REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement superieur
et de la Recherche Scientifique

Département d'Aéronautique
Université Saad Dahleb
Faculté des Sciences de l'Ingénieur

D A B

Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme
Des études universitaires appliquées
(D.E.U.A) aéronautique
Option : Avionique

Thème

ETUDE DU SYSTEME D'AVERTISSEMENT DE PROXIMITE DU SOL «EGPWS» EQUIPANT L'AVION B737-800-NG

ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM

Entreprise d'accueil :
La Compagnie Aérienne « AIR ALGERIE »

Encadré par :
Mr. KOUIDER ELOUAHED B.
Mr. BASAID DJAMEL

Réalisé par :
BENAMRAOUI HADJ MOHAMED
DJEDDOU ADEL

Promotion :
2006-2007

بسم الله الرحمن الرحيم

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :
Ma très chère mère que j'aime beaucoup et mon père et
Qu' Allah Les protége pour moi.

Mes chers frères : Abd elkafeur, Ammar, Abd eddinne.
Mes chère sœurs : Samira, Rahima. Sabrina, Nadjate, et
Surtout Fatima.

Toute la famille que se soit de proche ou de loin qui ont toujours
Étaient à mes cotés.

A mon binôme : Adel qui a travailler vivement pour finaliser
Ce mémoire.

Mes chers amis :
Hamza ithouarthilane; R13, Fayçal, Nabil 06, Nazim, soufiqn
Mounier a tous mes amis de loin au de proche et pour la
Promotion de 2006- 2007

Tous ceux et toute celles qui occupent une place dans mon cœur

Hadj Mohamed

DEDICACES

Je dédier ce modeste travail :

A mes chers parents pour leurs grand amour, leurs Encouragements, et je leurs demande pardon pour La peine que j'ai pu leurs causes.

A mes très chères férues : Ahamde, Salah, Abd razahke, Nadir, Abd azize et notre bibe raidh.

A mes très chère sœurs : Fatima, Samira, et surtout Jaouse. Toute la famille que se soit de proche ou de loin qui ont Toujours étaient à mes cotés.

A mon binôme : Mouhe qui a travailler vivement pour finaliser Ce mémoire.

Mes chers amis :

Nazim me copine de chambre, Hamza qui ma encourage pour Faire ce travail et Nabil de Bejaia et M17.

A tous mes amis de loin au de proche et pour la promotion de 2006- 2007

Adel

REMERCIEMENTS

*Nous remercions notre **Allah** qui nous a donné le courage, la patience, la capacité et la volonté pour pouvoir accomplir se modeste travaille.*

Nous remercions également notre promoteur Monsieur KOUIDER ELOUAHED pour son aide ainsi à notre co-promoteur Monsieur BSAIDE DJAMELA pour ces conseils judicieux tout au long de la période d'encadrement

Un grand merci au : Mr GOUMIDA REDHA de la base de Boufarik

Ainsi nous remercions tous le personnel de la compagnie AIR ALGERIE et surtout à Monsieur GAUOITE MOHAMED à Mr NOURDIN et Mr Fayçal pour leurs aides.

Nous désirons remercier vivement les membres du jury, sons oublier tous les professeurs de l'institut d'aéronautique de blida.

Que tous ceux qui ont contribuées au bon déroulement de notre travail en soient remercie.

Résumé

Le travail proposé, consiste à étudier le système d'avertissement de proximité du sol « EGPWS » équipant l'avion B 737-800 NG, qui est considère comme une sorte d'ordinateur de bord servant à renseigner et alerter le pilote sur la position et les mouvements de l'avion par apport au sol à chaque instant, par des messages auditifs et visuels. Il s'agit donc de reproduire l'environnement de l'avion en plein vol.

Pour atteindre cet opjectif on a présenté une description du système EGPWS ; par la suite les déférents modes d'opération et principe de fonctionnement de chaque mode ; et enfin on a défini les opérations de maintenance effectuées pour ce système.

Summary

Work suggested, consists in studying the ground proximity warning system «EGPWS" equipping the plane B 737-800 NG, which east regards as a kind of computer of edge being used for informing and alerting the pilot on the position and the movements of the plane by contribution on the ground at every moment, by auditive and visual messages. It is thus a question of reproducing the environment of the plane in full flight. To reach this opjectif one presented a description of system EGPWS; thereafter deferent modes of operation and principle of operation of each mode; and finally one defined the maintenance actions carried out for this system.

ملخص

العمل المقدم يتلخص في دراسة نضام إنذار عن قرب من سطح الأرض، المجهز في الطائرةB-737-800-NGالذي يعتبر نوع من الحاسوب الإلكتروني للوحة القيادة المستعمل في إعطاء المعلومات وإنذار قائد الطائرة على وضعية و حركة الطائرة بالنسبة لسطح الأرض في كل وقت وهذا باتخاذ رسائل سمعية بصرية. لكي نصل إلى هذا الهدف قدمنا بتفسير هذا النظام. وهذا بتقديم مختلف أساليبه مع مبدأ اشتغال كل أسلوب.و في الأخير قمنا بتحديد مختلف إجراءات الصيانة المستعملة.

SOMMAIRE

INTRODUCTION

TITRE	PAGE

Historique de compagnie 1

Définition..... 1

Présentation de la compagnie AIR ALGRIE..... 1

Evolution de la compagnie AIR ALGERIE..... 1

La Flote actuelle..... 3

La Direction technique 5

Organigramme De La Direction Technique..... 5

Organigramme De L'entreprise..... 6

Présentation du Bœing 737-800(NG)..... 7

Caractéristique 7

Composants 8

Composants externe 8

Composants internes 8

Chapitre I : Généralité Sur La Radio navigation

Introduction 10

I-1. Radio navigation..... 11

I-1-1.Le VOR..... 11

I-1-1-1.Définition..... 11

I-1-1-2. Principe de fonctionnement du VOR..... 11

I-1-1-2-1. Signal de position 12

I-1-1-2-2. Signal de référence 12

I-1-1-2-3. Comparaison des deux signaux 13

I-1-1-3. Avantages /Inconvénients 14

I-1-2. L'ADF 14

I-1-2-1. Définition de l'ADF 15

I-1-2-2. Avantages et inconvénients 15

I-1-3. Equipement de mesure de distance (DME) 17

I-1-4. Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) ……..19
I-1-4-1. Théorie du Localizer……..20
I-1-4-1-1. Principe de fonctionnement du Localizer……..20
I.1.4.2. Théorie du Glide ……..21
I-1-4-2-1. Principe de fonctionnement du glide ……..22
I-1-4-3. Les radiobornes (Markers)……..23
I-1-5. Radio Altimètre……..24
I-2. Equipements de sécurité……..26
I-2-1. Le système ATC (Air Trafic Control)……..26
I-2-2 .Le système de feux d'approche (ILS)……..26
I-2-3. Le système TCAS (Trafic Alart and Collision Avoidance system)……..26
I-2-4 .Système GPWS (Ground Proximity Warning System)……..26

Chapitre II: présentation Du système EGPWS.

Introduction……..27
II-1.Description Générale du EGPWS……..28
II-1-1.Ground Proximity Warning Computer (GPWC)……..29
II-1-1-1. Description physique……..29
II-1-1-2. Face avant du EGPWS……..31
II-1-2.Weather relay (relais de météo) ……..33
II-1-2-1.Commande de relais……..33
II-1-2-2. Moniteur des relais ……..33
II-1-3. EFIS (Panneau de Commande)……..35
II-1-3-1.Commutateur De la Carte du TERR ……..35
II-1-3-2.Sélecteur de mode du ND ……..35
II-1-3-3. Sélecteur De Chaîne de ND……..35
II-1-4. les entrées de GPWS ……..36
II-1-4-1. Radio Altimètre……..38
II-1-4-2. (GPWM) Module D'avertissement De Proximité Au sol ……..38
II-1-4-2-1.Lumière D'inop ……..38
II-1-4-2-2. Bouton De Test ……..38
II-1-4-2-3.Commutateurs des Flaps et des trains ……..38
II-1-4-2-4.Commutateur de terrain ……..39
II-4-3. ADIRU (air Data Inertial Reference Unit)……..39
II-1-4-4. SMYD (Stall Management Yaw Damper)……..40
II-1-4-5. FMC (Flight Management computer)……..40

II-1-4-6. Weather radar 41
II-1-4-7. MMR Multi Mode Receiver..... 41
II-1-4-8. Below glides lope light..... 41
II-1-5. Les sorties du GPWS 41
II-1-5-1. Alarmes visuelles 42
II-1-5-2. Alarmes audibles 42
II-1-6. Les interfaces analogiques et digital..... 43
II-1-6-1. Interface Analogique 43
II-1-6-2. Interface Digitale (numérique)..... 44

Chapitre III : Principe de Fonctionnement Du Système EGPWS

III-1. Différents modes d'opérations..... 46
III-1-1. Mode 1 - Pente de descente excessive 48
III-1-1-1. Principe de Fonctionnement de mode 1..... 49
III-1-2. MODE 2 -Taux d'approche excessif 51
III-1-2-1.Mode 2a 51
III-1-2-2.Mode 2 B 52
III-1-2-3. Principe de Fonctionnement du Mode 2..... 54
III-1-3. MODE 3 - Perte d'altitude après décollage..... 56
III-1-3-1.Le sous- mode 3A 56
III-1-3-2. Le sous -mode 3B 56
III-1-3-3. Principe de Fonctionnement du Mode 3..... 57
III-1-4. MODE 4 - Proximité du sol avec les trains d'atterrissage Ou avec les Flaps entrants 60
III-1-4-1. Principe de Fonctionnement du Mode 4..... 61
III-1-5. MODE 5 - Descente au -dessous du glide slope..... 64
III-1-5-1- Principe de Fonctionnement du Mode 5..... 65
III-1-6. MODE 6 - Descente au-dessous du minimum..... 67
III-1-7-MODE 7-Avertir pour condition Windshear..... 69
conclusion..... 71

Chapitre IV : Maintenance de système EGPWS

Introduction..... 72
IV-1. Définition de la maintenance 72
IV-2. Le but de la maintenance 72
IV-3. Les méthodes de maintenance 73
IV-3-1. Maintenance corrective..... 73
IV-3-2. Maintenance préventive..... 73

IV-4. Les déférents types de maintenances……74
IV-4-1. Maintenance programmée……74
IV-4-2. Maintenance non programmée……75
IV-5. Etape de dépannage……75
IV-6. Définition de la panne……76
IV-7. Différents types de pannes……76
IV.8-Rechercher de panne……77
IV-8-1. L'auto-test de système du EGPWS……77
IV-8-1-1. Préparation pour test niveau un (01)……77
IV-8-1-2. Auto- test- niveaux 2-5……78
IV-8-1-2-1. Description générale……78
IV-8-1-2-2. Auto-test niveaux deux (02)……78
IV-8-1-2-3. Auto- test niveau trois (03)……78
IV-8-1-2-4. Auto-test du niveau quatre (04)……78
IV-8-1-2-5. L'auto-test du niveau cinq (05)……79
IV-8-1-2-6. L'auto- teste du niveau six (06)……79
IV-8-2. L'état des LED de panneau avant de GPWC……80
IV-8-3.Tableaux de recherche panne……81
IV-8-3-1.Tableau 1……81
IV-8-3-1.Tableau 2……83
conclusion……85

CONCLUSION.

BIBLIOGRAPHE.

ANNEXES.

Listes des figures

Chapitre I :

(Figure I.1) Diagramme de rayonnement du signal de référence……12
(Figure I.2) Comparaison des phases du signal VOR……13
(Figure I.3) Angle fourni par NDB……14
(Figure I.4) : Système ADF……16
(Figure I.5) Distance fournie par la balise DME……17
(Figure I.6) :Système DME……18
(Figure I.7) présentation des composantes de l'ILS……19
(Figure I.8) valeurs caractéristiques Loc……21

(Figure I.9) valeurs caractéristiques G/S.....22
(Figure I.10) principe radiobornes (Markers).....23
(Figure I.1) Principe de Radio Altimètre.....24
(Figure I.12) : Système Radio Altimètre..... .25

Chapitre II:

(Figure II.1): Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS).....28
(Figure II.2): Enhanced Ground Proximity Warning Computer (EGPWC).....30
(Figure II.3):EGPWC- Face avant.....32
(Figure II.4): Interface de Weather Relay.....34
(Figure II.5): EFIS Control panel.....36
(Figure II.6) :EGPWS- Description générale.....37
(Figure II.7): Enhanced Ground Proximity Warning Module.....39
(Figure II.8) : Interfaces Analogiques.....43
(Figure II.9) : Interfaces Digitales.....45

Chapitre III:

(Figure III.1) : Mode 1-pente de descente excessive.....48
(Figure III.2) : Principe du Mode 1.....50
(Figure III.3) :Mode 2A- taux d'approche excessif.....52
(Figure III.4) :Mode 2B- taux d'approche excessif.....53
(Figure III.5) :Principe du Mode 2.....55
(Figure III.6) : Mode 3- perte d'altitude après décollage.....56
(Figure III.7) : Principe du Mode 3.....59
(Figure III.8) : Proximité du sol avec les trains au avec les flaps entrants.....61
(Figure III.9) : Principe du Mode 4.....63
(Figure III.10) : Mode 5-descente au-dessous du glide slope.....62
(Figure III.11) :Principe du Mode 5.....66
(Figure III.12) :Mode6- descente au-dessous du Minimum.....68
(Figure III.13) :Mode 7- Avertir pour des conditions windshear.....70

Chapitre IV:

(Figure.IV.1) : Organigramme des étapes de dépannage.....75
(Figure IV -2) : Organigramme sur la recherche de panne.....82
(Figure IV -3) : Organigramme sur la recherche de panne.....84

Introduction

Historique d'AIR ALGERI:

Définition:

AIR ALGERIE est une compagnie aérienne qui emploie des milliers de travailleurs a travers le territoire national, L'aéroport de la compagnie est situé à environ 16 Km a l'est d'Alger et c'est la ou sont effectuées toutes les taches assurant le bon fonctionnement de la compagnie.

Présentation de la compagnie AIR ALGERIE:

Le transport aérien est un élément important pour le développement économique, L'aménagement du tenitoire, l'instrument de mise en ouvre des services de transport et de travail aérien est la compagnie nationale **«AIR ALGERIE»** devient compagnie nationale dont laquelle l'état algérien **5%** du capital Social.

+Elle était orée en **1947** pour l'exploitation du réseau de lignes aériennes entre l'Algérie et la France, Ce même réseau était desservi par la société Air Transport dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex Afrique occidentale française

+ En **1953**, à la suite de la fusion de ces deux organismes, la compagnie générale de transport **(AIR ALGERIE)** entre en activité,

+ En **1963**, **AIR ALGERIE** devient compagnie nationale sous tutelle du Ministère des Transports,

Evolution de la compagnie AIR ALGERIE:

1954: AIR ALCERIE transporte 100_000 passagers avec une floue composée de Quatre (04) avions conventionnels à pistons Douglas **DS4**.

1956: L'introduction des Lockheed «constellation» porte le nombre de passagers Transportés est de 230.000

1957: Acquisition de deux (02) **autrDC4**, ainsi que deux (02) autres **DC4** et deux (02) Nord Atlas cargo. Elle transporte **928.000** passagers et **4.500** tonnes de fret.

1959: Mise en service de la première caravelle, avion propulsé par des turbos réacteurs.

1962 : A cette date, la flotte se compose de:

- **Caravelle**
- **Douglas DC4**
- **Douglas DC3**

1966 : Algérianisation totale du personnel navigant commercial.

1968 : Les actions détenues par les sociétés étrangères sont rachetées. Acquisition de quatre (04) Convair **G60** et retrait des **DC4** et **DC3.**

1971 : Mise en service des premiers «superjet» Boeing. La disponibilité du personnel naviguant algérien permettait la composition des premiers équipages entièrement algériens.

1972 : Réalisation au sein des ateliers de maintenance de Dar El Beida de la première grande visite sur un appareil de type Caravelle.

1984: Algérianisation du personnel naviguant technique. **98%**de l'effectif du personnel de conduite est composé de nationaux.

En 1987, les aérogares lui furent retirées et les entités internationales

Domestiques ont été fusionnées pour reconstituer l'ancienne de travail aérien.

Dans le cadre de la restauration des entreprises opérée a partir de **1989** loi portant sur la suppression des monopoles, **AIR ALGERIE** a accédé a l'autonomie en data du 17 février **1997** et a finalement le statu d'une entreprise publique économique "EPE".

La Flote actuelle se Compose de:

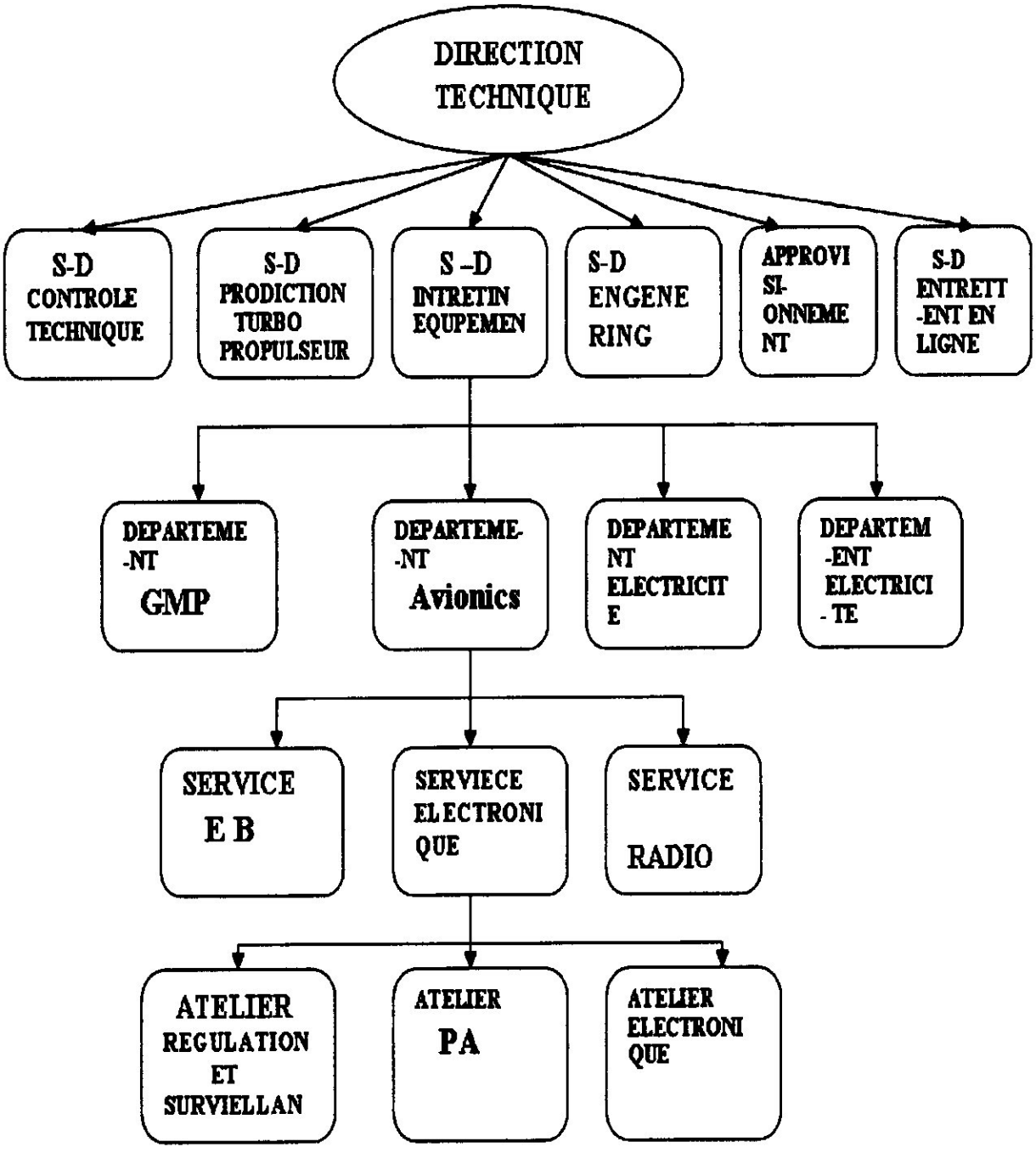
IMMAT	AIRCRAFT	ENGINE	MTOW	MLW	MZFW	NOISE	N°SE	RECEPTION DATE	
7-VSE	B737-200	JT8-D15				III	21287	03/04/1977	0.74
7T-VKA 7T-VKB 7T-VKC	B737-800 winglet	CFM 56-B27	78244	65317	61688	III		2005	0.79
7T-VJJ 7T-VJN 7T-VJL	B737-800 8D6	CFM 56-7B24	78244	65317	61688	III	30202 30203 30204	29/07/2000 01/08/2000 16/09/2000	0.79
7T-VJM 7T-VJN 7T-VJO 7T-VJP	B737-800 8D6	CFM 56-7b24	78244	65317	61688	III	30205 30206 30207 30208	27/07/2000 29/01/2001 27/06/2001 29/06/2001	0.79
7T-VJQ 7T-VJR 7T-VJS 7T-VJT 7T-VJU	B737-600 8D6	CFM 56-7b22	65090	54657	51482	III	30209 30211 30545 30546	30/04/2002 23/05/2002 13/06/2002 13/06/2002 28/06/2002	0.78

7T-VJG 7T-VJH 7T-VJI	B767-300	CFM6-80 C2B2F	156489	54657	51482	III	24766 24767 24768	29/06/1990 17/08/1990 10/10/1990	0.80
7T-VJC 7T-VJD	A 310-203	CF6-80A3	138600	121500	111500	III	291 293	08/09/1984 21/12/1984	0.80
7T-VJG 7T-VHL	L 382 G	501-D22A	70306	61155		III	4880 4886	05/02/1983 16/08/1982	932
7T-VRV 7T-VRQ 7T-VRL 7T-VRU 7T-VRJ 7T-VRK	F27-400M	RP536-7R	20250	18597			10543 10526 10495 10494 10547 10553	11/06/1983 31/12/1981 31/12/1981 31/12/1981 28/01/1980 21/01/1980	LRC
7T-VRR						III	10555	05/06/1983	
7T_VUI 7T-VUJ 7T-VUK 7T-VUL	ATR72-500	PW 127F	22000	21350	20000	III	644 648 562 672	2005	HSC
7T-VJV 7T-VIW 7T-VJX 7T-VJY 7T-VJZ	A330-200	CF6-80E144	201000 230000	180000	168000	III	644 647 650 653 667	2005	0.82

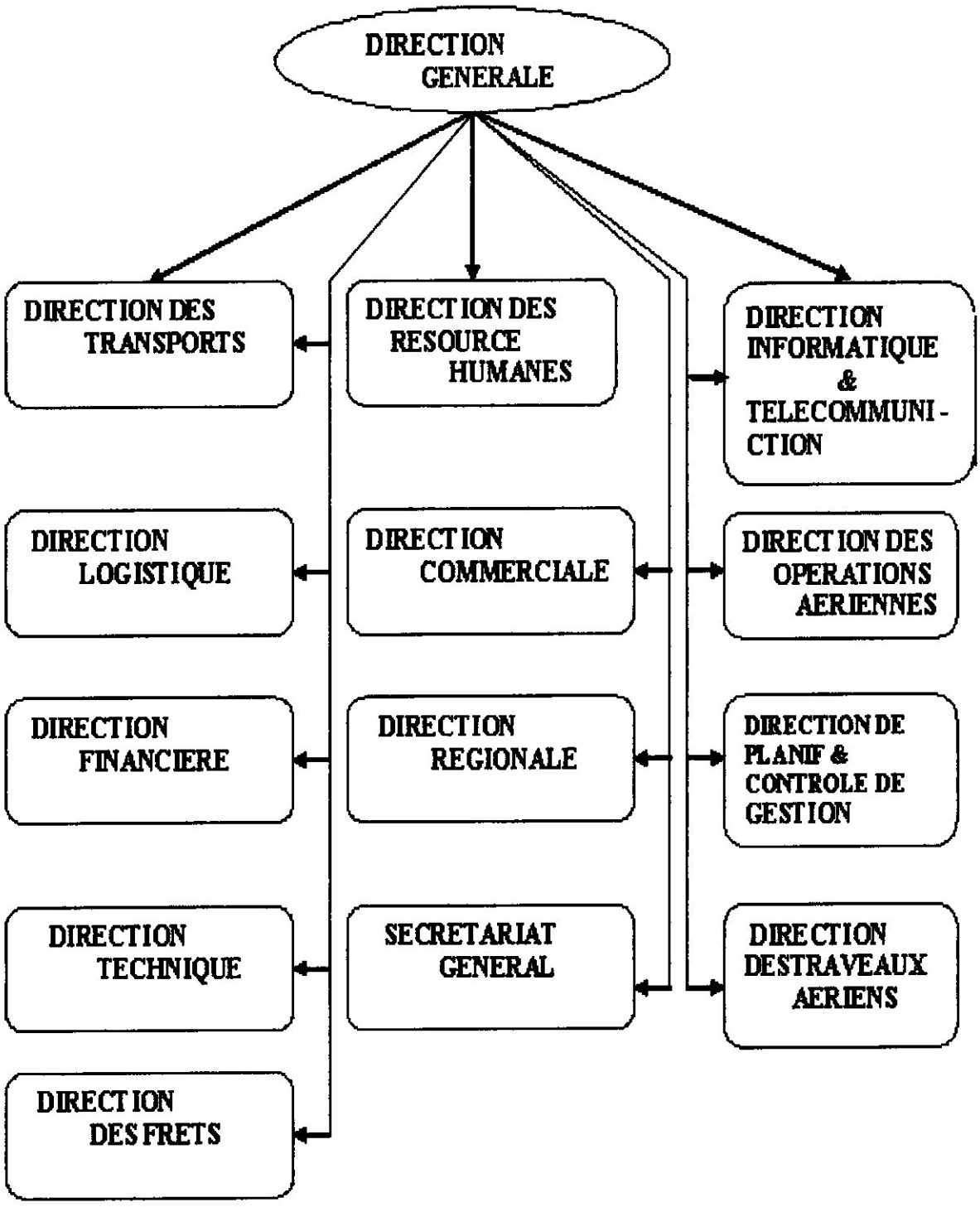
La Direction Technique :

Son rôle est de faire à l'impératif de sécurité de faire prolonger la durée de vie et d'exploitions des appareils de la flotte.

Elle est divisée en sous direction, qui sont présentés sur l'organigramme ci dessus :



Organigramme De La Direction Technique



Organigramme De L'entreprise

Présentation Du BOEING 737-800(NG) :

Le BOEING 737-800 NG est un avion court ou moyen courrier .il s'agit d'un Biréacteur (deux moteurs, un sous chaque aile).il a la possibilité de décoller ou d'atterrir sur une piste court.

Il est le premier de la maison BOEING à avoir possédé une GPA (groupe auxiliaire de puissance).

Cet avion est connu pour le transport de courrier et des voyageurs.

Caracterisitiques :

- Vitesse de croisière 796 km/h.
- Nombre de mach 0.82
- Altitude de croisière 10 000m.
- plafond de service 41 000ft.
- distance de décollage 2652m.
- distance d'atterrissage 1634m.
- distance franchissable 2626m.
- charge marchande 2 tonnes.
- configuration de 16 places en première classe et 132 en deuxième classe.
- Hauteur de 12.5m.
- longueur de 39.5m.
- surface 124.6m ^{2}.
- diamètre du fuselage 3.53m.
- envergeure 34.7m.
- capacité de carburant 21 000kg.
- Moteurs CFMI CFM56-7.
- Rayon maximal en charge 5665km ou 3060nm.
- masse maximum au décollage 79010kg.
- capacité (passagers) 162-189.
- volume 44m.
- finesse 10.21.

