

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



Université de Blida -1-



Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales
Département : Navigation Aérienne

Option : CNS/ATM

Thème

**ETUDE DU SYSTEME D'AVERTISSEMENT
DE PROXIMITE DU SOL <<EGPWS>>
EQUIPANT L'AVION B737 NG**

ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM

Encadré par :

-Mr. KOUIDER ELOUAHED.B
- Mr. BASAID DJAMEL

Présenté par:

-KELALA Mohamed Sofiane

Promotion : 2016

ملخص

العمل المقترح يتلخص في القيام بدراسة نظام الإنذار الخاص بالاقتراب من سطح الارض (EGPWS) المجهزة به طائرة B737 NG الذي هو عبارة عن نوع من الحاسوب الالكتروني يوجد بلوحة القيادة ، يُستعمل في تقديم المعلومات لقائد الطائرة واندازه بصفة مستمرة بشأن وضعية وحركة الطائرة بالنسبة لسطح الأرض، وذلك من خلال رسائل سمعية بصرية تعكس المحيط الذي تتحرك فيه الطائرة وهي في الهواء. ولكي نصل الى هذا الهدف قمنا بوصف هذا النظام. وعرفنا بمختلف اساليبه وبمبدأ عمل كل اسلوب، وفي الأخير قمنا بتحديد مختلف اجراءات الصيانة المتعلقة به.

Résumé

Le travail proposé , consiste à étudier le système d'avertissement de proximité du sol EGPWS équipant l'avion B737 NG , qui est considéré comme une sorte d'ordinateur de bord servant à renseigner et alerter le pilote sur la position et les mouvements de l'avion par rapport au sol à chaque instant , par des messages auditifs et visuels, il s'agit donc de reproduire l'environnement de l'avion en plein vol .

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

Abstract

Work suggested , consists in studying the ground proximity warning system EGPWS equipping the plane B737-NG , which is considered as a kind of computer of edge being used for informing and alerting the pilot by auditive and visual messages on the position and the movements of the plane relative to the ground at every moment , therefore it comes to reproduce the aircraft environment in full flight . to reach this objectif we presented a description of TheEGPWS system, and the Different modes of operation and the principle of each one , and finally we defined the maintenance actions carried out for this system .

Remerciements



À Allah

On Adresse Nos Remerciements À Notre **encadreur** Mr **KOUIDER A**
Vous nous avez toujours réservé le meilleur accueil, malgré vos obligations professionnelles,
Vos encouragements inlassables, votre amabilité, votre gentillesse
Méritent toute admiration.

Nous saisissons cette occasion pour vous exprimer
Notre profonde gratitude tout en vous témoignant notre respect.

On Remercie Également Notre **promoteur** Mr **Basaid**
Nous avons eu le privilège de travailler parmi votre équipe et d'apprécier
Vos qualités et vos valeurs.

Votre sérieux, votre compétence et votre sens du devoir
Nous ont énormément marqués.

Veillez trouver ici l'expression de Notre Respectueuse Considération et Notre Profonde
Admiration Pour Toutes Vos Qualités Scientifiques et Humaines.

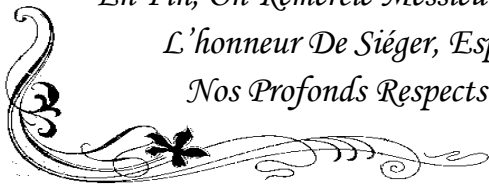
Ce Travail est Pour Nous l'occasion de vous témoigner
Notre profonde gratitude.

On Remercie Tout Les fonctionnaires De la compagnie aérienne AIR Algérie

On Tient À Témoigner Notre Gratitude À Toutes Personnes Ayant Contribué De Près Ou
De Loin À Ce Travail Et Pour Leurs Soutient. Ainsi Que
Tout Les Amis De L'institut et de l'université.

Un spécial remerciement à mon meilleur Cherif tu me donne toujours la volonté et la
puissance

En Fin, On Remercie Messieurs Les Membres Du Jury Qui Nous Ont Fait
L'honneur De Siéger, Espérant Qu'ils Trouvent L'expression De
Nos Profonds Respects Et Croire À Notre Sincère Gratitude.



Sofiane



Dédicaces



*Je dédie ce mémoire
À Toi spécialement*

Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours eu pour vous. Rien au monde ne vaut les efforts fournis jour et nuit pour mon éducation et mon bien être.

Ce travail est le fruit de vos sacrifices que vous avez consentis pour mon éducation et ma formation. Recevez à travers ce travail, toute ma gratitude et mes profonds sentiments.

Qu'Allah le tout puissant soit à vos côtés et vous accorde une meilleure santé et vous garde dans son vaste paradis.

À ma petite et grande famille

*Pour m'avoir donné la vie et la joie de vivre
mes frères **zaki, Ikbal, faissal, Hamza** , et Mes Sœurs **Meriem et Khadidja** , Vous m'avez aidé à construire les bases de ma vie*

Spécialement a mon oncle Salim

*Je Le Dédie Également à tous les membres de ma chère famille maternelle et paternelle
Qu'Allah le tout puissant t'accorde son paradis éternel.*

À mes amis

*Je Le Dédie Également À Mes chers amis ,**Abdou, BEZA , Mohamed, Haidar , Habib , Azou , Nacerdinne, Chawki, faissal** et tout le reste (ftrimaire, Moyen et lycée)*

Une Dédicace Spéciale

À mes chères collègues

La branche CNS/ATM spécialement et toute la promo Aéro 2010 et 2011 en général

Je ne peux pas trouver les mots justes et sincères pour vous exprimer mon affection et mes pensées, vous êtes pour moi des frères, sœurs et des amis sur qui je peux compter.

Aux personnes dont j'ai bien aimé la présence dans ce jour.



Sofiane



Table des matières

CHAPITRE 1 : PRESENTATION DE L'ENTREPRISE D'ACCUEIL

I	Historique de l'entreprise.....	03
I-1	Présentation de l'entreprise.....	03
I-2	Description de l'organisme d'accueil.....	05
I-3	Flotte actuelle d'Air Algérie.....	08
I-4	Présentation De L'appareil Boeing 737 NG.....	08
I-4	1. Fiche Technique de B 737-800(NG).....	09
I-4	2. Caractéristique De l'avion Boeing 737-800 (NG).....	10
I-4	3. Autres caractéristiques du B737 NG.....	11
I-4	4. l'emplacement des antennes.....	14

CHAPITRE 2 : GENERALITES SUR LA RADIONAVIGATION

	Introduction.....	14
II.1	Radionavigation.....	15
II.1.1	Le VOR.....	15
II.1.2	L'ADF.....	18
II.1.3	Equipement de mesure de distance (DME).....	21
II.1.4	Le system d'atterrissage aux instruments (ILS).....	23
II.1.5	Radio Altimètre.....	27
II.2	Equipement de sécurité.....	28
II.2.1	Le système (ATC Air Traffic Control).....	28
II.2.2	Le système de feux d'approche (ILS).....	28
II.2.3	Les systèmes (TCAS Traffic Alart and Collision Avoidance system).....	28

Table des matières

II.2.4	Les systèmes GPWS (Ground Proximity Warning System).....	28
--------	--	----

CHAPITRE 3 : PRESENTATION DU SYSTEME EGPWS

	Introduction.....	29
III.1	Description générale de l'E-GPWS.....	30
III.2	Evolution du système EGPWS.....	31
III.3	Constitution du système EGPWS.....	32
III.3.1	Localisation et description les équipements constituant le système EGPWS	33
III.3.1.1	Emplacement et description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage	33
III.3.1.1.1	Emplacement des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage	33
III.3.1.1.2	Description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage.....	34
III.3.1.2	Description et emplacement des composants de l'EGPWS dans la soute électronique.....	37
III.4	Weather relay (relais de météo).....	40
III.4.1	commande de relais.....	40
III.4.2	Moniteur des relais.....	41
III.5	Les entrées du EGPWS.....	41
III.6	Les interfaces analogiques et digitales du système EGPWS.....	41
III.6.1	Les Interfaces Analogique.....	41
III.6.2	Les Interfaces Digitales (numériques).....	42

CHAPITRE 4 : FONCTIONNEMENT DU SYSTEME EGPWS

	Introduction.....	43
IV.1	Alimentation de l'EGPWS.....	45

Table des matières

IV.2	Fonctionnement de l'EGPWS.....	45
IV.2.1	Les interfaces du système EGPWS.....	45
IV.2.1.1	Les entrées analogique du système EGPWS.....	45
IV.2.1.2	Les sorties analogique de système EGPWS	47
IV.2.2	Les interfaces digitales de l'EGPWS.....	48
IV.2.2.1	Les entrées digitales de l'EGPWS.....	48
IV.2.2.2	Les sorties digitale de l'EGPWS.....	50
IV.3	Différents modes d'opération.....	50
IV.3.1	Mode 1 – Pente de descente excessive.....	51
IV.3.2	Mode 2 – Taux d'approche excessif.....	52
IV.3.3	Mode 3- perte d'altitude après décollage.....	57
IV.3.4	Mode 4-Proximité du sol avec les trains d'atterrissages ou avec les Flaps Entrants.....	60
IV.3.5	Mode 5-Descente au-dessous du glide slope.....	63
IV.3.6	Mode 6 – descente au-dessous du minimum.....	66
IV.3.7	Mode 7-Avertir pour des conditions Windcheat.....	67

CHAPITRE 5 : MAINTENANCE DE SYSTEME EGPWS

	Introduction.....	69
V.1	Définition de la maintenance	69
V.2	Le début de la maintenance.....	69
V.3	Les méthodes de maintenance.....	70
V.3.1	Maintenance corrective	70

Table des matières

V.3.2	Maintenance préventive.....	70
V.4	Les différents types de maintenances.....	71
V.4.1	Maintenance programmé.....	71
V.4.2	Maintenance non programmée.....	71
V.5	Etape de dépannage.....	72
V.6	Définition de la panne.....	73
V.7	Différents types de pannes.....	73
V.8	Recherche de panne.....	74
V.8.1	L'auto-test de système du EGPWS.....	74
V.8.2	L'état des LED de panneau avant de GPWC.....	76
V.8.3	Tableaux de recherche panne.....	77

LISTE DES ABBREVIATIONS

A

ADI attitude display indicator
ADIRU air data inertial reference unit
AOA angle of attack

B

BITE built-in test equipment

D

DEU display electronics unit
DFCS digital flight control system

F

FDAU flight data acquisition unit
FMC flight management computer
FPM feet per minute
FPS feet per second

G

GND PROX ground proximity
GPS global positioning system
GPWC ground proximity warning computer
GPWM ground proximity warning module
GPWS ground proximity warning system

I

ILS instrument landing system
IVS inertial vertical speed

M

MCP mode control panel

N

ND navigation display

O

ovrd override

P

PFD primary flight display
PSEU proximity switch electronic unit
PWS predictive windshear

R

RA radio altitude
REU remote electronics unit

T

TA terrain awareness
TCAS traffic alert and collision avoidance system
TCF terrain clearance floor
TERR terrain

W

WXR weather radar system

X

xfr transfer

Liste des Figures

Chapitre I : Présentation de l'entreprise d'accueil

Figure I.1	Organigramme d'Air Algérie.....	05
Figure I.2	Organigramme d'organisation de la DT.....	07
Figure I.3	Les dimensions du Boeing 737-800.....	11
Figure I.4	Les composantes externe du Boeing 737-800.....	12
Figure I.5	L'emplacement des antennes avion Boeing737	13

Chapitre II : Généralités sur la radionavigation

Figure II.1	Diagramme de rayonnement du signal de référence.....	16
Figure II.2	Comparaison des phases du signal VOR.....	17
Figure II.3	Angle fourni par NDB.....	18
Figure II.4	Système ADF.....	20
Figure II.5	Distance fourni par la balise DME.....	21
Figure II.6	Système DME.....	22
Figure II.7	Presentation des compoantes de l'ILS.....	23
Figure II.8	Valeurs caractéristiques Loc.....	24
Figure II.9	Valeurs caractéristiques G/S.....	25
Figure II.10	Principe radio borne (Markers).....	26
Figure II.11	Principe de Radio Altimètre.....	27

Chapitre III : Présentation du système EGPWS

Figure III.1	Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS).....	30
Figure III.2	Schéma synoptique représentant les composants de l'EGPWS	32
Figure III.3	Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit.....	33
Figure III.4	EGPWS.....	34

Figure III.5	EFIS Control Panel.....	36
Figure III.6	Localisation de la soute électronique dans l'avion.....	37
Figure III.7	Enhanced Ground proximity warning computer (EGPWC) ...	38
Figure III.8	Interfaces Analogique	41
Figure III.9	Interfaces Digitales (numériques).....	42

Chapitre IV : fonctionnement du système EGPWS

Figure IV.1	Les interfaces de l'EGPWS.....	44
Figure IV.2	Schéma synoptique de l'alimentation et le interfaces analogiques du système EGPWS.....	45
Figure IV.3	Mode 1-Pente de descente excessive.....	52
Figure IV.4	Principe du Mode1.....	53
Figure IV.5	Mode 2A-Taux d'approche excessif.....	54
Figure IV.6	Mode 2B-Taux d'approche excessif.....	55
Figure IV.7	Principe du Mode 2.....	57
Figure IV.8	Mode 3-Perte d'altitude après Décollage.....	58
Figure IV.9	Principe du Mode 3.....	60
Figure IV.10	Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou avec les Flaps Entrants.....	61
Figure IV.11	Principe du Mode 4	62
Figure IV.12	Mode 5-Descente au-dessous du glide slope.....	63
Figure IV.13	Principe du Mode 5.....	65
Figure IV.14	Mode 6-Descente au-dessous du minimum.....	66
Figure IV.15	Mode 7-Avertir pour des conditions Windshear.....	68

Chapitre V : Maintenance de système EGPWS

Figure V.1	Organigramme des étapes de dépannage.....	72
------------	---	----

Figure V.2	Organigramme de POINT1.....	78
Figure V.3	Organigramme de POINT 2.....	80

Liste des Tableaux

Chapitre I : Présentation de l'entreprise d'accueil

Tableau 1	:caracteristique de l'Avion Boeing 737-800 NG.....	10
-----------	--	----

Chapitre V: Maintenance de système EGPWS

Tableau V-1	:L'état des LED de panneau avant de GPWS.....	76
Tableau V-2	: procédure de POINT 1.....	77
Tableau V-3	: procédure de POINT 2.....	79

Introduction

À La fin des années 1960, une série d'accidents de type CFIT (Les collisions avec le relief sans perte de contrôle), "accident qui se produit lorsque les pilotes n'ont pas perdu le contrôle de l'appareil" tua des centaines de passagers. Durant les années 1970, de nombreuses études furent menées pour découvrir les origines de ces accidents. Ces accidents auraient pu être évités si les appareils avaient été équipés de systèmes avertisseurs *de proximité du sol* (GPWS). En 1974, le Conseil national de la sécurité des transports des États-Unis déclara obligatoire la présence de GPWS sur chaque appareil, pour éviter les accidents. Ce fut un ingénieur canadien, Charles Donald Bateman qui inventa et développa le GPWS.

Pour cela nous avons entrepris un travail ayant pour but d'étudier le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS en commençant par une idée brève sur la radionavigation, ensuite une description générale du système EGPWS et son fonctionnement, terminant par la maintenance et le test opérationnel du système que nous verrons au niveau des services techniques de la compagnie aérienne AIR Algérie.

Pour se faire, notre travail est subdivisé, en cinq chapitres suivants :

Dans le premier chapitre nous présenterons l'entreprise d'accueil.

Le second chapitre est consacré aux généralités sur la radionavigation,

Nous présenterons dans le troisième chapitre le système EGPWS

Le quatrième chapitre est réservé pour la description de fonctionnement du système EGPWS

Enfin le cinquième chapitre, nous présenterons les étapes de maintenance de ce système.

Nous terminerons notre travail par une conclusion.

I. Historique de l'entreprise.

I- 1. Présentation de l'entreprise

Le transport aérien est un élément important pour le développement économique, L'aménagement du territoire, l'instrument de mise en œuvre des services de transport et de travail aérien est la compagnie nationale <<AIR ALGERIE>>

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

C'est en 1947 qu'Air Algérie en tant que compagnie a été créé pour pallier aux besoins du transport des français établis en Algérie et prie le nom officiel d'AIR ALGERIE.

Après l'indépendance, le 18.02.1963, l'Algérie nationalisa à hauteur de 51% du capital social d'air Algérie et devient ainsi l'actionnaire principale de la compagnie du transport aérien.

Le 15.02.1972 la compagnie devient entièrement nationale après que l'état eu récupéré le reste des actions détenues par les sociétés étrangères.

Le 30.07.1983 par le décret N 83-405, le transport aérien sur les lignes domestiques est confié à la compagnie ((INTER – AIR -SERVICE)).

Le 14.11.1984 par le décret N° 84-347, les activités d'AIR ALGERIE sont de nouveaux élargies aux activités de l'entreprise ((INTER-AIR –SERVICE)), à ce titre Air Algérie aux activités répand la dénomination suivante.

((ENTREPRISE NATIONNALE D'EXPLOITATION DES SERVICES AERIENS))

Le 14.02 .1997 la compagnie devient une E.P .E Air Algérie (SPA) entreprise Publique Economique –société par actions – (Détenue par le holding service, unique actionnaire publique au compte de l'état).

I- 1.Missions et objectifs d’Air Algérie :**I- 1.1.1.Mission :**

L’entreprise AIR ALGERIE est une entreprise de présentation de service dans le domaine des transports aériens de passagers et de fret .Elle est chargés d’assurer .

L’exploitation des lignes aériennes intérieures et internationales en vue de garantir les transports publics de personnes, de bagages, du fret du courrier.

L’offre des prestations de services à des fins commerciales, éducatives et scientifiques pour des besoins de L’agriculture ,de protection civile ,de l’hygiène publique ,de l’action sanitaire et du transport des personnes et de la marchandises à la demande.

Dans le domaine des activités commerciales :

- La vente et l’émission de titres pour son compte ou pour le compte d’autres compagnies de transport liés par conventions mutuelles.
- L’achat, et l’affrètement d’aéronefs.
- La représentation, l’assistance et toute prestation en rapport avec son objet.
- L’obtention de toute licence, tout permis de survoler et toute autorisation des états étrangers pour l’accomplissement des opérations d’entretien, de réparation, de révision et de toutes opérations de maintenance des équipements et des types d’aéronefs, soit pour son propre compte ou pour le compte des tiers dans le cadre des conventions d’assistance mutuelles .

I- 1.1.2.Objectifs :

Air Algérie s’est fixée comme objectifs :

- Une meilleure gestion de l’entreprise afin de fournir aux gestionnaires des informations fiables dans les meilleurs délais impartis.
- L’amélioration de la qualité offerte à sa clientèle.
- Gestion du personnel
- Formation du personnel
- Représentation de l’entreprise au sein des organisations nationales et internationales

I-2 Description de l'organisme d'accueil :

Air Algérie est une entreprise organisée en secteurs d'activités comme suit :

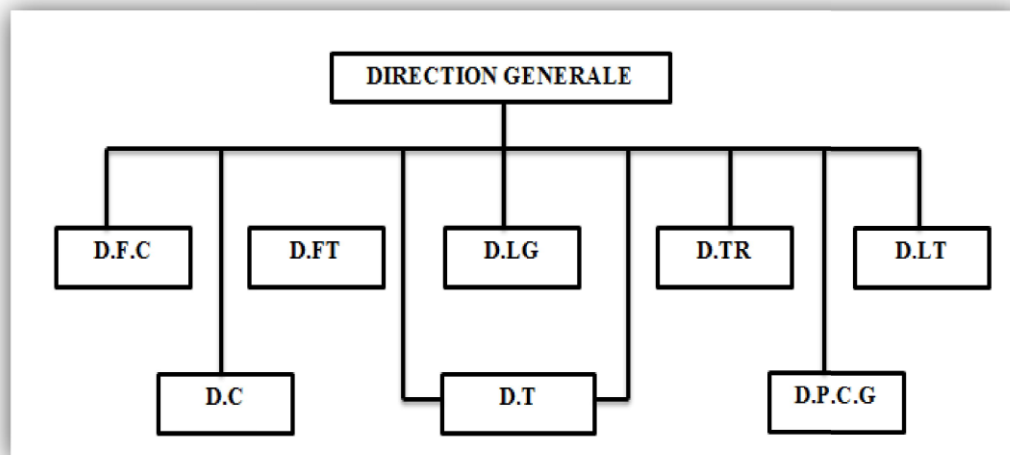


Figure I.1 : Organigramme d'Air Algérie

Nous citerons à titre d'exemple quelques directions :

a. Direction financière (D.F.C) :

La direction financière est chargée de la mise en œuvre de la politique générale de l'entreprise dans les domaines financiers et comptables.

b. Directions des transports (D.TR) :

La direction des transports est chargée essentiellement des opérations d'embarquement des passagers et leurs bagages dans toutes les escales.

c. Direction technique (D.T) :

La direction technique est chargée essentiellement des opérations d'entretien et de maintenance des aéronefs.

➤ **Objectifs de la direction technique :**

La direction technique a plusieurs rôles, les plus importants sont :

- Mettre en œuvre les moyens humains à l'exécution des programmes d'entretien dans les meilleures conditions.
- Aligner les avions selon le programme établi par la direction d'exploitation avec un minimum d'écart.
- Représentation de l'entreprise au sein des organisations internationales sur le plan technique.
- Amélioration de la qualité des services de la direction technique.

➤ **Organisation de la direction technique :**

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance des appareils propres à Air Algérie ainsi que ceux qui lui sont confiés par les tiers(étrangers), elle est organisée et structurée pour faire face aux travaux d'entretien de réparation et de révision des équipements et accessoires.

Le personnel de maintenance est en majeure partie, d'agent ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et leurs équipements. La direction technique est organisée en sous-directions, chacune à un rôle déterminé dont la description des quelques-unes à titre d'exemple est confiée à l'organigramme ci-après. Juste pour rappel que ce schéma change souvent aux grés des changements du personnel de gestion.

