REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI OUZOU
FACULTE DE GENIE ELECTRIQUE ET D'INFOMATIQUE
DEPARTEMENT D'ELECTRONIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDES POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN ELECTRONIQUE.

Option : communication

Thème

Etude du systeme EGPWS(Enhanced Ground Proximity Warning Système) du boeing 737/800 Simulation de ses modes de fonctionnement

Dirigé par :
Mr : Ait Bachir Y. (UMMTO)
Mr: Ait Mansour M. (Air Algérie)

Réalisé par :
Melle ARAB Sabrina
Melle BENNOUR Yamina
Melle BENOUSSAD Hayet

Promotion : 2007-2008

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI OUZOU
FACULTE DE GENIE ELECTRIQUE ET D'INFOMATIQUE
DEPARTEMENT D'ELECTRONIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDES POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN ELECTRONIQUE.

Option : communication

Thème

Etude du systeme EGPWS(Enhanced Ground Proximity Warning Système) du boeing 737/800 Simulation de ses modes de fonctionnement

Dirigé par :
Mr : Ait Bachir Y. (UMMTO)
Mr: Ait Mansour M. (Air Algérie)

Réalisé par :
Melle ARAB Sabrina
Melle BENNOUR Yamina
Melle BENOUSSAD Hayet

Promotion : 2007-2008

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail tout particulièrement à mes très chers parents aux quels je dois tout je les remercie pour leur patience et leur dévouement

A mon frère : Hanine.

A mes sœurs : Kamila et Yasmine.

A la mémoire de mon grand père Toumert Hocine

A ma chère grand-mère Djouher.

A mes tentes Malika, Samia, et leurs Maris

Ainsi que Fadhela et tous mes cousins.

Mon oncle Mouloud et toute sa famille.

Mes très chères copines Hayet, Yamina et leurs familles

A mes amis et tous ceux qui me sont chers en particulier Lamia et Kahina.

Aux étudiants d'électronique en particulier la promotion 2008.

Sabrina

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail aux personnes les plus chères dans ma vie, mes parents à qui je ne pourrais jamais les remercier assez pour leur soutien moral et matériel, leur compréhension leur tendresse, leur amour et leur sacrifices.

A mes frères : Ali et Rezki.

A mes sœurs : Lila et Radia.

A la mémoire de mon grand père Bennour Ali et de ma grand mère : Hamrani Dahbia

A toute la famille Bennour et Hamrani

A mon grand père, mes cousins Meziane B, Lamia B, Samir A, et mon oncle Salah

A mes chères et adorables copines Hayet, Sabrina et leurs familles.

A mes amis et tous ceux qui me sont chers en particulier Lamia. A et Kahina A.

A tous les étudiants et les enseignants du département d'électronique

Yamina

Remerciements

Nous tenant à remercier chaleureusement notre promoteur Dr MEDJANI. S et notre co-promoteur Mr DEBIANE pour l'aide et le soutien qu'ils nous ont apporté.

Nous témoignons, en outre, beaucoup de gratitude à Mr BELKADI MA. Maître assistant chargé de cours au département de biologie qui nous fait l'honneur en acceptant de présider le jury ; nous tenons à remercier Mr AMROUCHE S. et Mme MEDJDOUB F pour l'honneur qu'ils nous font pour avoir accepté de jury ce travail.

Nous tenons à exprimer nos sincères remerciements à Dr DJENAN Dr MELBOUCI et Dr ABCHICHE
L'ensemble des enseignants qui nous ont formées
Tout particulièrement à MENG,

Fadhila et Samir.

Remerciements

Nous remercions le bon dieu qui nous a donné la patience et le courage, grâce auxquels nous avons pu achever ce mémoire.

Nous exprimons nos vifs remerciements et notre profonde reconnaissance à notre promoteur Mr Ait Bachir et copromoteur Mr Ait Mensour pour leur encadrement et leurs conseils.

Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à Mr Achaibou Karim sans qui tout cela n'aurait pas pu se faire, ainsi que tout le personnel d'Air Algérie qui a contribué à la réalisation de ce projet :

Mr Mekid Abd Erahman, Mr Ounes faycel, Mr Bachta, Mr Garouat Mohamed, Mr Douidji Nazim, Mr Amine, Mr Aissou Khaled et Mr Yousri Kamel pour leur bonne prise en charge et pour tout l'intérêt qu'ils ont porté a notre égard.

De même, nous remercions tous les enseignants et les étudiants d'UMM de Tizi Ouzou pour leurs soutiens et leurs encouragements.

En fin nous remercions toute personne ayant participée de loin ou de prêt à la réalisation de ce modeste travail.

Sommaire

Titre **Page**

Présentation de la société d'accueil AIR ALGERIE

1. Présentation de la compagnie AIR ALGERIE …….. 1 1
2. Evolution de la compagnie AIR ALGERIE ……..... 1 1
3. La direction technique……. 2 2
4. Présentation Du BOEING 737-800(NG) …… 3
5. Caractéristiques…… 4
6. Les composants…… 4

INTRODUCTION GENERALE……. 6

CHAPITRE I: Généralités sur la radio navigation

I.1.Introduction…… 7
I.2.la radionavigation ……. 7
I.2.1.Le VOR (VHF Omni Range) …….. 7
I.2.1.1.Définition …… 7
I.2.1.2.Principe de fonctionnement …… 8
I.2.1.2.1.Signal de position …… 8
I.2.1.2.2.Signal de référence ……... 8
I.2.1.2.3.comparaison des deux signaux……. 8
I.2.1.3.Les avantages et les inconvénients du VOR ……... 9
I.2.2.Le DME (Distance Measuring Equipment)…… 9
I.2.2.1.Définition……. 9
I.2.2.2. Principe de fonctionnement …….. 10
I.1.2.3.Les avantages et les inconvénients du DME…….. 11
- Les avantages ……... 11
- Les inconvénients ……... 11

I.2.3.L'ADF…… 11
I.2.3.1.Définition de l'ADF…….. 12
- L (Locator) …….. 12
- NDB (Non Directional Beacon) …….. 12

I.2.3.2.Les avantages et les inconvénients de l'ADF……. ... 12
- Les avantages …….. 12
- Les inconvénients…… … 12

I.2.4.L'ILS (Instrument Landing System) …… 13
I.2.4.1Dèfinition…… 13
I.2.4.1.1.théorie du Localizer……. 13
I.2.4.1.1.1.principe de fonctionnement du Localizer…… 14
I.2.4.1.2.Théorie du Glide …… 14
I.2.4.1.2.1.Principe de fonctionnement du Glide …… 15
- Emission…….. 15
- Réception …… 15

I.2.4.1.3.Les radio-bornes (markers)…… 15

I.2.5.La radio Altimètre…… 16
I.3.Les équipements de sécurité…… 16
I.3.1.Le Système ATC (Air Trafic Contrôle)…….... 16
I.3.2.le système de feu d'approche (ILS) …… 17
I.3.3.le système TCAS (Trafic Alart and Collision Avoidance System) ……..... 17
I.3.4.Systeme EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System)…… 17
I.4.Conclusion…… 18

CHAPITRE II: Présentation du système EGPWS

II.1.Introduction …….. 19
II. 2.Description Générale de l'EGPWS…….. 19
II.2.l.Enhanced Ground Proximity Warning Computer (EGPWC)……. 20
II.2.l.l. Description physique……..... 21
II.2.1.2 : Face avant de l'EGPWC…… 22
II.2.2.Weather relay (relais de météo)……... 22
II.2.2.l.Commande de relais…….. 22
II.2.2.2.Moniteur des relais …… 22
II.2.3. EFIS (Boite de Commande) …….. 23
II.2.4.Les interface de l'EGPWS …….. 23
II.2.4.1.radio Altimètre…….. … 24
II.2.4.2.Le EGPWM (Module D'avertissement De Proximité du sol) …….. 24
II.2.4.3 ADIRU (air Data Inertielle Référence Unit)…….. 25
II.2.4.4. SMYD (Stall Management Yaw Damper)……..... 26
II.2.4.5. FMC (Flight Management computer) …… 26
I.2.4.6. Weather radar ……..... 26
II.2.4.7. MMR (Multi Mode Receiver)…… 26
II.2.4.8. Below Glide Slope Light……..... 26
II.2.5. Les sorties du EGPWS …….. 26
II.2.5.1. Les alarmes visuelles ……... 26
II.2.5.2.Les alarmes auditives ……27
II.2.6.les interfaces analogiques et digitales du système EGPWS……. 28
II.2.6.1 .Les interfaces digitales (numériques)……...28
II.2.6.2.les interfaces analogiques……..29
II.7.Conclusion……..…..29

CHAPITRE III : Principe de fonctionnement du système EGPWS

III.1.Introduction……..….. 30
III.2.Mode 1 : Pente de descente excessive…….. 30
III.2.1.Principe de fonctionnement du mode 1…… 31
III.3.Mode 2 : Taux d'approche excessif…… 32
III.3.1.Le sous mode 2A …….. 32
III.3.2.Le sous mode 2B…….. 33
III.3.2.1.Principe de fonctionnement du mode 2 ……..... 34
III.4.Mode 3 : Perte d'altitude après décollage…… 35
III.4.1.Le sous mode 3A……..... 36

34

35

36

37

III.4.2.Le sous mode 3B …….. 36
III.4.2.1.Principe de fonctionnement du mode 3 …… 36
III.5.Mode 4 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou Flaps (volets) entrants…… 37
III.5.1.Principe de fonctionnement du mode 4…….... 38
III.6.Le mode 5 : Descente au -dessous du glide Slope……... 40
III.6.1. Principe de Fonctionnement du Mode 5…….. 40
III.7.Mode 6 : Descente au-dessous du minimum…… 42
III.8.Mode7 : Avertir des conditions Windshear……. 44
III.9.La fonction Terrain clearance floor…….. 45
III.9.1.Description ……... 45
III.9.2.Les entrées du TCF…… 45
III.9.3.La logique du TCF……... 45
III.9.4.Les alertes du TCF……... 46
III.10.La fonction Terrain Awarness …….. 47
III.10.1.Les entrées du TA …….. 47
III.10.2.Le calculateur TA…….. 48
III.10.3.L'affichage des sorties ……... 48
III.10.4.Les alertes du TA……..... 48
III.11.Conclusion ……..48

CHAPITRE IV : Programmation des modes du EGPWS

IV.1.Introduction …… 49
IV.2.Présentation du logiciel DELPHI 7……. 49
IV.3.Notre projet…….. 50
IV.3.1.Les organigrammes des modes du EGPWS:……. 50
IV.3.1.1.Le mode1……51
IV.3.1.2.Le mode 2 ……..
Le sous mode2A ……
Le sous mode2B…….
IV.3.1.3.Le mode 3 …….
Le sous mode 3A ……
Le sous mode 3B…….
IV.3.1.4.Le mode 4…….
Le sous mode 4A……
Le sous mode 4B ……
IV.3.1.5.Le mode 5…….
IV.3.1.6.Le mode 6…….
IV.3.1.7.Le mode 7 ……
IV.3.2.Présentation de l'interface……...
IV.3.2.1.L'interface du menu …….
IV.3.2.2.L'interface du mode1……
IV.3.2.3.Interface du mode2 ……...
IV.3.2.4.Interface du mode 03 ……
IV.3.2.5.Interface du mode 04……
IV.3.2.6.Interface du mode5 ……...

IV.3.2.7.Interface du mode 6 ……
IV.3.2.8.Interface du mode 7 ……
IV.4.Conclusion ……

CHAPITRE V : Recherche de pannes dans l'EGPWS

V.1.Introduction……..
V.2.L'auto -test du système EGPWS…….. 71
V.2.1.L'auto -test du niveau (1)……..
V.2.2.L'auto -test des niveaux 2 à 5 …….. 72
V.2.2.1.La description générale ……
V.2.2.2.L'auto -test du niveau (2)…….. 72
V.2.2.3.L'auto -test du niveau (3) …….
V.2.2.4.L'auto -test du niveau (4) …… 72
V.2.2.5.L'auto -test du niveau (5) …….
V.2.3.L'auto -test du niveau (6) …….
V.3.L'état des LED sur le panneau avant de GPWC…….. 73
V.4.Conclusion ……..
CONCLUSION GENERALE……. 73
BIBLIOGRAPHIE……..
ANNEXES……..
74
74
74
74
75
76

INTRODUCTION GENERALE :

Les collisions avec le relief constituent, depuis l'avènement de l'aviation commerciale dans les années cinquante, la majorité des cas d'accidents aériens et la cause principale de décès dans le transport public de passagers. Ce type d'accident est d'autant plus dramatique que l'enquête technique montre, qu'avant l'impact, l'avion était en état de navigabilité, que ses systèmes de bord fonctionnaient de façon nominale mais que l'équipage n'avait pas conscience de l'imminence de l'accident.

L'ensemble des professionnels de l'aéronautique s'est donc penché sur ce problème crucial pour la sécurité du trafic aérien et un certain nombre d'États se sont engagé dans le développement de systèmes sol destinés à prévenir ce type d'accident.

Le **GPWS** trouve ses origines dans le nombre important de collisions avec le terrain dues à des erreurs de navigation. Son objectif étant de détecter la proximité avec le sol, il a sept modes basiques de fonctionnement, associés chacun à des niveaux d'alerte qui sont fournis de façon audio à l'équipage. Pour une fonction donnée, donc, selon la gravité de l'alarme, l'origine de l'information, l'état de la fonction c'est-à-dire selon le mode sélectionné, il apporte à l'équipage les informations sonores les plus appropriées. Avec **le GPWS,** la proximité avec le sol était bien gérée mais la détection des alertes était trop grossière malgré ses sept niveaux définis avec des priorités différentes. Ils ont donc couplé ces fonctions avec une fonction d'alerte et d'affichage du terrain : c'est l'**Enhanced GPWS**. Il a été également amélioré en intégrant une corrélation entre la position de l'avion et la base de données terrain mondiale qui est embarquée dans ce système. Ceci se traduit par la présentation d'une image de terrain au pilote et d'alerte visuelle et audio. Ces améliorations sont faites pour enrichir l'ensemble des informations fournies à l'équipage, de façon à lui assurer la meilleure conscience de son environnement dans les situations délicates.

Notre travail consiste à étudier et à simuler les fonctions du EGPWS sous DELPHI. Nous l'avons partagé en cinq chapitres :

- Dans le premier chapitre nous avons donné un petit aperçu sur la radionavigation.
- La description du système EGPWS est présentée dans le chapitre II.
- Le troisième est consacré au fonctionnement du EGPWS.
- Nous donnerons dans le quatrième chapitre la simulation et la programmation des sept modes du EGPWS.
- Nous avons jugé utile de rajouter en cinquième chapitre la méthodologie de recherche de pannes à effectuer sur l'EGPWS.
- En fin nous terminons par une conclusion générale.

Air Algérie est une compagnie aérienne qui emploie des milliers de travailleurs à travers le territoire national, l'aéroport de la compagnie est située à environ 16 KM à l'est d'Alger et c'est la ou sont effectuées les taches techniques et administratives assurant le bon fonctionnement de la compagnie.

Présentation de la compagnie AIR ALGERIE :

C'est une entreprise d'exploitation des services aériens de transport public, régulier ou non régulier (vols charter), internationaux ou intérieurs, ayant pour objet le transport de personnes, de bagages, de fret ou de courrier postal.

Elle a pour dénomination sociale « Air Algérie », c'est une société par actions, créée le 22/01/1984. Son historique remonte à 1947 où elle avait le statut de filiale de la compagnie Air France. Le 18 février 1963, la société a été rattachée au ministère du transport dont le capital détenu par l'Etat Algérien était seulement de 51%. Le 15 décembre 1972, le capital de la compagnie devient en intégralité propriété de l'Etat.

La Compagnie compte 38 destinations internationales (Europe, Afrique et Moyen orient) et 25 destinations sur le réseau national. Son réseau commercial est composé de 119 Agences (territoire national) et de 40 agences à l'étranger (22 en Europe, 10 en Afrique et 6 au moyen Orient).

Evolution de la compagnie AIR ALGERIE :

- 1954 : AIR ALGERIE transporte 100000 passagers avec une flotte composée de quatre avions conventionnels à pistons Douglas DC4.
- 1956 : L'introduction des Lockheed « constellation », le nombre de passagers transporté est de 230000.
- 1957 : Acquisition de deux autres DC4, ainsi que deux DC3 et deux Nord Atlas Cargo. La compagnie transporte 928000 passagers et 4500 tonnes de fret.
- 1959 : Mise en service de la première caravelle, avion propulsé par des turbos réacteurs.
- 1962 : La flotte se compose d'avions de type :
    - Caravelle.
    - Douglas DC4.
    - Douglas DC3.
- 1966 : tout le personnel de la navigation commerciale est algérien.
- 1968 : Les actions détenues par les sociétés étrangères sont rachetées, la compagnie a acquis quatre Convair G60 et a retiré les DC4 et DC3.
- 1971 : Mise en service du premier superjet Boeing. La disponibilité du personnel naviguant algérien a permis 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:le personnel naviguant technique est algérien.98% de l'effectif du personnel de conduite est composé de nationaux.
- 1987 : les aérogares lui furent retirées et les entités Internationales domestiques ont été fusionnées.
- Dans le cadre de la restauration des entreprises, une loi a été opérée en 1989, portant sur la suppression des monopoles, AIR ALGERIE a accédé à l'autonomie le 17 février 1997 et a finalement obtenue le statut d'une entreprise publique économique « EPE »

La Flotte actuelle se compose de :

- Cinq BOEING 737/600.
- Dix BOEING 737/800.
- Trois BOEING 767/300.
- Cinq AIRBUS A330/200.
- Cinq ATR 72/500.
- Un BOEING 737/200.
- Un C 100/30

La direction technique :

Son rôle est d'assurer le bon fonctionnement des avions. Elle s'occupe du renouvellement des équipements en gérant les services techniques, tous cela pour offrir les meilleures conditions de vol.

Elle est divisée en sous directions (Figure I), qui sont :

- La sous direction de control technique.
- La sous direction commerciale.
- La sous direction d'entretient des équipements.
- La sous direction engenering.
- La sous direction d'approvisionnement.
- La sous direction d'entretient en ligne.

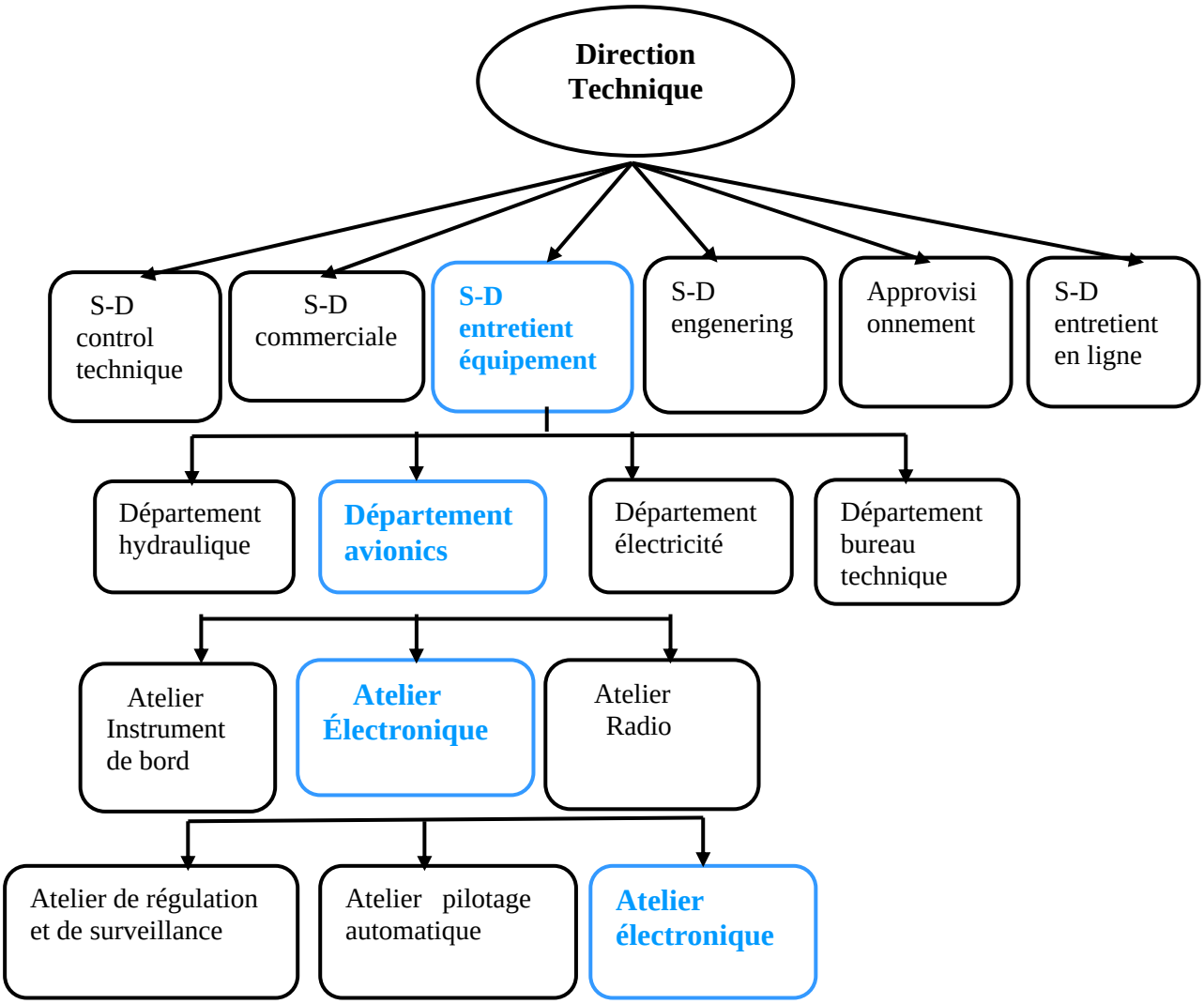


Figure 1 : Organigramme de la Direction Technique

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 courte.
Il est le premier de la maison BOEING à avoir possédé un GPA (groupe auxiliaire de puissance).
Cet avion est destiné pour le transport de courrier et des voyageurs.

Caractéristiques :

- Vitesse de croisière 796 km/h.
- Le Nombre de mach : 0.82
- L'Altitude de croisière : 10 000m,
- Le plafond de service : 41 OOO pieds
- La distance de décollage : 2652m.
- La distance d'atterrissage : 1634m.
- La distance franchissable : 2626m.
- La charge marchande : 2 tonnes.
- La configuration de 16 places en première classe et 132 en deuxième classe.
- La Hauteur : 12.5m.
- La longueur : 39.5m.
- La surface : 124.6m2.
- Le diamètre du fuselage : 3.53m.
- L'envergeure : 34.7m.
- La capacité de carburant : 21 000kg.
- Les moteurs : CFMI CFM56-7.
- Le rayon maximal en charge : 5665km ou 3060nm.
- La masse maximum au décollage : 79010kg.
- La capacité (passagers) : 162-189.
- Le volume : 44m.

Les composants :

- **Les composants internes :**

- Les Sièges du pilote et des voyageurs.
- Les indicateurs et panneaux de commande au niveau du poste de pilotage.
- Les Galleys.
- Les toilettes.

- **Les composants externes :**

- Les ailes.
- Le fuselage.
- Les moteurs.
- Le stabilisateur horizontal et vertical.
- Le poste de pilotage.

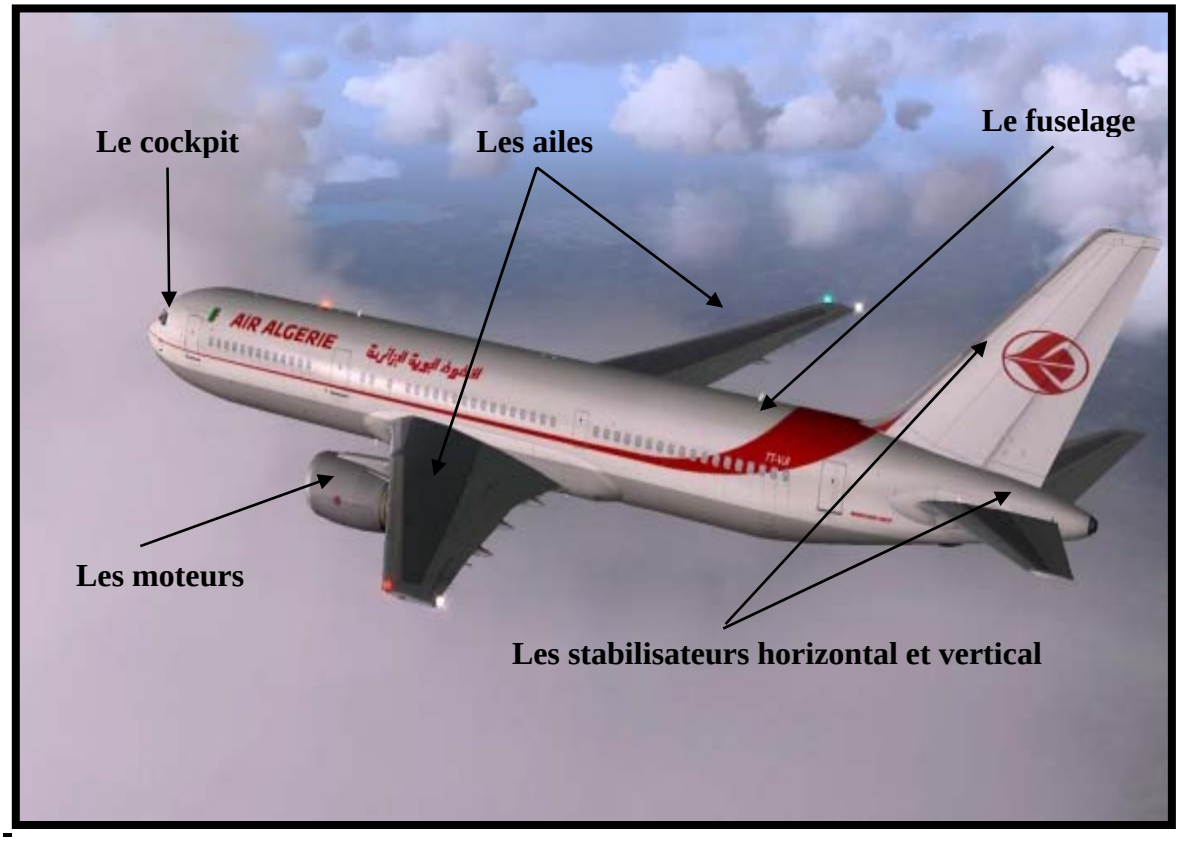


Figure 2 : Les composants externes du boieng 737/800(NG)

Remarque :

Le système que nous étudions (EGPWS) est installé sur le Bœing 737/800.

I.1.Introduction :

Le principal problème de la navigation est de connaître à chaque instant la position et l'altitude de l'avion. Les systèmes de navigation sont toujours limités, aussi bien en portée qu'en précision. La plus part de ces systèmes font des mesures à bord de l'avion et fournissent plus d'indépendance au pilote.

La navigation permet à l'équipage de savoir sa position (dans les quatre dimensions : latitude, longitude, altitude et temps).

I.2.la radionavigation :

La radionavigation est une technique de navigation reposant sur l'observation et les mesures des signaux radioélectriques pour déterminer la position de l'avion ou un lieu de position.

Les points obtenus sont indépendants des conditions de visibilité. On distingue les systèmes de positionnement passifs sans émetteurs à bord, des systèmes actifs avec transmission entre mobile et base, souvent appelés radio-localisation.Le radar embarqué peut être considéré aussi comme une technique de radionavigation.

Les instruments de la radionavigation utilisent des stations au sol ou des satellites (GPS), pour fournir des indications sur la position de l'avion dans l'espace.
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 supra hautes fréquences SHF

I.2.1.Le VOR (VHF Omni Range) :

I.2.1.1.Définition :

Le VOR est un système d'aide à la navigation à courte et à moyenne distance qui donne à l'avion le palier magnétique des données provenant d'une station VOR au sol [Réf 3]. Il utilise la gamme de fréquence 108 à 118 MHZ.

Figure I.1 : Le VOR

Les stations terrestres VOR transmettent des signaux qui donnent une information radiale de 0 degrés à 359◦ (Figure I.1).

I.2.1.2.Principe de fonctionnement :

Une antenne sur l'avion capte un signal radio (dans la bande de fréquence de 108 à 118 MHZ) émis par un émetteur VOR au sol, l'information délivré au pilote est présentée par une aiguille qui indique le cap à suivre pour se diriger vers ou s'éloigner de cette station selon la sélection.

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

- Un signal dit de position.
- Un signal dit de référence.

Notons que ce système est conçu de telle sorte qu'au nord magnétique les deux signaux soient reçus en phase avec une amplitude max.

I.2.1.2.1.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 30tr/sec.

Le signal reçu est modulé en amplitude, la fréquence modulante étant de 30Hz. Le signal de 30Hz reçu par l'avion et dont la phase dépend de la position du récepteur par rapport à la station est le SIGNAL DE POSITION.

I.2.1.2.2.Signal de référence :

Généré par la station au sol et constitué par un signal de 30Hz modulant directement la porteuse VHF ce qui permet au récepteur de différencier le signal de référence du signal de position. On passe donc par une modulation intermédiaire :
Le 30 Hz de référence module en fréquence une sous porteuse 10Khz.
La porteuse VHF (108-118 Mhz) est modulée en amplitude par la sous porteuse 10Khz modulée.

I.2.1.2.3.comparaison des deux signaux :

Au nord magnétique les deux signaux seront en phase.

Lors du changement de position de l'avion, il y aura déphasage entre ces deux signaux. La fraction du temps écoulé entre les deux max des deux signaux nous permettra de déterminer l'angle d'azimut de chaque point ou se trouvera le récepteur par rapport au nord magnétique (Figure I.2).

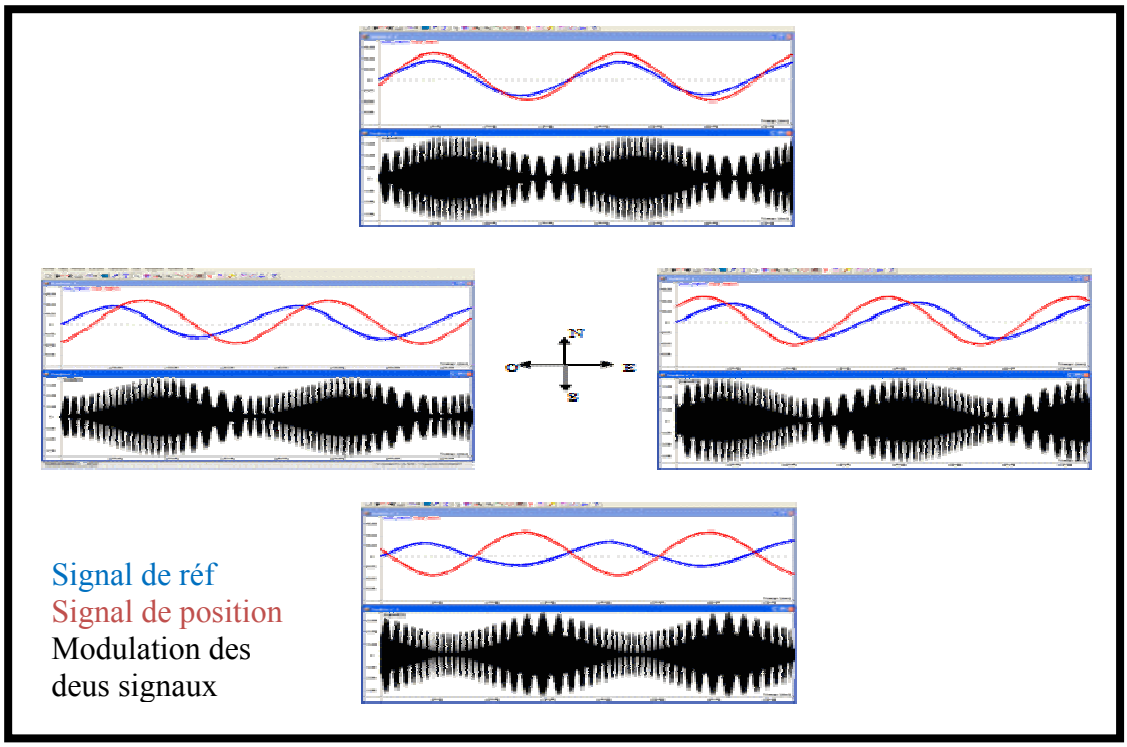


Figure I.2 : Comparaison des deux signaux

I.2.1.3.Les avantages et les inconvénients du VOR :

➢ **Les avantages :**

- Insensibilité aux orages et perturbations magnétiques.
- Précision correcte (+ ou -1°).
- Les indications de l'instrument ne sont pas liées au vent.