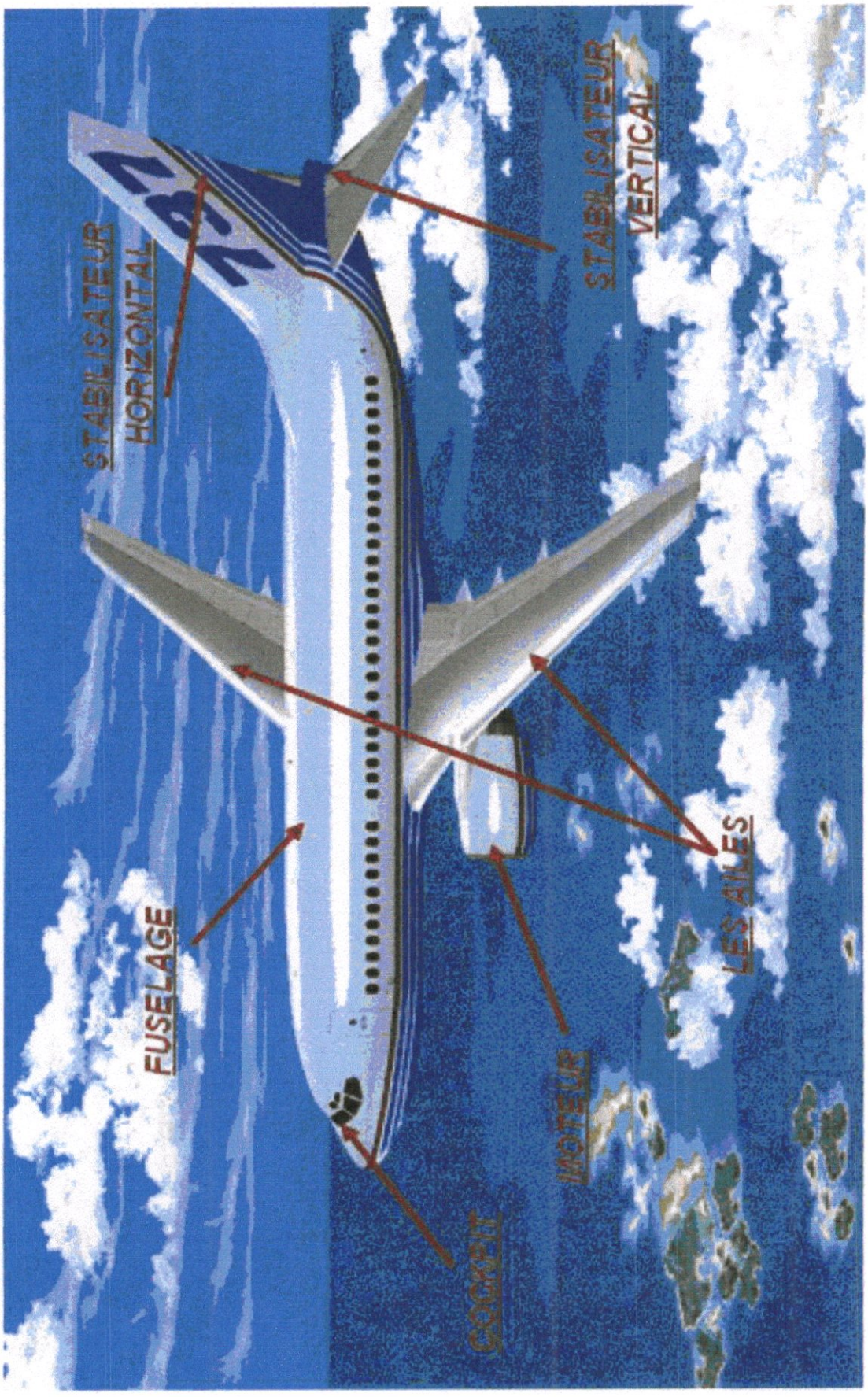
COMPOSANTS :

•composants internes :

- siéges de pilote et voyageurs.
- les indicateurs et panneaux de commande au niveau du poste de pilotage.
- les GALLEY.
- les toilettes.

•composants externes :

- les ailes.
- le fuselage.
- les moteurs.
- stabilisateur horizontal et vertical.
- poste de pilotage.



COMPOSAENTS EXTERNE Du Boeing 737-800 NG

Chapitre I:
Généralités sur la Radionavigation

I.1. Radionavigation :

La radio navigation est un système équipé de récepteur permettant le positionnement de l'avion par rapport à des balises se trouvants au sol. Le principal problème de navigation, connaitre à chaque instant la positions et la hauteur de l'avion, n'a obtenu jusqu'à présent aucune solution générale, les systèmes de navigation sont toujours limités, aussi bien en portée qu'en précision.

La plupart de ce système font des mesures à bord de l'avion et fournissent plus d'indépendance au pilote.

Nous distinguons cinq systèmes de navigations qui sont :

- **VOR :** utilise les très hautes fréquences VHF
- **ADF :** utilise les moyennes fréquences MF
- **DME :** utilise les très hautes fréquences VHF
- **ILS :** utilise les très hautes fréquences VHF
- **Radio Altimètre :** utilise les fréquences SHF

I.1.1. Le VOR :

I.1.1.1. Définition :

Le VOR (VHF Omni-Range) est un aide à la navigation à courte et moyenne distance, son rôle est de fournir une information de QDR grâce à une station d'émission au sol, calculé à bord de l'avion en QDM.

I.1.1.2. Principe de fonctionnement du VOR:

L'antenne de l'émetteur VOR rayonne dans l'espace deux signaux:

- Un signal dit de « position » dont la phase de modulation est variable suivant l'azimut.
- Un signal de « référence » à phase de modulation indépendante de l'azimut.

Le récepteur VOR de bord mesure la différence de phase entre ces deux signaux de même fréquence 30 Hz et établit ainsi le relèvement de l'appareil par rapport à l'émetteur.

Notant que ce système est conçu de telle sorte qu'au nord magnétique les deux signaux sont reçus en phase avec une amplitude maximale.

I.1.1.2.1. Signal de position :

La station sol émet un signal dont le diagramme de rayonnement dans le plan horizontal est une cardioïde tournante à une vitesse uniforme de 30 tr/seconde.

Le signal émis est une porteuse radiofréquence (RF) variant entre 108-118 MHz modulée en amplitude avec un signal de 30 Hz variable.

La phase de cette modulation sera différente suivant la position de l'avion autour de la station.

I.1.1.2.2. Signal de référence :

Le signal de référence est émis par une antenne non directionnelle. Il a un diagramme de rayonnement circulaire identique sur tout l'horizon (figure I..1)

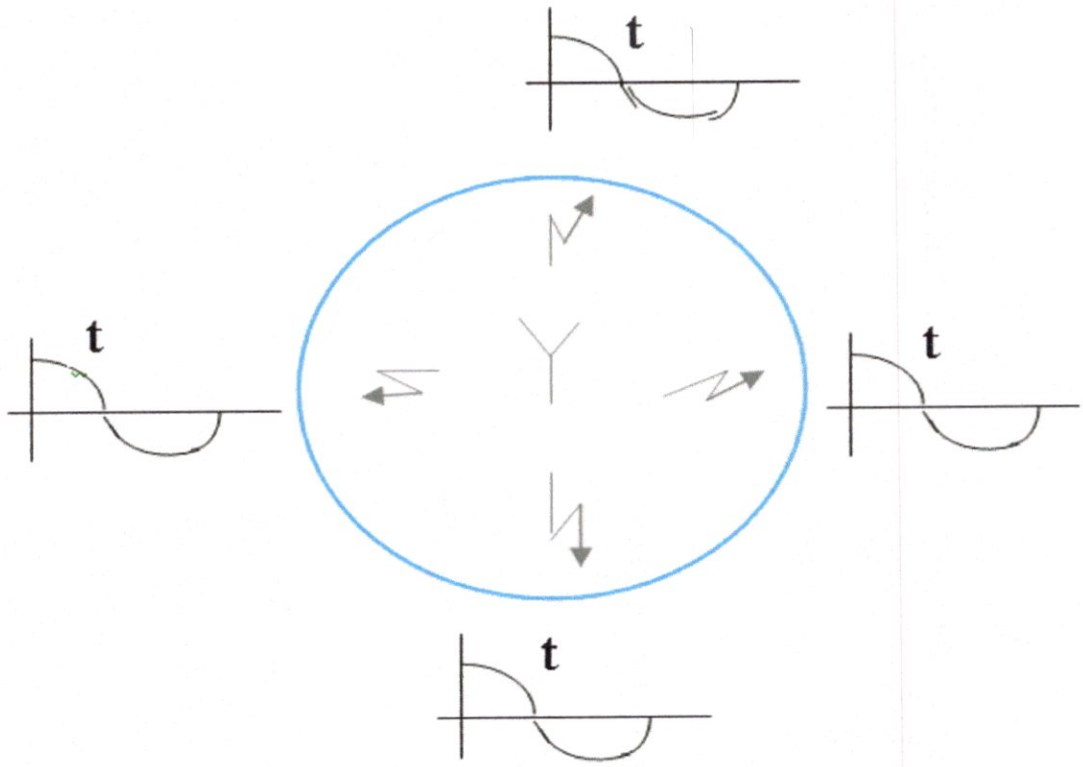


Figure I-1 : Diagramme de rayonnement du signal de référence.

Comme les deux signaux (position- référence) sont tous deux modulés par le 30 Hz, le récepteur ne pourrait distinguer l'un de l'autre pour pouvoir mesurer le déphasage. Pour cela, on module en fréquence une sous porteuse de 9960Hz avec le 30 Hz de référence et ce nouveau signal module en amplitude la porteuse VHF (108-118 MHz).

I.1.1.2.3. Comparaison des deux signaux :

Un récepteur placé au nord de la station recevra le maximum positif et au même moment le maximum positif de l'émission de référence. Par conséquent, au nord magnétique de la station les deux signaux sont en phase, pour tous les autres points, le maximum positif du signal de position sera toujours reçu après le maximum positif du signal de référence. Il y' aura déphasage; la fraction de temps écoulée entre les deux maximums permettra de déterminer l'angle d'azimut de chaque point où se trouvera le récepteur par rapport au nord magnétique. (Voir figure ci-dessous)

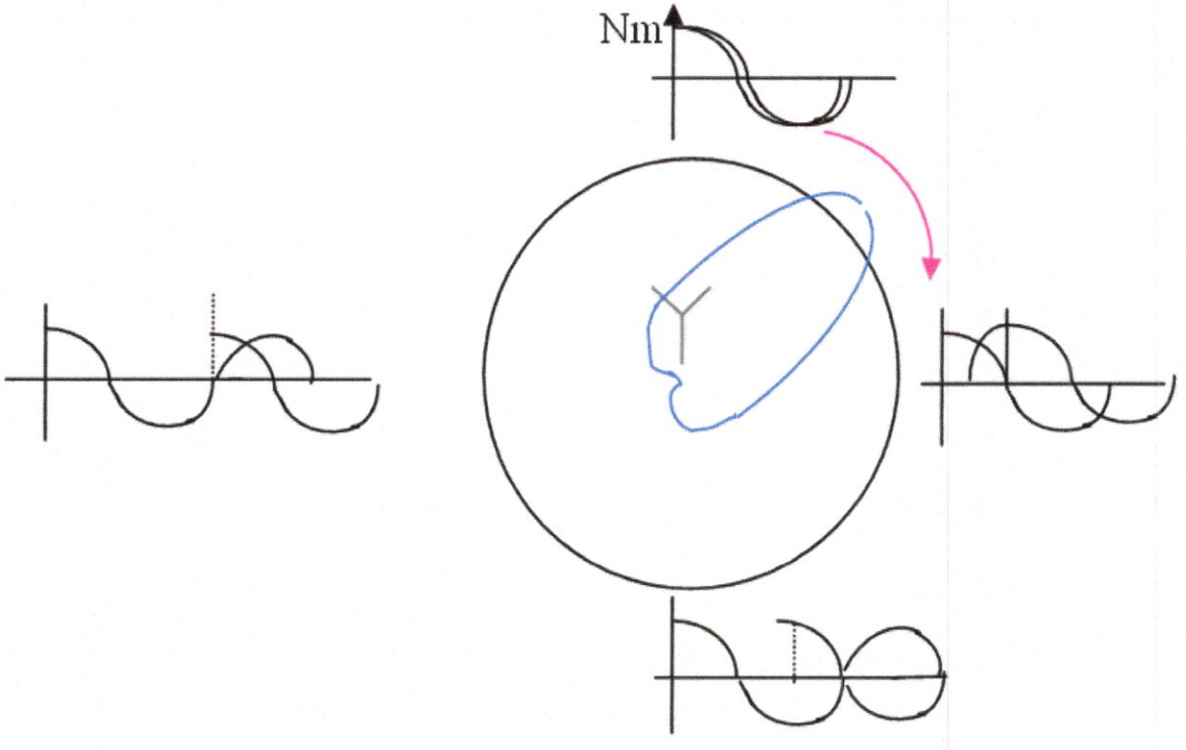


Figure I-2 : Comparaison des phases du signal VOR

I.1.1.3. Avantages /Inconvénients :

✈ **Avantages :**

- insensibles aux orages et perturbations magnétiques.
- précision correcte (+ ou – 1°).
- les indications de l'instrument ne sont pas liées au vent.

✈ **Inconvénients :**

- portée optique 1.23 x √altitude en ft.
- portée maximum optimale : 200 Nm environ.
- Limitations de portée par les montagnes (MRA : Minimum Réception Altitude).

I.1.2. L'ADF :

L'ADF est l'indicateur principal des informations données par les stations sol NDB et LOCATOR qui sont aussi des moyens importants pour la navigation en route.

C'est quoi un NDB et un LOCATOR ?

- le NDB « non directionnal beacon », est une balise de forte puissance émettant un signal dans les basses et moyennes fréquences (200 à420 KHz). Sa portée est d'environ 200 Nm.

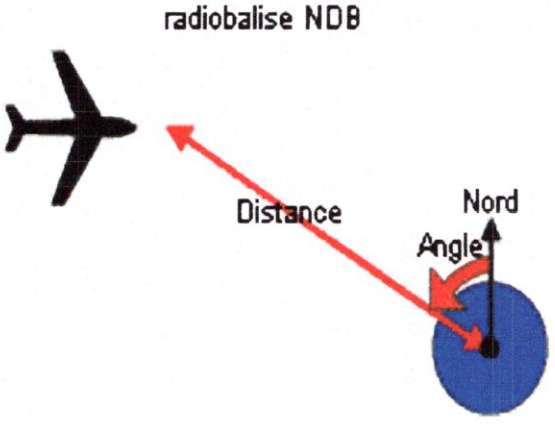


Figure I-3 : Angle fourni par NDB

- le LOCATOR est aussi une balise de faible puissance émettant un signal dans les basses fréquences (200 à420 KHz) et sa portée est d'environ 25 Nm.

I.1.2.1. Définition de l'ADF :

Ce système permet de donner la direction de la station sol (ADF) et l'afficher sur indicateur RMI (radio Magnetic Indicator). Il affiche sur l'indicateur RMI l'angle donné par le récepteur ADF sur avion, il travail dans la gamme de fréquence 200KHz à 2MHz, la précision est d'environ (+ ou -5°) et sa portée est d'environ 500 à 1000 KM. L'ADF permet de recevoir l'audio des fréquences porteuses modulées en AM. La figure I-4 explique les branchements et les indications.

L'installation ADF sur Boeing 737-800NG se compose de deux installations ADF identiques mais séparées l'une de l'autre. L'alimentation des deux récepteurs est de 28v DC et 26v AC.

I.1.2.2. Avantages et inconvénients :

Avantages :

- Grande portée :
- les signaux suivent la courbure de la terre.
- la portée de l'émetteur dépend de la puissance.
- faible coût d'installation

Inconvénients :

- **Sensibilité aux orages :**

L'ADF s'oriente vers la source des éclairs de la station n Effet côtier.

- **Effet côtier :**

En vol au dessus de la mer, les signaux émettent depuis la côte un angle inférieur à 30° qui n'est pas faible.

- **Erreur de roulis :**

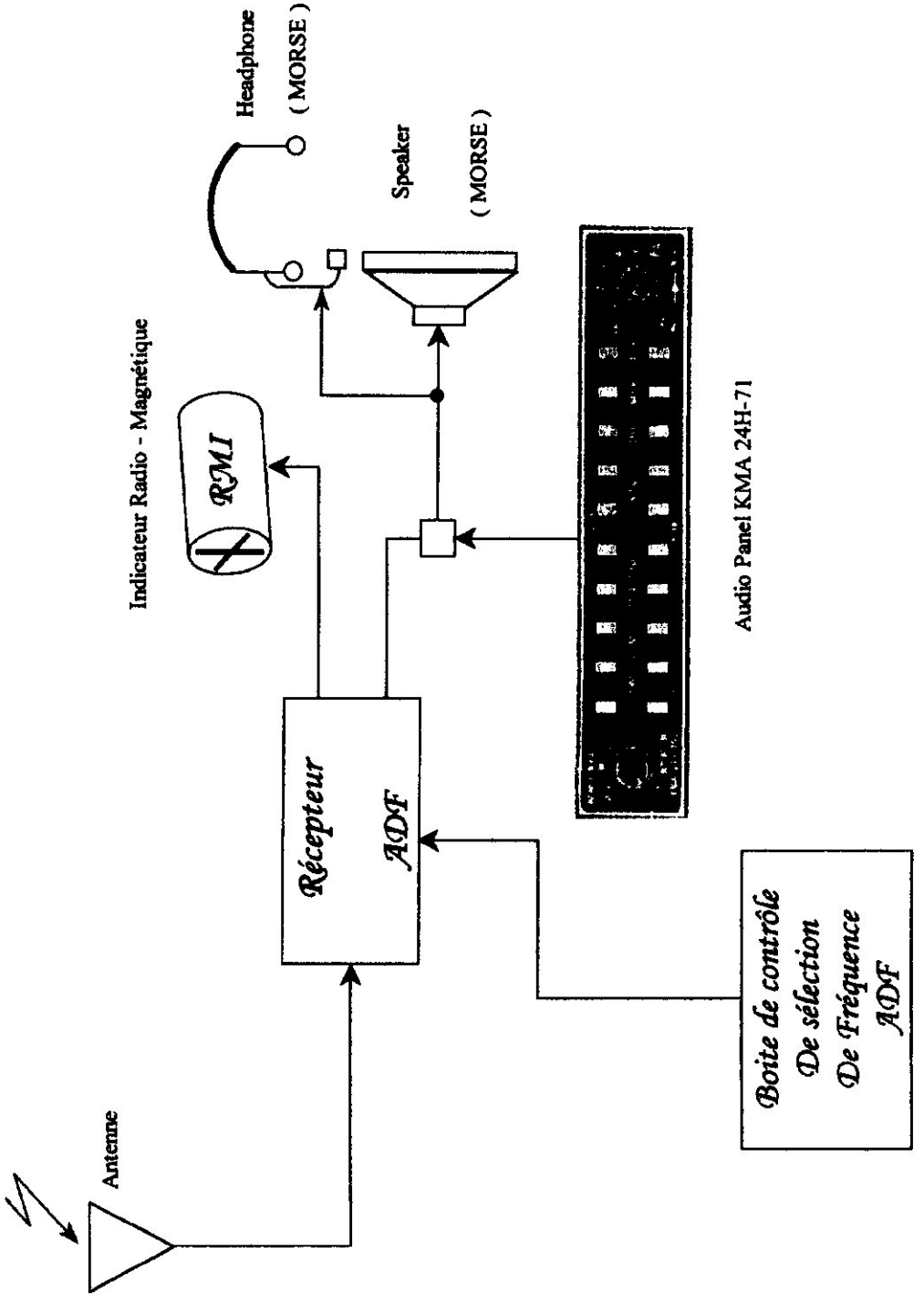
Erreur de l'antenne réceptrice pendant les virages.

- **Effet de nuit :**

Mauvaise fiabilité des signaux avant le coucher et juste avant le lever du soleil.

- **Effet de montagne :**

Réflexion et déviation des signaux.



(Figure I.4) Systéme ADF

I.1.3. Equipement de mesure de distance (DME) :

Le DME est un moyen de radionavigation permettant de calculer la distance oblique entre un avion équipé d'un interrogateur et une station au sol équipée d'un transpondeur. Cette distance pouvant être calculée par mesure du temps allé et retour des signaux radio, avec un retard systématique de 50µs. Le but de l'équipement est de fournir au pilote d'une façon permanente au bord, la distance oblique entre l'avion et la station. Le DME est le complément naturel du VOR et l'association des deux aides radioélectriques donne la position en coordonnées polaires. Le DME est basé sur le principe d'émission d'un train d'impulsions appelé interrogation de fréquence comprise entre 1025 à 1150 MHz, et la réception d'un train d'impulsion appelée la réponse de fréquence, qui est comprise entre 962 à 1213 MHz. La figure I-5 représente le principe du DME .et la figure I- 6 représente schéma synoptique du système DME.

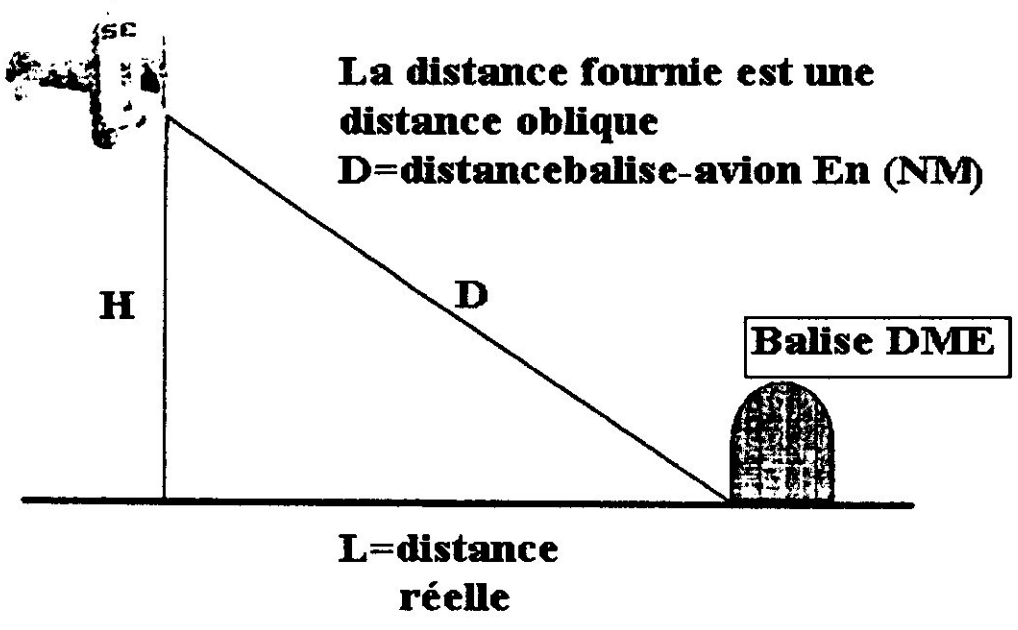
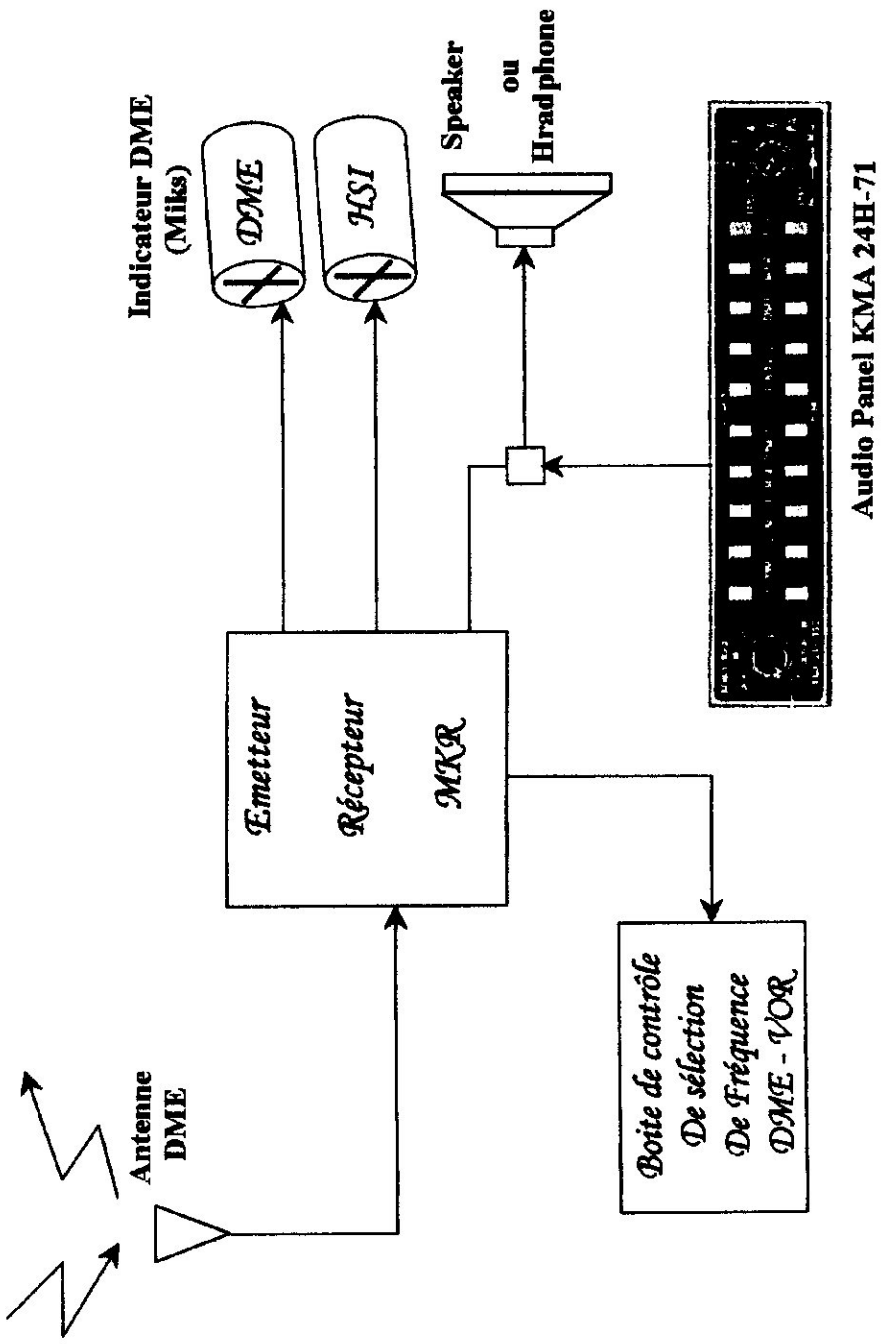


Figure I-5 : Distance fourni par la balise DME



(Figure I.6) système DME

I.1.4. Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) :

L'ILS (Instruments Landing System) est une aide d'approche à l'atterrissage de l'avion, son rôle est de fournir au pilote les indications en site et en azimut pour l'amener dans l'axe de la piste et lui donner un angle de descente (trajectoire idéale de descente).

Il comprend (voir figure ci-dessous):

- Un radiophare d'alignement de piste (Localizer)
- Un radiophare d'alignement de descente (Glide)
- Des radiobornes (Markers)

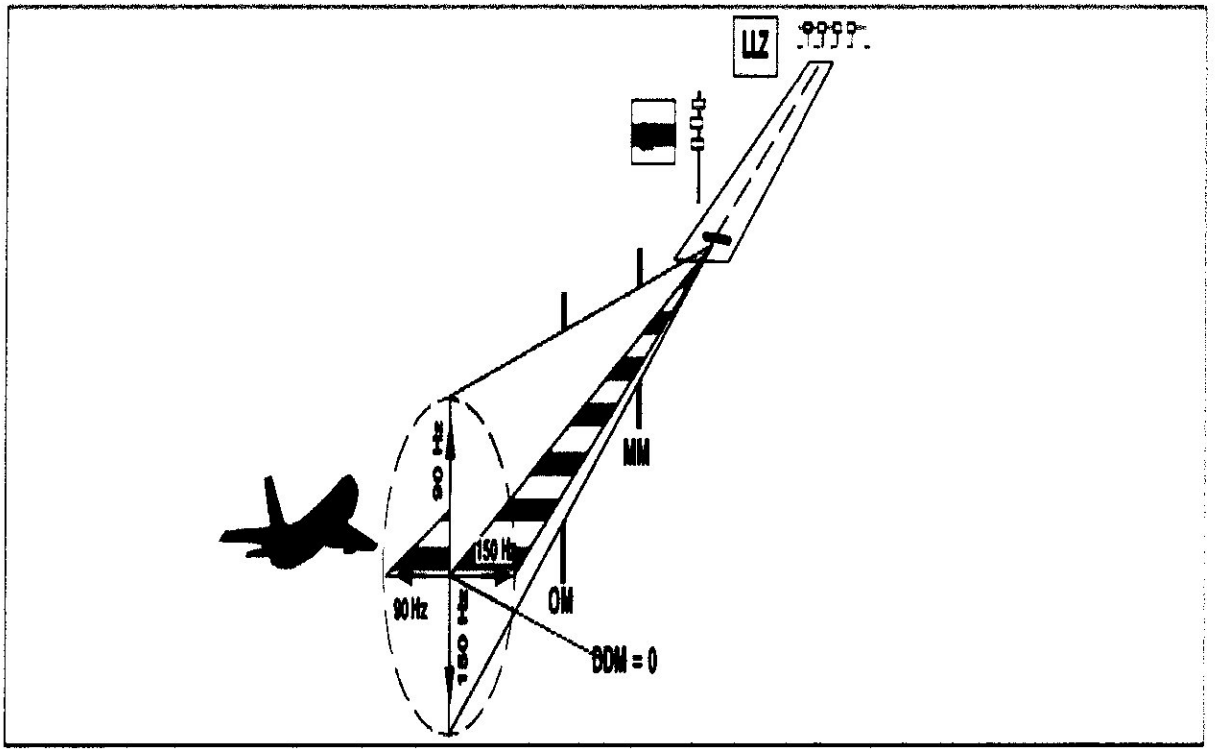


Figure I-7 : présentation des composantes de l'ILS

I.1.4.1. Théorie du Localizer:

Le Localizer est une aide à la navigation à courte distance, il fournit au pilote une indication continue d'écarts par rapport à un plan vertical passant par l'axe de la piste. L'information est donnée à bord sur un indicateur d'écart. L'aiguille de ce dernier est centrée lorsque l'avion est dans le plan vertical passant par l'axe de la piste.