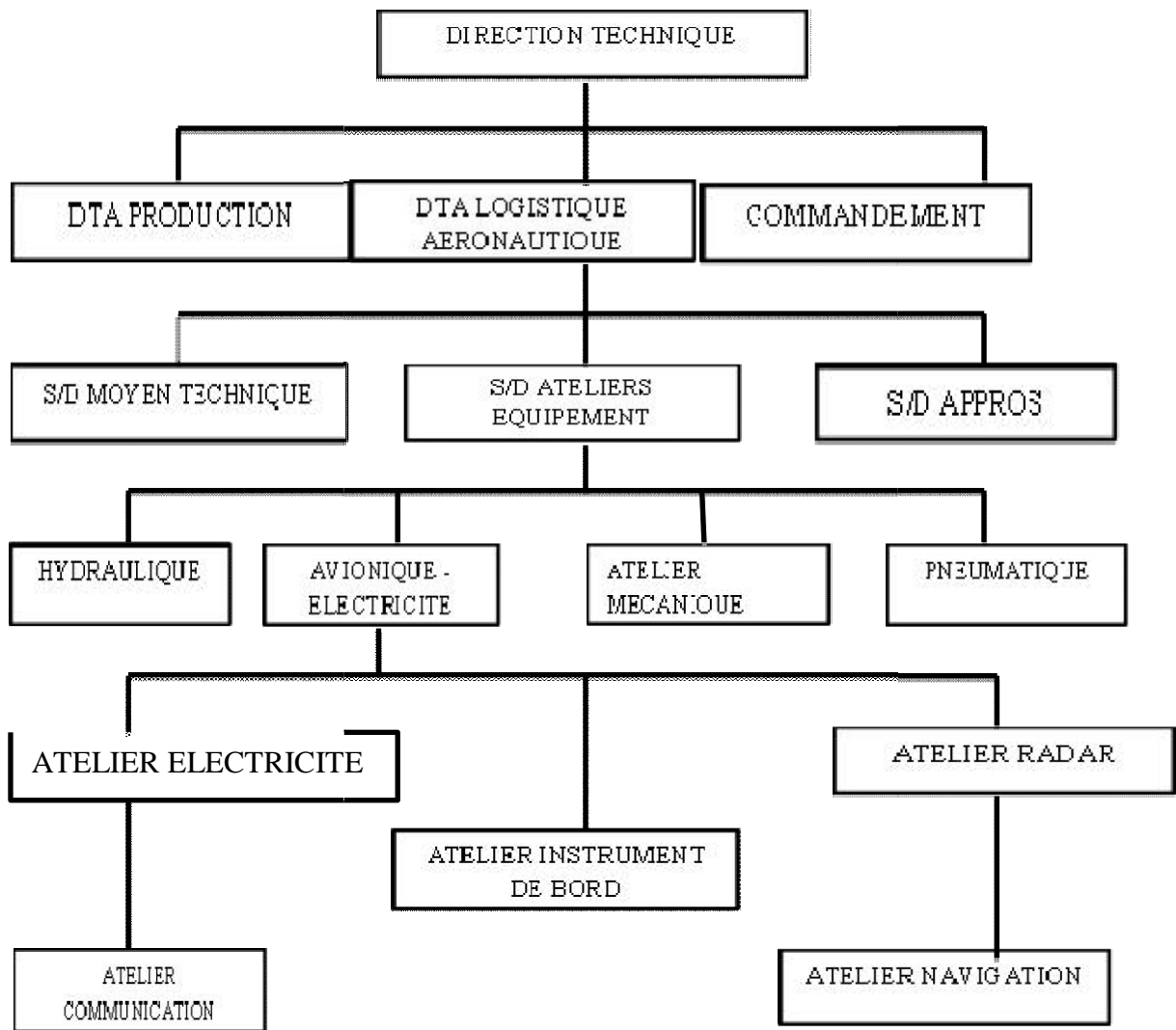


Figure I-2 : Organigramme d'organisation de la DT

I-3 Flotte actuelle d'Air Algérie :

Air Algérie a acquis dans son histoire des aéronefs toujours à la pointe de la technologie pour répondre aux besoins de sa clientèle. La flotte (d'un âge moyen de 10.3 ans) de la compagnie aérienne nationale Air Algérie se compose comme suit :

- 5 avions passagers Airbus A330-200 (3 en commande) avec 15 sièges en 1ère classe, 30 sièges en classe Affaires et 192 sièges en classe Economique.
- 12 avions passagers ATR 72-600 (3 en commande) avec 70 sièges en classe Economique.
- 5 avions passagers Boeing 737-600 avec 16 sièges en classe Affaire et 85 sièges en classe Eco.
- 18 avions passagers Boeing 737-800 (8 en commande) avec 24 sièges en classe Business et 141 sièges en classe Eco.
- 3 avions passagers Boeing 767-300 (3 en commande) avec 24 sièges en classe Affaire et 229 sièges en classe Eco.
- 1 avion-cargo Lockheed L-100-30T (2 en commande).

I-4 Présentation De L'appareil Boeing 737 NG :

Boeing s'est vu retourner à la planche à dessin pour offrir à ses clients une nouvelle génération de 737 techniquement évoluée capable de répondre aux nouvelles exigences du transport commercial.

Le Boeing 737 est un avion très utilisé par les compagnies aériennes pour leurs vols domestiques et moyen-courrier. Depuis son premier vol le 9 avril 1967, le Boeing 737 a été décliné en 9 versions et produit en 5942 exemplaires (chiffres donnés par Boeing en février 2009), ce qui en fait l'avion le plus vendu au monde.

La première version du Boeing 737-100 a été exploitée commercialement par Lufthansa, le 10 février 1968. Produit en seulement 30 exemplaires, il sera vite remplacé par Boeing 737-200 offrant une plus grande capacité. Il s'agit de biréacteurs ((deux moteurs de type JT8D) (1144 ont été produits) un sous chaque demi-aile) ce dernier partage 60% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B727) cela été dans le but de limiter les coûts.

Le premier vol du Boeing 737-200 se déroulera le 8 août 1967 et son premier vol commercial sera opéré par United Airlines le 28 avril 1968 entre Chicago et Grand Rapids. Le 737-200 sera vendu en plus de 2000 exemplaires dont 865 737-200 Advanced.

Dans les années 1980 Boeing 737-200 décide de moderniser ses avions et une deuxième génération de 737 va être produite, les 737-400 et 500. près de 2000 avions de cette seconde génération de 737 équipées de réacteurs CFM56-3 plus moderne et plus économique.

Face à la montée en puissance d'Airbus au début des années 1990 et le succès de son A320 Boeing lance une nouvelle génération de son appareil moyen-courrier, le 737NG avec un cockpit moderne entièrement numérique et une nouvelle motorisation. Le Boeing 737 Next Generation sera décliné en 4 versions, le 737-600 ; 800 et 900.avec une voilure plus étendue et des moteurs plus efficaces, le Boeing 737 NG est en mesure désormais d'effectuer des vols capables de traverser le continent.

Le plus petit de ces avions de nouvelle génération et le Boeing 737-600, de même taille que le 737-500.

Il fera son premier vol le 22 janvier 1998 et sera exploité le 18 septembre 1998 par Scandinavian Airlines System.

Construit en 68 exemplaires le Boeing 737-600 sera vite remplacée par des appareils offrant une plus grande capacité, les 737-700 et 800 qui représentent aujourd'hui l'essentiel des commandes de Boeing 737 par les compagnies aériennes.

Le Boeing 737-700 avec sa capacité maximale de 149 sièges est le concurrent direct de l'Airbus A321.

Le 737-800 pouvant accueillir jusqu'à 189 passagers s'attaque à l'Airbus A320 tandis que le Boeing 737-900ER et ses 215 places maximales est en compétition avec l'Airbus A321. Le prix catalogue des Boeing des 737 varient de 50 à 85 millions de dollars selon les modèles.

La compagnie nationale du transport aérien (Air Algérie) compte à nos jours une vingtaine d'appareils de ce type ,15 de B737-800, 5 de B737-600 et 3 de B737-300.

I.4.1.Fiche Technique de B 737-800(NG) :

Type d'avion : avion de ligne

Constructeur : Boeing

Années du premier vol : 1997

Pays : Etats-Unis

I.4.2. Caractéristique De l'avion Boeing 737-800 (NG) :

Tableau 1 : Caractéristique De l'avion Boeing 737-800 (NG)

Spécifications	U.S.	Métriques
Vitesse Max	Mach 0.82	
Vitesse de Croisière	Mach 0.785 ou 477 Nœuds	853 k/h
Moteurs	CFMI CFM56-7	
Autonomie Maximale	5060 Nm	5665 km
Plafond Opérationnel	41000 Pieds	12497 m
Capacité en Carburant	6875 gallons	26020 L
Poids Max au Décollage	174200 livres	79010 kg
Longueur	125,5 pieds	39.5 m
Envergure	112,7 pieds	34.3 et 35.8
Hauteur	41,16 pieds	12,55 m
Passagers	162 / 189	

I.4.3. Autres caractéristiques du B737 NG :

- **Référence :**

Vitesse Max = 0.82 Mach ou 340 Kt

Turbulence = 0.76 Mach ou 280 Kt

- **Flaps ou Volets à l'atterrissage :**

1, 2,5 = 250 kt (suivant charge)

10 = 210 kt

15 = 200 kt

16 = 190 kt

30 = 175 kt

40 = 162 kt

- **Phase de décollage :**

Vitesse 80 kt, annoncer « 80 nœuds » (sortie de zone RTO, freinage d'urgence).

Vitesse 130 kt, annoncer « V1 » (délester la roue avant).

Vitesse 150 kt, annoncer « Rotation » (décollage).

A 10° d'inclinaison, annoncer « V2 ».

Taux de montée positif, rentrer le train d'atterrissage.

A 1000 pieds, rentrer les volets progressivement.

Vitesse 250 kt jusqu'à 10000 pieds.

A 10000 pieds couper phases d'atterrissage.

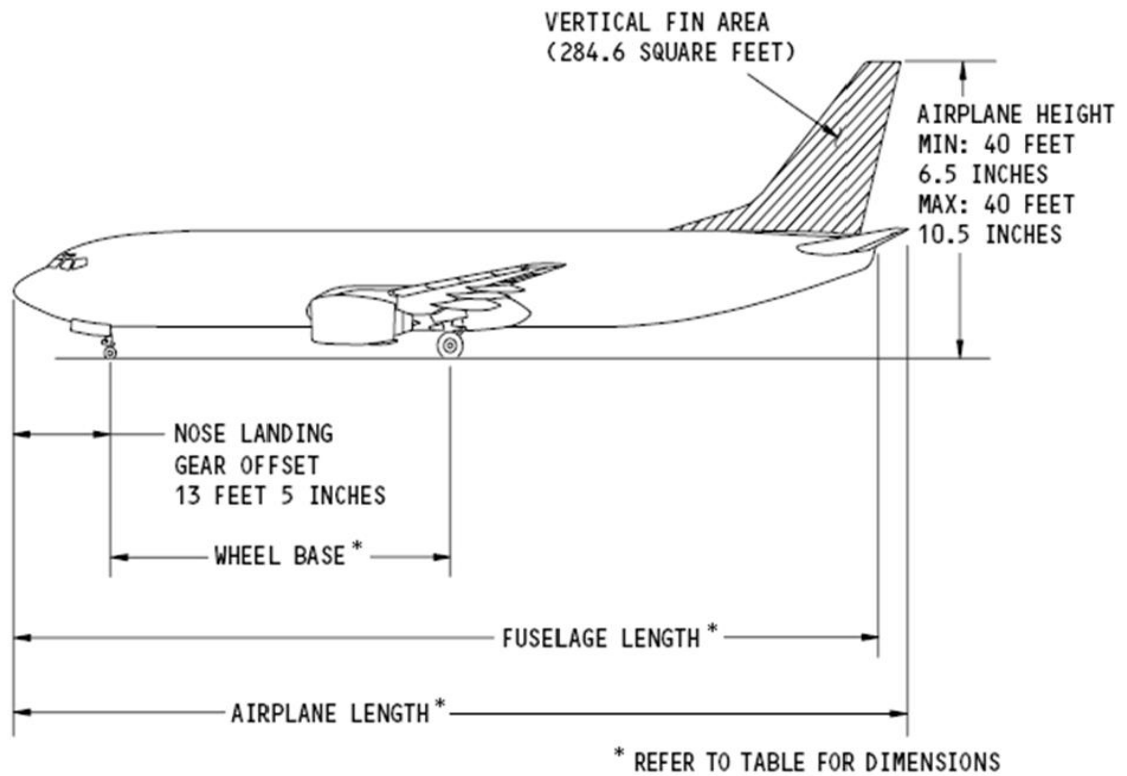


Figure I.3 : les dimensions du Boeing 737-800.

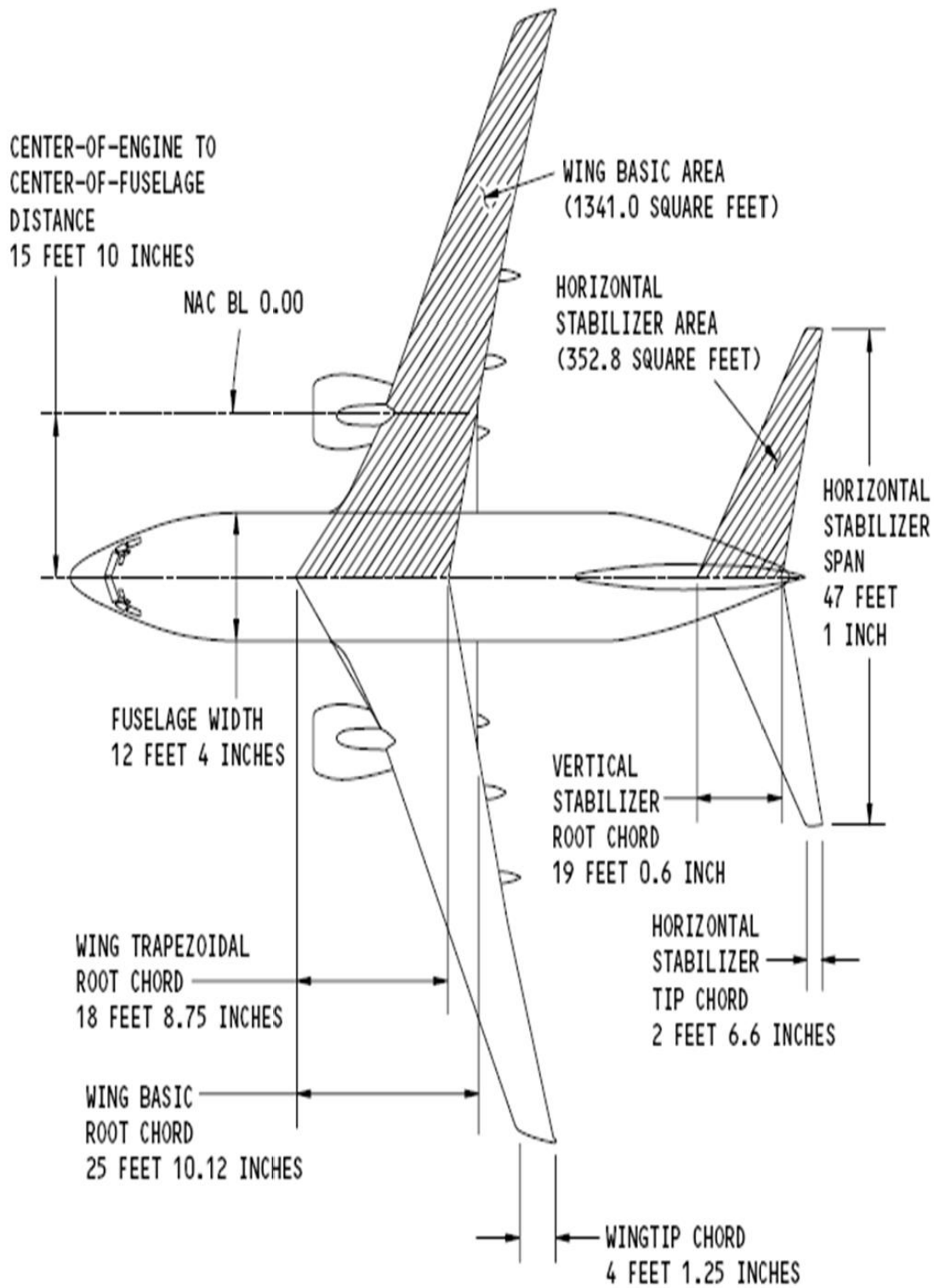


Figure I.4 : les composantes externe du Boeing 737-800.

I.4.4.l'emplacement des antennes :

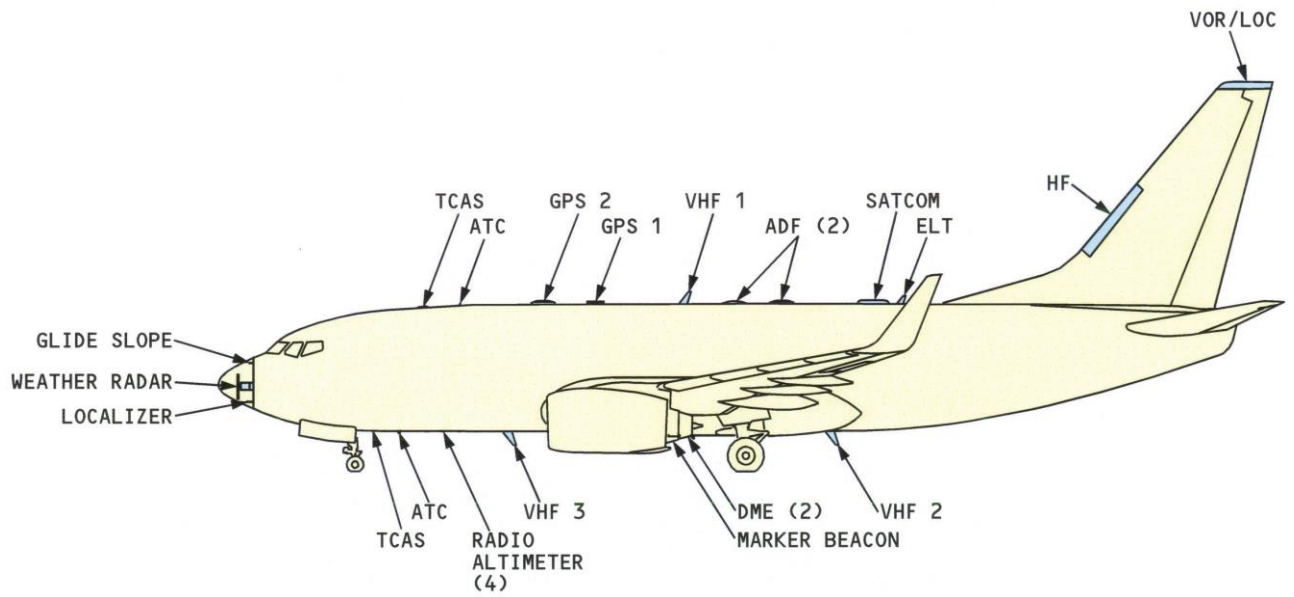


Figure I-5 : l'emplacement des antennes avion Boeing 737

Introduction

Le principal problème de navigation, à connaître à chaque instant la position et l'altitude de l'avion, n'a obtenu jusqu'à présent aucune solution général, les systèmes de navigation sont toujours limités, aussi bien en portée qu'en précision. La plupart de ces systèmes font des mesures à bord de l'avion et fournissent plus d'indépendances au pilote.

La navigation permet à l'équipage de savoir <<où il se trouve>> (dans les quatre dimensions : latitude, longitude, altitude et le temps) et << par où aller>> pour arriver à la destination suivent la route désirée et à l'heure prévue.

Naviguer ne signifie pas simplement se repérer dans l'espace à un instant donné, mais c'est conduire un avion d'un point à un autre en prévoyant la trajectoire futur et en effectuant les corrections nécessaires pour rejoindre la bonne trajectoire souhaitée.

Pour naviguer on utilise deux techniques :

- la navigation à l'estime, totalement autonome, elle ne fait appel à aucune aide extérieure.
- la navigation observée, utilisant des moyens extérieure à l'avion ; observation du sol (navigation à vue), moyen radioélectriques (radionavigation) ou les astres (navigation astronomique).

II.1. Radionavigation :

La radio navigation est un système équipé de récepteur permettant le positionnement de l'avion par rapport à des balises se trouvant au sol. Le principal problème de navigation, connaître à chaque instant la position et la hauteur de l'avion, n'a obtenu jusqu'à présent aucune solution général, les systèmes de navigation sont toujours limités, aussi bien en portée qu'en précision. La plupart de ce système font des mesures à bord de l'avion et fournissent plus d'indépendance au pilote.

Nous distinguons cinq systèmes de navigation qui sont :

VOR : utilise les très hautes fréquences **VHF**

ADF : utilise les moyennes fréquences **MF**

DME : utilise les très hautes fréquences **VHF**

ILS : utilise les très hautes fréquences **VHF**

Radio Altimètre : utilise les fréquences **SHF**

II.1.1 Le VOR :

II.1.1.1 Définition :

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

II.1.1.2 Principe de fonctionnement du VOR :

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

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

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

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

II.1.1.2.1 Signal de position :

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

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

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

II.1.1.2.2 Signal de référence :

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

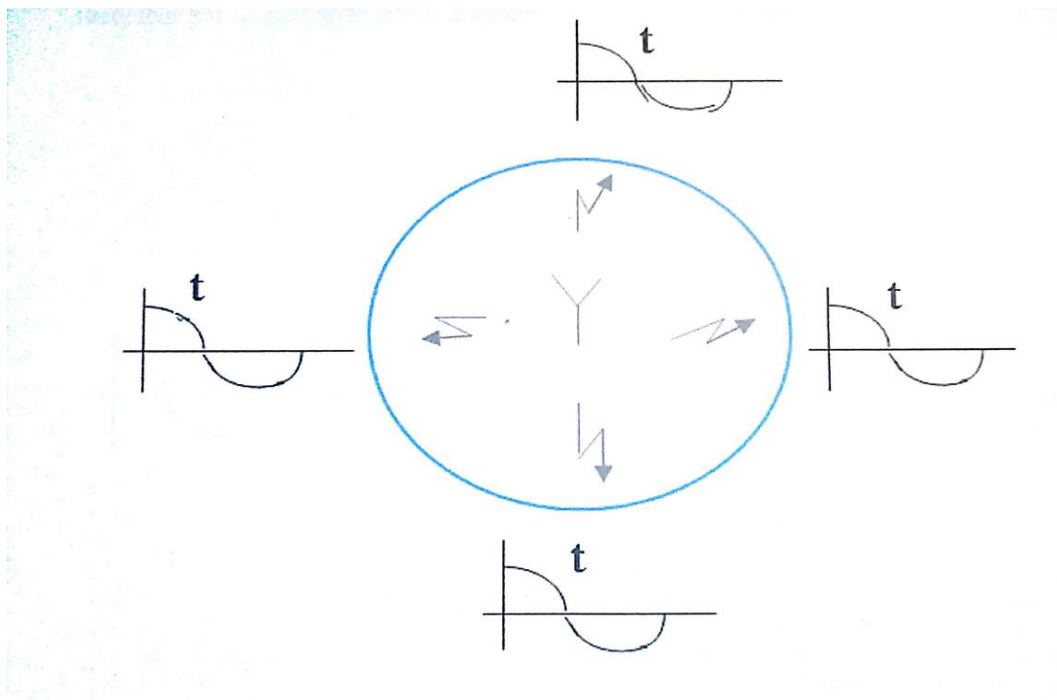


Figure II-1 : Diagramme de rayonnement du signal de référence.

