

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA

Département d'Aéronautique de Blida



MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

Pour l'obtention du diplôme

Des Etudes Universitaires Appliquées DEUA En Aéronautique

Option : *Avionique*

THÈME

ÉTUDE DU SYSTEME AMÉLIORÉ
D'AVERTISSEMENT DE PROXIMITÉ
SOL EGPWS DU BOEING 737 NG

Encadré par :

- Mr GUEMMACHE. A
- Mr BENOUARED. A

Présenté par :

- M^{elle} Meriem BENZAOUZ

Promotion 2007-2008

ملخص

يتضمن عملنا هذا دراسة شاملة لنظام الإنذار بالقرب من الأرض المركب على الطائرة بوينغ

737 ن ج؛ الحامل للعلامة التجارية رقم 5 من خلال دراسة اكسسواراته و وظيفته في الطائرة.

متبوع بجزء تطبيقي متعلق بطريقة صيانته، أين نشرح كيفية البحث عن العطل و إجراء اختباره

التجريبي للتأكد من صحة أدائه لوظيفته.

Résumé

Notre travail consiste à faire une étude descriptive du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS Mark V installer sur le Boeing 737 NG ; par l'étude de ses accessoires et son fonctionnement. Suivi d'une partie pratique concernant sa maintenance où on explique les étapes de recherche de panne et le test opérationnel pour vérifier le bon fonctionnement du système.

Summary

Our work consists to make a descriptive study of the Enhanced Ground Proximity Warning System EGPWS installed on the Boeing 737 NG Mark V; from the studies to theirs accessories and its functioning. Followed by a practical part concerning its maintenance where we explain how to find the cause of the fault and the operational test to verify the correct operation of the system.

SOMMAIRE

RESUME	
DEDICACES	
REMERCIEMENTS	
SOMMAIRE	
LISTES DES FIGURES	
LISTES DES ABREVIATIONS	
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1: LE CFIT ET LES SYSTEMES RECOMMANDES POUR LE PREVENIR	
1.1. Les accidents de type CFIT	2
1.2. Les facteurs de risques de CFIT	2
1.2.a. Environnement	2
1.2.b. L'équipage	2
1.2.c. La Culture de la compagnie	3
1.2.d. La Cartographie	3
1.2.f. Le danger	4
1.3. Le programme OACI pour la prévention des CFIT	3
1.4. Les systèmes de sécurité recommandés pour prévenir le CFIT	6
1.4.a. Le système d'atterrissage aux instruments ILS	7
1.4.b. Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS	11
1.4.c. Le radar terrain/ météo TERR/WXR	13
1.5. Conclusion	14
CHAPITRE 2: DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME EGPWS	
2.1. Introduction au système EGPWS	15
2.2. Historique du système EGPWS	16
2.3. Evolution du système EGPWS	16
2.4. Constitution du système EGPWS	17
2.5. Localisation et description des équipements constituant le système EGPWS	18
2.5.1. Emplacement et description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage	18
2.5.1.A. Emplacement des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage	18
2.5.1.B. Description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage	20
2.5.2. Description et emplacement des composants de l'EGPWS dans la soute électronique	22
2.5.3. Emplacement des composants de l'EGPWS dans le logement train avant	26
2.6. Conclusion	28
CHAPITRE 3: FONCTIONNEMENT DU SYSTEME EGPWS	
3.1. Introduction	29
3.2. Description du fonctionnement de l'EGPWS	31

3.2.1. Alimentation de l'EGPWS	
3.2.2. Fonctionnement de l'EGPWS	
3.2.2.1. Les interfaces analogiques du système EGPWS	
A. Les entrées analogiques du système EGPWS	
B. Les sorties analogiques du système EGPWS	
3.2.2.2. Les interfaces digitales de l'EGPWS	
A. Les entrées digitales de l'EGPWS	
B. Les sorties digitales de l'EGPWS	
3.3. Les différents types de fonctionnement de l'EGPWS	
3.3.1. Les deux fonctions TA et TCF	
3.3.2. Les sept modes d'alerte	
3.3.2.1. Mode 1 : Taux de descente excessif (Large descente rates)	
3.3.2.2. Mode 2 : Taux de rapprochement sol excessif (Too much of a closure rate when approaching terrain that is rising)	
3.3.2.3. Mode 3 : Perte d'altitude après le décollage ou une approche manquée. (Too much altitude loss during climbout « at take off or in go around)	
3.3.2.4. Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)	
3.3.2.5. Mode 5: Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)	54
3.3.2.6. Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)	57
3.3.2.7. Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)	60
3.4. Conclusion	63
CHPITRE 4: MAINTENANCE ET TEST OPERATIONNEL DU SYSTEME EGPWS	
4.1. Définition de la maintenance	
4.2. Les objectifs de la maintenance	
a. La sécurité	
b. La disponibilité	
c. L'économie	
4.3. Différents types de maintenance	64
4.4. Différents niveaux de maintenance	64
4.5. Les documents utilisés dans la maintenance	64
4.6. Recherche de pannes	65
4.6.1. Différentes classes de pannes	65
4.6.2. Les catégories d'alarmes	67
4.7. Exemple de la recherche de panne de l'EGPWS	68
4.8. Le test opérationnel de l'EGPWS (EGPWS BITE)	70
4.8.1. Le premier niveau de l'autotest	70
4.8.2. Les niveaux 2-5 de l'autotest	70
4.8.3. Le sixième niveau de l'autotest	71
4.9. Conclusion	88
CONCLUSION GENERALE	88
	90
	92
	92
	93

LISTES DES FIGURES

CHAPITRE 1 LE CFIT ET LES SYSTEMES RECOMMANDES POUR LE PREVENIR		
Figure 1.1	Nombre d'accidents mortels par année	4
Figure 1.2	Nombre d'accidents mortels CFIT par année	5
Figure 1.3	Nombre d'accidents mortels CFIT par phase de vol	5
Figure 1.4	Représentation des composants constituant l'ILS	6
Figure 1.5	Représentation des plans et de la trajectoire de l'ILS	8
Figure 1.6	Antenne Localizer	8
Figure 1.7	Antenne GLIDE	9
Figure 1.8	Localisation des antennes radio sur le Boeing 737 NG	10
Figure 1.9	Schéma synoptique de l'équipement de bord des trois radiobornes	10
Figure 1.10	L'équipement de bord de l'ILS	11
Figure 1.12	L'affichage de l'EGPWS sur les ND's lorsque l'avion est loin du terrain	12
Figure 1.13	L'affichage du radar terrain/ météo sur le ND's	13
 CHAPITRE 2 DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME EGPWS		
Figure 2.1	Indications du terrain lorsque l'avion s'approche du relief	15
Figure 2.3	Schéma synoptique représentant les composants de l'EGPWS	18
Figure 2.4	Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit	19
Figure 2.5	Haut parleur	19
Figure 2.6	Bouton témoin BELLOW G/S	19
Figure 2.7	Constitution du module d'avertissement de proximité sol EGPWM	20
Figure 2.8	Le panneau du contrôle EFIS	22
Figure 2.9	Localisation de la soute électronique dans l'avion	23
Figure 2.10	L'architecture de la soute électronique du Boeing 737 NG	23
Figure 2.11	Emplacement de l'EGPWC et du module de commutateur de programme	24
Figure 2.12	Le calculateur d'avertissement de proximité sol	25
Figure 2.13	Schéma synoptique représentant les interfaces des deux relais	27
Figure 2.14	Emplacement de relais 745 dans le logement train avant	27
Figure 2.15	Emplacement de relais 746 dans le logement train avant	28
 CHAPITRE 3 FONCTIONNEMENT DU SYSTEME EGPWS		
Figure 3.1	Les interfaces de l'EGPWS	30
Figure 3.2	Schéma synoptique des interfaces analogiques du système EGPWS	31
Figure 3.3	Les interfaces digitales du système EGPWS	36
Figure 3.4	Contenu de la mémoire de l'EGPWC	40
Figure 3.5	Représentation de mode 1	42
Figure 3.6	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de mode 1	42
Figure 3.7	Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 1	43
Figure 3.8	Représentation de sous-mode 2A	44

Figure 3.9	Représentation de sous-mode 2B	45
Figure 3.10	Représentation de l'aéronef en sous-mode 2B avec trains sortis	45
Figure 3.11	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 2A	46
Figure 3.12	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 2B	46
Figure 3.13	Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 2	46
Figure 3.14	Représentation de mode 3	48
Figure 3.15	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de mode 3	49
Figure 3.16	Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 3	50
Figure 3.17	Représentation de sous-mode 4A	51
Figure 3.18	Représentation de sous-mode 4B	52
Figure 3.19	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4A	52
Figure 3.20	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4B	53
Figure 3.21	Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 4	54
Figure 3.22	Descente au -dessous de Glide Slope	55
Figure 3.23	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4B	55
Figure 3.24	Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 5	57
Figure 3.25	Schéma représentant toutes les annonces automatiques	58
Figure 3.26	Inclinaison de l'avion dépasse 45°	59
Figure 3.27	Image représente le WINDSHEAR sur une piste d'atterrissage	60
Figure 3.28	Représentation des différent position d'un avion attaqué par le Microbust	61
Figure 3.29	Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4B	62

CHAPITRE 4 MAINTENANCE ET TEST OPERATIONNEL DU SYSTEME EGPWS

Figure 4.1	Les objectifs de la maintenance	64
Figure 4.2	Les types de la maintenance	65
Figure 4.3	Méthode d'utilisation des documents de maintenance	68
Figure 4.4	La feuille du HIL sur laquelle l'équipage a mentionné la panne	72
Figure 4.5	Tableau des codes des pannes	74
Figure 4.6	Tableau qui indique le statut du système	75
Figure 4.7	Schéma synoptique expliquant le test de l'isolement	77
Figure 4.8	Schéma synoptique expliquant le test de continuité	78
Figure 4.9	L'affichage du message « TERR TEST » en couleur cyan sur les ND's	89
Figure 4.10	La lampe INOP s'allume sur l'EGPWS	89
Figure 4.11	Clignotement des voyants ambres Bellow G/S	89
Figure 4.12	L'affichage des message visuels en rouge sur les PFD'S et ND's	92

LISTE DES ABREVIATIONS

A

AC	Alternating current	Courant alternatif
ADIRS	Air Data Inertial Reference System	L'unité de référence aérodynamique et inertielle
AOA	Ongle Of Attack	L'angle d'attaque indiqué
AMM	Aircraft Maintenance Manuel	
ATL	Aircraft Technical Log	

B

BITE	Built In Test Equipment	L'autotest de l'équipement
-------------	-------------------------	----------------------------

C

CDI	Course deviation indicator	Indicateur d'écart de route
CDU	Common Display Unit	
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Collisions avec le relief sans perte de contrôle
CMM	Component Maintenance Manuel	
CRM	Crew Repport Manuel	

D

DC	Direct Current	Courant directe
DEU	Display Electronic Unit	L'unité d'affichage électronique
DFCS	Digital Flight Control System	

E

EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Système amélioré d'avertissement de proximité sol
EGPWM	Enhanced Ground Proximity Warning Module	Module d'avertissement de proximité sol
EGPWC	Enhanced Ground Proximity Warning computer	Calculateur d'avertissement de proximité sol
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Le panneau de control

F

FAA	Federal Aviation Administration	Autorité en charge de l'aviation
FDAU	Flight Data Acquisition Unit	L'unité d'acquisition de donnée de vol
FDR	Flight Data Recorder	L'enregistreur des paramètres de vol
FIM	Fault Isolation Manuel	
FMC	Flight Management Computer System	Le système de calculateur de gestion de vol

G

GND	ground	sol
GND PROX WARN	Ground Proximity Warning	Avertissement de proximité sol
GPS	Global Positioning System	Système de positionnement global
GPWS	Ground Proximity Warning System	Système d'avertisseur de proximité sol

H

HSI	Horizontal situation indicator	Indicateur de situation horizontale
------------	--------------------------------	-------------------------------------

I

IM	Inner MARKER	Radioborne intérieure
ILS	Instrument Landing System	Le système d'atterrissage aux instruments
IMC	Instrumental Meteorological Conditions	
IPC	Illustrated Part Catalog	

L

LRU	Line Replaceable Unit	Unité remplaçable en ligne
------------	-----------------------	----------------------------

M

MMR	Multi Mode Receiver	Le récepteur multi mode
MM	Middele MARKER	Radioborne intermédiaire
MCP	Mode Control Panel	
MPD	Manual Planning Data	

N

ND	Navigation display	Ecran de navigation
-----------	--------------------	---------------------

O

OACI	International Civil Aviation Organisation	Organisation de l'aviation civile internationale
OM	Outer MARKER	Radioborne extérieure

P

PFD	Primary flight display	Indicateur de vol primaire
PSEU	Proximity Switch Electronic Unit	Le capteur de proximité de l'unité électronique

R

REU	Remote Electronic Unit	
------------	------------------------	--

S

SMYD	Stall Management Yaw Damper	Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet
SSM	Schematic System Manuel	
SRM	Structural Repair Manuel	

T

TA	Terrain Awareness	La fonction d'avertissement terrain
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Système amélioré d'avertissement de proximité sol
TCAS	Traffic And Alert Collision Avoidance System	Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision
TERR/WXR	Terrain/ Weather radar	Le radar terrain/ météo

U

UHF	Ultra high frequency	Ultra haute fréquence
------------	----------------------	-----------------------

V

VHF	Very high frequency	Très haute fréquence
VMC	Visual Meteorological Conditions	
VSI	Vertical Speed Indicator	La vitesse verticale inertielle

W

WDM	Wiring Diagram Manuel	
------------	-----------------------	--

*Introduction
générale*

INTRODUCTION

Les collisions avec le relief sans perte de contrôle CFIT (Controlled Flight Into Terrain) constitue depuis l'avènement de l'aviation commerciale dans les années cinquante, la majorité des cas d'accidents aériens. Ce type d'accident est d'autant plus dramatique que l'enquête technique montre, qu'avant l'impact, l'avion était en état de navigabilité, que ses systèmes de bord fonctionnaient de façon normale mais que l'équipage n'avait pas conscience de l'imminence de l'accident.

L'ensemble des professionnels de l'aéronautique s'est donc penché sur ce problème crucial pour la sécurité du trafic aérien et un certain nombre d'états ont engagé des études portant sur la réalisation des différents appareils et instruments fiables et précis, afin de faciliter la conduite des avions et prévenir ce type d'accident.

Parmi ces instruments de bord, on trouve TAWS (Terrain Awareness Warning System), dont les plus anciens datent des années 70. Ces équipements, plus connus sous les noms GPWS (Ground Proximity Warning System) ou EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System).

Ils sont installés à bord des avions, génèrent des *alarmes avancées, sonores et visuelles* dans le poste de pilotage, pour condition de vol dangereuse proche du sol.

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 le vol contrôlé vers le terrain CFIT et les différents systèmes recommandés pour prévenir ce type d'accident, 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 quatre chapitres suivants :

Chapitre I : Le CFIT et les systèmes recommandés pour le prévenir

Chapitre II : Description générale du système EGPWS

Chapitre III : Fonctionnement du système EGPWS

Chapitre IV : Maintenance et test opérationnel du système EGPWS

Conclusion générale

Chapitre 1

Le CFIT et les
systèmes recommandés
pour le prévenir

1.1. Les accidents de type CFIT :

L'impact sans perte de contrôle CFIT, est un accident au cours duquel un avion maîtrisé par un équipage de conduite contrôle totalement l'avion mais se fait une fausse idée de sa situation dans le plan vertical et/ou horizontal et par conséquent conduit par inadvertance vers le relief, un obstacle ou un plan d'eau, sans qu'il ait suffisamment du temps ou qu'il soit averti à temps pour prévenir l'accident.

1.2. Les facteurs de risques de CFIT:

Les facteurs de risque vont de la topographie du terrain à la qualité du management de la compagnie aérienne en passant par la formation et la sensibilisation des équipages.

1.2.a. Environnement :

Les terrains montagneux lors de vols de nuit en conditions météorologiques de vol aux instruments IMC (Instrumental Meteorological Conditions) où lorsqu'il n'est pas possible de maintenir les conditions VMC (Visual Meteorological Conditions) permettant de voler à vue se sont les plus risqués. De plus, si la piste n'a pas été équipée d'un dispositif d'approche de précision comme l'ILS (Instrument Landing System), le risque est nettement augmenté. La pire situation consiste en une approche de nuit, en conditions IMC, sur un terrain accidenté avec un contrôle aérien ne disposant pas de radar. Même si la majorité des CFIT surviennent durant l'atterrissage, il est possible d'avoir ce type d'accident en toute phase du vol y compris en montée. Les pistes avec un mauvais éclairage ou un éclairage inhabituel ou non conforme sont des terrains à risque.

1.2.b. L'équipage :

Des pilotes ayant traversé de nombreuses zones horaires et atterrissant au terme d'un long temps de service sont les moins attentifs. Ceux qui effectuent un vol charter encourent deux fois plus de risques que ceux qui font un vol régulier, la raison est que ces derniers sont relativement plus habitués aux terrains qu'ils desservent. Les compagnies charters travaillent en fonction du marché et leurs pilotes se retrouvent plus souvent sur des terrains qui leur sont inconnus. Dans la même logique, les vols nationaux sont moins risqués, leurs pilotes atterrissent plusieurs fois par semaine sur les mêmes terrains et en connaissant par cœur les spécificités.

Les compagnies de fret encourent encore plus de risques, elles utilisent typiquement des avions anciens et leurs équipages ont un pilotage assez sportif, elles desservent des terrains secondaires et

volent surtout de nuit. Les instruments des anciens avions sont moins performants et peuvent constituer un facteur de risque supplémentaire.

Quand c'est le copilote qui est en commande, le risque est nettement moindre, les commandants de bord ont une plus grande expérience. Au contraire, quand un copilote sent que quelque chose ne va pas, trop souvent il n'a pas le courage qu'il faut pour corriger le commandant de bord. Parfois c'est ce dernier qui ne tient pas compte des remarques du copilote.

1.2.c. La culture de la compagnie :

Si la compagnie attache une connotation négative aux remises de gaz, elle est un excellent candidat aux CFIT. Si un pilote a des doutes sur une approche, il doit être en mesure de l'annuler et de recommencer sans subir la moindre critique. Dans de nombreux accidents, le copilote initie une remise de gaz qui est annulée par le commandant de bord.

Un point positif est donné aux compagnies qui mettent en place un système permettant à leurs pilotes de rapporter des incidents sans encourir de mesures disciplinaires. Dans les autres compagnies, les problèmes restent cachés jusqu'au jour où un de leurs avions sort en première page des journaux.

D'après une étude réalisée en 1995, un des facteurs retrouvé dans de nombreux CFIT est la pression opérationnelle sur des pilotes pour qu'ils fournissent un service ponctuel et fiable dans un environnement incompatible avec une telle attente.