Lorsque l'avion est en phase d'approche, le sens de déviation de l'aiguille indique le sens de la manœuvre à effectuer (gauche ou droite) pour rejoindre l'axe de la piste. Les fréquences utilisées se situent dans la gamme VHF : 108-112 MHz.

I.1.4.1.1. Principe de fonctionnement du Localizer:

a. Emission:

Les signaux du Localizer sont émis par un nombre d'antennes disposées à 300 mètres de l'extrémité de la piste, ces signaux produisent deux lobes directionnels l'un à côté de l'autre par rapport à l'axe de la piste. La zone de couverture d'un radiophare d'alignement de piste est limité entre 4° et 6° (cas standard 5°).Le lobe gauche émis par trois antennes latérales est modulé en amplitude avec un signal de 90 Hz et le lobe droit par les antennes opposées est modulé en amplitude avec un signal de 150 Hz.

b. Réception:

Le récepteur du Localizer reçoit deux signaux 90 Hz et 150 Hz et compare le taux de modulation des deux lobes. Si l'appareil se trouve à gauche par rapport à l'axe de la piste, le signal de 90 Hz va prédominer et l'indication de déviation du Localizer se positionnera à droite pour indiquer que l'axe de la piste d'atterrissage se trouve à droite. Par contre si l'avion se trouve à droite de l'axe de la piste, le signal de 150 Hz prédominera et l'indication de déviation se positionnera à gauche.

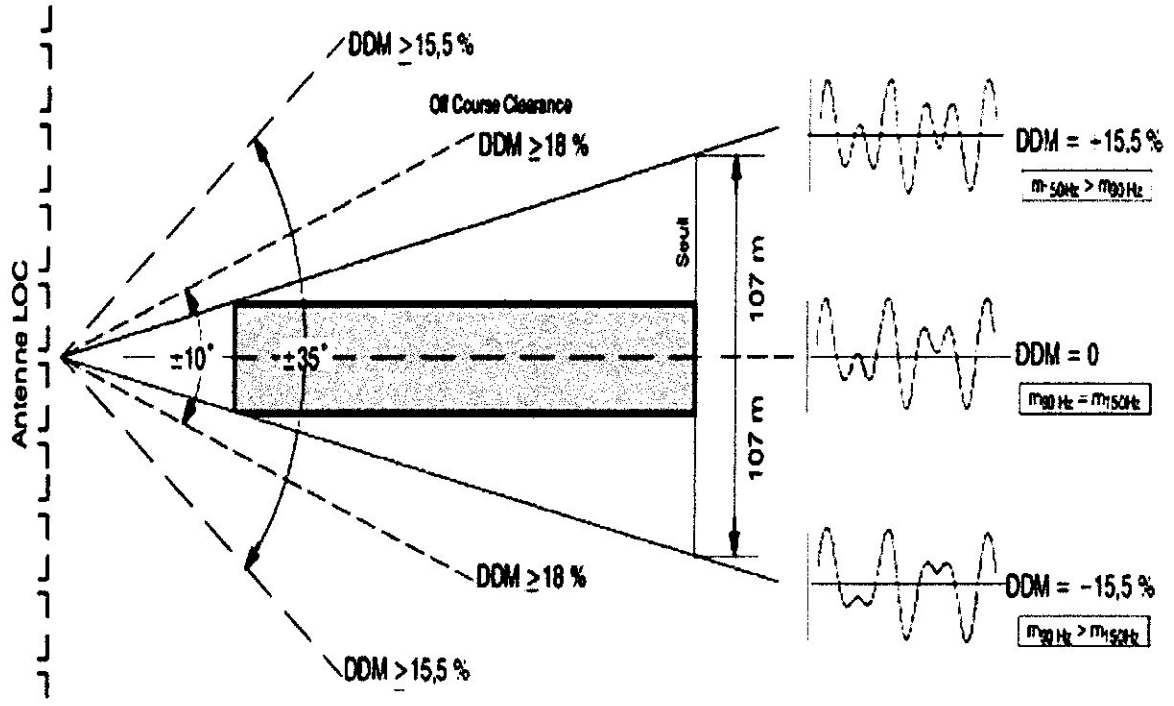


Figure I-8 : valeurs caractéristiques Loc

Si l'avion est sur l'alignement de piste (équisignal) les taux de modulation sont égaux, l'aiguille reste donc à sa position neutre c'est à dire au centre.

I.1.4.2. Théorie du Glide :

Le glide est un aide à la navigation à courte distance, il fournit au pilote une indication continue d'écart oblique matérialisant le plan de descente.

L'information est présenter à bort sur un indicateur d'écart centré lorsque l'avion est dans le plan de descente, le sens de déviation de l'aiguille indique le sens de manœuvre à effectuer (montée ou descente) pour rejoindre le plus possible le plan idéal de descente.

Les fréquences utilisées se situent dans la gamme UHF : 329-335 MHz, il suffit de sélectionner la fréquence LOC pour avoir automatiquement l'affichage glide correspondant.

I.1.4.2.1. Principe de fonctionnement du glide :

a. Emission :

Le principe est identique à celui du Localizer. Il est composé d'un système de deux antennes directives (cette fois dans le plan vertical), ces deux antennes sont placées sur un mât d'environ 9 mètres de hauteur situé à 150 mètres de l'axe de la piste et à une distance de 300 mètres en aval du seuil de la piste. Ces antennes rayonnent de façon différente des porteuses modulées à 90 Hz et 150 Hz produisant deux lobes entrecroisés l'un au dessus de l'autre.

Le lobe supérieur modulé en amplitude à 90 Hz tandis que le lobe inférieur est modulé à 150 Hz. Les deux signaux sont égaux en amplitude tout au long d'une trajectoire de descente qui va de 2,5° à 3° par rapport à l'axe de la piste.

b. Réception :

Le récepteur du glide reçoit les deux signaux 90 Hz, 150 Hz et compare leur taux de modulation. Si l'appareil se trouve au dessus de la trajectoire de descente, le signal de 90 Hz aura une amplitude plus grande que celle de 150 Hz et l'indicateur montrera que la trajectoire de descente est en dessous de l'avion, l'indicateur du glide sera en dessous de l'avion. Mais si l'appareil est en dessous de la trajectoire de descente le signal de 150 Hz prédominera et l'indicateur du glide sera au dessus de l'avion.

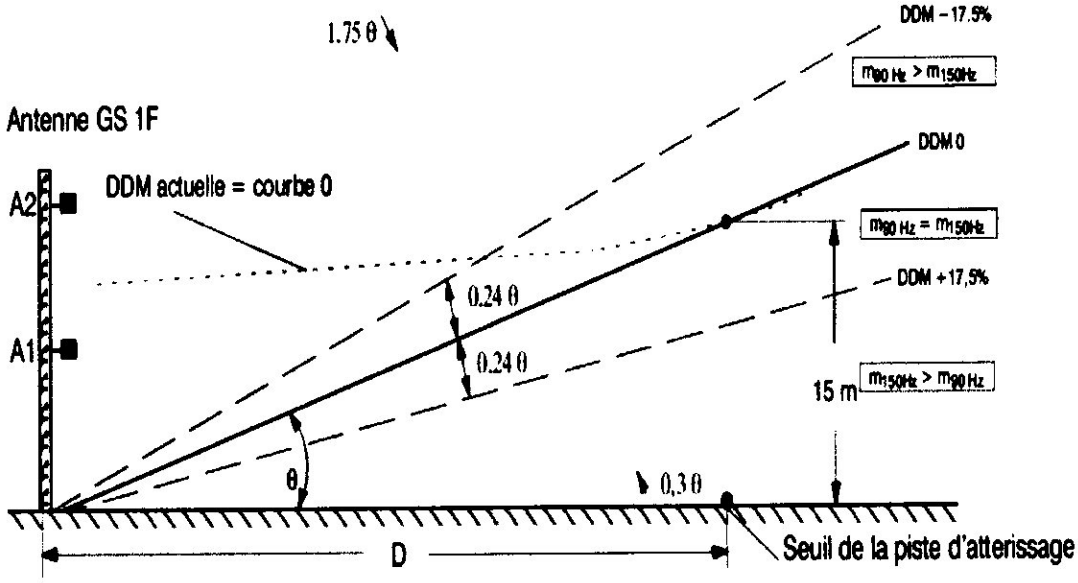


Figure I-9 : valeurs caractéristiques G/S

I.1.4.3. Les radiobornes (Markers) :

Ils existent trois balises utilisées dans le système ILS (OM-MM-IM). Ces balises sont reçues à bord sur un récepteur spécial préréglé sur la fréquence de fonctionnement qui est de 75 MHz; le passage de l'avion à leur vertical est matérialisé grâce à l'écoute de leur modulation respective et par des indications visuelles fournies par des voyants de couleurs différentes pour chacune des radiobornes.

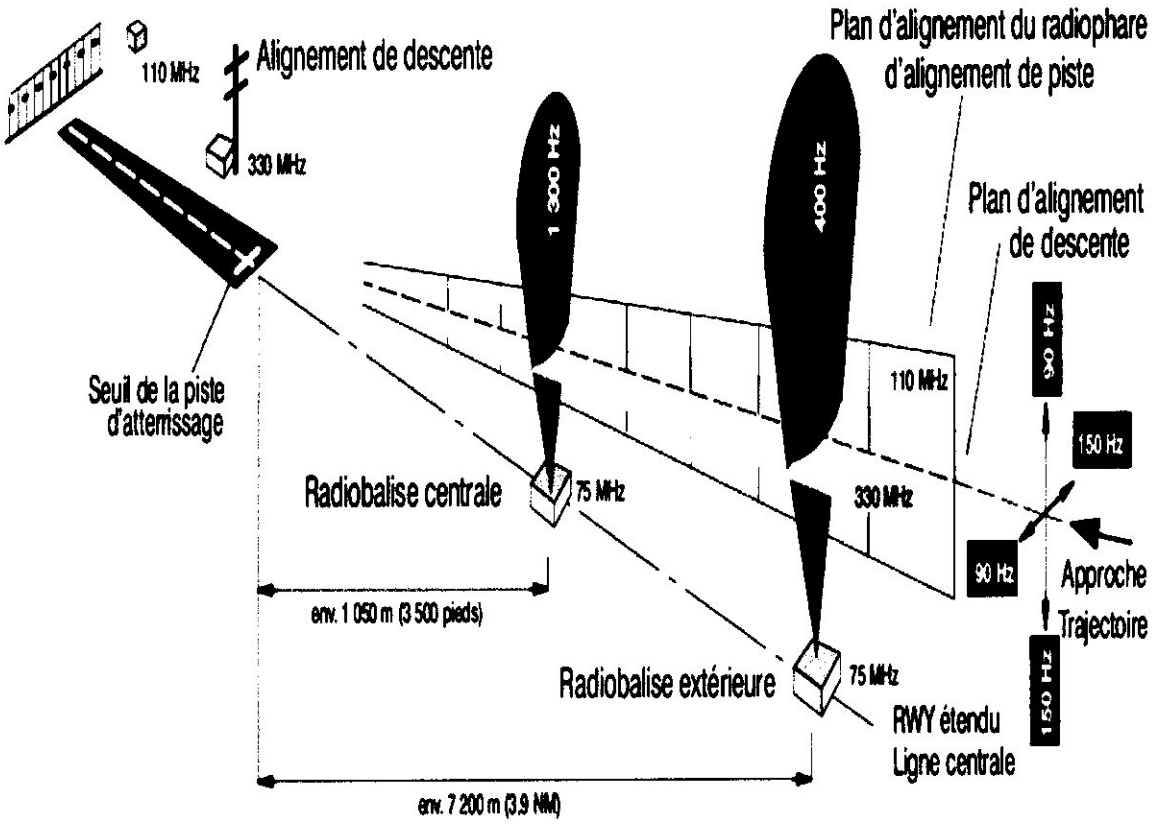


Figure I-10 : principe radiobornes (Markers)

I.1.5. Radio Altimètre :

C'est un système qui permet de donner l'altitude de l'avion par rapport au sol. Son principe de fonctionnement est d'envoyer des ondes de fréquence de 4250 MHz à 4350MHz au sol ; une fois réfléchies elles seront reçues au niveau de l'avion, l'aller et le retour de notre signal donne une valeur proportionnelle à l'altitude . Il permet aussi de donner un signal audio, et visuelle sur l'indicateur de l'altitude pour prendre une hauteur de décision (altitude de décision) inférieure à 2500ft. La figure I-11 représente le principe du Radio Altimètre,et la figure I-12 représente le système du Radio Altimètre.

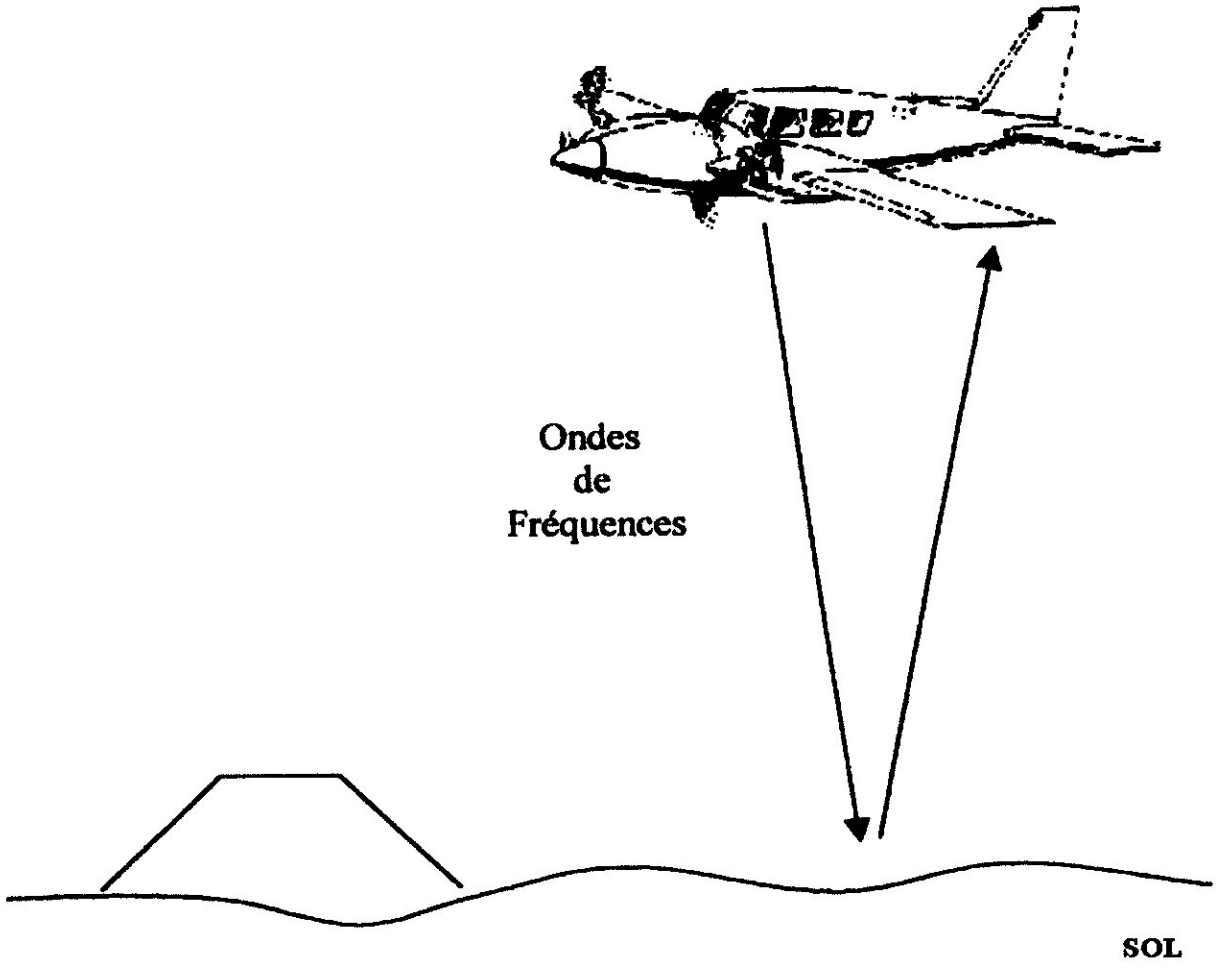


Figure I-11 : Principe de Radio Altimètre

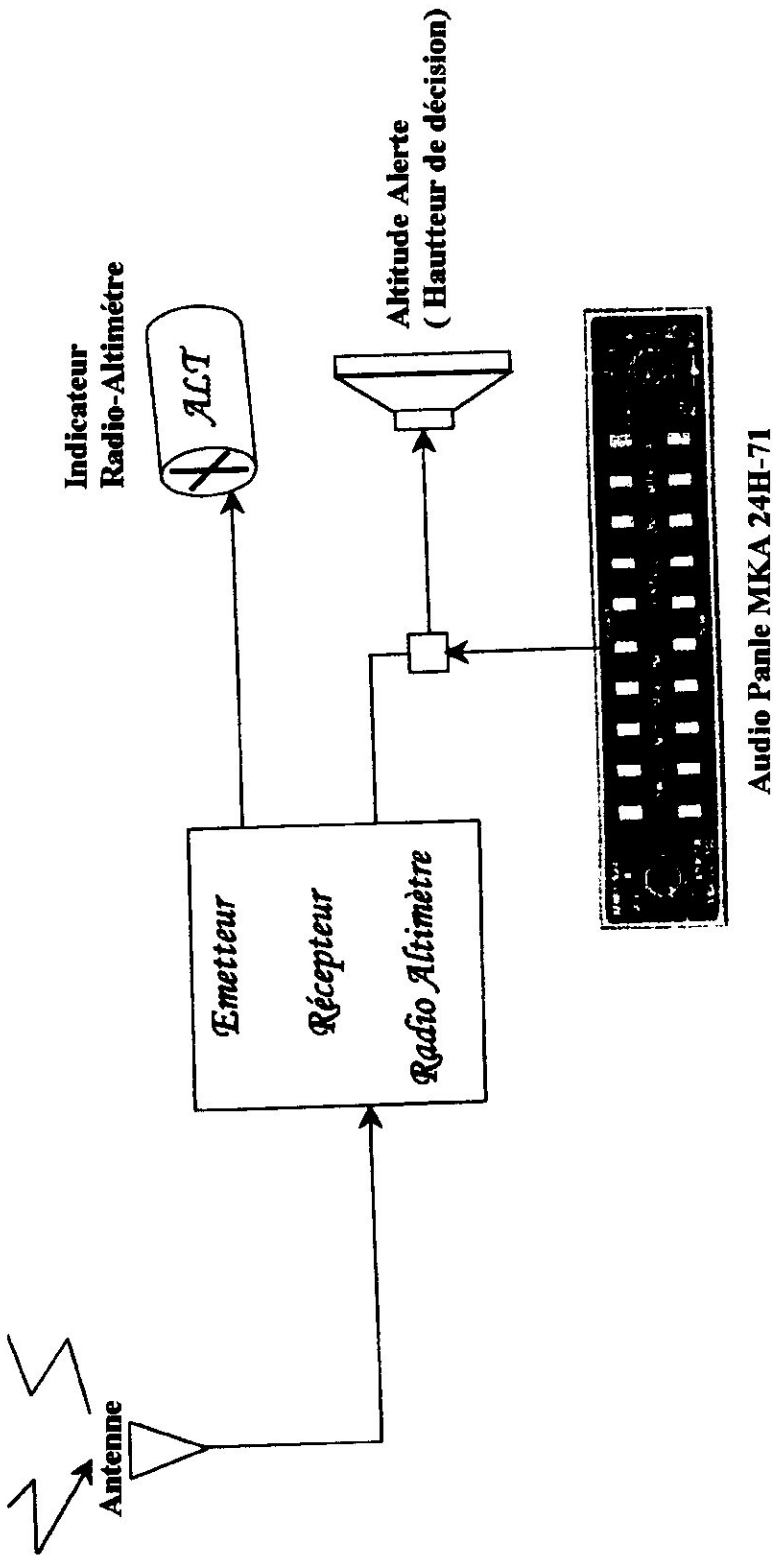


Figure I-12: Systéme Radoi Altimétre

I.2 Equipements de sécurité :

Le rôle essentiel des équipements de sécurité est la détection des anomalies de vol. ils avertissent le pilote afin qu'il puisse prendre les actions de corrections nécessaires.

I.2.1 Le système ATC (Air Trafic Control) :

Le contrôle de trafic aérien (ATC) est un réseau de tour de control, pour le décollage et l'atterrissage, afin d'assurer un déroulement efficace et sûr du trafic aérien.

Le contrôle aérien remplit plusieurs fonctions, le centre de contrôle au sol se charge des appareils atterrissant ou quittant les pistes .La tour de contrôle ou (contrôle local), s'occupe des appareils circulant aux alentours de l'aéroport, et délivre les autorisations de décollage ou d'atterrissage.

I.2.2 Le système de feux d'approche (ILS) :

C'est des lumières qui clignotent en série ou selon un code couleur et qui définissent clairement l'approche d'une piste d'atterrissage ,les feux d'approche aident les pilotes à passer aux repères visuels afin d'une approche aux instruments.

I.2.3 Le système TCAS (Trafic Alart and Collision Avoidance system):

Est un système d'anticollision embarqué qui assure la détection,et la poursuite, des avions évoluant à proximité de l'avion équipé de ce système. Et signaler la présence des avions qui constituent une menace de collision et conseille aux avions des manœuvres visant à résoudre le conflit de minière à assure la séparation de sécurité entre les avions en cause.

I.2.4 Système GPWS (Ground Proximity Warning System):

Ce système est appelé aussi système d'alerte de collision avec le sol ou (Avertisseur de proximité du sol), système GPWS est conçue pour alerter le pilote quant l'avion entre dans une zone dont le contact avec le sol est éminent.

Il est auto opérationnelle à des altitudes comprises entre 10 et 2500 pieds. Ce système fera l'objet de notre projet de fin d'études.

Chapitre II: Présentation de systéme EGPWS

Introduction :

Le concept du premier GPWS a été mis en oeuvre par la SAS (Scandinavian Airlines System), c'est la conséquence d'un crashe qui c'est produit en 1974, un Boeing 727 d'une compagnie américaine perdre le contrôle à 50 pieds de la piste alors qu'il entreprenait son atterrissage à l'aéroport de Washington. Ce crash a coûté la vie de 100 personnes. Depuis ce terrible accident, la fédération Américaine a imposé l'installation du GPWS sur tous ses appareils, plusieurs pays ont suivis cette démarche quelques années plus tard.

Le premier système GPWS qui a été installé sur les avions depuis 1974, comporte de nombreux sons d'alertes en fonction de diverses situations de vol. il possède cinq (05) modes d'opération :

Mode1 : Pente de descente excessive.

Mode2 : Taux d'approche excessif.

Mode 3 : Perte d'altitude après décollage.

Mode 4 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants, les flaps (volets) entrants.

Mode 5 : Descente au dessous du glide slope.

Ces modes sont actives automatiquement dans le GPWS computer.

Avec le développement technique de la sécurité aéronautique surtout ce qui concerne les systèmes électroniques, un dispositif plus évolué appelé **Enhanced-GPWS** ou **E-GPWS** est devenu aujourd'hui disponible, doté d'une base de données géographique qui permet de détecter l'état du terrain à l'avant de l'appareil. Il est ainsi agrémenté par des informations provenant du : GPS, radio altimètre, centrale de cap et de verticale, de la centrale aérodynamique, ainsi que du système de radio navigation. Ce système provoque une alarme auditif et visuelle si l'avion se rapproche trop du sol.

Le GPWS est considéré parmi les plus importants systèmes de sécurité embarqués sur avion vu l'apport considérable dans la diminution du nombre de crashs depuis son installation.

II.1- Description Générale du EGPWS:

Le **EGPWS**, ou *Enhanced Ground Proximity Warning System* (**système avertisseur de proximité du sol**), est un système électronique d'avertissement embarqué destiné à éviter qu'un avion s'approche du sol. Il utilise une information radio- altimétrique pour détecter si l'avion se rapproche trop du sol et déclenche à l'attention du pilote une alarme de type "whoop, whoop - terrain, terrain - pull up, pull up".Le GPWS est enclenché lors des phases critiques de décollage et d'atterrissage et alerte le pilote et/ou déclenche des ordres de commande lorsque ses calculs montrent que l'avion passe au-dessous d'une distance minimale donnée du sol.

En comparant en permanence les informations fournies par sa propre base de données du terrain ainsi que par l'altimètre radar et la navigation par satellite (GPS), il surveille constamment la position de l'avion par rapport à la terre et exclut ainsi pratiquement tout risque de contact avec le sol. (Figure II -1)

Figure II-1: Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS)

Le EGPWS donne aux pilotes des avertissements auditifs et visuels des conditions peu sûres. Les avertissements continuent jusqu'à 2450 pieds au – dessus de la terre.

II.1.1-Ground Proximity Warning Computer (EGPWC):

Le Ground Proximity Warning Computer (GPWC) ou l'ordinateur d'avertissement de proximité du sol est le composant principal de système GPWS , comparer le profil de vol d'avions, la position des flaps et de vitesse, et le dégagement de terrain pour déterminer s'il y a une alerte ou condition d'avertissement. C'est-à-dire le GPWC compare la position de l'avion et l'endroit de la piste et détermine s'il y a condition d'avertissement.

Sa face avant comprend trois LED qui montrent s'il y a pannes internes ou externes. Il contient aussi un bouton poussoir pour le self test .en appuyant sur le self test, on permet accéder aux six modes du self test.
Les fautes sont annoncées par des haut-parleurs ou à travers le casque qui se branche à la jack qui se trouve au dessous du bouton test.

Le logiciel opérationnel du computer et sa base de donnée des terrains, peuvent être mis à jour pour un téléchargement d'un PC à travers une carte introduite dans le slot de l'interface PCMCIA,sur la face avant du module,et le téléchargement se fera par l'intervention de l'opérateur. Il y a quatre états LED qui monter la progression des transferts des données. Une carte vierge doit être utilisée pour charger l'historique des fautes (pannes) enregistrés dans GPWS.

II.1.1.1-Description physique :

Le GPWC est un ARINC standard 600, 2 MCU, avec des dimensions de 2.4 pouces de largeur, 7.9 pouces de hauteur, et de 14.3 pouces de longueur. Il est alimenté par une tension alternative de 115V AC, ayant une fréquence de 400hz, le GPWC à aussi besoin une tension de 28v DC contenue. (Figure II-2).