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

II.1.1.2.3 Composition des deux signaux :

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

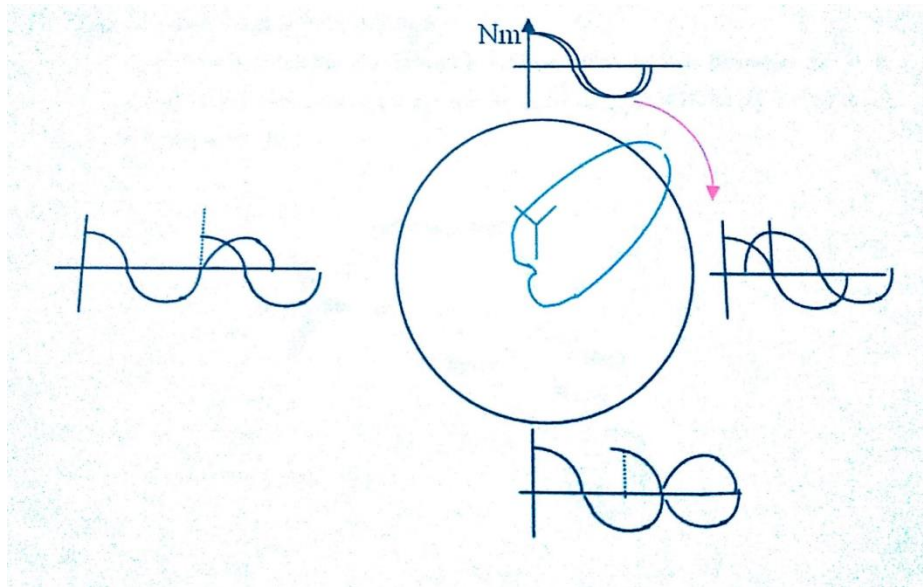


Figure II-2 : Comparaison des phases du signal VOR.

II.1.1.3 Avantages /Inconvénients :

II.1.1.3.1. Avantage :

- insensible aux orages et perturbations magnétique.
- précession correcte (+ ou - 1°).
- les indications de l'instrument ne sont pas liées au vent.

II.1.1.3.2. Inconvénients :

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

II.1.2 L'ADF :

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

C'est quoi un NDB et un LOCATOR ?

*- Le NDB << non directionnal beacon >>, est une balise de forte puissance émettant un signal dans les basses et moyennes fréquences (200 à 420 KHz). Sa portée est d'environ 200 Nm.

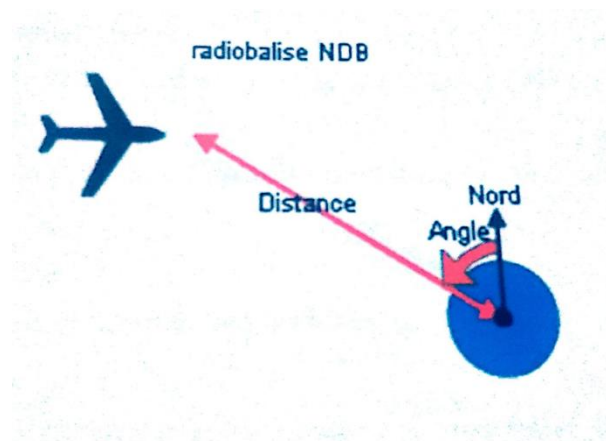


Figure II-3 : Angle fourni par NDB

*- LOCATOR est aussi une balise de faible puissance émettant un signal dans les basses fréquences (200 à 420 KHz) et sa portée est d'environ 25Nm.

II.1.2.1. Définition de l'ADF :

Ce système permet de donner la direction de la station sol (ADF) et l'afficher sur indicateur RMI (Radio Magnetic Indicator). Il affiche sur l'indicateur RMI l'angle donné par le récepteur ADF sur avion, il 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 porteuses modulées en AM. La figure II-4 explique les branchements et les indications.

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

II.1.2.2. Avantages et Inconvénients :**Avantages :**

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

Inconvénients :**- Sensibilité aux orages :**

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

- Effet côtier :

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

- Erreur de roulis :

Erreur de l'antenne réceptrice pendant les virages.

- Effet de nuit :

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

- Effet de montagne :

Réflexion de déviation des signaux.

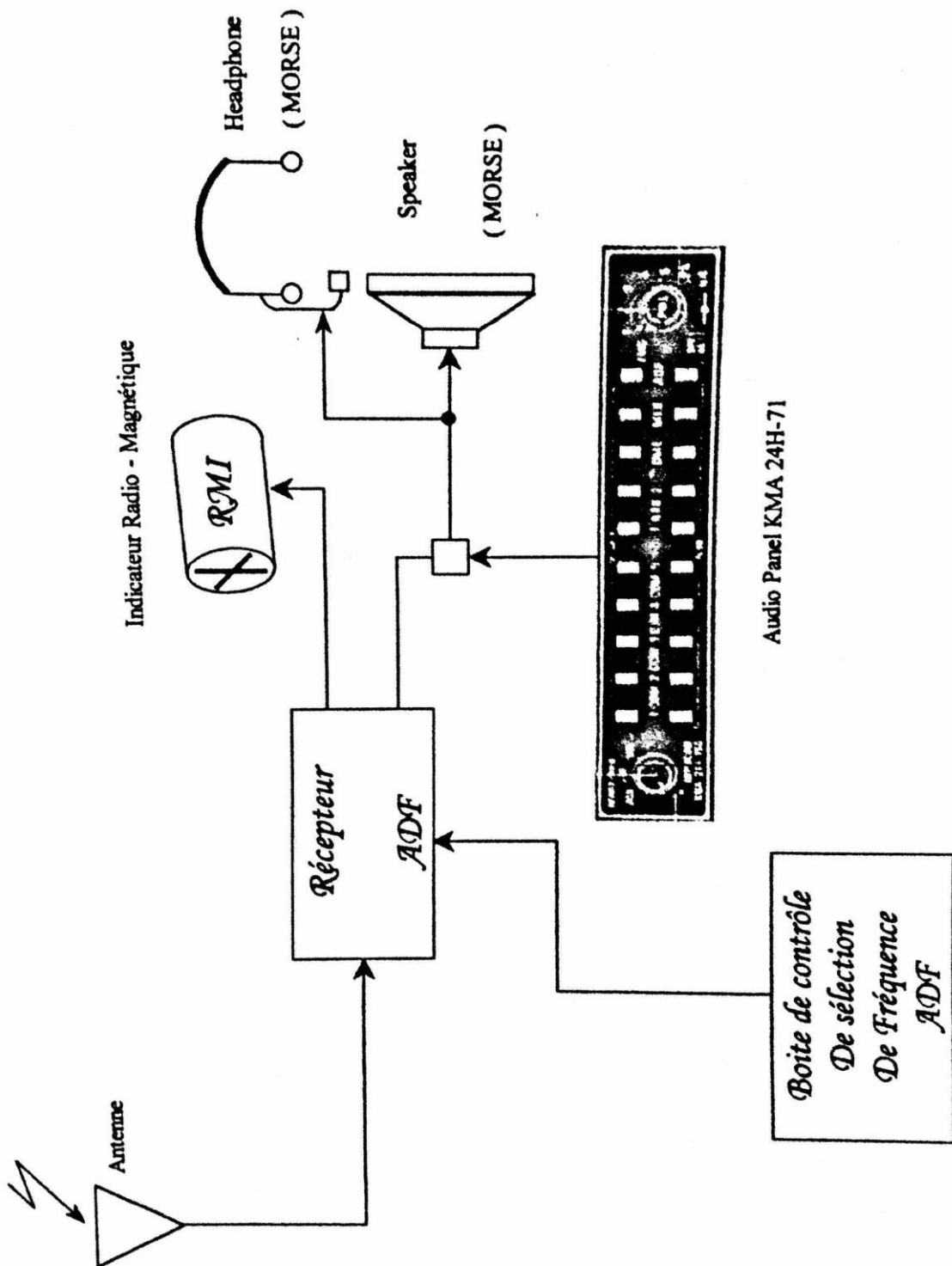


Figure II-4 : Système ADF

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

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

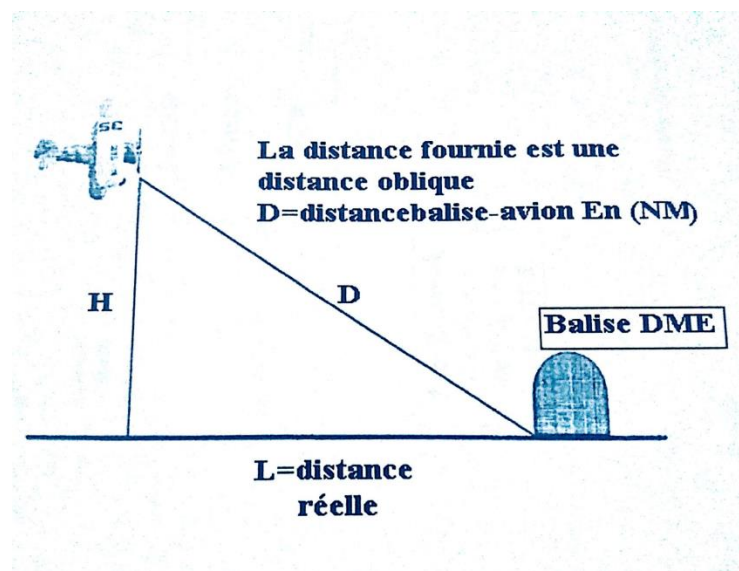


Figure II-5 : Distance fourni par la balise DME

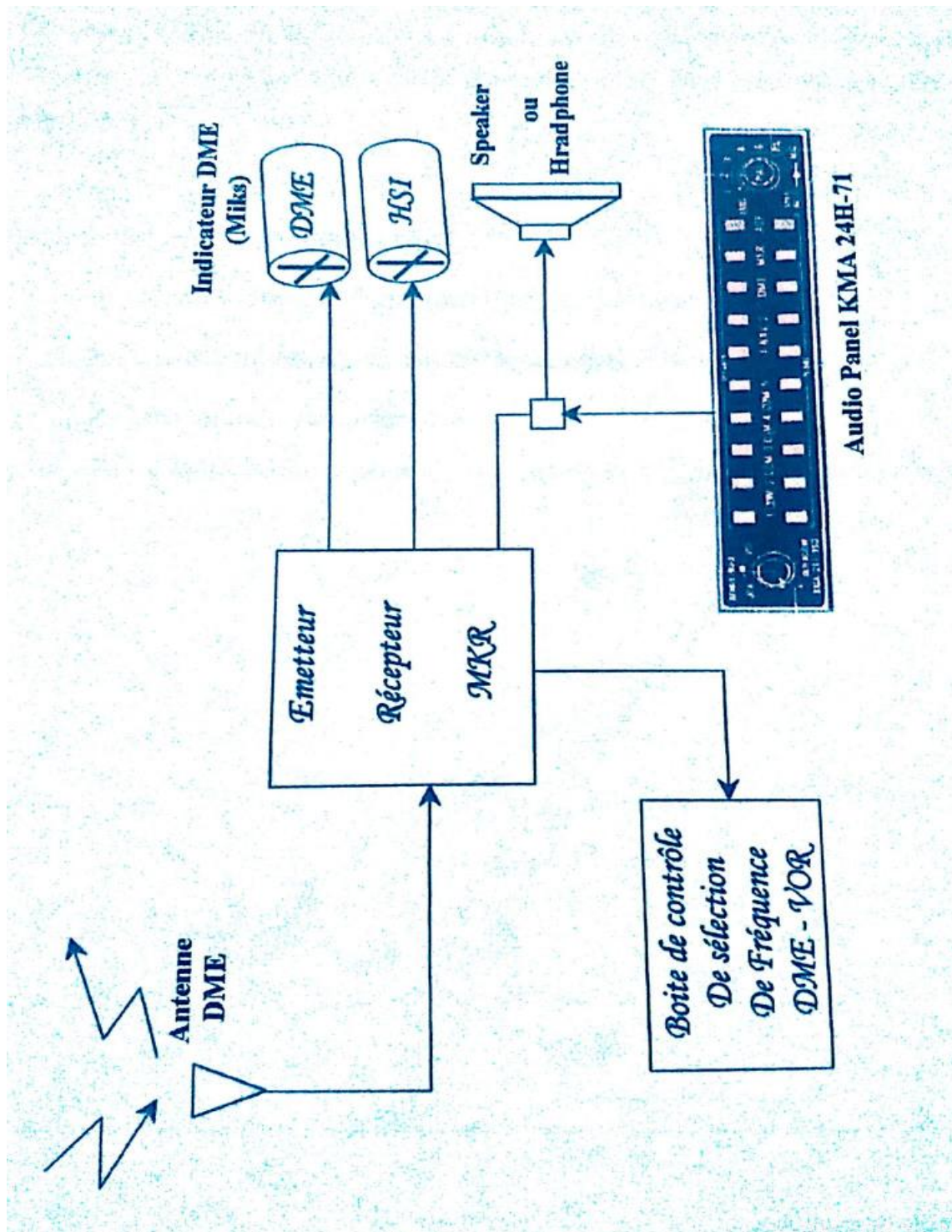


Figure II-6 : Système DME

II.1.4. Le system d'atterrissage aux instruments (ILS) :

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

Il comprend (voir figure ci-dessous) :

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

II.1.4.1 Théorie de Localizer :

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

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

II.1.4.1.1 Principe de fonctionnement du Localizer :

a. Emission :

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

b. Réception :

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

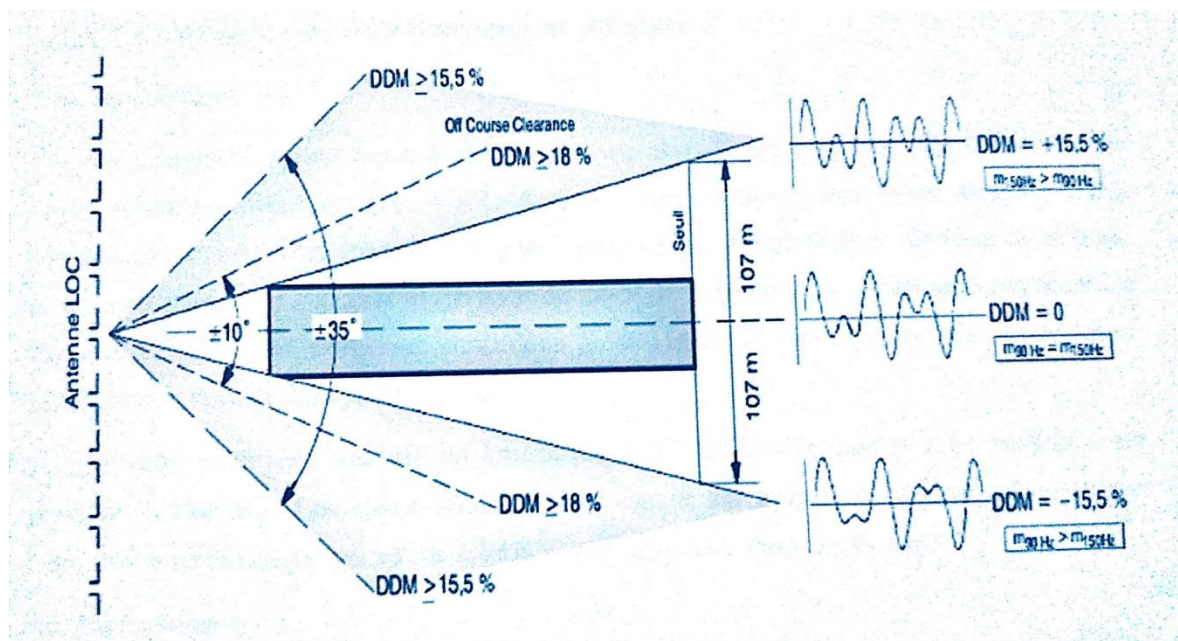


Figure II-8 : Valeurs caractéristiques Loc

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

II.1.4.2. Théorie du Glide :

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

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

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

II.1.4.2.1 Principe de fonctionnement du Glide :

a. Emission :

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

Le lobe supérieur modulé en amplitude à 90 Hz tandis que le lobe inférieur est modulé à 150 Hz. Les deux signaux sont égaux en amplitude tout au long d'une trajectoire de descente qui va de 2.5° à 3° par rapport à l'axe de la piste.

b. Réception :

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

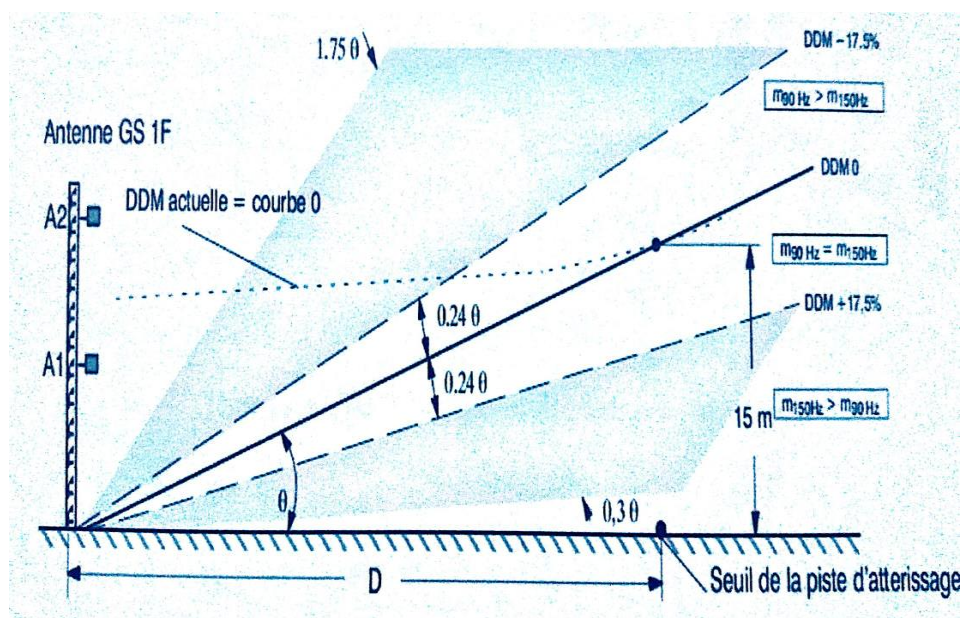


Figure II-9 : Valeurs caractéristiques G

II.1.4.3. Les radio bornes (Markers) :

Ils existent trois balises utilisées dans le système ILS (OM-MM-IM). Ces balises sont reçues à bord sur un récepteur spécial pré-réglé 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 indication visuelle fournies par des voyants de couleurs différentes pour chacune des radio bornes.

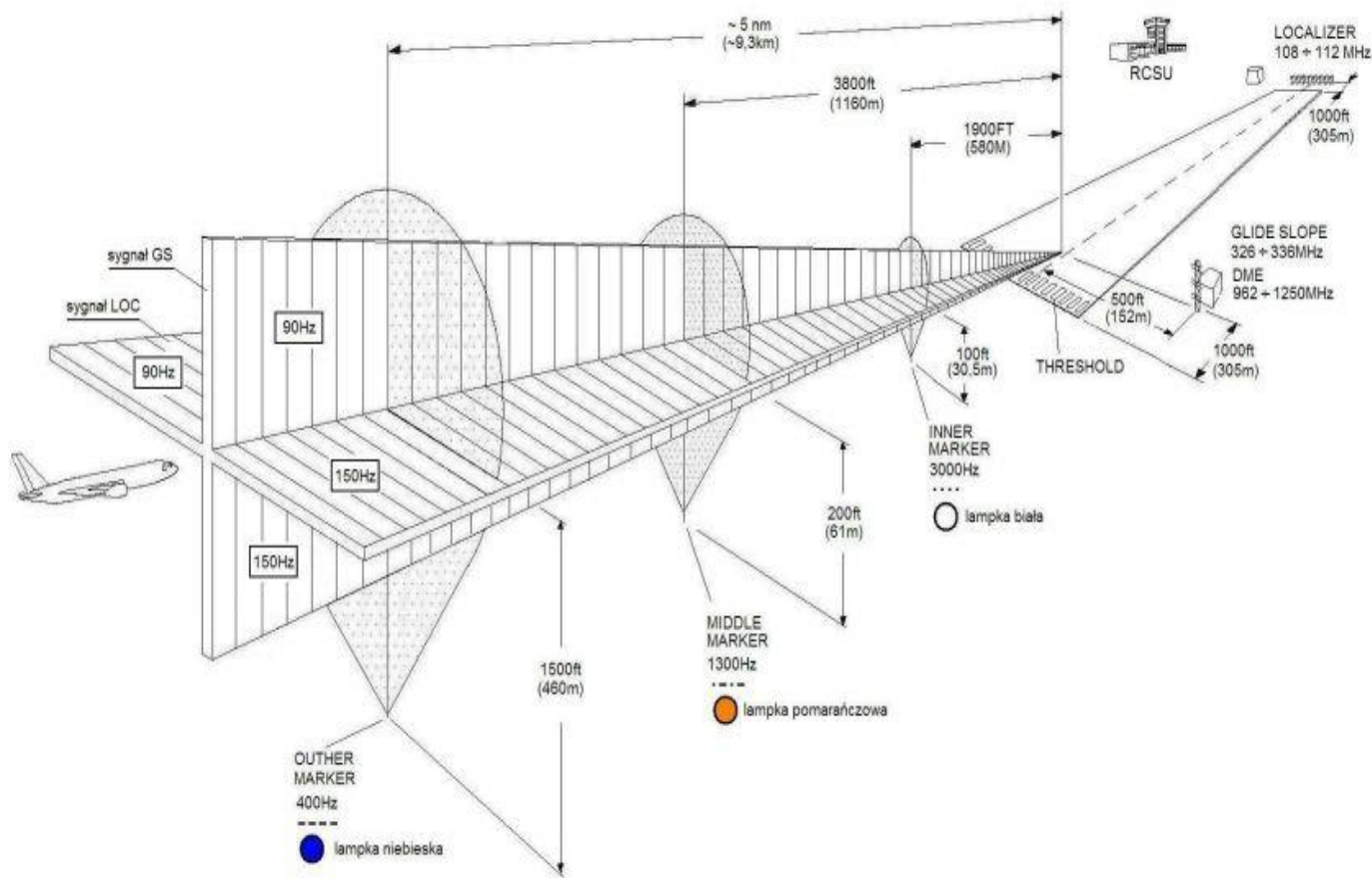
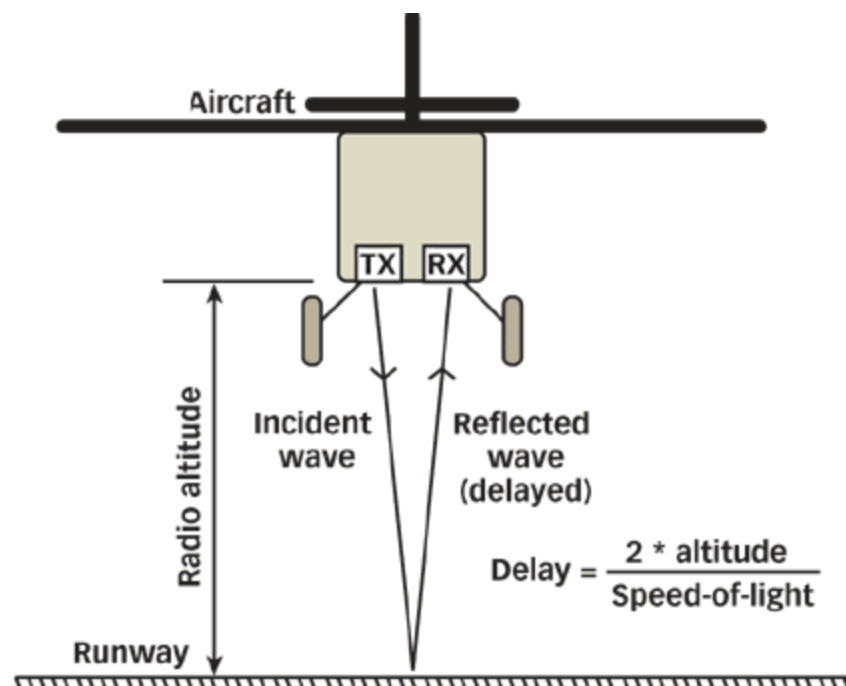


Figure II-10 : principe radio borne(Markers)

II.1.5. Radio Altimètre :

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



1. A radio altimeter uses separate transmitter and receiver to differentiate received reflected waves from the original transmitted waves.