1.2.d. La cartographie :

La mise à disposition d'une cartographie de qualité est aussi un facteur positif. Les civils utilisent le plus souvent des cartes Jeppesen Sanderson, c'est parmi les meilleures au monde. Certaines compagnies aériennes font l'économie d'un abonnement Jeppesen en dessinant leurs propres cartes. Ces dernières sont moins parlantes et constituent une prise de risque gratuite sachant que l'erreur de position est un facteur important dans de nombreux CFIT.

Toujours dans le chapitre cartographie, il est fréquemment reproché aux compagnies les plus fauchées de faire voler leurs pilotes avec des cartes pas à jour. Les reliefs ne changent pas de position, mais il peut y avoir de nouveaux obstacles artificiels tels que des fils électriques ou des antennes. De plus, les balises au sol peuvent connaître des changements.

1.2.f. Le danger :

Comparativement aux autres accidents, les CFIT sont particulièrement meurtriers, selon une étude faite en Alaska, et tenant compte des événements entre 1990 et 1998, plus de 70% des victimes du transport aérien ont été impliquées dans un CFIT. Dans l'aviation générale, la majorité des cas concernent des pilotes qualifiés pour le vol à vue VMC mais qui se retrouvent en IMC par inadvertance (Annexe A).

1.3. Le programme OACI pour la prévention des CFIT :

L'organisation de l'aviation civile internationale OACI (International Civil Aviation Organisation) qui établit les normes et les règles nécessaires à la sécurité et la régularité de l'aviation, participe depuis plusieurs années aux efforts déployés à travers le monde pour éviter les accidents de ce type, qui entraînent généralement de lourdes pertes de vies humaines.

Le système de comptes rendus d'accident/incident ADREP (Air Defence Representative) de l'OACI montre pour la période 1992-2003, une tendance à la baisse du nombre total annuel d'accidents mortels concernant des avions de transport commercial à propulsion par turbine et dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5700 kg (Figure 1.1).

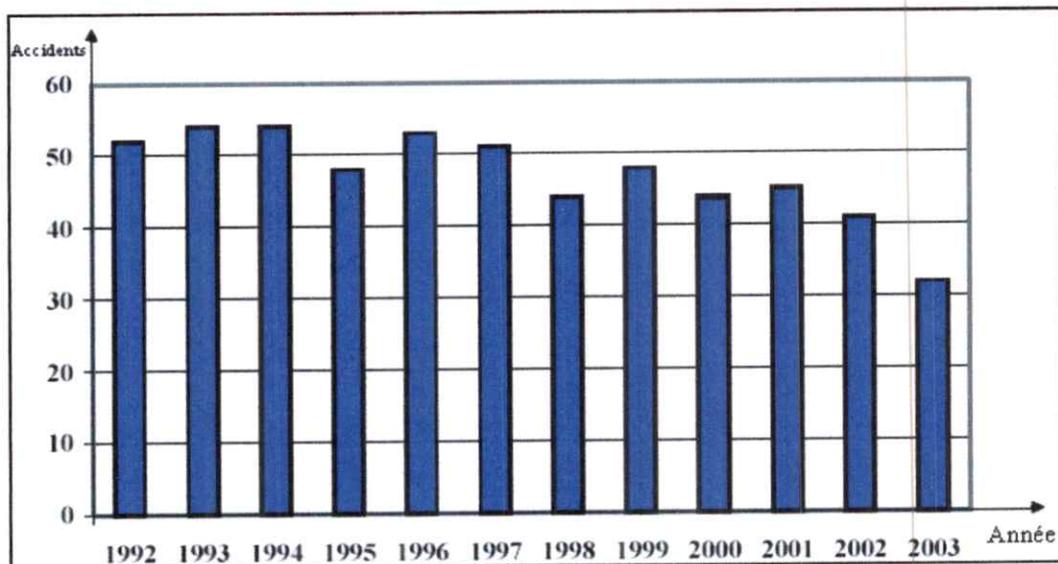


Figure 1.1 : Nombre d'accidents mortels par année

Cela dit, le système ADREP fait ressortir une diminution encore plus importante du nombre d'accidents mortels par CFIT pour la même catégorie d'aéronefs, qui a été un facteur de la réduction du nombre total d'accidents mortels comme le montre la Figure 1.2.

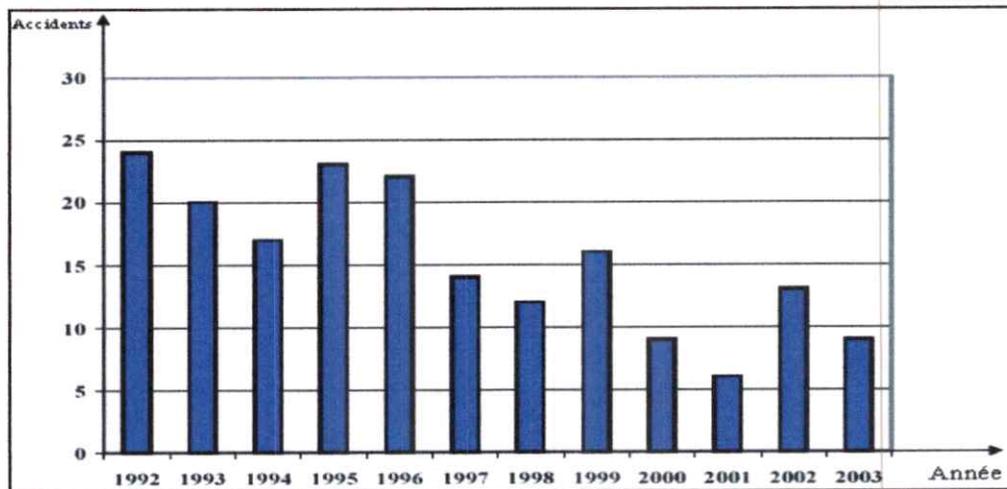


Figure 1.2 : Nombre d'accidents mortels CFIT par année

Les données du système ADREP indiquent aussi qu'un pourcentage élevé des accidents par CFIT se produit à l'approche et à l'atterrissage (Figure 1.3). Ainsi une réduction du nombre d'accidents survenant au cours de ces phases de vol se traduirait par une diminution du nombre total d'accidents par CFIT.

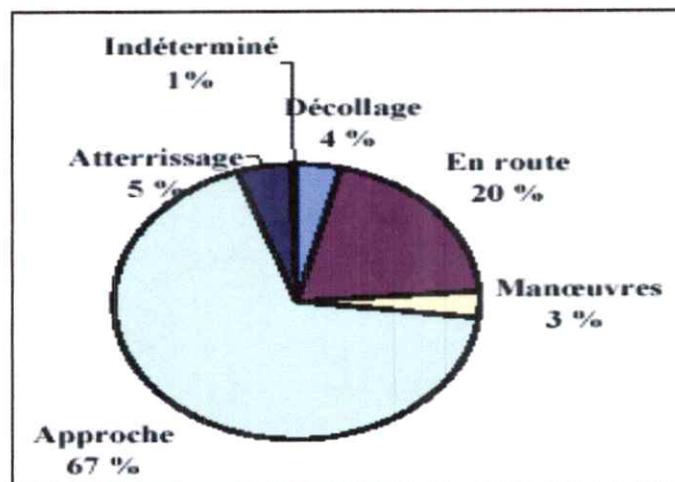


Figure 1.3 : Nombre d'accidents mortels CFIT par phase de vol

Depuis 1995, les organisations internationales, les aviateurs n'ont pas manqué une occasion de faire prendre conscience du problème des CFIT et d'appeler l'attention sur les mesures disponibles pour améliorer la sécurité des vols, par l'encouragement de la mise en œuvre des dispositions de l'OACI pour réduire les accidents par CFIT.

Cette dernière a incorporé plusieurs dispositions sur la prévention des CFIT dans ses annexes et ses procédures aux services de la navigation aérienne:

Comme par exemple dans l'amendement N° 26 de l'Annexe 6 — *Exploitation technique des aéronefs*, ils ont introduit de nouvelles dispositions relatives aux opérations d'approche avec guidage vertical, de façon que l'aéronef puisse maintenir la trajectoire de vol indiquée dans la procédure d'approche aux instruments sans avoir à effectuer des manœuvres verticales excessives. Cette technique permet d'exécuter des approches stabilisées et remplace la technique du palier de descente, qui a été un facteur causal dans un grand nombre d'accidents par CFIT.

Le 15 mars 2002, le Conseil a adopté l'Amendement N° 27 de l'Annexe 6 qui introduit des *spécifications révisées sur l'avertisseur de proximité sol GPWS et la fonction d'évitement du relief explorant vers l'avant*. L'amendement étend l'application de ces spécifications, à partir du 1^{er} janvier 2007, à tous les avions munis de moteurs à pistons et les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 5700 kg ou qui sont autorisés à transporter plus de 9 passagers.

Le 23 février 2004, le Conseil a adopté l'Amendement N° 33 de l'Annexe 15 — *Services d'information aéronautique*, qui introduit de nouvelles normes sur la fourniture et l'échange de données électroniques appropriées, cohérentes et précises sur le relief et les obstacles. Les données électroniques du terrain et d'obstacles employées avec les données aéronautiques, pourront être utilisées dans les applications de navigation aérienne, notamment les systèmes EGPWS, et aiderons à développer les procédures d'approche aux instruments ainsi que les cartes aéronautiques et les bases de données embarquées.

1.4. Les systèmes de sécurité recommandés pour prévenir le CFIT :

La densité croissante du trafic aérien a rendu son contrôle nécessaire par des organisations nationales et internationales qui ont recommandées les moyens de radio navigation, ces derniers sont

presque tous basés sur les radiocommunications entre le sol et les aéronefs, pour faciliter la conduite des avions et par conséquent assurer la sécurité et la régularité.

1.4.a. Le système d'atterrissage aux instruments ILS (Instrument Landing System) :

Le système ILS est pratiquement le seul système opérationnel en tant qu'aide non visuelle à l'approche et l'atterrissage, approuvé par l'OACI ; un grand nombre d'aéroports en sont équipés et la totalité des avions de transport l'utilise. Il fournit au pilote sur des indicateurs de bord des signaux de guidage sur la trajectoire de descente vers la piste.

1.4.a.1. Constitution du système ILS :

On distingue l'équipement sol et l'équipement de bord

1.4.a.1.A. L'équipement sol :

Il est constitué de trois systèmes (Figure 1.4 ; 1.5):

- Le radioalignement de piste (RAP)
- Le radioalignement de descente (RAD)
- Les trois Radiobornes (MARKER BEACON)

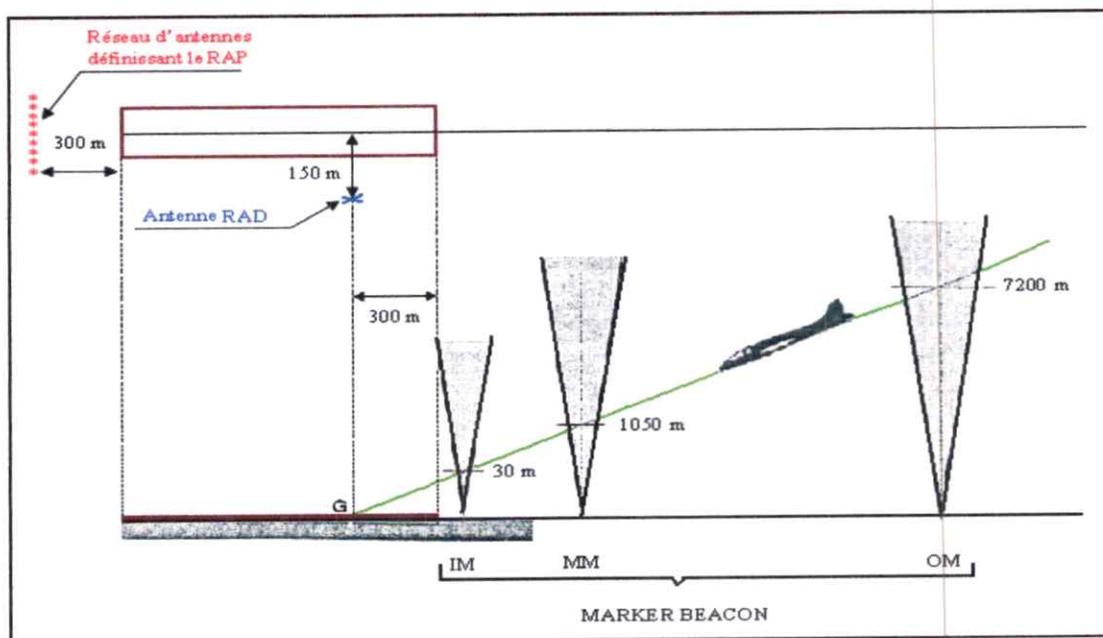


Figure 1.4: Représentation des composants constituant l'ILS

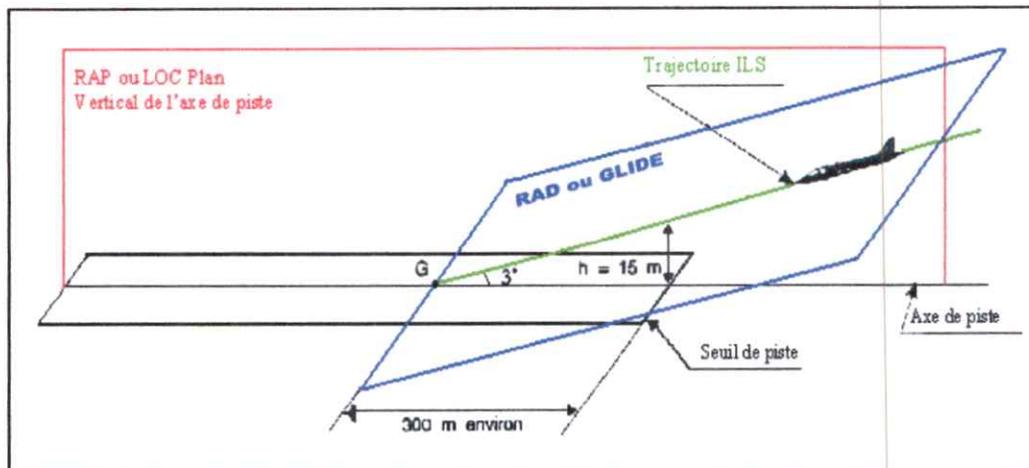


Figure 1.5: Représentation des plans et de la trajectoire de l'ILS

1.4.a.1.A.1. Le radioalignement de piste (RAP) :

Dit «LOCALIZER » ou LOC en abrégé, définit le plan vertical passant par l'axe de la piste. Il donne une information d'écart latéral par rapport à un plan vertical (Figure 1.5 ; 1.6).



Figure 1.6: Antenne Localizer

1.4.a.1.A.2. Le radioalignement de descente (RAD) :

Dit «GLIDE PATH » ou GLIDE en abrégé, définit un plan oblique de descente perpendiculaire au premier (Figure 1.7) .Il donne une information d'écart vertical par rapport à un plan oblique (de 3° par rapport au seuil de la piste). L'intersection des deux plans est la trajectoire

idéale (Figure 1.5) .



Figure 1.7: Antenne GLIDE

1.4.a.1.A.3. Trois Radiobornes (MARKER BEACON) :

Le système ILS est complété par trois Radiobornes à rayonnement vertical, situées sur l'axe d'approche à des distances caractéristiques.

- Passage à 7200m de hauteur (Outer MARKER)
- Passage à 1050 m de hauteur (Middèle MARKER)
- Passage à 30 m de hauteur (Inner MARKER)

Ils donnent une information sonore et visuelle d'écart discontinue de distance par rapport à un seuil de piste (Figure 1.4).

1.4.a.1.B. L'équipement de bord de l'ILS :

Il y a en fait deux récepteurs à modulation d'amplitude distincte :

- Un pour recevoir la porteuse VHF du radioalignement de piste (LOC)
- L'autre pour recevoir les signaux UHF du radioalignement de descente (GLIDE) (Figure 1.8)
- Lorsque l'aéronef passe à la verticale d'une des trois balises (Markers) un récepteur MARKER fait entendre le signal audible, caractéristique de la balise (Figure 1.8; 9) et des voyants s'allument sur les PFD's (Bleu pour Outer, Orange pour Middle, Blanc pour Inner) (Figure 1.9 ; 10).

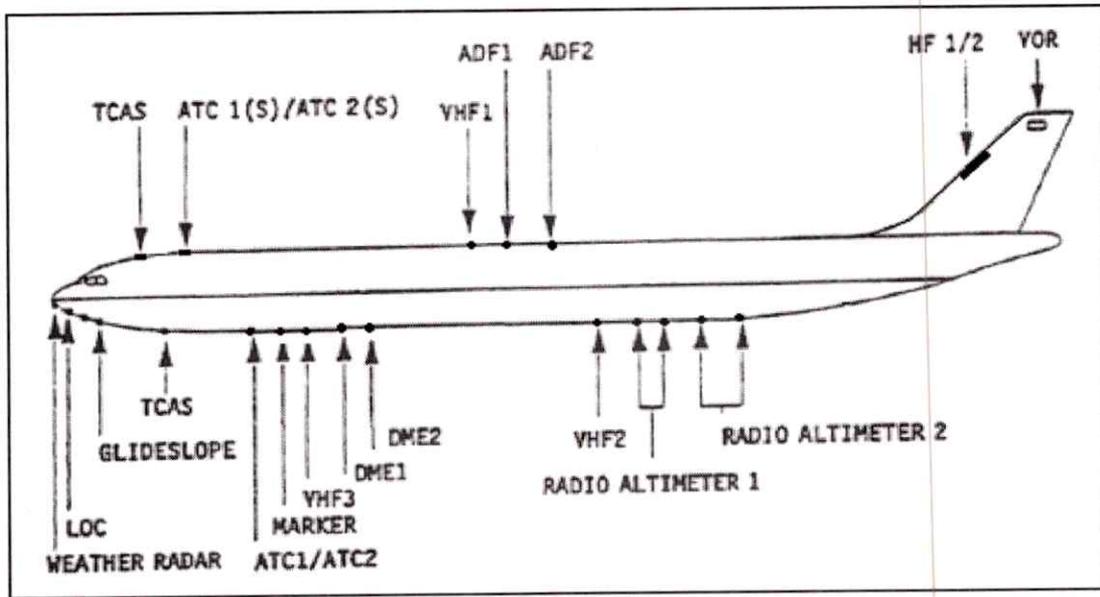


Figure 1.8 : Localisation des antennes radio sur le Boeing 737 NG

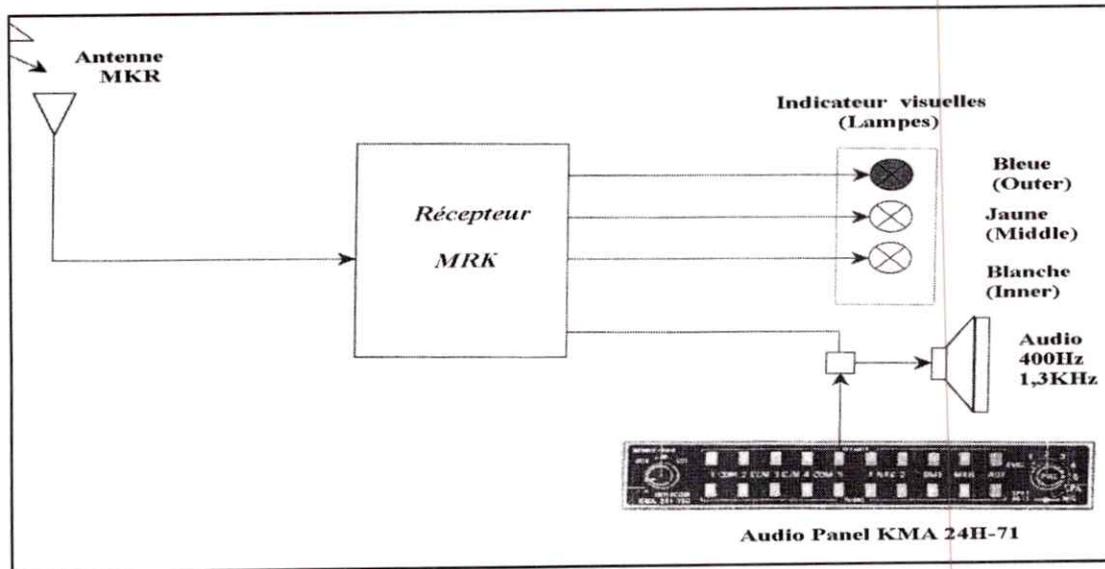


Figure 1.9 : Schéma synoptique de l'équipement de bord des trois radiobornes

- L'horizon artificiel ADI (Attitude Direction Indicator) qui est intégré dans les écrans de vol primaire PFD's (Primary flight display) ; l'indicateur d'écart de la route CDI (Course Deviation Indicator) et l'indicateur de situation horizontale HSI (Horizontal situation indicator) qui sont intégrés dans les écrans de navigation ND's navigation display (Figure 1.10; Annexe B).