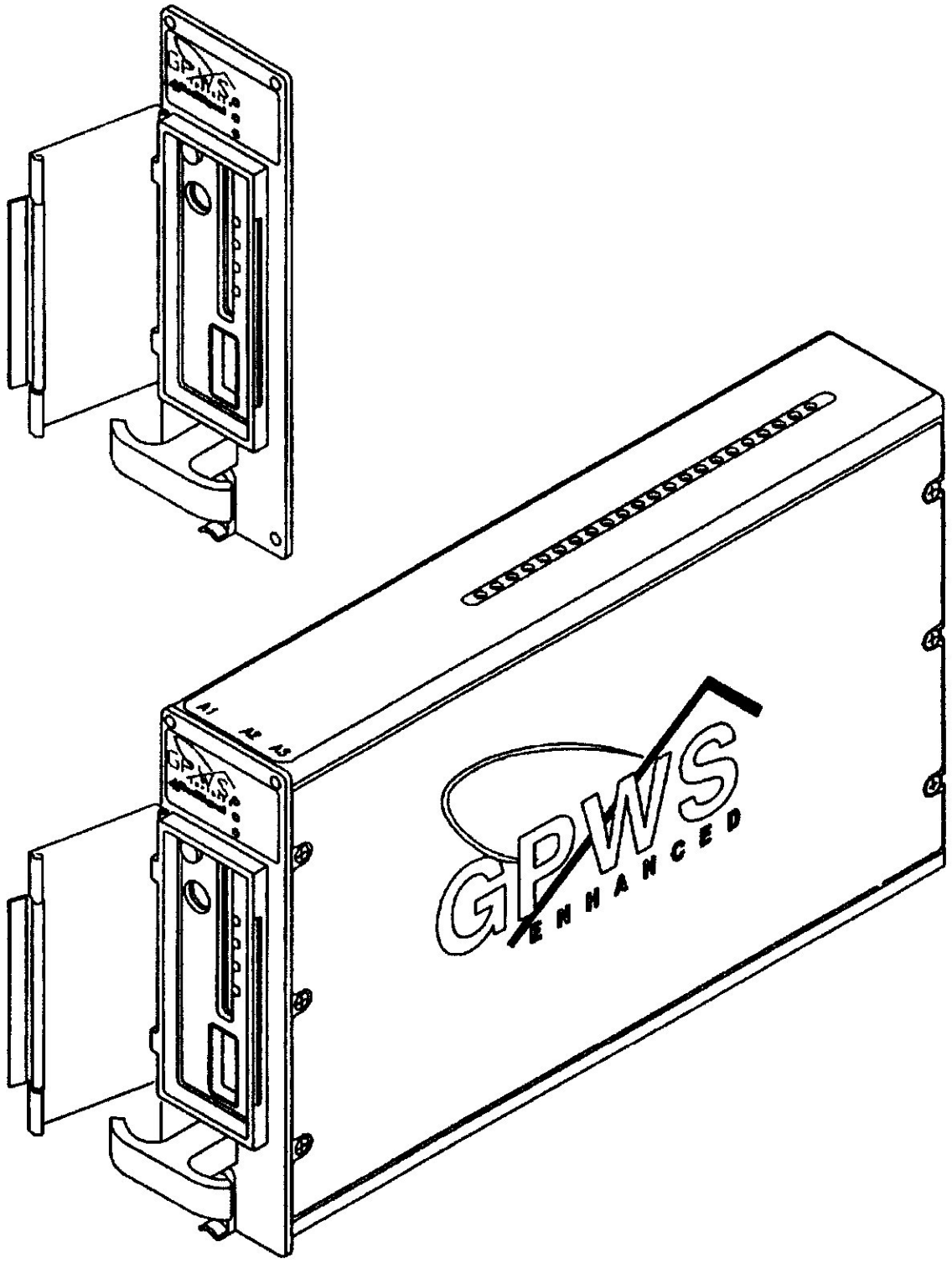


Figure II-2: Enhanced Ground Proximity Warning Computer (EGPWC)

II-1-1-2 : Face avant du EGPWC:

La face avant de EGPWC a trois statuts LED d'état et une porte. (Figure II-3)

- **EXTERNAL FAULT** (défaut externe) - la LED ambre s'allume pour un échec externe au GPWC.
- **COMPUTER OK** (OK d'ordinateur) - la LED verte reste allumée quand GPWC est alimenté et fonctionne normalement.
- **COMPUTER FAIL** (échec d'ordinateur) - la LED rouge reste allumé quand le GPWC a un échec interne.

La porte de face avant donne l'accès aux fonctions suivantes :

- SELF-TEST switch- pour commencer un test du GPWS.
- HEADPHONE JACK- (prise d'écouteur) - pour entendre (écouter) toutes les alarmes qui sont dans la mémoire.
- MEMORY CARD SLOT (fente de carte de mémoire) – soit une carte pour charger au décharger du GPWS.
- upload/download status indicators- déroulement d'opération de chargement ou de déchargement.
- RS-232 Connector- (Connecteur de RS-232) utilisé pour teste à l'atelier, et téléchargement des données avec un PC (ordinateur) normal.

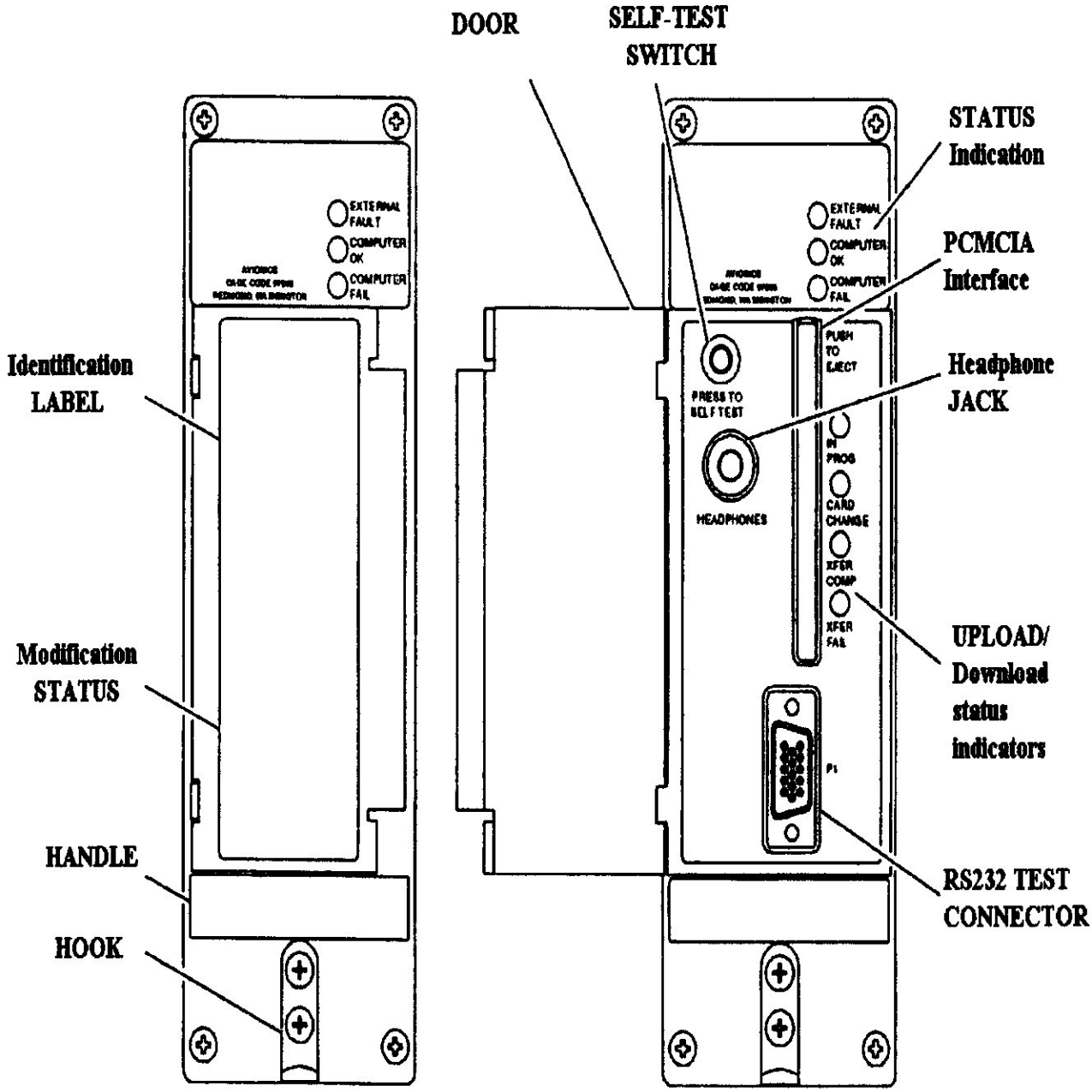


Figure II-3 : Face avant du EGPWC

II-1-2.Weather relay (relais de météo) :

L'ordinateur d'avertissement de proximité au sol **GPWC** (Ground Proximity Warning Computer) et l'émetteur-récepteur radar météo **WXR** (Weather Radar) envoient les données d'affichage sur le **ND** (Navigation Displays)

Il y a deux relais TERR/WXR, qui sélectionne la donné a afficher sur chaque ND. Les données WXR et GPWC sont transmises sous forme ARINC 453.

Les deux relais généralement sont alimentés par une source de 28v DC de panneau du disjoncteur P18. Voire (Figure II-4).

II-1-2-1.Commande de relais :

En appuyant sur le bouton WXR qui ce trouve sur la boite de commande EFIS, nous aurons les indications RADAR (météo).

En appuyant sur le bouton TERR. Le mode TERR est sélecté et nous aurons les indications de terrain sur le DEU.

II-1-2-2.Moniteur des relais :

Les relais permettent de choisir les données WXR/TERR et envoient un signal au GPWC, Le GPWC emploie ces entrées pour identifier la position des relais. Quand les relais sont en position normale, le moniteur de GPWC n'est aucune tension (0v). Quand les relais sont en position terrain, le moniteur du GPWC est donne une tension de 28v DC.

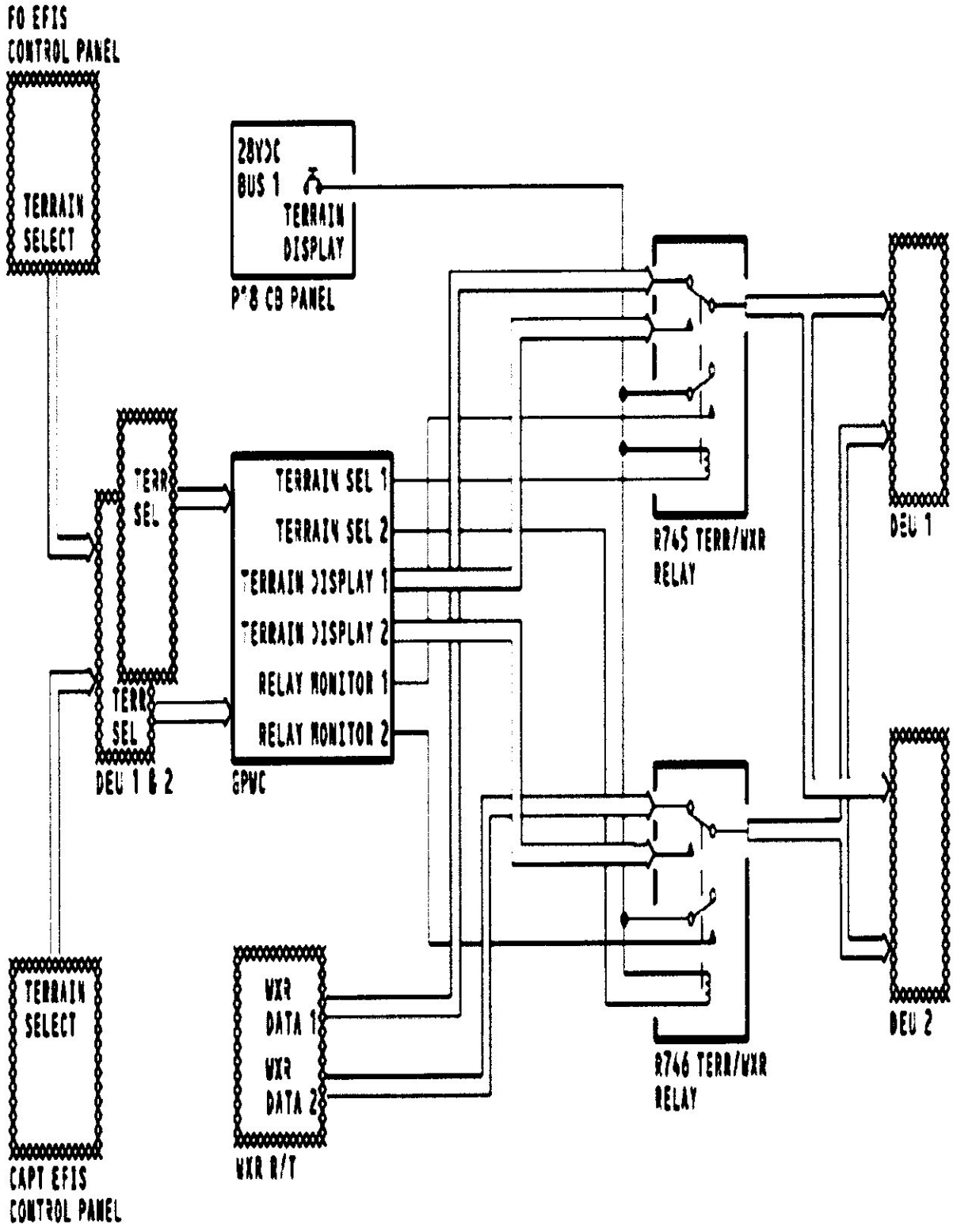


Figure II-4: Interface de weather relay

II-1-3. EFIS (Boite de Commande) :

Le biote de commande EFIS laisse l'équipage de vol choisir l'information qu'ils veulent afficher sur le ND (Navigation Displays). L'interface de ces commandes avec le EGPWS sont : (Figure II-5)

- commutateur de la carte du TERR
- sélecteur de mode de ND
- sélecteur de chaîne de ND

II-1-3-1.Commutateur De la Carte du TERR :

Quand tu appuyer le commutateur de la carte de TERR sur la boite de commande EFIS, expositions des données du terrain sont sur à l'intérieur du ND, et pour enlever les données de terrain il faut appuyer une deuxième fois sur le commutateur.

II-1-3-2.Sélecteur de mode du ND :

Le ND (navigation display) peut être affiché souvent quatre modes déferant :

- l'index d'écart de mode APP (approche).
- l'index d'écart de mode VOR.
- l'index d'écart de mode MAP.
- mode centré du MAP.

Pour cela il suffit de choisir le mode voulu, et fixe le commutateur sur la bonne position.

II-1-3-3. Sélecteur De Chaîne de ND :

Sur la boite de commande EFIS, il y a un sélecteur à huit positions pour sélecter l'échelle qui peut être de 5, 10, 20, 40, 80, 160, 320, ou 640 NM. (Figure II-5)

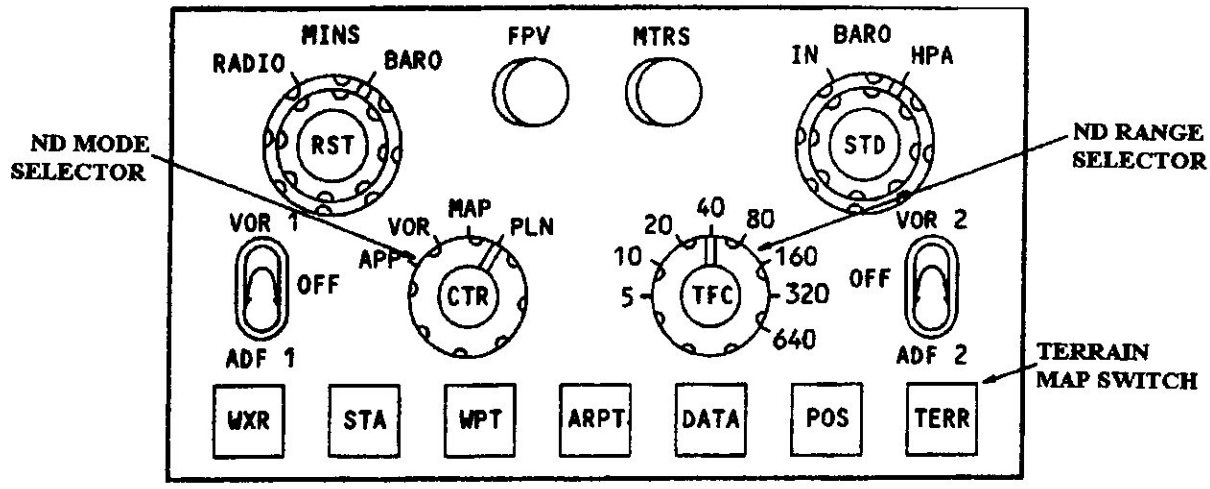


Figure II-5 : EFIS Control Panel

II-1-4.les entrées du EGPWS :

Le EGPWS emploie des entrées (unités) pour calculer Les conditions d'avertissement. (Figure II-6)

- Module d'avertissement de proximité du sol (GPWM) Ground proximity Warning module.
- Radio Altimétrie (RA).
- Flight Management Computer (FMC) Système de gestion de vol.
- Air Data Inertiel Reference Unit (ADIRU) Système à inertie de référence des données aériennes
- Multi mode receiver (MMR) récepteur à plusieurs modes de fonctionnement
- Stall Management yaw Damper (SMYD) Amortisseur de lacet et gestion de décrochage.
- Weather radar (WXR) (radar météo).
- Display electronics Unit (DEU) Unité électronique d'affichage.

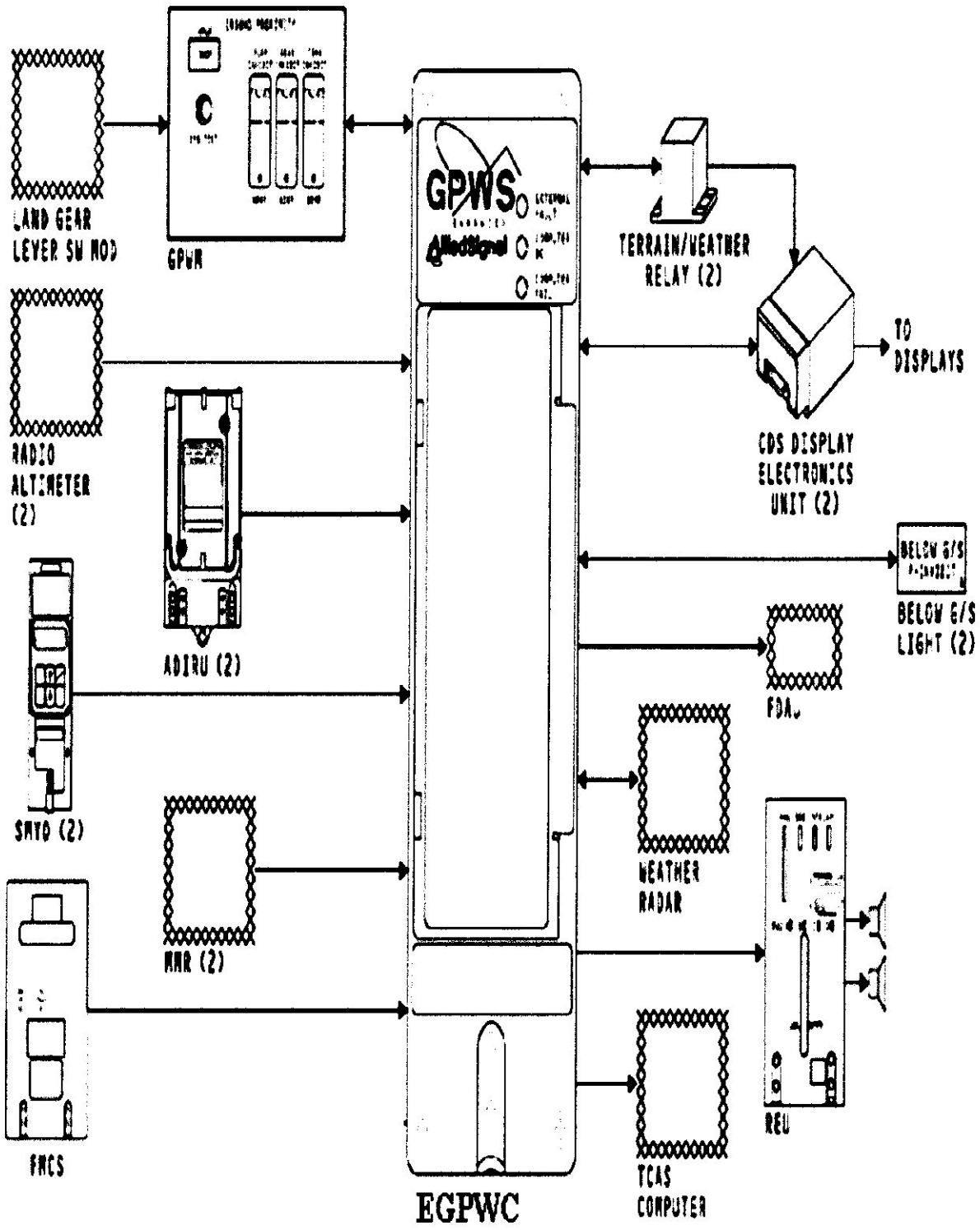


Figure II-6 : EGPWS - Description Générale

II-1-4-1.radio Altimètre :

Le système radio altimètre la distance vraie entre le sol et l'avion il fournit le lecteur de l'altitude par un indicateur automatique.

L'altitude maximale que peut mesure ce dispositif est de 2500 pieds, il est utilisé principalement durant le décollage et l'atterrissage de l'avion.

Le système radio altimètre mesure l'altitude en transmettant un signal ou sol (à travers l'antenne d'émission) et compare ce signal avec le signal réfléchi (le signal reçu par l'antenne de réception

II-1-4-2.(GPWM) Module D'avertissement De Proximité du sol :

Le module d'avertissement de proximité du sol (GPWM) est la connexion entre l'équipage et le GPWS. Le GPWM contient un voyant ambre GPWS INOP.

Le panneau à également ces commutateurs : voire (Figure II-7)

- Bouton de test.
- Commutateurs des Flaps et des trains
- Commutateur de terrain

II-1-4-2-1.Lumière D'inop :

La lumière ambre d'INOP sur le GPWM s'allume lorsqu'il y a une panne du GPWC ou s'il y a une panne d'une entrée critique au GPWC.

La lumière d'INOP s'allume également si le GPWC ne peut pas calculer des conditions windshear (Effet de cisaillement de vent).

Pendant un auto-test de GPWC, la lumière d'INOP s'allume.

II-1-4-2-2. Bouton De Test :

Le Bouton de test est un commutateur d'action temporaire qui nous permet de faire un auto-test du GPWC au niveau de poste de pilotage,appuyer temporairement le Bouton de test pour commencer un auto-test.

II-1-4-2-3.Commutateurs des Flaps et des trains

Les Flaps et les trains désactiver les signaux discrets d'offre de commutateurs au GPWC. Les signaux discrets simulent des flaps débarquant ou l'état de train au GPWC.

II-1-4-2-4.Commutateur de terrain

Le terrain désactiver le commutateur envoie une terre discrète au GPWC.

La terre discrète désactiver la fonction du plancher de dégagement de terrain (TCF) et la fonction de la conscience de terrain (TA).

Quand le commutateur est en position désactiver, le TCF et les alarmes et les avertissements de TA ne afficher pas sur les affichages de navigation ou ne seront pas entendus au-dessus des haut-parleurs de poste de pilotage.

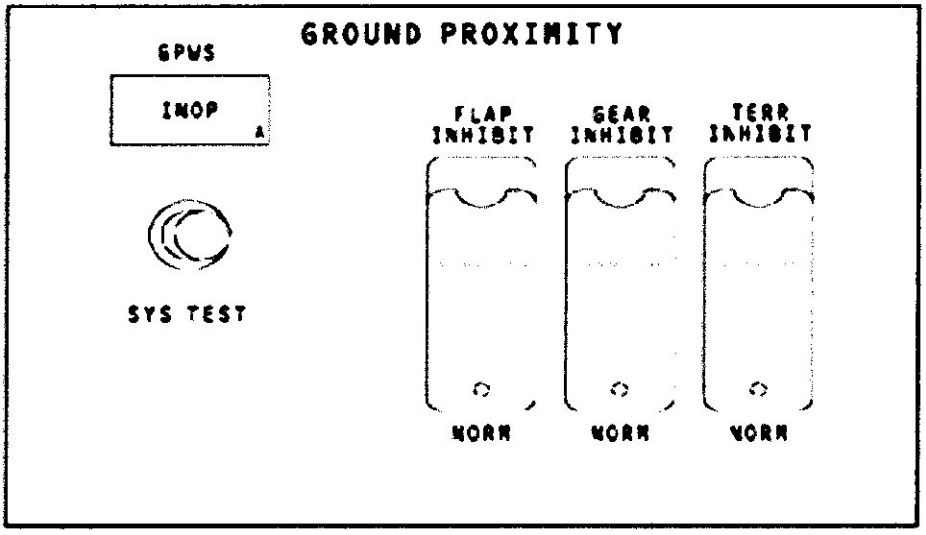


Figure II-7: Ground proximity Warning module (GPWM).

II-1-4-3. ADIRU (air Data Inertielle Reference Unit):

Unité De référence des données inertielles en vol a deux fonctions primaires

- référence de données aériennes (ADR)
- référence à inertielle (IR)

L'ADIRU gauche et droit envoient ces données au GPWC par le bus IR :

- latitude et longitude
- altitude à inertielle
- vitesse verticale à inertielle
- angle magnétique vrai
- Cap magnétique et cap vrai
- attitude de lacet et l'attitude de roule

- accélération verticale à inertielle
- taux de lancement

L'ADIRU gauche et droit envoient ces données au GPWC par le bus ADR :

- Vitesse anémométrique calculée
- vitesse anémométrique vraie
- taux d'altitude
- altitude non corrigée

Ces données sont employées pour déterminer, les attentions et les avertissements pour tous les modes de GPWC.

II-1-4-4. SMYD (Stall Management Yaw Damper):

Le SMYD calcule et envoi les commande de gestion de décrochage et l'amortisseur de l'acte. Les SMYD envoient les données suivant au GPWC :

- Angle d'attaque indiqué AOA.
- AOA corrigé.
- Position des Flaps.
- Vitesse minimum de fonctionnement.

Les entrées du SMYD sont principalement employées pour calculs l'effet de cisaillant du vent.

II-1-4-5. FMC (Flight Management computer):

Le ordinateur de gestion du vol (FMC) exécute de diverses fonction pour aider l'équipage dans la gestion du vol. ces fonctions sont toutes construites d'un plan latéral et d'un plan vertical. le pilote choisir ce plan de vol à partir d'une base de données stockée dans le système et peut le modifier à tout moment.

Dans le plan latéral, le FMC exécute :

- le calcul de la navigation (la position de l'aéronef)
- le choix de l'aide à la radionavigation (automatique ou par le pilote)
- le guidage latéral pour maintenir l'avion le long du vol, du décollage

L'approche.

Dans le plan vertical, il calcule :

- La vitesse optimale à chaque point.

II-1-4-6. Weather radar (radar météo) :

Le système du radar météo (WXR) fournit les indications visuelles et auditives suivantes:

- conditions atmosphériques.
- Effet de cisaillement de vent (Windschear).
- Les reliefs .

Le radar météo envoie des données prévision de windshear au GPWC.

Le GPWC contient la logique auditive pour déterminer quelle alerte prioritaire de GPWS ou celle de TCAS.

II-1-4-7. MMR (Multi Mode Receiver) :

Le MMR (récepteur à plusieurs modes de fonctionnement) contient l'ILS système d'instruments d'atterrissage (Glide Slope, Localizer) et le GPS les fonctions globales du système de positionnement.

II-1-4-8. Below Glide Slope Light:

Il y a deux Below Glide slope Light. Un pour le pilote et un pour le co-pilote. Les lumières sont ambres et se situent au dessus du mode d'alerte 5.Le Below Glide slope Light peut être appuyer pour arrêter les alertes et désactiver également l'alarme sonore.

II-1-5. Les sorties du EGPWS :

Afin de réduire le travail du pilote en cas d'état d'urgence le GPWS dispose d'un système d'alarme intelligent.

Celui-ci alerte le pilote au moyen de signaux visuels ("PULL UP, Below G/S"), alarmes sonores ou messages parlés de GPWS passent à travers le REU (remote electronics unit) qui sont fournis à l'aide des hauts parleurs de poste de pilotage .

II-1-5-1. Alarmes visuelles :

Les avertissements visuels de GPWS sont représentés sur les afficheurs du CDS (communs Display System), et sur les alarmes de " Below G/S ".

II-1-5-2. Alarmes auditives :

Ce sont des avertisseurs auditifs offrant 10 messages différents classés par ordre de priorité, il entendu par le pilote et son co-pilote à travers leurs hauts parleur situés dans la cockpit.

Chaque message fourni par le système d'avertissement à proximité du sol (GPWS) est répété toutes les 0.7 secondes.

Les 10 messages sont:

1-«Whoop-Whoop-Pull-Up»..... «Whoop-Whoop- Redresses»

2-«Terrain»..... «Terrain»

3-«Too-Low-Terrain»..... «Doucement Terrain»

4-«Too-Low-Gear»..... «Doucement-Trains d'atterrissages»

5-«TOO -Low-Flaps»..... «Doucement-Volets»

6-«Minimums»..... «Minimums»

7-«Sink- Rate»..... «Taux De Descente»

8-«Don't Sink»..... «Ne Descendez pas»

9-«Glide- Slope»..... «Glide- Slope»

10-« Windschear »..... « Effet de cisaillement du vent»

II-1-6. Les interfaces analogiques et digitales du système EGPWS :

II-1-6-1. Les Interfaces Analogiques :

La Figure II-8 présente les déférentes interfaces analogiques de GPWC qui sont utilisés lors du fonctionnement.