➢ **Les inconvénients :**

- Portée maximum optimale : 200 Nm environ.
- Limitations de portée par les montagnes (MRA : Minimum Réception Altitude).

I.2.2.Le DME (Distance Measuring Equipment):

I.2.2.1.Définition :

Le DME est un moyen de radionavigation permettant de calculer la distance oblique entre l'aéronef et l'antenne DME au sol, couplée à un VOR celui-ci permet de connaître la position exacte de l'aéronef ; avec le VOR on a la radiale de l'aéronef par rapport à la balise VOR et avec le DME on a toujours la distance par rapport à la balise VOR, le DME utilise la gamme de fréquence de 962 à 1213 MHZ (Figure I.3). [Réf 3]

Figure I.3 : Le DME

NB : Il faut savoir que les DMEs sont en général au même endroit que les stations VOR. (Figure I.4).

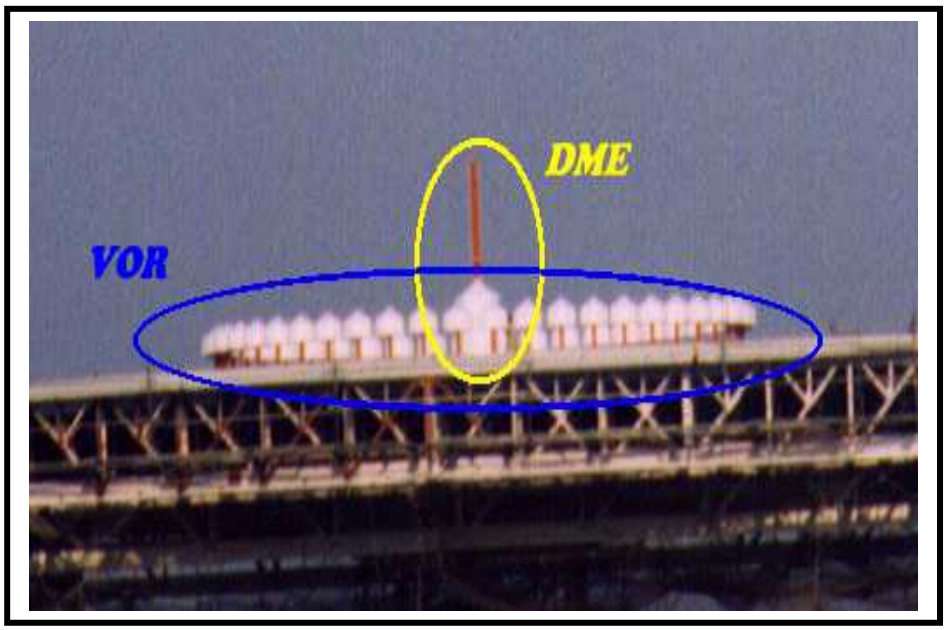


Figure I.4 : Station VOR/DME

I.2.2.2. Principe de fonctionnement :

Le DME mesure la distance par calcul de la propagation aller-retour d'impulsions UHF.

L'avion est équipé d'un émetteur d'interrogation qui envoi des impulsions dans toutes les directions. Ces impulsions sont captées et amplifiées par une station au sol qui les retransmet en omnidirectionnelle avec un retard de 50µs.

Le récepteur de bord mesure le temps de réponse en tenant compte du délai de 50µs et affiche la distance sur un cadran digital. (Figure I.5).

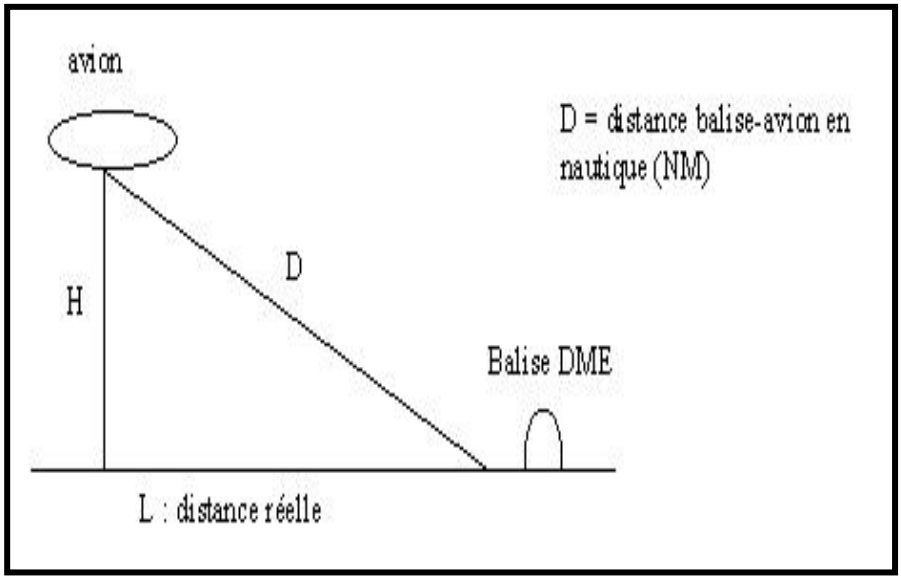


Figure I.5 : Distance fournie par la balise DME

I.1.2.3.Les avantages et les inconvénients du DME:

- **Les avantages :**

- Le DME possède une bonne précision (+ou-1Nm).
- Il est quasiment insensible aux perturbations atmosphériques.

- **Les inconvénients :**

- La distance fournie est une distance oblique (donc ce n'est pas la distance réelle).
- La station peut répondre à 2700 interrogations.

I.2.3.L'ADF :

I.2.3.1.Définition de l'ADF:

Ce système permet de donner la direction de la station sol (ADF) et l'afficher sur l'indicateur RMI (Radio Magnetic Indicator).

Il affiche sur l'RMI l'angle donné par le récepteur ADF sur avion, il travaille dans la gamme de fréquence 200KHZ à 2MHZ, la précision est d'environ (+ ou -5°) et sa portée est d'environ 500 à 1000KM. L'ADF permet de recevoir l'audio des fréquences des porteuses modulées en AM.

L'ADF est l'indicateur principal des informations données par les stations sol NDB et Locator qui sont des moyens importants pour la navigation en vol. (Figure I.6).

Figure I.6 : L'ADF

- **L (Locator) :**

C'est un moyen radio d'atterrissage, de portée réduite (10 à 25 NM), la balise est utilisée comme moyen de percée en régime IFR. Implanté à proximité de certains aérodromes. Son indicatif comporte souvent 2 lettres.

- **NDB (Non Directional Beacon) :**

C'est un moyen de radionavigation implanté le plus souvent en campagne aux points clés des régions de contrôle. Son indicatif comporte généralement 3 lettres. La portée de la balise est très grande (de l'ordre de 150 NM), elle peut donc servir de moyen de navigation en vol.

I.2.3.2.Les avantages et les inconvénients de l'ADF :

- **Les avantages :**

- Grande portée qui dépend de la puissance.
- Les signaux suivent la courbure de la terre.
- Faible coût d'installation.

- **Les inconvénients :**

- Sensibilité aux orages : l'ADF s'oriente vers la source des éclairs de la station.
- 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.

I.2.4.L'ILS (Instrument Landing System):

Les limites du VOR et du DME sont perçues à l'approche d'un avion de la piste d'atterrissage. Ces deux instruments de radionavigation permettent d'améliorer considérablement le guidage latéral, mais sans aucune possibilité de fournir un guidage en hauteur de l'avion [Réf 3].

I.2.4.1Dèfinition :

L'ILS 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). (Figure I.7). Il comprend :

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

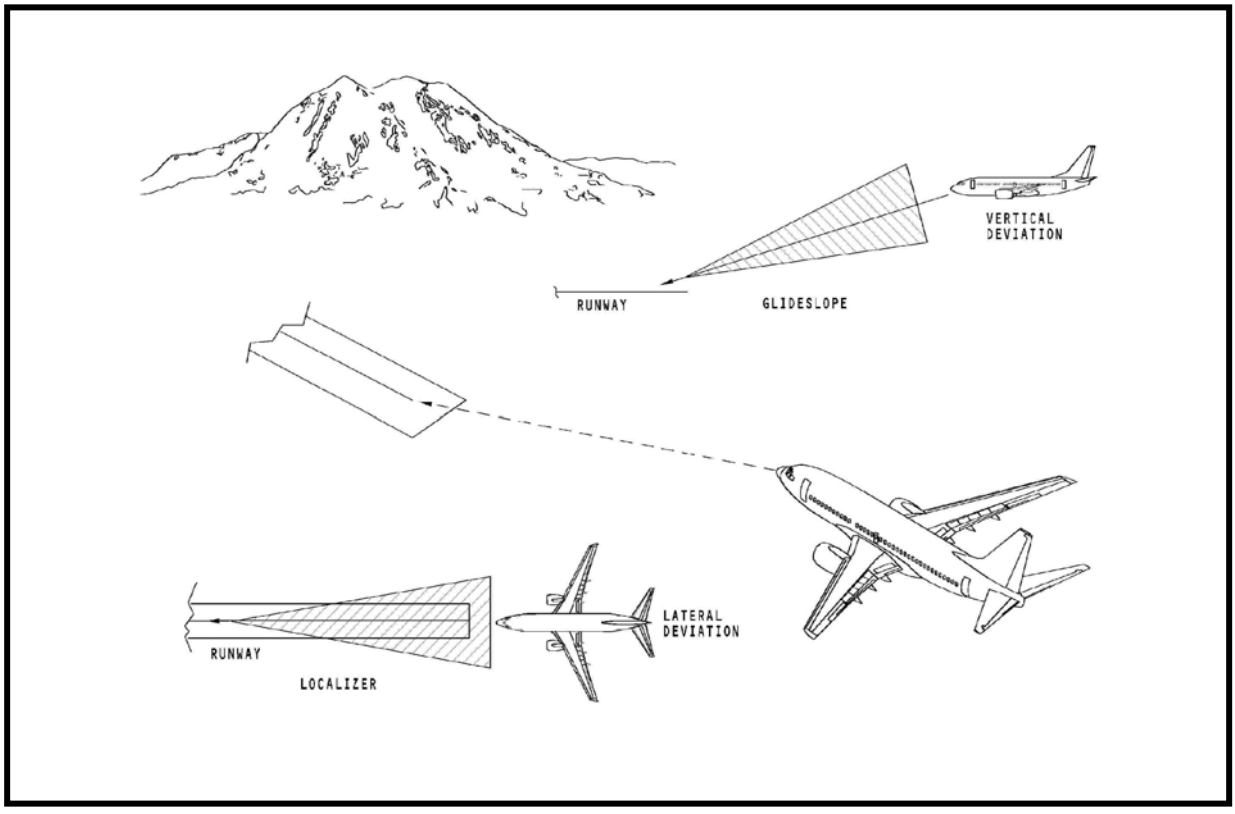


Figure I.7 : Le système ILS

I.2.4.1.1.théorie du Localizer :

Le Localizer est une aide à la navigation à courte distance (Figure I.8). 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 : 108-112MHZ.

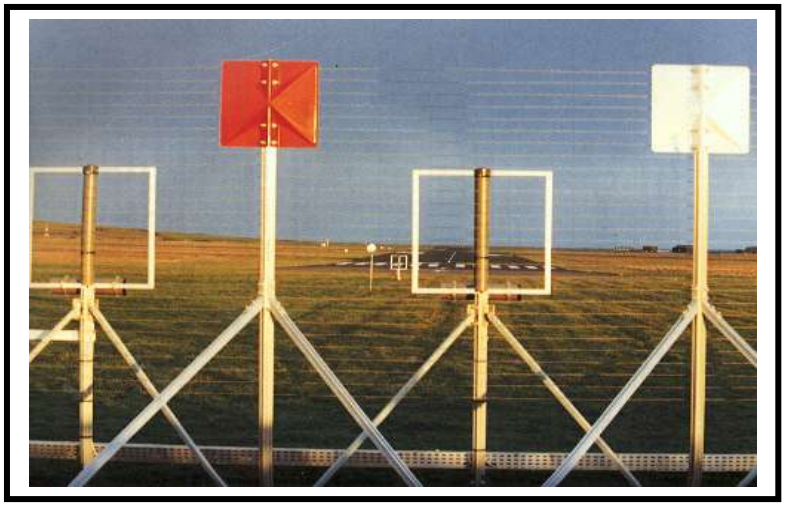


Figure I.8 : Antenne Localizer

I.2.4.1.1.1.principe de fonctionnement du Localizer :

- **Emission :** Les signaux du Localizer sont émis par un ensemble d'antennes disposées à 300 mètres de l'extrémité de la piste. Cet ensemble envoie une porteuse VHF modulée en amplitude sur deux fréquences BF: 90 et 150Hz. La zone de couverture d'un radiophare d'alignement de piste est limitée entre 4° et 6°.

- **Réception :** le récepteur du Localizer reçoit deux signaux de 90HZ et 150HZ 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 90HZ 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 150HZ prédominera, et l'indication de déviation se positionnera à gauche .Si l'avion est sur l'alignement de piste, les taux de modulation sont égaux, l'aiguille reste donc à sa position neutre c'est-à-dire au centre.

I.2.4.1.2.Théorie du Glide :

Le Glide est une 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 présentée à bord sur un indicateur d'écart centre 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 de 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.2.4.1.2.1.Principe de fonctionnement du Glide :

- **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 mat 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 entrecroises 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.

- **Réception :** le récepteur du glide reçoit les deux signaux 90 HZ, 150HZ et compare leur taux de modulation. Si l'appareil se trouve au dessus de la trajectoire de descente, le signal de 90HZ aura une amplitude plus grande que celle de 150HZ 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 150HZ prédominera et l'indicateur du glide sera au dessus de l'avion.

I.2.4.1.3.Les radio-bornes (markers) :

Il existe trois balises utilisées dans le système ILS (OM-MM-IM). Ces balises sont reçues à bord sur un récepteur spécial prérégle 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 radio-bornes. (Figure I.9)

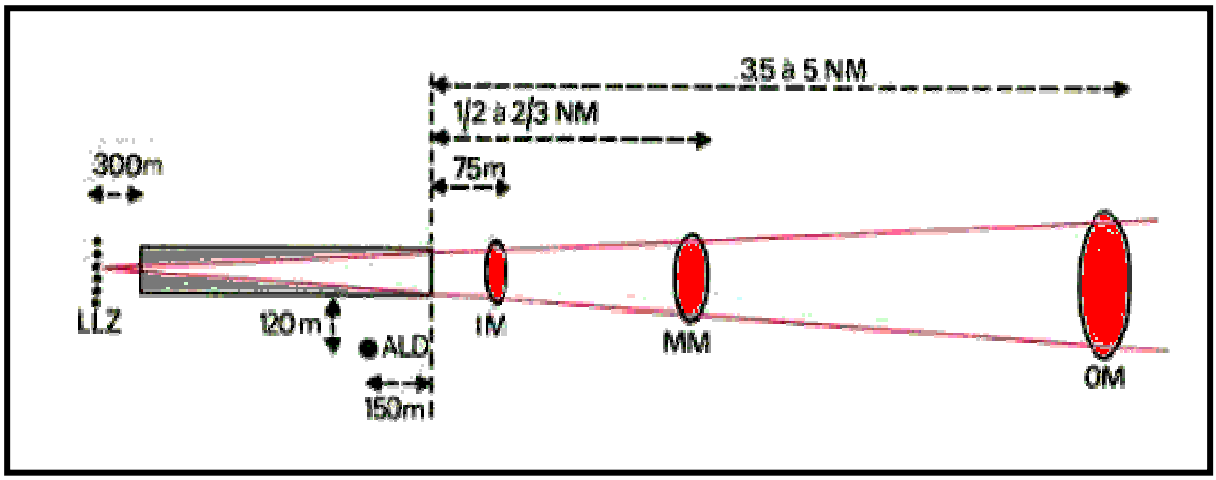


Figure I.9 : les Markers.

OM (Outer Marker : borne extérieur) : situé de 3,5NM à 5NM du seuil de la piste d'atterrissage, elle sert à contrôler le début du plan de descente et de l'altitude.

MM (medium Marker : borne intermédiaire) : situé de 1/2NM à 2/3NM du seuil de la piste d'atterrissage. A ce point l'avion doit avoir une altitude d'environ 200pieds au dessus de l'altitude de la piste d'atterrissage.

IM (Inner Marker : borne intérieure) : situé à 75m du seuil de la piste.

I.2.5.La 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 4250MHZ à 4350 MHZ au sol. (Figure I.10).

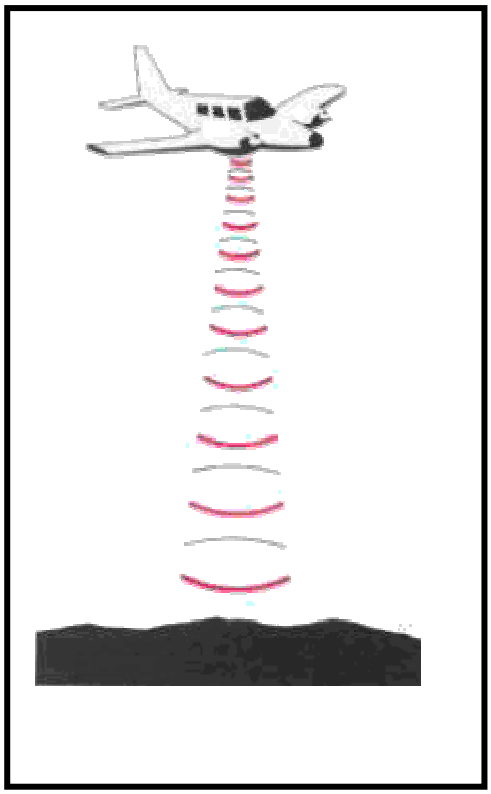


Figure I.10 : La radio altimètre

Une fois réfléchies, elles seront reçues au niveau de l'avion, le temps d'aller-retour du signal est une valeur proportionnelle à l'altitude. Il permet aussi de donner un signal audio, et visuel sur l'indicateur de l'altitude pour prendre une hauteur de décision (altitude de décision) inférieur à 2500pieds.

I.3.Les équipements de sécurité :

Le rôle essentiel des équipements de sécurité est la détection des anomalies lors du vol. Ils avertissent le pilote afin qu'il puisse prendre les actions de corrections nécessaires [Réf 1,2].

I.3.1.Le Système ATC (Air Trafic Contrôle) :

Le contrôle de trafic aérien (ATC) est un réseau de tour de contrôle, 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 s'occupe des appareils circulant aux alentours de l'aéroport, et délivre les autorisations de décollages ou d'atterrissage.

I.3.2.le système de feu 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. Elles aident les pilotes à passer aux repères visuels.

I.3.3.le système TCAS (Trafic Alart and Collision Avoidance System) :

Le TCAS est un équipement assurant trois fonctions :

- Informer l'équipage sur la position et les évolutions des avions équipés d'un transpondeur se trouvant dans le champ de surveillance.
- Informer l'équipage des risques potentiels de collision.
- Directives pour effectuer, dans le plan vertical, des manœuvres d'évitement.

Si un autre avion est détecté comme ayant une trajectoire conflictuelle, le TCAS prévient l'équipage par des messages vocaux (traffic ! traffic !) et les fait apparaître selon un symbole spécifique sur les écrans de navigation.

I.3.4.Systeme EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System):

Le GPWS est un équipement qui déclanche des alarmes auditives et visuelle lorsque l'avion s'approche du sol. Une version améliorée (EGPWS) possède en plus une cartographie du terrain qui s'affiche sur les DEUs en cas de danger.

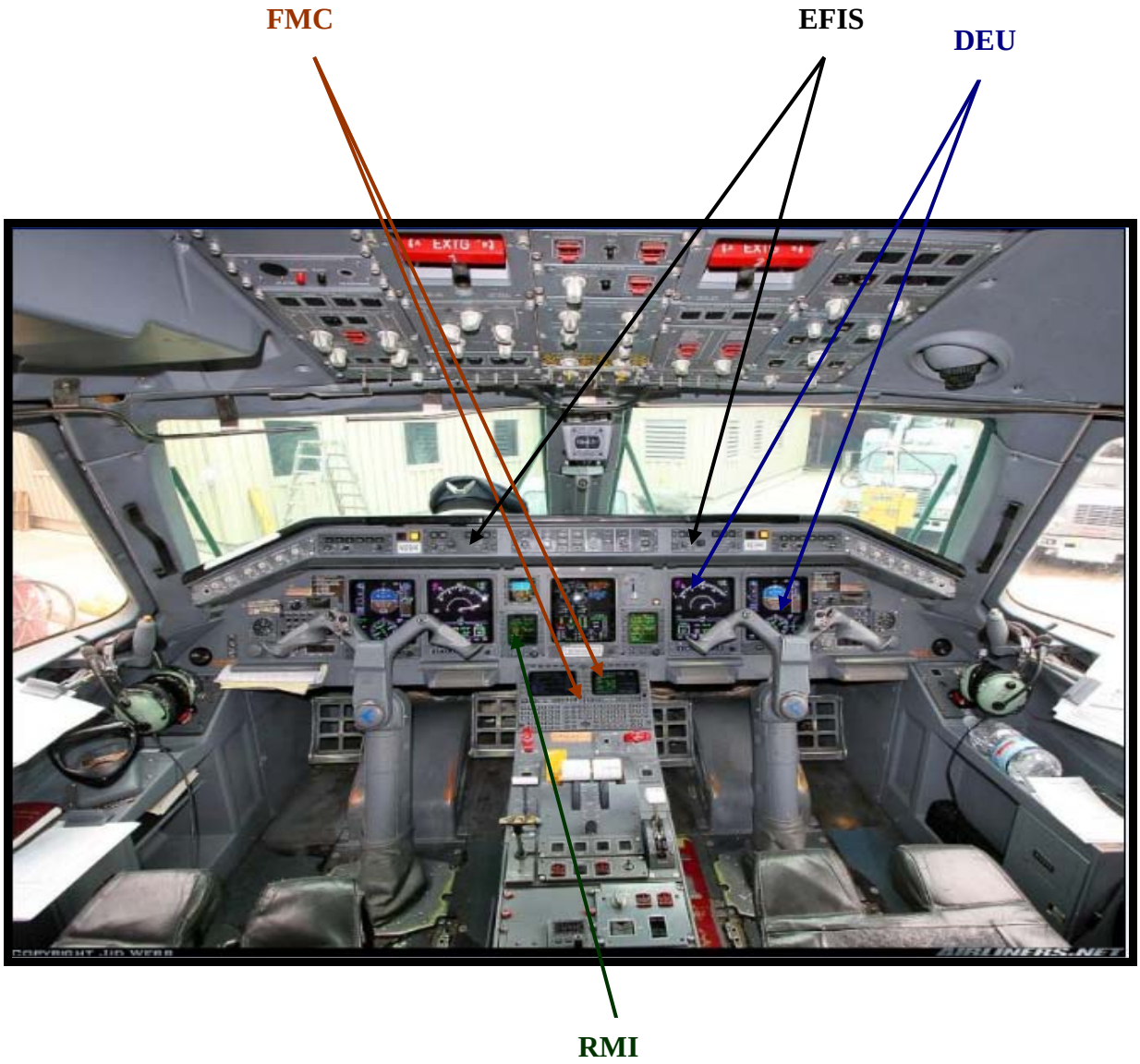


Figure I.11 : Le tableau de bord

I.4.Conclusion :

Naviguer n'est pas seulement se repérer dans l'espace à un instant donné, mais aussi conduire un avion d'un point à un autre en prévoyant la trajectoire, en effectuant les corrections nécessaires pour rejoindre la destination souhaitée.
Dans ce chapitre nous avons étudié les différents systèmes de la radio navigation.

II.1.Introduction :

Le concept du premier EGPWS a été mis en oeuvre par la SAS (Scandinavian Airlines System), c'est la conséquence d'un crash qui s'est produit en 1974.En effet, un Boeing 727 d'une compagnie américaine perd 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 EGPWS sur tous ses appareils, plusieurs pays ont suivi 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 sept modes d'opération :

Mode 1 : pente de descente excessive.
Mode 2 : taux d'approche excessif.
Mode 3 : perte d'altitude après décollage.
Mode 4 : proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants ou les flaps (volets) entrants
Mode 5 : descente au dessous du glide slope.
Mode 6 : descente au dessous du minimum (au dessous de l'altitude de décision).
Mode 7 : avertir aux conditions windshear.

Ces modes sont activés automatiquement dans le GPWC.

Avec le développement technique de la sécurité aéronautique surtout en ce qui concerne les systèmes électroniques, un dispositif plus évolué appelé Enhanced-GPWS ou EGPWS est devenu aujourd'hui disponible, doté d'une base de données géographiques 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, l'ADIRS, l'ADIRU, le radar météo, ainsi que les systèmes de radio navigation. Ce système donne des alarmes auditives et visuelles si l'avion se rapproche trop du sol.
Le EGPWS est considéré comme étant le système de sécurité le plus important embarqué sur un avion, vu l'apport considérable dans la diminution du nombre de crashs depuis son installation.

II. 2.Description Générale de l'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 EGPWS est enclenché lors des phases critiques de décollage, de croisière et d'atterrissage et alerte le pilote en cas de danger, en produisant des alarmes lorsque ses calculs montrent que l'avion passe au-dessous d'une distance minimale.

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 au sol et exclut ainsi pratiquement tout risque de contact avec ce dernier. (Figure II.1).

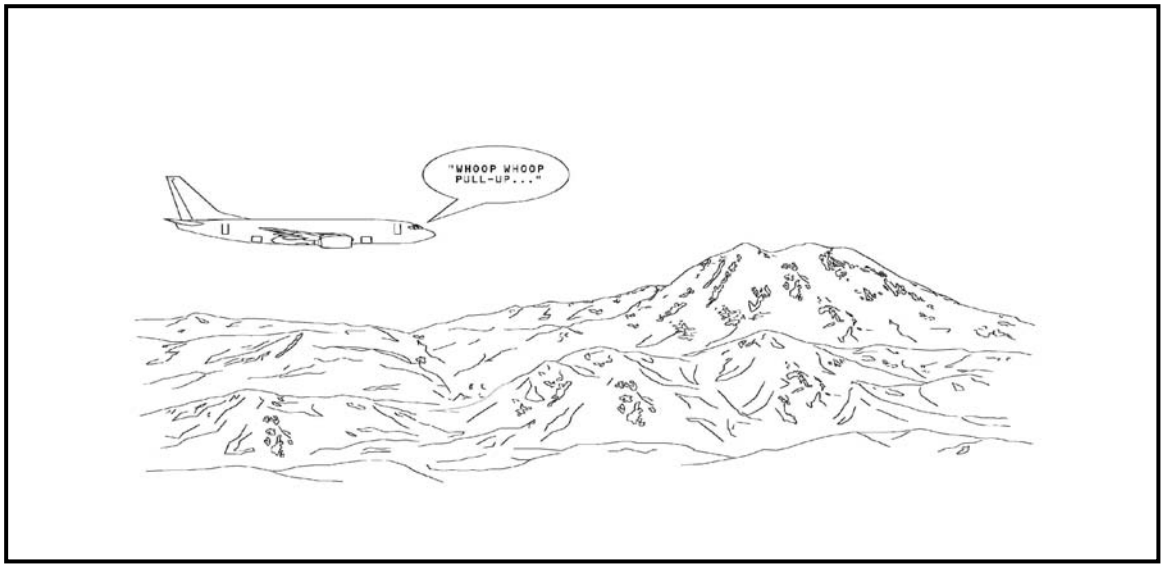


Figure II.1: Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS)

L'EGPWS donne aux pilotes des avertissements auditifs et visuels. Les avertissements continuent jusqu'à 2450 pieds.

II.2.l.Enhanced Ground Proximity Warning Computer (EGPWC):

L'Enhanced Ground Proximity Warning Computer (EGPWC) ou l'ordinateur d'avertissement de proximité du sol est le composant principal du système EGPWS, il compare le profil de vol d'avions, la position des Flaps (volets) et des trains d'atterrissage, et le dégagement du terrain pour déterminer s'il y a une alerte ou condition d'avertissement. C'est-à-dire que l'EGPWC 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 LEDs 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 d'accéder aux six niveaux du self test. Les fautes sont annoncées par des haut-parleurs ou à travers le casque qui se branche au jack qui se trouve au dessous du bouton test. (Figure II.2).

Le logiciel opérationnel du computer et sa base de données des terrains, peuvent être mis à jour par 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 trois états LED qui montre la progression des transferts des données. Une carte vierge doit être utilisée pour charger l'historique des fautes (pannes) enregistrées dans l' EGPWS. [Réf 1,2].

