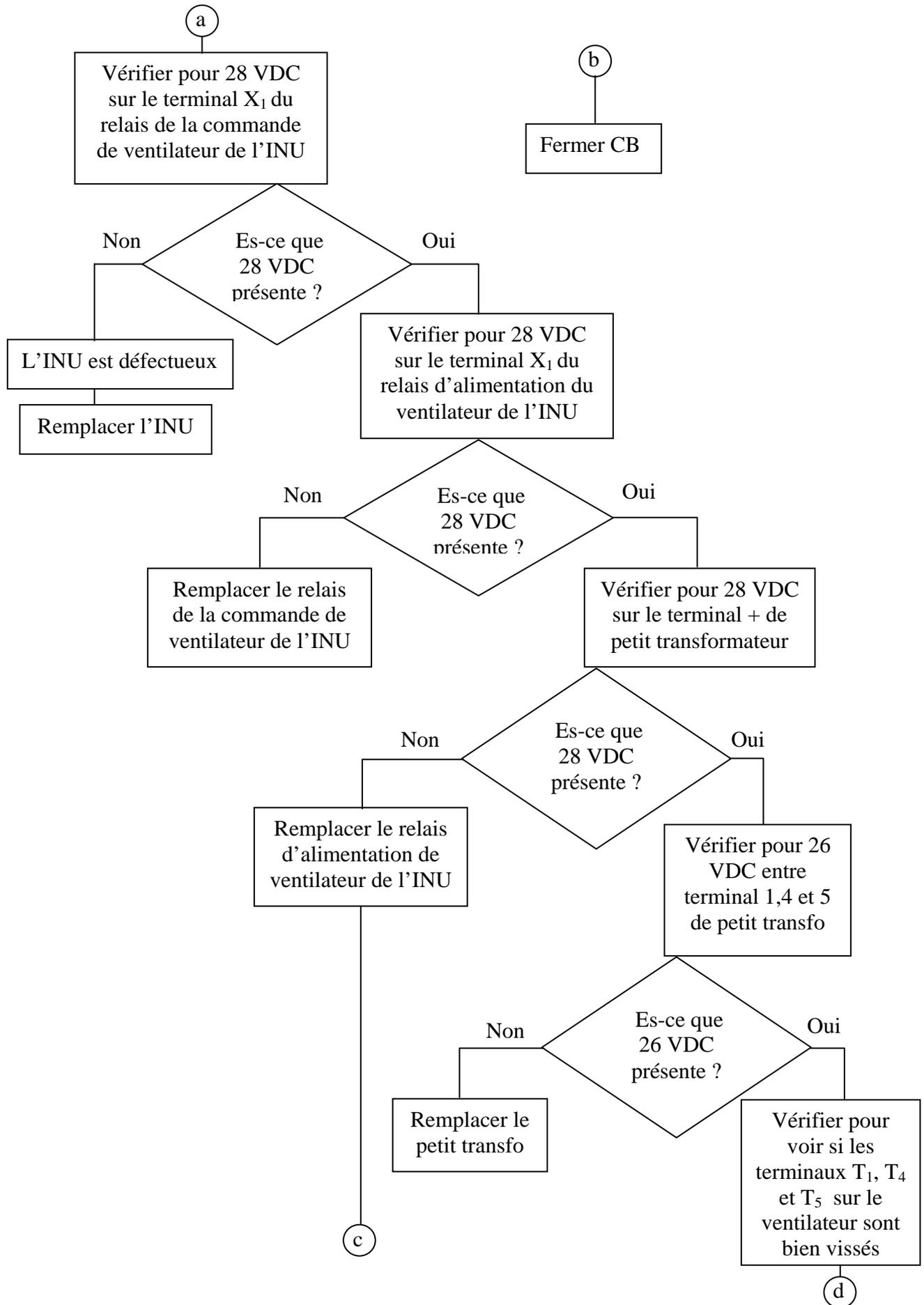


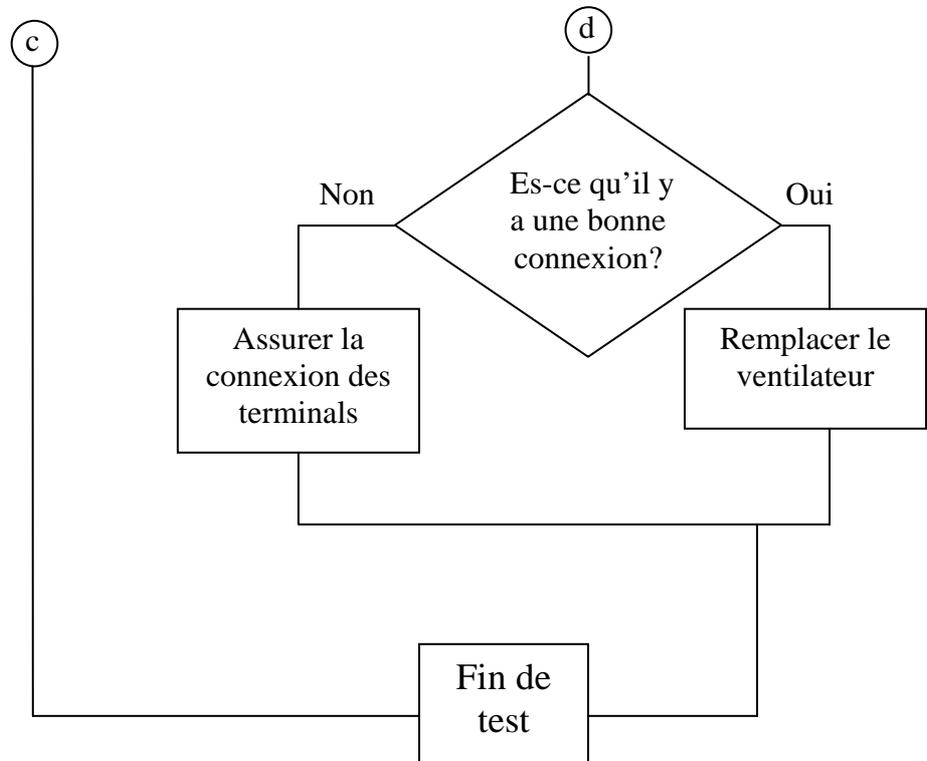
Elément 52 :



Elément 53 :







CONCLUSION GENERALE

Pour préparer ce mémoire et aboutir mon objectif destiné à l'étude et maintenance du système de navigation inertielle INS, j'ai suivi un stage au niveau la compagnie "TASSILI AIR LINE" ou j'ai pris la connaissance de ce système de navigation inertielle « INS », son principe de fonctionnement, et les différentes procédures pour la maintenance et la recherche de pannes établi dans les manuels de cette avion.

Les études proposées dans ce mémoire pouvoir être exploitée par les techniciens et contribuera à l'enrichissement des connaissances des étudiants intéressés par le domaine de la maintenance aéronautique.

Enfin, je souhaite que mon projet fera l'objet d'un support pédagogique et technique pour les futurs étudiants et à toutes personne qui s'intéresse à ce domaine d'études.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] AMM : Aircraft Maintenance Manual.
- [2] Instruments de bord,JEAN MERMOZ,CEPADUES-EDITIONS,1996.
- [3] Equipements de bord(Tomes 1et2),Y.RIBES,Ecole Natonale de l'aviation civil,1980.
- [4] Avionique,MICHEL COMBES,CEPADUES-EDITIONS,1993.