Figure II-11 : Principe de Radio Altimètre

II.2 Equipement de sécurité :

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

II.2.1 Le système (ATC Air Traffic Control) :

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

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

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

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

II.2.3. Les systèmes (TCAS Traffic Alart and Collision Avoidance system) :

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

II.2.4. Les systèmes GPWS (Ground Proximity Warning System) :

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

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

Introduction

Le concept du premier GPWS a été mis en œuvre par la SAS (scandinavian airline system) c'est la conséquence d'un crash qui s'est produit en 1974 un Boeing 727 d'une compagnie aérienne perdre le contrôle à 50 pieds de la piste alors qu'il entreprenait son atterrissage à l'aéroport de Washington ce crash a coûté la vie de 100 personnes depuis ce terrible accident la fédération américaine a imposé l'installation de GPWS sur toutes les appareils sur plusieurs pays ont suivis cette démarche quelques années plus tard.

Le premier système GPWS qui a été installé sur les avions depuis 1974, comportent de nombreux son d'alertes en fonction de diverses situations de vol. Ils possèdent cinq 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 entrant les flaps (volets) entrants.

Mode 5 : descente au-dessous du glide slope.

Ces modes sont actives automatiquement dans le GPWS computer. Avec le développement technique de la sécurité aéronautique surtout ce qui concerne les systèmes électroniques un dispositif plus évolué appelé ENHANCED-GPWS ou E-GPWS est devenu aujourd'hui disponible doté d'une base de données géographique qui permet de détecter l'état de terrain à l'avant de l'appareil.

Il est ainsi agrémenté par des informations provenant du : GPS, Radio-altimètre, Centrale de cap et de verticale, de la centrale aérodynamique, ainsi que le système de radionavigation.

Ce système provoque une alarme auditive et visuelle si l'avion se rapproche trop du sol.

Le GPWS est considéré parmi les plus importants systèmes de sécurité embarquée sur l'avion vue l'apport considérable.

Dans la diminution du nombre du crash depuis son installation.

III.1. Description générale de l'E-GPWS :

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

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

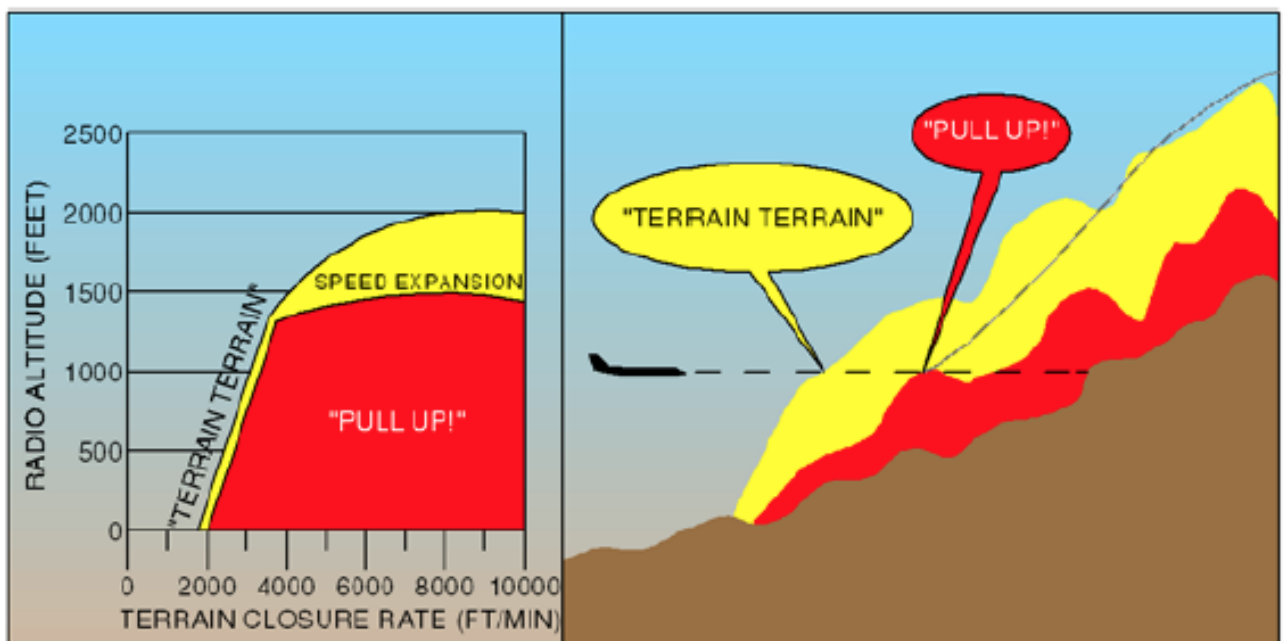


Figure III-1: Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS)

Le GPWS donne aux pilotes des avertissements auditifs et visuels des conditions peu sûres.

Les avertissements continuent jusqu'à 2450 pieds au-dessus de la terre.

III.2. Evolution du système EGPWS :

Dans la première génération d'équipements EGPWS le pourcentage d'accidents aéronautiques de type CFIT est resté élevé, essentiellement, pour les raisons suivantes :

- Alerte de proximité sol dans les temps mais l'équipage a réagi trop tardivement ou n'a pas réagi à cause d'une désensibilisation de l'équipage résultant du taux trop élevé de fausses alertes, principalement dues à une prédiction de risque de collision à chaque fois que le terrain commence à monter sous l'avion de façon dangereuse ou non ;
- Alerte de proximité sol tardives voire manquantes dues au principe de la détection des risques de collision avec le sol par une radiosonde regardant sous l'avion et non au devant de l'avion ;
- Alerte de proximité sol manquante par suite d'une réduction temporaire par l'équipage, de la sensibilité de l'équipement GPWS en vue de limiter les fausses alarmes. C'est le cas généralement des accidents intervenant au cours d'une approche finale d'un terrain d'atterrissage.

Le besoin d'améliorer ces équipements GPWS d'alerte sol de première génération s'est donc rapidement fait sentir, la voie suivie a été celle d'augmenter les informations prises en compte par les équipements d'alerte sol concernant le terrain situé au-devant et sur les cotés de la trajectoire prévisible à court terme de l'aéronef. Ils ont également amélioré ceci en intégrant une corrélation entre la position avion et la base de données terrain mondiale qui est embarqué dans ce système. C'est l'EGPWS dit aux Etats-unis TAWS, ceci se traduit par la présentation d'une image de terrain au pilote et d'alerte visuelles et sonores.

Ces systèmes remplissent en plus des fonctions GPWS habituelles les fonctions additionnelles d'alerte prédictive de risques de collision avec le relief et/ou des obstacles au sol dite FLTA, (Predictive Forward-Looking Terrain Collision Awareness and Alerting) et de descente prématurée dite PDA (Premature Descent Alerting). Ces fonctions FLTA et PDA consistent à avertir l'équipage par des pré-alertes ou des alertes opportunes chaque fois qu'un vol maîtrisé présente une situation de risque de collision avec le terrain.

Le pilote peut ainsi éviter le CFIT par une manœuvre d'évitement « Pull Up » signifiant évitement vertical. Ces fonctions peuvent selon l'implantation être regroupées en un seul mode dit CPA (Collision Prediction and Alerting) signifiant mode de prédiction et d'alerte.

Donc l'EGPWS assure les fonctions de prédictions de trajectoires, l'affichage cartographique du terrain comportant l'indication du risque de collision et d'alertes sonores en cas de risque de collision.

III.3. Constitution du système EGPWS :

L'EGPWS se compose des éléments suivants (Figure III.2) :

- Les deux hauts parleurs.
- Les deux boutons témoins ambres « BELLOW G/S ».
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM (Enhanced Ground Proximity Warning Module).
- Le calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC (Enhanced Ground Proximity Warning Computer).
- Le module de commutateur de programme (PIN Program)
- Le relais 745 du radar terrain/météo (TERR/WXR relays)
- Le relais 746 du radar terrain/météo (TERR/WXR relays)

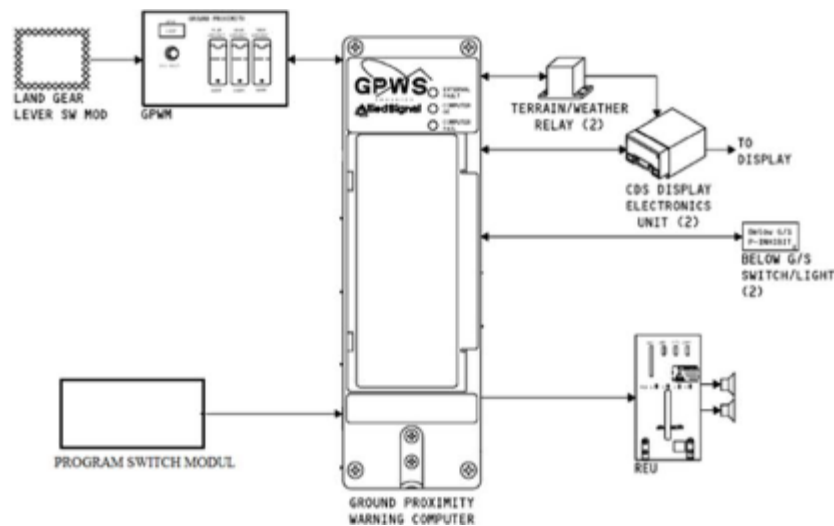


Figure III-2: Schéma synoptique représentant les composants de l'EGPWS

III.3.1. Localisation et description des équipements constituant le système EGPWS :

Les composants qui constituent l'EGPWS se situent dans des emplacements différents dans l'avion : ceux qui sont placés dans le poste de pilotage, dans la soute électronique...etc

III.3.1.1. Emplacement et description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage :

III.3.1.1.1. Emplacement des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage :

Les composants de l'EGPWS qui existent dans le cockpit se localisent comme l'indique la figure (Figure III-3).

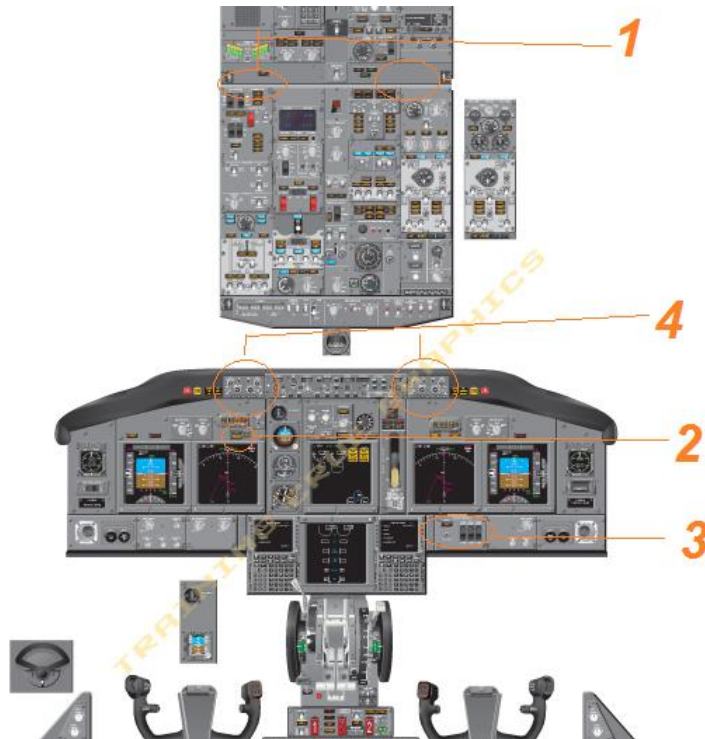


Figure III-3: Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit

Les composants qui existent dans le poste de pilotage sont :

- 1- Deux hauts parleurs
- 2- Deux boutons témoins ambres « BELLOWS G/S »
- 3- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM

III.3.1.1.2. Description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage :

1. Les deux hauts parleurs :

Les hauts parleurs sont branchés avec l'EGPWS à travers le REU (Remote ELECTRONIC UNIT) .Ils fournissent des avertissements générés électroniquement par l'EGPWS et on cite quelques un :

-« WHOOP-WHOOP-PULL-UP »

-« TERRAIN, TERRAIN »

-TOO LOW TERRAIN

2. Deux boutons témoins ambres « BELLOWS G/S »

Ils sont placés sur le tableau de bord respectivement aux P1 et P3

Les boutons témoins « BELLOW G/S » ont deux fonctions :

-Elles s'allument en clignotant pour avertir l'équipage que l'aéronef est en dessous de la trajectoire du Glideslope pendant le mode 5.

-Pour désactiver le mode 5, il suffit d'appuyer sur l'un de ces boutons témoins.

3-Module d'avertissement de proximité sol EGPWM :



Figure III.3.3: EGPWM

Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM est l'interface entre l'équipage et l'EGPWS, Il contient les éléments suivants :

a. Une lampe témoin ambre « GPWS INOP » :

Elle s'allume dans le cas suivant :

-Le mauvais fonctionnement de l'EGPWS

-Le manque de l'une des entrées critiques de l'EGPWC (INPUT)

-Si l'EGPWC ne peut pas calculer les conditions Windshear (Effet de cisaillement de vent).

-Pendant un autotest de l'EGPWC.

b. Bouton poussoir test :

Le bouton de test permet de faire un autotest de l'EGPWC au niveau du poste de pilotage. Il démarre l'autotest (Self Test) du calculateur EGPWC en annonçant séquentiellement les six niveaux d'alertes et si un des tests ne passe pas la lampe INOP de l'EGPWC reste allumé.

c. Un interrupteur surpassement volets :

Lorsqu'on veut faire une approche terrain ou un atterrissage avec des volets partiels, à ce moment on met l'interrupteur sur la position INHIBIT pour simuler la condition « FLAPS Down » et par conséquence on inhibe l'alerte sonore « TOO LOW FLAPS » du mode 4B.

d. Un interrupteur surpassement trains :

Lorsqu'on veut faire une approche avec trains rentrés, on met l'interrupteur sur la position INHIBIT pour simuler la position trains sortis et par conséquence l'alarme sonore « TOO LOW GEAR » du mode 4A est purement éliminée.

e. Un interrupteur surpassement terrain :

Quand on met l'interrupteur sur la position INHIBIT la fonction de rafraichissement d'affichage de l'image terrain TCF (Terrain Clearance Floor) et la fonction d'avertissement terrain TA (Terrain Awareness) sur les écans de navigation (ND's) sont inhibées ainsi que les alarmes sonores et visuelles de TCF et TA sont éliminées ; le message terrain inhibé « TERR INHIBIT » s'affiche ambre sur les deux écrans de navigation (ND's).

4- 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 le EGPWS sont : (Figure III-2)

- Commutateur de la carte du TERR.
- Sélecteur de mode de ND.
- Sélecteur de chaine ND.

4. 1-Commutateur de la carte ERR :

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

4. 2-Sélecteur du mode ND :

Le ND (Navigation Displays) peut être affiché souvent en quatre modes différents :

- L'index d'écarts de mode APP (approche).
- L'index d'écarts de mode VOR.
- L'index d'écarts de mode MAP.
- Mode centré du MAP.

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

4. 3-Sélecteur de chaîne de ND :

Sur la boîte de commande EFIS il y'a un sélecteur à 8 positions pour sélectionner l'échel qui peut être de 5, 10, 20, 40, 80, 160, 320 ou 640 NM. (Figure III-2)



Figure III-2 : EFIS Control Panel

III.3.1.2. Description et emplacement des composants de l'EGPWS dans la soute électronique:

Avant de montrer les composants de l'EGPWS dans la soute électronique, on donne une idée sur la localisation et l'architecture de cette dernière dans un Boeing 737 NG.

La soute électronique est localisée sur la partie ventrale avant la roulette de nez (**Figure III.3**).

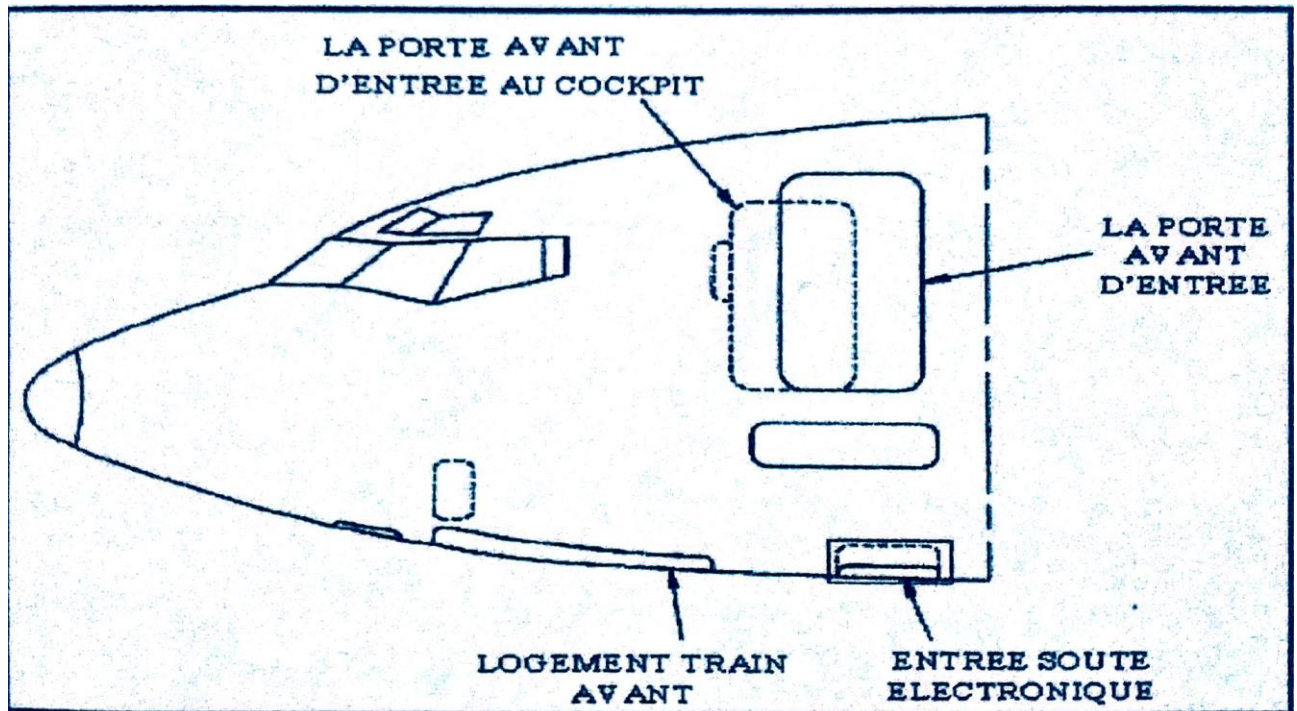


Figure III.3: Localisation de la soute électronique dans l'avion

1. Emplacement de l'EGPWC et du PIN Program :

Ils sont placés sur le compartiment E1 de la soute électronique sur l'étagère E 1-1.

1.1. Ground proximity-warning computer (EGPWC):

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

Sa face avant, comprend trois LED qui montrent s'il y'a pannes internes ou externes. Il contient aussi un bouton poussoir pour le self test. En appuyant sur le sefl-test, on permet d'accéder aux six modes du self-test.

Les fautes sont annoncées par des haut-parleurs ou à travers le casque qui se bronche à la jack qui se trouve au-dessous du bouton test.

La logiciel opérationnel du computer et sa base de données des terrains, peuvent etre mises à jours pour un téléchargement d'un Pc à travers une carte introduite dans le slot de l'interface PCMCIA, sur la face avant du module, et le téléchargement se feras par l'intervention de l'opérateur. Il y'a

quatre états LED qui montrent la progression des transferts des données. Une carte vierge doit être utilisée pour charger l'historique des fautes (pannes) enregistré dans le GPWS.

1.1.1-Description physique :

Le GPWC est un ARINC standard 600, 2 MCU, avec des dimensions de 2.4 pouces de largeur, 7.9 pouces de hauteur, et de 14.3 pouces de longueur. Il est alimenté par une tension alternative de 115 volts AC. Ayant une fréquence de 400 HZ, le GPWC à aussi besoins d'une tension 28 volts DC continue.

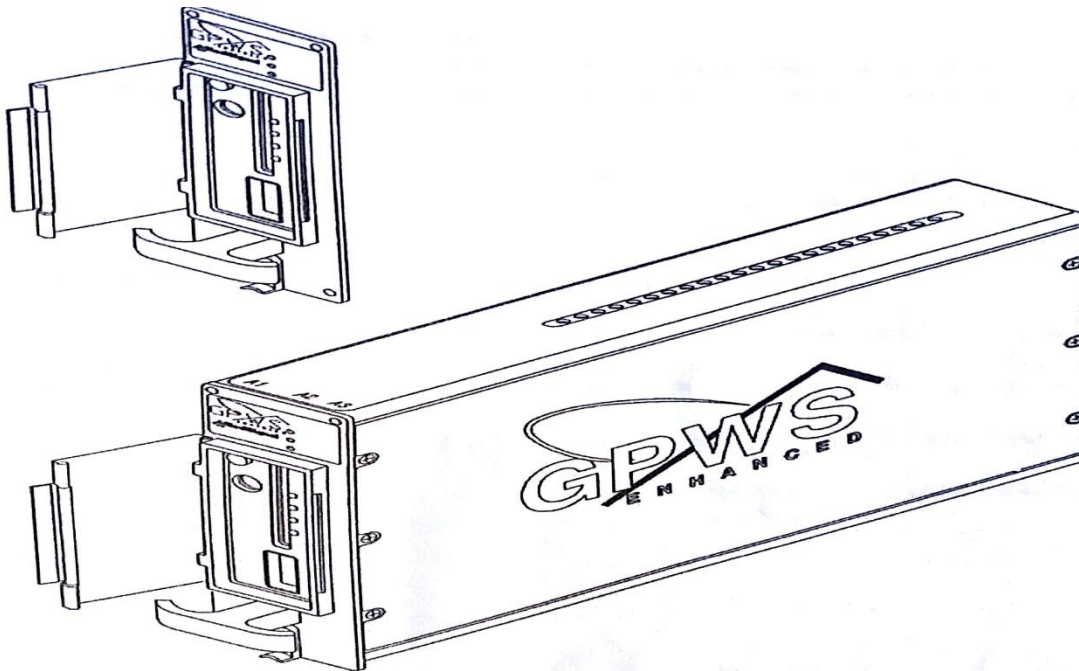


Figure III.4: Enhanced Ground proximity warning computer (EGPWC)

1.1.2-Face avant de l'EGPWC :

La face avant du EGPWC à trois status LED d'état et une porte.