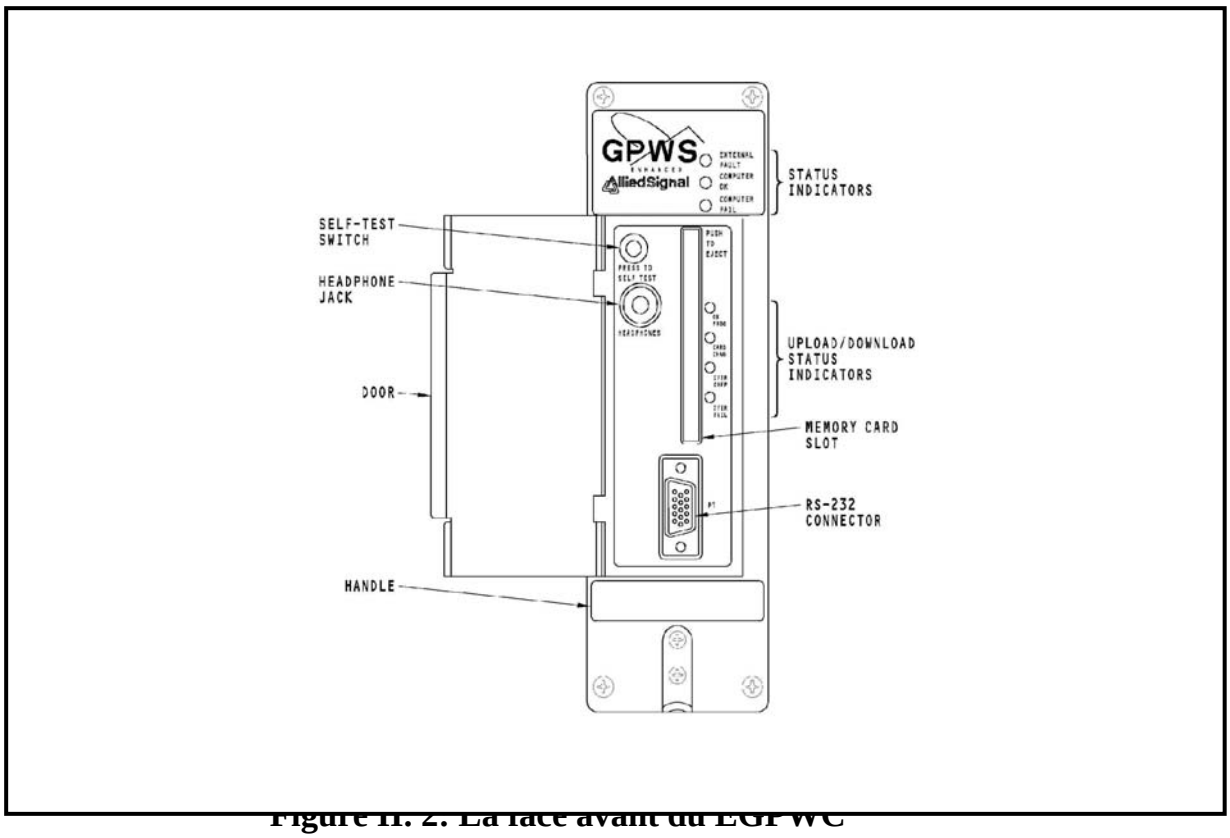


Figure II. 2. La face avant du EGPWC

II.2.l.l. Description physique :

Le EGPWC est un LRU (Line Remplacable Unit), 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 a aussi besoin d'une tension de 28v DC. (Figure II.3) [Réf 1,2]

Figure II.3 : L'EGPWC.

II.2.1.2 : Face avant de l'EGPWC:

La face avant du EGPWC a trois états LEDs et une porte. [Réf1, 2]

- 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 le EGPWC est alimenté et fonctionne normalement.
- COMPUTER FAIL (échec d'ordinateur) - La LED rouge reste allumé quand le EGPWC a un échec interne.

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

- SELF-TEST switch- pour commencer un test du EGPWS.
- HEADPHONE JACK- (prise d'écouteur) - pour entendre (écouter) toutes les alarmes qui sont dans la mémoire.
- MEMORY CARD SLOT (fente de carte de mémoire) : introduire la carte PCMCIA pour charger ou décharger les données du terrain.
- Upload/Download status indicators: déroulement des opérations de chargement ou de déchargement.
- RS-232 Connecter (Connecteur de RS-232) : utilisé pour test à l'atelier, et téléchargement des données avec un PC (ordinateur) normal.

II.2.2.Weather relay (relais de météo) :

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

II y a deux relais TERR/WXR, qui sélectionnent la donnée à afficher sur chaque ND. Les données WXR et GPWC sont transmises sous forme ARINC 429.
Les deux relais généralement sont alimentés par une source de 28v DC de panneau du disjoncteur.

II.2.2.l.Commande de relais :

En appuyant sur le bouton WXR qui se trouve sur la boite de commande EFIS, nous aurons les indications RADAR (météo).
En appuyant sur le bouton TERR, Le mode TERR est sélectionné et nous aurons les indications de terrain sur le DEU.

II.2.2.2.Moniteur des relais :

Les relais permettent de choisir les données WXR/TERR et envoient un signal au EGPWC, L'EGPWC emploie ces entrées pour identifier la position des relais. Quand les relais sont en position normale, le moniteur du EGPWC n'a aucune tension (O volte).

Quand les relais sont en position terrain, le moniteur du EGPWC donne une tension de28vDC.

II.2.3. EFIS (Boite de Commande) :

La boite 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 l'EGPWS (Figure II.4) est :

- Le commutateur de la carte du TERR.
- Le sélecteur de mode de ND.
- Le sélecteur de chaîne de ND.
- Le sélecteur de mode de PFD.
- Le sélecteur de chaine de PFD.

Figure II.4 : Boite de commande EFIS

II.2.4.Les interface de l'EGPWS [Réf 1,2] :

- L'EGPWS emploi des entrées pour calculer les conditions d'avertissement. (Figure II.5).
- Radio Altimètre (RA).
- Module d'avertissement de proximité du sol EGPWM (Enhanced Ground Proximity Warning Module).
- Air Data Inertiel Référence Unit (ADIRU) : système à inertie de référence des données aériennes.
- Stall Management Yaw Damper (SMYD) : amortisseur de lacet et gestion de décrochage.
- Flight Management Computer (FMC) : système de gestion de vol.
- Weather Radar (WXR) : radar météo.
- Multi Mode Receiver (MMR) : récepteur a plusieurs modes de fonctionnement.
- Display Electronics Unit (DEU) : unité électronique d'affichage.

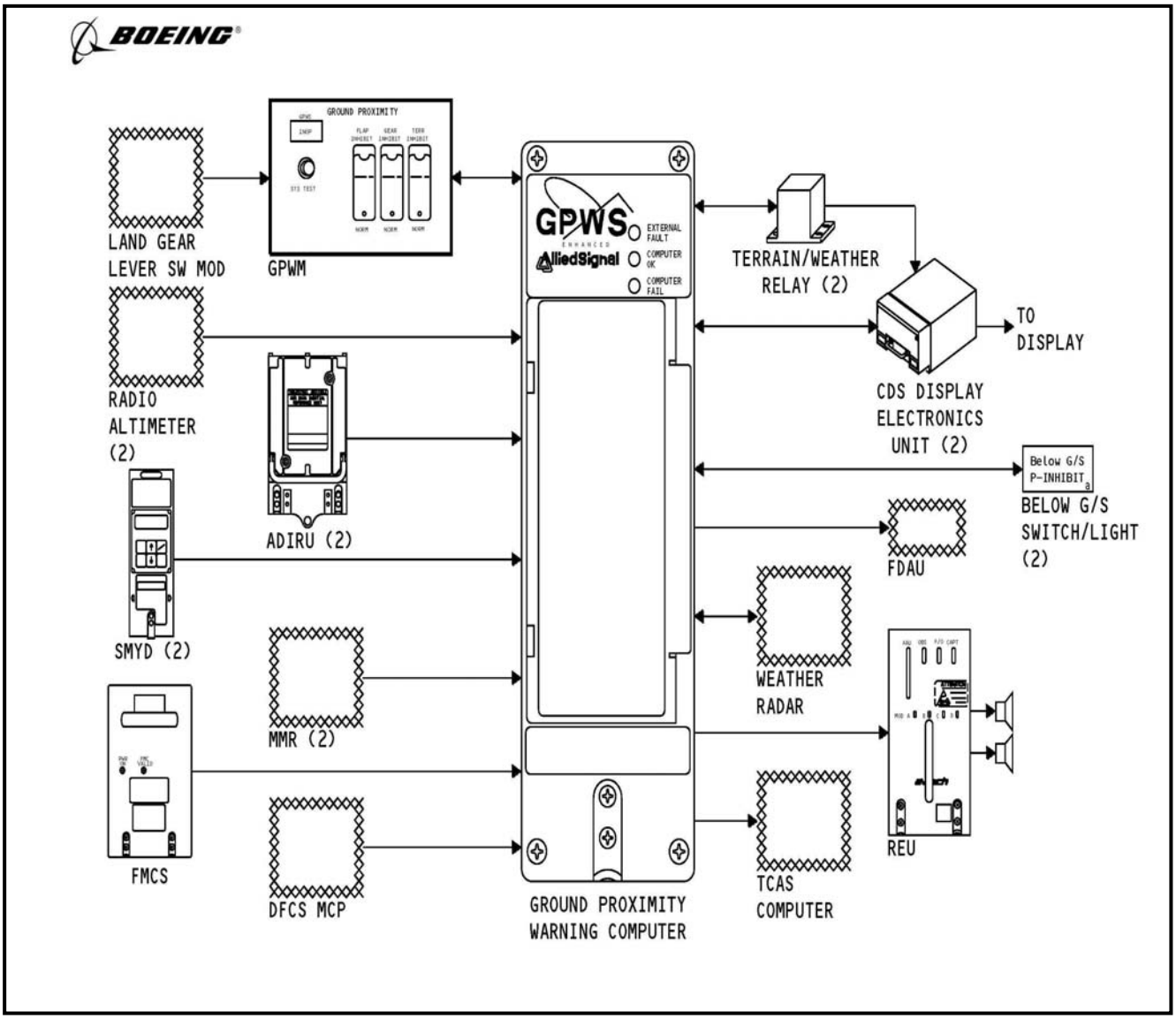


Figure II. 6: Les interfaces du EGPWS.

II.2.4.1.radio Altimètre :

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

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

II.2.4.2.Le EGPWM (Module D'avertissement De Proximité du sol) :

Le module d'avertissement de proximité du sol (EGPWM) est la connexion entre l'équipage et le EGPWS. Le EGPWM contient un voyant ambre EGPWS INOP (Figure II.7).

Le panneau à également ces commutateurs :

- Bouton de test.
- Commutateurs des Flaps (les volets) et des trains.
- Commutateur de terrain.

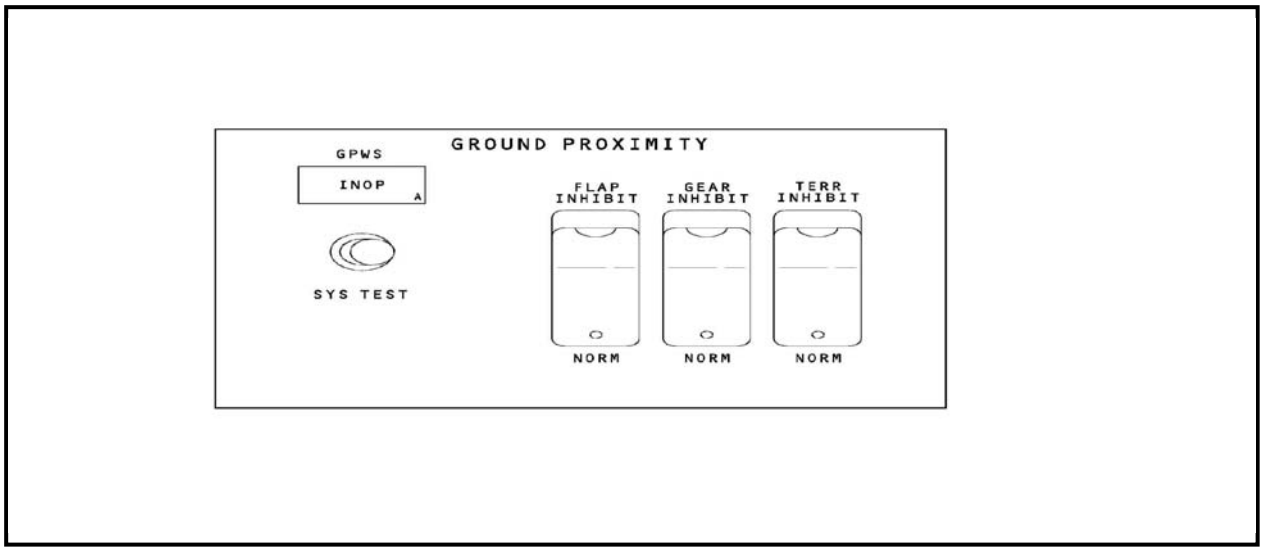


Figure II.7: Enhanced Ground Proximity Warning Module

II.2.4.3 ADIRU (air Data Inertielle Référence Unit):

Unité de référence des données inertielles en vol à deux fonctions primaires

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

L'ADIRU gauche et droit envoient ces données à l'EGPWC par le bus IR :

- La latitude et longitude.
- L'altitude à inertielle.
- La vitesse verticale à inertielle.
- L'angle magnétique vrai.
- Le cap magnétique et cap vrai.
- L'attitude de lacet et l'attitude de roule.
- L'accélération verticale à inertielle.
- Le taux de lancement.

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

- La vitesse anémométrique calculée.
- La vitesse anémométrique vraie.
- Le taux d'altitude.
- L'altitude non corrigée.

Ces données sont employées pour déterminer, les attentions et les avertissements pour tous les modes d'EGPWC.

II.2.4.4. SMYD (Stall Management Yaw Damper):

Le SMYD calcule et envoi les commande de gestion de décrochage et l'amortisseur de l'acet.
Les SMYD envoient les données suivant à l'EGPWC :

- L'angle d'attaque indiqué AOA.
- L'AOA corrigé.
- La position des Flaps.
- La vitesse minimum de fonctionnement.

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

II.2.4.5. FMC (Flight Management computer):

L'ordinateur de gestion du vol (FMC) exécute diverses fonctions pour aider l'équipage dans la gestion du vol. Ces fonctions sont toutes construites dans un plan latéral et dans un plan vertical, le pilote choisit 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 à l'approche.

Dans le plan vertical, il calcule :

- La vitesse optimale pour chaque point.

I.2.4.6. Weather radar :

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 de prévision de windshear à l'EGPWC.

II.2.4.7. 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.2.4.8. Below Glide Slope Light:

II y a deux Bellow 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 Bellow Glide Slope Light peut être appuyé pour arrêter les alertes et désactiver également l'alarme sonore.

II.2.5. Les sorties du EGPWS :

Afin de réduire le travail du pilote en cas d'état d'urgence, l'EGPWS dispose d'un système d'alarme intelligent. Celui-ci alerte le pilote par des alarmes visuelles ("PULL UP, Below G/S"), et des alarmes sonores ou messages auditifs qui passent à travers le REU (remote electronics unit) qui sont fournis à l'aide des hauts parleurs du poste de pilotage.

II.2.5.1. Les alarmes visuelles :

Les avertissements visuels de l'EGPWS sont représentés sur les afficheurs du CDS (Communs Display System).

II.2.5.2.Les alarmes auditives :

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

Chaque message fourni par le système d'avertissement à proximité du sol (EGPWS) est répété toute les 0.75 secondes.

Les dix messages sont:

1. « Whoop-Whoop Pull-up »……... « Whoop-Whoop Redresser »

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.2.6.les interfaces analogiques et digitales du système EGPWS :

II.2.6.1.les interfaces analogiques :

La figure suivante présente les différentes interfaces analogiques du EGPWC qui sont utilisées lors du fonctionnement. (Figure II.8).

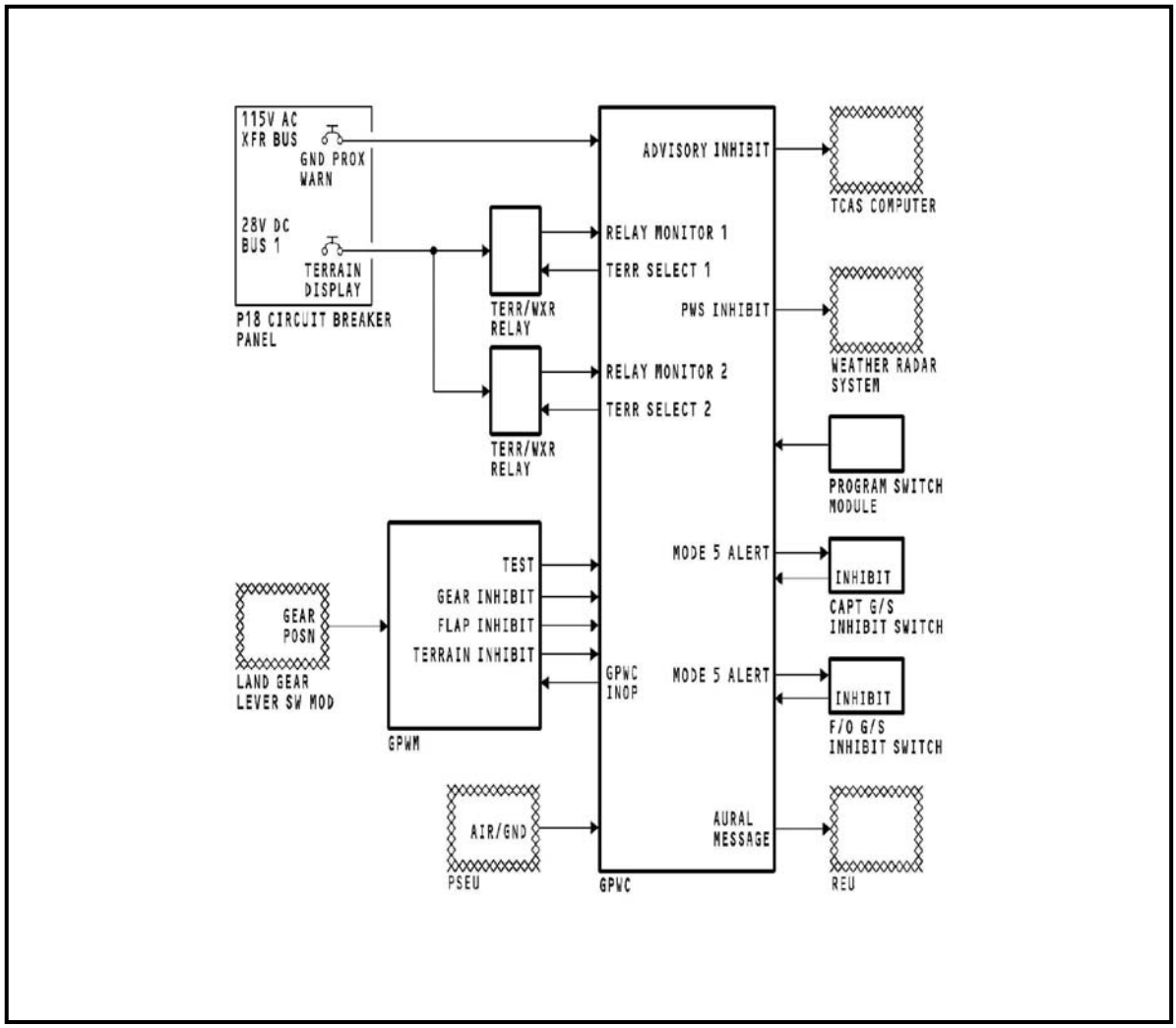


Figure II.8: Les interfaces analogiques.

II.2.6.2 .Les interfaces digitales (numériques) :

L'EGPWS se connecte avec d'autres systèmes d'avion sur des bus de données d'ARINC 429. Les interfaces qui sont connectés avec l'EGPWC sont (Figure II.9):

- L'unité de référence a inertiel gauche et droite de données aériennes.
- La radio altimètre 1 et 2.

- Les MMRs 1 et 2.
- Les FMCs 1 et 2(ordinateur de gestion des paramètres du vol).
- Les SMYDs 1 et 2(amortisseur de lacets et de gestion de décrochage).
- Les DEUs 1 et 2(Display Electronics Unit).
- Le panneau de commande de mode (DFCS).
- Le radar météo (WXR).
- Terrain/Weather relay.
- Le FDAU (Flight Data Acquisition Unit) : unité d'acquisition de vol.

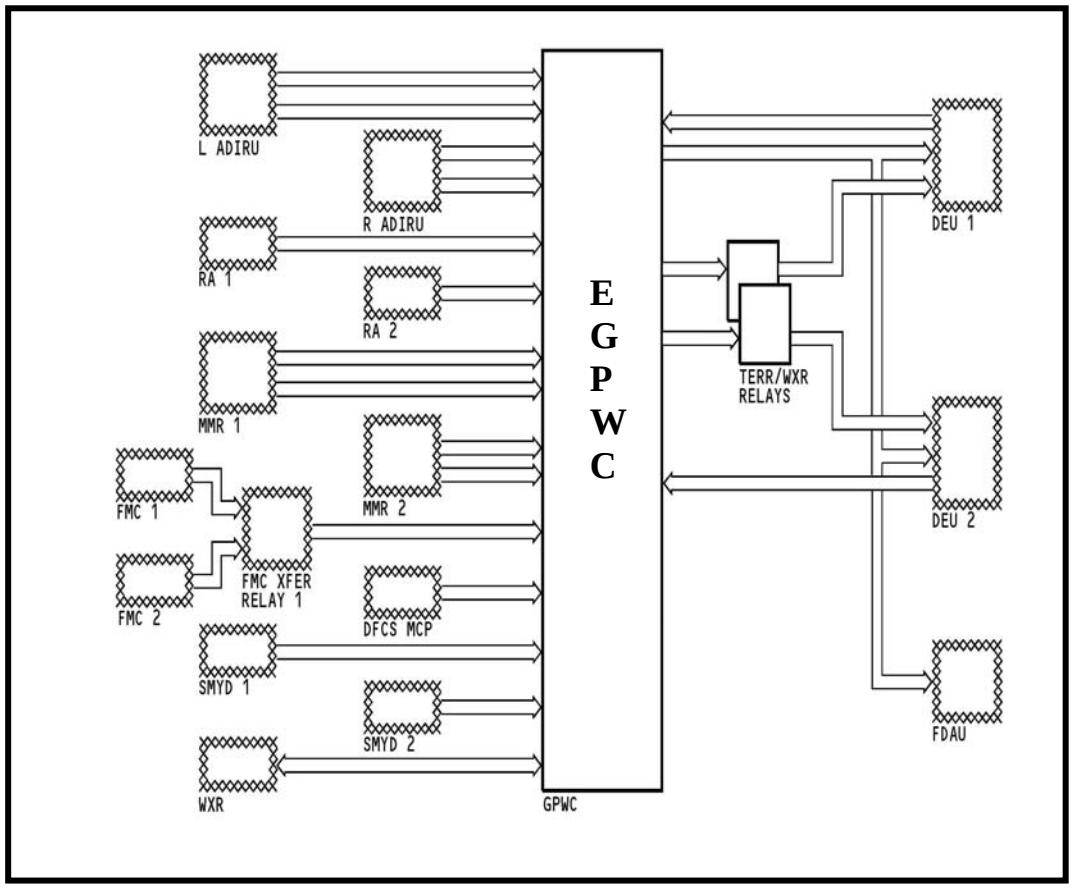


Figure II.9: Les interfaces digitales

II.3.Conclusion :

Depuis les 50 dernières années, Honeywell mène la marche du développement technologique des systèmes de surveillance et de sécurité. Fondés sur le dispositif d'avertissement de basse altitude EGPWS qui connut un énorme succès, les derniers progrès technologiques d'Honeywell améliorent la perception de l'environnement (activités aéroportuaires, conditions dangereuses de vol, rétablissement assisté). Les suites d'avionique d'Honeywell entourent le pilote d'informations clés dont il a besoin (météo, trafic et terrain) et intègres ces innovations dans des plateformes légères et rentables.

III.1.Introduction :

Le EGPWS est un système embarqué sur avion, il fournit à l'équipage des indications sonores et visuelles lorsque les conditions du vol peuvent impliquer un risque de collision avec le sol. Ce système permet au pilote d'être alerté du rapprochement au sol à partir de 2450 pieds. Ses alarmes sont générées pour informer le pilote des différents dangers, elles sont représenté dans l'EGPWS sous forme de sept modes qui sont :

- Mode 1 : Pente de descente excessive.
- Mode 2 : Taux d'approche excessif.
- Mode 3 : Perte d'altitude après décollage.
- Mode 4 : proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants ou les Flaps (volets) entrants.
- Mode 5 : Descente au dessous du glide Slope.
- Mode 6 : Descente au dessous du minimum.
- Mode 7 : Avertir pour des conditions windshear.

Et de deux fonctions importantes qui sont :

- Le TCF (Terrain Clearence Floor).
- Le TA (Terrain Awarness).

Chaque mode du système EGPWS correspond à des indications auditives et visuelles bien déterminées.

III.2.Mode 1 : Pente de descente excessive.

Le mode 1 fournit au pilote 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 volets et des trains d'atterrissage), il devient fonctionnelle 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, et le message « Sink Rate » sera changé par l'avertissement « Whoop- Whoop- Pull up », l'indicateur « pull up » 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 du mode 1 sont invalides

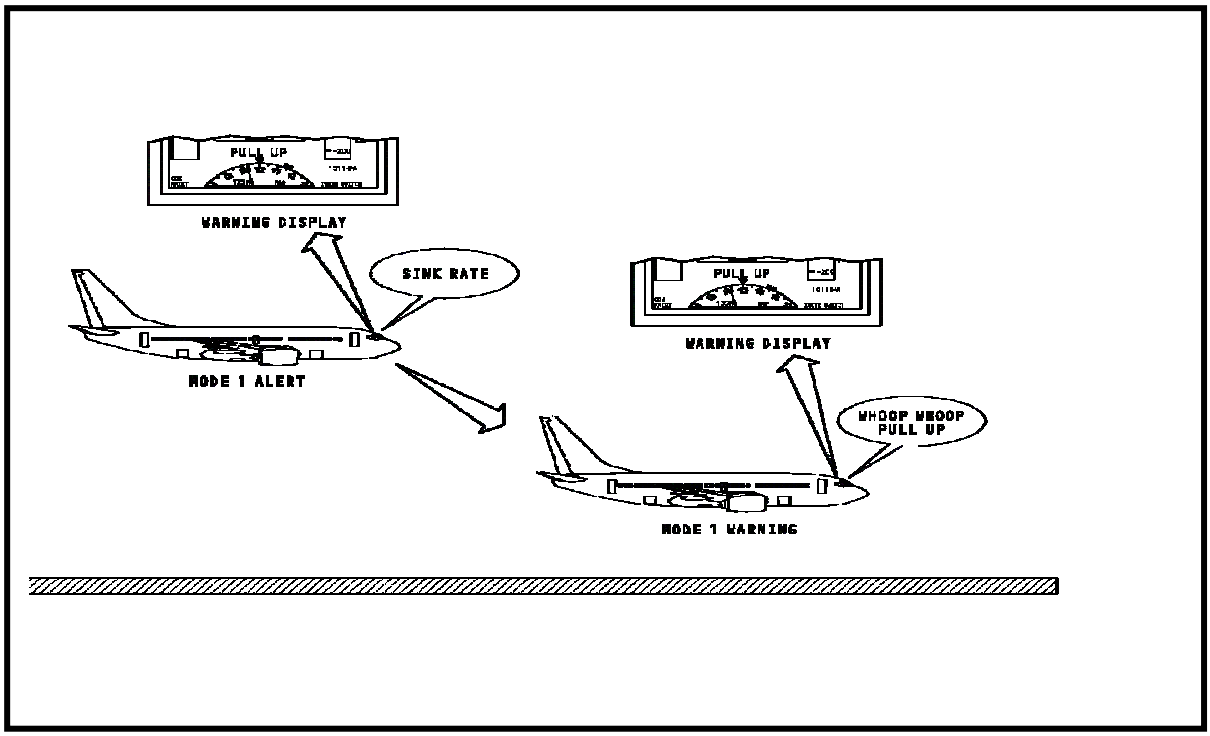


Figure III.1 : Mode1-Pente de descente excessive

III.2.1.Principe de fonctionnement du mode 1.

Les alarmes du mode 1 seront entendues pour une radio altitude de 10 jusqu'a 2450 pieds. Le type d'alarme dépend du taux de descente, et de la radio altitude. La première alarme est une alerte. Si le taux de descente ne change pas, le pilote aura un avertissement. Les LRU (Line Replaceable Unit) fournissent les entrées du mode 1 par :

- Les émetteurs et récepteurs de radio altimètre.
- L'ADIRU (Air Data Inertial Référence Unit).

Le système EGPWS emploie les données reçues par les LRU pour détecter les alertes et les avertissements du mode 1. Ces données sont (figure III.2):

- La Radio Altitude (RA).
- La Vitesse Verticale Inertielle (IVS).
- Le Taux Barométrique d'altitude.

Le détecteur de mode EGPWC calcule le taux de descente en utilisant la vitesse verticale inertielle. Si elle n'est pas disponible, le détecteur de mode fait appel au taux d'altitude intérieurement calculé. Si les deux données ne sont pas valides, le taux d'altitude barométrique de l'ADIRU est utilisé.

Quand l'EGPWC utilise le taux d'altitude barométrique, la limite inférieure d'altitude change de 10 à 30 pieds. Quand il y'a un avertissement, le détecteur de mode envoie un signal discret au EGPWS pour donner les messages auditifs avancés, qui vont vers le REU (Remote Electronique Unit) qui les envoie au haut-parleur du poste de pilotage.

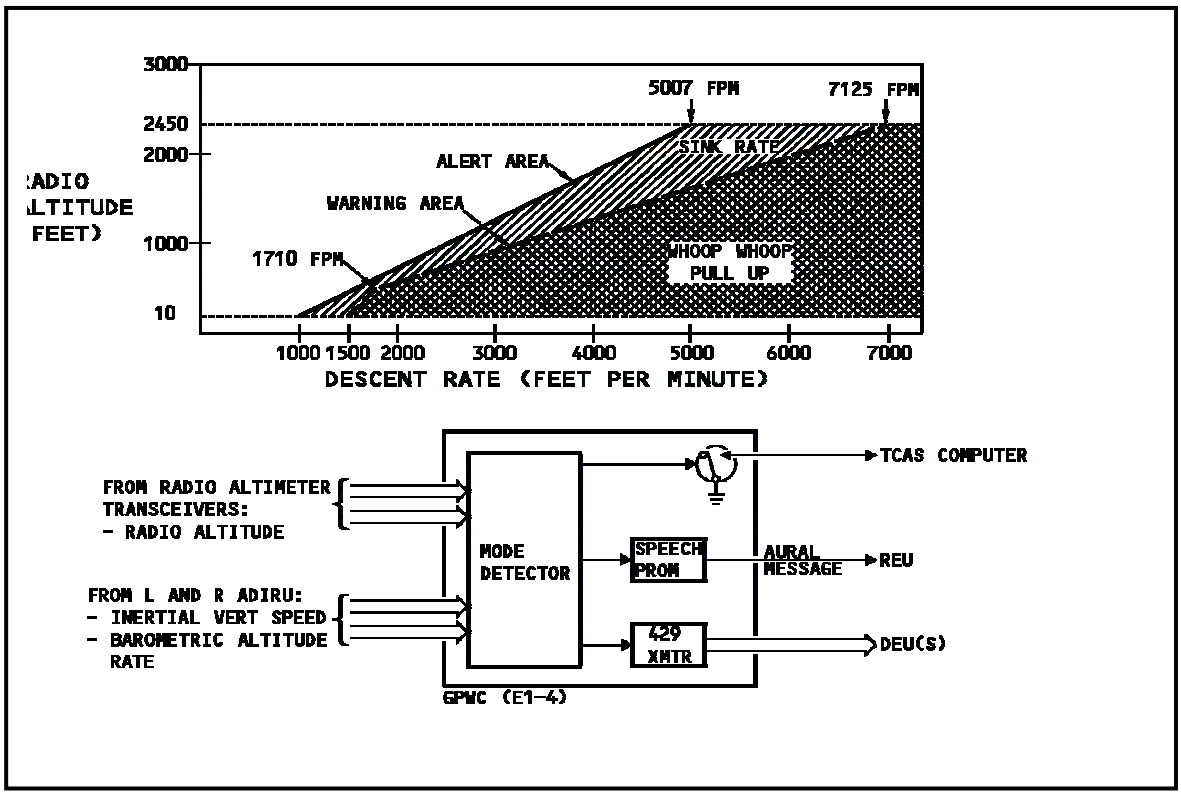


Figure III. 2: Principe de fonctionnement du mode 1

III.3.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. Il a deux sous modes, le sous mode 2A et le sous mode 2B. Ce mode dépend du mach, de l'altitude, du taux barométrique et de la configuration de l'avion (position des Flaps et trains d'atterrissage).