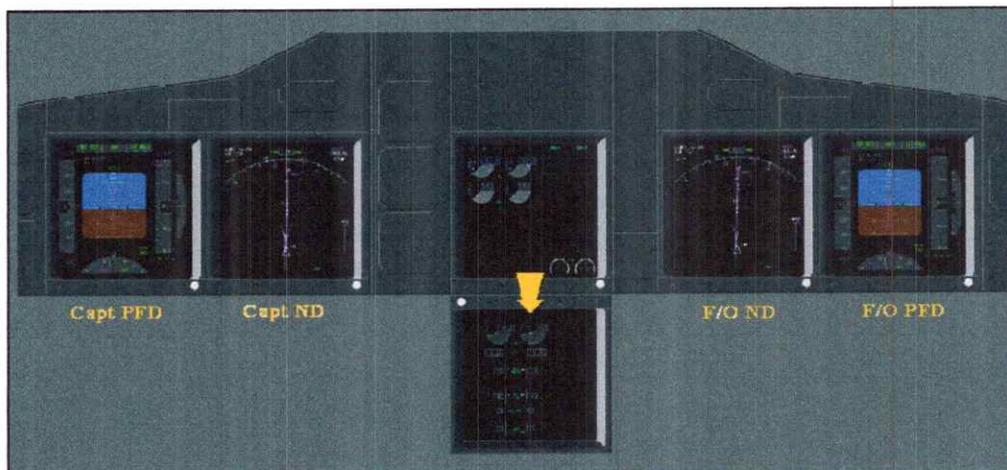
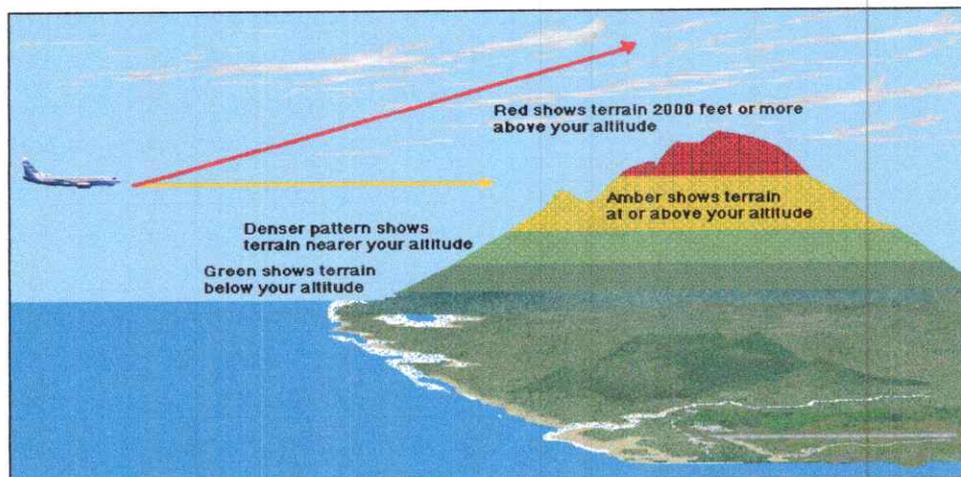


Figure 1.10 : L'équipement de bord de l'ILS

1.4.b. Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS :

Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System) ; est un système embarqué destiné à éviter qu'un avion s'écrase au sol, il est auto opérationnel à des altitudes comprises entre 50 et 2500 pieds. Doté d'une base de données géographique et il utilise une information Radio altimétrique pour détecter si l'avion se rapproche trop du sol ; de l'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRS (Air Data Inertial Reference System) pour la position actuelle de l'aéronef et le cap ainsi que des systèmes de radio navigation.

Quand l'avion s'approche du relief, ce dernier apparaît sur les écrans d'affichage sous la forme de taches colorées et une alarme retentit dans le poste de pilotage de type "woop, woop - terrain, terrain - pull up, pull up" (Figure 1.11 ; 12).



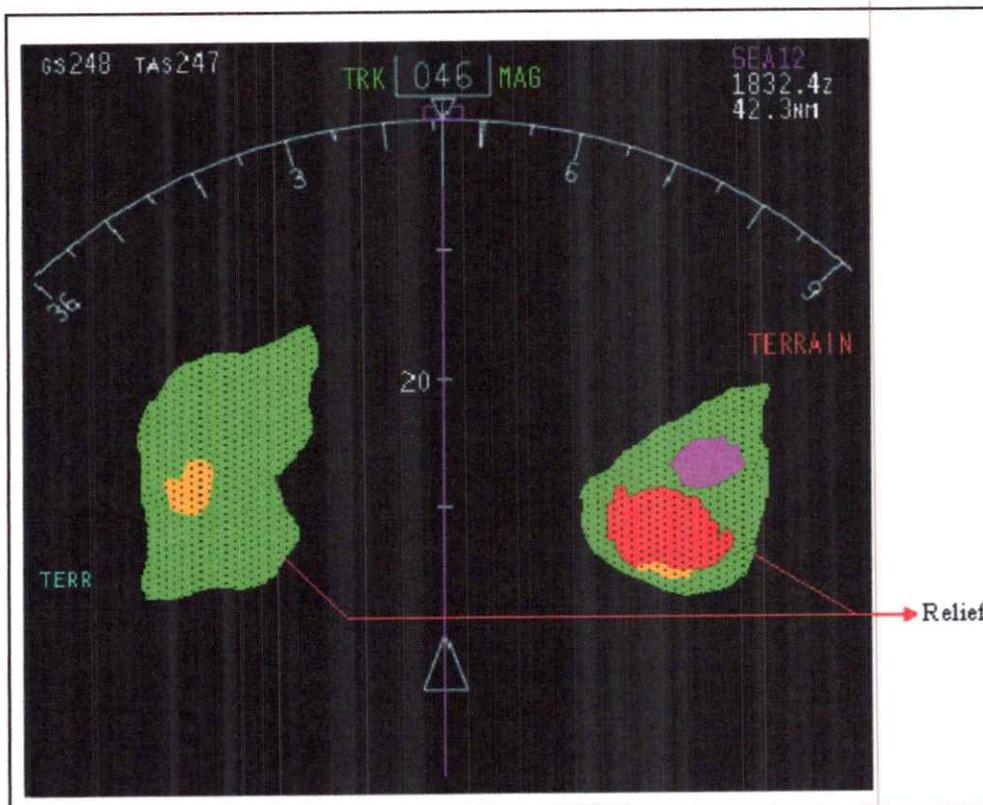


Figure 1.11 ; 12 : L'affichage de l'EGPWS sur les ND's lorsque l'avion est loin du terrain

Signification des couleurs du relief :

- Les données du relief ne sont pas valides
- La hauteur du relief à l'avant de l'avion est supérieure ou égal à 2000 FT
- La hauteur du relief est inférieure ou égale à l'altitude de l'avion
- La hauteur du relief est inférieure à l'altitude de l'avion

1.4.c. Le radar terrain/ météo TERR/WXR :

Il est utilisé à deux fins :

- Détection à l'avant de l'aéronef des zones à forte turbulence ou fortes précipitations (Orages) associées aux Cumulonimbus.

Les Cumulonimbus sont des nuages d'orages à grand développement vertical, sièges de très forts gradients de vent et de phénomènes météorologiques dangereux pour la navigation aérienne (foudre, grêle, pluies abondantes, rafales).

- Vision cartographique du sol au-dessous de l'aéronef (Figure 1.8 ; 1.13).

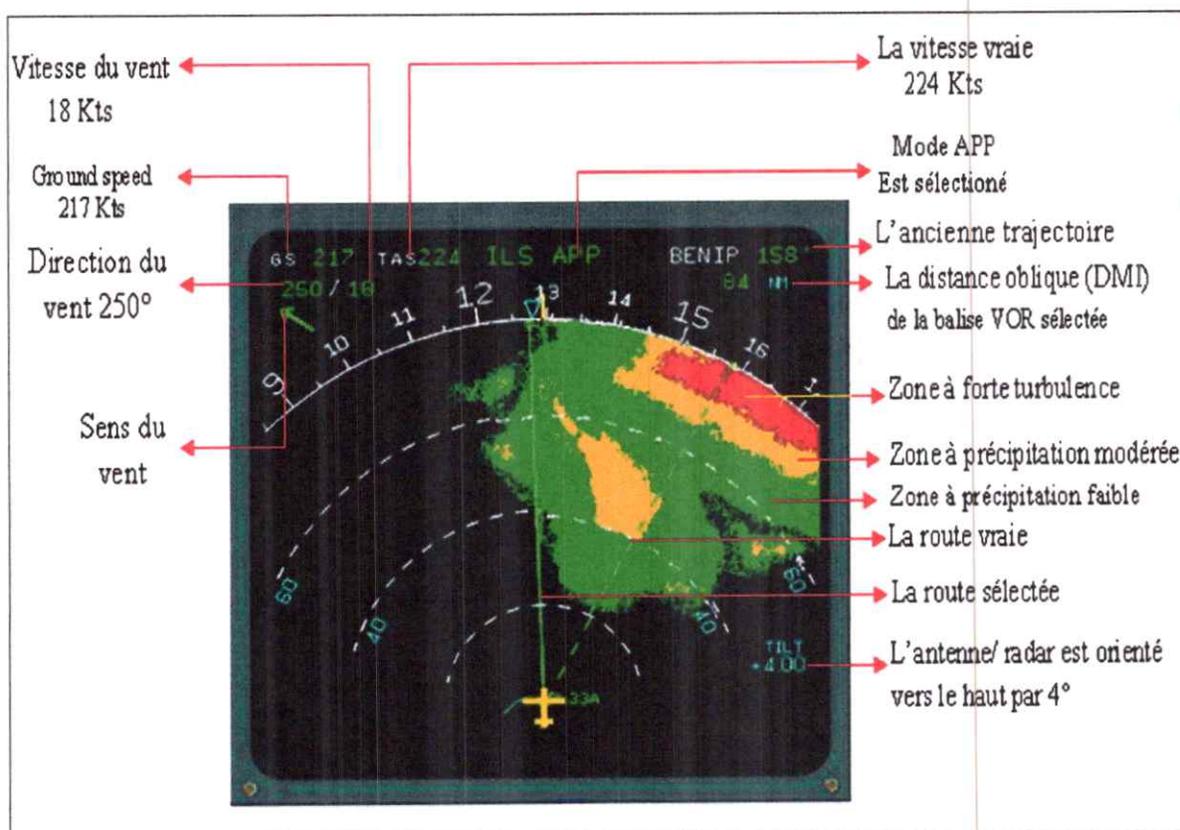


Figure 1.13 : L'affichage du radar terrain/ météo sur le ND's

1.5. Conclusion:

Le conseil a prié instamment les états de mettre en application les dispositions relatives à la prévention des CFIT, notamment celles qui concernent la mise en place de l'EGPWS, la conception et la mise en œuvre d'approches avec guidage vertical et la fourniture de données électroniques de terrain et d'obstacles.

Depuis l'introduction de l'EGPWS /TAWS en 1996, aucun aéronef doté de cet équipement n'a été impliqué dans un accident par CFIT.

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

2.1. Introduction au système EGPWS :

Le système d'avertissement de proximité sol appelé communément GPWS (Ground Proximity Warning System) est un système embarqué, fonctionne avec la radio altimètre. Donne à l'équipage de vol des alarmes avancées, sonores et visuelles pour condition de vol dangereuse proche du sol. Il fonctionne entre 50 et 2450 pieds et ne détecte que le sol qui est en dessous de l'avion.

Pour résoudre ce problème, la firme Honeywell a mis au point, une version améliorée du système, appelé EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System) doté d'une base de données géographique qui permet de détecter l'état du terrain à l'avant de l'appareil, il est ainsi agrémenté par des informations provenant de l'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRS (Air Data Inertial Reference System) pour la position actuelle de l'aéronef et le cap, de la radio altimètre pour l'altitude, ainsi que des systèmes de radio navigation. L'EGPWS est capable d'anticiper les éventuelles collisions. Concrètement, quand l'avion s'approche du relief, ce dernier apparaît sur les écrans d'affichage sous la forme de taches colorées. 60 secondes avant l'impact le danger s'affiche en jaune avec une alerte retentit comme « Terrain, Terrain »; si l'équipage n'a pas corrigé la trajectoire de l'aéronef et 30 secondes avant l'impact la couleur jaune devient rouge et l'alerte change en alarme comme par exemple: "Whoop, Whoop; Pull Up" (Figure 1.11;1.12 ; 2.1; 2.2).

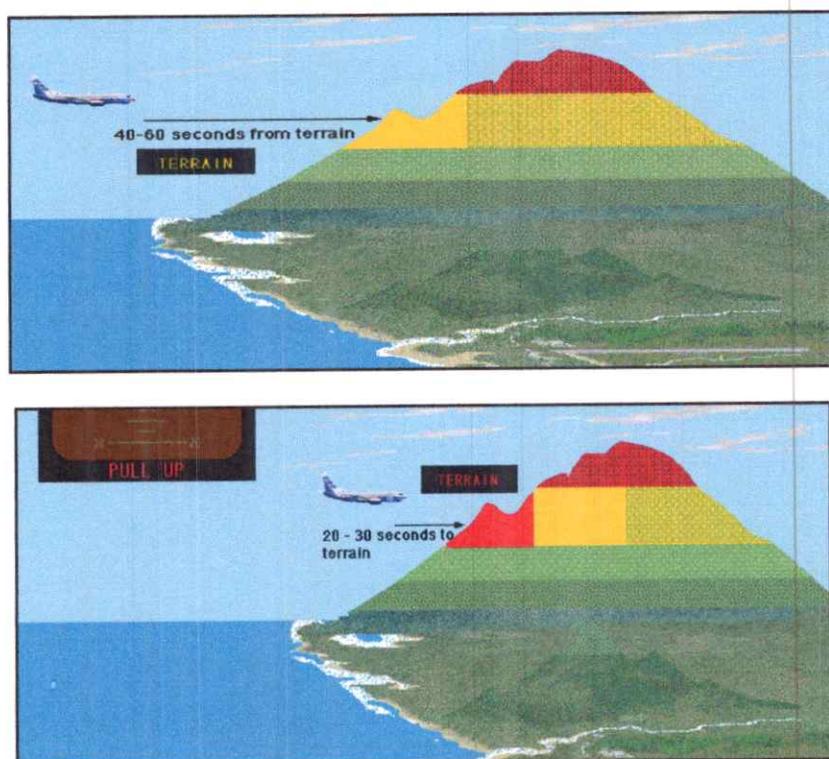


Figure 2.1 ; 2.2: Indications du terrain lorsque l'avion s'approche du relief

2.2. Historique du système EGPWS :

Le concept du premier GPWS a été mis en œuvre par la SAS (Scandinavian Airlines System), il eut des débuts timides jusqu'au 1 décembre 1974, où un Boeing 727-231 de la compagnie américaine aérienne TWA (Trans World Airlines) s'écrase lors de son approche de l'aéroport de Washington. Les pilotes étaient descendus en dessous de l'altitude autorisée afin de mieux voir la piste, suite à un malentendu avec la tour de contrôle. Les 92 personnes à bord perdent la vie dans l'accident.

Depuis ce terrible accident, l'autorité qui en charge de l'aviation FAA (Federal Aviation Agency) a imposé l'installation du GPWS sur tous ces appareils. Et après l'OACI a étendu l'application de ces spécifications, à tous les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 5700 kg ou qui sont autorisés à transporter plus de 9 passagers.

2.3. 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;

- Alertes 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 côtés 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 embarquée dans ce système. C'est l'EGPWS dit aux États-Unis TAWS; ceci se traduit par la présentation d'une

image de terrain au pilote et d'alertes visuelles et sonores (figure 1.12; 2.1; 2.2).

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 manoeuvre 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 assurent 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.