- **LED External Fault:** s'allume amber en cas de panne extérieure à l'EGPWC, veut dire l'une des entrées fait défaut (n'arrive pas).
- **LED Computer OK:** s'allumé vert, et reste allumé tant que l'EGPWC fonctionne correctement.
- **LED COMPUTER FAIL:** s'allumée rouge, reste allumé en cas de panne interne du calculateur.

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

- **SELF-TEST swich-** pour commencer un test du GPWS.

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

Description du PIN Program :

Est une petite boîte fixée sur l'étagère E1-1, contient plusieurs micro switch (micro interrupteurs) câblés et positionnés de tel sorte à donner un mot binaire indiquant à l'EGPWS les informations suivantes :

- Le type de l'avion.
- Les annonces de mode 6.
- Le volume d'écoute haut ou bas.

III.4.Weather relay (relais de météo) :

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

Il y'a deux relais TERR/WXR, qui sélectionne la donnée à afficher sur chaque ND. Les données WXR et GPWC sont transmises sous forme ARINC 453. Les deux relais généralement sont alimentés par une source de 28 volts DC de panneau du disjoncteur P18.

III.4.1.commande de relais :

En appuyant sur le bouton WXR qui se trouve sur la boîte 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.

III.4.2. Moniteur des relais :

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

Quand les relais sont en position terrain, le moniteur de GPWS donne une tension de 28 Volts DC.

III.5. Les entrées du EGPWS :

L'EGPWS emploie des entrées (unités) pour calculer les conditions d'avertissement.

- Module d'avertissement de proximité du sol (GPWM) Ground Proximity Warning Module.
- Radio-altimètre (RA).
- Flight Management Computer (FMC).
- Système de gestion du vol.
- Air DATA Inertial Reference Unit (ADIRU) Système à inertie de référence des données aérienne.
- Multi mode receiver (MMR) récepteur à plusieurs modes de fonctionnement.
- Stall Management Yaw Damper (SMYD) Amortisseur de lacet et gestion de décrochage.
- Weather Radar (WXR) (Radar météo).
- Display electronics unit (DEU) Unité électronique d'affichage.

III.6. Les interfaces analogiques et digitales du système EGPWS :

III.6.1. Les Interfaces Analogique :

Figure III.5 présente les différentes interfaces analogiques de GPWC qui sont utilisés lors du fonctionnement.

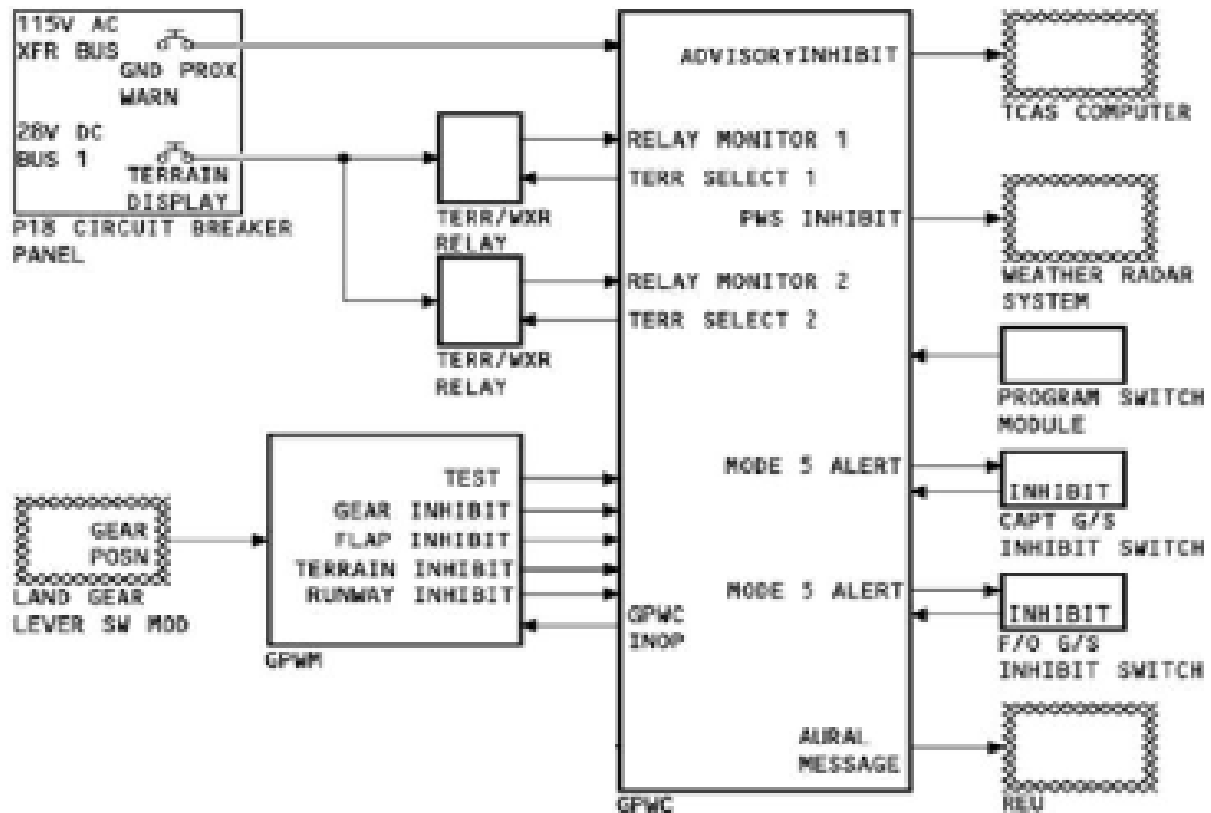


Figure III.5: Interfaces Analogique

III.6.2. Les Interfaces Digitales (numériques) :

Le GPWC se connecte avec d'autres systèmes d'avion sur des bus de données d'ARINC 429. Les interfaces numériques qui sont connectés avec le GPWC sont (Figure III.6) :

- Unité de référence à inertie gauche et droite de données aériennes.
- Radio altimètre 1 et 2.
- Multi-mode receveurs 1 et 2.
- Flight management computer 1 et 2 (ordinateur de gestion des paramètres Vol).
- Stall management yaw damper 1 et 2 (amortisseur de lacet de gestion de décrochage).
- Display Electronics unit 1 et 2 (DEU).
- Panneau de commande de mode DFCS.

- Weather radar (WXR) (radar météo).
- Terrain/Weather relays.
- Flight data acquisition unit (FDAU) Unité d'acquisition des données de vol.

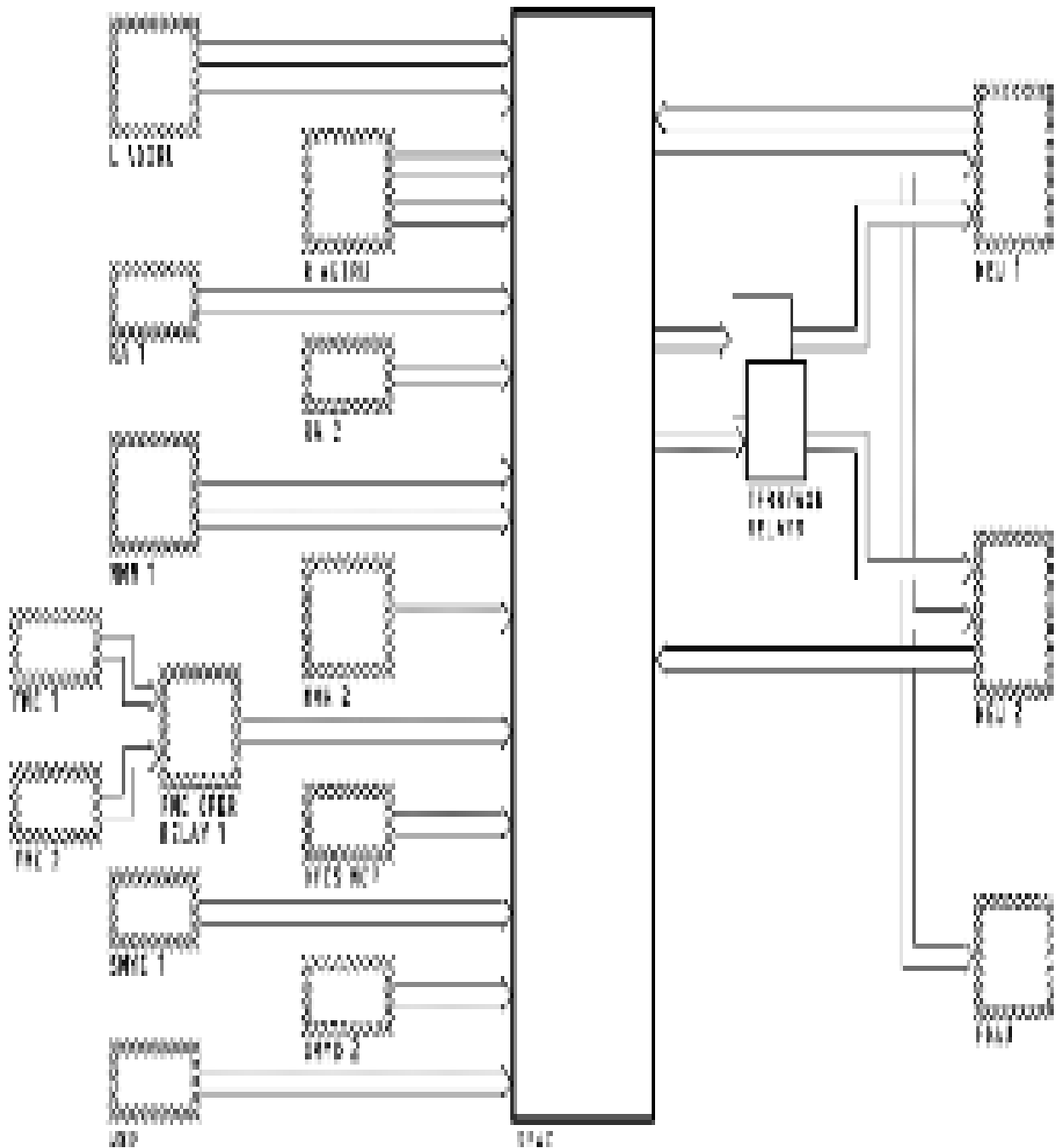


Figure III.6 : Interfaces Digitales (numériques).

IV. Introduction :

Le système d'avertissement de proximité sol EGPWS comprend un calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC, un module d'avertissement de proximité sol EGPWM, les deux relais et d'autres composants.

L'EGPWC est un considéré comme le composant principal de l'EGPWS, il est programmé pour changer des données avec les autres éléments constitutifs de systèmes :

- Les relais du radar terrain / météo (2 relais)
- L'interrupteur surpassement trains < Graer Inhibit Switch > de l'EGPWM
- L'interrupteur surpassement volets < Flaps Inhibit Switch > de l'EGPWM
- L'interrupteur surpassement terrain < terrain Inhibit Switch > de l'EGPWM
- Le bouton poussoir test l'EGPWM
- Les deux boutons témoins < BELLOW G/S >
- La lampe INOP de l'EGPWM

Et avec ces divers systèmes de l'avion qui servent comme interface avec l'EGPSWS :

- Le capteur de proximité de l'unité électronique PSEU (Proximity Switch Electronic Unit)
- Le module de commutateur de programme PIN Program
- L'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRU (Air Data Inertiel Reference Unit)
- La radio altimètre RA (Radio Altimeter)
- Le récepteur multi mode MMR (Multi Mode Receiver)
- Le calculateur de gestion de de vol FMCS (Flight Management Computer)
- Le Mode Control Panel MCP de DFCS (Digital Flight Control System)
- Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD (Stall Management Yaw Damper)
- Le radar terrain / météo TERR/WXR (Terrain/Weather radar system)
- L'unité d'affichage électronique DEU (Display Electronic Unit)
- L'unité d'acquisition de donnée de vol FDAU (Flight Data Acquisition Unit)
- Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS (Traffic And Alerte Collision Avoidance System).

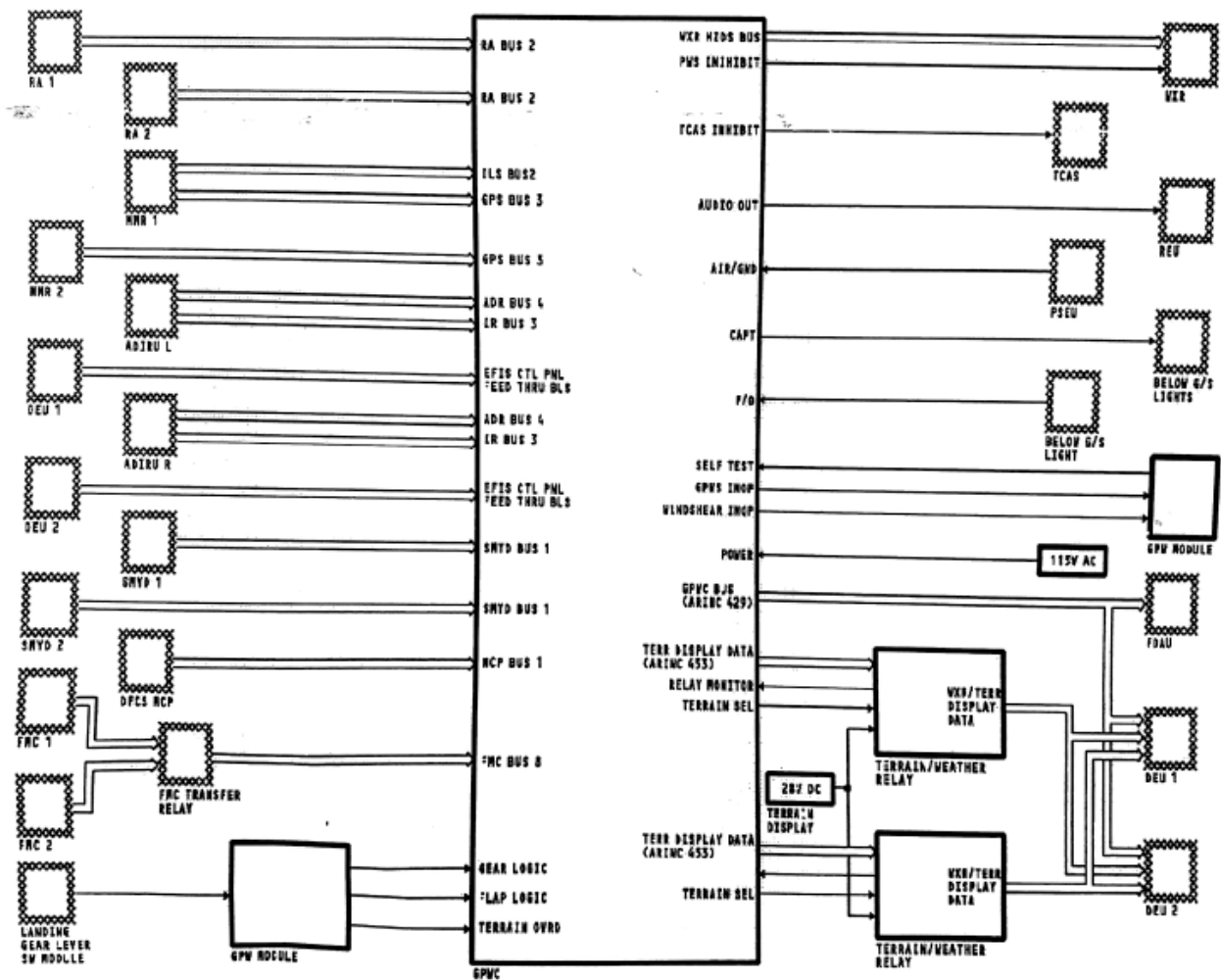


Figure IV 1. Les interfaces de l'EGPWS

IV.1. Alimentation de l'EGPWS :

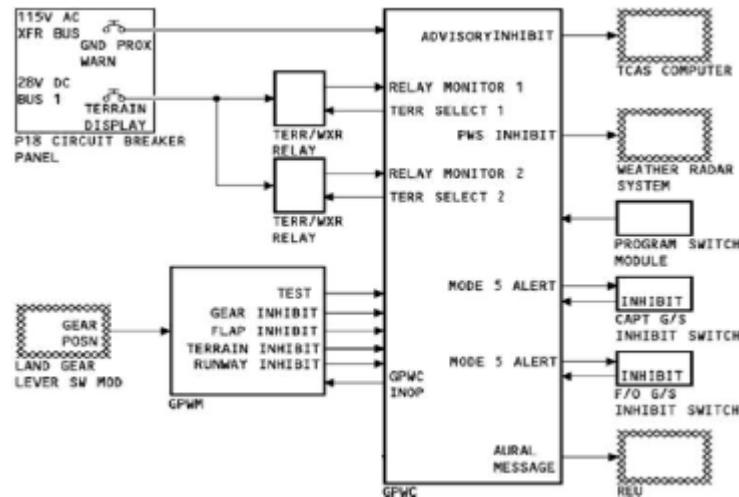


Figure IV.2 : schéma synoptique de l'alimentation et des interfaces analogiques du système EGPWS

D'après la figure, l'alimentation des modules de l'EGPWS se fait de la manière suivante :

L'EGPWC est alimenté avec une tension de 115 v alternative (CA)

à l'aide du disjoncteur d'avertissement de proximité sol (GND PROX WARN circuit breaker) qui se situe sur le panneau P18 (derrière le pilote)

Les relais du radar terrain /météo (TERR/WXR relays) sont alimentés avec une tension de 28 v (DC) à l'aide du disjoncteur (TERRAIN DISPLAY circuit breaker) qui se situe sur le panneau P18.

IV.2. Fonctionnement de l'EGPWS :

Le constructeur a différencié les interfaces de l'EGPWS selon le degré de l'importance de l'information à traiter en deux :

les interfaces analogiques et les interfaces digitales

IV.2.1. Les interfaces analogiques du système EGPWS :

A. Les entrées analogiques du système EGPWS :

- a. Les relais de radar terrain /météo (2 relais)
- b. L'interrupteur surpassement Trains de l'EGPWC
- c. L'interrupteur surpassement volets de l'EGPWC

- d. L'interrupteur surpassement terrain de l'EGPWM
- e. Le bouton poussoir test de l'EGPWM
- g. Le mode de commutateur de programme PIN Program
- h. Les deux boutons témoins

a- le fonctionnement des relais du radar terrain / météo :

L'EGPWS fournit une masse discrète aux relais de radar terrain/météo pour les exciter. Quand ces derniers sont excités ; ils envoient de 28 v (dc) à l'EGPWC pour l'informer qu'ils sont et que l'EGPWC est connecté aux DDEU et s'affiche sur les ND

b. Le fonctionnement de l'interrupteur surpassement :

Quand on met l'interrupteur surpassement sur la position INHIBIT, il envoie une masse discrète à l'EGPWC pour simuler la position trains sorties.

L'EGPWC utilise la position des trains dans ces modes :

- Mode 2
- Mode 3
- Mode 4
- Mode 5

c- Le fonctionnement de l'interrupteur surpassement volets :

Quand on met l'interrupteur surpassement volets sur la position INHIBIT, il envoie une masse discrète à l'EGPWC qui simule les volets dans la configuration d'atterrissage.

d-Le fonctionnement de l'interrupteur surpassement terrain :

Quand on met l'interrupteur surpassement terrain sur la position INHIBIT, il envoie une masse discrète à l'EGPWC qui va inhiber la fonction de rafraichissement d'affichage de l'image terrain (TFC) ainsi que ces informations :

- Avertissement terrain
- Alarmes terrain
- Affichage du terrain
- Les messages visuels du terrain

Notons que cette fonction n'affecte pas les opérations des modes de 1 à 7

e-Le fonctionnement du Bouton poussoir test :

L'EGPWM envoie une masse discrète de test à l'EPGWC ; ce dernier l'utilise pour démarrer l'autoteste de l'EPGWS.

f-Le fonctionnement du capteur de proximité de l'unité électronique PSEU :

Le PSEU envoie une donnée discrète de la condition (situation aéronef) air /sol à l'EGPWC pour la logique IN-AIR (en vol). Cette logique est utilisée dans ces modes :

- Mode 2
- Mode 3
- Mode 4
- L'autotest de l'équipement BITE (Built In Test Equipment) est inhibé en vol
- Compteur phase de vol (Leg)

g-Le fonctionnement du module de commutateur de programme :

Le Pin program est un module pré câble qui fournit un mot binaires à l'EGPWC qui lui indiquent les informations suivantes :

- Le type d'avion
- Les annonces de mode 6
- Le volume haut ou bas

h- Le fonctionnement des deux boutons témoins < BELLOW G/S > :

Quand on appuie sur l'un de ces boutons témoins, il envoie une masse discrète à l'EGPWC pour éteindre la lampe et arrêter les alertes et les alarmes de mode 5.

B- Les sorties analogique de système EGPWS :

- la lampe INOP de l'EGPWM
- Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS
- Le radar Terrain /météo TERR/WXR
- Les deux boutons témoins <BELLOW G/S>
- Le REU

a. Le fonctionnement de la lampe INOP :

L'EGPWC envoie une masse discrète à la lampe INOP de l'EGPW control module pour que la lampe INOP s'allume ambre en indiquant le démarrage de l'autotest, cette lampe s'allume aussi lorsqu'il y a une panne réelle de l'EGPWS.

b. Le fonctionnement du TCAS :

Les messages sonores de l'EGPWS ont la plus haute priorité par rapport aux messages sonores de TCAS sauf le mode 6 où ils se produisent au même temps (si le message TCAS existe). Pour cela l'EGPWC envoie un signal discret d'inhibition au calculateur de TCAS pour inhiber tous ses messages sonores et le dégrader de RA (Résolution Advisories) en TA (Trafic Alerts).

c. Le fonctionnement de TERR /WXR :

Quand l'EGPWC détecte le WINDSHEAR, il envoie un signal discret à l'émetteur récepteur de radar météo pour inhiber ses messages sonores «Windshear» (voir paragraphe 3.3.2.7).

d. Le fonctionnement des deux boutons témoins «BELLOW G/S» :

L'EGPWC envoie des masses discrètes aux deux boutons témoins «BELLOW G/S» de pilote et copilote, pour les allumer ambres durant les alertes de mode 5.

e. Le fonctionnement du REU :

Le signal discret d'alertes et d'alarmes des messages sonores de l'EGPWS passe par le REU et ce dernier le restitue au niveau des hauts parleurs au cockpit.

IV.2.2. Les interfaces digitales de l'EGPWS :

L'EGPWC sert comme interface avec les autres systèmes de l'aéronef à l'aide du bus de données ARINC 429 (Aeronautical Radio Incorporation type 429).

Ces systèmes ont des interfaces digitales avec l'EGPWC.