III.3.1.Le sous mode 2A :

Le sous mode 2A se produit pour un grand taux d'approche si les Flaps (volets) sont moins de 25 unités (pas dans la configuration d'atterrissage c'est-à-dire inférieur a 30 unités). Ce sous mode peut avoir un état d'alerte ou un état d'avertissement.
Pour un état d'alerte, l'EGPWC donne le message auditif, "TERRAIN TERRAIN" et le DEU affiche "Pull Up».

S'il y'a une augmentation de taux d'approche, le EGPWS donne un avertissement et le message "Whoop Whoop Pull Up" sera changé par le message "Terrain". (Figure III.3).

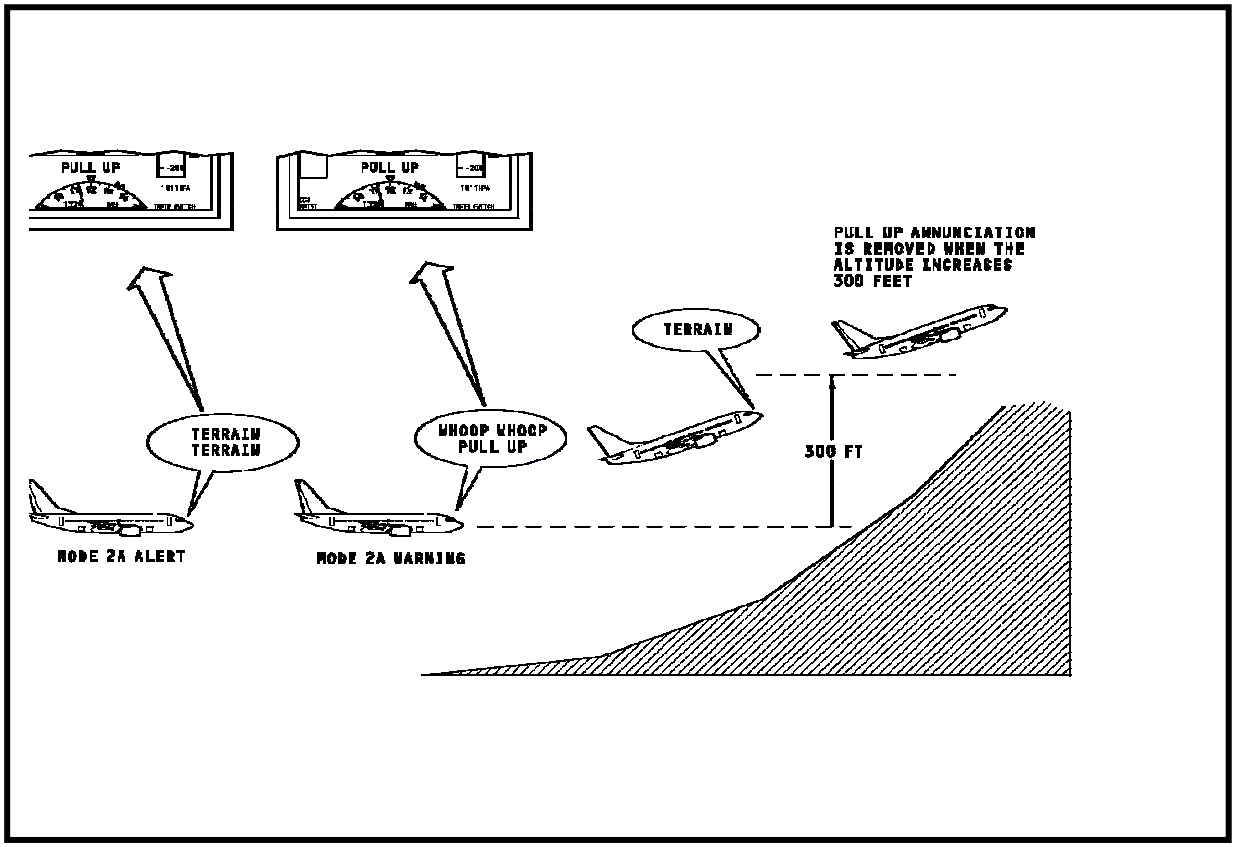


Figure III.3 : Sous mode 2A -Taux d'approche excessif.

III.3.2.Le sous mode 2B :

Le sous 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 sous mode peut aussi donner des alertes et des avertissements si les Flaps (volets) sont dans la configuration d'atterrissage et l'angle du glide Slope et la déviation du Localizer est moins de deux points (dots) pendant une approche ILS. (Figure III.4).

Le sous mode 2B peut avoir un état d'alerte ou un état d'avertissement. Le EGPWC donne une alerte sous forme de message auditif "Terrain Terrain" pour un grand taux d'approche, si les trains d'atterrissage et les Flaps sont dans la configuration d'atterrissage ou quand les trains d'atterrissage ou bien les Flaps ne sont pas dans la configuration d'atterrissage. Si l'alerte continue, le GPWC donne le message auditif "Whoop Whoop Pull Up"

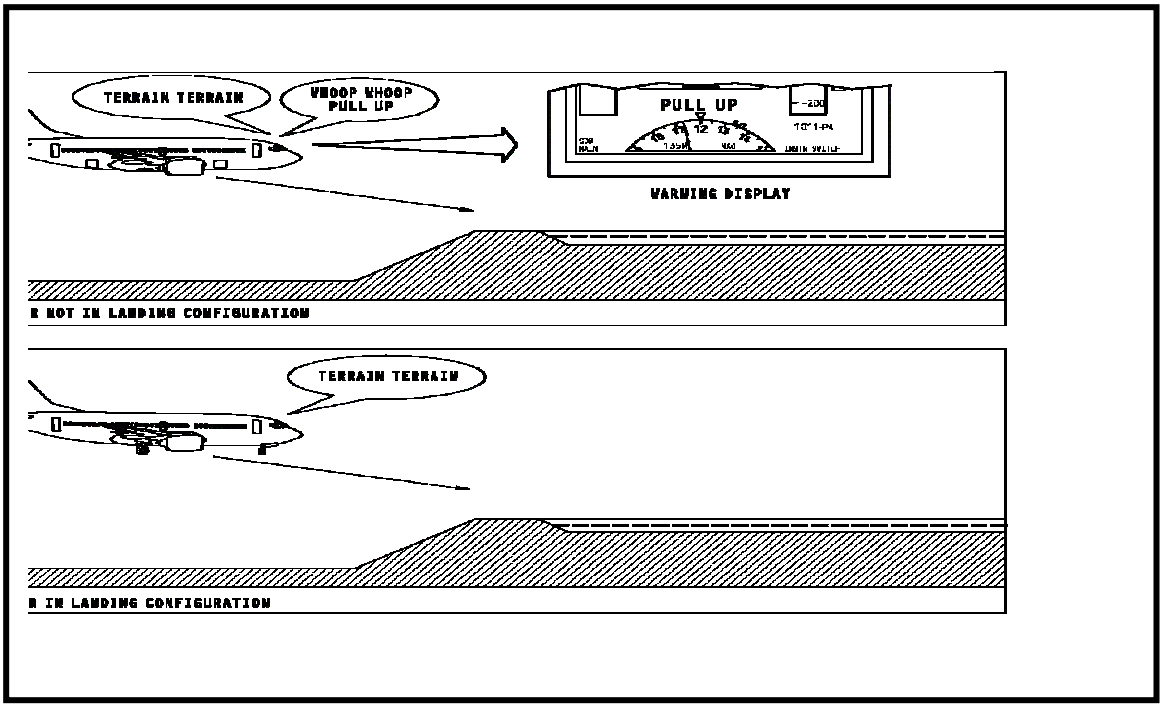


Figure III.4 : Sous mode 2B-Taux d'approche excessif.

III.3.2.1.Principe de fonctionnement du mode 2 :

Les alertes du sous mode 2A se produisent entre 30 et 1650 pieds de radio altitude, pour des vitesses anémométriques moins de 220 nœuds.

La limite supérieure est de 2450 pieds de radio altitude pour des vitesses anémométriques entre 220 et 310 nœuds. Et les alertes du sous mode 2B se produisent 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 et la position des Flaps (volets) pour calculer la limite inférieure. (Figure III.5).

Les LRUs (Line Remplaçable Unit) assurent les différentes entrées pour l'opération du mode 2 en utilisant :

- Les émetteurs et récepteurs de la radio altitude.
- L'ADIRU gauche.
- Le module d'EGPWS.
- L'amortisseur de lacet de gestion de décrochage (SMYD).
- Les MMRs1 et 2.

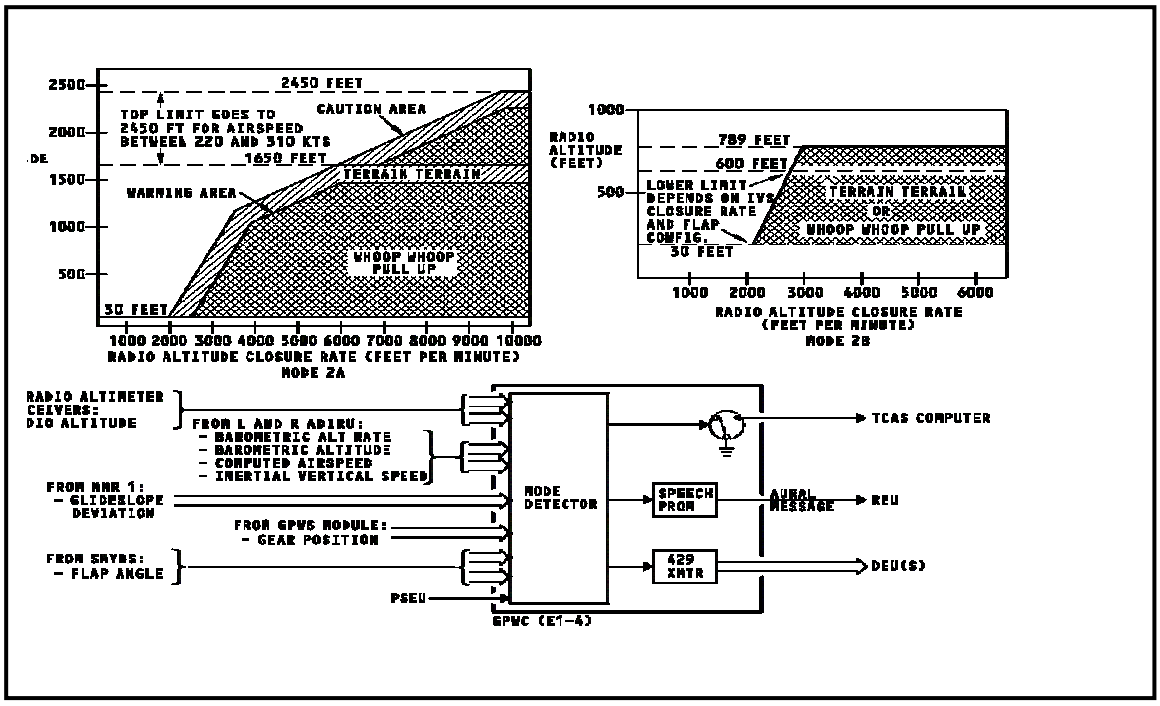


Figure III.5 : Principe de fonctionnement du mode 2

Ces différents équipements assurent les différentes données utilisées par le EGPWC pour détecter les alertes et les avertissements du mode 2
Ces différentes données sont :

- La Radio Altitude
- La Vitesse Verticale Inertielle (IVS)
- Le taux barométrique d'altitude
- La vitesse anémométrique calculée
- La position des volets et des trains d'atterrissage
- Le Glide Slope et le Localizer

Quand il y'a un avertissement (danger) au vol, le détecteur de mode envoie un signal discret au EGPWC pour donner les messages auditifs avancés. Les messages auditifs vont à la REU (Remote Electronique Unit) qui les envoie aux haut-parleurs du poste de pilotage.

III.4.Mode 3 : Perte d'altitude après décollage.

Les alarmes du mode 3 se déclenchent lorsqu'il y'a une grande perte d'altitude après décollage, ou pendant une approche manquée avec les volets sortants, ou avec les trains entrants. Lorsque l'avion atteint 1500 pieds de radio altitude, le mode 3 devient non fonctionnel, il a deux sous mode : le sous mode 3A et le sous mode 3B. (Figure III.6).

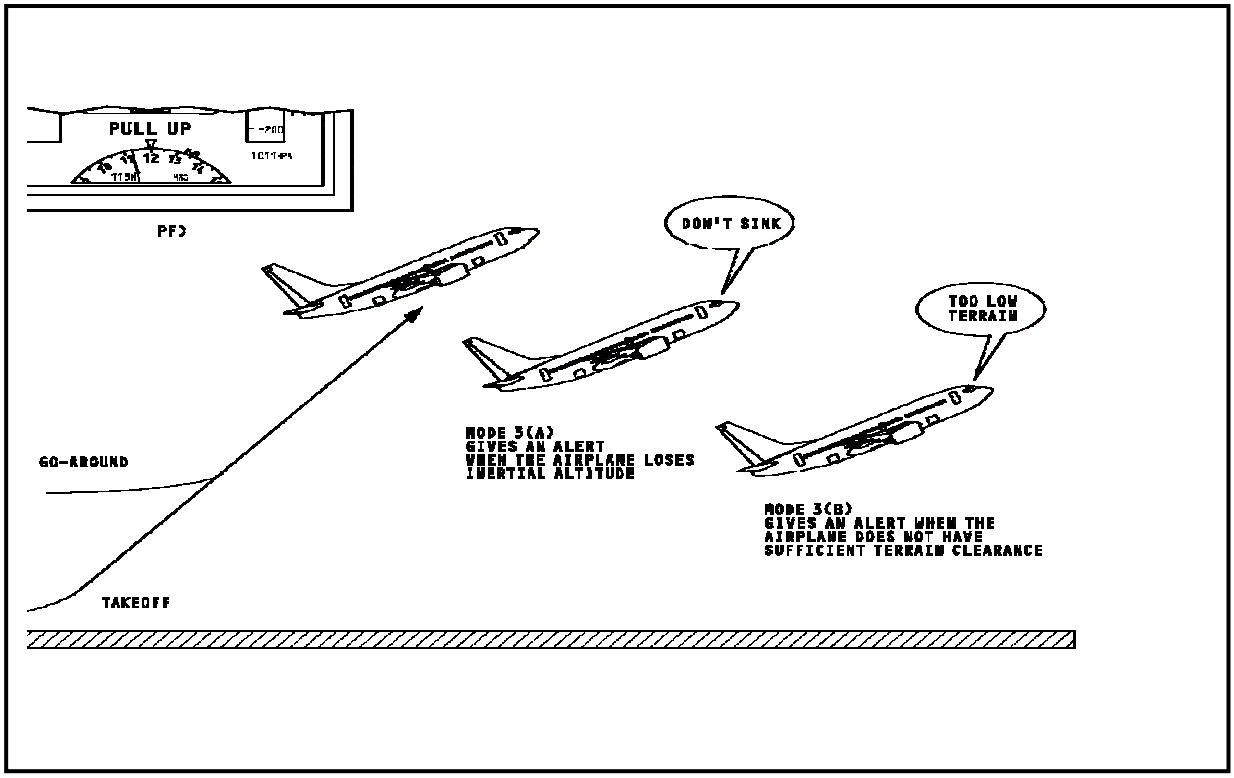


Figure III.6 : Mode 3-Pertes d'altitude après décollage.

III.4.1.Le sous mode 3A :

Le sous mode 3A donne des alertes quand l'avion perd l'altitude après décollage. La perte dépend du taux d'élévation et de l'altitude de l'avion. Le message auditif qui sera entendu est : « DON'T SINK »

III.4.2.Le sous mode 3B :

Le sous mode 3B donne des alertes pour un dégagement minimum de terrain. Le dégagement de terrain augmente lorsque l'altitude de l'avion est élevée pendant le décollage. Ce mode donne le message auditif « TOO LOW TERRAIN ».

III.4.2.1.Principe de fonctionnement du mode 3 :

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

- L'avion s'élève après être allé en dessous de 245 pieds quand l'avion est dans sa configuration d'atterrissage (c'est-à-dire les trains sortant et les volets plus grand que 30 unités)
- L'avion décolle. (Figure III.7).

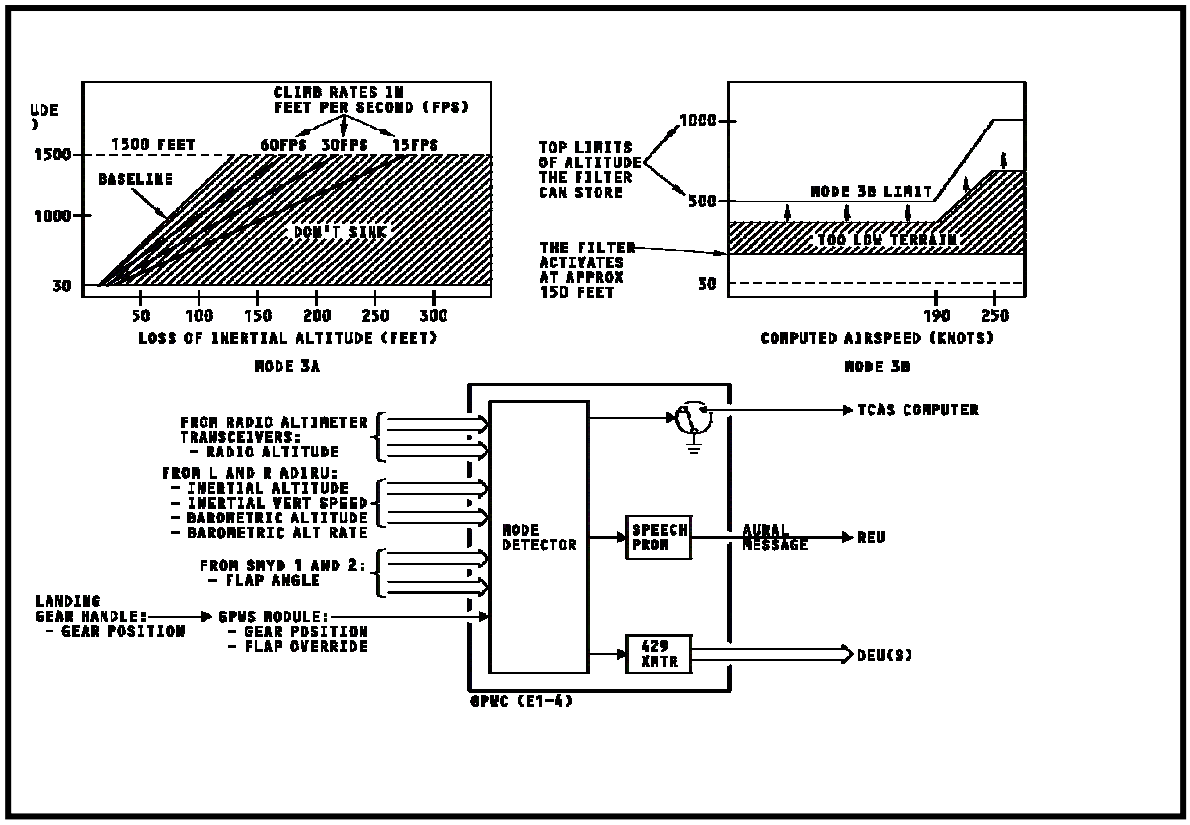


Figure III.7 : Principe de fonctionnement du mode 3

Les alertes du mode 3A se produisent entre 30 et 1500 pieds et change selon le taux d'altitude de l'avion, et les alertes du mode 3B se produisent lorsque l'altitude de l'avion est inférieur a celle calculé par le EGPWC.

III.5.Mode 4 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou Flaps (volets) entrants.

Le mode 4 fournit des alertes quand l'avion est trop prés du terrain, et les trains d'atterrissage ou les Flaps ne sont pas dans l'état de configuration d'atterrissage.

Le mode 4 a deux sous modes (4A et 4B) (Figure III.8).

Le EGPWC donne une alerte pour le sous mode 4A quand les trains d'atterrissage ne sont pas sortants. Le sous mode 4A donne un message auditif « TOO LOW GEAR » lorsque la vitesse anémométrique est basse, ou « TOO LOW TERRAIN » lorsque la vitesse anémométrique est élevée.

Le EGPWC donne une alerte pour le sous mode 4B quand les trains d'atterrissage sont sortants et les Flaps ne sont pas dans la configuration d'atterrissage.

Le sous mode 4B donne un message auditif « TOO LOW FLAPS » lorsque la vitesse anémométrique est basse, ou « TOO LOW TERRAIN » lorsque la vitesse anémométrique est élevée.

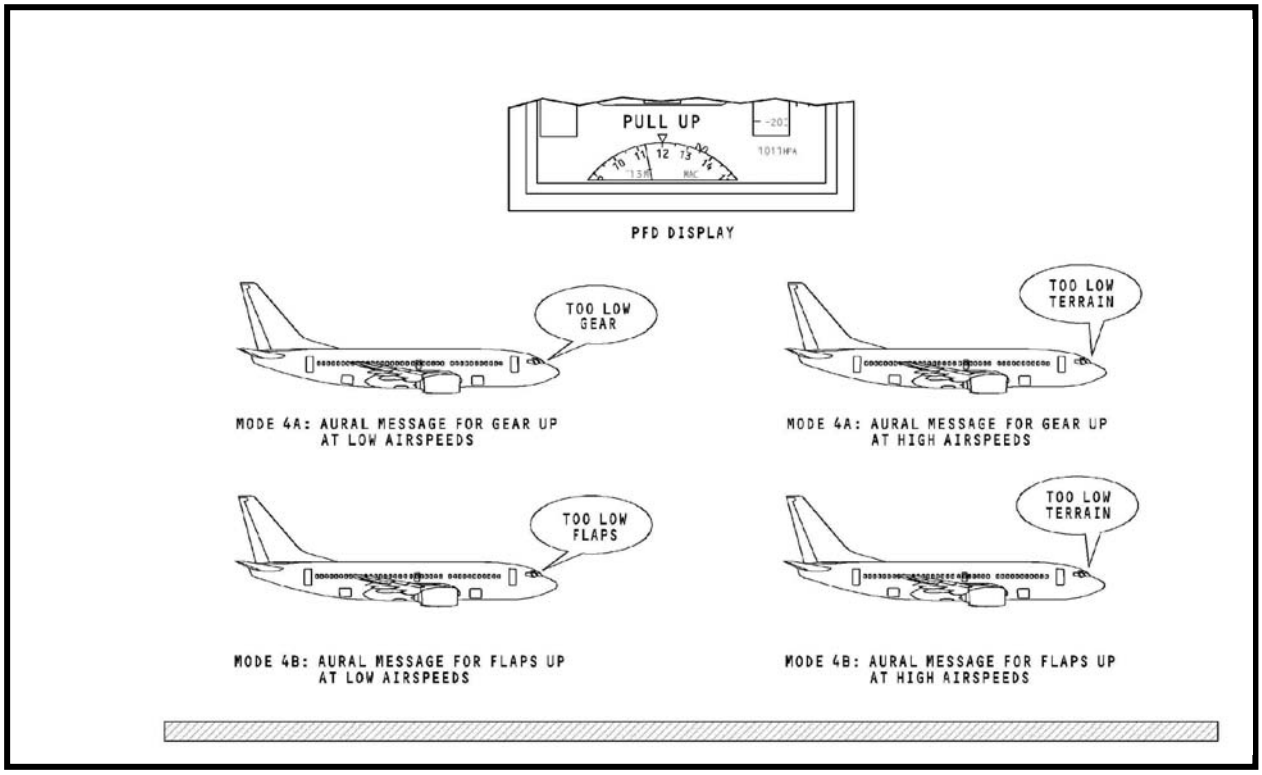


Figure III.8 :Mode4-Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou avec les Flaps entrants.

III.5.1.Principe de fonctionnement du mode 4 :

Les alertes du mode 4 se produisent entre 30 et 1000 pieds .Les limites d'altitude pour le sous mode 4A et le sous mode 4B sont basses lorsque la vitesse anémométrique est basse.

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

Le message auditif « TOO LOW GEAR » du sous mode 4A est changé par le message auditif « TOO LOW TERRAIN » lorsque la vitesse anémométrique est au-dessous de 190 nœuds.

L'alerte des sous modes 4B se produit si les trains d'atterrissage sont sortants et les Flaps (volets) ne sont pas dans la configuration d'atterrissage au-dessous de la limite d'altitude. La limite d'altitude du sous mode 4B est de 245 pieds quand la vitesse anémométrique est au-dessous de 159 nœuds et elle est de 1000 pieds lorsque la vitesse anémométrique est élevée.

Le message auditif « TOO LOW FLAPS » du sous mode 4B est changé par le message auditif « TOO LOW TERRAIN » lorsque la vitesse anémométrique est au-dessous de 159 nœuds.(Figure III.9).

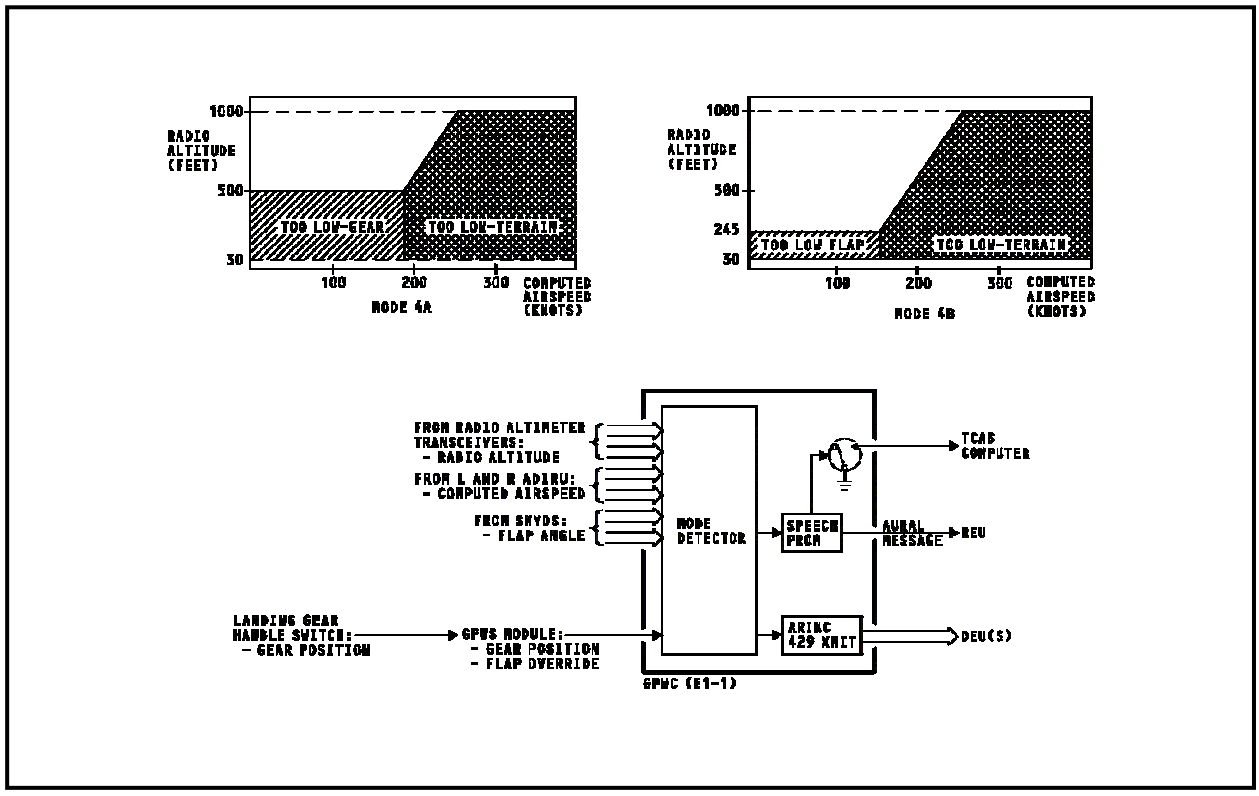


Figure III.9 : Principe de fonctionnement du mode 4

Les LRU assurent ces entrées pour le mode 4 (Figure III.9) :

- L'émetteur et le récepteur de la radio altimètre.
- L'ADIRU gauche et air data bus.
- L'Amortisseur de lacet et de gestion de décrochage (SMYD).
- Le switch manuel du train d'atterrissage.
- Le module du EGPWS.

L'EGPWS emploie ces données pour détecter les alertes du mode 4 :

- La Radio Altitude.
- La vitesse anémométrique calculée.
- La position des Flaps et des trains d'atterrissage.

Quand il y'a un avertissement (danger), le détecteur de mode envoie un signal discret au EGPWC pour donner les messages auditifs avancés. Les messages auditifs vont être envoyés à l'REU qui les envoiera aux haut-parleurs du poste de pilotage.

III.6.Le mode 5 : Descente au -dessous du glide Slope.

Le EGPWC 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 sortants.

Pour les alertes du mode 5, le EGPWC donne un message auditif "Glide Slope". Le niveau de volume du message auditif augmente et se répète plus rapidement pendant que le terrain s'approche de plus en plus. (Figure III.10).

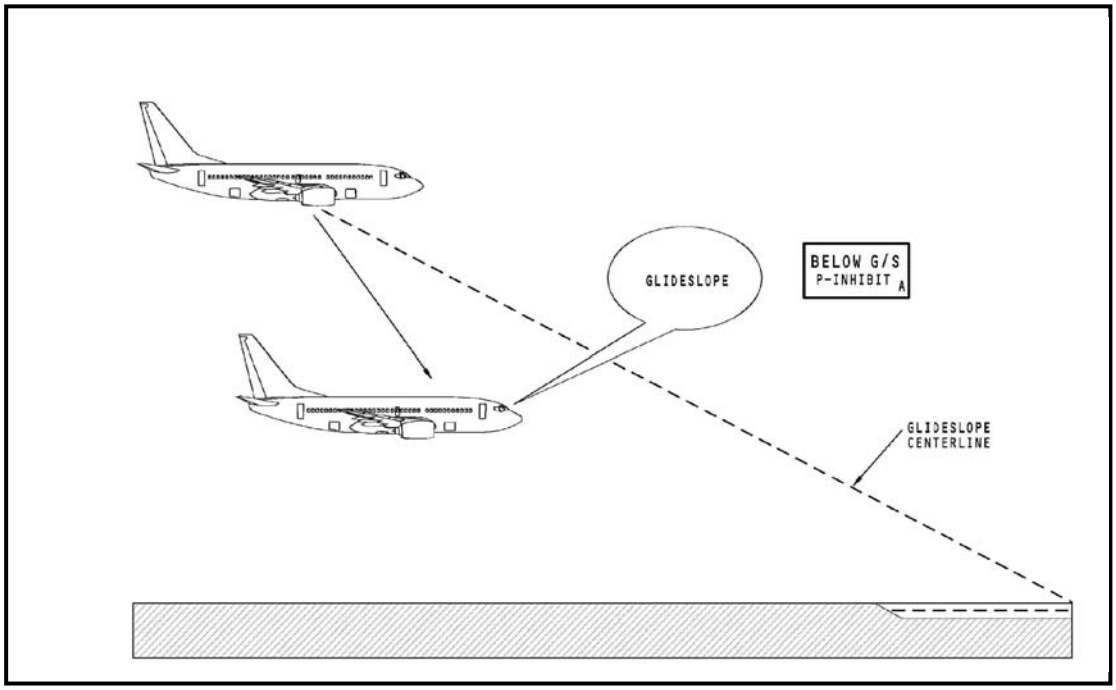


Figure III.10 : Mode 5-Descente au dessous du glide Slope

III.6.1. 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 de la déviation du Glide Slope. L'acoustique de bas volume se produit en dessous 1000 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:

- Les émetteurs et récepteurs de la radio altimètre.
- La boite de commande de mode DFCS.
- Le commutateur de garde de train d'atterrissage.
- Les MMRs.
- Les FMCs.
- Le module d'EGPWS

L'EGPWC emploie ces données pour calculer les alertes du mode 5 :

- La déviation de pente du Localizer et du Glide Slope.
- La position des trains.
- Le cap magnétique.
- La radio altimètre.