2.4. Constitution du système EGPWS :

L'EGPWS se compose des éléments suivants (Figure 2.3) :

- 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)

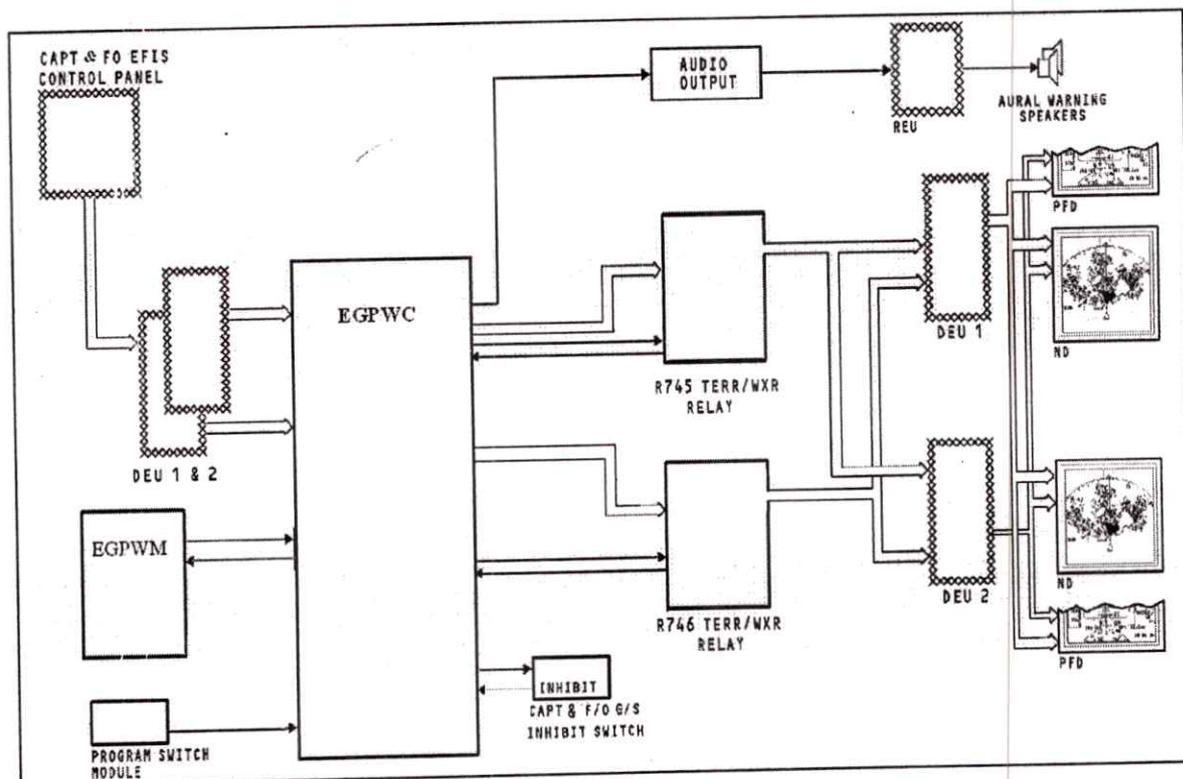


Figure 2.3 : Schéma synoptique représentant les composants de l'EGPWS

2.5. 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

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

2.5.1. A. 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 2.4).

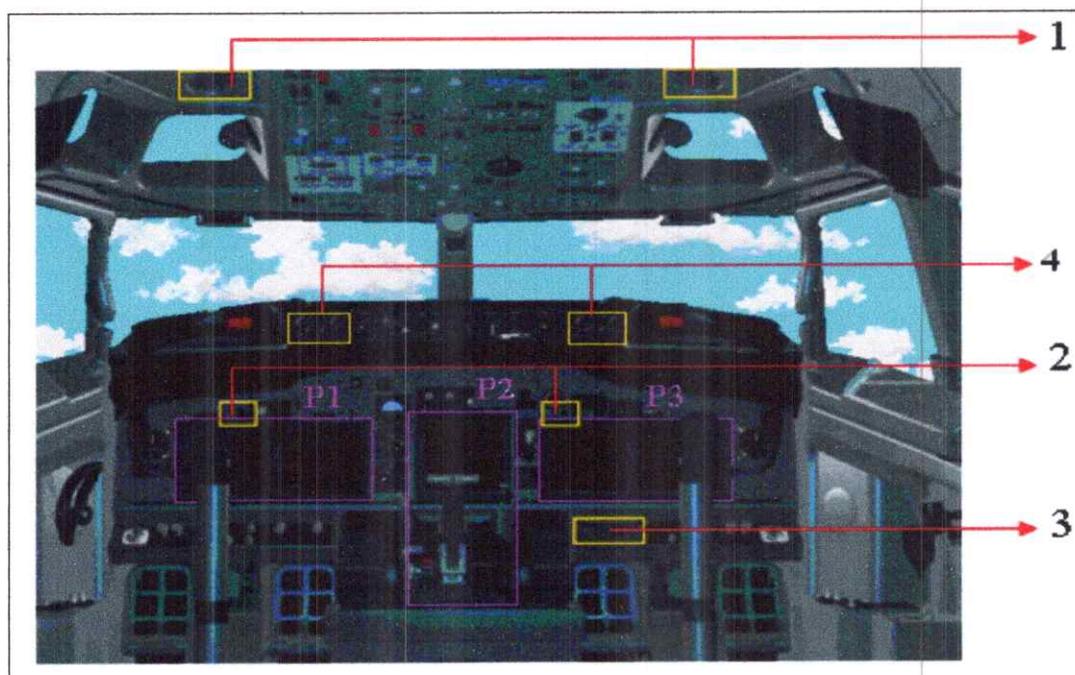


Figure 2.4 : Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit

Les composants qui existent dans le poste de pilotage sont :

1- Deux hauts parleurs:

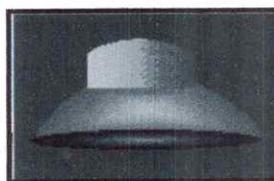


Figure 2.5 : Haut parleur

2- Deux boutons témoins ambres « BELLOW G/S » :



Figure 2.6 : Bouton témoin BELLOW G/S

3- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM :



Figure 2.7: Constitution du module d'avertissement de proximité sol EGPWM

Ce module contient :

- a. Une lampe témoin ambre « GPWS INOP »
- b. Un bouton poussoir test
- c. Un interrupteur surpassement volets « Flap Inhibit Switch »
- d. Un interrupteur surpassement trains « Gear Inhibit Switch »
- e. Un interrupteur surpassement terrain « Terrain Inhibit Switch »

2. 5. 1. B. Description des composants de l'EGPWS dans le poste de pilotage :

1. Les deux hauts parleurs :

Les hauts parleurs sont branchés avec l'EGPWC à travers le REU (REMOTE ELECTRONIC UNIT) (Figure 2.3; 2.4 ; 2.5). Ils fournissent des avertissements générés électroniquement par l'EGPWS et on cite quelques un:

- « WOOP-WOOP-PULL-UP »
- « TERRAIN, TERRAIN »
- « TOO LOW TERRAIN »

2. Deux boutons témoins ambres « BELLOW G/S » :

Ils sont placés sur le tableau de bord respectivement aux P1 et P3, comme l'indique la (figure 2.3 ; 2.4 ; 2.6). 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 (Voir paragraphe 3.3.2.5).

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

3. Module d'avertissement de proximité sol EGPWM :

Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM est l'interface entre l'équipage et l'EGPWS, il se situe sous la planche P3 en face le copilote (Figure 2.3; 2.4 ; 2.7).

Il contient les éléments suivants :

a. Une lampe témoin ambre « GPWS INOP » :

Elle s'allume dans les cas suivants:

- 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'EGPWM 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 conséquent on inhibe l'alerte sonore « TOO LOW FLAPS » du mode 4B (voir paragraphe 3.3.2.4).

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 conséquent l'alarme sonore « TOO LOW GEAR » du mode 4A est purement éliminée (Voir paragraphe 3.3.2.4).

e. Un interrupteur surpassement terrain:

Quand on met l'interrupteur sur la position INHIBIT la fonction de rafraîchissement

d'affichage de l'image terrain TCF (Terrain Clearance Floor) et la fonction d'avertissement terrain TA (Terrain Awareness) sur les écrans de navigation (ND's) sont inhibées ainsi que les alarmes sonores et visuelles de TCF et TA sont éliminées (Voir paragraphe 3.3.1); le message terrain inhibé «TERR INHIBIT » s'affiche ambre sur les deux écrans de navigation (ND's).

4. Les écrans d'affichage et les EFIS :

Ces composants servent comme interface avec L'EGPWS:

4. a. Capt et F/O écrans d'affichage PFD's et ND's sur les panneaux P1 et P3 (Figure 2.3 ; 2.4).

4. b. Capt et F/O panneaux de contrôle EFIS (Electronic Flight Instrument System) sur le panneau 7 (Figure 2.4 élément 4) :

4 .b.1. Description du panneau de contrôle EFIS :

L'EFIS est l'interface entre l'équipage et l'EGPWS ; il contient des éléments qui permet de choisir les données à afficher sur les ND's comme l'indique la figure 2.8.

- 1- Le sélecteur de mode ND
- 2 - Le sélecteur de range ND
- 3 - Bouton TERR map

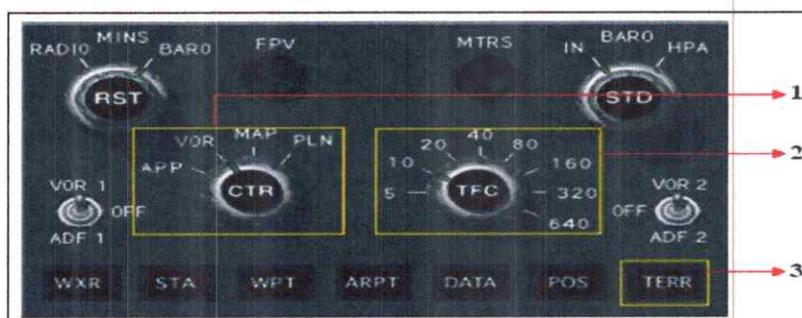


Figure 2.8 : Le panneau du contrôle EFIS

2.5.2. 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 2.9).

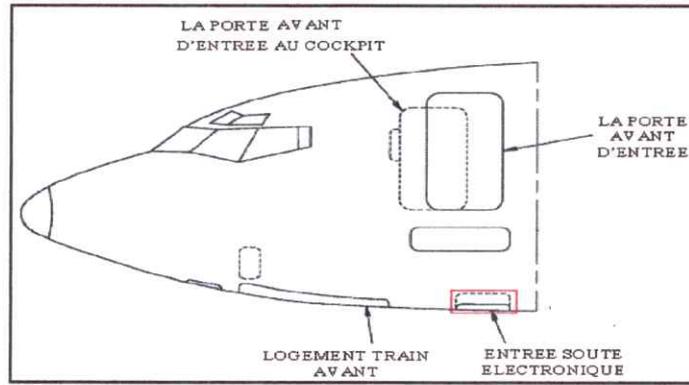


Figure 2.9: Localisation de la soupe électronique dans l'avion

Ainsi qu'on peut la diviser en cinq compartiments (Figure 2.10) dont le classement est fait selon le sens contraire des aiguilles d'une montre, par rapport au nez de l'avion. Le premier compartiment sera appelé E1, ensuite en arrière gauche on a les compartiments E2, E3, E4 et E5. Chaque compartiment contient deux étagères au minimum, dénommée par EX-Y où X est le N° du compartiment et Y est le N° de l'étagère de ce compartiment ; Comme par exemple E3-2.

Chaque étagère de son côté contient plusieurs modules, comme l'indique le schéma synoptique suivant :

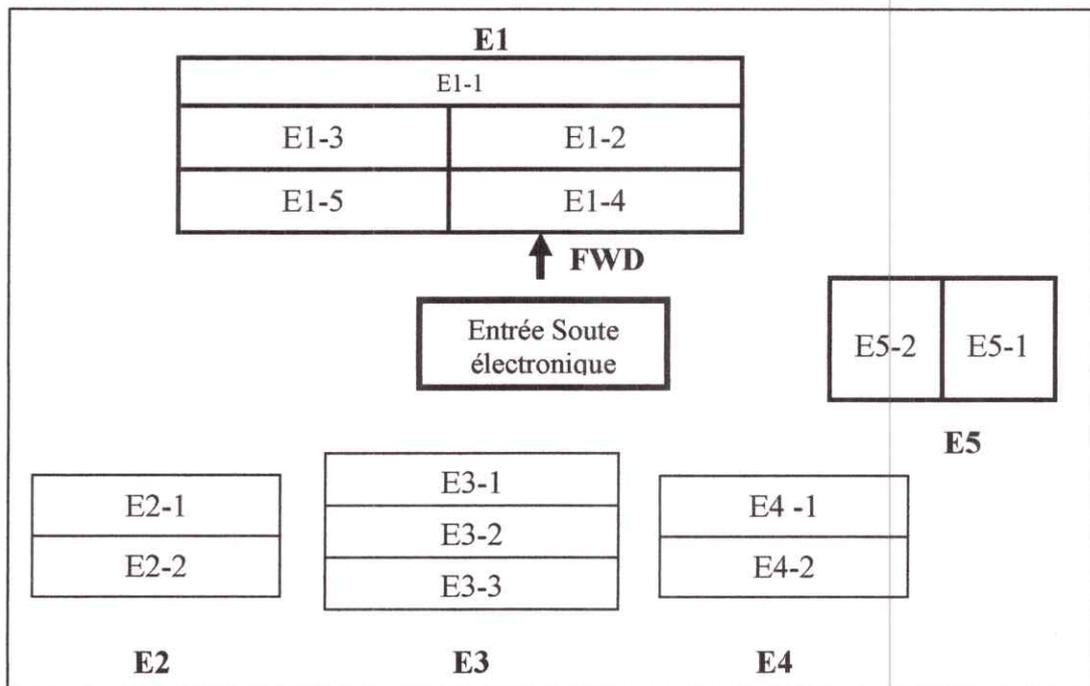


Figure 2.10 : L'architecture de la soupe électronique du Boeing 737 NG

Et d'après la figure (Figure 2.10) ; les composants de l'EGPWS sont placés comme suit :

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 (Figure 2.11).

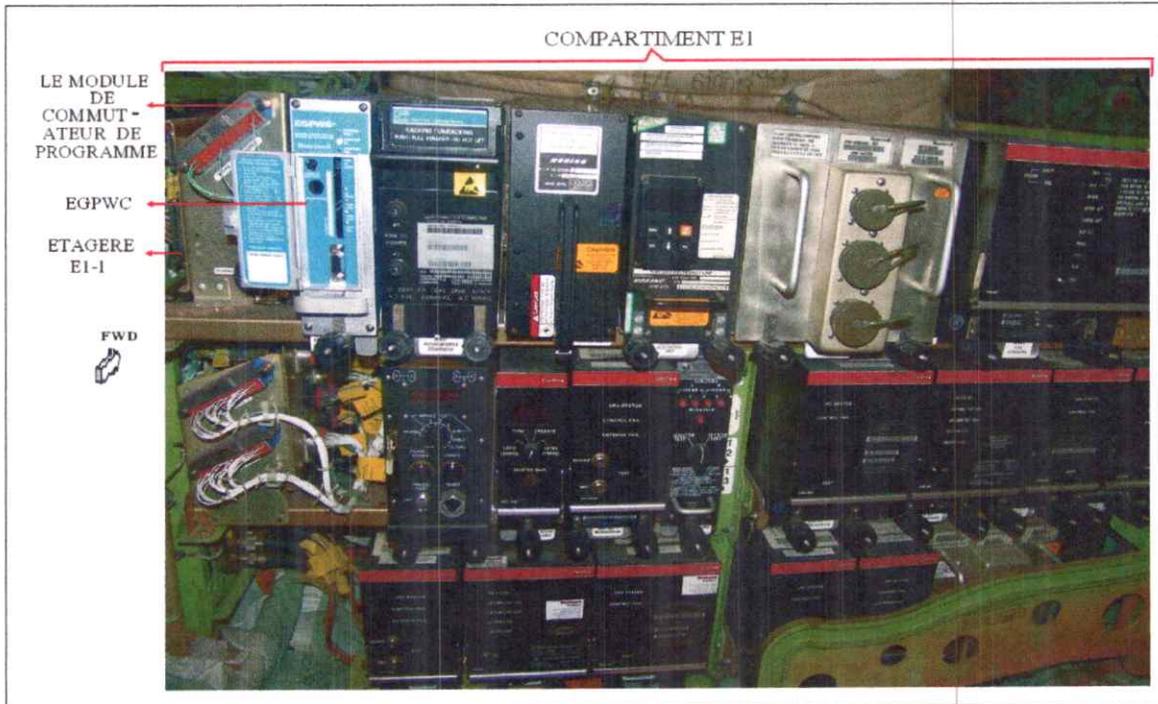


Figure 2.11 : Emplacement de l'EGPWC et du PIN Program

1. A. Description de l'EGPWC :

a. Le rôle de l'EGPWC :

Le calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC, compare le profil de vol d'avion, la position des volets, des trains et la marge de sécurité par rapport au sol, pour déterminer s'il y a une alerte ou condition d'avertissement de collision avec le sol

b. Constitution de l'EGPWC:

L'EGPWC est considéré comme le composant principal de l'EGPWS (Figure 2.12).

b.1. Description physique :

L'EGPWC a les dimensions suivantes:

- 2.4 Inches (6,10Cm) de largeur
- 7.9 Inches (20,07Cm) de hauteur
- 14.3 Inches (36,32Cm) de longueur
- Il pèse 7 pounds (3,18 Kg)

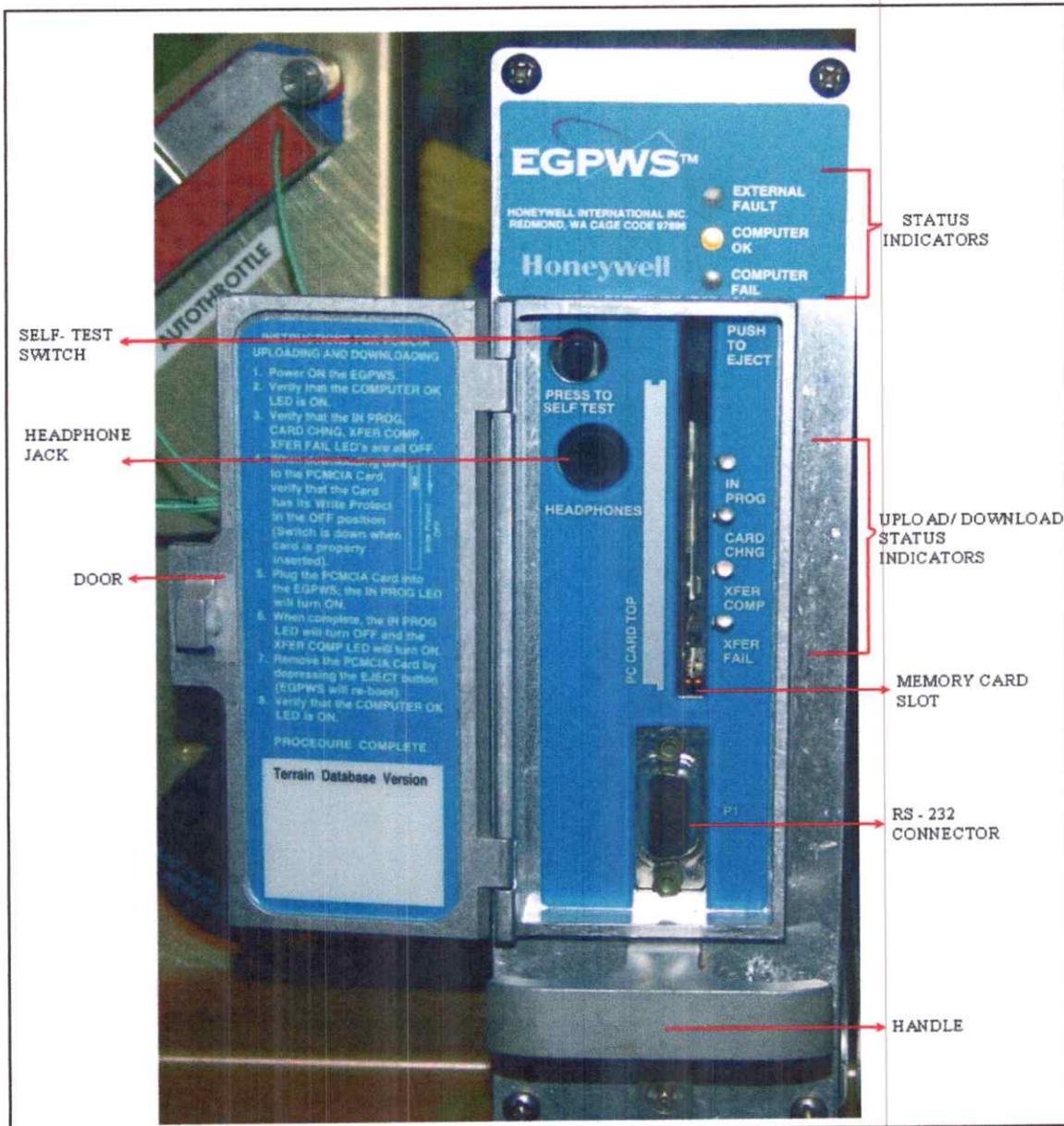


Figure 2.12 : Le calculateur d'avertissement de proximité sol

b.2. Constitution de l'EGPWS :

Il est constitué de :

A- La face avant qui comprend :

Trois LED et une porte.