A. Les entrées digitales de l'EGPWS :

- a. L'unité de référence aérodynamique et inertielle droite et gauche ADIRU 1 et 2
- b. La radio altimètre RA 1 et 2
- c. Le récepteur multi mode MMR 1 et 2
- d. Le calculateur de gestion de vol FMC 1 et 2
- e. Le mode control panel MCP du digital flight control system DFCS
- f. Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD 1 et 2
- g. Le radar terrain /météo TRR/WXR
- h. L'unité d'affichage électronique DEU 1 et 2

a. Le fonctionnement de l'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRU :

L'EGPWC reçoit les données aérodynamiques AD et les données inertielles de référence IRS à l'aide des buses «ADR Buses» et ils sont utilisées pour déterminer les alertes et les alarmes de tous les modes de l'EGPWC ainsi que pour les fonctions TCF/TA.

b. Le fonctionnement de l'émetteur –récepteur de radio altimètre :

Les radios altimètres RA's envoient la donnée d'altitude radio à l'EGPWC. Cette donnée est utilisé dans tous les modes .

c. Le fonctionnement du récepteur multi mode MMR :

Ils intègrent deux modules : Système d'atterrissage aux instruments et Système de positionnement mondial GPS.

c.1. Le fonctionnement du système d'atterrissage aux instruments ILS :

Le récepteur ILS des deux MMR envoient les données de l'écart de localizer et Glide Slope à l'EGPWC.

La donnée de l'écart de localizer est utilisée dans la fonction de modulation de l'enveloppe.

La donnée de l'écart Glide Slope est utilisée dans le mode 5 et dans la fonction de modulation de l'enveloppe.

c.2. Le fonctionnement du système de positionnement mondial GPS :

Le GPS dans le MMR 1 envoie ces données à l'EGPWC :

Les données utilisées pour calculer la position donnée à l'EGPWC :

- Latitude (estimée)
- Longitude (estimé)
- Latitude (précise)
- Longitude (précise)

Les données utilisées calculer TA :

- Vitesse sol
- Route vraie
- Altitude
- Vitesse vertical

Les données utilisées pour calculer précisément la position aéronef :

- HDOP (Horizontal dilution of Precision)
- VDOP (Vertical dilution of Precision)
- HFOM (Horizontal Figure of Merit)
- VFOM (Vertical Figure of Merit)

Les données utilisées pour avoir l'historique des pannes :

- La date
- Time (UTC)

La validité du GPS :

- HIL (Horizontal Integrity Limit)

L'état de la réception GPS/ SAT :

- Sensor status

d. Le fonctionnement du calculateur de gestion de vol FMC :

Le calculateur primaire de FMC envoie les informations de Latitude, longitude et les données de la route magnétique à l'EGPWC, celui-ci les utilise en premier lieu dans la fonction de modulation de l'enveloppe. Si les données de FMC sont invalides l'EGPWC les utilise à partir de l'ADIRS.

e. Le fonctionnement du panneau de commande (MCP) du système de commande de vol numérique DFCS :

Il envoie la donnée du cap sélectionné à l'EGPWC. Cette donnée utilisée dans le mode 5 et la fonction de modulation de l'enveloppe.

f. Le fonctionnement du calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD :

Le SMYD gère les limites de décrochage et amortit l'oscillation autour de l'axe de lacet

Il envoie ces données à l'EGPWC :

- L'angle d'attaque indique AOA
- AOA corrigé
- L'avertisseur de décrochage Stick Shaker AOA
- La position des volets
- La vitesse minimum d'opération

g. Le fonctionnement de l'émetteur _ récepteur du radar météo :

L'émetteur-récepteur de radar météo envoie les données d'alertes et d'alarmes d'anticipation de Windshear PWS (prédictif WINDSHEAR) à l'EGPWC. Celui-ci contient l'Aural Prioritization Logic et utilise ces données pour déterminer les systèmes d'alertes et d'alarmes à inhibés.

h. Le fonctionnement des DEU's :

Lorsqu'on appuie sur le switch TERR de l'EFIS les DEU's envoient un signal discret à l'EGPWC pour l'informer quelle image est affichée sur les ND's.

B. Les sorties digitales de l'EGPWS :

- a. Les DEU's
- b. Le module d'acquisition des paramètres de vol FDAU
- c. Les relais de radar terrain /météo

a. Le fonctionnement des DEU's :

L'EGPWC envoie le statut du système, les données d'alarmes et d'alertes à l'aide du bus ARINC 429 aux DEU's pour les afficher sur les PFD's et ND's des Capt et F/O

b. Le fonctionnement de FDAU :

L'EGPWC envoie les alertes et les alarmes et les statuts discrets au FDAU. Celui-ci les envoie à l'enregistreur des paramètres de vol FDR.

c. Le fonctionnement des relais du radar terrain /météo :

L'EGPWC envoie les données d'affichages du terrain à l'aide du bus de données ARINC,453 (Qui est plus rapide que l'ARINC 429) aux DEU's passant par les relais du radar terrain /météo.

Remarque :

Les données du terrain ne sont pas envoyées que lorsque le bouton TERR est sélectionné sur le panneau EFIS ou automatiquement par le mode PUP UP.

IV.3. Différents modes d'opération :

Les avions sont munis du dispositif avertisseur de proximité du sol standard (EGPWS), qui évalue la distance séparant l'avion du sol et déclenche l'alarme sonore « **pull up !** » (Remontez !) Quand l'avion se trouve dangereusement près du sol. Ce système permet au pilote d'être alerté du rapprochement du sol à partir de 2500 pieds.

Des voix synthétiques se font entendre dans le cockpit à chaque étape GPWS intègre donc cette nouvelle fonctionnalité. Il comporte également de nombreux sons d'alertes en fonction de diverses situations de vol.

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

La lampe « **pull up !** » est actionnée durant les quatre premiers modes.

L'avertissement du mode 5 suivis d'un allumage de la lampe «**Bleu G/S**», le mode 6 produit seulement un avertissement oral, et le mode 7 produit un avertissement suivi d'un allumage de la lampe «**Windsher**».

- Mode 1 : pente de descente excessive.
- Mode 2 : Taux d'approche excessive.

- Mode 4 :
 - 4A : Proximité du sol avec les trains d’atterrissages entrants.
 - 4B : Proximité du sol avec les flaps entrants.
- Mode 5 : Descente au-dessous du glide slope .
- Mode 6 : Descente au-dessous du minimum.
- Mode 7 : Avertir pour des conditions windshear .

Chaque mode de système EGPWS correspond à des indications Visuelles et auditives bien déterminées.

IV.3.1. Mode 1 – Pente de descente excessive :

Le mode 1 fournit des alertes et des avertissements pour de grands taux de descente quand l’avion est près du terrain, ce mode dépend de l’altitude et du taux barométrique, et il est indépendant de la configuration de l’avion (position des flaps et les trains d’atterrissages), il devient fonctionnel lorsque l’altitude de l’avion dépasse 10 pieds. Si l’avion entre dans la première zone d’avertissement indiquant une perte d’altitude excessive . le message **”Sink Rate ”** sera entendu et l’indicateur **” Pull Up “** s’allumera . Si le taux de descente n’est pas rectifié , l’avion entrera dans la deuxième zone d’alerte , puis le message **”Sink Rate ”** changera par l’avertissement **” Whoop-whoop –pull up “** , L’indicateur étant toujours allumé , dans ce cas la situation devient plus dangereuse et le pilote doit impérativement corriger la trajectoire (**Figure IV.3**).

A une altitude à 10 pieds, toutes les alarmes de mode 1 sont invalides.

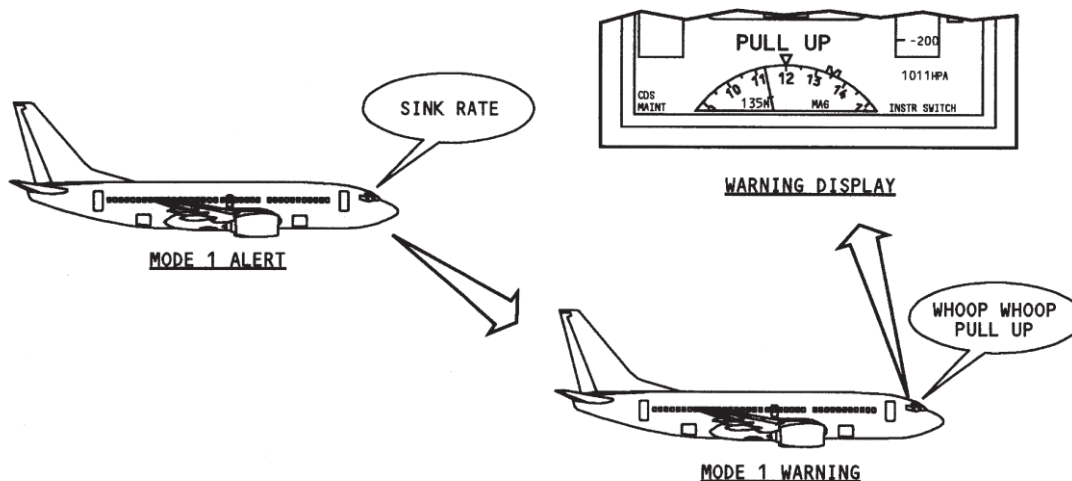


Figure IV.3.Mode 1-Pente de descente excessive.

Principe de Fonctionnement du mode 1 :

Les conditions d’alerte et d’avertissement du mode 1 peuvent se produire pour une radio altitude de 10 jusqu’à 2450 pieds le type d’annonciation dépend du taux de descente, et de la radio altitude. La première annonciation est une alerte. Si le taux de descente ne diminue pas, l’annonciation change par un avertissement. Les LRU (line replaceable unit) fournissent les entrées et l’ADIRU (air data inertial reference unit).

Le GPWS emploie ces données pour détecter les alertes et les avertissements du mode 1 :

- Radio altitude.
- Vitesse verticale inertielle (IVS).
- Taux barométrique d’altitude.

Le détecteur du mode GPWC calcule le taux de descente de la vitesse verticale inertielle.

S’il n’est pas disponible, le détecteur de mode emploie un taux d’altitude intérieurement calculé. Si les deux données ne sont pas valides, le taux d’altitude barométrique de l’ADIRU est utilisé. Quand le GPWC utilise le taux d’altitude barométrique, la coupure inférieure d’altitude change de 10 à 30 pieds. Quand il y a un avertissement (danger) au vol, le détecteur de mode envoie en discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancés. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage.

L’alerte et l’avertissement sont transmis sous formes AR INC 429 au DEU, pour afficher le message « pull up » sur ND (navigation display).

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

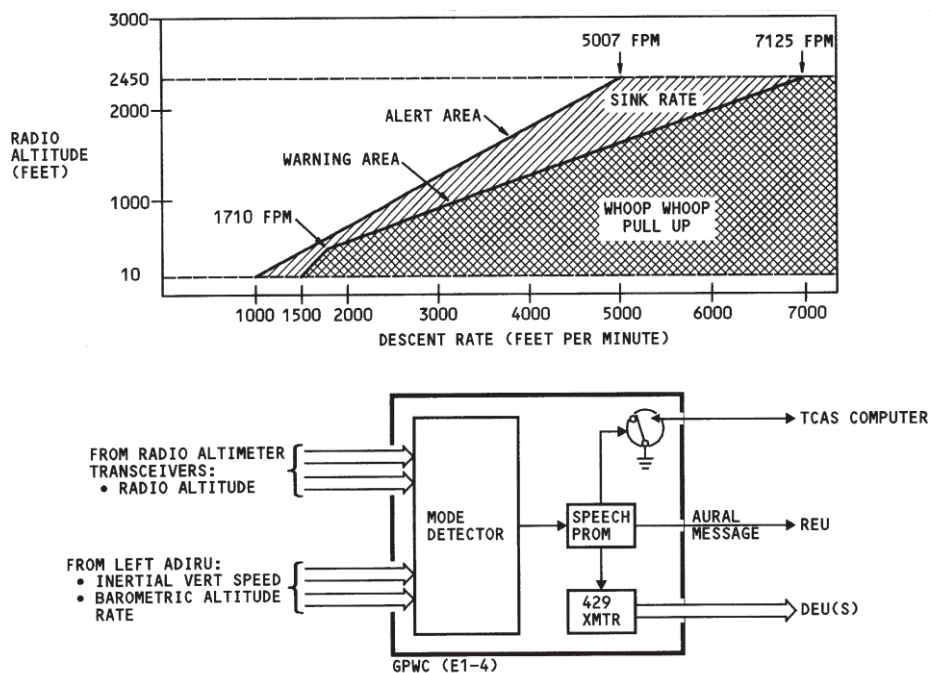


Figure IV 4: principe du Mode1.

IV.3.2.Mode 2 – Taux d’approche excessif :

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

IV.3.2.1.Mode 2A :

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

Pour un état d’alerte, le GPWC donne le message auditif, ‘‘ **TERRAIN TERRAIN** ‘‘ et l’exposition de DEU affiche ‘‘ **PULL UP** ‘‘ (**monter vers le haute**).

S’il y a une augmentation de taux d’approche, le GPWC donne un avertissement.

Pour une condition d’avertissement, le GPWC donne le message auditif.

‘‘ **WHOOOP WHOOOP PULL UP** ‘‘ et le DEU affiche ‘‘ **PULL UP** ‘‘. Le message auditif ‘‘ **WHOOOP WHOOOP PULL UP** ‘‘ change par le message auditif ‘‘TERRAIN’’ quand le taux d’approche diminue, mais et il y a toujours un taux d’approche de ‘‘POULL UP ‘‘ (tire vers le haut) il n’y a aucun taux d’approche.

Après 300 pieds d’altitude, les alertes et les avertissements vont au loin.

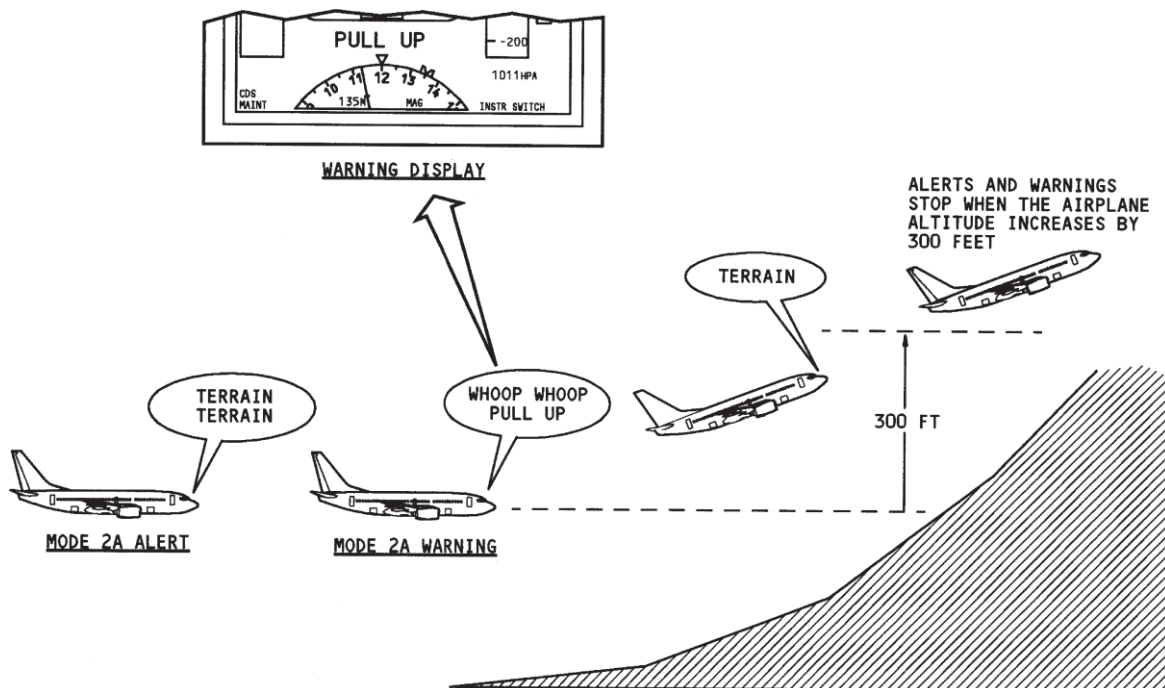


Figure IV.5: Mode 2A-Taux d'approche excessif.

IV.3.2.2.Mode 2B :

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

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

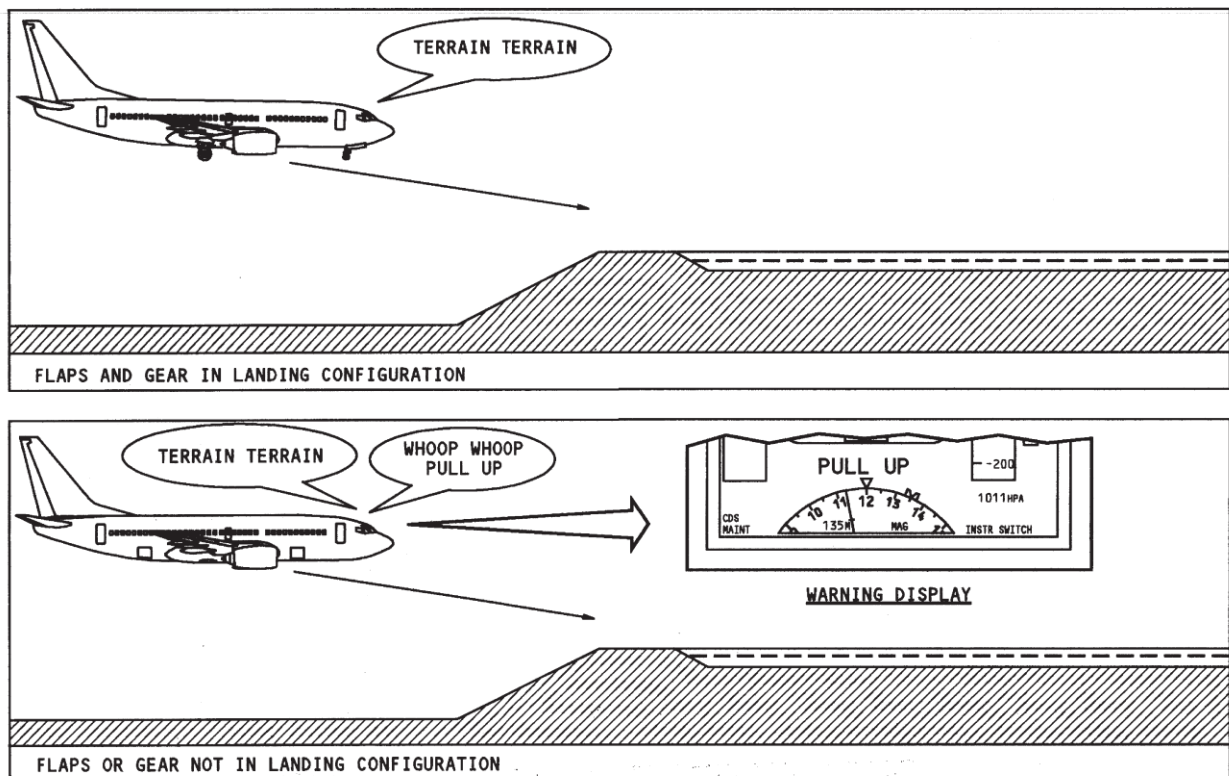


Figure IV 6: Mode 2B-Taux d'approche excessif.

Principe de fonctionnement du mode 2 :

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

Le GPWC emploie le taux de descente d'altitude et la position des flaps pour calculer la limite inférieure.

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

- Emetteurs récepteur de radio altimètre.
- ADIRU gauche.
- Module de GPWS.
- Amortisseur de lacet de gestion de décrochage.
- MMR 1 et 2.

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

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

Quand il y a un avertissement (danger) au vol, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU (remote electronics unit) que les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage.

L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEUs, pour afficher le message " PULL UP" sur ND (navigation display).

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

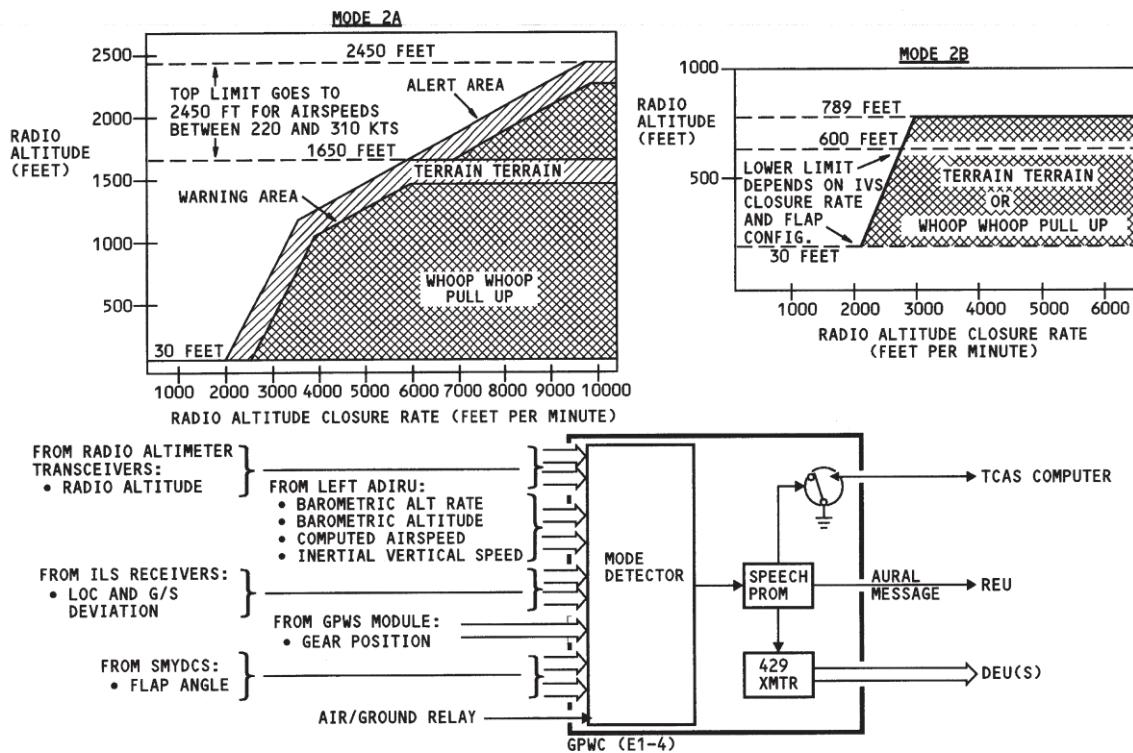


Figure IV 7 : Principe du Mode 2.

IV.3.3.Mode 3- perte d'altitude après décollage :

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

IV.3.3.1.Le sous-mode 3A :

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

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

IV.3.3.2 Le sous-mode 3B :

Donne des alertes pour dégagement minimum de terrain. Le dégagement de terrain et augmente lorsque l'altitude de l'avion est élevée pendant le décollage. Ce mode 3B 3, le PFD (primary flight display) affiche le message " PULL UP " tire vers le haut.