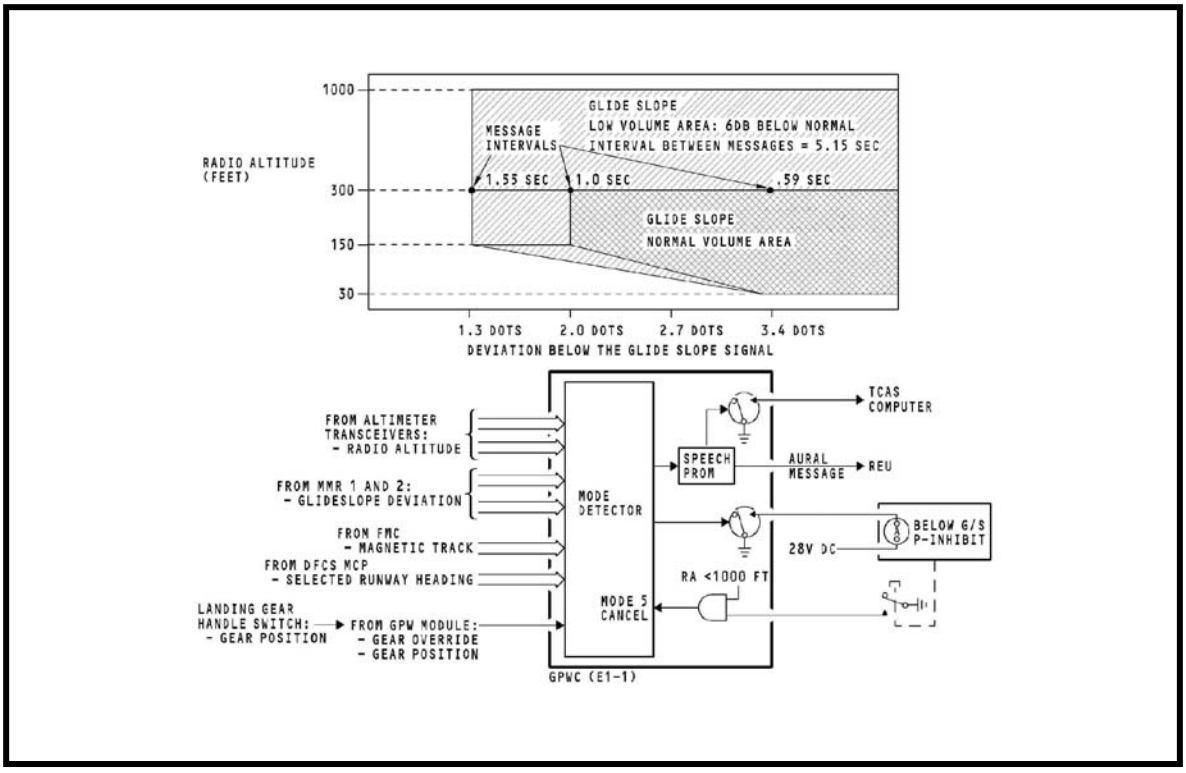


Figure III. 11 : Principe de fonctionnement du mode 5

Quand il y a une alerte du mode 5, le détecteur de mode envoie un signal discret au EGPWC pour faire apparaître les messages auditifs avancés. Les messages auditifs vont aux REU (Remote Electronics Unit) qui les envoie aux haut-parleurs du poste de pilotage.

Le mode 5 fonctionne lorsque ces données sont vraies :

- Le dégagement de terrain est à moins de 1000 pieds.
- Les trains d'atterrissages sont sortants.
- Le signal du Glide Slope est validé.
- Le signal de Localizer est capturé.

Il suffit d'appuyer sur le switch du Glide Slope pour désactiver ou annuler les alertes visuelles et auditives du mode 5.

Lorsque le switch est appuyé avant les alertes du mode 5, il faut désactiver le message auditif et l'annonce du message visuelle. Lorsque le pilote désactive ou décommande l'alerte, il ne peut pas la réactiver. Pour cela, il faut que l'avion gagne de l'altitude ou que le pilote fasse sortir et entrer les trains d'atterrissage

III.7.Mode 6 : Descente au-dessous du minimum.

Le mode 6 fournit de faibles messages auditifs, quand l'avion descend par des altitudes d'ensemble avec les trains d'atterrissages sortants (Figure III.12). Les cas disponibles pour l'activation du mode 6 sont :

- Une faible altitude
- Un minimum d'altitude.
- Un faible minimum d'approche.
- Un faible angle de roulis (l'attitude).

Le début de faibles altitudes est à 2500 pieds, il y a une option pour donner le message auditif « TWENTY FIVE HUNDRED » par radio altitude. L'option du faible minimum donne un message auditif faible, quand l'avion descend par l'altitude de décision calibrée et réglée sur la boite de commande EFIS.

Les faibles signaux auditifs qui peuvent être donnés par le EGPWC pour le calibre de décision sont :

- Minimum.
- Minimum, Minimum.
- Calibre de décision.

La plage d'approche d'option de minimum indique aux pilotes quand l'avion est près du calibre de décision qui est réglée sur la boite de commande EFIS. La plage avance normalement quand l'altitude d'avion est de 80 pieds au-dessus de la taille de décision.

Les faibles signaux auditifs pour cette option sont :

- Minimum D'approche.
- PLUS CENT (pour cette légende le choix d'altitude est placé pour le calibre de décision plus de 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 à plus de 10 degrés et l'altitude est entre 30 et 130 pieds. Au dessus de 130 pieds l'angle d'attaque se produit entre 35° et 45 degrés, le message auditif donné est « BANK ANGLE, BANK ANGLE ». Le EGPWC reçoit les entrées par les unités suivantes :

- La radio altimètre.
- Le module d'EGPWS.
- L'ADIRU gauche.
- Les DEU 1 et 2.

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

- La radio altitude.
- La position des trains d'atterrissages.
- L'attitude de roulis.
- Le calibre de décision

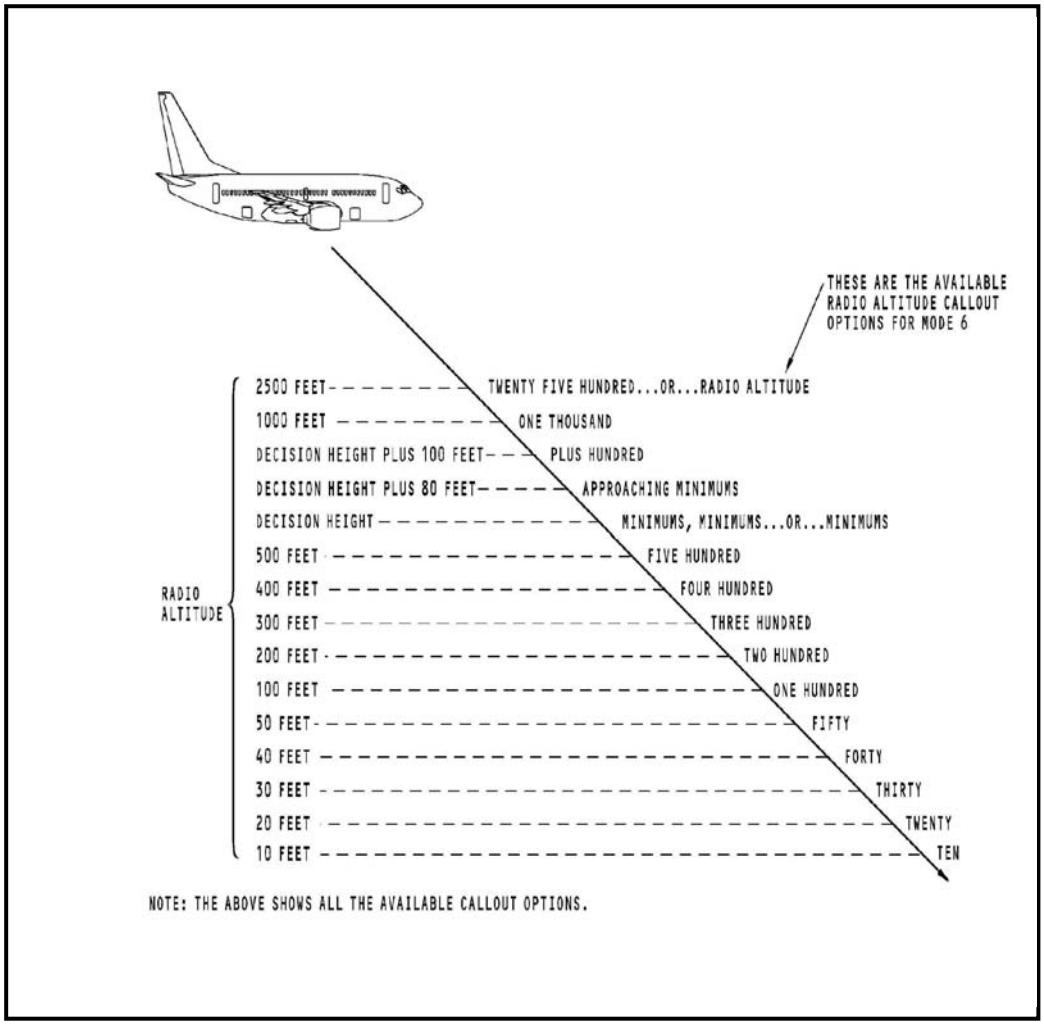


Figure III.12 : Mode 6-Descente au-dessous du minimum

III.8.Mode7 : Avertir des conditions Windshear.

Le mode 7 donne des avertissements pendant le décollage ou l'approche quand l'altitude est à moins de 1500 pieds. L'EGPWS donne des avertissements « Windshear » pour ces conditions (Figure III.13) :

- Un grand volume de vent qui pousse l'avion verticalement vers le sol.
- Un changement soudain de la vitesse anémométrique.

Les données d'approvisionnement de LRU pour l'opération du mode 7 sont :

- Les émetteurs et récepteurs de la radio altimètre.
- L'ADIRU (Air Data Inertial Référence Unit).
- Le SMYD (Stall Management Yaw Damper).

L'EGPWS emploie ces données pour détecter un état de windshear :

- La Radio Altitude (RA).
- La vitesse verticale à inertielle.
- L'angle de lacet et de roulis.
- L'accélération longitudinale.
- L'angle d'attaque indiqué (AOA).
- La vitesse de fonctionnement minimum.
- La position des Flaps.
- La vitesse anémométrique vraie et calculée.

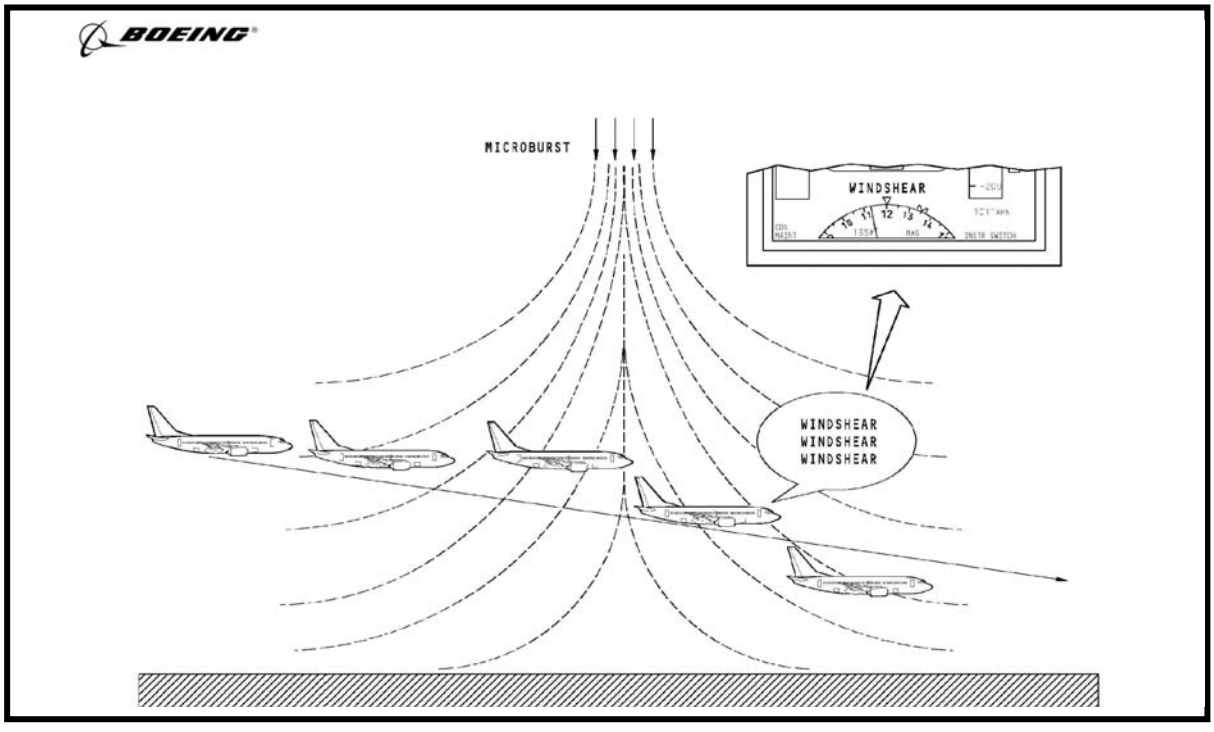


Figure III.13 : Mode 7 –avertir pour des conditions windshear

Pour les avertissements du mode 7, le EGPWC donne le message auditif « Windshear Windshear Windshear» avec une alarme sonore. Le EGPWC envoie un signal discret au DEU pour afficher le message rouge de "Windshear" sur les affichages primaires de vol PFD (Primary Flight Displays). Les avertissements du mode 7 ont la priorité la plus élevée par rapport aux autres modes..

Remarque :

L'alerte et l'avertissement sont transmis sous forme ARINC 429 aux DEUs, pour afficher le message « pull up »sur le ND (Navigation Display).

Quand l'EGPWS et le TCAS donnent un message auditif, un signal discret est envoyé à l'ordinateur du TCAS pour désactiver les messages auditifs de ce dernier, c'est-à-dire que les alarmes du EGPWS sont prioritaires

III.9.La fonction Terrain Clearance Floor (TCF) :

III.9.1.Description :

Le TCF alerte l'équipage lorsque l'avion est trop proche du terrain. Le TCF utilise la position de l'avion et une base de données des pistes d'atterrissage pour trouver s'il existe un état d'alerte.

III.9.2.Les entrées du TCF :

L'EGPWS reçoit les données des systèmes suivants :

- Le système de positionnement mondial (GPS).
- L'ADIRS (air data inertiel reference système).
- La Radio Altitude.

Le TCF utilise ces données :

- La latitude.
- La longitude.
- La Radio Altitude.

Le TCF utilise les données du GPS pour avoir la latitude et la longitude, il utilise l'IRS au cas où le GPS n'est pas opérationnel.

III.9.3.La logique du TCF :

Le EGPWC a toutes les données de pistes d'atterrissages et toutes les données du terrain, les données du terrain contiennent toutes les données de pistes dangereuses qui se trouvent dans le monde et qui ont plus de 3500 pieds.

Le TCF fait une enveloppe du relief autour de la piste d'atterrissage (Figure III.14). L'altitude de l'enveloppe augmente au fur et à mesure que la distance de l'aéroport augmente.

Le EGPWC compare ses données avec les données de l'enveloppe TCF, et si l'avion descend au dessous de l'enveloppe TCF, le EGPWC donne une alerte malgré que l'avion soit en configuration d'atterrissage. La fonction TCF est active pendant tout le vol.

III.9.4.Les alertes du TCF :

Si le EGPWC constate que l'avion est au dessous du TCF, il donne les alertes suivantes:

- Le message oral « TOO LOW TERRAIN »qui se répète pour chaque 20 % de perte d'altitude.
- Le message « TERRAIN » qui s'affiche sur le ND en couleur ambre.

Si l'avion continue de descendre, les alertes qui se produisent sont :

- Un message oral «PULL UP ».
- Un message «TERRAIN » qui s'affiche sur le ND en couleur rouge.
- Un message « PULL UP » qui s'affiche sur le PFD.

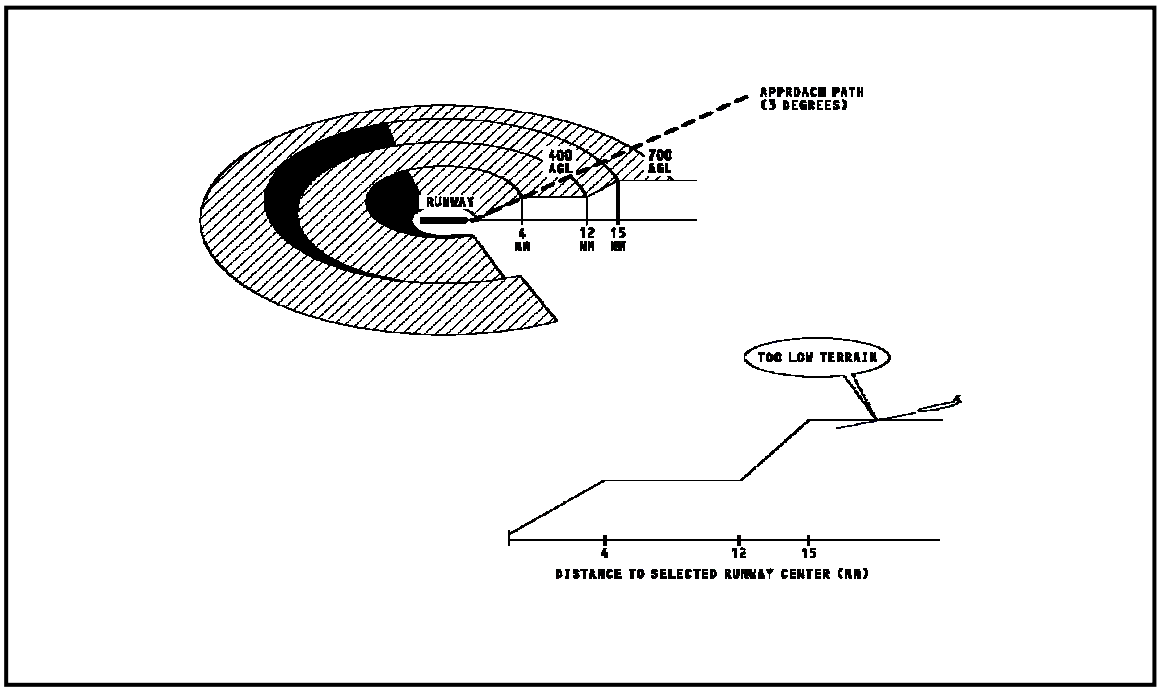


Figure III.14 : Terrain Clearence Floor

Les alertes du TCF sont inhibées par le EGPWC lorsque l'altitude est moins de 30 pieds.

III.10.La fonction Terrain Awarness (TA):

Le EGPWS compare la position de l'avion, Flaps (volets) et train d'atterrissage et les données du terrain pour donner les alertes et les avertissements des conditions existantes.
(Figure III.15).

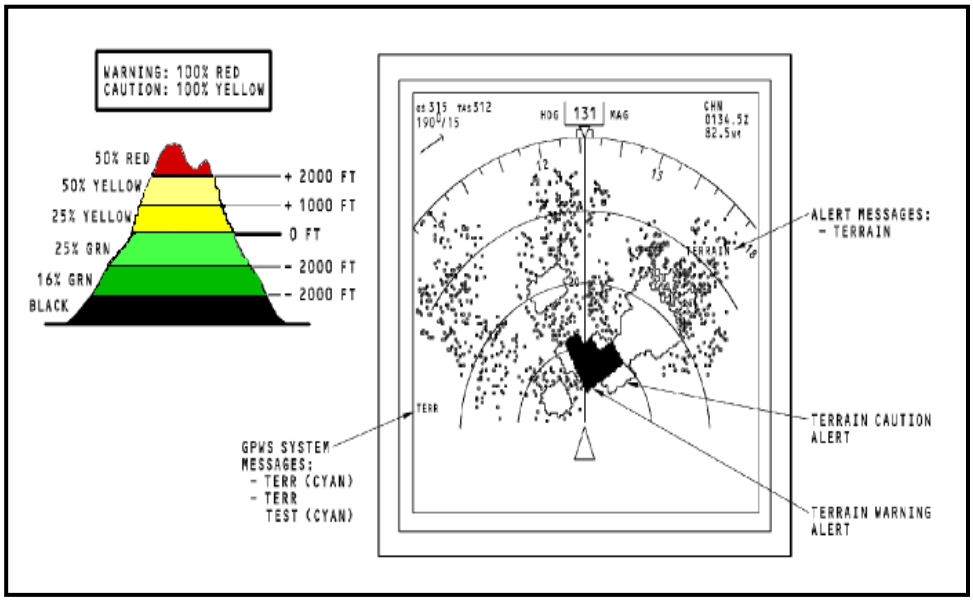


Figure III.15 : La fonction Terrain Awarness.

III.10.1.Les entrées du TA :

Le EGPWC reçoit les entrées pour le TA des systèmes suivants :

- Le GPS 1 et 2.
- L'ADIRU gauche et droit.
- Le CDS.
- Le radar météo.
- Le Switch des trains d'atterrissage.

La position de l'avion est donnée par le GPS1 en premier lieu, et si le GPS1 n'est pas validé il peut être remplacé par le GPS2.

Remarque

L'ADRU peut donner la position de l'avion pendant une certaine durée si le GPS1 et le GPS2 ne sont pas fonctionnels.

III.10.2.Le calculateur TA :

Le EGPWC a les données de terrain du monde entier en mémoire, il compare la position de l'avion avec celle des données du terrain pour l'avertir en cas de danger.

III.10.3.L'affichage des sorties :

Le EGPWC donne la cartographie du terrain et la position de l'avion, il envoie ces données aux DEUs pour les afficher sur les NDs.
Les niveaux de danger sont exprimés par différentes couleurs.

III.10.4.Les alertes du TA:

Si le EGPWC trouve que l'avion est à 60 secondes avant d'arriver au terrain, il donne les messages suivants:

- Le message oral "CAUTION TERRAIN".
- Le message "TERRAIN" qui s'affiche sur le ND en couleur ambre.
- Le relief qui s'affiche sur les NDs.
- Une partie du terrain où il y'a danger s'affiche sur le ND en couleur jaune.

Si le EGPWC trouve que l'avion est à 30 secondes avant d'arriver au terrain il donne les messages suivants:

- Le message oral "TERRAIN TERRAIN PULL UP".
- Le message "PULL UP"qui s'affiche sur le PFD en couleur rouge.
- Le message "TERRAIN"qui s'affiche sur le ND en couleur rouge.
- Le relief qui s'affiche sur les NDs.
- Une partie du terrain ou il y'a danger s'affiche sur le ND en couleur rouge.

III.11.Conclusion :

L'avertissement sonore qui est la première donnée quand un mode est activé, identifie une configuration d'un danger potentiel, qui sera aussitôt corrigé par une investigation immédiate effectuée par l'équipage, les avertissements ne cessent que lorsque l'avion est hors de l'enveloppe du mode actif, a l'exception du mode 2A ou il faut gagner 300pieds d'altitude barométrique pour faire arrêter l'alerte.

IV.1.Introduction :

Le Bœing 737/800 est un avion équipé d'un avertisseur de proximité du sol (EGPWS) de marque HONEYWELL.
L'EGWS est un système qui fournit à l'équipage des indications sonores et visuelles lorsque les conditions de vol peuvent impliquer un risque de collision avec le sol.
Notre objectif est de programmer les sept modes du EGPWS et de simuler ces indications lors d'un danger.

Nous avons le choix de programmer ces modes en utilisant les différents logiciels de programmation tel que : le C, le DELPHI ; le MATLAB, le LABVIEW, le PASCAL,…etc.

Nous avons opté pour un logiciel orienté objet qui est le BORLAND DELPHI 7, vu sa simplicité d'utilisation et surtout son graphisme convivial.

IV.2.Prèsentation du logiciel DELPHI 7 :

Le Delphi est environnement de programmation visuel oriente objet fonctionnant sous Windows, pour le développement rapide des applications.
Il met a la disposition des utilisateurs un outil de développement d'interface graphique très conviviale, simple, souple et rapide à utiliser .Pour cela, il utilise deux éléments essentiels :

- Une bibliothèque d'objet et de composant qui s'appelle la VCL (Visual Component Library, c'est-à-dire bibliothèque des composant visuels).
  Cette bibliothèque comporte des composants visuels tels que : boutons, zone de saisie, listes déroulantes, etc. ; et des composant non visuels tels que les composants liés à la gestion de fichiers.

- Un langage de programmation : le Pascal Objet. Il s'agit d'un ensemble d'extensions orientées objets, issues du Pascal Standard.

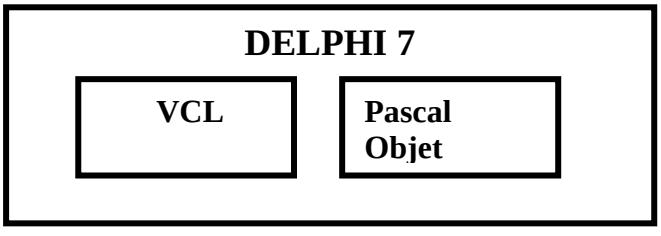


Figure IV.1 :l'environnement du DELPHI 7

Un projet Delphi est généralement constitué de deux éléments essentiels :

- Une interface : c'est un ensemble de fiches sur lesquelles on positionne des composants qu'on peut déplacer et modifier à souhait. Cette interface est réalisée en utilisant les éléments de la VCL, représentée en partie sous forme d'une palette des composants dans l'environnement de Delphi.
- Un programme : c'est un ensemble d'instructions écrites en Pascal Objet.

IV.3.Notre projet :

Nous avons programmé sous DELPHI 7 les fonctions des sept modes suivants :

- Mode1 : Pente de descente excessive.
- Mode2 : Taux d'approche excessif.
- Mode3 : Perte d'altitude après décollage.
- Mode4 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants ou les Flaps (Volets) entrants.
- Mode5 : Descente au dessous du GLIDE SLOPE.
- Mode6 : Descente au dessous du minimum.
- Mode7 : Avertir pour des conditions Windshear.

Pour chaque mode, nous avons établi un organigramme defini selon le principe de son fonctionnement.

IV.3.1.Les organigrammes des modes du EGPWS:

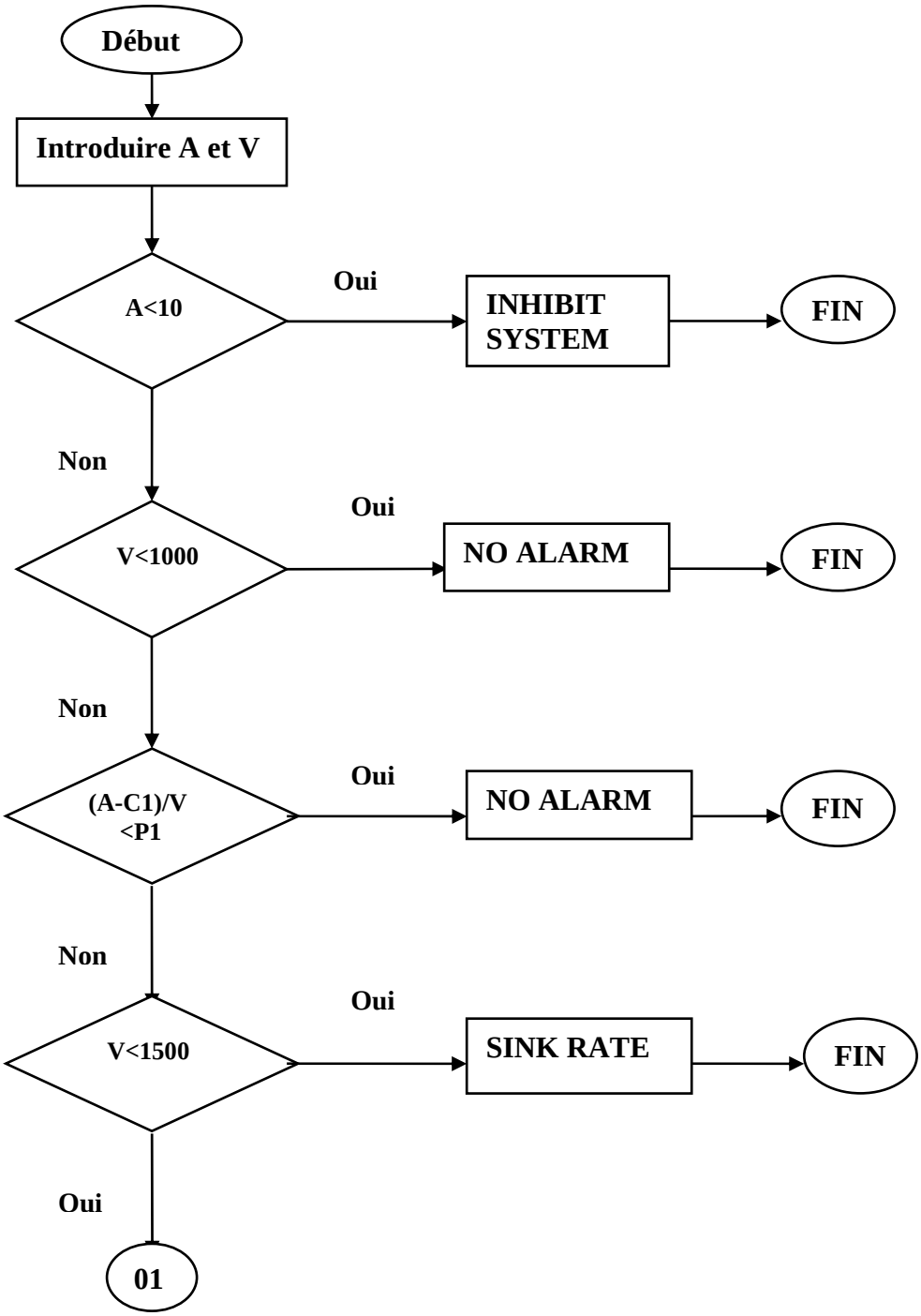
IV.3.1.1.Le mode1 :

Lorsque l'avion enregistre une pente de descente excessive, deux messages sont entendues et affichés selon le degré du danger (figure IV.1):

- Le message « Sink rate » sera entendu et l'indicateur « pull up » s'allumera si l'avion entre dans la première zone d'avertissement.
- Le message « whoop whoop pull up » sera entendu et l'indicateur « pull up »s'allumera si la situation devient plus dangereuse.