A.1. Les trois LED sert à indiquer le statut du système :

a- **LED EXTETERNAL FAULT:** s'allume ambre en cas de panne extérieure à l'EGPWC ; veut dire l'une des entrées fait défaut (n'arrive pas).

b- **LED COMPUTER OK :** s'allume vert, et reste allumé tant que l'EGPWC fonctionne correctement.

c- LED COMPUTER FAIL : s'allume rouge, reste allumé en cas de panne interne du calculateur.

A. 2. La porte de la face avant donne l'accès aux fonctions suivantes :

➤ **SELF-TEST BUTTON** : bouton poussoir qui permet de démarrer le test de l'EGPWS dans la soute électronique.

➤ **HEADPHONE JACK** : (prise d'écouteur) où on branche les écouteurs pour entendre toutes les informations concernant l'EGPWS comme les alarmes de l'autotest (self test).

➤ **MEMORY CARD SLOT** : (fente de carte mémoire) permet de télécharger l'historique des pannes (résident en mémoire) et de charger (up load) la mise à jour de la data base et / ou version du soft ware EGPWC.

➤ **Upload/ download status indicators** : quatre LED qui indiquent les conditions des opérations de chargement ou de déchargement.

➤ **RS-232 Connector** : (Connecteur de RS-232) on l'utilise dans l'atelier, pour le téléchargement/ déchargement des données à l'aide d'un ordinateur ainsi que durant la maintenance de l'EGPWC.

1. B. Description du PIN Program:

Est une petite boîte fixée sur l'étagère E1-1 (Figure 2.11), contient plusieurs micro switch (micro interrupteurs) câblés et positionnés de tel sorte à donner un mot binaire indiquant à l'EGPWC les informations suivantes :

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

2.5.3. Emplacement des composants de l'EGPWS dans le logement train avant:

2.5.3. 1. Les deux relais 745- 746 du radar terrain/ météo (TERR/WXR relays):

L'EGPWC et l'émetteur-récepteur du radar météo WXR (Weather Radar) envoient les données à afficher sur les ND's sous format ARINC 453.

Ces relais terrain/ météo sert à aiguiller qu'elle image doit être affichée sur les ND's selon la priorité (Figure 2.13).

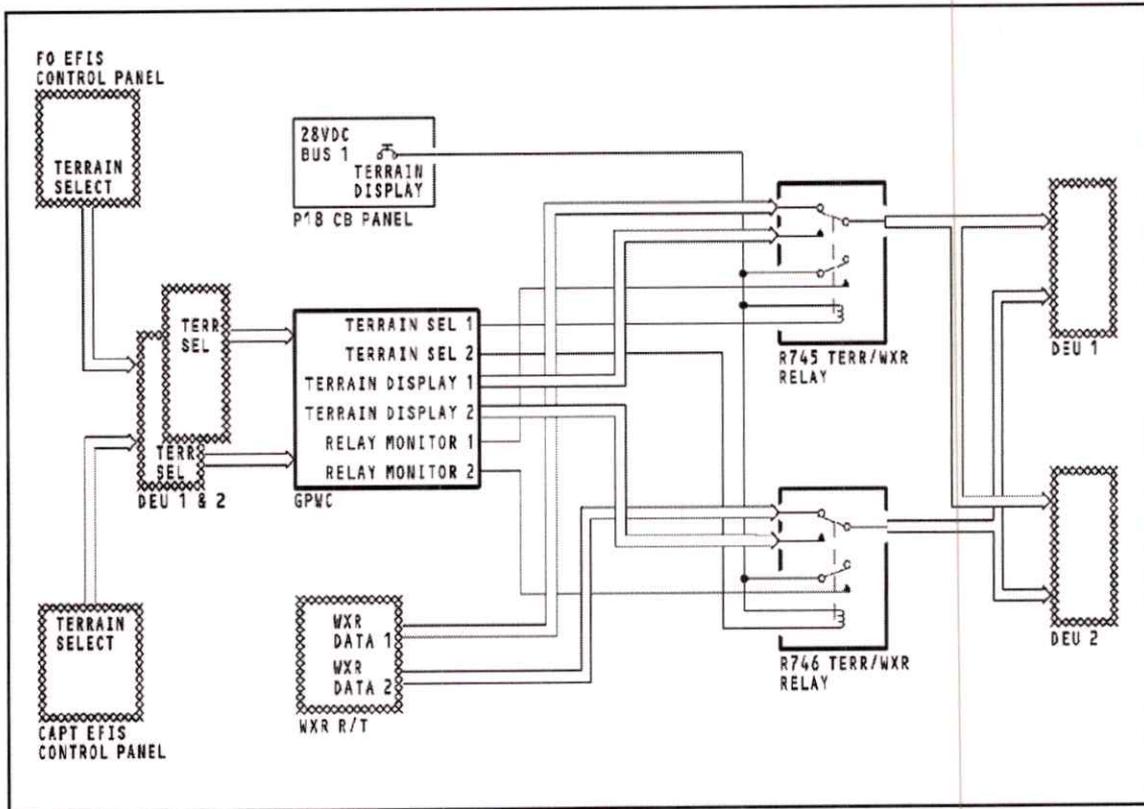


Figure 2.13: Schéma synoptique représentant les interfaces des deux relais

a. Emplacement de relais 745 du radar terrain/ météo :

Le relais 745 du radar terrain/météo est dans la boîte de jonction électrique J24. Celle-ci se trouve sur le côté droit du train avant et derrière le panneau d'accès (Figure 2.14).

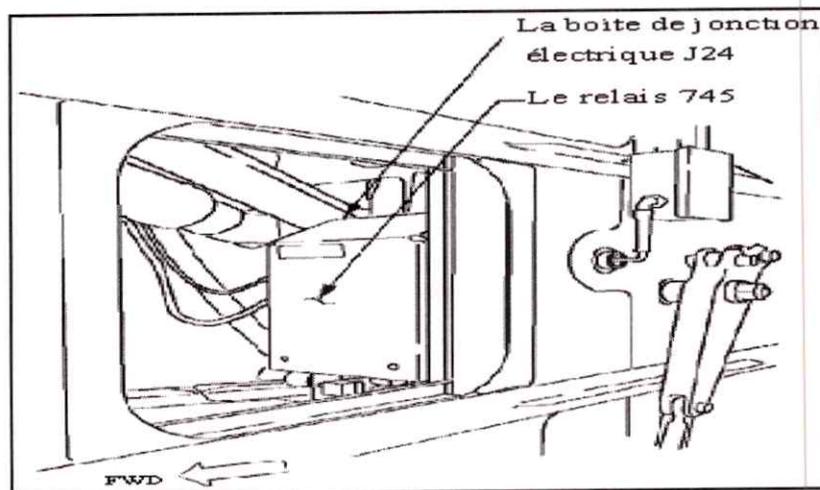


Figure 2.14: Emplacement du relais 745 dans le logement train avant

b. Emplacement de relais 746 du radar terrain/ météo :

Le relais 746 du radar terrain/météo est dans la boîte de jonction électrique J22. Celle-ci se trouve sur le côté gauche du train avant et derrière le panneau d'accès (Figure 2.15).

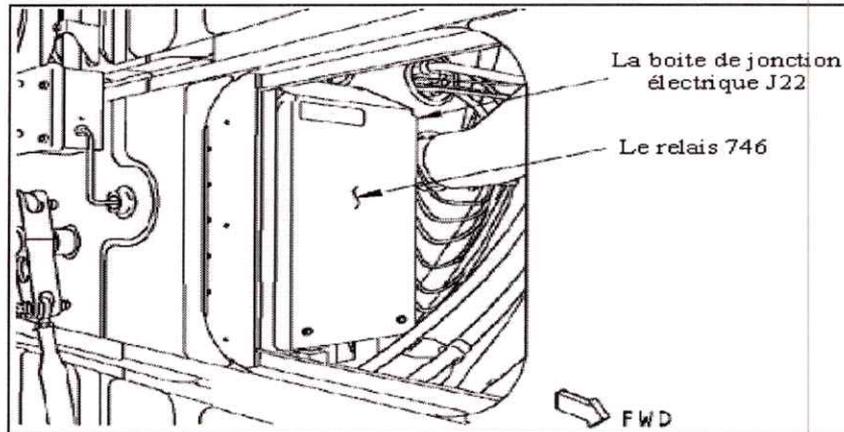


Figure 2.15: Emplacement du relais 746 dans le logement train avant

2.6. Conclusion :

Aujourd'hui, l'appareil de base et en même temps le dernier rempart contre le CFIT est L'*Enhanced Ground Proximity Warning System*, appelé communément EGPWS.

Il est composé des éléments suivants :

- Les deux hauts parleurs
- Les deux boutons témoins ambres BELLOW G/S
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM
- Le calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC
- 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)

Chapitre 3

*Fonctionnement du
système EGPRS*

3.1. 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 (Voir paragraphe 2.4).

L'EGPWC est considéré comme le composant principal de l'EGPWS (Figure 3.1), il est programmé pour échanger des données avec les autres éléments constitutifs du système :

- Les relais du radar terrain/ météo (2 Relais)
- L'interrupteur surpassement Trains « Gear Inhibit Switch » de l'EGPWM
- L'interrupteur surpassement volets « Flap Inhibit Switch » de l'EGPWM
- L'interrupteur surpassement terrain « Terrain Inhibit Switch » de l'EGPWM
- Le bouton poussoir test de 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'EGPWS :

- 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 vol FMCS (Flight Management Computer)
- Le Mode Control Panel MCP du 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 (Trafic And Alert Collision Avoidance System) (Annexe C).

Dans ce chapitre nous allons montrer les différents entrées/ sorties ainsi que le principe de fonctionnement dans chaque élément :

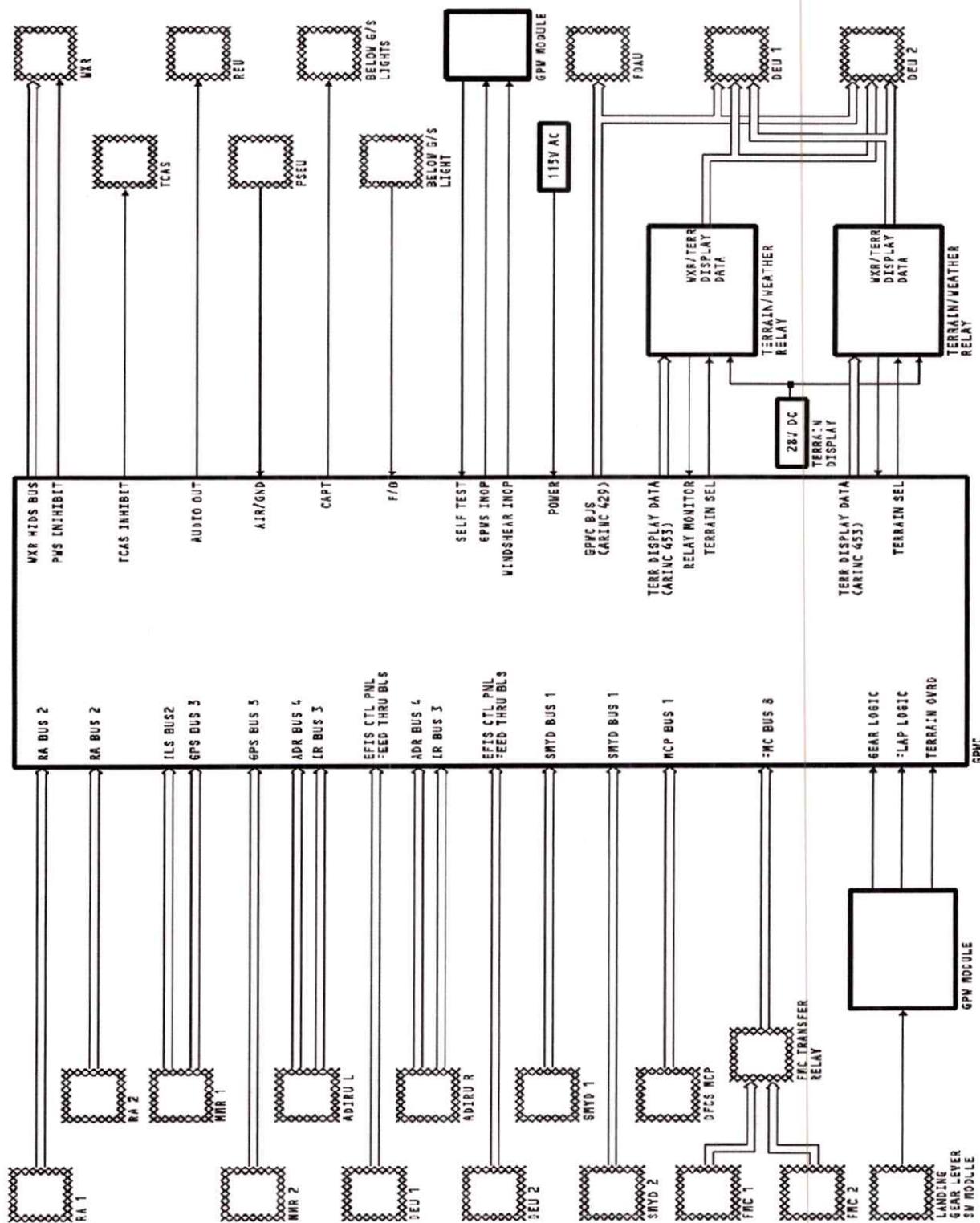


Figure 3.1 : Les interfaces de l'EGPWS

3.2. Description du fonctionnement de l'EGPWS :

La figure 3.2 ; représente le schéma synoptique de l'alimentation et les interfaces analogiques du système EGPWS :

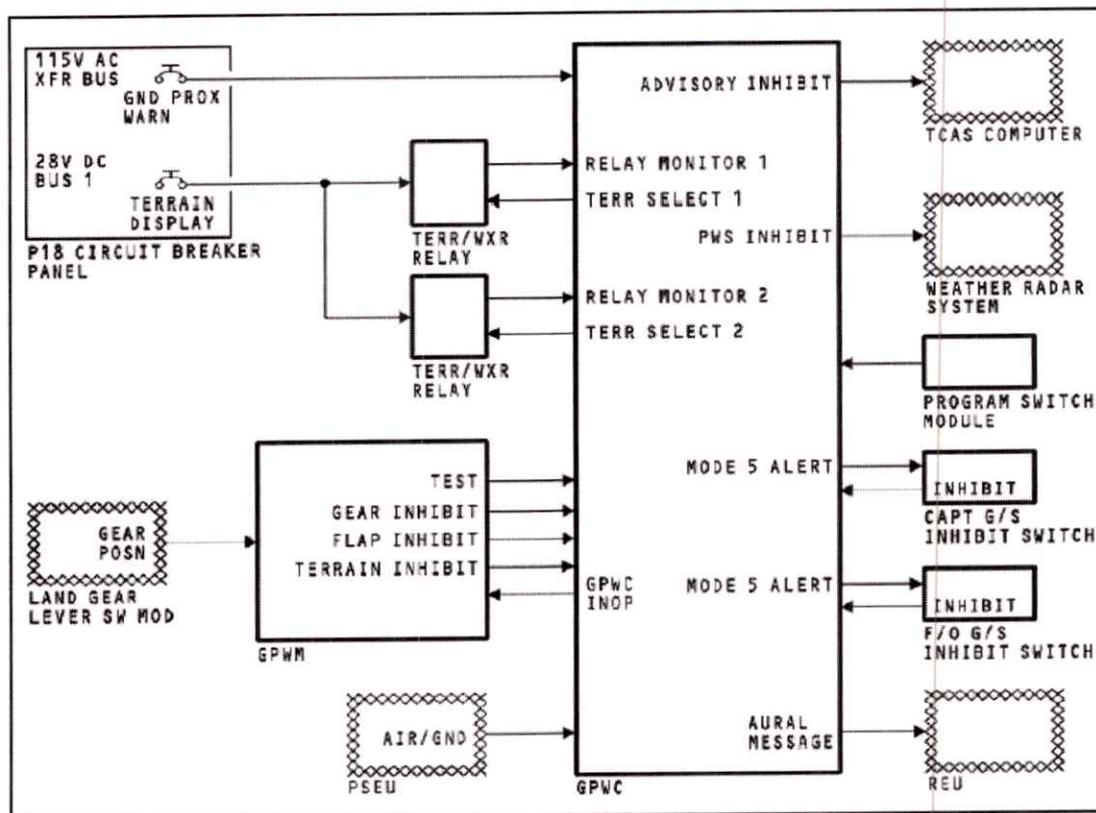


Figure 3.2 : Schéma synoptique des interfaces analogiques du système EGPWS

3.2.1. Alimentation de l'EGPWS :

D'après la figure 3.2, l'alimentation des modules de l'EGPWS se fait de la manière suivante :

L'EGPWC est alimenté avec une tension de 115v 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 28v (DC) à l'aide du disjoncteur (TERRAIN DISPLAY circuit breaker) qui se situe sur le panneau P18.