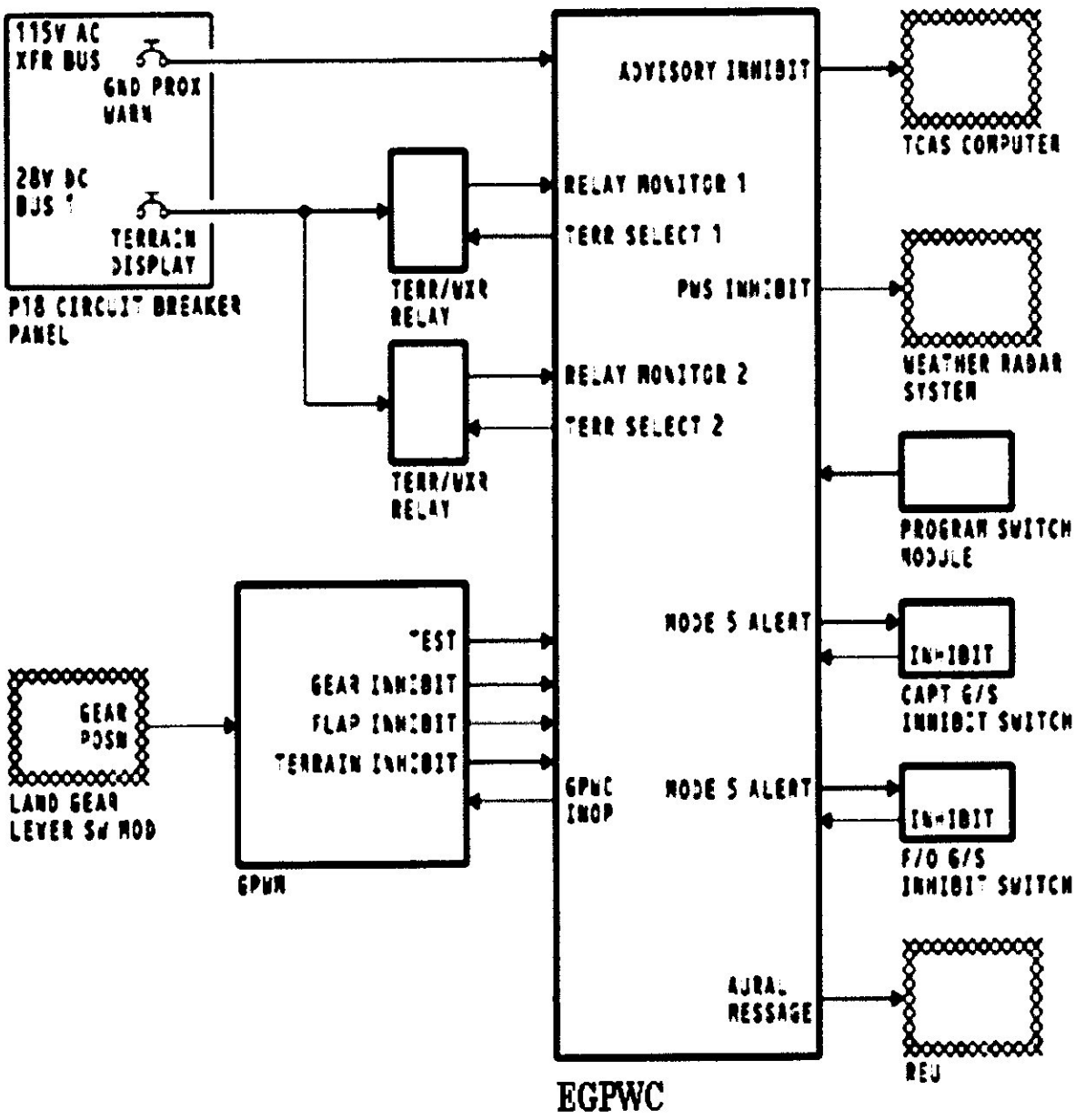


Figure II-8 : Interfaces Analogiques

II-1-6-2. Les Interfaces Digitales (numériques) :

Le GPWC se connecte avec d'autres systèmes d'avion sur des bus de données d'ARINC 429. Les interfaces numériques qui sont connectés avec le GPWC sont : (Figure II-9):

- Unité de référence à inertie gauche et droite de données aériennes.
- Radio altimètre 1 et 2.
- Multi mode receveurs 1 et 2.
- Flight management computer 1 et 2 (ordinateur de gestion des paramètres Vol).
- Stall management yaw damper1 et 2 (amortisseur de lacet de gestion de décrochage).
- Display Electronics unit 1 et 2 (DEU).
- Panneau de commande de mode DFCS.
- Weather radar (WXR) (radar météo).
- Terrain/Weather relays.
- Flight data acquisition unit (FDAU) Unité d'acquisition des données De vol

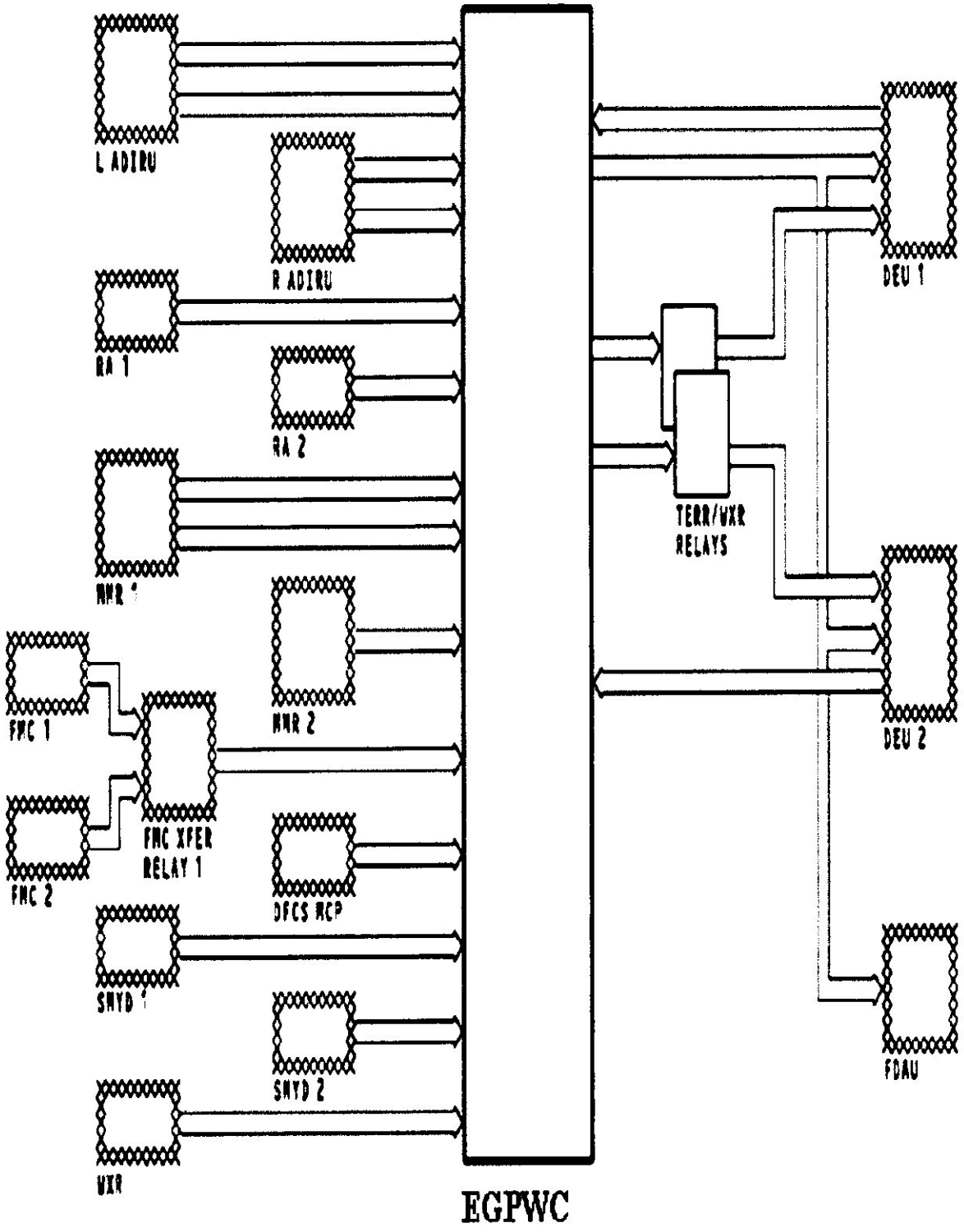


Figure II-9 :Interfaces Digitales (numériques)

Chapitre III:
Principe de fonctionnement de EGPWS

III-1. Différents modes d'opérations :

Les avions sont munis du dispositif avertisseur de proximité du sol standard (EGPWS), qui évalue la distance séparant l'avion du sol et déclenche l'alarme sonore « **pull up !** » (Remontez !) Quand l'avion se trouve dangereusement prés du sol. Ce système permet au pilote d'être alerté du rapprochement du sol à partir de **2500** pieds. Des voix synthétiques se font entendre dans le cockpit à chaque étape. GPWS intègre donc cette nouvelle fonctionnalité. Il comporte également de nombreux sons d'alertes en fonction de diverses situations de vol.

Le EGPWS a sept (07) modes d'opération, ces modes sont activés automatiquement dans le GPWS computer.

La lampe « **pull up !** » est actionnée durant les quartes premiers modes. L'avertissement du mode 5 suivis d'un allumage de la lampe **«Bleu G/S»,** le mode 6 produit seulement un avertissement oral, et le mode 7 produit un avertissement suivi d'un allumage de la lampe**«Windshear».**

- Mode 1 : Pente de descente excessive.
- Mode 2 : Taux d'approche excessive.
- Mode 3 : Perte d'altitude après décollage
- Mode 4 :
  - 4A : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants.
  - 4B : proximité du sol avec les flaps entrants.
- Mode 5 : Descente au dessous du glide slope.
- Mode 6 : Descente au dessous du minimum.
- Mode 7 : Avertir pour des conditions windshear.

Chaque mode de système EGPWS correspond à des indications Visuels et auditifs bien déterminées, et le tableau N^0 3.1 présente les différents modes et leurs indication.

Modes	Indications		
	Visuel	Audio	Audio
	Lumière	Indication	Avertissement
1-Pente de descente excessive	Pull Up (Rouge)	Sink Rate	Whoop- Whoop Pull Up
2-Taux d'approche excessif	Pull Up (Rouge)	Terrain –Terrain	Whoop- Whoop Pull Up
3-Perte d'altitude après décollage ou remise des gazes	Pull Up (Rouge)	Don't Sink	----------
4 a- Proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrant	Pull Up (Rouge)	Too Low Terrain	Too Low -Gear
4b-Proximité du sol avec les flaps entrant	Pull Up (Rouge)	Too Low Terrain	Too Low - Flaps
5-Descente au dessous du Glide Slope	Belw G/S (Ombre)	Glide slope « Sofl»	Glide slope «hard»
6- Désecnte au dessous du annonciation des Minimums	----------	Minimums Minimums	----------
7-Avertir pour des Conditions Windshear	Windshear (rouge)	----------	Windshear -Windshear Windshear

Tableau N^{0}3.1 : les différents modes et leurs indications

III-1-1.MODE 1 - Pente de descente excessive :

Le mode 1 fournit des alertes et des avertissements pour de grands taux de descente quand l'avion est près du terrain, ce mode dépend de l'altitude et du taux barométrique, et il est indépendant de la configuration de l'avion (position des flaps et les trains d'atterrissages), il devient fonctionnel lorsque l'altitude de l'avion dépasse 10 pieds. Si l'avion entre dans la première zone d'avertissement indiquant une perte d'altitude excessive, le message **"Sink Rate"**sera entendu et l'indicateur **"Pull Up"** s'allumera. Si le taux de descente n'est pas rectifié, l'avion entrera dans la deuxième zone d'alerte, puis le message **"Sink Rate"** changer par l'avertissement **"Whoop-whoop -Pull Up",** l'indicateur étant toujours allumé ; dans ce cas la situation devient plus dangereuse et le pilote doit impérativement corriger la trajectoire. (Figure III-1).
A une altitude inférieure à 10 pieds, toutes les alarmes de mode 1 sont invalides.

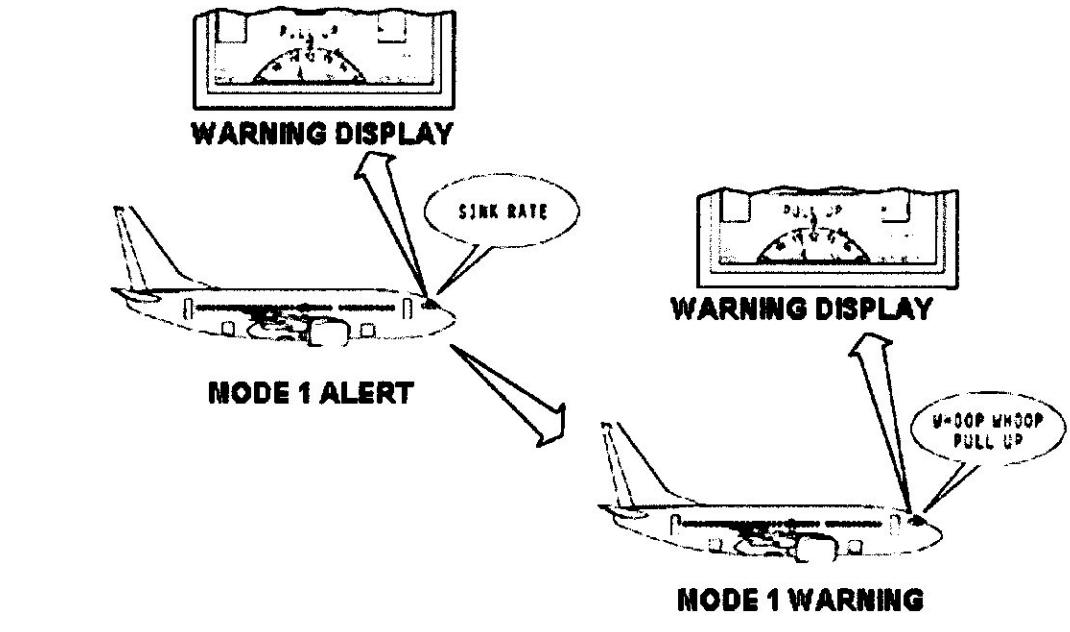


Figure III-1 : Mode1-Pente de descente excessive

III.1.1-1- Principe de Fonctionnement du mode 1 :

Les conditions d'alerte et d'avertissement du mode 1 peuvent se produire pour une radio altitude de **10** jusqu à **2450** pieds .le type d'annuciation dépend du taux de descente, et de la radio altitude. La première annuciation est une alerte. Si le taux de descente ne diminue pas, l'annonciation change par un avertissement. Les LRU (line replaceable unit) fournissent les entrées pour l'opération du mode 1, sont les émetteurs récepteurs de radio altimètre et l'ADIRU (air data inertial reference unit)
(Figure III.2).
Le GPWS emploie ces données pour détecter les alertes et les avertissements du mode1 :

- radio altitude.
- Vitesse verticale inertielle (IVS).
- Taux barométrique d'altitude.

Le détecteur du mode **GPWC** calcule le taux de descente de la vitesse verticale inertiel .Si il n'est pas disponible, le détecteur de mode emploie un taux d'altitude intérieurement calculé. Si les deux données ne sont pas valides, le taux d'altitude barométrique de l'ADIRU est utilisé. Quand le GPWC utilise le taux d'altitude barométrique, la coupure inférieure d'altitude change de 10 à 30 pieds. Quand il y a un avertissement (danger) au vol, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancés. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage.
L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEU, pour afficher le message « PULL UP » sur ND (navigation display).
Quand le GPWC donne un message auditif, un discrète est envoyée à l'ordinateur du TCAS pour désactiver les messages auditifs de TCAS.

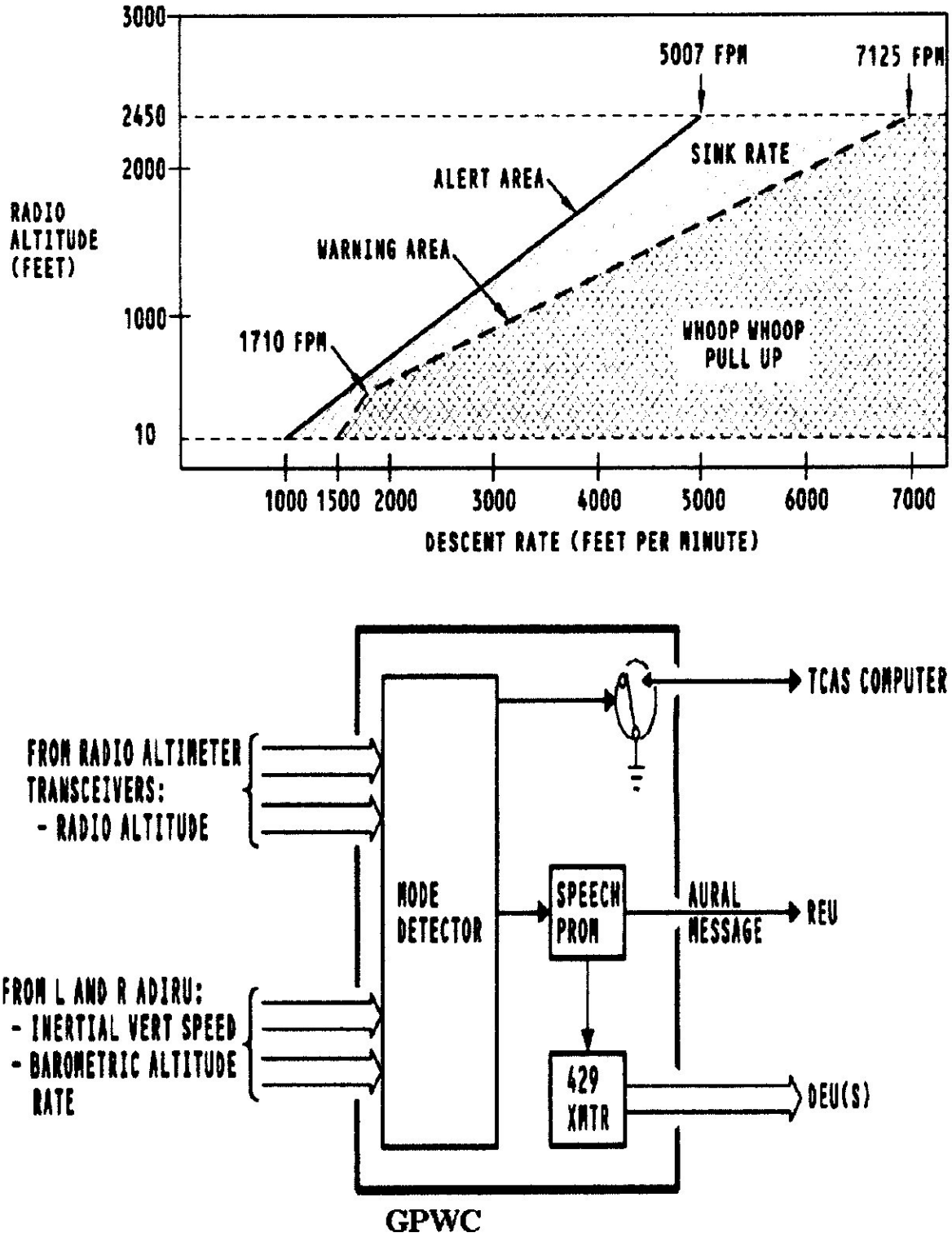


Figure III-2 : principe du Mode 1.

III.1.2-MODE 2 - Taux d'approche excessif :

Le mode 2 fournit des alertes et des avertissements quand le taux d'approche au terrain est très grand. Le mode 2 a deux sous- modes, mode 2A et mode 2B. Ce mode dépend du Mach, de l'altitude, du taux barométrique et la configuration de l'avion (position des flaps et trains d'atterrissage).

III.1.2.1-Mode 2a :

Le mode 2A se produit pour un grand taux d'approche si les flaps sont moins de 25 unités (pas dans la configuration d'atterrissage).Ce mode peut avoir un état alerte ou un état d'avertissement.

Pour un état d'alerte, le GPWC donne le message auditif, **" TERRAIN TERRAIN"** et l'exposition de DEU affiche **"PULL UP"** (monter vers le haute).
Si il y a une augmentation de taux d'approche, le GPWC donne un avertissement. Pour une condition d'avertissement, le GPWC donne le message auditif, **"WHOOP WHOOP PULL UP "** et le DEU affiche **"PULL UP".**Le message auditif **"WHOOP WHOOP PULL UP"** Change par le message auditif **"TERRAIN"** quand le taux d'approche diminue, mais et il y a toujours un taux d'approche, si l'altitude d'avion n'a pas augmenté plus de 300 pieds. Si le pilote fait une manœuvre de "POULL UP" (tire vers le haut) il n' y a aucun taux d'approche. Après 300 pieds d'altitude, les alertes et les avertissements vont au loin.
(Figure III-3).

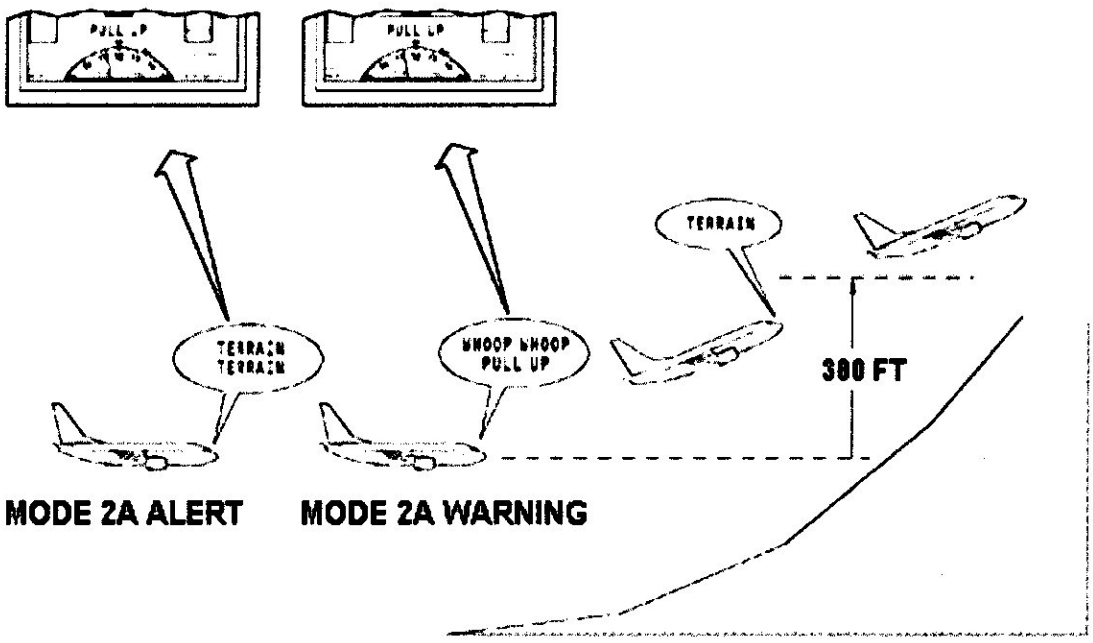


Figure III-3 : Mode 2A- Taux d'approche excessif.

III.1.2.2-Mode 2 B :

Le mode 2B donne des alertes pour un grand taux d'approche si les Flaps sont dans la configuration d'atterrissage (plus de 30 unités).Ce mode peut également donner des alertes et des avertissements si les Flaps sont dans la configuration d'atterrissage et l'angle du glide slope et la déviation de localizer est moins de deux points (dots) pendant une approche de Ils.

Le mode 2B peut avoir un état d'alerte ou un état d'avertissement. Le GPWC donne le message auditif **"TERRAIN TERRAIN "** alerte pour un grand taux d'approche, si le train d'atterrissage et les Flaps sont dans la configuration d'atterrissage. Le GPWC également donne le message **"TERRAIN TERRAIN"** alerte pour un grand taux d'approche, quand les Flaps ou les trains d'atterrissage n'est pas dans la configuration d'atterrissage. Si l'état alerte continue, le GPWS donne un message auditif **"WHOOP WHOOP PULL UP"** et l'expose sur les DEU le message auditif **"PULL UP"**. (Figure III-4)

III.1.2.3- Principe de Fonctionnement du Mode 2 :

Les alertes de mode 2A se produisent entre 30 et 1650 pieds de radio altitude, pour des vitesses anémométriques moins de 220 nœuds. La limite supérieure montée jusqu'à 2450 pieds de radio altitude pour des vitesses anémométriques produit entre 220 noeuds et 310 noeuds. Et Les alertes de mode 2b peuvent se produire entre 30 et 789 pieds de radio altitude. La limite inférieure change entre 30 et 600 pieds de radio altitude.

Le GPWC emploie le taux de descente d'altitude et la position des flaps pour calculer la limite inférieure. (Figure III-5)

Les LRU (line remplaçable unit) qui assurent ces entrées pour l'opération du mode 2 :

- Emetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU gauche.
- Module de GPWS
- Amortisseur de lacet de gestion de décrochage (SMYDs).
- MMR 1 et 2.

Les données utilisées par le GPWC pour détecter les alertes et les avertissements du mode 2 sont :

- Radio altitude.
- Vitesse verticale à inertielle (IVS).
- Taux barométrique d'alitude.
- Vitesse anémométrique calculée.
- Position des flaps et des trains d'atterrissages.
- Glide slope et localizer.

Quand il y a un avertissement (danger) au vol, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage. L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEUs, pour afficher le message **"PULL UP"** sur ND (navigation display).

Quand le GPWC donne un message auditif, un discrète est envoyée à l'ordinateur du TCAS pour désactiver les messages auditifs de TCAS.

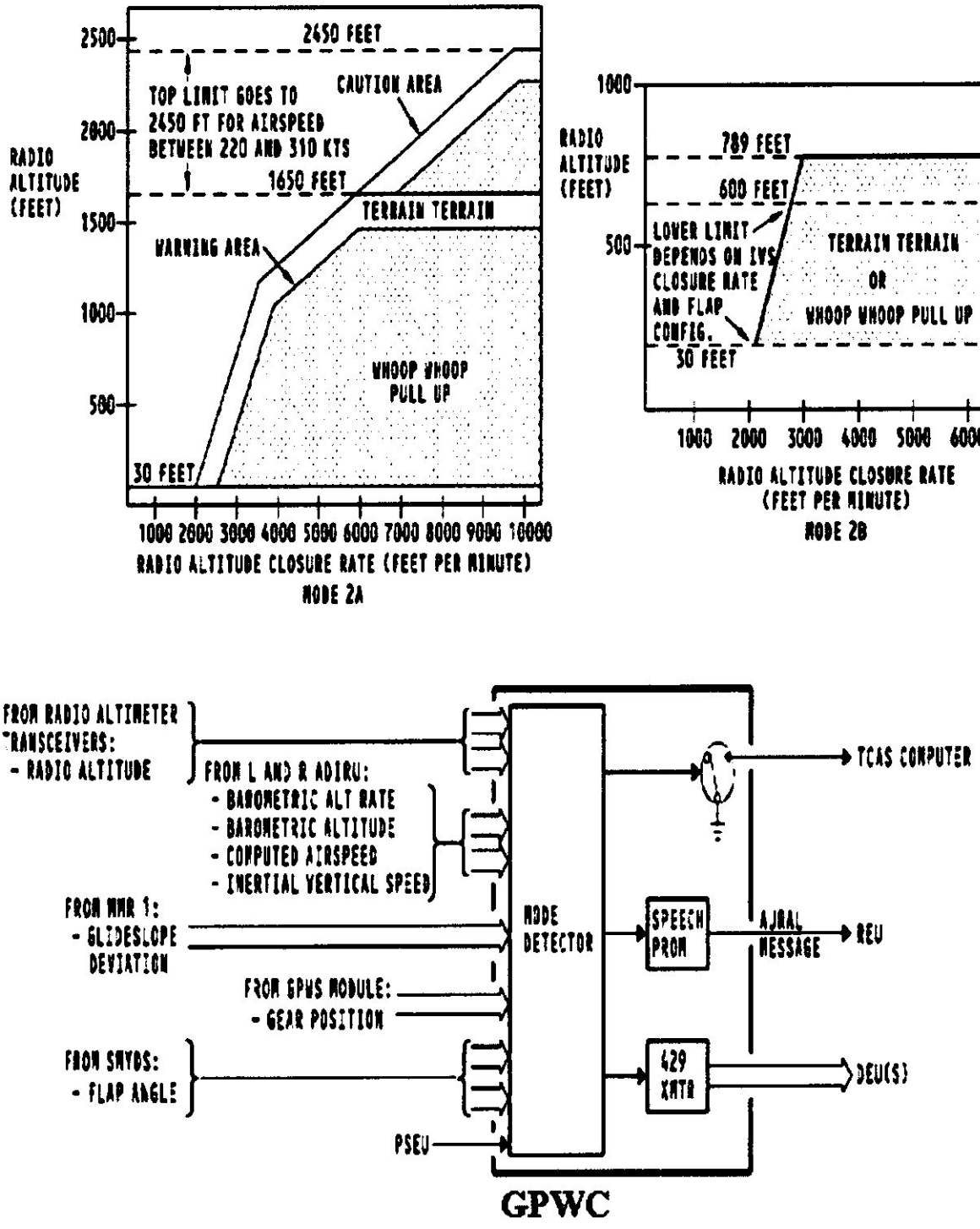


Figure III-5 : Principe du Mode 2.