Les constantes utilisées :

A : Altitude (pieds).
V : Vitesse (pied/min).
P1 : première pente ; P2 : deuxième pente ; P3 :troisième pente
C1, C2, C3 : constantes qui correspondent à P1, P2, P3 lorsque A=0
p1=6/10; p2=114/100; p3=36/100;
C1=-554.2 ; C2=-1700 ; C3=-115.


Début
Introduire A et V
A<10
Oui
INHIBIT SYSTEM
FIN
Non
V<1000
Oui
NO ALARM
FIN
Non
(A-C1)/V <P1
Oui
NO ALARM
FIN
Non
V<1500
Oui
SINK RATE
FIN
Oui
01

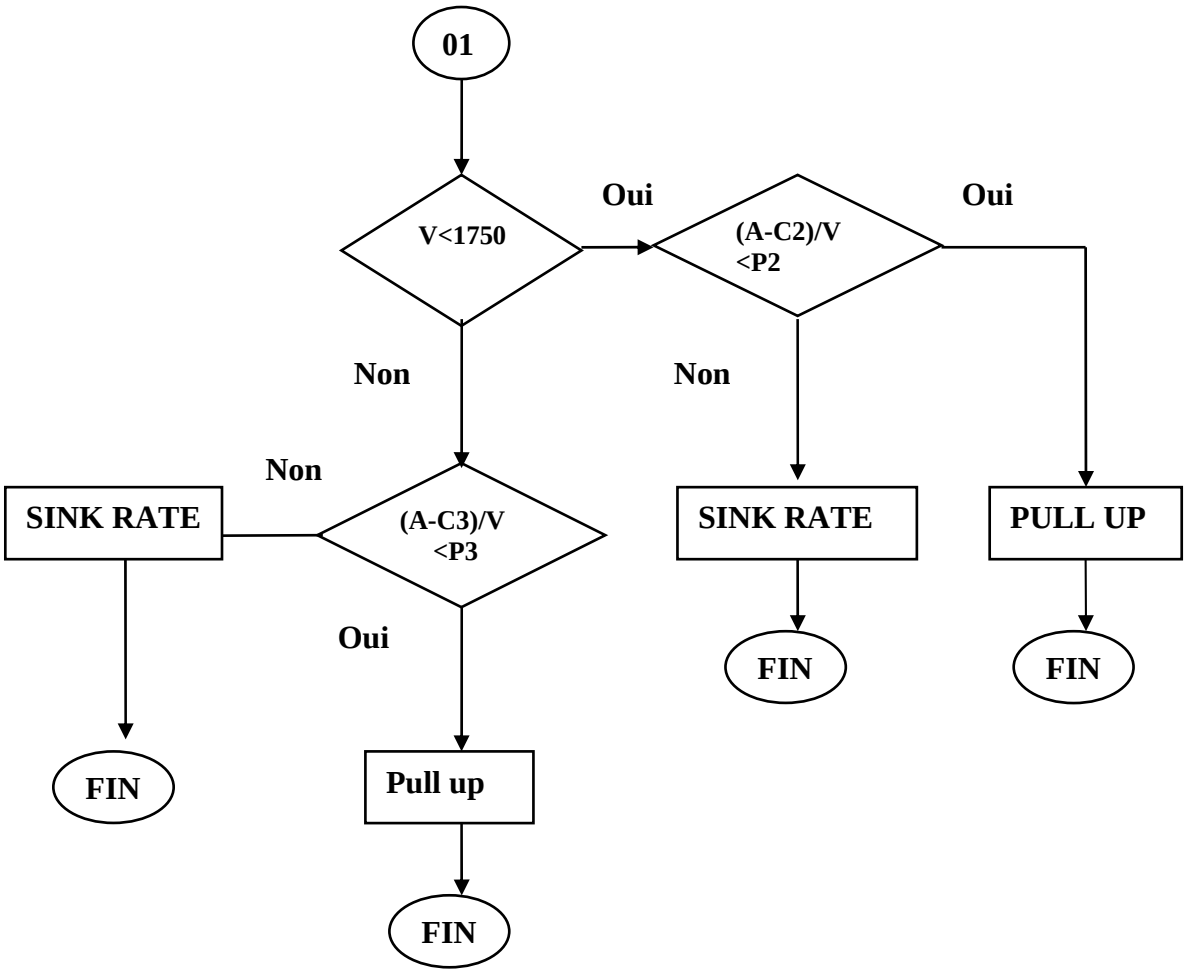


Figure IV.1 : Organigramme du mode1

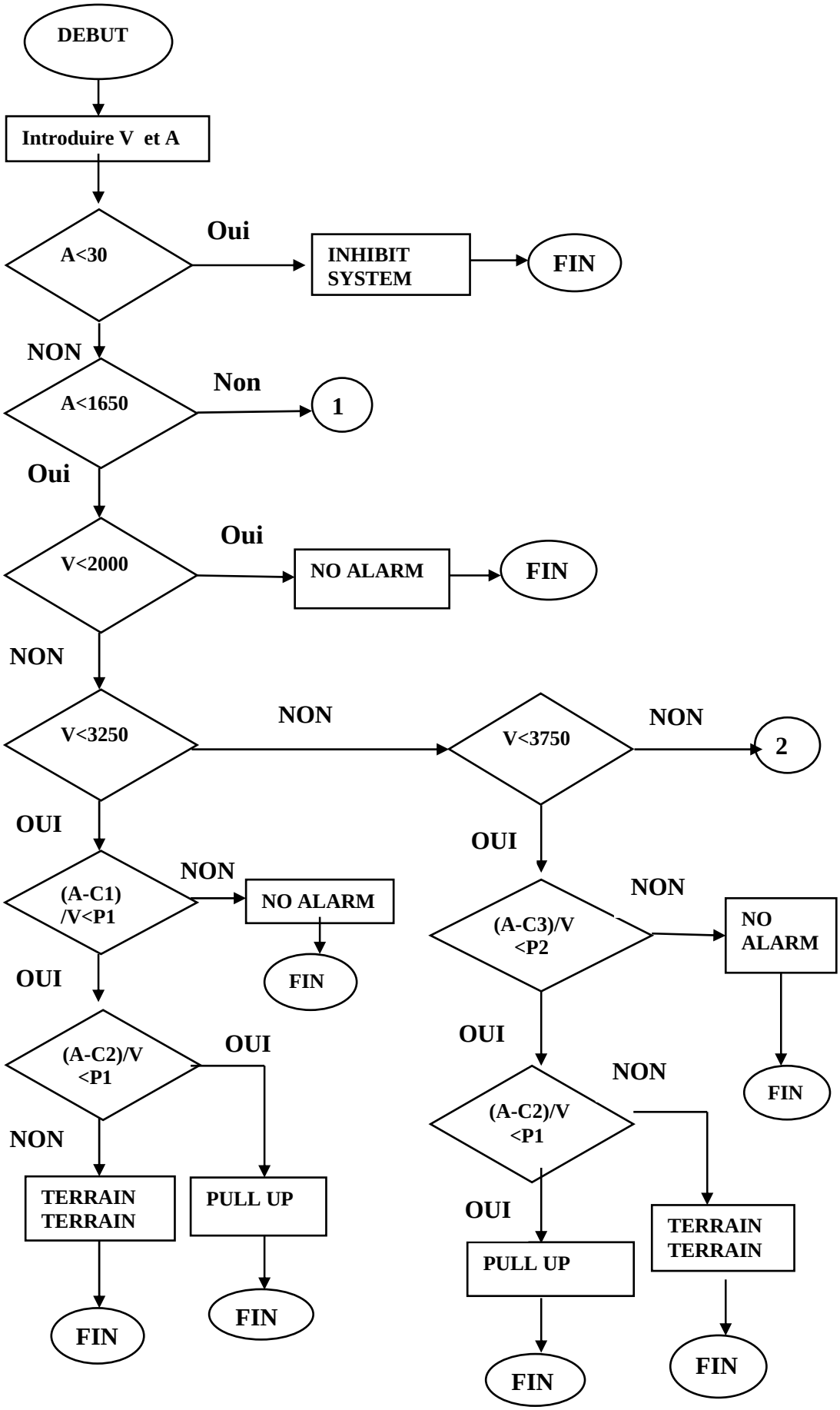
IV.3.1.2.Le mode 2 :

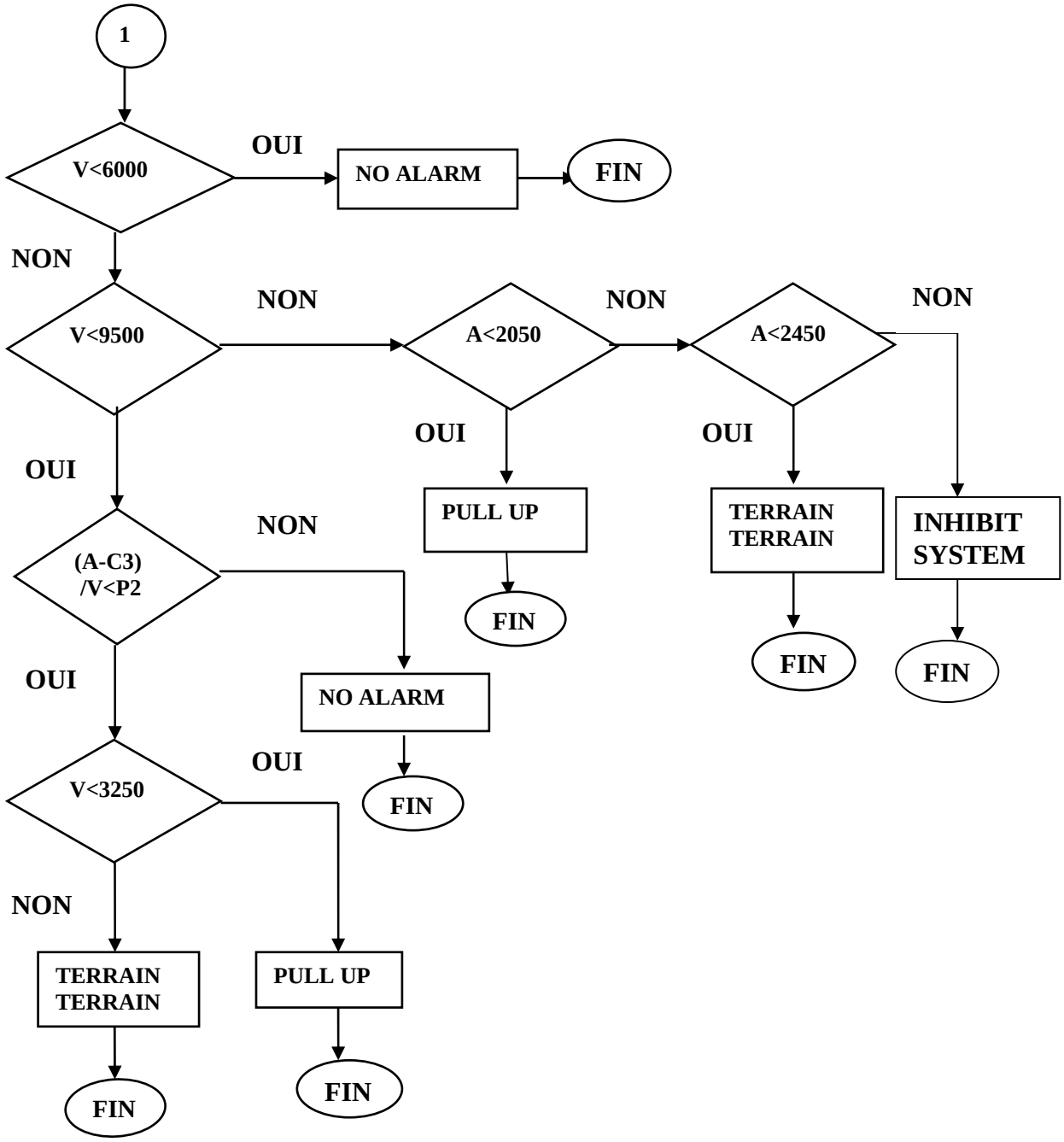
Lorsque l'avion enregistre un taux de descente au terrain excessive, deux sous modes sont définis selon la configuration de l'avion :

- **Le sous mode2A** : lorsque l'avion n'est pas dans la configuration d'atterrissage (FLAPS moins de 25 unités), un message auditif « TERRAIN TERRAIN »sera entendu, si le taux d'approche augmente l'alerte sera changée par un avertissement et le message auditif par « WHOOP WHOOP PULL UP ». (Figure IV.2)

Les constantes et variables utilisées sont :

A : Altitude.
V : Vitesse.
P1, P2 : pentes.
C1, C2 : constantes qui correspondent à P1 lorsque A=0.
C3, C4 : constantes qui correspondent à P2 lorsque A=0.
P1=78/100; P2=22/100; C1=-1530; C2=-1920; C3=450; C4=312;


DEBUT
Introduire V et A
A<30
Oui
INHIBIT SYSTEM
FIN
NON
A<1650
Non
1
Oui
V<2000
Oui
NO ALARM
FIN
NON
V<3250
NON
V<3750
NON
2
OUI
(A-C1) /V<P1
NON
NO ALARM
FIN
OUI
(A-C2)/V <P1
OUI
NON
TERRAIN TERRAIN
PULL UP
FIN
FIN
OUI
(A-C3)/V <P2
NON
NO ALARM
FIN
OUI
(A-C2)/V <P1
NON
OUI
PULL UP
FIN
TERRAIN TERRAIN
FIN


1
V<6000
OUI
NO ALARM
FIN
NON
V<9500
NON
A<2050
NON
A<2450
NON
OUI
OUI
OUI
PULL UP
TERRAIN
TERRAIN
INHIBIT
SYSTEM
(A-C3)
/V<P2
NON
FIN
FIN
FIN
OUI
NO ALARM
OUI
V<3250
FIN
NON
TERRAIN
TERRAIN
PULL UP
FIN
FIN

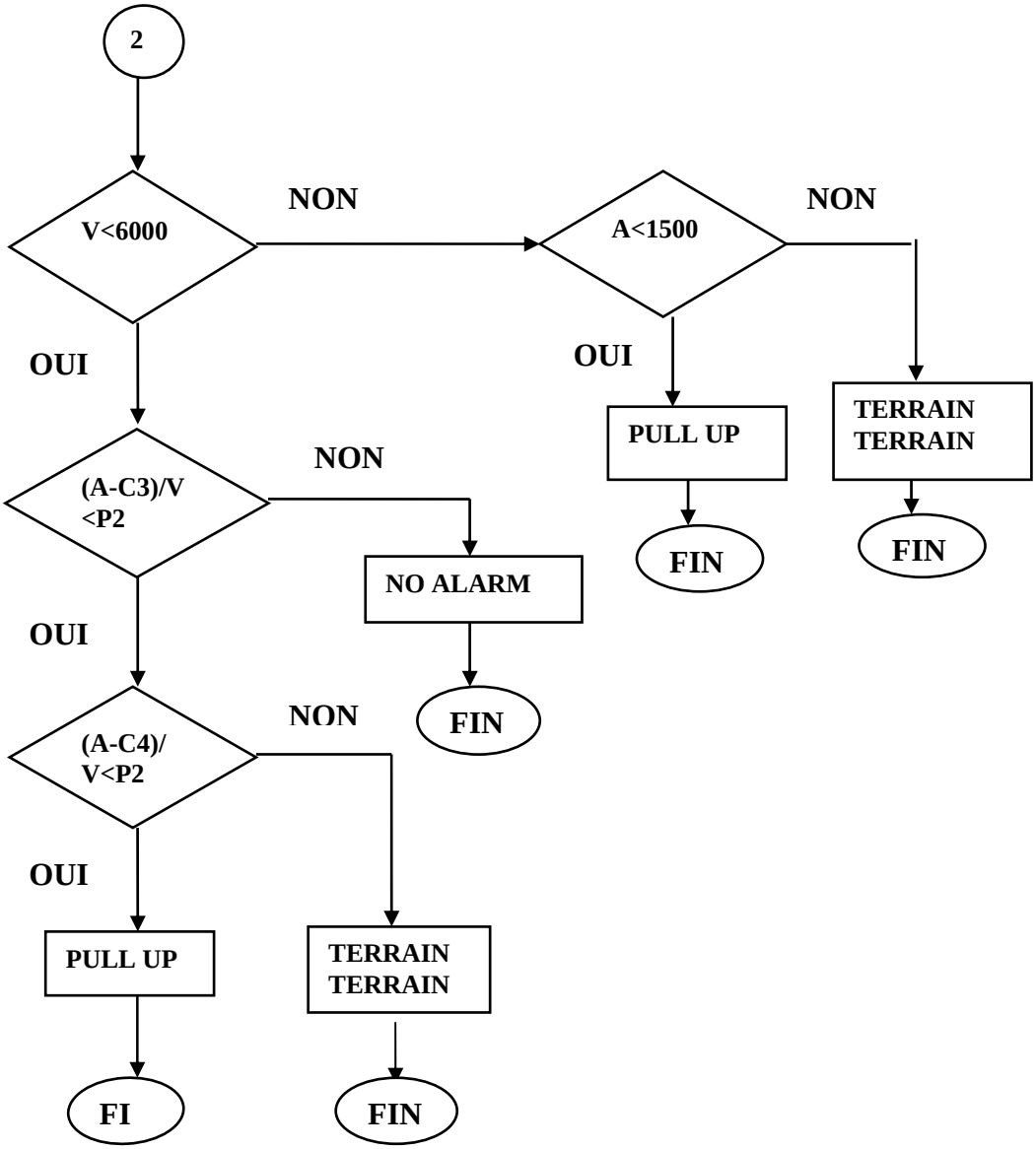


Figure IV.2 : Organigramme du mode 2A

- **Le sous mode2B** : lorsque l'avion est dans la configuration d'atterrissage (plus de 30 unités) un message d'alerte sera entendu « TERRAIN TERRAIN », ce dernier se transformera en avertissement si le taux d'approche augmente et le message auditif sera « WHOOP WHOOP PULL UP » (Figure IV.3).

Remarque :
Dans ces deux cas le message « PULL UP » s'affiche sur les DEUs.

Les constantes utilisées:

A : Altitude.
V : Vitesse.
C : constante correspondant à P lorsque A=0 ;
P : pente
C =2245.53; P=1.01;

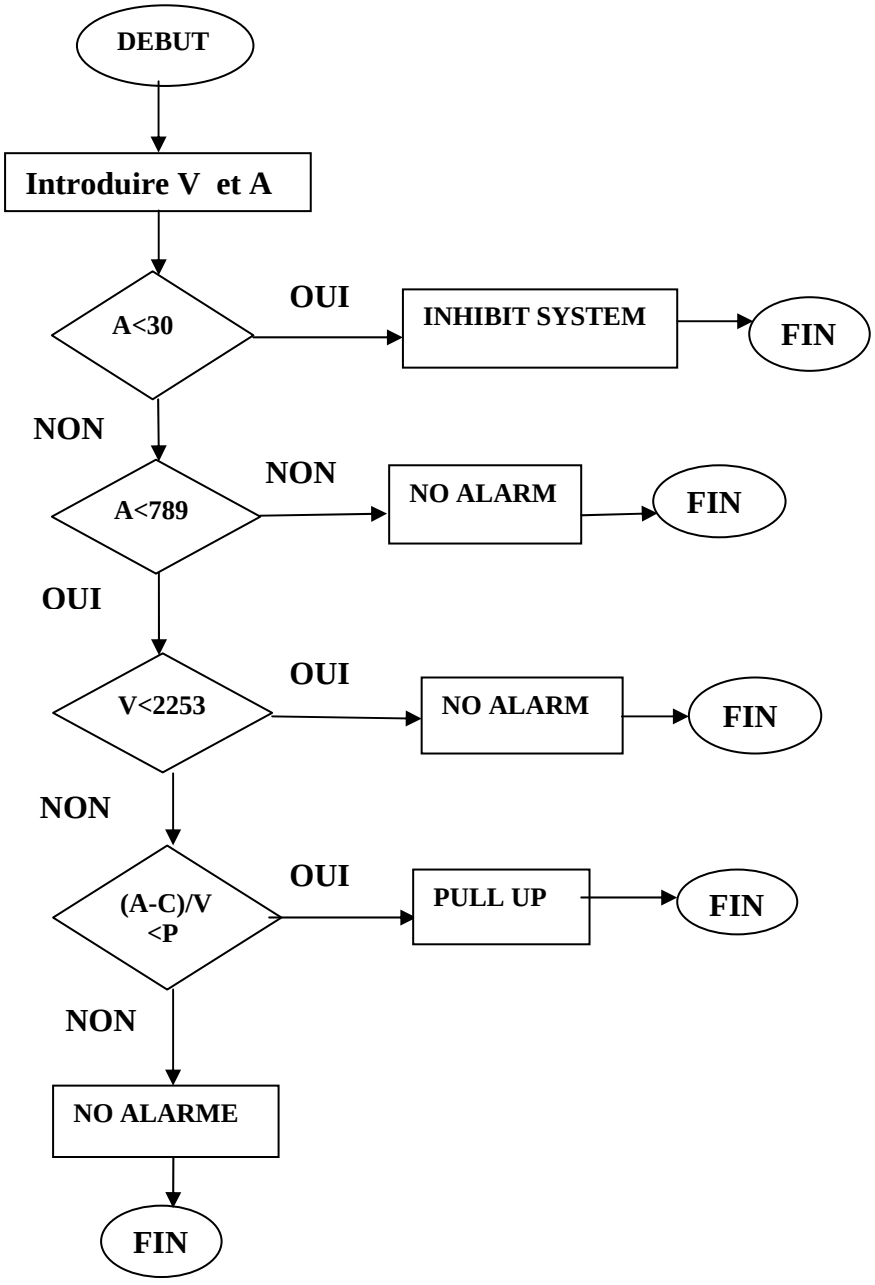


Figure IV.3 : Organigramme du sous mode 2B.

IV.3.1.3.Le mode 3 :

Les alarmes du mode 3 se produisent lorsqu'il y a une perte d'altitude après decollage, on distingue deux sous modes :

- **Le sous mode 3A :** Il donne le message auditif « DON'T SINK » lorsque l'avion perd l'altitude après décollage et cette perte dépend du taux d'élévation. (Figure IV.4).

Les constantes utilisées :

Ai : Altitude inertielle.
A : Altitude.
P : pente.
C : constante qui correspond à P lorsque A=0
P=14; C=-250;

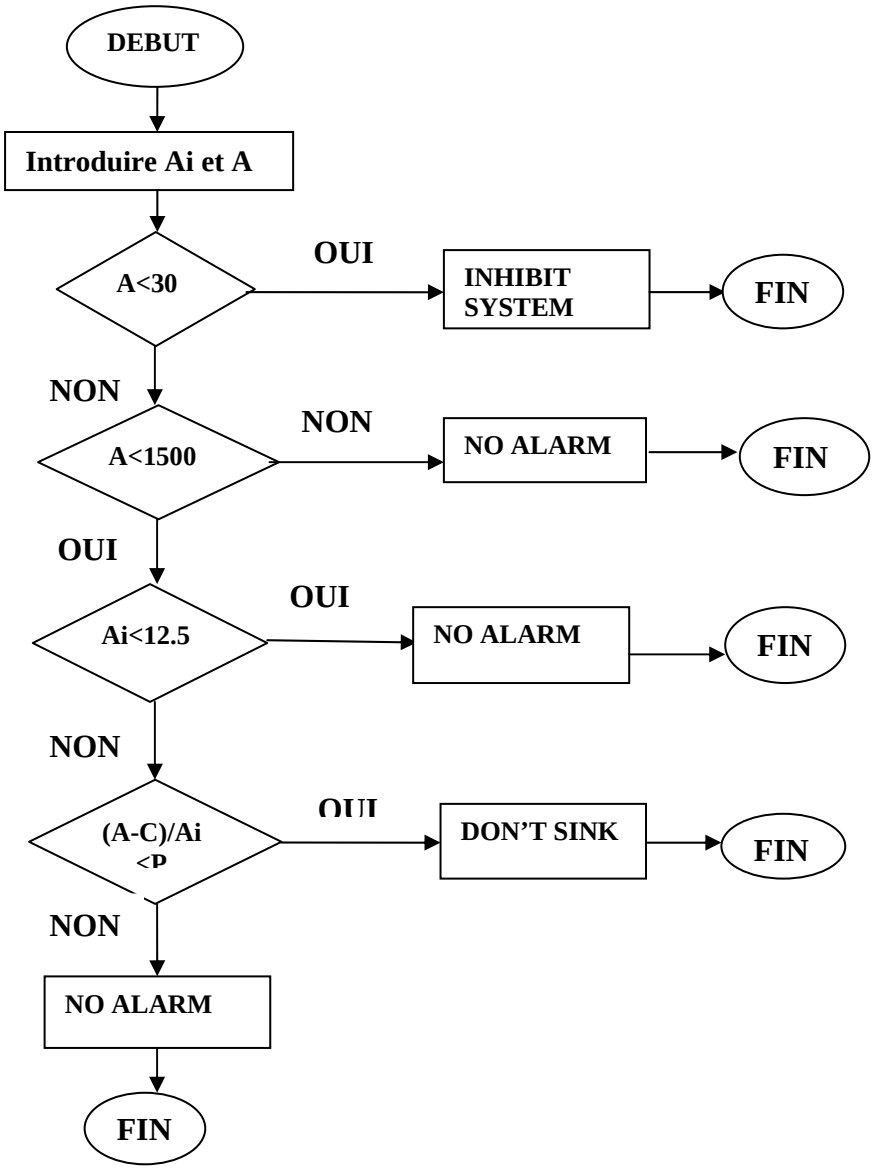


Figure IV.4 : Organigramme du sous mode 3A

- **Le sous mode 3B :** Il donne le message auditif « TOO LOW TERRAIN »lorsque l'altitude de l'avion est élevée pendant le décollage avec un dégagement minimum du terrain. (Figure IV.4).

Les constantes utilisée : C=-812,5; P=6,25.
V : Vitesse
A : Altitude.

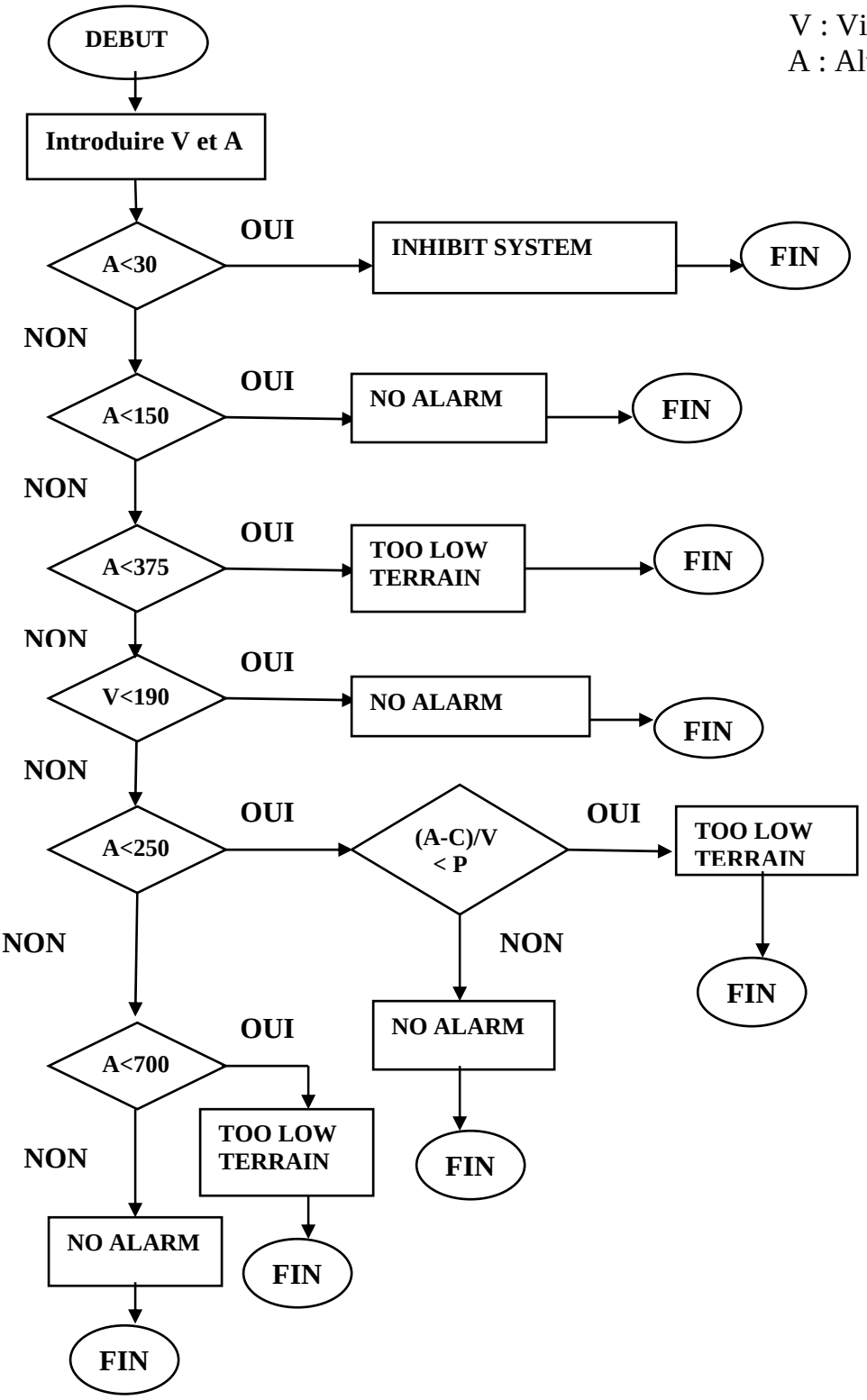


Figure IV.5 : Organigramme du mode 3B.

IV.3.1.4.Le mode 4 :

Il donne les alertes lorsque l'avion est proche du sol, on distingue deux sous modes selon la configuration de l'avion :

- **Le sous mode 4A :** le message auditif « TOO LOW GEAR » sera entendu lorsque les trains ne sont pas dans la configuration d'atterrissage (trains entrants) et la vitesse de l'avion est basse. (Figure IV.6).