3.2.2. 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

3.2.2.1. Les interfaces analogiques du système EGPWS:

A. Les entrées analogiques du système EGPWS:

- a. Les relais du radar terrain/ météo (2 Relais)
- b. L'interrupteur surpassement Trains de l'EGPWS
- c. L'interrupteur surpassement volets de l'EGPWS
- d. L'interrupteur surpassement terrain de l'EGPWS
- e. Le bouton poussoir test de l'EGPWS
- f. Le capteur de proximité de l'unité électronique PSEU
- g. Le module de commutateur de programme PIN Program
- h. Les deux boutons témoins « BELLOW G/S »

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

L'EGPWC fournit une masse discrète aux relais du radar terrain/ météo pour les exciter. Quand ces derniers sont excités ; ils envoient une tension de 28 V (dc) à l'EGPWC pour l'informer qu'ils sont excités et que l'EGPWC est connecté aux DEU's et par conséquent l'image TERRAIN sélectionnée passe via les deux relais puis les DEU's et s'affiche sur les ND's (Figure 2.13).

Les relais terrain/météo peuvent être excités par deux façons :

1- L'action manuelle :

a- En condition normale « relais au repos », lorsqu'on appuie sur le Switch WXR de l'EFIS, l'image météo passe à travers les relais puis les DEU's et s'affiche sur les ND's.

b- Lorsqu'on appuie sur le Switch TERR de l'EFIS «le relais s'excite » l'image terrain passe à travers les relais puis les DEU's et s'affiche sur les ND's.

Quand on appuie sur le bouton pour la deuxième fois, le relais désexcite et l'image météo s'affiche sur les ND's.

2- L'action automatique :

Si l'EGPWC détecte un relief dangereux et que l'image météo qui est sélectionnée et affichée. Le mode « pop up » (fonction automatique) s'exécute qui veut dire que l'EGPWC force le passage de l'image terrain (en excitant les relais) et efface donc l'image météo sur les ND's car la priorité est donnée au terrain / relief.

b. Le fonctionnement de l'interrupteur surpassement trains:

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

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

- Mode 2 (Voir paragraphe 3.3.2.2)
- Mode 3 (Voir paragraphe 3.3.2.3)
- 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 de surpassement terrain sur la position INHIBIT, il envoie une masse discrète à l'EGPWC qui va inhiber la fonction de rafraîchissement d'affichage de l'image terrain (TFC) ainsi que ces informations :

- Avertissements 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 de Bouton poussoir test :

L'EGPWC envoie une masse discrète de test à l'EGPWC ; ce dernier l'utilise pour démarrer l'autoteste de l'EGPWS.

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 Equipement) 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 câblé qui fournit un mot binaire à l'EGPWC lui indiquant les informations suivantes :

- Le type d'avion
- Les annonces de mode 6
- Le volume d'écoute 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 analogiques du système EGPWS :

- a. La lampe INOP de l'EGPWC
- b. Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS
- c. Le radar Terrain/ météo TERR/ WXR
- d. Les deux boutons témoins « BELLOW G/S »
- e. Le REU

a. Le fonctionnement de la lampe INOP :

L'EGPWC envoie une masse discrète à Lampe INOP de l'EGPW control module pour que la lampe INOP s'allume ambre en indiquant le démarrage de l'autoteste, 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 dans le mode 6 (Voir paragraphe 3.3.2.6) 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 (Resolution Advisories) en TA (Trafic Alerts).

c. Le fonctionnement du TERR/ WXR :

Quand l'EGPWC détecte le WINDSHEAR, il envoie un signal discret au émetteur/ récepteur du 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.

3.2.2.2. 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) (Annexe D).

Ces systèmes ont des interfaces digitales avec l'EGPWC (Figure 3.3) :

A. Les entrées digitales de l'EGPWS :

- a. l'unité de référence aérodynamique et inertielle droite et gauche ADIRU 1et 2
- b. La radio altimètre RA 1et 2
- c. Le récepteur multi mode MMR 1et 2
- d. Le calculateur de gestion de vol FMC 1et 2
- e. Le Mode Control Panel MCP du Digital Flight Control System DFCS
- f. Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD 1et 2
- g. Le radar Terrain/météo TERR/ WXR
- h. L'unité d'affichage électronique DEU 1et 2

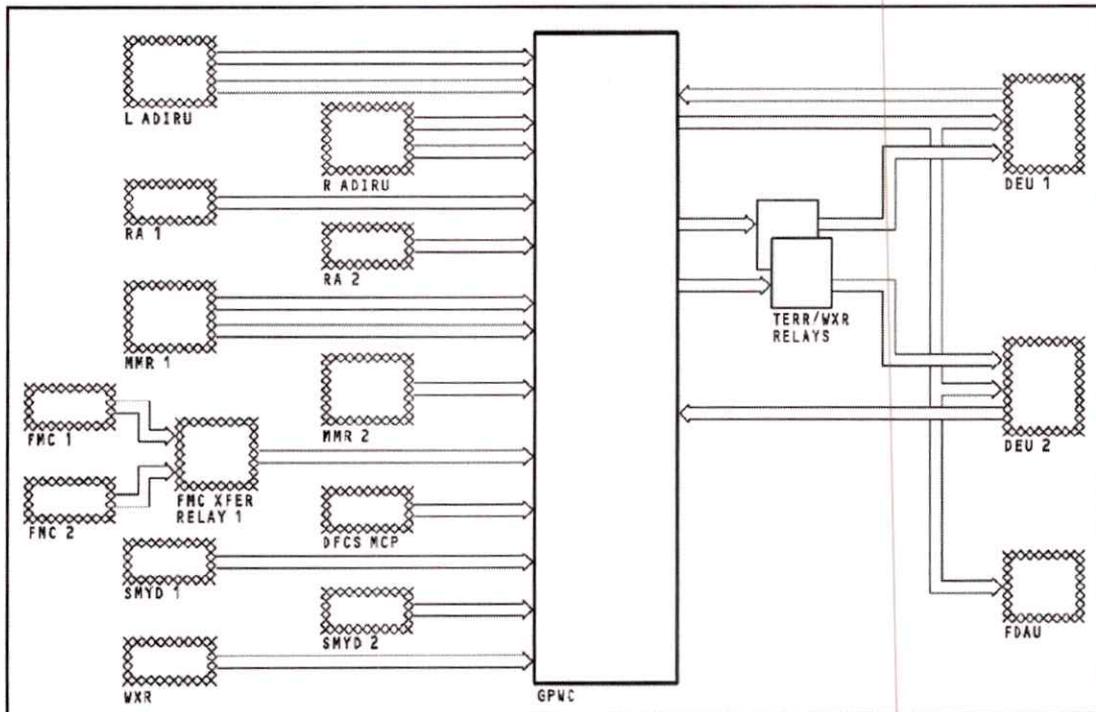


Figure 3.3 : Les interfaces digitales du système EGPWS

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

L'EGPWC reçoit les données aérodynamiques AD et les données inertielle 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 altimètre RA's envoient la donnée d'altitude radio à l'EGPWC. Cette donnée est utilisée dans tous les modes et dans les fonctions TCF/TA.

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 de 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 avion (TFC et TA):

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

Les données utilisées pour calculer TA :

- Vitesse sol
- Route vraie
- Altitude
- Vitesse verticale

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 est 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 indiqué 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 du radar météo envoie les données d'alertes et d'alarmes d'anticipation du 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 du 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'affichage du terrain à l'aide du bus de donnée 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 envoyées que lorsque le bouton TERR est sélectionné sur le panneau EFIS ou automatiquement par le mode PUP UP.

3.3. Les différents types de fonctionnement de l'EGPWS :

L'EGPWS génère deux fonctions caractéristiques: la fonction d'avertissement terrain TA (Terrain Awareness) et la fonction de rafraîchissement d'affichage de l'image terrain TCF (Terrain Clearance Floor) plus sept modes d'alerte.

3.3.1. Les deux fonctions TA et TCF :

A. La fonction d'avertissement terrain TA :

C'est le calcul et l'affichage du terrain survolé autour de l'aéronef, ce dernier étant en croisière ; l'EGPWC compare la carte géographique stocké dans sa data base, la route et la position actuelle de l'aéronef pour trouver s'il y a un relief dangereux à l'avant de l'aéronef.

- La position de l'aéronef est calculée de la manière suivante:

L'EGPWC consulte l'ADIRU pour avoir une estime de la position géographique actuelle, une fois la position acquise ; il va trier les fréquences des quatre satellites de GPS qui sont au dessus et émettent dans cette région pour avoir enfin une position exacte de l'aéronef.

1- Les entrées de TA :

- GPS1 et 2
- ADIRU Let R
- CDS (Common Display System); CDS = DU's + DEU

2- Les sorties de TA:

Si l'EGPWC détecte un relief dangereux se trouvant à 60 seconds en aval de l'avion, il émet une alerte.

Les alertes générées dans ce cas sont les suivantes :

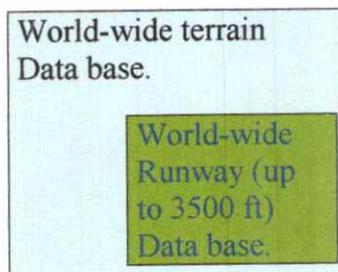
- Le message sonore « TERRAIN, TERRAIN »
- Le message ambre « TERRAIN » sur le ND
- L'affichage du terrain sur les ND's (POP UP function)
- L'affichage du terrain sur le ND change de points colorés à des taches jaunes colorées

Si l'équipage n'a pas corrigé la trajectoire de l'aéronef et 30 secondes avant l'impact la couleur jaune devient rouge et l'alerte change en alarme.

Les alarmes générées dans ce cas sont les suivantes :

- Le message sonore « TERRAIN, TERRAIN PULL UP »
- L'affichage du message « PULL UP » en rouge sur les PFD's
- L'affichage du message « TERRAIN » sur les ND's
- L'affichage du terrain sur les ND's dans le cas où il n'était pas affiché déjà avec la fonction POP UP.
- L'affichage du terrain sur les ND's change de points colorés à des taches rouges colorées.

En effet l'EGPWC possède une base de données contenant une carte géographique mondiale qui elle-même possède une autre base de données contenant les pistes d'atterrissage des aéroports du monde entier (supérieure à 3500 ft de long) et c'est cette dernière qui est utilisée pour la fonction de rafraîchissement d'affichage de l'image terrain TCF.



3.4. Contenu de la mémoire de l'EGPWC

B. La fonction de rafraîchissement d'affichage de l'image terrain TCF :

C'est la surveillance d'un terrain dégagé proche d'une piste d'atterrissage (enregistré dans

la base de données) lors de la descente de l'aéronef (c'est-à-dire en configuration d'approche et d'atterrissage); cette fonction crée une enveloppe de sécurité hors de laquelle l'EGPWC émet une alerte.

1. Les entrées de TCF :

- GPS1 et 2
- ADIRU Let R
- La radio altimètre

2. Les sorties de TCF:

Les alertes générées sont les suivantes :

- Le message sonore TOO LOW TERRAIN.
- L'affichage du message « TERRAIN » sur les ND's

Si l'équipage n'a pas corrigé la situation, les alertes changent aux alarmes suivantes:

- Le message sonore PULL UP
- L'affichage du message « TERRAIN » sur les ND's
- L'affichage du message « PULL UP » en rouge sur les PFD's

3.3.2. Les sept modes d'alerte :

3.3.2.1. Mode 1 : Taux de descente excessif (Large descente rates)

a. Description :

▪ C'est un mode qui surveille le taux de descente Ft/mn (Vitesse de descente Ft/mn) lorsque l'aéronef est proche du sol, ce mode est indépendant de la position des volets et des trains d'atterrissage (Figure 3.5).

▪ Le «Mode 1» débute d'abord par les alertes sonores « SINK RATE » qui veut dire « taux de descente excessif » avec un message rouge PULL UP s'affiche automatiquement sur les PFD's.

▪ Ensuite si le taux de descente ne diminue pas l'alerte change en alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » plus le message PULL UP sur les PFD's.

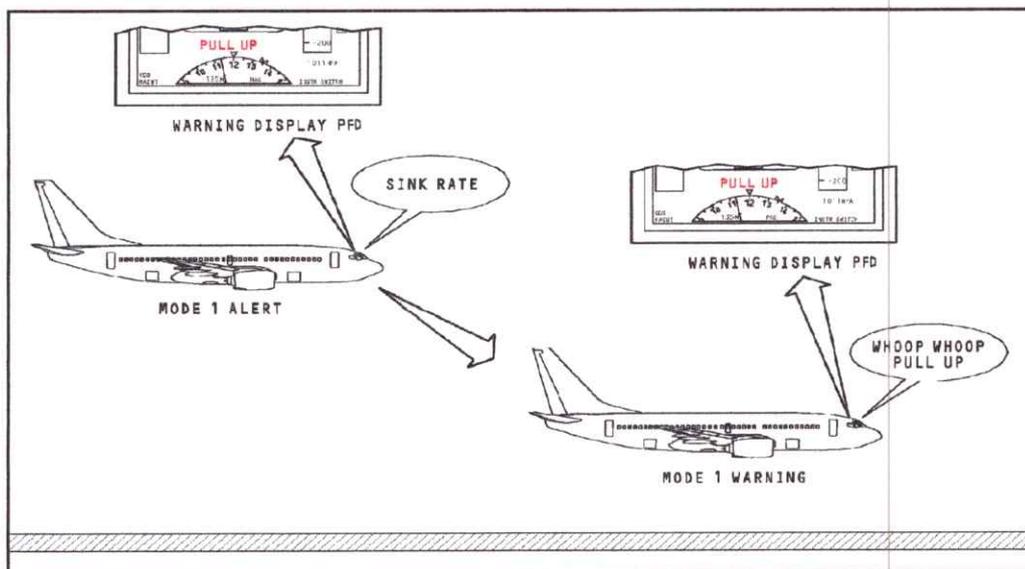


Figure 3.5: Représentation de mode 1

b. Description du fonctionnement:

Ce mode apparaît entre 2450 Ft et 10Ft d'altitude, ses annonces dépendent de l'altitude radio et du taux de descente (Figure 3.6).

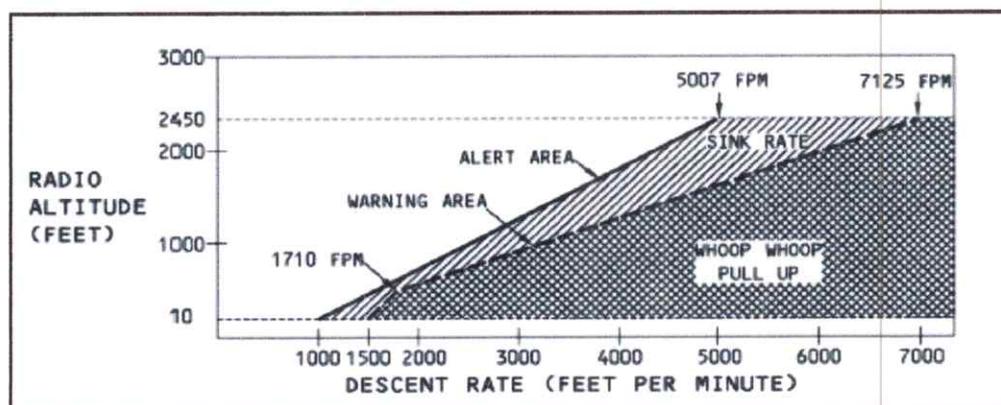


Figure 3.6: Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de mode 1

Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches et les deux ADIRU droits et gauches fournissent ces données à l'EGPWC (Figure 3.7):

- L'altitude radio
- La vitesse verticale inertielle VSI
- Le taux d'altitude barométrique

L'EGPWC calcule le taux de descente de ce mode à partir de la donnée vitesse verticale inertielle VSI, si elle n'est pas disponible il utilise le taux d'altitude calculé par lui-même (calculs internes), si ces deux méthodes ne sont pas valides, il utilise le taux d'altitude barométrique de l'ADIRU, mais dans ce cas l'intervalle d'altitude diminue de [2450, 10] Ft à [2450, 30] Ft.

L'EGPWC envoie un signal discret au mémoire des voix synthétiques programmées Speech Prom (Speech Programmable Only memory), qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

Pour afficher le message PULL UP au niveau des PFD's, l'EGPWC envoie un signal à l'aide du bus de donnée ARINC 429 aux unités d'affichages électroniques DEU's.

L'EGPWS a toujours la priorité d'avertissement. Lorsqu'il est en mode 1, l'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Traffic Alert) et arrêter ses messages sonores.

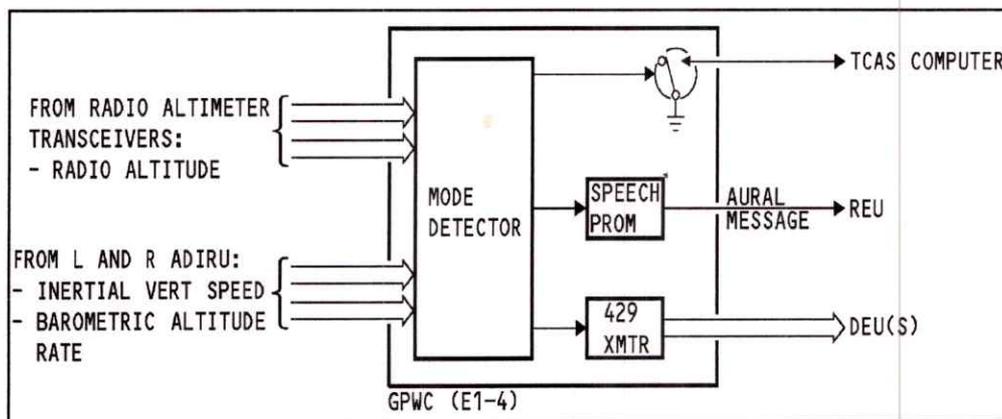


Figure 3.7: Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 1

3.3.2.2. Mode 2: Taux de rapprochement sol excessif (Too much of a closure rate when approaching terrain that is rising)

a. Description :

Ce mode apparaît lorsque l'aéronef (en vol horizontal) se dirige vers un terrain montant (Exemple: début d'une montagne) avec un grand taux d'approche.

Ce mode se divise en deux sous-modes : Le sous-mode 2A et Le sous-mode 2B.

1. Le sous-mode 2 A :

- Il apparaît si les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (volets < 30 unités) et l'écart Glide Slope est supérieur à 2 points de déviation (Figure 3.8).
- Si le taux de rapprochement du terrain vers l'aéronef (en vol horizontal) est rapide l'alerte sera un message sonore «TERRAIN TERRAIN» avec le message « PULL UP » sur les PFD's.
- Si la situation n'a été pas corrigée l'alerte change en alarme et le message sonore généré sera « WHOOP WHOOP PULL UP » et les PFD's continuent à afficher «PULL UP ».
- Quand ce taux de rapprochement du terrain diminue ou le pilote tire sur le manche (pour cabrer) ; l'alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » change en alerte « TERRAIN » et le message PULL UP reste affiché jusqu'à ce que la durée de la pénétration dans la zone d'alerte « TERRAIN » dépasse 45 secondes ou l'altitude change positivement de plus de 300Ft par rapport à l'altitude initiale (celle qui a enclenché le mode 2).
- Après que l'aéronef atteint une altitude positive de plus de 300Ft par rapport à l'altitude initiale (celle qui a enclenché le mode 2) ou le pilote a fait sortir les trains d'atterrissage ; les alertes et les alarmes sonores s'arrêtent et le message PULL UP s'efface des PFD's.