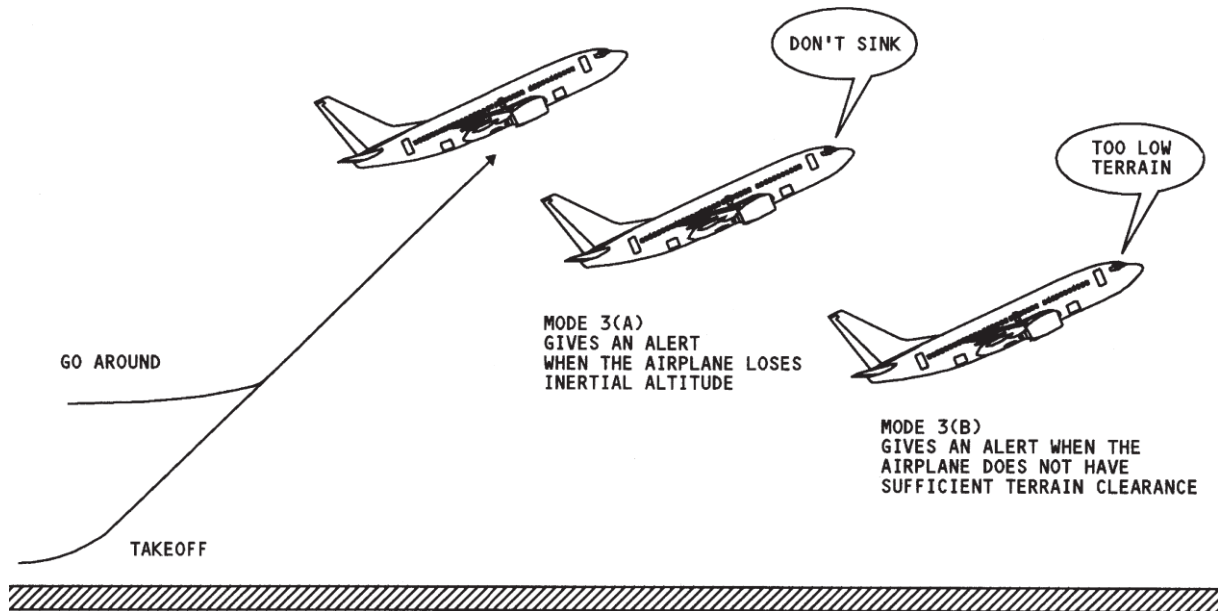


Figure IV 8 : Mode 3-Perte d'altitude après Décollage.

IV.3.3.3.Principe de Fonctionnement du mode 3 :

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

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

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

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

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

Quand la vitesse anémométrique va au-dessous de 250 nœuds, la limite supérieure va à 100 pieds (1000 pieds dans le filtre égale une altitude d'avion de 1333 pieds). Changement du mode 3 au mode 4 lorsque le filtre de gain d'altitude obtient aux limites supérieure. (Figure IV 9).

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

- Emetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU gauche.
- Module de GPWS.
- Switch train d'atterrissage.
- Amortisseur de lacet de gestion de décrochage (SMYD) 1 et 2.

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

- Radio altitude.
- Altitude inertielle.
- Vitesse verticale à inertielle.
- Altitude barométrique.
- Taux barométrique d'altitude.
- Position des flaps et des trains d'atterrissages.

Quand il y a un avertissement (danger) du mode 3, le détecteur de mode envoie un discret au GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage.

L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEU, pour afficher le message 'PULL UP' sur ND (navigation display).

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

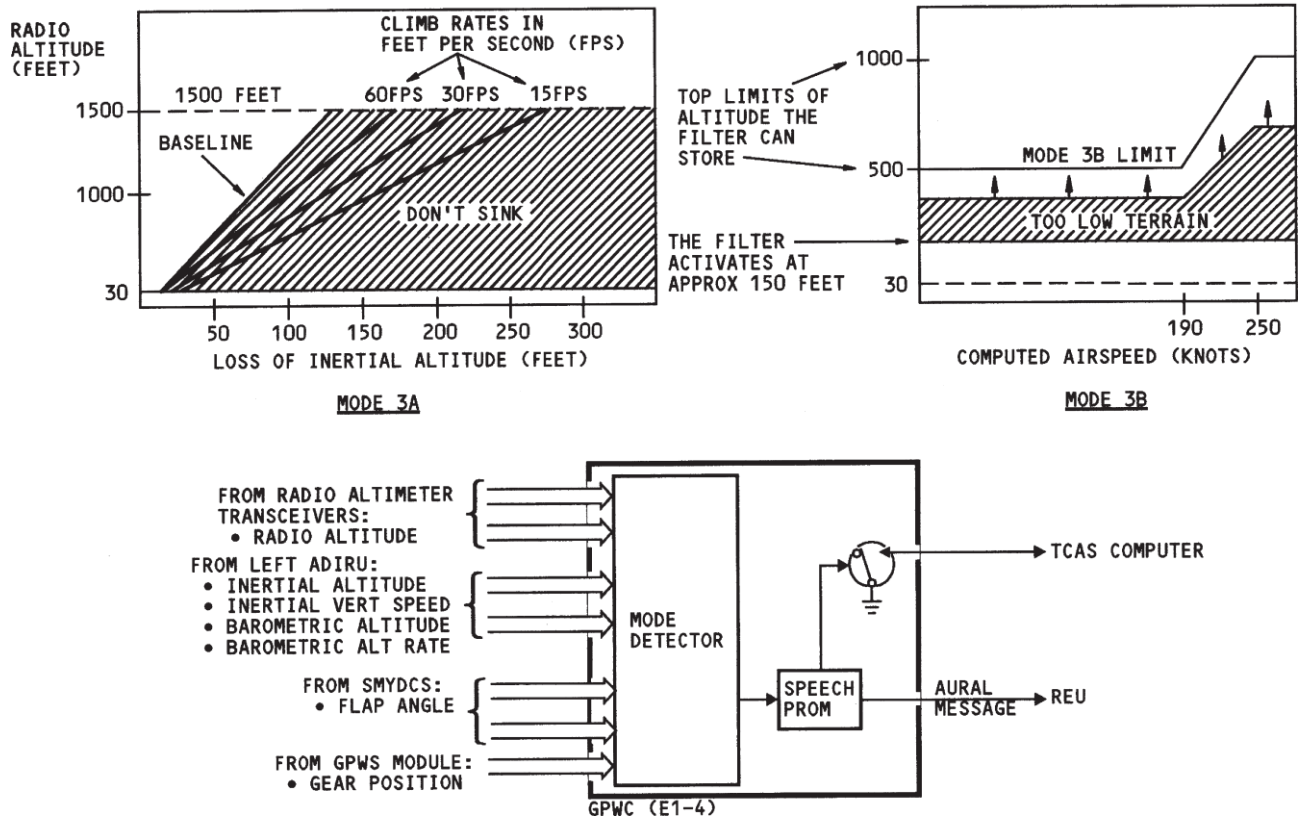


Figure IV 9: Principe du Mode 3 .

IV.3.4.mode 4-Proximité du sol avec les trains d’atterrissages ou avec les Flaps entrants :

Le mode 4 fournit des alertes quand l’avion est trop près du terrain, et les trains d’atterrissages ou les flaps ne sont pas dans l’état de configuration d’atterrissage. Mode 4 a deux sous-modes (4A et 4B). (Figure IV.10).

Le GPWC donne une alerte pour le mode 4A quand les trains d’atterrissages ne sont pas sortants. Mode 4A donne un message auditif “ **TOO LOW GAER**” à des bases vitesses anémométrique est élevée.

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

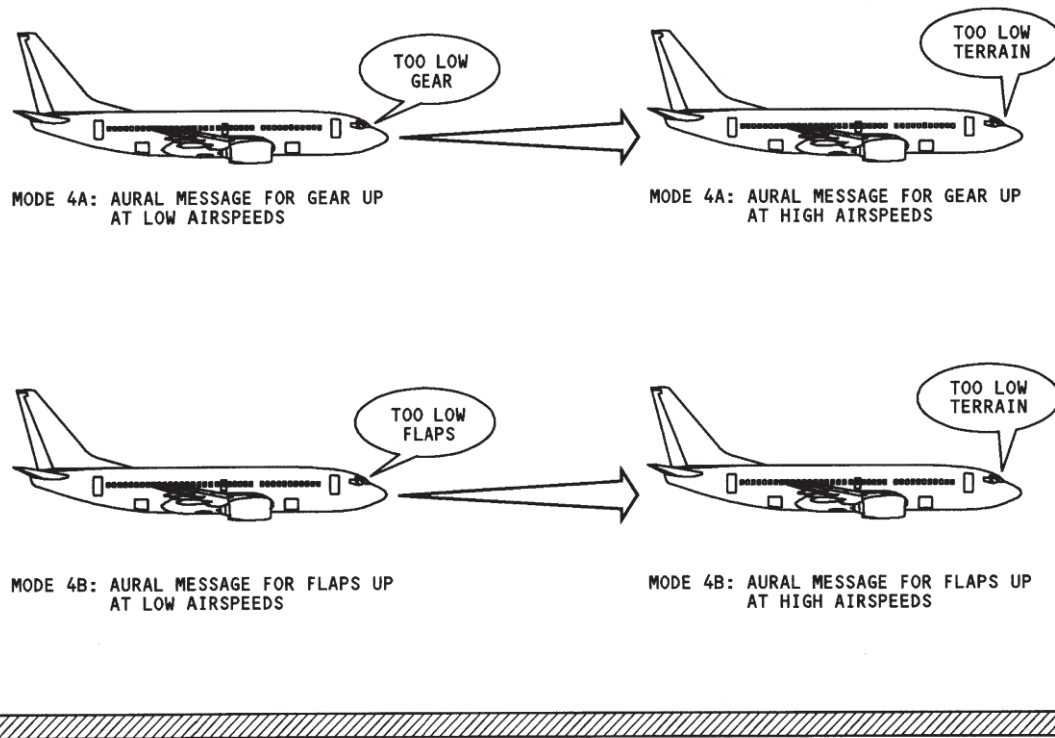


Figure IV.10 : Proximité du sol avec les trains d'atterrissage ou avec les Flaps Entrants.

IV.3.4.1.Principe de Fonctionnement du Mode 4 :

Les alertes du mode se produisent entre 30 et 1000 pieds. Les limites d'altitude pour le mode 4A et le mode 4B sont inférieures à de basses vitesses anémométriques. (Figure IV.11).

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

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

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

Le message auditif "TOO LOW FLAPS" du mode 4B est changé par le message auditif "TOO LOW TERRAIN" lorsque la vitesse anémométrique est au-dessous de 159 nœuds.

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

- Emetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU gauche et air data bases.

- Amortisseur de lacet de gestion de décrochage.
- Switch manuelle de train d'atterrissage.
- Module de GPWS.

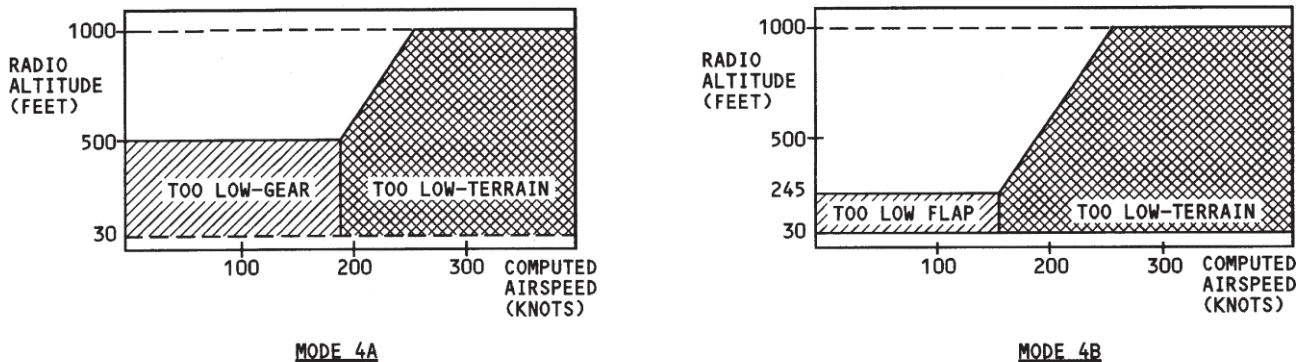
Le GPWS emploie ces données pour détecter les alertes du mode4 :

- Radio altitude.
- Vitesse anémométrique calculé.
- Position des flaps et des trains d'atterrissages.

Quand il ya un avertissement (danger) du mode4, le détecteur de mode envoie un discret à GPWC pour faire les messages auditifs avancer. Les messages auditifs vont à REU qui les envoie aux haut-parleurs de poste de pilotage.

L'alerte et l'avertissement, sont transmis sous formes ARINC 429 au DEUs, pour afficher le message " PULL UP" sur ND (navigation display).

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



MODE 4A

MODE 4B

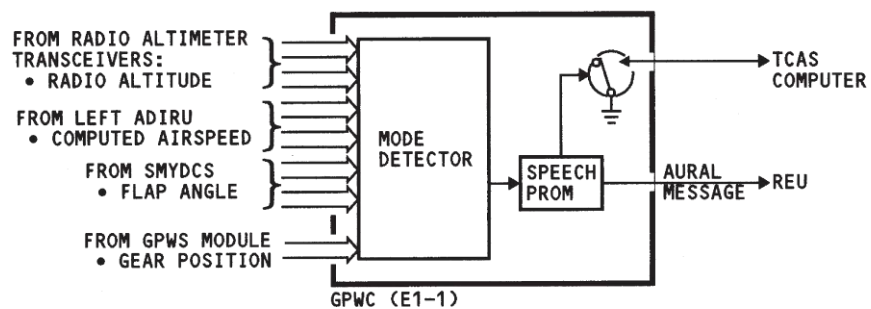


Figure IV.11 : Principe du Mode 4.

IV.3.5.Mode 5-Descente au-dessous du glide slope :

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

Pour les alertes du mode 5, le GPWC donne un message auditif "GLIDE SLOPE". Le niveau de volume du message auditif augmente et se répète plus rapidement pendant que le terrain obtient plus étroitement. On appuie le Switch du glide slope pour désactiver les alertes du mode 5.

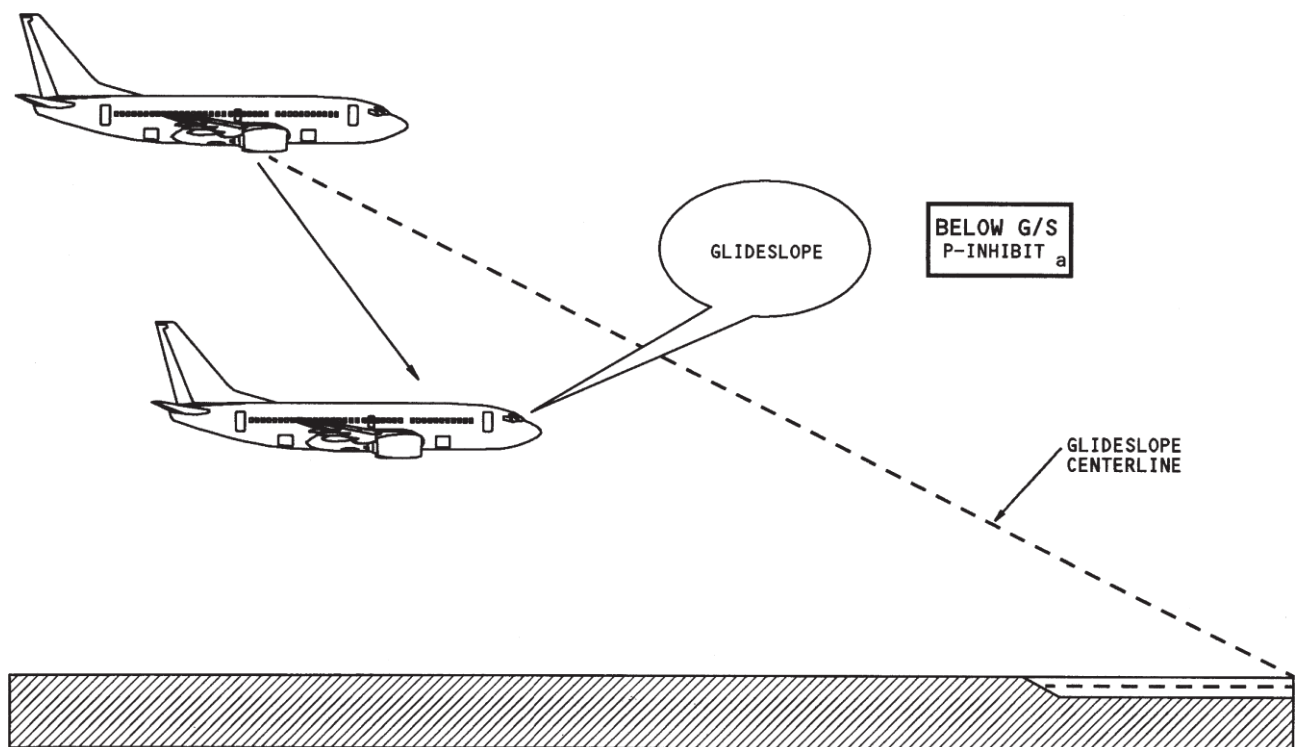


Figure IV.12 : Mode 5-Descente au-dessous du glide slope.

IV.3.5.Principe de Fonctionnement du mode 5 :

Les alertes du mode 5 peuvent se produire entre 30 et 1000 pieds de radio altitude. L'intervalle des messages auditifs dépend de l'altitude et la déviation de glide slope.

L'acoustique de bas volume se produit en-dessous de 1000 à 300 pieds vers le bas quand la déviation est plus de 1.3 points. L'acoustique normale de volume se produit en-dessous de 300 pieds quand la déviation est plus 2 points. (Figure IV.12).

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

- Emetteurs récepteurs de radio altimètre.
- Boite de commande de mode DFCS.
- Commutateur de garde de terrain d'atterrissage.
- MMRs.
- FMCs.
- Module de GPWS.

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

- Déviation de pente de localizer et glide slope.
- Position des trains.
- Cap magnétique.
- Radio altimètre.

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

- Le dégagement de terrain d'avion est moins de 1000 pieds.
- Les trains d'atterrissages sont vers le bas.
- Le signal du glide slope est valide.
- Le signal de localizer est capturé.

Appuyer sur le switch 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 de message visuelle. Lorsque le pilote désactive ou décommande l'alerte il ne peut pas l'activer encore à moins que l'avion laisse au mode 5 alertes la bande ou il règle le train d'atterrissages.

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

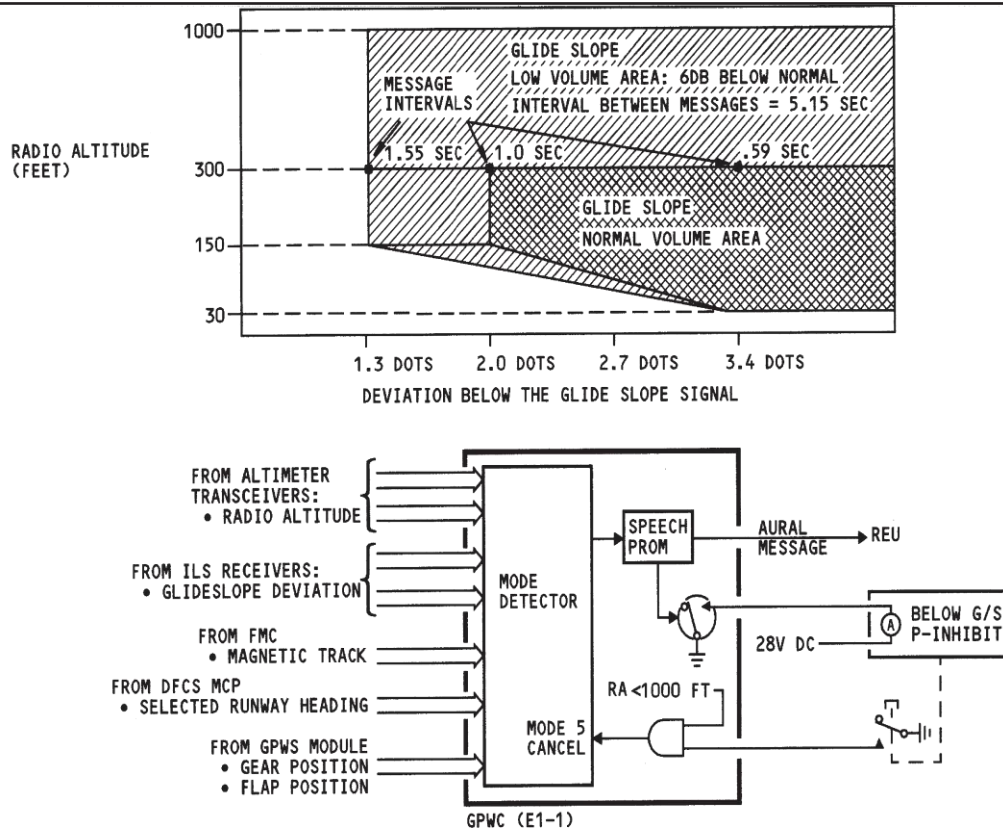


Figure IV.13 : Principe du Mode 5

IV.3.6. Mode 6 – descente au-dessous du minimum :

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

- Altitude faible.
- Minimum faible.
- Faible minimum d’approche.
- Angle de banque faible (alerte de rouler).

Début de faibles altitudes à 2500 pieds, il y a une option pour donner le message auditif “ TWENTY FIVE HUNDRED ” ou radio altitude. L’option de faible minimum donne un message auditif faible. Quand l’avion descend par l’altitude de décision calibrée et réglée sur la boîte de commande EFIS.

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

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

La légende d’approche d’option de minimum qui indique aux pilotes quand l’avion est près de calibre de décision réglée sur la boîte de commande EFIS.

La légende avance normalement quand l'altitude d'avion est de 80 pieds au-dessous de la taille de décision.

Les faibles audits pour cette option sont :

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

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

Le GPWC reçoit les entrées par les unités suivantes :

- Radio altimètre.
- Module de GPWS.
- ADIRU gauche.
- DEU 1 et 2.

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

- Radio altitude.
- Position des trains d'atterrissages.
- Altitude de roue.
- Calibre de décision.

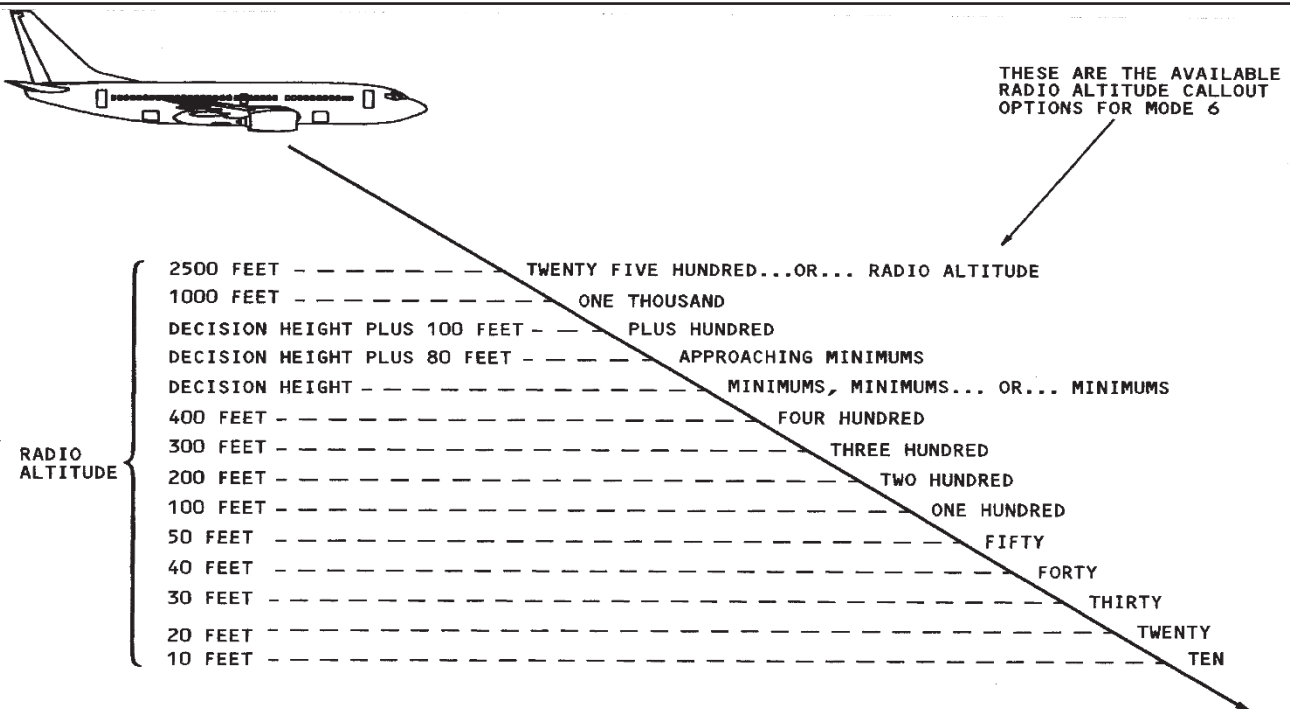


Figure IV 14: Mode 6-Descente au-dessous du minimum.