Les constantes utilisées : P=8,33; C=-1082,7.
A : Altitude.
V : Vitesse

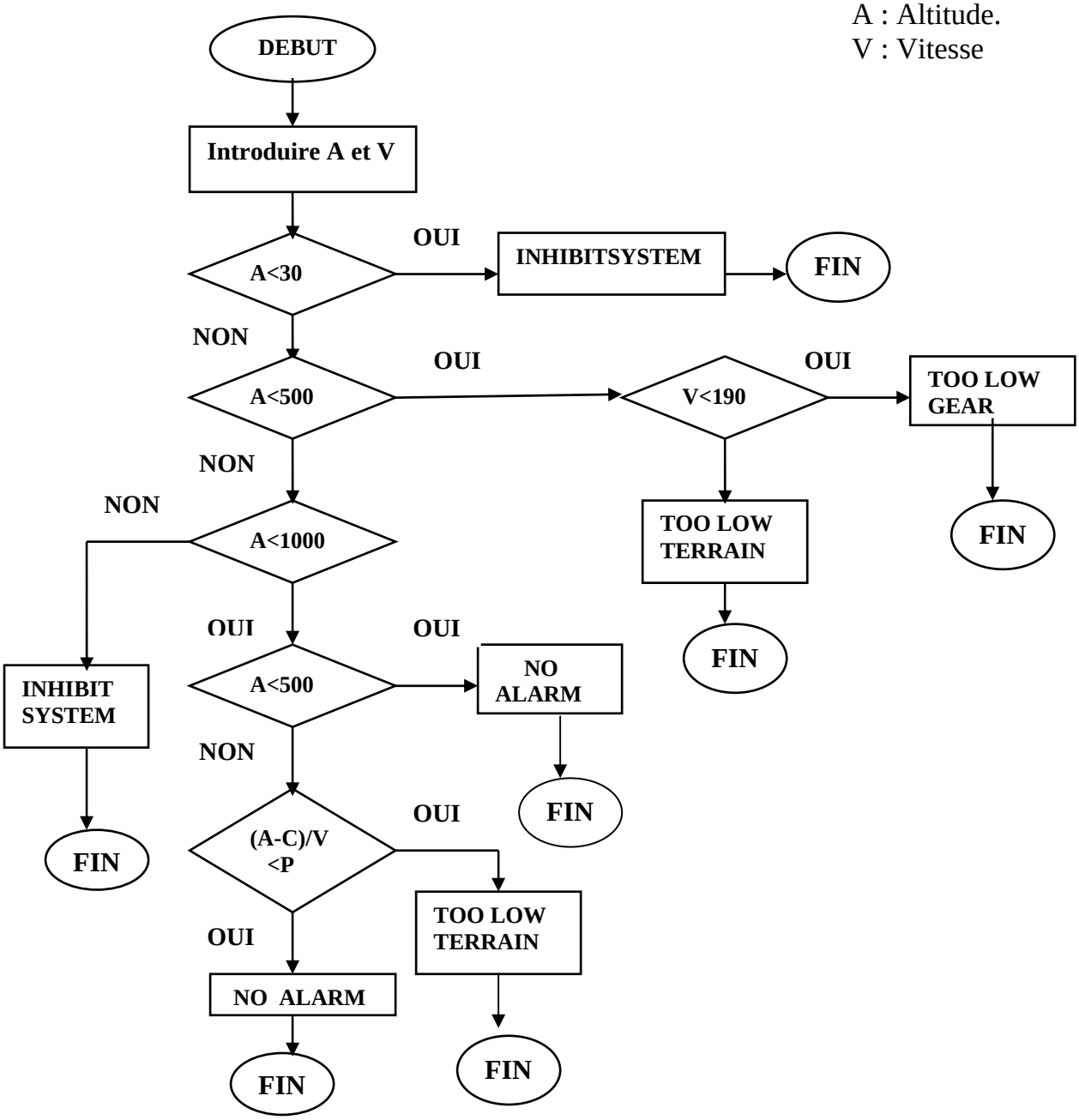


Figure IV. 6 : Organigramme du sous mode 4A

- **Le sous mode 4B :** Il donne le message auditif « TOO LOW FLAPS » lorsque les trains sont sortants, les FLAPS (volets) ne sont pas dans la configuration d'atterrissage et la vitesse anémométrique est faible. (Figure IV.7).

Les constantes utilisées : P=6,86; C=-784;
A : Altitude.
V : Vitesse.

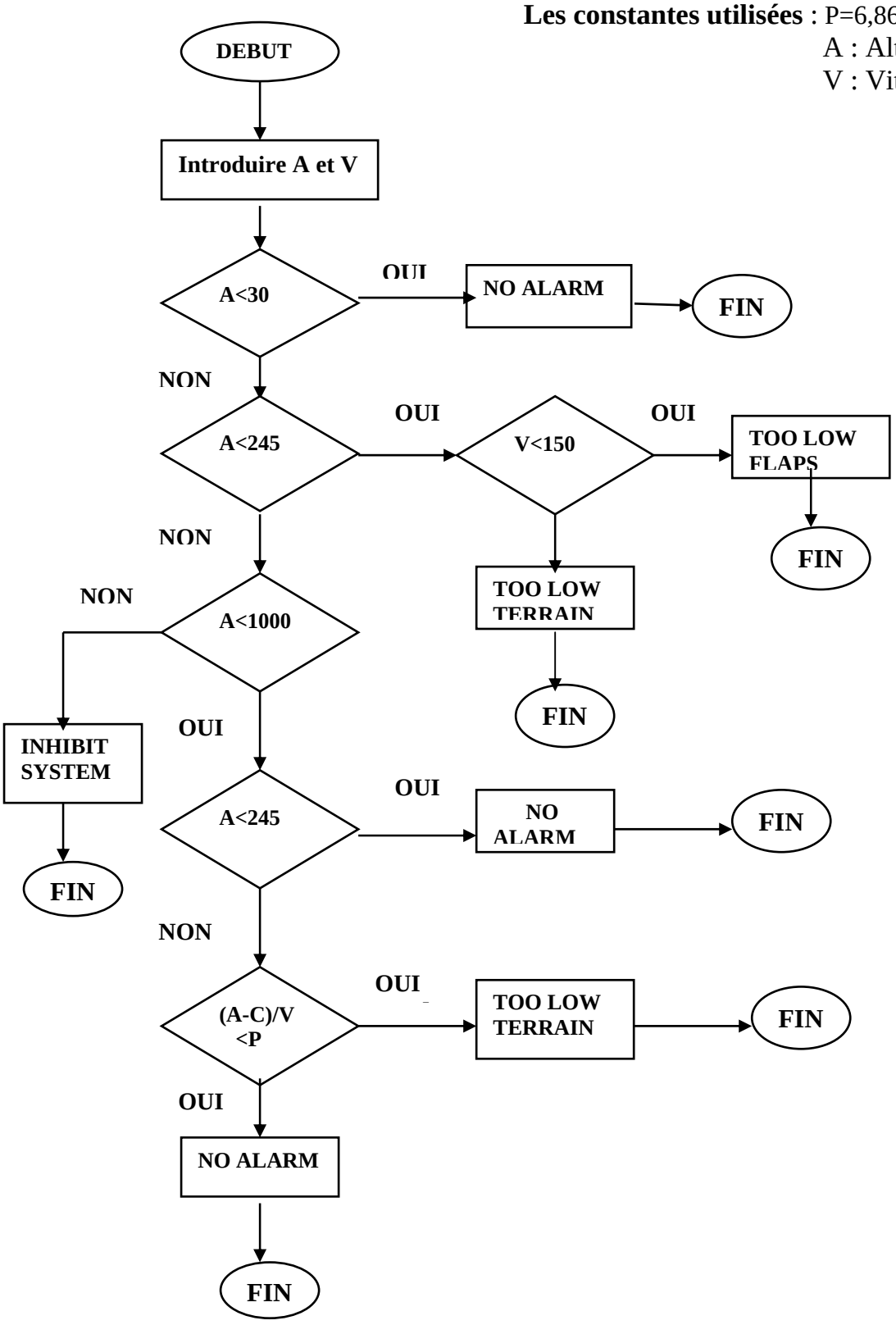


Figure IV.7 : Organigramme du sous mode 4B

Remarque :
Lorsque la vitesse augmente, les messages auditifs « TOO LOW TERRAIN » et « TOO LOW GEAR » seront changes par « TOO LOW TERRAIN ».

IV.3.1.5.Le mode 5 :

Les alertes du mode 5 sont données lorsque l'avion engage son atterrissage au dessous du Glide Slope. Le GPWC donne un message auditif « GLIDE SLOPE », le volume de ce dernier change selon le danger. (Figure IV.8).

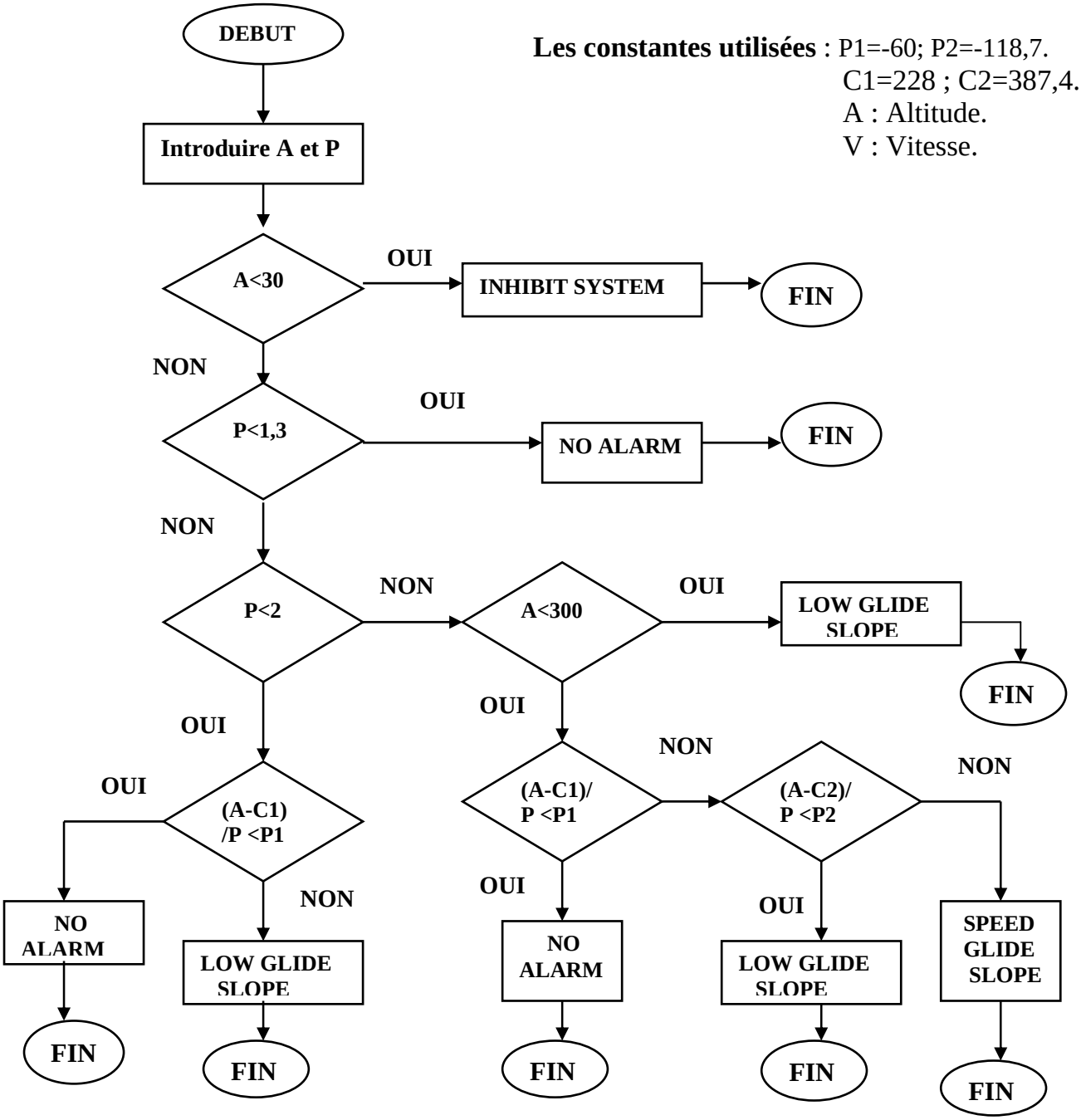
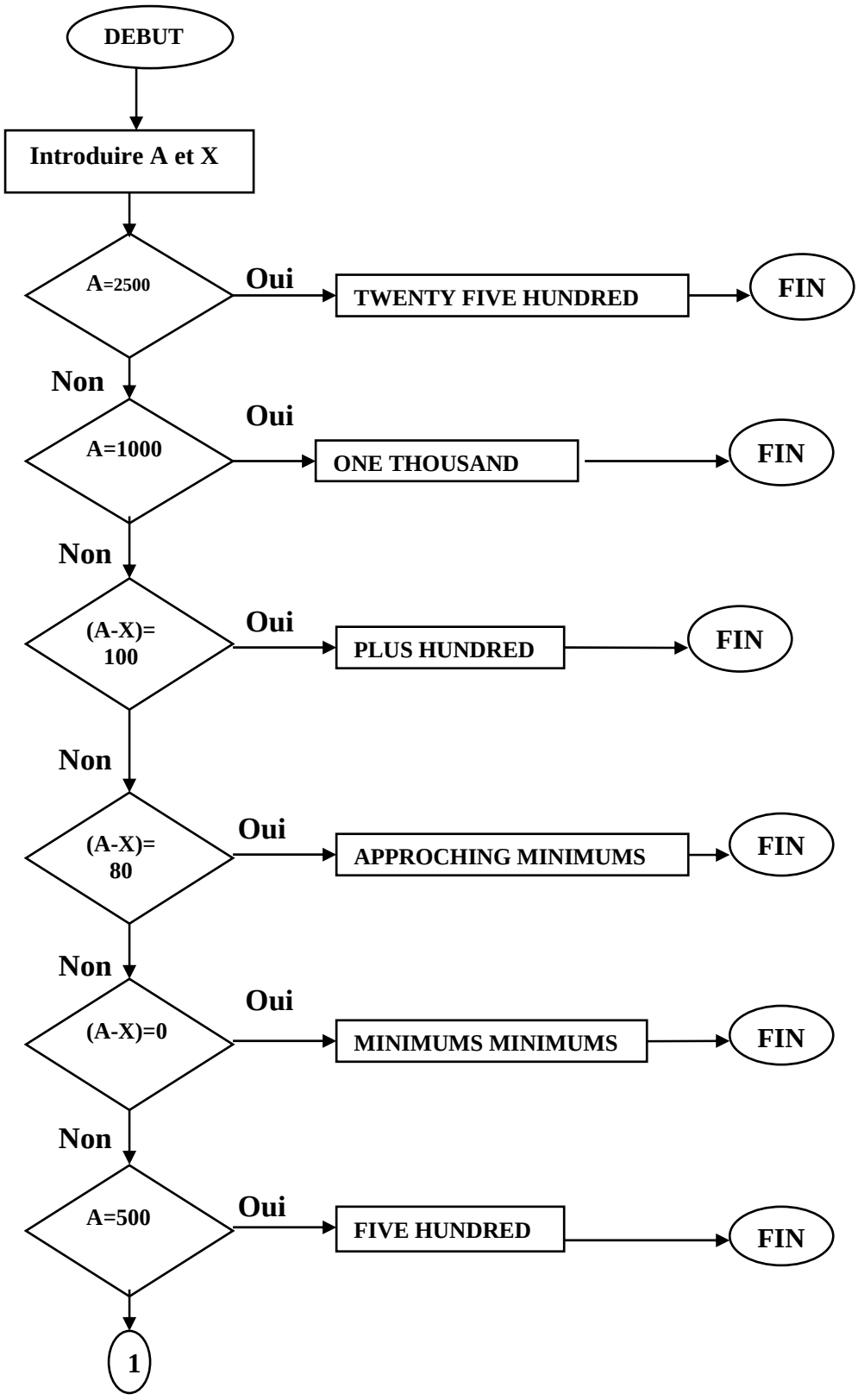
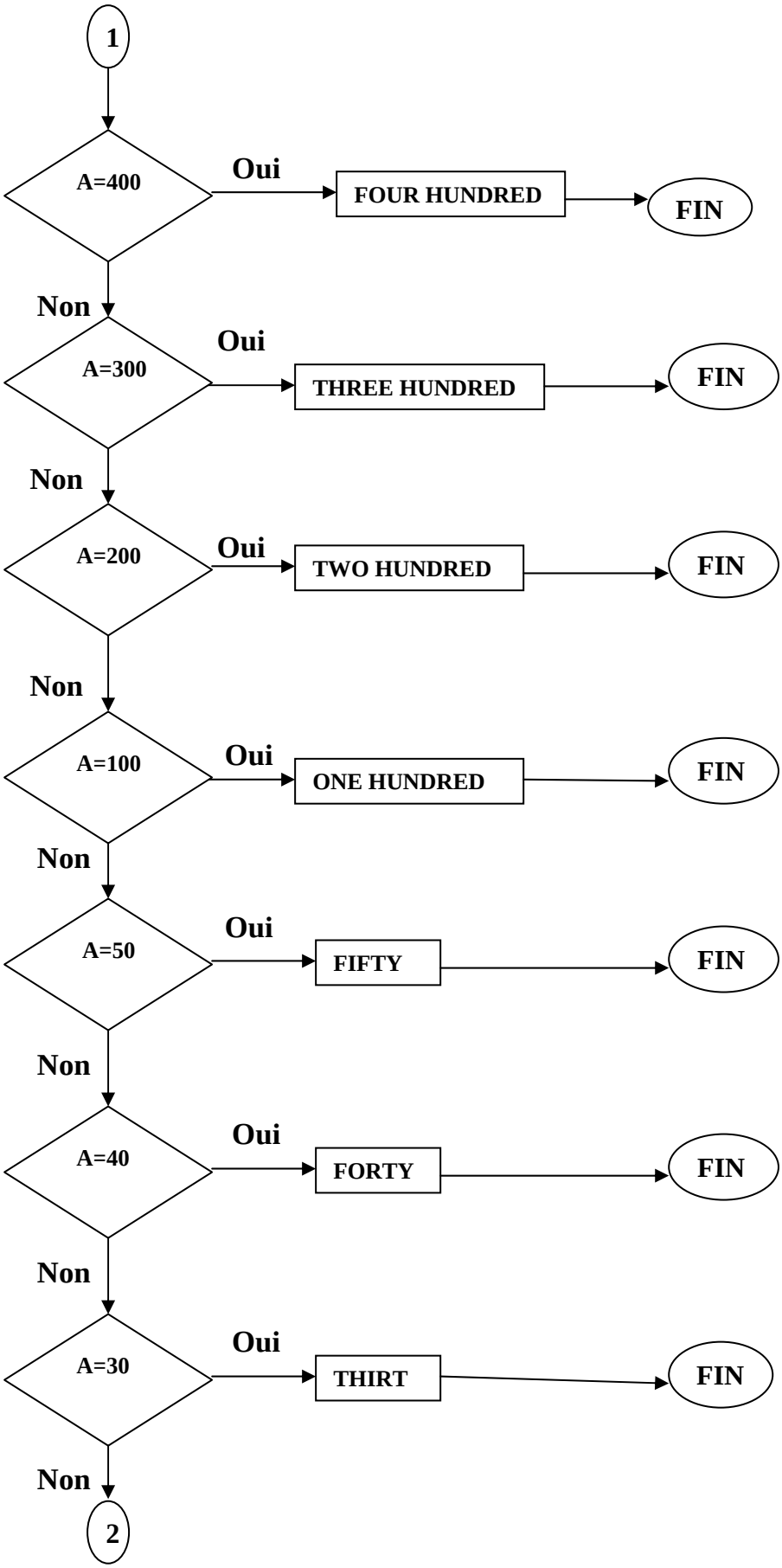


Figure IV.8 : Organigramme du mode 5.

IV.3.1.6.Le mode 6 :

Le mode 6 fournit des messages lorsque l'avion se rapproche de la valeur minimum que le pilote a inséré (600pieds dans ce cas). Le GPWC donne des messages auditifs qui consistent à indiquer le nombre de pieds restant et cela à partir de 2500 pieds. (Figure IV.9).




1
A=400
Oui
FOUR HUNDRED
FIN
Non
A=300
Oui
THREE HUNDRED
FIN
Non
A=200
Oui
TWO HUNDRED
FIN
Non
A=100
Oui
ONE HUNDRED
FIN
Non
A=50
Oui
FIFTY
FIN
Non
A=40
Oui
FORTY
FIN
Non
A=30
Oui
THIRT
FIN
Non
2

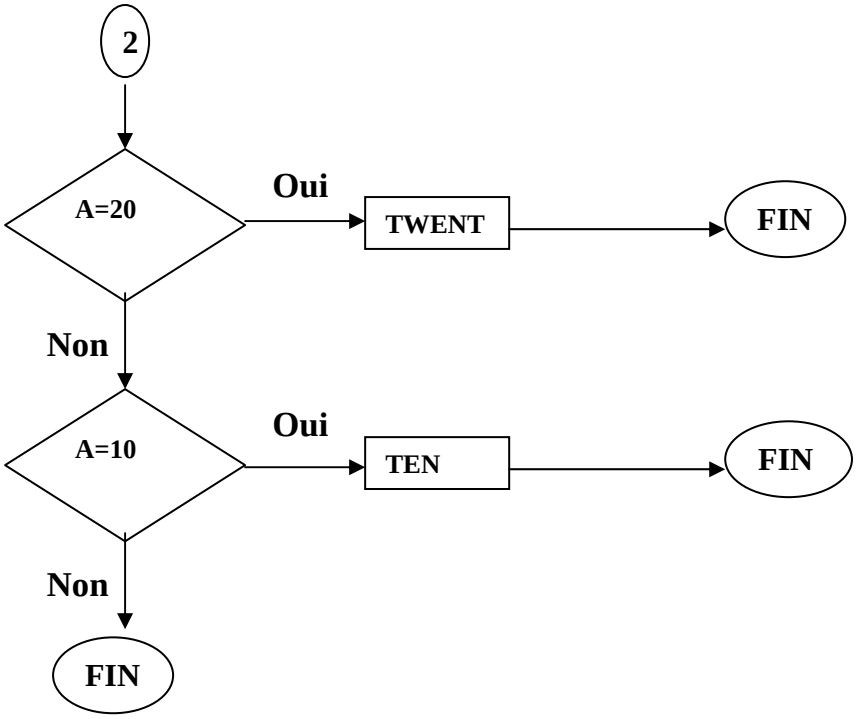


Figure IV.9 : Organigramme du mode 6.

Les constantes utilisées :
A : Altitude.
X : Altitude minimum (choix du pilote).

IV.3.1.7.Le mode 7 :

Il donne un message auditif et visuel « WINDSHEAR » lorsque il y a un vent cisaillant qui risque de pousser l'avion verticalement vers la terre lors du décollage ou de l'atterrissage. Il dépend des conditions suivantes :

- L'altitude : elle doit être entre 30 pieds et 1500 pieds.
- L'AOA (l'angle d'attaque) : donné par le SMYD.
- La configuration de l'avion : Les Flaps (volets) doivent être sortant.

Afin d'offrir à l'utilisateur une bonne utilisation de notre programme, nous l'avons doté d'une interface graphique simple et conviviale.

IV.3.2.Présentation de l'interface :

Nous avons conçu une interface sous Delphi pour chaque mode ainsi que pour la fenêtre principale.

IV.3.2.1.L'interface du menu : Elle comporte une image représentant un tableau de bord d'un bœing , un menu permettant à l'utilisateur de simuler les alarmes des sept modes ainsi qu'une aide en cas de problème(Figure IV.10).

Figure IV. 10 : Interface du menu principal.

IV.3.2.2.Le mode 01 : La fenêtre du mode 01 est construite afin de simuler une pente de descente excessive d'un avion en croisière (Figure IV.11). Elle comporte :

- Une image d'un avion et une autre représentant le graphe des alarmes du mode1.
- Deux édits
- Deux labels
- Un bouton test

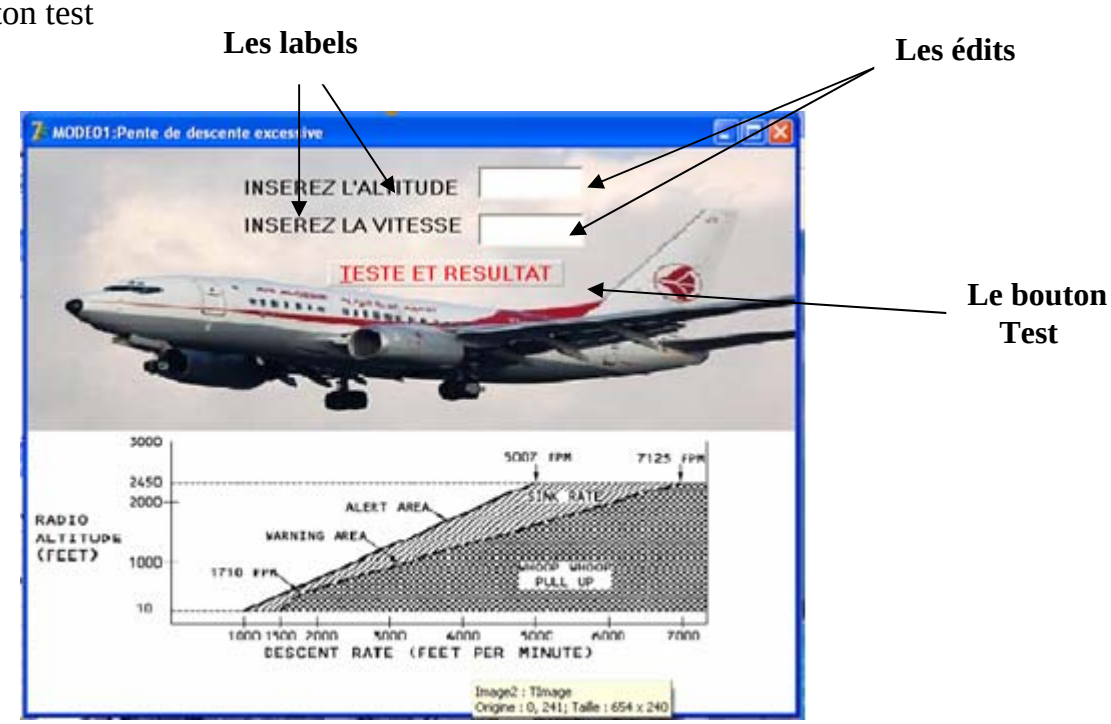


Figure IV.11 : Fenêtre du mode 01

IV.3.2.3.Le mode 02 : La fenêtre du mode 02 est utilisée pour simuler un taux d'approche excessif, elle comporte (Figure IV.12):

- Le nom de la forme (MODE02 : Taux d'approche excessif).
- Une image d'un avion.
- Un menu qui permet à l'utilisateur de sélectionner l'un des deux sous modes du mode2.

Figure IV.12 : Fenêtre du mode 02.

IV.3.2.4.Le mode 03 : La fenêtre du mode3 est utilisée dans le but de simuler une perte d'altitude après décollage.
Elle contient (Figure IV.13):

- Le nom du mode.
- Un menu permettant de sélectionner l'un des sous modes du mode 3.
- Une image d'un avion qui perd de l'altitude après décollage.

Figure IV.13 : Fenêtre du mode 03

IV.3.2.5.Le mode 04 : Cette fenêtre (Figure IV.14) est conçue pour simuler la proximité du sol d'un avion avec les trains d'atterrissage entrants ou les Flaps (volets) entrants.
Elle contient :

- Le nom du mode.
- Un menu permettant de sélectionner l'un des sous modes du mode 3.
- Une image d'un avion.

Figure IV. 14: Fenêtre du mode 04.

IV.3.2.6.Le mode 05 : La fenêtre du mode 05 est utilisée pour représenter la descente d'un avion au dessous du glide Slope. (Figure IV.15)

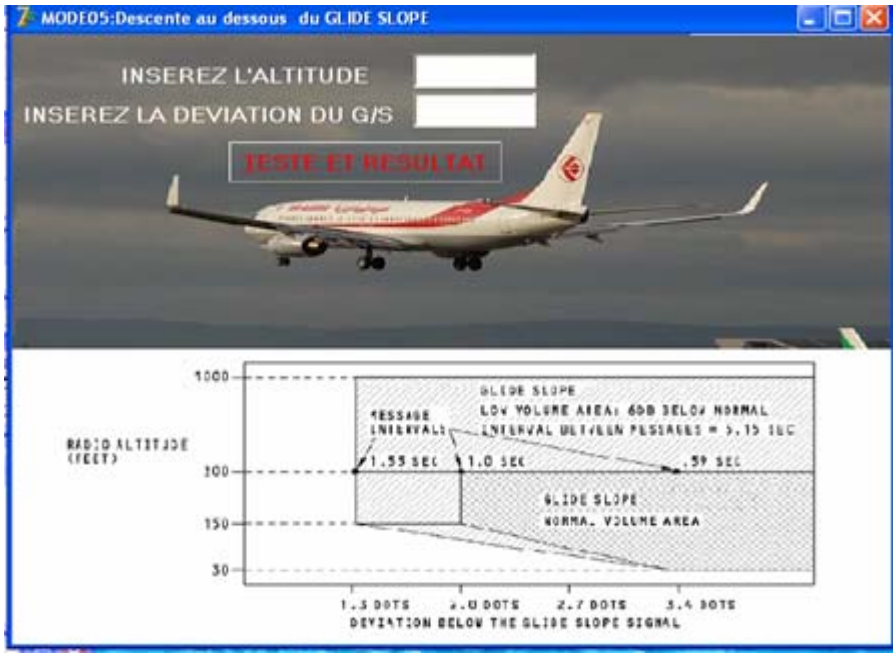


Figure IV.15 : Fenêtre du mode 05

IV.3.2.7. Le mode 06 : La fenêtre du mode 06 est conçue afin de simuler la descente d'un avion au dessous d'un minimum choisi par le pilote (figure IV.16).

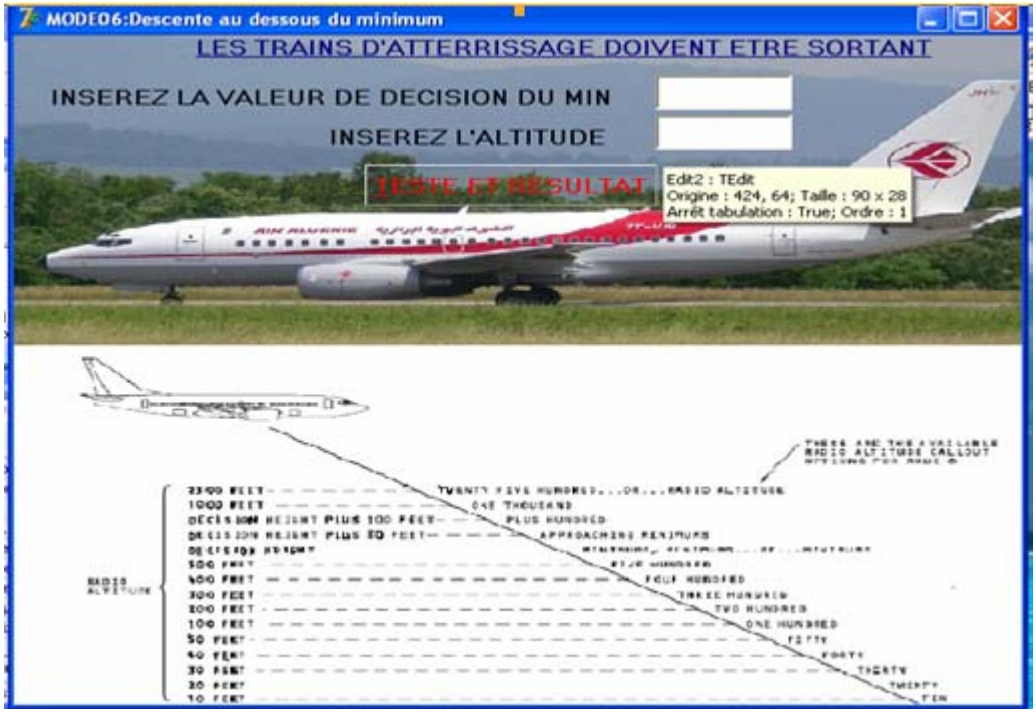


Figure IV.16 : Fenêtre du mode 06.