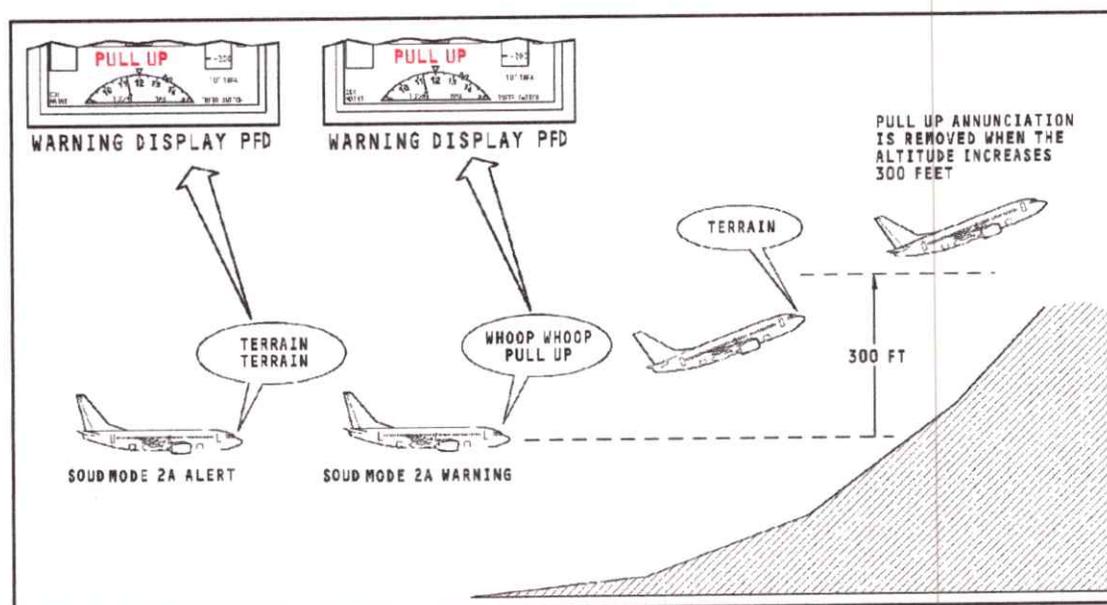


Figure 3.8: Représentation de sous-mode 2A

2. Le sous-mode 2B :

- Il apparaît lorsque les volets sont en configuration d'atterrissage (volets \geq 30 unités) et

les trains d'atterrissage sont rentrés (Figure 3.9).

- Si le taux d'approche du terrain vers l'avion est excessif le message sonore généré sera «TERRAIN TERRAIN » qui se répète mais cette fois ci sans affichage du PULL UP sur les PFD's.
- Si cette condition persiste plus de 1.6 seconds l'alerte change en alarme sonore« WHOOP WHOOP PULL UP » avec le message« PULL UP »sur PFD's.

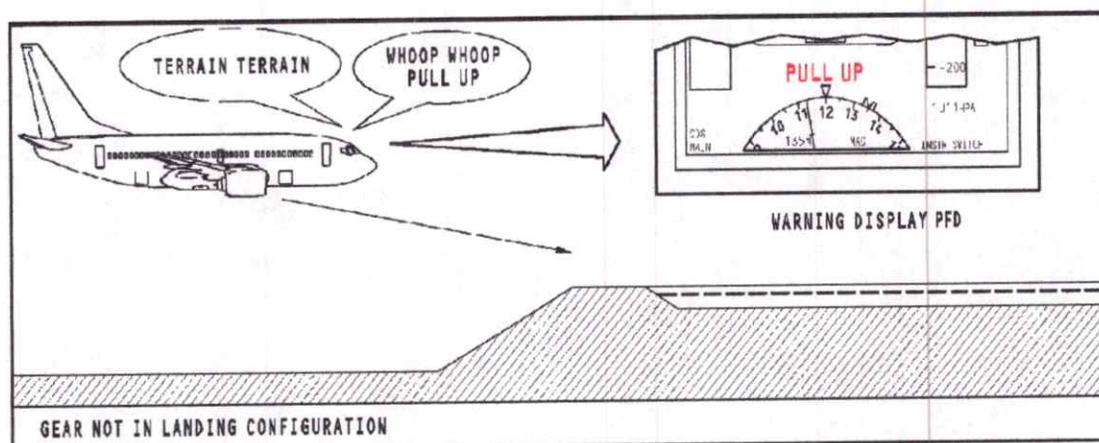


Figure 3.9: Représentation de sous-mode 2B

- Si le taux de rapprochement du terrain vers l'avion est excessif et les trains d'atterrissage sont sortis l'alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » change en alerte sonore « TERRAIN » (Figure 3.10).

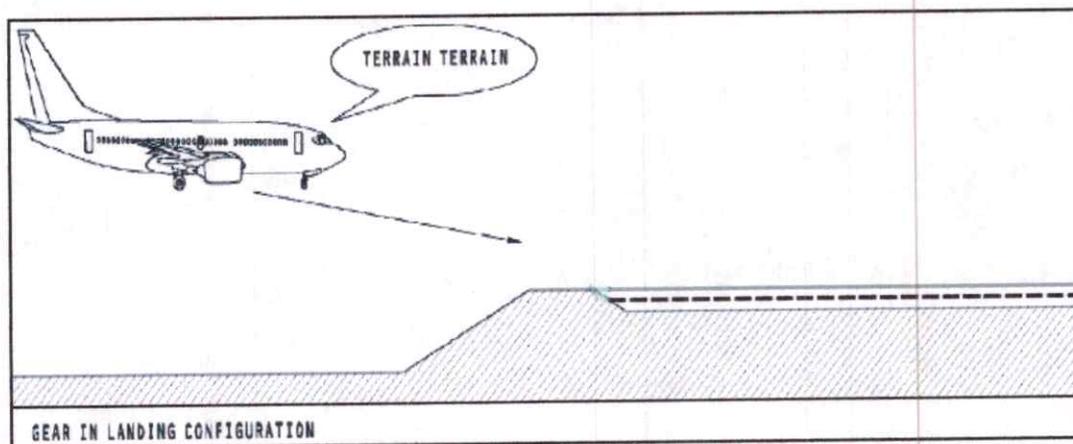


Figure 3.10: Représentation de l'aéronef en sous-mode 2B avec trains sortis

b. Description du fonctionnement:

Le sous-mode 2A apparaît entre [1650- 30] Ft d'altitude si la vitesse est inférieure à 220 Kts. Mais cet intervalle augmente à [2450-30] Ft si la vitesse est entre 220 Kts et 310 Kts (Figure 3.11).

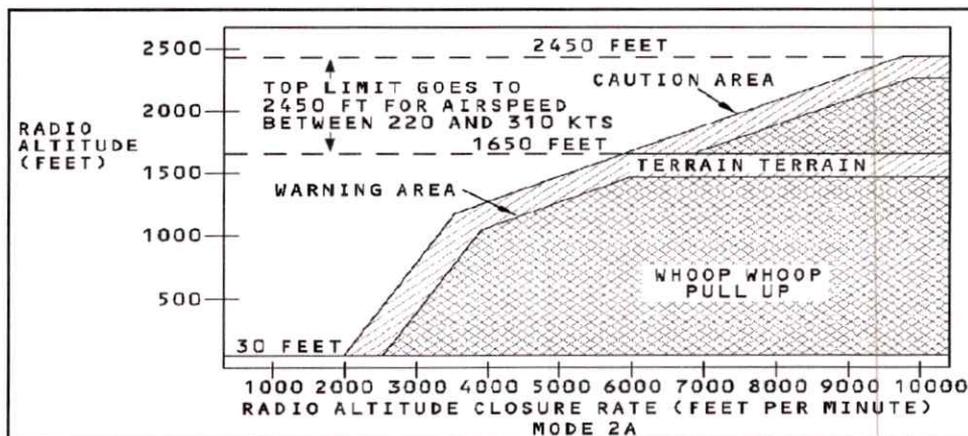


Figure 3.11 : Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 2A

Le sous-mode 2B apparaît entre [789, 30] Ft. L'intervalle le plus bas de ce sous-mode est compris entre [600, 30] Ft et l'EGPWC utilise la position des volets et le taux de descente pour la calculer (Figure 3.12).

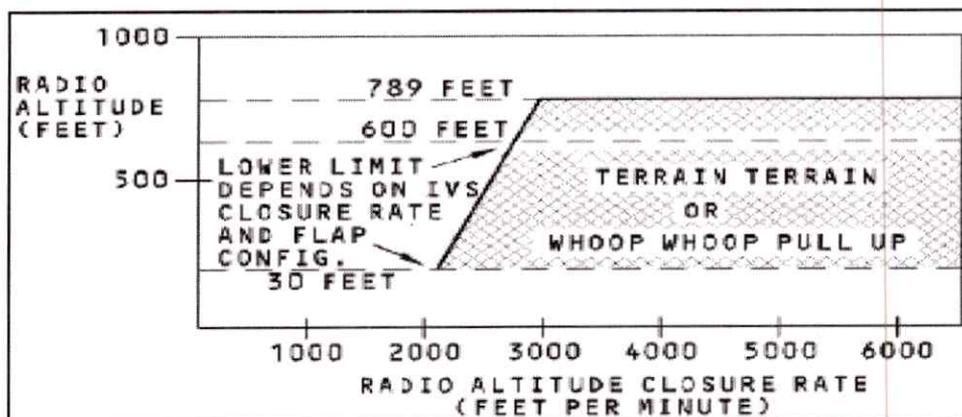


Figure 3.12 : Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 2B

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en lignes LRU's (Line Replaceable Unit) suivantes (Figure 3.13):

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches

- L'unité de référence aérodynamique et inertielle droite et gauche ADIRU
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM
- Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD's
- Le récepteur multi mode MMR's 1 et 2
- Le module électronique de proximité sol PSEU

L'EGPWC utilise ces données provenant des modules cités ci-dessus :

- L'altitude radio
- La vitesse verticale inertielle
- Le taux d'altitude barométrique
- L'altitude barométrique
- La vitesse corrigée CAS
- La position des volets et trains d'atterrissages
- L'écart Glide Slope et Localiseur
- Les entrées Air/sol

L'EGPWC envoie un signal discret au Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

Pour afficher le message PULL UP au niveau des PFD's, l'EGPWC envoie un signal à l'aide du bus de donnée ARINC 429 aux DEU's.

L'EGPWS a toujours la priorité d'avertissement. Lorsqu'il est en mode 2, L'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Traffic Alert) et arrêter ses messages sonores.

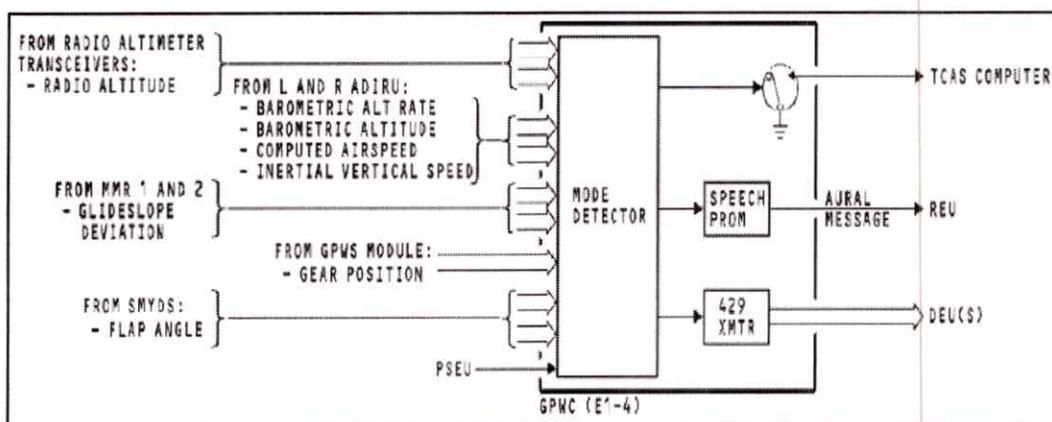


Figure 3.13 : Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 2

3.3.2.3. Mode 3: Perte d'altitude après le décollage ou une approche manquée (Too much altitude loss during climbout "at take off or in go around")

a. Description :

Ce mode apparaît lors d'une grande perte d'altitude pendant le décollage ou approche manquée et les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (Volets < 30) ou les trains ne sont pas sortis.

Ce mode se divise en deux sous-modes : Le sous-mode 3A et le sous-mode 3B (Figure 3.14).

Le sous-mode 3A :

- Il apparaît lorsque l'aéronef perd beaucoup d'altitude inertielle après le décollage. L'altitude quantitative perdue dépend du taux de montée (Vitesse ascensionnelle Ft/mn) et de l'altitude radio de l'aéronef. *→ vitesse de sécurité au décollage, c'est la vitesse ascendante minimum qui doit être atteinte à 35 FT maximum au-dessus de la piste. Cette vitesse doit pouvoir être ou moins maintenue (elle peut bien sûr être augmentée jusqu'à l'altitude de 400 Ft.*
- L'EGPWC génère le message sonore répétitif «DON'T SINK»; avec le message « PULL UP » sur les PFD's.

Le sous-mode 3B :

- Ce mode se produit si l'avion vole au dessous d'une altitude calculée par l'EGPWC.
- Dans ce sous-mode le message sonore généré est : «TOO LOW TERRAIN» avec le message « PULL UP » sur PFD's.

Quand on veut augmenter la portance de l'aile soit on augmente la vitesse soit on diminue l'angle d'attaque. Le plus important à voler vite, dans le cas il faut veiller à ne pas atteindre l'angle critique de décrochage est de se décoller de la surface de l'aérodrome.

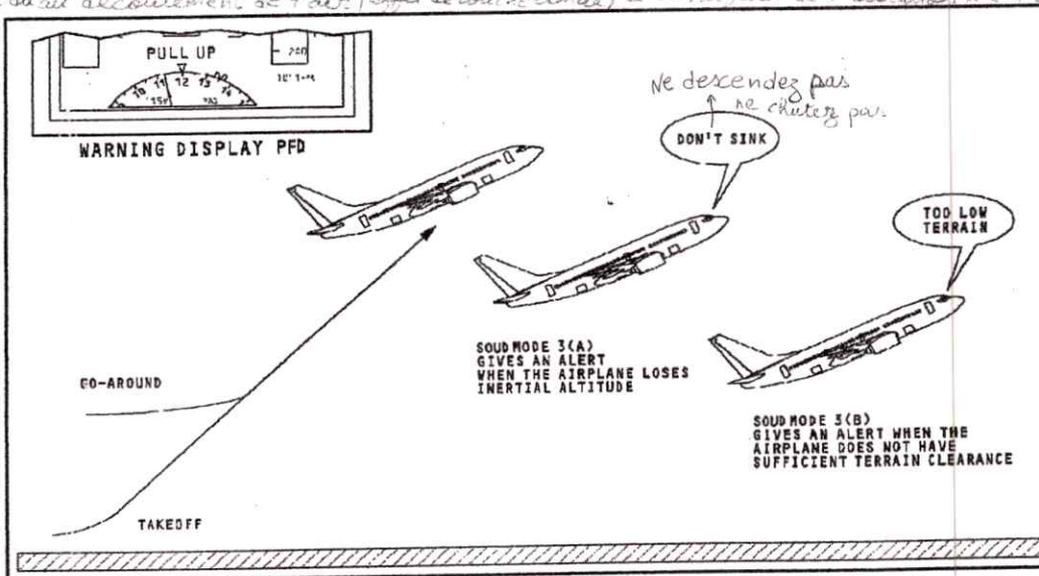


Figure 3.14 : Représentation de mode 3

b. Description du fonctionnement:

Le mode 3A apparaît entre 30 Ft et 1500Ft d'altitude et ses alertes dépendent du taux de montée (Figure 3.15).

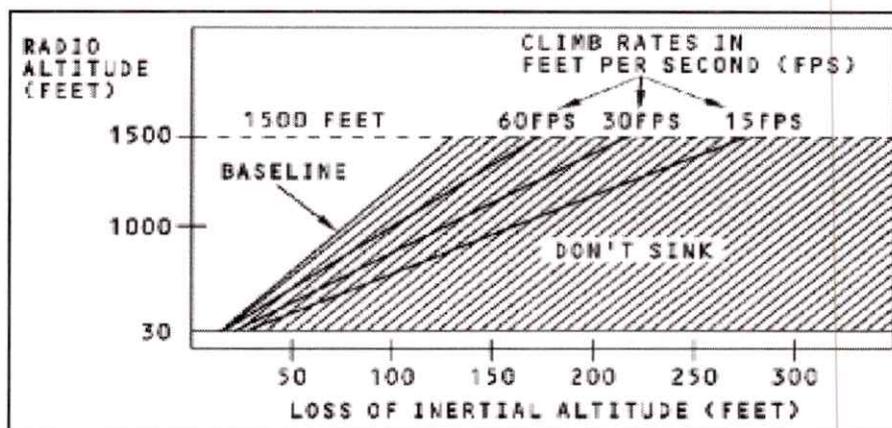


Figure 3.15 : Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de mode 3

Le sous-mode 3B est activé durant la montée jusqu'à 1000Ft.

Le mode 3 fonctionne dans l'une de ces conditions:

- Durant la montée de l'aéronef puis perte ou baisse d'altitude de 245 Ft en configuration d'atterrissage (trains sortis, volets plus de 30 unités).
- Après le décollage

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en lignes LRU's suivantes (Figure 3.16) :

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches
- L'unité de référence aérodynamique et inertielle droite et gauche ADIRU
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM
- Le levier de commande des trains
- Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD's

L'EGPWC utilise ces données provenant des modules cités ci-dessus :

- L'altitude radio
- L'altitude inertielle
- La vitesse verticale inertielle VSI

- Le taux d'altitude barométrique
- L'altitude barométrique
- L'angle des volets
- La position des trains

L'EGPWC envoie un signal discret au Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

Pour afficher le message PULL UP au niveau des PFD's, l'EGPWC envoie un signal à l'aide du bus de donnée ARINC 429 aux DEU's.

L'EGPWS a toujours la priorité d'avertissement. Lorsqu'il est en mode 3, l'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Trafic Alert) et arrêter ses messages sonores.