IV.3.7.Mode 7 : Avertir pour des conditions Windcheat :

Le mode 7 donne des avertissements pendant le décollage ou l'approche quand l'altitude est moins de 1500 pieds. Le GPWS donne des avertissements “ **WINDSHEAR**” pour ces conditions : (Figure IV.15)

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

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

- Emetteurs récepteurs de radio altimètre.
- ADIRU (air data inertial reference unit).
- SMYD (stall management yaw damper).

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

- Radio altitude (AT).
- Vitesse verticale à inertielle.
- Angle d'attaque indiqué (ADA).
- Angle de lacet et de roue.
- Vitesse de fonctionnement minimum.
- Position des flaps.
- Vitesse anémométrique vraie et calculée.

Pour les avertissements du mode 7, le GPWC donne le message auditif “ **Windshear Windshear Windshear** ” avec une sonore. Le GPWC envoie un discret au DEU pour faire le message rouge de “ **Windshear**” afficher sur les affichages primaires de vol.

PFD (Primary Flight Display). Les avertissements du mode 7 ont la priorité la plus élevée.

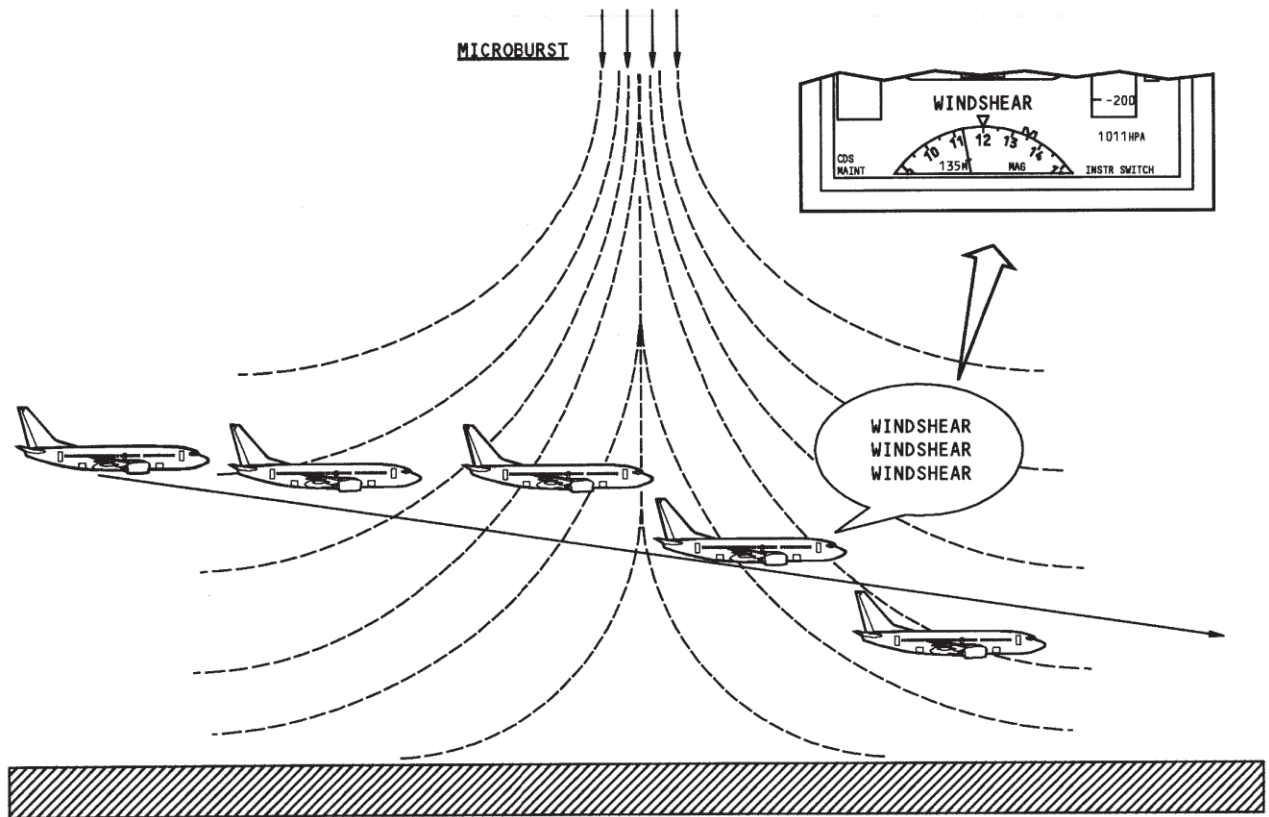


Figure IV.15 : Mode 7-Avertir pour des conditions Windshear.

V. Introduction :

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

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

V-1. Définition de la maintenance :

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme étant l'ensemble des actions destinées à montrer ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'exploitation normalement.

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

V-2. Le début de la maintenance :

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

- 1- Maintenir l'équipement dans un état acceptable.
- 2- Assurer la disponibilité maximale de l'équipement avec un raisonnable.
- 3- Fournir un service qui élimine les pannes en tout instantes.
- 4- Augmente la durée de vie de l'outil de production (la fiabilité).
- 5- Entretenir le maximum d'économie et assurer les performances de haute qualité, assurer le fonctionnement sûr et efficace à tout moment.
- 6- Obtenir un rendement maximal.
- 7- Maintenir les installations dans des conditions hygiéniques acceptables.
- 8- Réduire au maximum les coûts de maintenance.
- 9- Réduire les temps d'arrêt.

V-3. Les méthodes de maintenance :

Toutes les méthodes de maintenances sont devisées en deux concepts :

- * Maintenance corrective.
- * Maintenance préventive.

V-3-1. Maintenance corrective :

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

Avantage :

- Simplicité du travail.
- Utilisation maximal des matériels (l'exploitation).
- Economie des pièces.

Inconvénient :

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

V-3-2. Maintenance préventive :

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

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

Avantages :

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

Inconvénients :

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

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

- Entretien en linge.
- Entretien en atelier.

V-4. Les différents types de maintenances :**V-4-1. Maintenance programmé :**

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

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

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

V-4-2. Maintenance non programmée :

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

V-5. Etape de dépannage :

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

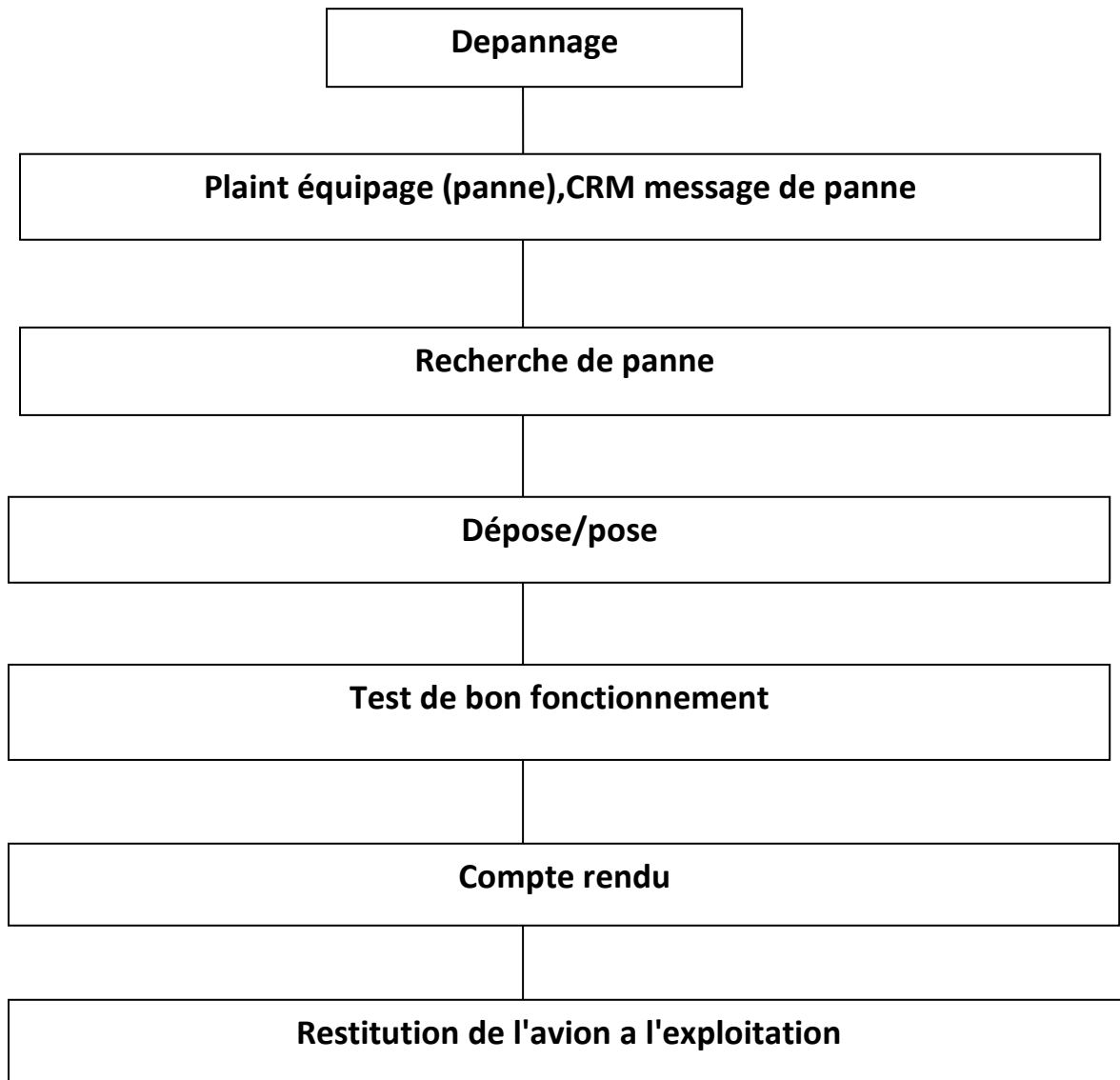


Figure V.1 : organigramme des étapes de dépannage.

V-6. Définition de la panne :

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

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

V-7. Différents types de pannes :**a) Panne simple active :**

Comme blocage des commandes, fuite, rupture.

b) Panne passive (cachée) :

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

c) Panne multiple due à une cause unique :

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

d) Panne en cascade :

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

e) Erreur de conception :

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

f) Erreur de fabrication :

Assurance qualité (JAR 145)

g) Erreur de maintenance :

Oublie outil, montage incorrect.

h) Erreur dans l'application du test (banc d'essai)**i) Erreur de pilotage (erreur d'application de procédures)****V-8. Recherche de panne :**

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

V-8-1. L'auto-test de système de l'EGPWS :

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

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

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

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

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

- Avion sur terre.
- Mise sous tension de GPWS.
- Sélecteur de mode d'EFIS ND en mode correct.
- Le commutateur de TERR sur la boîte de commande EFIS (CP) est choisi.
- Tous systèmes d'interface installés et activés.

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

Le test du niveau Un (01) du GPWS est défaillant dans les conditions suivantes :

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

V-8-1-2. Auto-test niveaux 2-5 :**V-8-1-2-1. Description générale :**

L'auto-test des niveaux 2-5 à examiner et accédé par le GPW module, et le GPWC.

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

V-8-1-2-2. Auto-tes niveau deux (02) :

Un test de dépannage du niveau deux commence par un message auditif, "CURRENT FAULT» << défaut de courants >>. S'il n'y a aucun défaut de courant, on entend le message auditif «NOFAULITS» <<aucun défaut >>. S'il y'a des défauts, le GPWC annonce les défauts un par un. Une courte ou une longue annulation termine le test du deuxième niveau.

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

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

- numéro de la pièce GPWC
- statuts de modification du GPWC
- numéro de série du GPWC
- version de logiciel d'application
- version de base de donnée de terrain

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

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

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

- Vol X (X est le nombre de la jambe de vol le plus récent)
- Défauts internes pour le vol X
- Défauts externes pour le vol X

V-8-1-2-5. Auto-test niveau cinq (05) :

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

V-8-1-2-6. Auto-test niveau six (06) :

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

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

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

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

Les défauts externe (LED jaune) prouvent que le GPWC a détecté un défaut externe d'interface.

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

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

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

Défaut externe	L'ordinateur OK	L'ordinateur est en panne	Condition
OFF	OFF	OFF	L'alimentation du GPWC OFF
OFF	OFF	Rouge	GPWC-Défauts Internes
OFF	vert	OFF	Operation Normal
OFF	vert	Rouge	GPWC-Défauts Internes
Jaune	OFF	OFF	GPWC-Défauts Externe
Jaune	OFF	Rouge	GPWC-Défauts Externe
Jaune	vert	OFF	GPWC-Défauts Externe
Jaune	vert	Rouge	GPWC-Défauts Internes

V-8-3. Tableaux de recherche panne :

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

V-8-3. Tableau 1 :

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

Tableau V-2: procédure de POINT 1.

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

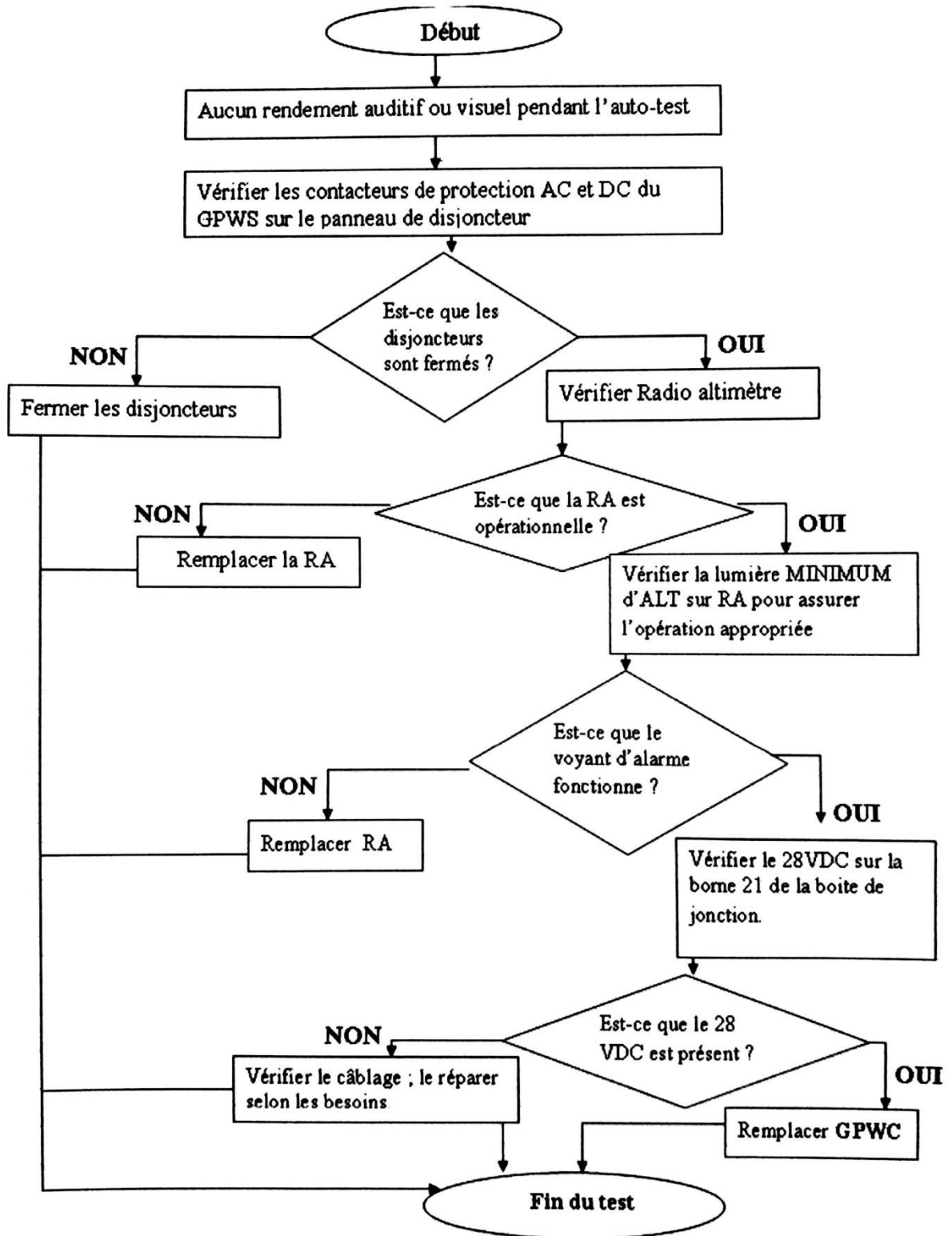


Figure V.2 : Organigramme de POINT1

V-8-3. Tableau 2 :

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

Tableau V-3: procédure de POINT 2.

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

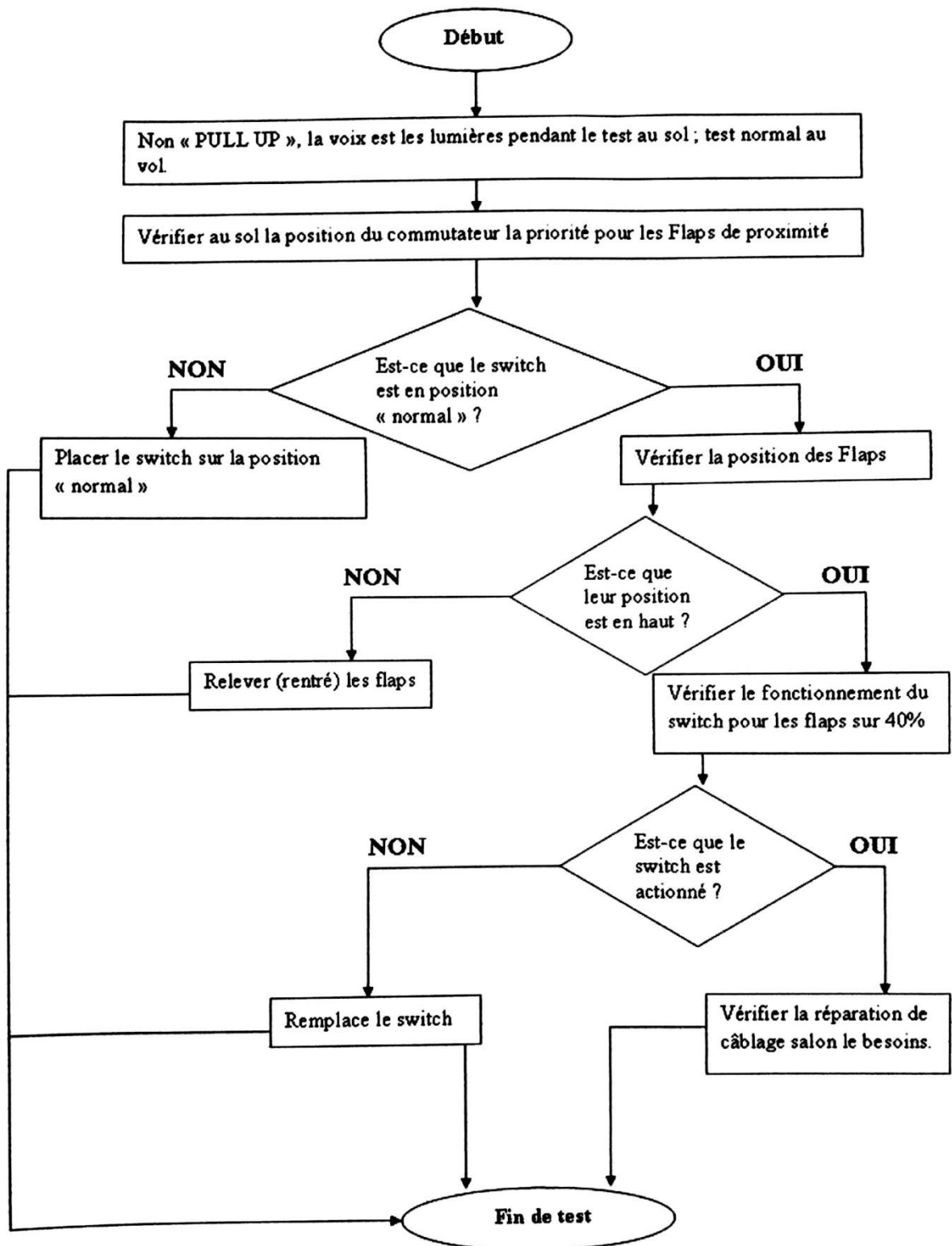


Figure V.3 : Organigramme de POINT 2.

Conclusion

L'objet de notre travail est l'étude descriptive du système d'avertissement au proximité du sol qui permet au pilote de connaître sa position par rapport au sol et d'éviter des accidents au contact avec le sol.

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

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

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

Enfin, nous souhaitons que notre travail servira de documentation pour les étudiants qui s'intéressent aux équipements de sécurités

Bibliographie

Manuels de maintenance:

1. AMM : Aircraft Maintenance Manual du BOEING 737NG (34-46-00).
2. CMM : Component Maintenance Manual du BOEING 737NG (34-46-00).

Ouvrages :

3. Dictionnaire de l'aéronautique et de l'espace ANGLAIS-FRANÇAIS. VOL 1.8e Edition Eight printing.

4. Thèse d'ingénieur (2003-2004) sous le thème: `Etude de l'ARINC 429 et la réalisation d'un module de conversion Binaire/ARINC-ARINC/Binaire', présentée par Hamza BELLOTI. Département de l'aéronautique Blida

5. Thèse de DEUA (2007-2008) sous le thème: `Etude du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS du Boeing 737NG', présentée par Meriem BENAZZOUZ. Département de l'aéronautique Blida.

6. These de Master(2011-2012)sous le thème :

ETUDE DU "SYSTEME AVERTISSEUR DE PROXIMITE

Du SOL AMELIORE (EGPWS)" ET SIMULATION DE SES MODES

DE FONCTIONNEMENT Université des Sciences et de la Technologie Houari

Boumediene