III.1.3-MODE 3 - Perte d'altitude après décollage :

Les alertes du mode 3 s'alimentent lorsqu'il y a une grande perte d'alitude lors de décollage, ou pendant une approche manquée avec les Flaps vers le haut, ou avec les trains entrants. Lorsque l'avion atteint **1500** pieds de radio altitude, le mode 3 devient ne pas alerte .le mode 3 a deux sous- modes (3A et 3B).

III.1.3.1-Le sous- mode 3A :

Donne des alertes quand l'avion perd d'altitude après décollage. La perte dépend du taux d'élévation et de l'altitude de l'avion.

Sous- mode 3A donne le message auditif **"DON'T SINK".**

III.1.3.2-Le sous -mode 3B :

Donne des alertes pour dégagement minimum de terrain. Le dégagement de terrain et augmente lorsque l'altitude de l'avion est élevée pendant le décollage. Ce mode 3B donne le message auditif **"TOO LOW TERRAIN",** Quand il y a une alerte du mode 3, le PFD (Primary flight Display) affiche le message

"PULLUP" tire vers le haut. (Figure III-6)

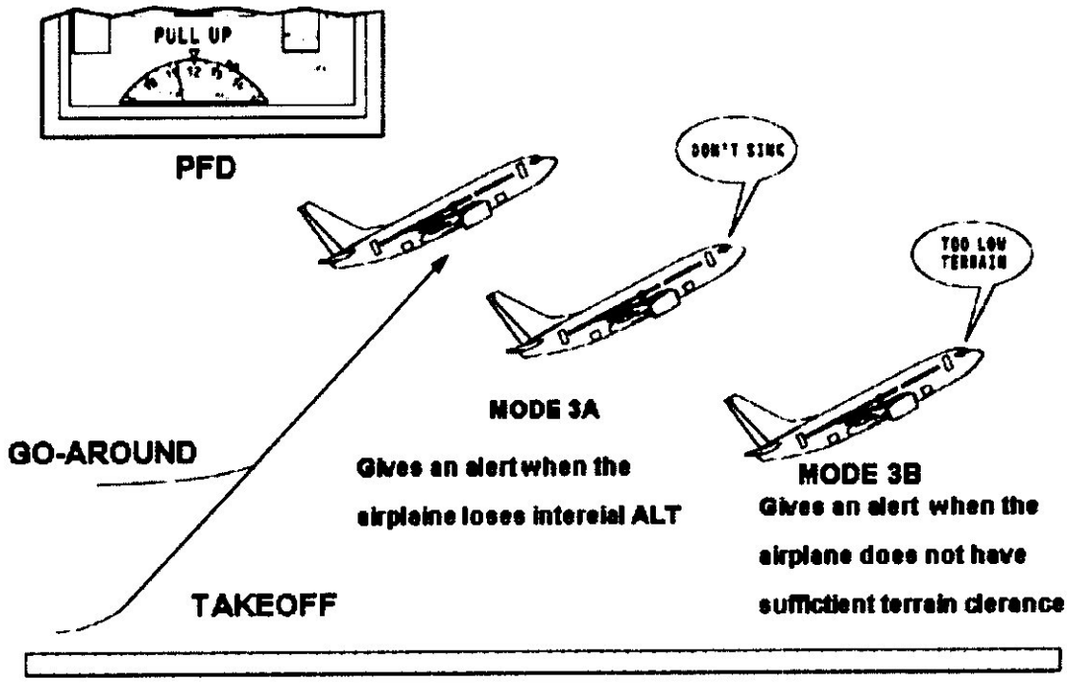


Figure III-6 : Mode 3 -Perte d'altitude après Décollage

III.1.3.3- Principe de Fonctionnement du Mode 3 :

Le mode 3 fonctionne quand l'un de ces conditions est vraie :

- l'avion s'élève après être allé en -dessous de **245** pieds dans la configuration d'atterrissage (train, les flaps plue grands de **30** unit).
- décollage de l'avion.

Les alertes de mode 3 sont produites entre **30** et **1500** pieds. L'alerte de mode 3A change avec le changement de taux d'altitude de l'avion, et les alertes de mode 3B se produisent quand l'altitude d'avion est inférieure que la valeur d'alitude donnée par le GPWC. Le filtre commence l'opération pendant l'élever à 150 pieds et garde 75% de l'altitude réelle d'avion.

Le filtre garde jusqu'à 500 pieds d'altitude pour des vitesses anémométriques

En -dessous de 190 noeuds (500 pieds dans le filtre égale une altitude d'avion de 667 pieds).

Quand la vitesse anémométrique va au-dessus de 250 noeuds, la limite supérieure va à 1000 pieds (1000 pieds dans le filtre égale une altitude d'avion de 1333 pieds).Changement du mode 3 au mode 4 lorsque le filtre de gain d'altitude obtient aux limites supérieures. (Figure III-7)

Les LRU qui assurent ces entrées pour l'opération du mode 3 sont :

- émetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU gauche.
- module de GPWS.
- switch de train d'atterrissage.
- amortisseur de lacet de gestion de décrochage (SMYD) 1 et 2.

Le GPWC emploie ces données pour détecte des alertes du mode 3 :

- radio altitude.
- altitude inertielle.
- vitesse verticale à inertielle.
- altitude barométrique.
- taux barométrique d'altitude
- position des flaps est des trains d'atterrissages.

Quand il y a un avertissement (danger) du mode 3, le détecteur de mode envoie un discret au GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage. L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEU, pour afficher le message **" PULL UP"**sur ND (navigation display).

Quand le GPWC donne un message auditif du mode 3, un discret est envoyé à l'ordinateur du TCAS pour désactiver les messages auditifs de TCAS.

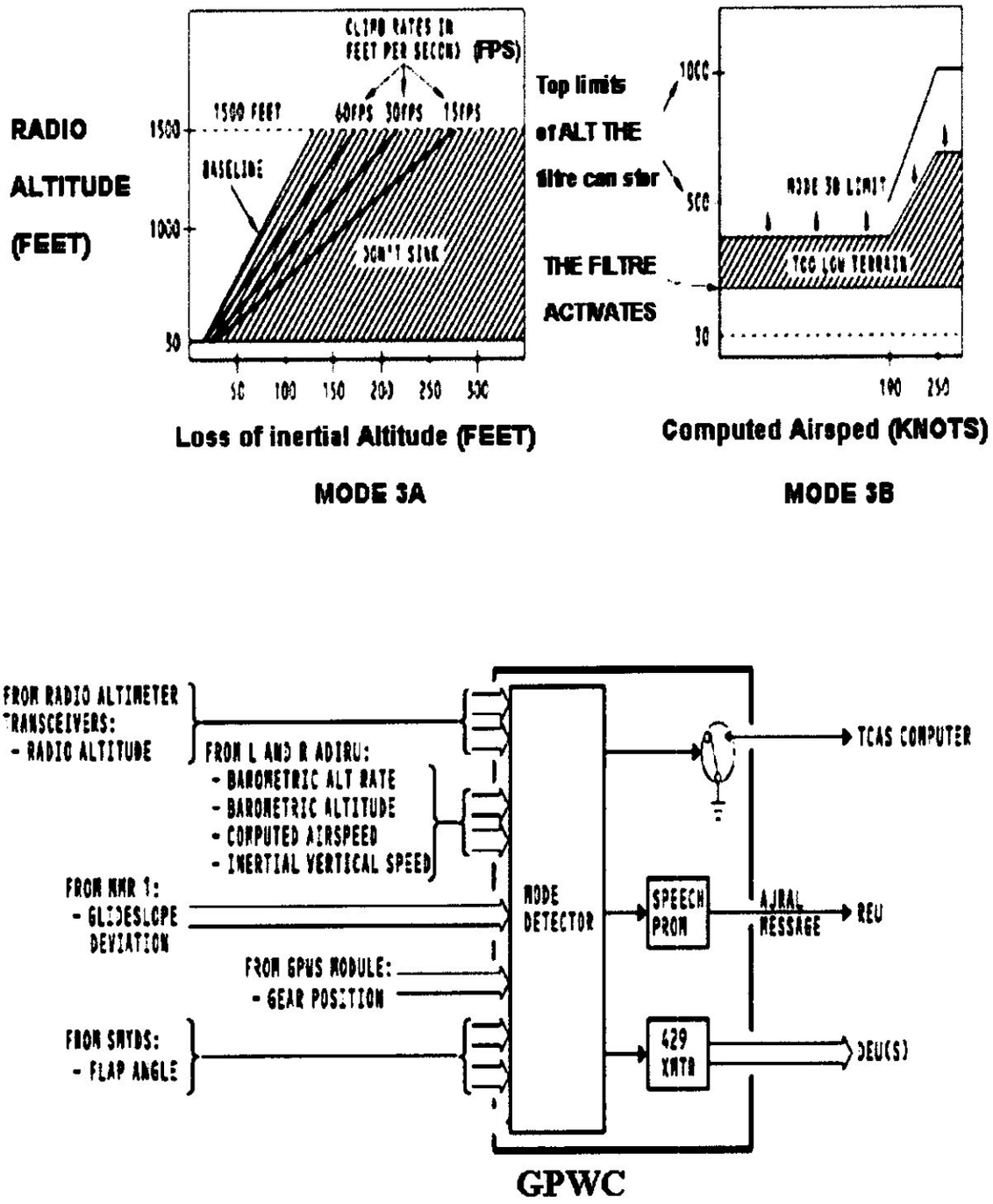


Figure III-7 : Principe du Mode 3.

III.1.4- MODE 4-Proximité du sol avec les trains t'atterrissage ou avec Les Flaps entrants :

Le mode 4 fournit des alertes quand l'avion est trop près du terrain, et les trains d'atterrissage ou les flaps ne sont pas dans l'état de configuration d'atterrissage. Mode 4 a deux Sous- mode (4A et 4B). (Figure III-8)

Le GPWC donne une alerte pour le mode 4A quand les trains d'atterrissage ne sont pas sortants. Mode 4A donne un message auditif **"TOO LOW GEAR"** à des basses vitesses anémométriques, ou **"TOO LOW TRRAIN"** lorsque la vitesse anémométrique est élevée.

Le GPWC donne une alerte pour le mode 4B quand le train d'atterrissage est vers le bas et les flaps ne sont pas dans la configuration d'atterrissage.

Le mode 4B donne un message auditif **"TOO LOW FLAPS "** si l'avion est à la faible vitesse anémométrique (vitesse diminue), ou **"Too Low TERRAIN"** lorsque la vitesse anémométrique est élevée. Quand le GPWC donne une alerte à mode 4, le détecteur de mode envoie également un discret sur un bus de données d'ARIN 429 au DEU pour montrer le message **"PULL UP".**

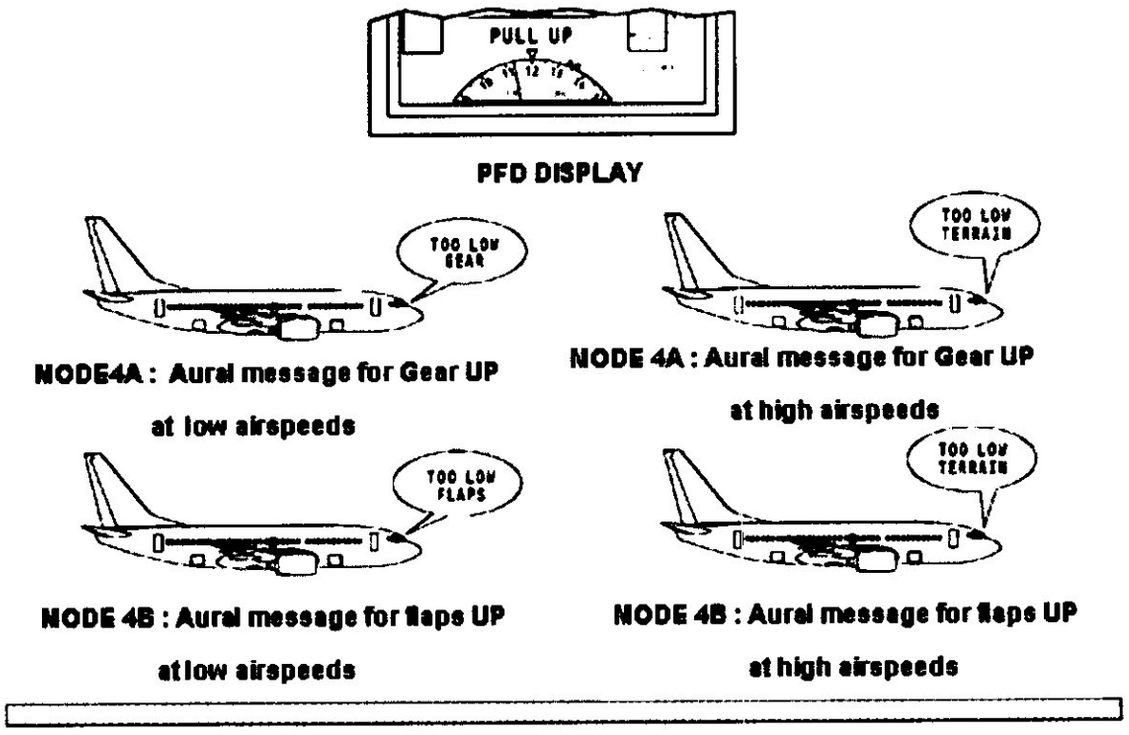


Figure III-8 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou avec Les Flaps Entrants.

III.1.4.1- Principe de Fonctionnement du Mode 4 :

Les alertes du mode 4 se produisent entre **30**et **1000** pieds. Les limites d'alitude pour le mode 4A et le mode 4B sont inférieurs à de basses vitesses anémométriques. (Figure III-9)

L'alerte de mode 4A se produit si les trains d'atterrissage ne sont pas vers le bas au-dessous de l'altitude limite. La limite d'altitude de mode 4A est de 500 pieds quand les vitesse anémométrique en- dessous de 190 nœuds, et de 1000 pieds à la vitesse anémométrique élevée.

Le message auditif **"Too Low Gear"** du mode 4A est changé par le message auditif **"Too Low Terrain"** lorsque la vitesse anémométrique est au-dessus de 190 noeuds.

L'alerte du mode 4B se produit si les trains d'atterrissage sont vers le bas et les flaps ne sont pas configure à l'atterrissage au-dessous de la limite d'alitude. La limite d'altitude du mode 4B est 245 pieds quand la vitesse anémométrique est au-dessous de 159 nouds et elle est 1000pieds à la vitesse anémométrique élevée.

Le message auditif **"Too Low Flaps"** du mode 4B est changé par le message auditif **"Too Low Terrain"** lorsque la vitesse anémométrique va au-dessus de 159 nœuds.

Les LRU qui assurent ces entrées pour le mode 4 sont :

- émetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU gauche et air data buses.
- amortisseur de lacet de gestion de décrochage (SMYD).
- switch manuelle de train d'atterrissage.
- module de GPWS.

Le GPWS emploie ces données pour détecter les alertes du mode 4 :

- radio altitude.
- vitesse anémométrique calculée
- position des flaps est des trains d'atterrissages

Quand il y a un avertissement (danger) du mode 4, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage. L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEUs, pour afficher le message **"PULL UP"** sur ND (navigation display).

Quand le GPWC donne un message auditif du mode 4, un discret est envoyé à l'ordinateur du TCAS pour désactiver les messages auditifs de TCAS.

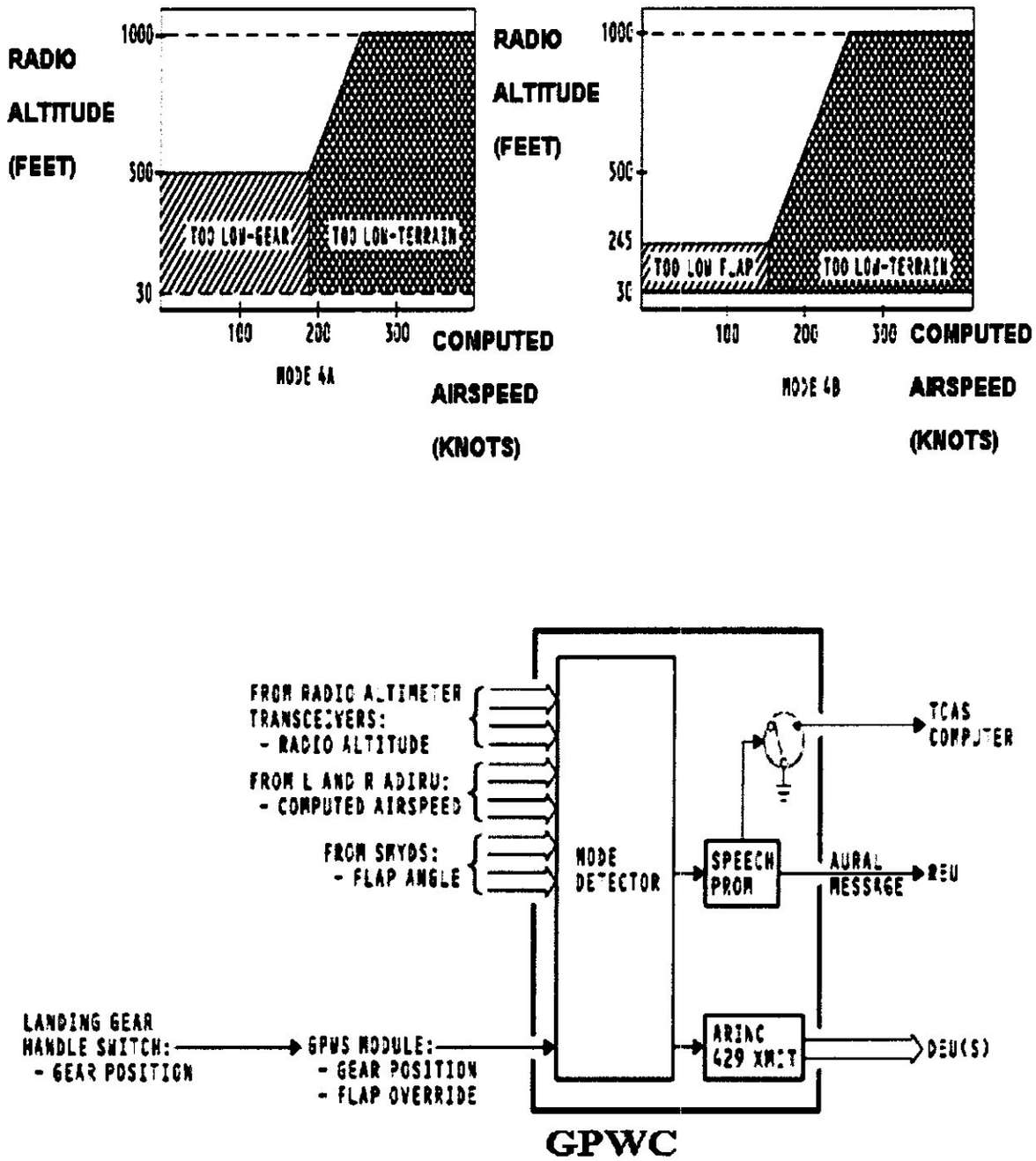


Figure III-9 : Principe du Mode 4.

III.1.5- MODE 5 - Descente au -dessous du glide slope :

Le GPWC donne une alerte pour le mode 5 quand l'avion engage son atterrissage, au- dessous de l'axe du glide slope, pendant l'approche si les trains d'atterrissages sont vers le bas.

Pour les alertes du mode 5, le GPWC donne un message auditif **"Glide Slope".** Le niveau de volume du message auditif augmente et se répète plus rapidement pendant que le terrain obtient plus étroitement. On appuye le switch du Glide Slope pour désactive les alertes du mode 5. (Figure III-10)

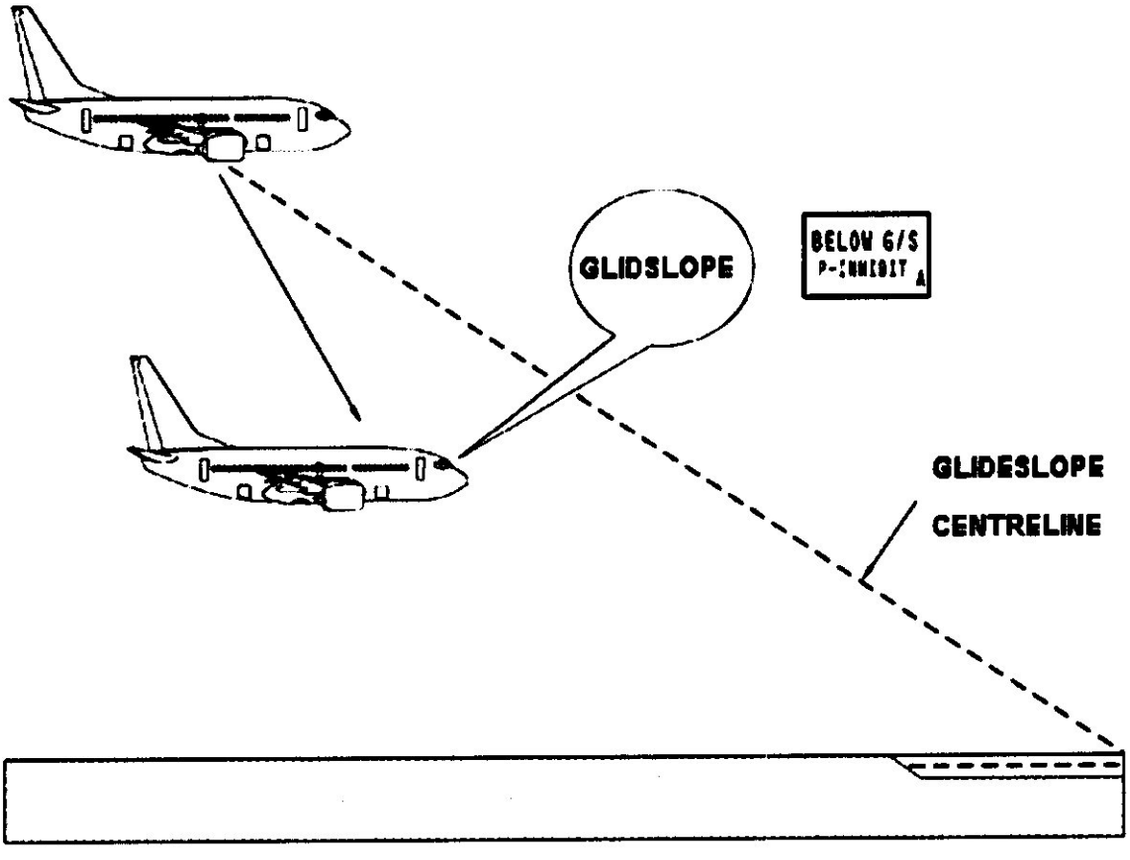


Figure III- 10 : Mode 5 - Descente au-dessous du glide slope.

III.1.5.1- Principe de Fonctionnement du Mode 5 :

Les alertes du mode 5 peuvent se produire entre 30 et 1000 pieds de radio altitude. L'intervalle des messages auditifs dépend de l'altitude et la déviation de Glide Slope. L'acoustique de bas volume se produit en -dessous de 1000 à 30 pieds vers le bas quand la déviation est plus de 1.3 point. L'acoustique normale de volume se produit en -dessous de 300 pieds quand la déviation est plus de 2 points.

(Figure III-11)

Les entrées de LRU pour l'opération du mode 5 sont:

- émetteurs récepteurs de radio altimètre.
- Boite de commande de mode DFCS.
- commutateur de garde de train d'atterrissage
- MMRs.
- FMCs.
- module de GPWS

Le GPWC emploie ces données pour calculer les alertes du mode 5 :

- déviation de pente de Localizer et Glide Slope
- position des trains
- Cap magnétique
- Radio altimètre

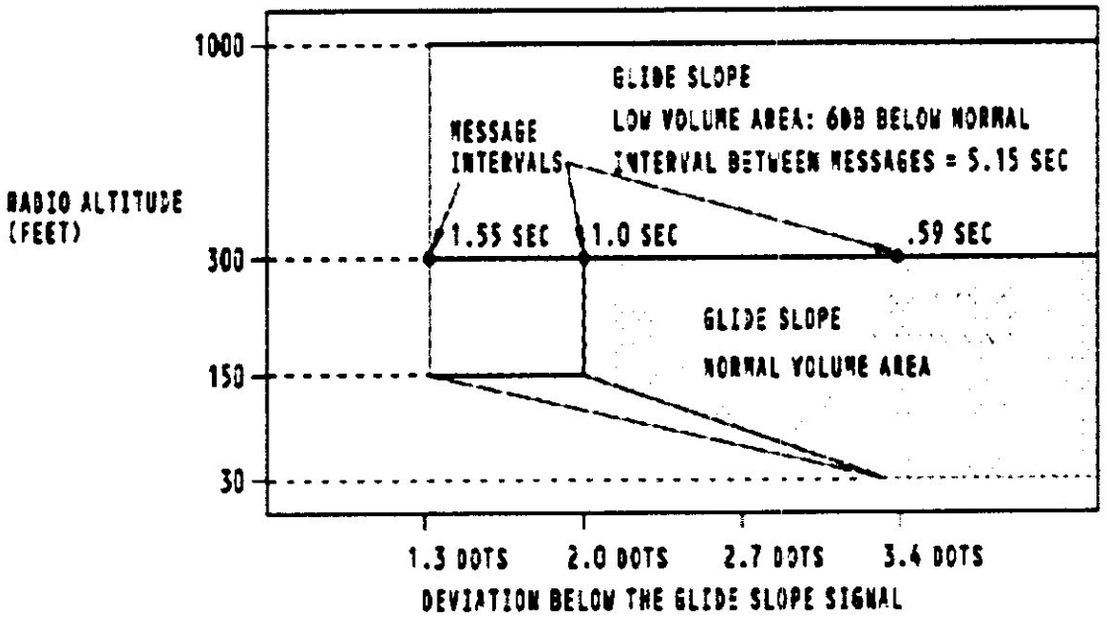
Quand il y a une alerte du mode 5, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage. Le mode 5 fonctionne lorsque ces données sont vraies :

- le dégagement de terrain d'avion est moins de 1000 pieds.
- les trains d'atterrissages sont vers le bas.
- le signal du Glide Slope est valide.
- le signal de Locatizer est capturé.

Appuyer sur le switch Glide Slope pour désactive ou annuler les alertes visuelles et auditifs du mode 5.

Lorsque le switch est appuyé avant les alertes du mode 5 il faut désactive le message auditif et l'annonce de message visuelle. Lorsque le pilote désactive ou décommande l'alerte il ne peut pas l'activer encore à moins que l'avion laisse au mode 5 alertes la bande ou il règles le train d'atterrissage.

Quand le GPWC donne un message auditif du mode 5, un discret va à l'ordinateur de TCAS pour désactive les messages auditifs de TCAS.