IV.3.2.8.Le mode 07 : Le but de cette fenêtre est de simuler un avertissement lorsqu'il y a un vent cisaillant lors du décollage ou de l'atterrissage.
Elle comporte (Figure IV.17)

- Le nom de la forme (MODE07 : avertir pour des conditions windshear).
- Un label.
- Un édit
- Un bouton teste.

Figure IV.17 : Fenêtre du mode 07

IV.4.Conclusion :

Dans ce chapitre, notre travail a été partagé en deux parties : la première concerne la construction des organigrammes à partir des graphes de chaque mode, la deuxième concerne la programmation et la simulation des sept modes du EGPWS sous delphi.
Grâce à la simplicité et la facilite du Delphi notre travail s'avère bénéfique et surtout adapté aux besoins des utilisateurs en particulier d'AIR ALGERIE.

V.1.Introduction

Il y'a une panne dés qu'un défaut apparaît. Ce défaut est un écart entre ce qui devrait être et ce qui est.
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 de produire la chaîne des causes.
Pour notre cas (système EGPWS), on peut principalement choisir deux procédures de recherche de panne parmi les différentes procédures existantes :

- L'auto test du système EGPWS.
- L'état des LED du panneau avant du EGPWC.

Pour qu'on puisse avoir accès à ces deux procédures, il faut assurer les conditions suivantes :

- L'avion au sol
- La mise sous tension du EGPWS
- Sélectionner le mode ND dans la boite de commande EFIS en mode demi cercle
- Sélectionner le commutateur TERR sur la boite de commande EFIS (CP)
- Tous les systèmes d'interfaces installés sont activés.

Remarque :
Le mode demi cercle de l'afficheur ND est sélectionné dans la boite de commande EFIS, il permet au pilote d'afficher le relief. (Figure V.1)

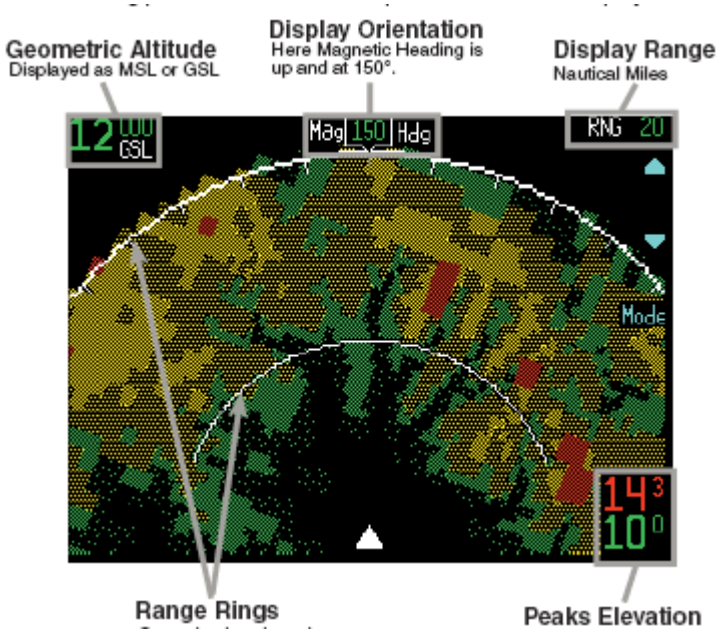


Figure V.1 : L'afficheur ND en mode demi cercle

V.2.L'auto-test du système EGPWS :

L'EGPWS a six niveaux d'auto test. Chaque niveau fournit des informations différentes. Les six niveaux de l'auto-test sont :

- Test opérationnel
- Défauts des courants
- Configuration du système
- Histoire de défaut
- Histoire d'alerte/warning
- Test d'entrée des signaux discrets

V.2.1.L'auto-test du niveau (1) :

Le niveau (1) go/no go test opérationnel fournit des annonces auditives et visuelles au niveau de poste de pilotage.
On peut commencer un test de niveau (1) sur le panneau avant du EGPWC mais on ne peut pas voir les annonces du poste de pilotage, c'est pour cela qu'on utilise le EGPWM pour commencer le test opérationnel du EGPWS.
Le test du niveau (1) est défaillant dans les conditions suivantes :

- Il n'y a pas d'affichage de terrain.
- Affichage du message « TERR FAIL » sur le ND.
- Absence de tous les messages, soit auditifs ou visuels.

V.2.2.L'auto-test des niveaux 2 à 5 :

V.2.2.1.La description générale :

On peut accéder à l'auto test des niveaux 2 à 5 par l'EGPWM et l'EGPWC. Quand on emploie l'EGPWC, un écouteur de 600 ohms est nécessaire pour écouter les messages du test. On branche l'écouteur au jack sur le panneau avant de l'EGPWC (Figure V.2). Si les tests sont faits au poste de pilotage c'est-à-dire en utilisant l'EGPWM, l'information vient à travers les speakers du poste de pilotage. On emploie le bouton self test sur le panneau avant du EGPWC ou le bouton self test sur l'EGPWM pour obtenir un accès aux niveaux 2 à 5

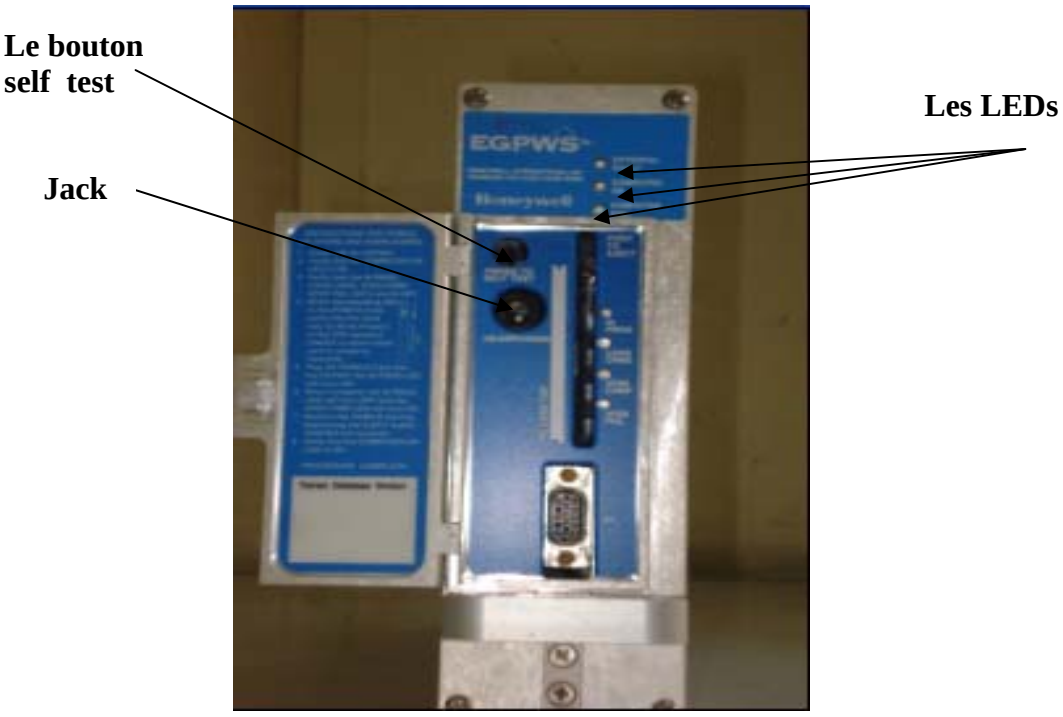


Figure V.2 : Face avant du EGPWC

V.2.2.2.L'auto-test du niveau (2) :

Un test de dépannage du niveau (2) commence par un message auditif, "CURRENT FAULT " (défaut de courant). S'il n'y a aucun défaut de courant, on entend le message auditif "NO FAULT". S'il y a des défauts, le EGPWC les annonce un par un. Une courte ou longue annulation termine le test du deuxième niveau.

V.2.2.3.L'auto -test du niveau (3) :

Un test du niveau (3) annonce la configuration de l'EGPWS, et commence par le message auditif "SYSTEM CONFIGURATION". Une annulation courte conduit le test immédiatement au prochain niveau de configuration. Une longue annulation finit le test du niveau (3). Un test du niveau (3) fournit les informations suivantes :

- Numéro de la pièce d'EGPWC
- Etat de modification d'EGPWC
- Numéro de série d'EGPWC
- Version de logiciel d'application
- Version de bases de données de terrain

V.2.2.4.L’auto -test du niveau (4) :

Le test de niveau (4) montre l’histoire de défaut de l’EGPWS au dessous des dix derniers vols. Un test de niveau (4) commence par un message auditif "FAULT HISTORY". S’il n’y a aucun défaut dans la mémoire d’histoire de vol, nous entendons le message "auditif aucun défaut" s’il y a des défauts dans la mémoire d’histoire de vol, nous entendons la déclaration de défauts, nous commençons par le plus récent puis nous entendons les autre défauts dans cette ordre :

- Vol X (X est le dernier segment de vol).
- Défauts interne pour le vol X.
- Défauts externes pour le vol X.

V.2.2.5.L’auto -test du niveau (5) :

Un test du niveau (5) commence par un message auditif "WARNING HISTORY". 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.

V.2.3.L’auto -test du niveau (6) :

L’auto test du niveau (6) peut être fait par l’EGPWC ou par l’EGPWM. Pour écouter l’information de test du EGPWC, on utilise un écouteur de 600 ohms, branché au jack sur le panneau avant de l’EGPWC (Figure V.2). Appuyer sur le bouton self test sur le panneau avant du EGPWC ou le bouton self test sur l’EGPWM pour obtenir l’accès au niveau (6).

V.3.L’état des LED sur le panneau avant de EGPWC :

Il y a trois états LED sur le panneau avant de l’ordinateur d’avertissement de proximité de sol (EGPWC). (Figure V.2). Les indicateurs de LED montrent l’état de l’EGPWC 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 l’EGPWC a détecté un défaut externe d’interface. (Figure V.3)
L’ordinateur OK (LED verte) prouve que l’EGPWC n’a aucun défaut interne.
Défaillance d’ordinateur (LED rouge) prouve que l’EGPWC a un défaut interne.

Défaut externe	L'ordinateur OK	L'ordinateur est en panne	Condition
OFF	**OFF**	**OFF**	**Alimentation du EGPWC OFF**
OFF	**OFF**	**Rouge**	**EGPWC_ défaut interne**
OFF	**Vert**	**OFF**	**Opération normale**
OFF	**Vert**	**Rouge**	**EGPWC_ défaut interne**
Jaune	**OFF**	**OFF**	**EGPWC_ défaut externe**
Jaune	**OFF**	**Rouge**	**EGPWC_ défaut interne et externe**
Jaune	**Vert**	**Rouge**	**EGPWC_ défaut interne**
Jaune	**Vert**	**OFF**	**EGPWS_ défaut externe**

Figure V.3 : L'état des LED du panneau avant d'EGPWC

V.4.Conclusion :

Nous avons vu dans ce chapitre deux procédures de recherche de panne dans le EGPWS : l'auto-test du système EGPWS et l'état des LED sur le panneau avant du EGPWC. Ces tests sont indispensables pour la sécurité d'un avion, et se font pratiquement à chaque visite, et cela pour augmenter sa durée de vie et le temps de son bon fonctionnement.

Conclusion générale :

L'objet de notre travail est l'étude descriptive du système avertisseur de proximité du sol (EGPWS) ainsi que la programmation et la simulation de ses sept modes de fonctionnement.

Au terme de notre travail, nous avons été amené à étudier le système EGPWS et comprendre son fonctionnement. Cette étude nous a nécessité de se documenter sur les notions d'aéronautique et d'avionique.

Nous avons simulé et programmé les modes de l'EGPWS. L'interface graphique que nous avons développée sous DELPHI est très simple d'utilisation, ce qui permettra aux exploitants de comprendre les différents modes du EGPWS et de déduire l'importance de ce système dans la sécurité des avions.

Par ailleurs durant notre stage au sein d'Air Algérie nous avons mesuré l'importance du travail effectué par les techniciens au sol car le système EGPWS ne peut garantir la sécurité totale sans le contrôle technique au sol.

Nous avons simulé les sept modes du EGPWS sous DELPHI, nous souhaitons que les étudiants futurs puissent l'améliorer et simuler l'architecture du système complet.

Bibliographie

[1] Honeywell **« CMM:** Component Maintenance Manual » Rockwell Collins 2002.

[2] Honeywell **« AMM:** Aircraft Maintenance Manual » Rockwell Collins 2002.

[3] KAZED et YOUSFI SAIDA « Utilisation d'un PC comme banc d'essai pour le GPWS » thèse d'ingénieur Institut d'électronique (Blida) promotion 2001/2002.

[4] BELLOUTI HAMZA «Etude de l'ARINC 429 et la réalisation d'un module de conversation BINAIRE/ARINC-ARINC/BINAIRE » thèse d'ingénieur Institut d'électronique (Blida) promotion 2003/2004.

Les sites web :

- **www.google.com.**
- **www.national.com.**
- **www.condoreng.com.**
- **www.universalis.fr.**
- **www.egpws.com.**
- **www.honeywell.com.**

ANNEXE 1 : 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 de nouvelles plates formes même si d'autres bus plus récents existent [Réf 4].

I. L'interfaçage du bus digital numérique ARINC 429 :

L'industrie du transport aérien d'échange de données entre avion et systèmes numériques est généralement portée par le bus numérique ARINC 429 .ce bus assure une série de communications unidirectionnelles d'un système émetteur vers un ou plusieurs systèmes récepteurs. La représentation électrique des données binaires est incompatible entre le système et les bus, un interfaçage spécial est nécessaire pour le système d'envoi des données ainsi que pour le système de réception de données. (Figure A).

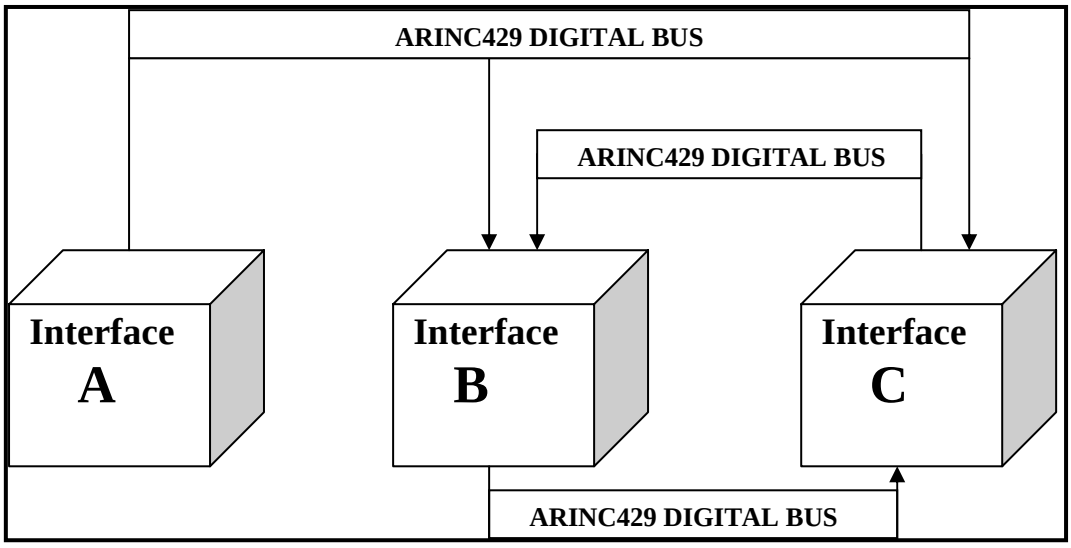


Figure A : L'interface du bus numérique ARINC 429

II. La comparaison électrique de l'ARINC429 :

Dans la plus part des systèmes digitaux binaires qu'ils soient embarqués sur avion ou pas, les deux niveaux binaires « o » et « 1 » sont représentes par deux niveaux de voltage : 0v pour le 0 binaire et 5v pour le 1 binaire. L'écriture et la lecture des deux niveaux de tension sont synchronisées par une horloge. Par cette méthode un bit est clairement distingué, cependant la transmission des données binaires sur ce bus se fait sur une paire de fil, on utilise une méthode différente pour séparer les bits de données.

La méthode utilisée par le bus numérique ARINC429 est « bipolar return to zero ». Cette technique est utilisée pour ne pas confondre les signaux surtout dans la transmission série (synchronisation) et pour minimiser les fils. (Figure B) [Réf 4].

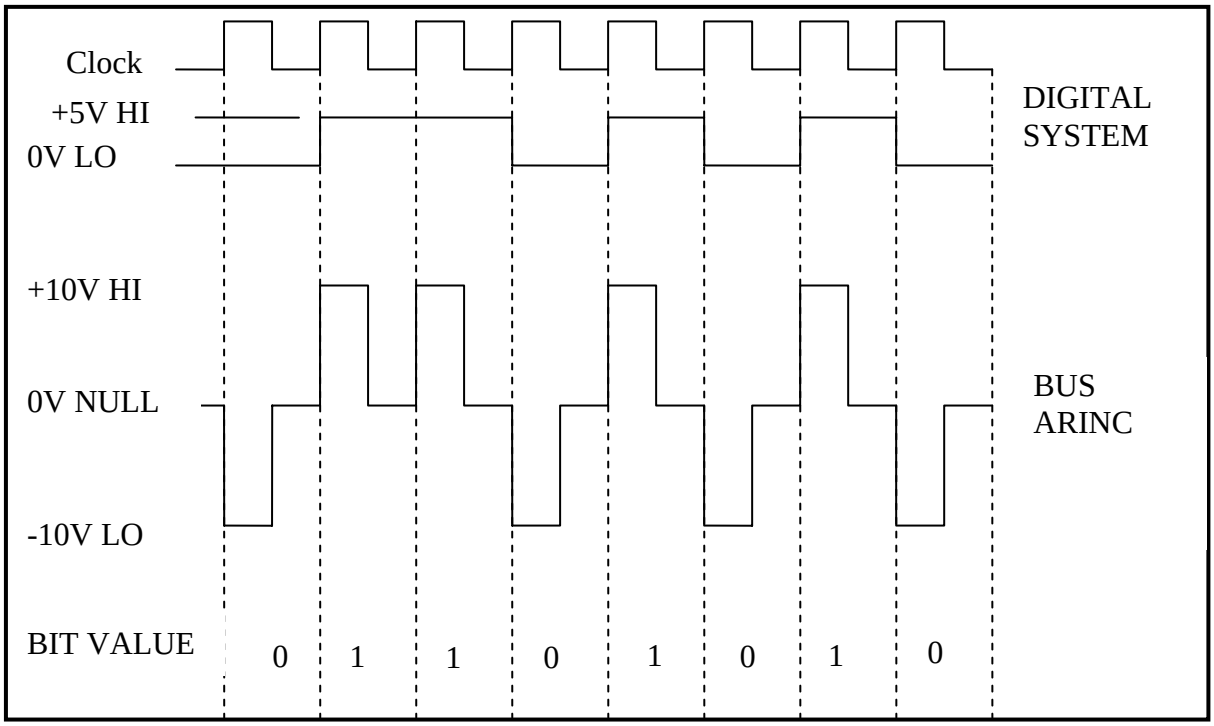


Figure B : comparaison électrique de l'ARINC 429

III. Composition du mot numérique ARINC 429 :

L'information qui provient du bus de données ARINC 429 est un mot de 32bits. L'information de ce mot est partagée comme suit :

Bits 1-8 : Label : identificateur du type de donnes se trouvant dans le mot.
Bits 9-10 : Source/Destination Identifier (SDI) : identifie le système source ou bien le système de destination du multi-systeme d'installation.
Bits 11-28 ou 29 : Data : il contient l'information.
Bits 29 ou 30 et 31 : Sign Status Matrix (SSM) : identifie le signe et la direction caractéristique de la donnée et l'état de la transmission hardware.
Bit 32 : c'est le bit de la parité. (Figure C).

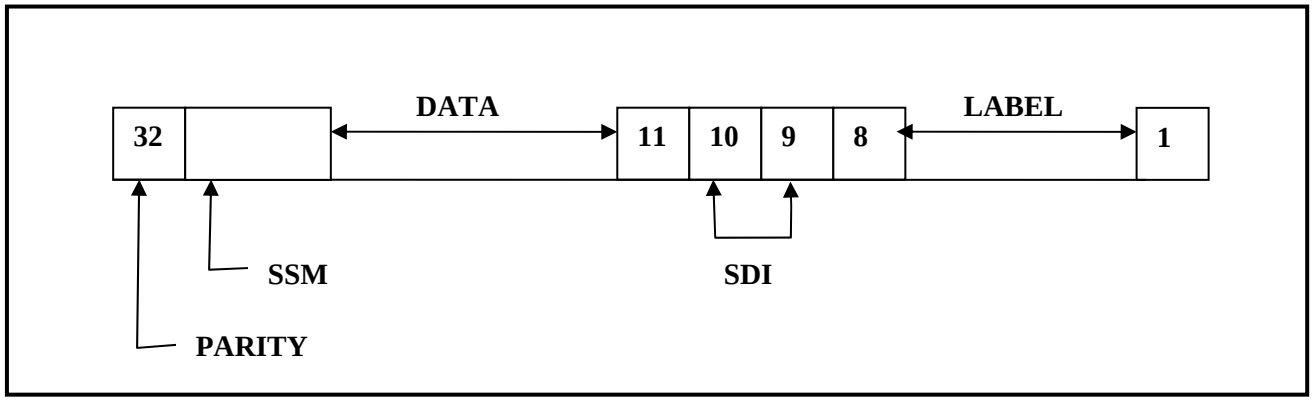


Figure C : Composition du mot numérique ARINC 429

La construction de ce mot est accomplie par le CPU du système de transmission.

La DMAC (Direct Memory Access Controller) et la CPU du système de réception décodent le mot en leurs différentes parties

IV. La construction numérique du mot ARINC429 :

Avant que le mot binaire soit mis sur le bus ARINC tous les éléments d'identification doivent être construits avec les données pour remplir la totalité des 32 bits. Ceci est généralement effectué par le système de transmission selon une sous-routine bien établie. En cas d'appel, cette sous-routine retire la donnée nécessaire de la RAM (Random Access Memory) et effectue des calculs selon les besoins. Les données sont ensuite manipulées dans le bon format ARINC 429 en fonction de son type de paramètre. Le paramètre approprie détermine l'étiquette du code qui est issu d'un look-up table de la ROM (Read Only Memory).

L'installation de configuration du système est déterminée par les broches de programmation. Ces informations sont fournies sur le CPU (Central Processing Unit) à travers un multiplexeur (MUX). Le processeur utilise ces informations pour déterminer la SDI.

L'information du signe de la donnée et l'état du système sont manipulés par le CPU pour former le SSM. Le CPU combine les données et les identificateurs; compte le nombre débit qui sont à "1", et ajoute le bit de parité pour former un mot complet de 32bits. Ce mot est entré dans le registre à décalage de 32 bits et cumulé en série vers un émetteur ARINC 429. La synchronisation assure un intervalle de quatre espaces entre les mots. (Figure D).

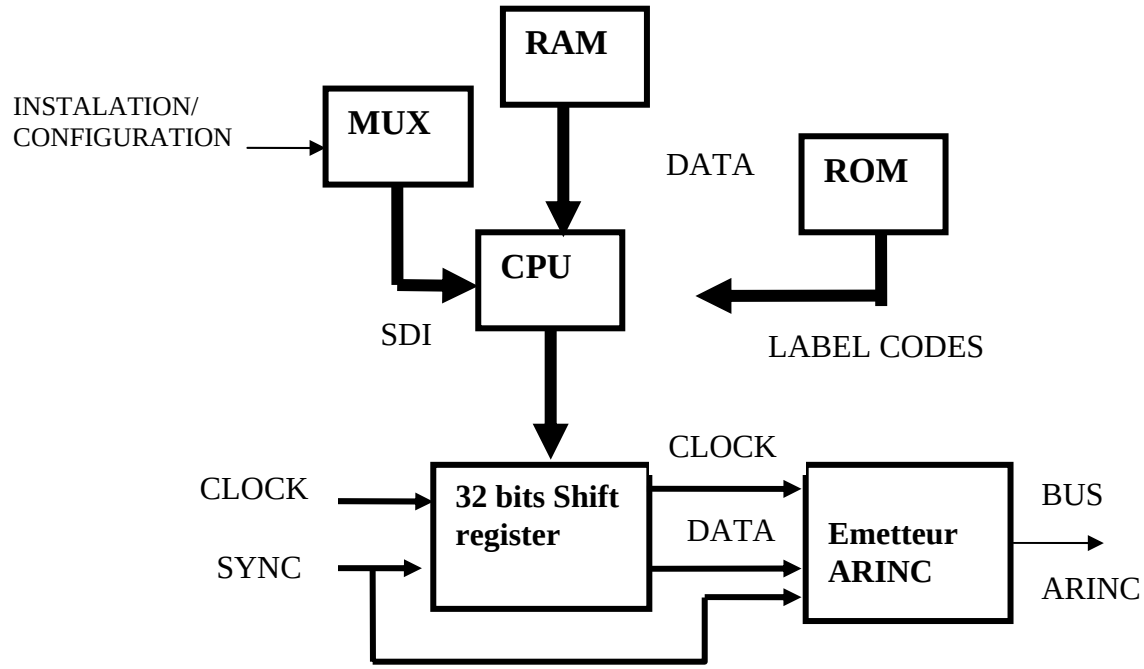


Figure D : construction du mot ARINC 429

ANNEXE 2 : Définition de quelques notions aéronautiques.

Altimètre barométrique :

Le baromètre est un appareil qui mesure l'altitude en enregistrant les variations de pression atmosphérique quand l'appareil monte ou descend. En outre, les gros appareils disposent souvent d'un radioaltimètre qui mesure la hauteur de l'appareil en fonction du temps. Cet outil est particulièrement utile lors des approches aux instruments.

Altitude :

Hauteur de l'avion au-dessus d'un niveau de référence. L'altitude au-dessus du niveau du sol (AGL) est l'élévation absolue au-dessus de la terre. L'altitude au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL) est l'élévation au-dessus du niveau moyen des océans.

Altitude barométrique :

C'est l'altitude indiquée lorsque l'altimètre est réglé à 1 013 hPa. L'altitude barométrique est utilisée dans plusieurs calculs importants comme la détermination de l'altitude densimétrique, l'altitude vraie et la vitesse vraie. Aux États-Unis, les appareils volant à une hauteur supérieure ou égale à 18 000 pieds (5 486 m) sont à des « niveaux de vol » (FL) représentant des altitudes barométriques. À un niveau de vol supérieur ou égal à FL180, le pilote doit régler l'altimètre sur 29,92 pour afficher l'altitude barométrique.

Assiette :

Position de l'avion autour de son axe de tangage (assiette longitudinale).

Azimut :

Mesure angulaire réalisée dans un plan horizontal et dans le sens horaire à partir de la direction fixe de référence d'un objet. Deux points situés sur des portions adjacentes et qui s'étendent à partir du même angle droit sont dits à 90 degrés en azimut l'un de l'autre.

Cap magnétique :

C'est la direction dans laquelle un appareil est orienté. Elle est mesurée en fonction du nord magnétique et s'affiche sur le compas magnétique. Pour voler, un pilote

détermine le cap magnétique en compensant la différence entre le nord géographique et le nord magnétique.

Décrochage :

Le décrochage est une subite perte de portance causée par une interruption du flux d'air normal sur la surface supérieure d'une aile. Un décrochage est un phénomène aérodynamique et n'a rien à voir avec le moteur. Il se produit lorsque l'angle d'incidence d'une aile atteint une valeur spécifique appelée angle d'incidence critique. C'est cet angle entre l'aile et l'air (et non la vitesse de l'appareil, son poids ou son angle d'inclinaison par rapport à l'horizon) qui détermine le moment où l'aile décroche. En réalité, un appareil peut décrocher à n'importe quelle vitesse ou assiette.

Distance d'atterrissage:

Distance entre le point où un avion pose ses roues sur la piste et le point où cet avion s'immobilise ou peut libérer la piste.

Instrument Flight Rules (IFR) :

Aux États-Unis, l'IFR sont des règles qui s'appliquent aux pilotes, aux appareils et aux opérations d'aviation lorsque les conditions météorologiques ne répondent pas aux critères définis pour le vol à vue et lorsque les avions évoluent dans un espace aérien de classe A, c'est-à-dire à partir de 18 000 pieds (5 486 m) d'altitude et au-dessus, ou encore lorsque les pilotes choisissent de voler dans l'espace aérien contrôlé conformément à ces règles quel que soit le temps. Ces règles fixent les réserves minimales de carburant, l'équipement nécessaire et les vérifications à effectuer, et d'autres normes de navigation pour le vol aux instruments.

Lacet :

Le lacet est un mouvement d'un avion sur son axe vertical, conçu pour assurer son contrôle.

Poussée :

La poussée est une force générée par une hélice ou un moteur à réaction qui fait avancer l'appareil dans l'air. C'est l'une des quatre forces majeures, elle s'oppose à la traînée.

Tangage :

C’est l’oscillation d’un appareil dans le sens de sa longueur, lorsque son nez va d’avant en arrière, ou angle que forme ce dernier au-dessus ou en dessous de l’horizon. Pour contrôler le tangage, le pilote se sert de la gouverne de profondeur, située sur le stabilisateur. Pour ce faire, il pousse le manche en avant pour abaisser le nez de l’appareil et le tire en arrière pour le relever.

Mile nautique :

Unité de mesure de distance (1 mile nautique = 1 852 m).

Nœud :

Unité de mesure de vitesse (i nœud = 1 mile nautique/h = 1,852 Km/h).

Pieds :

Unité de mesure d'altitude (1 pieds = 0.33 m).

Mach :

Mach = V / A = vitesse de l’avion / la vitesse du son.

ANNEXE 3: ACRONYMES

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 System	GPWS
Ground Proximity Warning Computer	GPWC
Ground Proximity Warning Module	GPWM
Glide Slope	G/S
Instrument Landing System	ILS
Inoperative	INOP
Inertial Vertical Speed	IVS
Line Replaceable Unit	LRU
Mode Control Panel	MCP
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
Trafic Alert and Collision Avoidance System	TCAS
Terrain Clearance Floor	TCF
Terrain	TERR
Weather Radar System	WXR
Volume	VOL
Speaker	SPK
Microphone	MIC
Localizer	LOC
Markers	MRK
Air Trafic Control	ATC
VHF Omni Range	VOR
Horizontal Situation Indicator	HSI
Aeronautical Radio Incorporated	ARINC

Chapitre I

Généralités sur la radio navigation

Chapitre II

Présentation du système EGPWS

Chapitre III

Description des modes du EGPWS

Chapitre IV

Programmation des modes du EGPWS

Chapitre V

Recherche de pannes dans le EGPWS

Présentation de la société d'accueil
Air Algérie

Introduction

Conclusion

Annexes

Bibliographie

Sommaire

Liste des figures