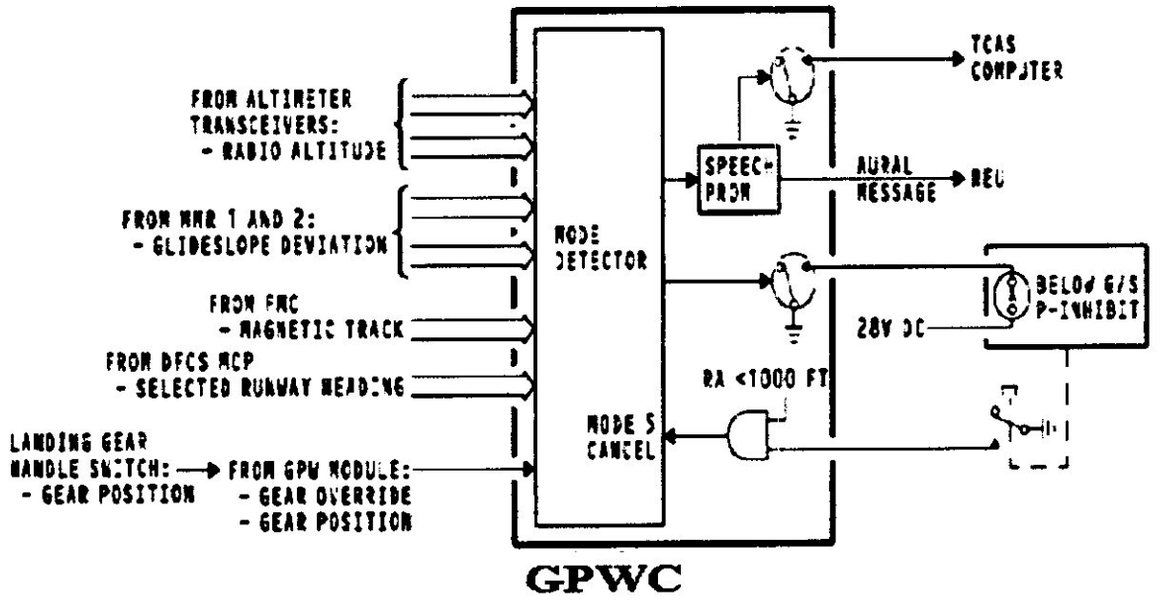


Figure III-11 : Principe du Mode 5

III.1.6- Modes 6- Descente au-dessous du minimum :

Le mode 6 fournit des faibles messages auditifs, quand l'avion descend par des altitudes d'ensemble avec les trains d'atterrissages sont vers le bas. Les options disponibles pour le mode 6 sont :

- altitude faible.
- minimum faible.
- Faible minimum d'approche.
- angle de banque faible (alerte de roule).

Début de faibles altitudes à 2500 pieds, à 2500 pieds, il y a une option pour donne le message auditif " **TWENTY FIVE HUNDRED**" ou radio altitude. L'option de faible minimum donne un message auditif faible, quand l'avion descend par l'altitude de décision calibre et réglée sur la boite de commende EFIS. (Figure III-12)
Les faibles auditifs qui peuvent être données par le GPWC pour le calibre de décision sont :

- Minimum.
- Minimum, Minimum.
- calibre de décision.

La légende d'approche d'option de minimum qui indique aux pilotes quand l'avion est près de calibre de décision réglée sur la boite de commande EFIS.
La légende avance normalement quand l'altitude d'avion est de 80 pieds au-dessus de la taille de décision.
Les faibles auditives pour cette option sont :

- Minimum D'approche
- PLUS CENT (pour cette légende le choix d'altitude est placé pour la calibre de décision + 100 pieds).
- Taille de décision d'approche

Les faibles angles d'attaque du mode 6 se produisent quand l'angle d'attaque de l'avion est plus de 10 degrés et l'altitude entre 30et 130 pieds. Au dessus de 130 pieds l'angle d'attaque se produit entre 35°au 45°, et 45 degrés, le message auditif donnée est " **BANK ANGLE, BANK ANGLE".**

Le GPWC reçoit les entrées par les unités suivantes :

- Radio altimètre.
- Moule de GPWS.
- ADIRU gauche.
- DEU 1 ET 2.

Le GPWC emploie ces données pour calculer les alertes du mode 6 :

- radio altitude.
- position des trains d'atterrissages
- attitude de roule.
- calibre de décision.

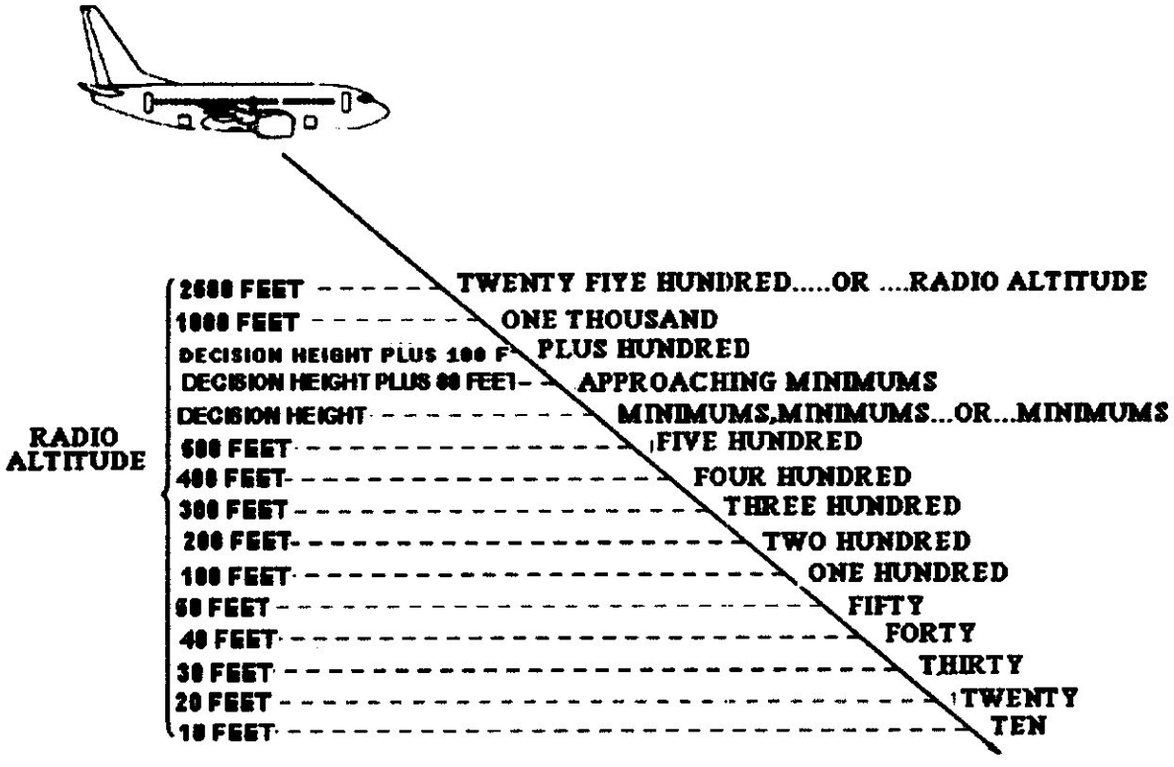


Figure III-12 : Mode 6-Descente au-dessous du minimum.

III.1.7-Mode7 : Avertir pour des conditions Windshear :

Le mode 7 donne des avertissements pendant le décollage ou l'approche quand l'altitude est moins de 1500 pieds. Le GPWS donne des avertissements **"Windshear"** pour ces conditions : (Figure III-13)

- un grand volume de vent qui pousse l'avion verticalement à la terre.
- Un changement soudain de la vitesse anémométrique.

Les données d'approvisionnement de LRU pour l'opération du mode 7 sont : (Figure III-14)

- émetteurs récepteurs de radio altimètre
- ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit)
- SMYD (Stall Management Yaw Damper)

Le GPWS emploie ces données pour détecter un état de windshear :

- radio altitude (AT).
- vitesse verticale à inertielle
- angle de lacet et de roule.
- accélération longitudinale.
- angle d'attaque indiqué (A0A).
- vitesse de fonctionnement minimum
- position des flaps.
- vitesse anémométrique vraie et calculée.

Pour les avertissements du mode 7, le GPWC donne le message auditif **"Windshear Windshear Windshear"** avec une sonore. Le GPWC envoie un discret au DEU pour faire le message rouge de **"Windshear"** afficher sur les affichages primaires de vol **PFD** (primary Flight Displays). Les avertissements du mode 7 ont la priorité la plus élevée.

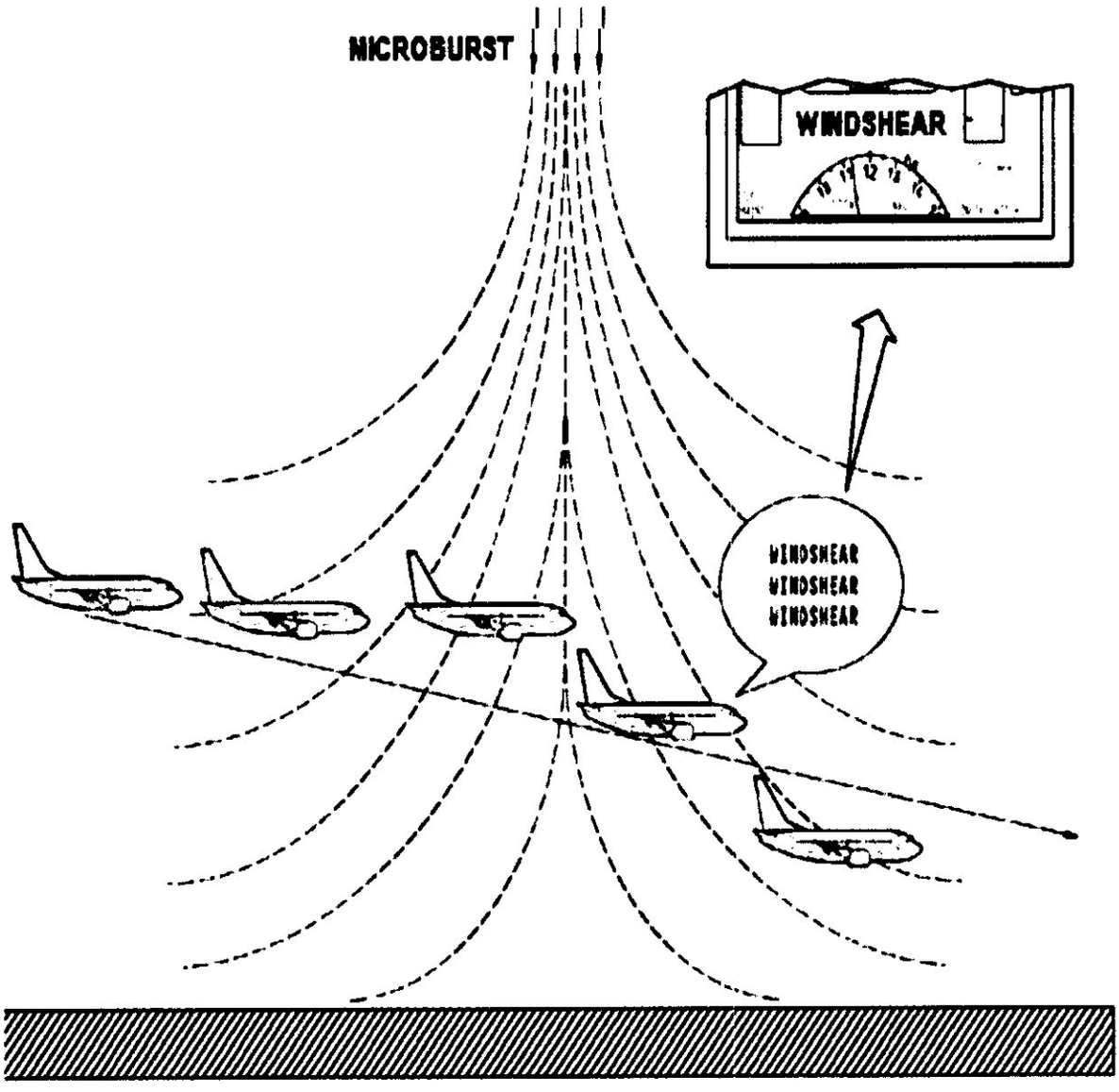


Figure III-13 :Mode7-Avertir pour des conditions Windshear.

Conclusion :

L'avertissement sonore, qui est la première donnée quand un mode est activé, identifie un vol particulier ou une configuration d'un danger potentiel, qui sera aussitôt corrigé, après l'avoir identifié par une investigation immédiate effectuée par l'équipage, les avertissements ne cessent que lorsque l'avion est hors de l'enveloppe du mode activé, à l'exception du mode 2 ou il faut gagner 300 pieds de l'altitude barométrique (quand les trains d'atterrissage sont entrants) pour faire arrêter l'avertissement.

Les avertissements du mode 1 jusqu'au 4 peuvent indiquer que l'avion est dangereusement proche du terrain ou en dehors dans leur propre configuration et une action corrective immédiate doit être prise. Pour ces modes, l'action corrective consiste à une positive « pull up » avec une puissance de montée qui assure le meilleur angle de montée. Dans le cas du mode 4, abaisser les trains d'atterrissage ou tendre les volets peut être exigé.

Pour pouvoir entendre l'avertissement « G/S » Glide Slope du mode 5, il faut que le faisceau « G/S » soit capté par l'avion. Cet avertissement devient fort si l'avion est moins de 2 dots au dessous du faisceau.

Le mode 6 ne peut recueillir aucune action. Il est mis à la discrétion du pilote, il doit être activé sans être anticipe par l'équipage. Le mode 7 Avertir pour des conditions windshear à la priorité la plus élevée, La même procédure de l'investigation doit être prise comme l'indicateur des autres modes.

Chapitre IV:
Maintenance de systéme EGPWS

Introduction

Dans le domaine technique, la maintenance a une très grande importance car elle permet de maintenir le bon fonctionnement des équipements (électroniques et électriques) dans les meilleurs conditions de travail, elle est définie comme étant l'ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir un équipement dans un état spécifique de mesure, afin d'assurer un service déterminer.

Pour les besoins de la maintenance **aéronautique** l'administration Fédérale de l'Aviation a crée des règlements. Une bonne partie de ces règlements font référence à la révision générale programmée. Les utilisateurs sont soumis à déposer, démontrer, reconditionner, remonter et remettre en place, chaque matériel de façon systématique et périodique.

IV-1. Définition de la maintenance :

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme étant l'ensemble des actions destinée à monter ou a remettre l'aéronef ou certains de ces élément en état d'exploitation normalement.

La maintenance c'est donc effectuer des opérations de dépannage, de graissage, des visites, de remplissage, d'alimentation etc.... ; permettant de conserver le potentiel d'un matériel et du coût global optimum.

IV-2. Le but de la maintenance :

La maintenance doit assurer la rentabilité des investissements matériels de l'entreprise, en mettant le potentiel d'activité, tenant compte de la politique définie par l'entreprise ; pour cela, elle se fixe des objectifs suivants :

1- maintenir l'équipement dans un état acceptable.
2- Assurer la disponibilité maximale de l'équipement avec un pris raisonnable.
3- Fournir un service qui élimine les pannes en tout instantes.
4- Augmenter la durée de vie de l'outil de production (la fiabilité).

5- Entretenir le maximum d'économie et assurer les performances de haute qualité, assurer le fonctionnement sûr et efficace à tout moment.

6- Obtenir un rendement maximal.

7- Maintenir les installations dans des conditions hygiéniques acceptables.

8- Réduire au maximum les coûts de maintenance.

9- Réduire les temps d'arrêt.

IV-3. Les méthodes de maintenance :

Toutes les méthodes de maintenances sont devisées en deux concepts.

- Maintenance corrective.
- Maintenance préventive.

IV-3-1. Maintenance corrective :

C'est une maintenance effectuée après détection d'une défaillance.

Avantage :

- Simplicité de travail.
- Utilisation maximale des matériels (l'exploitation).
- Economie des pièces.

Inconvénients :

- Organisation difficile de l'intervention à l'impossibilité de prévisions.
- Arrêt imprévu de la machine donc perturbation de production donc un coût de réparation plus élevé celui de l'intervention avant l'accident, parce que les dégâts sont plus importants.

IV-3-2. Maintenance préventive :

Maintenance effectuée dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu. Le programme de la maintenance préventive comporte des activités fondamentales suivantes :

- Inspection périodique et surveillance des machines.
- Entretien des unités de l'entreprise pour éviter les perturbations de production.

Avantages :

- Meilleure gestion financière.
- Les arrêts et les opérations sont programmés en accord avec la production.
- Augmentation de la sécurité.

Inconvénients :

- Le coût des opérations est élevé, à cause de la périodicité sur la durées de vie minimum des composants.
- L'intervention est anticipée pour rester en phase avec d'autres arrêts.
- Le démontage même partiel d'un appareil insiste aux changements de pièce par précautions.
- La multiplicité des opérations de démontage accroît le risque d'introduction de nouvelles pannes « défaut démontage ».

Pour ce type de maintenance on distingue deux types d'entretien :

-Entretien en ligne.

- Entretien en atelier.

IV-4. Les déférents types de maintenances :

IV-4-1. Maintenance programmée :

C'est l'ensemble des opération distinguées a maintenir ou a remettre l'aéronef ou certaines de ses éléments en état d'être exploiter normalement.

Elle est effectuée selon des critères prés-déterminés, dans l'attention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien (équipement, pièce...)

La prévention doit permettre d'éviter les pannes en cour d'utilisation par une interversion de maintenance prévue (visite), présenter et programmer avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

IV-4-2. Maintenance non programmée

La maintenance non programmée est l'ensemble des opérations ayant pour objectifs remède (corriger) des avaries ou les anomalies survenues en fonctionnement. En d'autre terme c'est la remise en état de l'avion après détection d'une défaillance.

IV-5. Etape de dépannage :

Ces étapes sont exprimées sur l'organigramme ci-dessous :

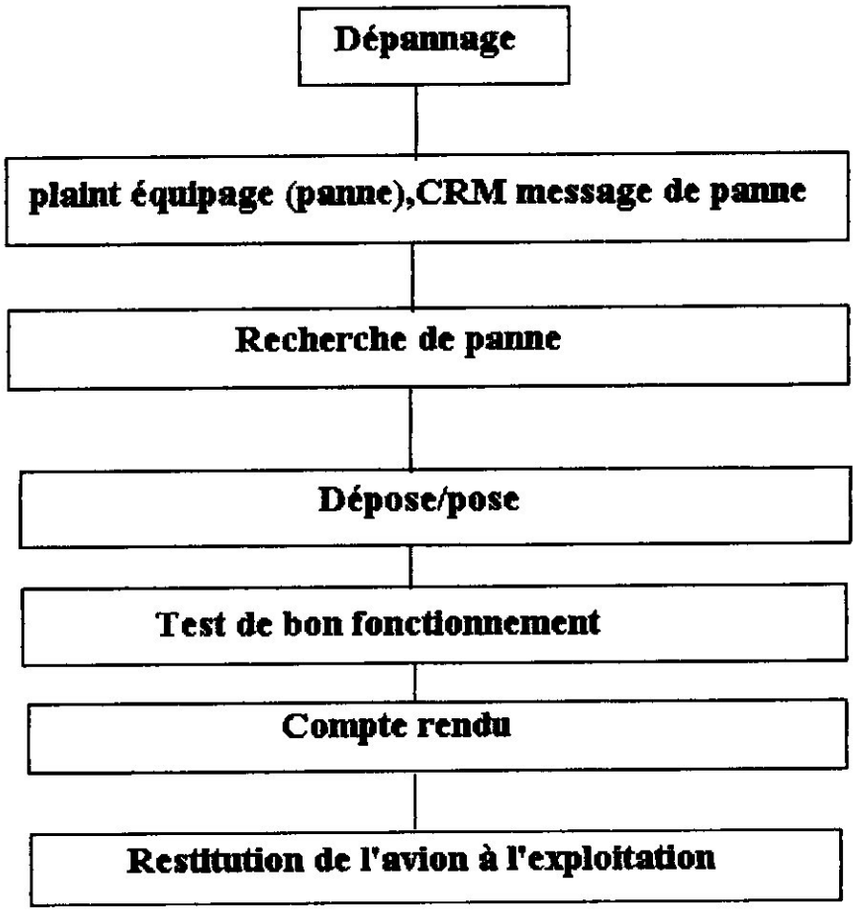


Figure IV-1 : Organigramme des étapes de dépannage

IV-6. Définition de la panne :

Il y a une panne dès qu'un défaut apparaît, c'est un écart entre ce qui devrait être et ce qui est, mais ce que l'on constate n'est qu'un symptôme.

Souvent le dépanneur cherche à supprimer la panne sans chercher les causes premières. Si l'on veut réellement que la panne ne se reproduise plus, il faut remonter à la cause première d'où la nécessité d'établir la chaîne des causes.

IV-7. Différents types de pannes :

a)Panne simple active

Comme blocage des commandes, fuite, rupture.

b) Panne passive (cachée) :

C'est une panne dont la présence n'est pas immédiatement détecté (système de protection).

c) panne multiple due a une cause unique :

Comme le feu au moteur, la foudre, dégât causé par des corps étrangers (pierre, oiseau) ou dégât causé par un phénomène naturel (ailette soumise à des contraintes thermiques plus mécaniques qui vont causer sa cassure).

d) panne en cascade :

C'est une panne simple, elle n'est pas critique, elle entraîne une série d'autres pannes successives.

e) erreur de conception :

L'environnement d'exploitation est différent de celui prévus (erreur logicielle)

f) Erreur de fabrication :

Assurance qualité (JAR 145)

g) Erreur de maintenance :

Oublie outil, montage incorrect.

h) Erreur dans l'application du test (banc d'essai)

i) Erreur de pilotage (erreur d'application de procédures)

IV.8-Rechercher de panne :

Pour notre cas (système EGPWS) on va choisir deux procédures en recherche de panne parmi les différentes procédures existantes sur le champ ; commençant tout d'abord par un auto-test

IV-8-1. L'auto-test de système du EGPWS :

Le Ground Proximity Warning System (GPWS) a six (06) niveaux d'auto-test. Chaque niveau fournit des informations différentes au sujet de GPWS. Les six (6) niveaux de l'auto-test sont :

- test opérationnel.
- Défauts des courants.
- Configuration de système.
- Histoire de défaut.
- Histoire d'alerte/warning
- Test d'entrée discret

IV-8-1-1. Préparation pour test niveau un (01) :

Le niveau UN (01) GO/NO-GO test opérationnel, fournit des annonces visuelles et auditives au niveau de poste pilotage.

Pour faire un test du niveau Un du GPWS il fout ces conditions:

- avion sur la terre.
- mise sous tension de GPWS.
- sélecteur de mode de EFIS ND en mode correct.
- le commutateur de TERR sur la boite de commande EFIS (CP) est choisi.
- Tous les systèmes d'interface installés et activés.

On peut commencer un test de niveau Un sur le panneau avant du GPWC, mais nous ne pouvons pas voir les annonces de poste de pilotage, employer le GPWM pour commencer un test opérationnel du GPWS.

Le test du niveau un (1) du GPWS est défaillant dans les conditions suivantes :

- il n'y a pas l'affichage de terrain dans GPWM (module).
- la défaillance de message du TERR sur le ND (reste dessus).
- absence de tous les messages, soit auditif ou visuel.

IV-8-1-2. Auto- test- niveaux 2-5 :

IV-8-1-2-1. Description générale :

L'auto-test des niveaux 2-5 à examiner est accédé par le GPW module, et le GPWC. Quand on emploie le GPWC, un écouteur de 600 ohms est nécessaire pour écouter l'information de test. On branche l'écouteur au jack (cric) sur le panneau avant du GPWC. Si les tests sont faits au poste de pilotage, l'information vient à travers les speakers du poste de pilotage, employer le bouton self-test sur le panneau avant du GPWC ou le bouton self-test sur le GPWM pour obtenir à accès aux niveaux 2-5.

IV-8-1-2-2. Auto-test niveaux deux (02) :

Un test de dépannage du niveau deux commence par un message auditif, "CURRENT FAULTS" «défauts de courants». S'il n'y a aucun défaut de courant, on entend le message auditif "NO FAULTS" «aucun défaut». S'il y a des défauts, le GPWC annonce les défauts un par un. Une courte ou une longue annulation termine le test du deuxième niveau.

IV-8-1-2-3. Auto- test niveau trois (03) :

Un teste du niveau trois annonce la configuration de GPWS, est commence par le message auditif "SYSTEM CONFIGURATION ". Une annulation courte conduit le test immédiatement au prochain article de configuration. Une longue annulation finit le test du niveau trois (03). Un test du niveau trois fournit ces informations :

- numéro de la pièce de GPWC
- statuts de modufication de GPWC
- numéro de série de GPWC
- version de logiciel d'application
- version de base de données de terrain

IV-8-1-2-4. Auto-test du niveau quatre (04) :

Le test du niveau quatre montre l'histoire de défaut de GPWS au-dessus des dix derniers vols. Un test du niveau quatre commence par une message auditif **"FAULT HISTORY"**. S'il n'y a aucun défaut dans la mémoire d'histoire de vol, nous entendons le message auditif **"aucuns défauts "**.

S'il y a des défauts dans la mémoire d'histoire de vol, nous entendons l'annonciation de défauts, le plus récent d'abord nous entendons les autres défauts dans cet ordre :

- vol X (X est le nombre de jambe de vol le plus récent).
- défauts internes pour le vol X.
- défauts externes pour le vol X.

IV-8-1-2-5. L'auto-test du niveau cinq (05) :

Un teste du niveau cinq commence par un message auditif **"WARNINGHISTORY".** S'il n'y a aucune alerte dans la mémoire d'histoire de vol, on entend le message auditif **"NO WARNINGS",** S'il y a des alertes, on entend les alertes les plus récentes d'abord. On entend par exemple l'alerte de GPWS pour le vol X.

IV-8-1-2-6. L'auto- teste du niveau six (06) :

L'auto-test du niveau six peut être fait par le GPWC ou par le module GPWS. Pour écouter l'information de test du GPWC on utilise un écouteur de 600 ohms , brancher l'écouteur au jack (cric) sur le panneau avant du GPWC, employer le bouton self-test sur le panneau avant du GPWC ou le bouton self-test sur le GPWM pour obtenir l'accès au niveau six (06).

IV-8-2. L'état des LED de panneau avant de GPWC:

Il y a trois statuts LED sur le panneau avant de l'ordinateur d'avertissement de proximité du sol (GPWC). Les indicateurs de LED montrent le statut du GPWC quand l'alimentation est assurée. Les LED s'allument pour ces conditions :

- défaut externe –**jaune.**
- l'ordinateur OK- **vert.**
- l'ordinateur est en panne-**rouge.**

Le défaut externe (LED jaune) prouve que le GPWC a détecté un défaut externe d'interface.

L'ordinateur OK (LED vert) prouve que le GPWC fonctionne sans les défauts internes.

Défaillance d'ordinateur (LED rouge) prouve que le GPWC a un défaut interne.

défaut externe	l'ordinateur OK	l'ordinateur est en panne	Condition
OFF	OFF	OFF	L'alimentation du GPWC OFF
OFF	OFF	Rouge	GPWC- Défauts Internes.
OFF	Vert	OFF	Operation Normal
OFF	Vert	Rouge	GPWC- Défaut Interne
Jaune	OFF	OFF	GPWS- Défaut Externe
Jaune	OFF	Rouge	GPWC- Défaut Interne ET Défaut Externe
Jaune	Vert	OFF	GPWS- Défaut Externe
Jaune	vert	Rouge	GPWC -Défauts Internes

Tableau IV-1 :L'état des LED de panneau avant de GPWC

IV-8-3.Tableaux de recherche panne :

Pour notre cas (système EGPWS) on va choisir deux procédures en recherche de panne parmi les différentes procédures existantes sur le champ :

IV-8-3-1.Tableau 1 :

Le tableau ci-dessous présente une procédure de recherche de panne pour le cas d'un non rendement auditif ou visuel pendant l'auto-test. Voir Organigramme IV-2

PROCEDURES D'ISOLEMENT		REMEDE
POINT 1 : Aucun rendement auditif ou visuel pendant l'auto-test		
Vérifier les contacteurs de protection AC et DC du GPWS Sur le panneau de disjoncteur. Est-ce que les disjoncteurs sont fermés ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **fermer les disjoncteurs.**
Vérifier Radio Altimètre. Est-ce que la radio altimètre est opérationnelle ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **Remplacer la radio altimètre 860F-4**
Vérifier la lumière MINIMUM d'altitude sur radio altimètre pour assurer l'opération appropriée. Est-ce que le voyant d'alarme fonctionne ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **Remplacer l'altimètre 339H.**
Vérifier le 28VDC sur la borne 21 de la boite de jonction. Est –ce que le 28VDC est présent ?	**OUI** **NON**	**Remplacer GPWS computer.** **Vérifier le câblage ; le réparer selon les besoins.**
fin du test.		

Tableau IV-2 : procédure de POINT 1.

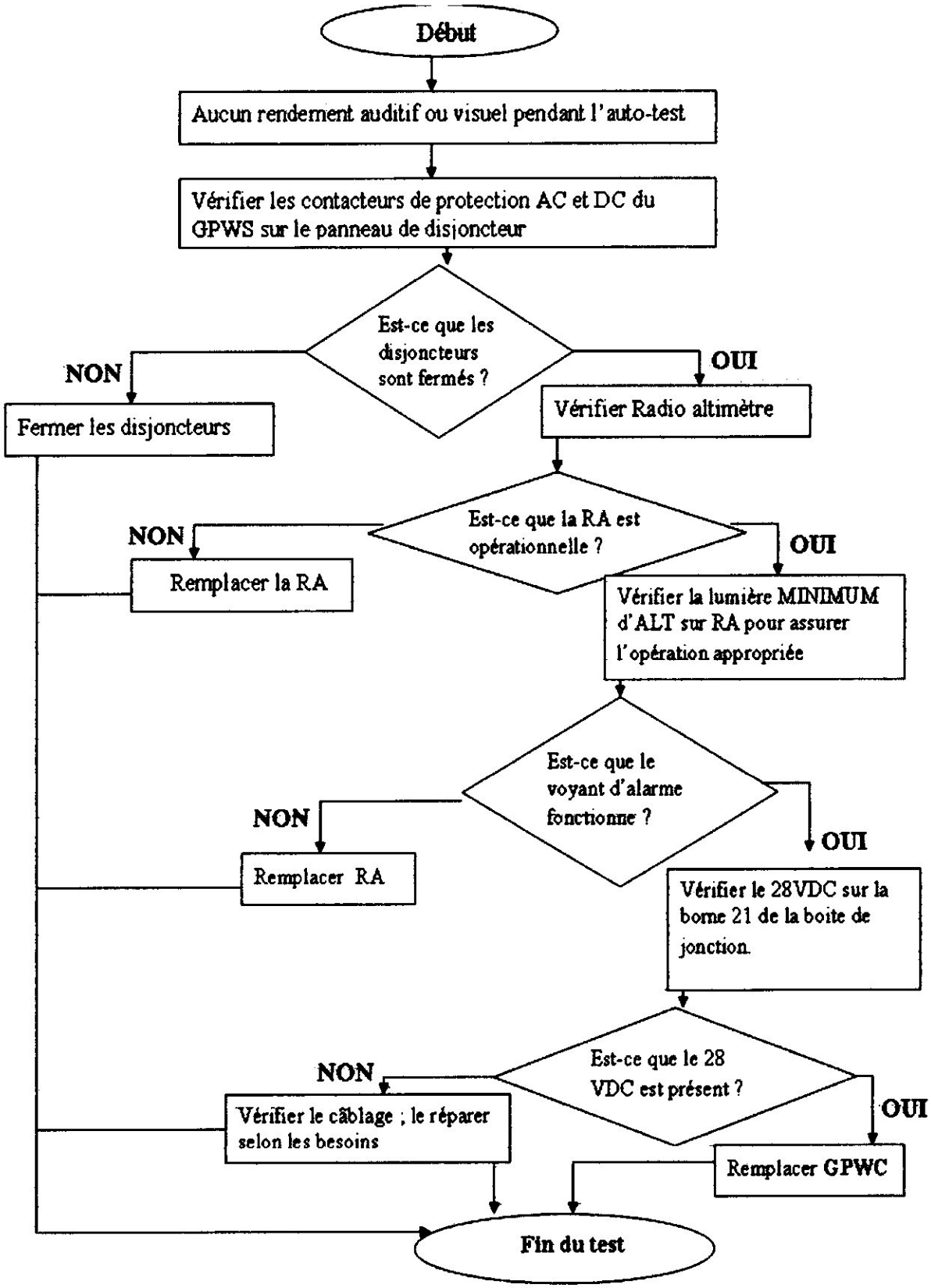


Figure IV -2 : Organigramme de POINT 1.

IV-8-3-2.Tableau 2 :

Le tableau ci-dessous présent une procédure de recherche de panne pour le cas d'un non « pull up », la voix et les lumières pendant le test au sol, test normal au vol.

Organigramme IV-3

POINT 2 : non « pull up » (tirer vers le haut).la voix et les lumières pendant le test au sol ; test normal au vol.		
Vérifier au sol la position du commutateur la priorité pour les flaps de proximité. Est –ce que le switch 0 est en position « normal » ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **Placer le switch sur la position « normal ».**
Vérifier la position des flaps. Est-ce que leur position est en haut ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **Relever (rentré) les flaps.**
vérifier le fonctionnement du switch pour les flap sur 40%. Est –ce que le switch est remplace ?	**OUI** **NON**	**vérifier la réparation de câblage selon les besoins. remplacer le switch.**
fin du test		

Tableau IV-3 : Procédure de POINT 2.

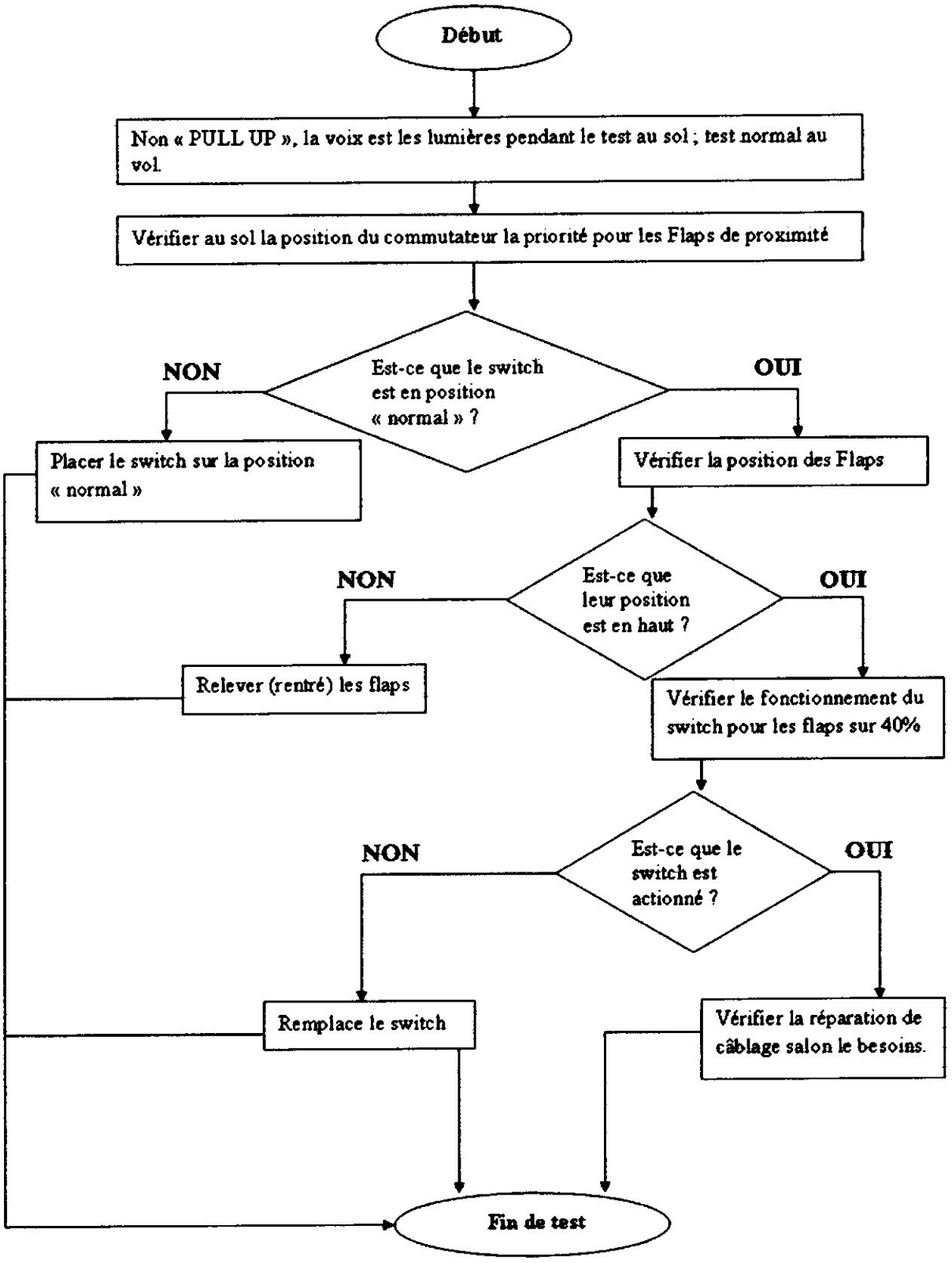


Figure IV -3 : Organigramme de POINT 2.

Conclusion

CONCLUSION

L'objet de notre travail est l'études descriptive du système d'avertissement au proximité du sol qui permet au pilote de connaître sa position par rapport au sol et d'éviter des accidents au contacte avec le sol, l'étude de ce projet de fin d'études a été bénéfique pour nous et nous a permis de :

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

- connaître Le rôle essentiel des équipements de sécurité est la détection des anomalies de vol.

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

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

Manuels :

- CMM : Component Maintenance Manuel (Rockwell Collins) Air Algérie
- AMM : Aircraft Maintenance Manuel (Rockwell Collins) Air Algérie

Les ouvrages :

- LOUIS HENRY 11973 (Paris)
  Dictionnaire AÉRO-TECHNIQUE Anglais -Français
  3° EDITION
- C.ALARI. "VOR" ; DME et ILS .Ecole nationale civil .Département de L'ENAC 1983.
- MMEYDOUX, JONQUIERE ; introduction à L'ILS- VOR, Ecole nationale civile Département de L'ENAC 1éme édition .1979.

Les thèses :

- Etude et réalisation d'un banc de test d'un système d'avertissement dans la navigation aérienne Institut d'électronique (ALGER) promotion sept 1999.
- Utilisation d'un PC comme banc d'essai pour le GPWS présenté par KAZED et YOUSFI SAIDA Institut d'électronique (BLIDA) promotion 2001/2002.
- Etude de l'ARINC 429 et la réalisation d'un module de conversation BINAIRE/ARINC – ARINC/BINAIRE présenté par BELLOUTI HAMZA promotion 2003/2004.
- BOUTIAANE K, DJOUADJS, "étude du récepteur VOR /ILS SIR V4"thèse ; INS Aéronautique Université de Blida promotion 19994/1995

Les sites web :

-www.google.com
- www.national.com
-www.condoreng.com

ANNEXES

ANEXE 1 : ARINC 429

ARINC 429 :

L'ARINC 429 est un des plus anciens bus avionique. Développé par l'Aeronautical Radio Incorporation en 1977, il est encore utilisé aujourd'hui sur des nouvelles plates- formes même si d'autres bus plus récents sont plus fréquemment retenus.

Ce bus est un bus de données simple utilisant un seul émetteur et de I à 20 récepteurs par bus.

On le trouve dans les avions tels que Airbus A 310/A.320 et A330/A340, dans les Boeing du **737 /737NC / 767** et dans de nombreux autres systèmes avioniques tels que les hélicoptères Bel [7][8][9][10][1 1][12].

Spécification de l'ARINC429 :

Une des activités essentielles de l'Aeronautical Radio Incorporated (ARI NC) Intitulé « mark3 Digital Infirmation Transfert System » système de transfert d'information digitale. Établit des normes d'industrie pour le transfert des données numérique entre les éléments de systèmes de l'avionique

Plusieurs méthodes ont étaient utilisés pour chilérencier les bits de données transmises, la norme arinc429 utilise la technique bipolaire avec retour à zéro, cette technique présente le niveau binaire haut par +5V, le niveau bas par —5V et 0V pour séparé un bit d'un autre.

Le format numérique du mot Arme, se compose d'un mot de 32 bits dans la forme bipolaire contenant la logique I et la logique 0.

Chaque mots arme est séparer d'un autre mot par quatre bits de séparation d'une valeur nulle.

Utilisation de l'ARINC429:

Arinc429 a été installé sur la plus part des avions commerciaux de transport comprenant; Airbus A3 I O/A320 et A330/A340, dans le Boeing 727, 737,747 757et 767 et Mc Donnell Douglas Md-11 et dans de nombreux autres hélicoptères.

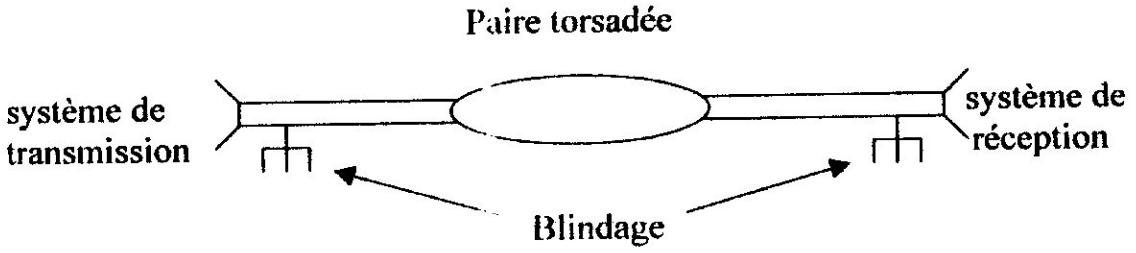
Certains avions emploient les systèmes alternatifs afin d'essayer de réduire le poids de fil requis et échanger des données à un taux plus élevé que possible avec arinc429; le système continue d'arinc429 fournit la fiabilité élevée au coût de poids de fil et de débits limités.

Support physique :

L'Arinc429 est un bus doté d'une liaison point à point. La communication est unidirectionnelle qui veut dire que les données

numériques sont transmises à travers un seul câble en combinant les données binaires avec les bits, les messages sont émis et reçu sur des ports distincts, ce qui nécessite deux bus pour une communication bidirectionnelle.

Le bus unidirectionnel utilisé s'appelle DITS ce qui signifie : Marck 33 digital Information Transfert Système .c'est une torsadées (voire Fig. I)

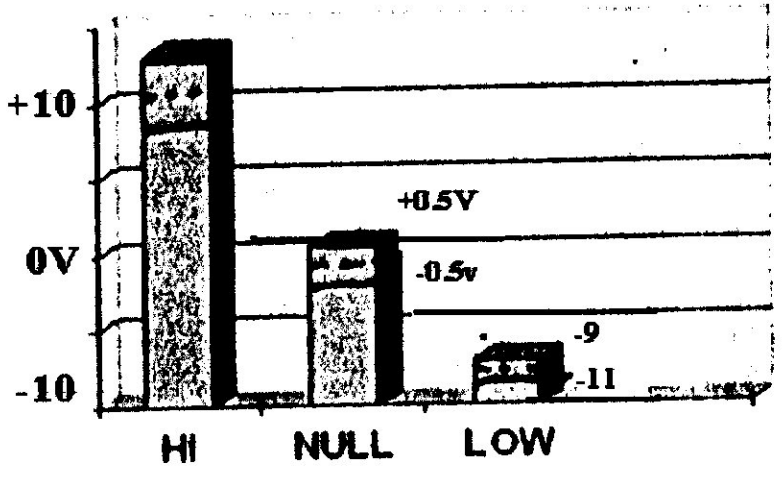


Câblage de bus de l'ARINC 429

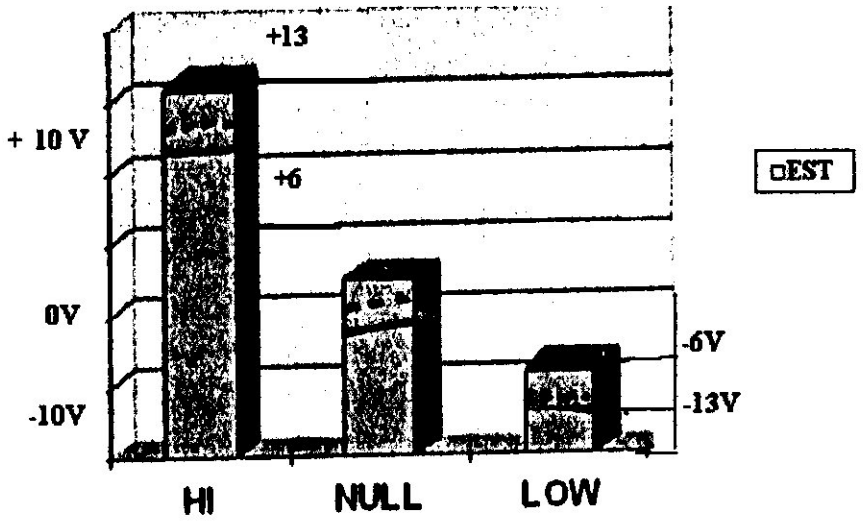
Tolérance sur les niveaux de tension :

Des tolérances à l'émission et à la réception sont données par les niveaux de tension.

La tension nominale de transmission est de 10+ -1 volts entre les fils, avec une polarité positive ou négative.



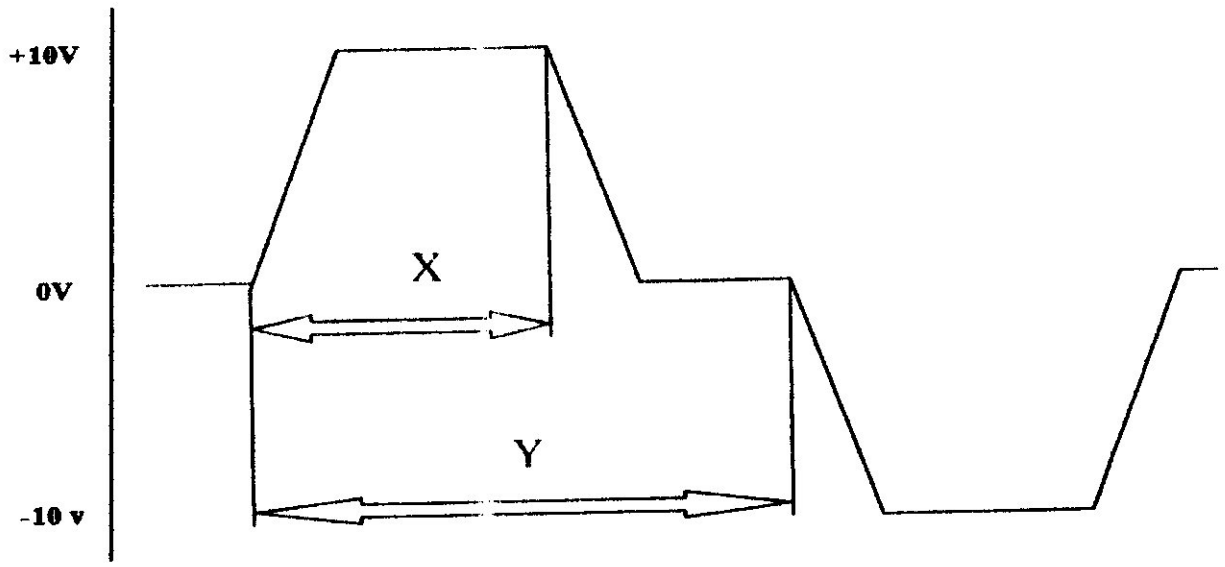
Sorties transmise



Entrée reçue

Tolérance sur la période du signal de sortie :

La forme d'onde des signaux d'ARINC 429 est un type bipolaire différentiel de RZ (remise à zéro) comme montré sur le diagramme.



La forme d'onde du signal ARINC 429

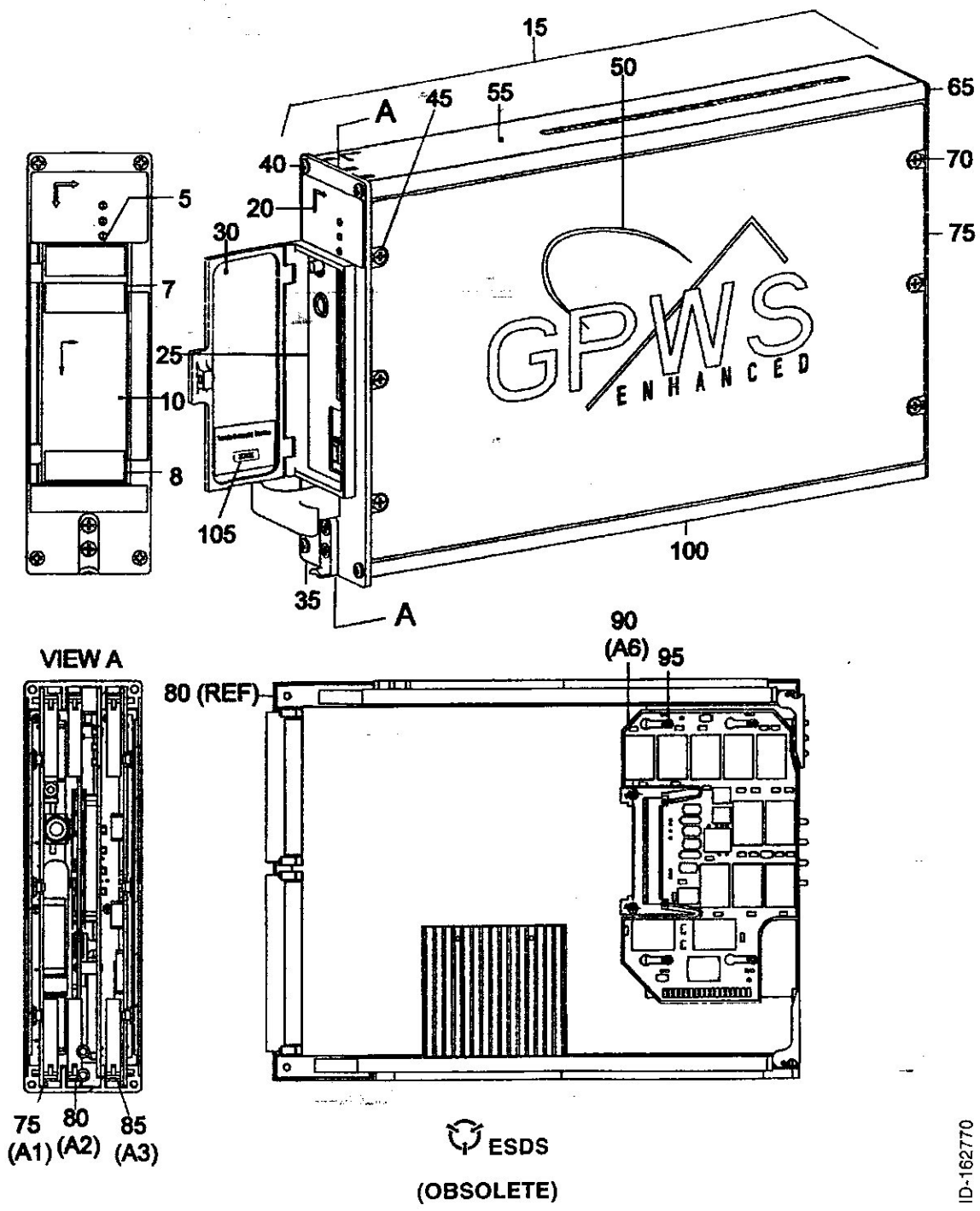
Annexe 2 : recherché des pannes

POINT 1 : Aucun rendement auditif ou visuel pendant l'auto-test		
Vérifier les contacteurs de protection AC et DC du GPWS Sur le panneau de disjoncteur. Est-ce que les disjoncteurs sont fermés ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape. fermer les disjoncteurs.**
Vérifier Radio Altimètre. Est-ce que la radio altimètre est opérationnelle ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape. Remplacer la radio altimètre 860F-4**
Vérifier la lumière MINIMUM d'ALT sur radio altimètre pour assurer l'opération appropriée. Est-ce que le voyant d'alarme fonctionne ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape. Remplacer l'altimètre 339H-1.**
Vérifier le 28VDC sur la borne 21 de la boite de jonction. Est –ce que le 28VDC est présent ?	**OUI** **NON**	**Remplacer GPWS computer. Vérifier le câblage ; le réparer selon les besoins.**
fin du test.		
POINT 2 : Non « pull up » (tirer vers le haut) la voix ou les lumières pendant le test au vol ou au sol ; l'indication de GLIDESLOPE normale.		
vérifier le 115VAC à la borne 3 entrant dans le ADC air data computer (computer de données aériennes). Est-ce que le 115 VDC est présent ?	**OUI** **NON**	**Remplacer ADC. Vérifier le câblage ; le réparer selon les besoins.**
fin du test		

Point 3 : non « pull up » (tirer vers le haut).la voix et les lumières pendant le test au sol ; test normal au vol.		
Vérifier au sol la position du commutateur la priorité pour les flaps de proximité. Est –ce que le switch 0 est en position « normal » ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **Placer le switch sur la position « normal ».**
Vérifier la position des flaps. Est-ce que leur position est en haut ?	**OUI** **NON**	**Procéder à la prochaine étape.** **supprimer les flaps.**
vérifier le fonctionnement du switch de flap sur le pommeau pour 40%. Est –ce que le switch est remplace ?	**OUI** **NON**	**vérifier la réparation de câblage selon les besoins. remplacer le switch.**
fin du test		
Point 4 : non « GLIDESLOPE » la voix et les lumières ;"PULL UP"voix et lumières normales		
vérifier l'opération du récepteur de navigation du VHF Est-ce que l'opération est normale ?	**OUI** **NON**	**vérifier la réparation de câblage selon les besoins.** **Remplacer le récepteur Du VHF.**
fin du test		
Point 5: avertissement « TOO LOW GEAR » continuous de 50 a 500 pied radio altitude.		
vérifier le fonctionnement de NLG est vers le bas et la limite verrouillé du switch. Est –ce que le switch est en fonctionnement normal ?	**OUI** **NON**	**vérifier la réparation de câblage selon les besoins.** **remplacer le switch.**
fin du test		

Point 6 : Auto-test d'air insuffisant ; TEST AU SOL NORMALE		
Est –ce que le test exécute en -dessous de 1000 pieds d'AGL ?	**OUI** **NON**	**répéter le test à l'altitude correcte.** **procéder à la prochaine étape.**
Est –ce que les trains d'atterrissage sont sorte pendant le test ?	**OUI** **NON**	**répéter le test avec les trains d'atterrissage entré.** **procéder à la prochaine étape.**
vérifier le fonctionnement de NLG vers le bas et la limite verrouillé du switch. **est-ce que le switch est en fonctionne normale ?**	**OUI** **NON**	**aucune autre promouvoir de dépannage requis.** **remplacer le switch défectueux.**
Fin du test		
Point 7 : voie normale d'avertissement ; PULL UP ou BELOW G/S LIGHT n'avance pas		
Fait la lumière sur le tableau de bord du pilot et co-pilote.	**OUI** **NON**	**remplacer l'assemblée de légère défectueuse.** **procéder à la prochaine étape.**
vérifier le 28 VDC sur les bornes 3 et 4 de TB510AE sur le tableau de bord. **Est –ce que le 28VDC est présent ?**	**OUI** **NON**	**Vérifier le câblage de l'assemblée légère à l'ordinateur du GPWS ; répare selon les besoins.** **vérifier le câblage de disjoncteur DC du GPWS ; réparer selon les besoins.**
Fin du test		

ANNEXE 3 : Différentes cartes de système EGPWS



EGPW SYSTEM (965-1681-XXX)
FIGURE 1C

R

Use or disclosure of information on this page is subject to the restrictions in the proprietary notice of this document.

Annexe 4 :

ABREVIATION

-Approximately	Approx
-Attitude Display Indicator	ADI
-Air Data Inertial Reference Unit	ADIRU
-Altitude	ALT
-Angle of Attack	AOA
-Built-in Test Equipment	BITE
-Captain	Capt
-Display Electronics Unit	DEU
-Digital Flight Control System	DFCS
-Flight Data Acquisition Unit	FDAU
-Flight Management Computer	FMC
-Feet per Minute	FPM
-Feet per Second	FPS
-Ground Proximity	GND PROX
-Global Positioning System	GPS
-Ground Proximity Warning Computer	GPWC
- Ground Proximity Warning Module	GPWM
- Ground Proximity Warning System	GPWS
-Glide Slope	G/S
-Instrument Landing System	ILS
-Inoperative	Inop
-Inertial Vertical Speed	IVS
-Light Emitting Diode	LED
-Line Replaceable Unit	LRU
-Mode Control Panel	MCP
-Module	Mod
-Navigation Display	ND

-Primary Flight Display	PFD
-Position	Pos
-Proximity Switch Electronic Unit	PSEU
-Predictive Windshear	PWS
-Radio Altitude	RA
-Remote Electronics Unit	REU
-Second	Sec
-switch	SW
-System	SYS
-Terrain Awareness	TA
-Traffic Alert and Collision Avoidance System	TCAS
-Terrain Clearance Floor	TCF
-Terrain	TERR
-Weather Radar System	WXR
-Vertical	Vert
-Transfer	Xfr
-Transmitter	Xmtr
-volume	VOL
-speaker	SPK
-Microphone	MIC
-Localizer	LOC
-Intérieur	INT
- Extérieur	EXT
-Communication	COM
- Markers	MRK
-Air Trafic Control	ATC
-VHF Omni range	VOR
-Horizontal Situation Indicator	HSI
-Aeronautical Radio Incorporated	ARINC
-Built in test equipment	BITE