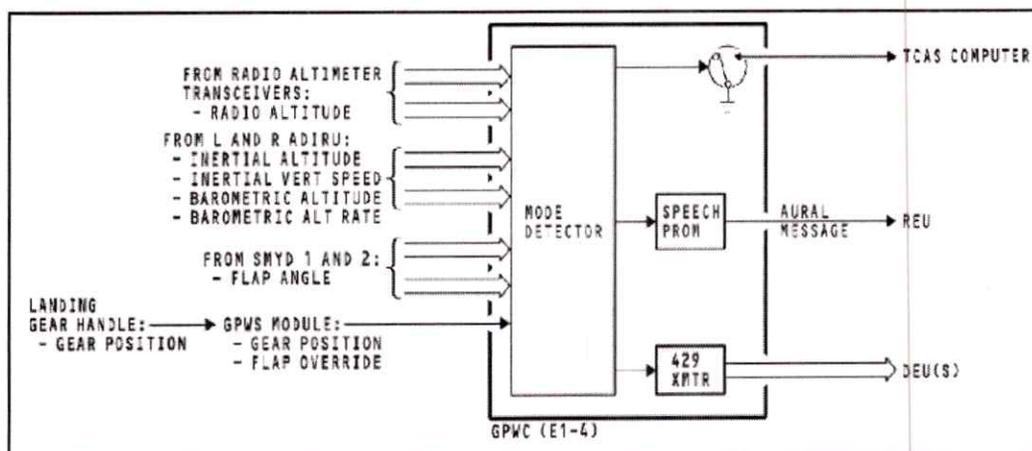


Figure 3.16: Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 3

3.3.2.4. Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)

a. Description :

Ce mode apparaît si l'avion est trop près du terrain, et les trains ou les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (volets ≥ 30 unités ; ou trains sortis bas : c'est la configuration d'atterrissage)

Ce mode se divise en deux sous-mode : le sous-mode 4A et le sous-mode 4B

Le sous-mode 4A :

- Ce sous-mode apparaît lorsque les trains ne sont pas en configuration d’atterrissage (Les trains sont rentrés) (Figure 3.17).
- Si la vitesse de l’aéronef est basse l’EGPWC génère l’alerte sonore «TOO LOW GEAR » avec le message PULL UP sur les PFD’s.
- Si la vitesse de l’aéronef est élevée l’EGPWC génère l’alerte sonore «TOO LOW TERRAIN » avec le message PULL UP sur les PFD’s.

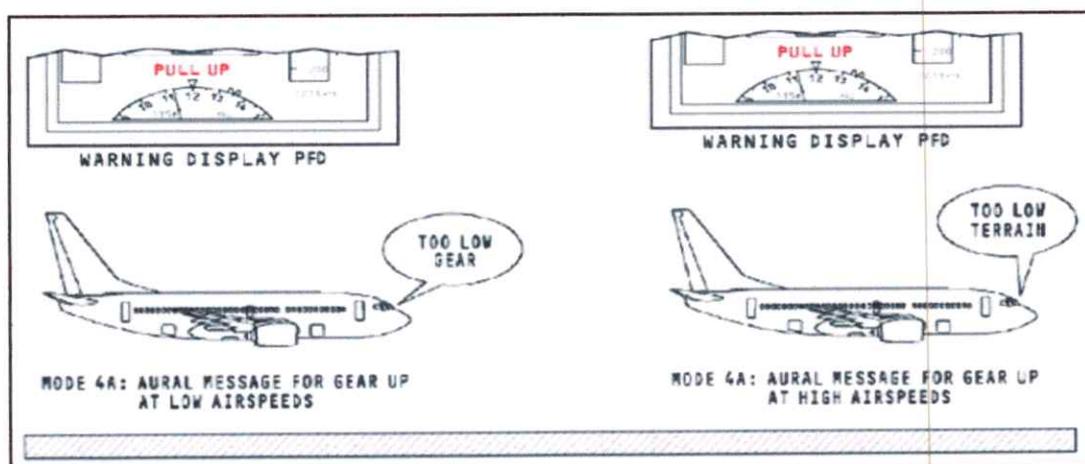


Figure 3.17: Représentation de sous-mode 4A

Le sous-mode 4B :

- Ce sous-mode apparaît lorsque les trains d’atterrissage sont en configuration d’atterrissage (trains sortis bas) et les volets ne sont pas en configuration d’atterrissage (volets < 30 unités) (Figure 3.18).
- Dans ce sous-mode si la vitesse de l’aéronef est basse le message sonore sera « TOO LOW FLAPS » avec le message « PULL UP » sur les PFD’s.
- Si la vitesse de l’aéronef est élevée le message sonore généré sera TOO LOW TERRAIN avec le message « PULL UP » sur les PFD’s.

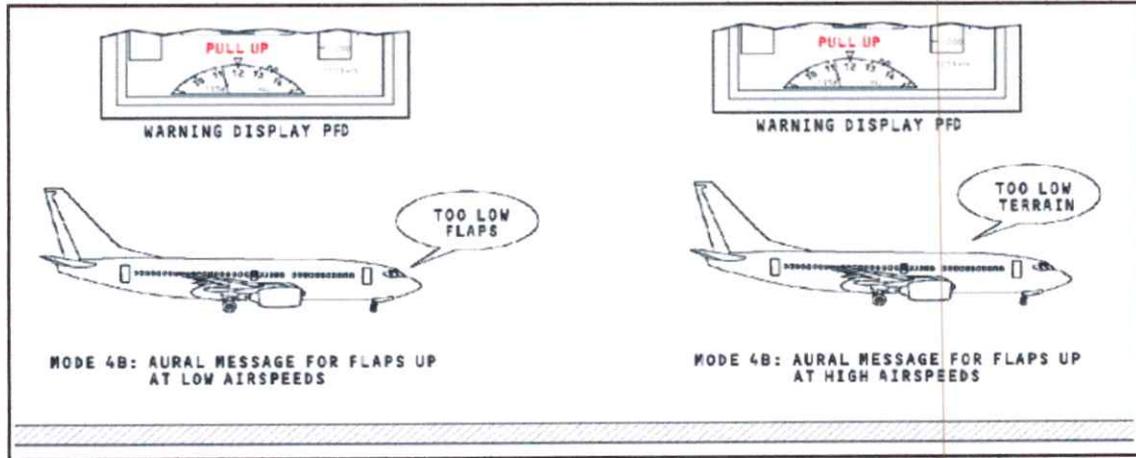


Figure 3.18: Représentation de sous-mode 4B

b. Description du fonctionnement:

Le mode 4 apparaît entre 1000 Ft et 30Ft d'altitude. Il se divise en deux sous- mode, le sous- mode 4A et le sous- mode 4B (Figure 3.19).

Le sous-mode 4A apparaît entre [500, 30]Ft d'altitude si la vitesse de l'aéronef est inférieure à 190 Kts. Mais si elle dépasse cette valeur l'enveloppe d'altitude augmente à [1000,30]Ft. Et les alarmes sonores « TOO LOW GEAR » changent en « TOO LOW TERRAIN »

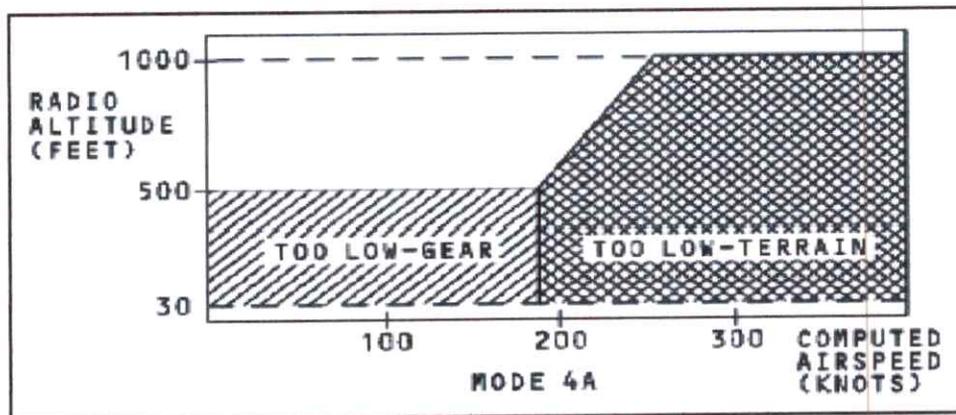


Figure 3.19: Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4A

Le sous-mode 4B apparaît entre [245, 30] Ft, si la vitesse de l'aéronef est inférieure à 159 Kts. Mais si elle dépasse cette valeur, l'enveloppe d'altitude sera [1000,30] Ft et les messages sonores « TOO LOW FLAPS » changent en « TOO LOW TERRAIN » (Figure 3.20).

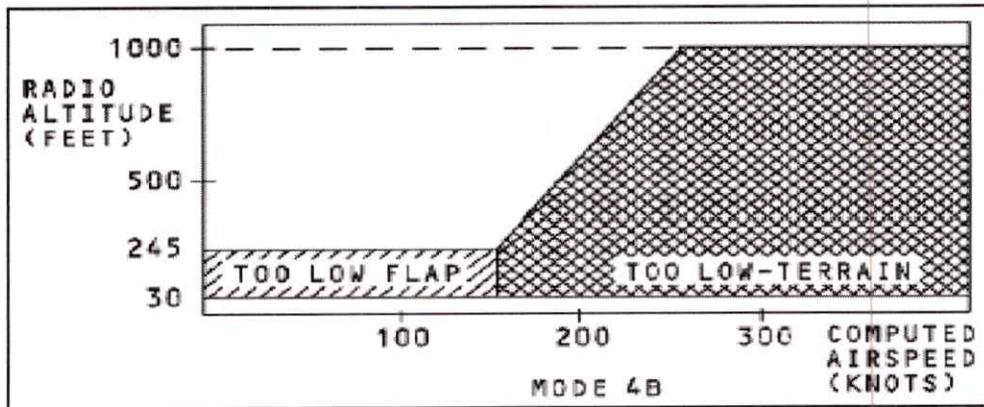


Figure 3.20: Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4B

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en lignes LRU's suivantes (Figure 3.21)

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches
- Les deux ADIRU (air data inertial reference unit) droit et gauche
- Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD 1et 2
- Le levier de commande des trains
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM

L'EGPWC utilise ces données provenant des modules cités ci-dessus :

- L'altitude radio
- La vitesse corrigée (CAS)
- L'angle des volets
- La position des trains

L'EGPWC envoie un signal discret au Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

Pour afficher le message PULL UP au niveau des PFD's, l'EGPWC envoie un signal à l'aide du bus de donnée ARINC 429 aux DEU's.

L'EGPWS a toujours la priorité d'avertissement. Lorsqu'il est en mode 4, l'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Trafic Alert) et arrêter ses messages sonores.

Remarque :

Le mode 4 change en mode 3 si l'avion descendre au dessous de 245 ft en configuration d'atterrissage (les volets \geq 30 unités et les trains sortis)

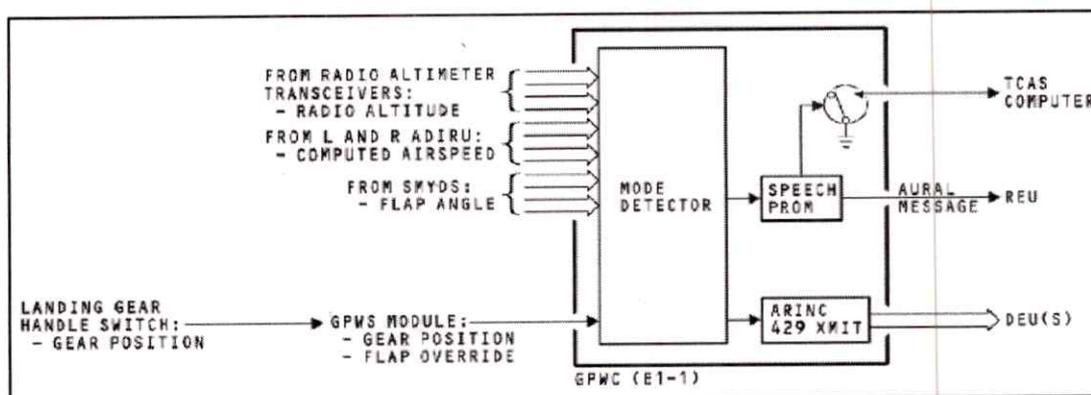


Figure 3.21 : Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 4

3.3.2.5. Mode 5: Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)

a. Description :

- Le mode 5 fournit deux niveaux d'alerte si l'avion passe significativement sous le centre du faisceau du glide lors d'une approche ILS avec les trains d'atterrissage sortis (Figure 3.22).

- Le premier niveau d'alerte est généré si l'avion s'écarte de plus de 1,3 points du centre du faisceau du glide sous mille pieds. L'annonce répétitive « Glide slope » retentit à la moitié (en dB) de l'intensité sonore des autres alertes vocales. Et les voyants ambres BELLOW G/S s'allument en clignotant.

- Le second niveau d'alerte est généré en dessous de trois cents pieds de hauteur radio altimétrique lorsque la déviation sous le centre du faisceau du glide est supérieure à deux points. L'annonce répétitive « Glide slope » retentit au volume normal ainsi qu'elle se répète d'une façon rapide associée aux clignotements des voyants ambres BELLOW G/S.

- Le mode 5 peut être inhibé, en pressant l'un des boutons témoins BELLOW G/S.

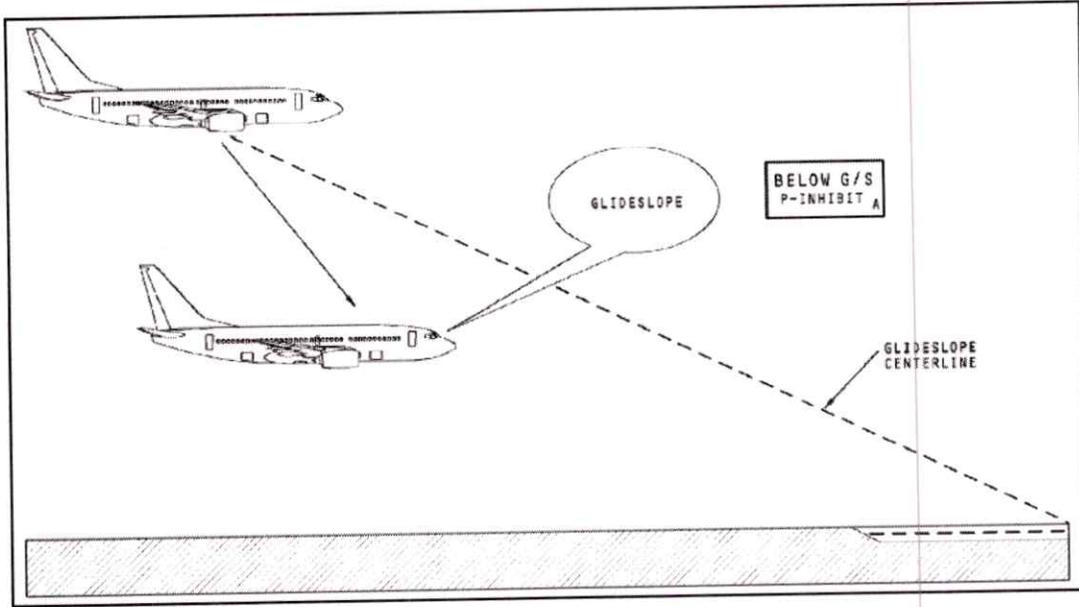


Figure 3.22: Descente au -dessous de Glide Slope

b. Description du fonctionnement:

Le mode 5 apparaît entre 1000 Ft et 30Ft d'altitude. Le niveau sonore le plus bas apparaît entre 1000 et 30 Ft si l'écart Glide Slope est à 1.3 points. Le niveau sonore normal apparaît au dessous de 300 Ft si l'écart est supérieur 2 points (Figure 3.23).

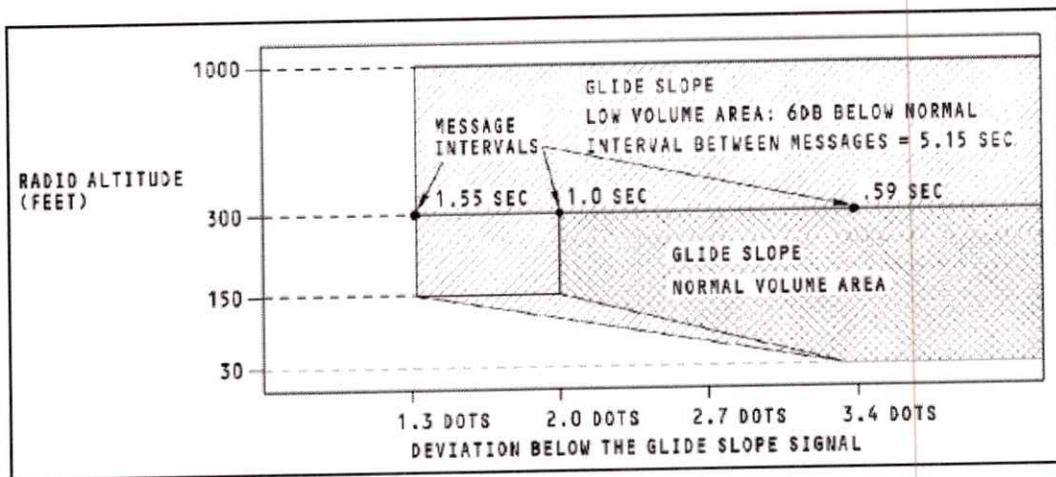


Figure 3.23: Courbe représentant les zones d'alertes et d'alarmes de sous-mode 4B

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en lignes LRU's suivantes (Figure 3.24) :

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches
- Mode Control Panel (MCP) du Digital Flight Control System (DFCS)
- Levier de commande des trains
- Le récepteur multi mode (MMR) 1 et 2
- Le Calculateur de gestion de vol (FMC) 1 et 2
- Le module d'avertissement de proximité sol (GPWM)

L'EGPWC utilise ces données provenant des modules cités ci-dessus :

- L'altitude radio.
- Le cap de la piste sélectionné (Selected runway heading)
- La position des trains
- La route magnétique
- L'écart de Localizer et Glide Slope

Ce mode fonctionne dans ces conditions :

- Ce mode 5 est activé si l'altitude est inférieure à 1000 Ft
- La marge de sécurité
- Les trains sortis
- Le signal Glide Slope est détecté
- L'aéronef s'approche en front course directement vers le faisceau Localizer (Airplane is not in a backcourse approach)
- Le signal Localizer est capté

L'alerte et les messages visuels en mode 5 peuvent être inhibés en appuyant sur l'un des deux boutons témoin G/S, dans ce cas ils sont automatiquement réarmés jusqu'à ce que l'avion sort de mode 5 ou bien le pilote fait rentrer puis sortir les trains.

L'EGPWC envoie un signal discret au Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

L'EGPWS a toujours la priorité d'avertissement. Lorsqu'il est en mode 5, l'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Traffic Alert) et arrêter ses messages sonores.

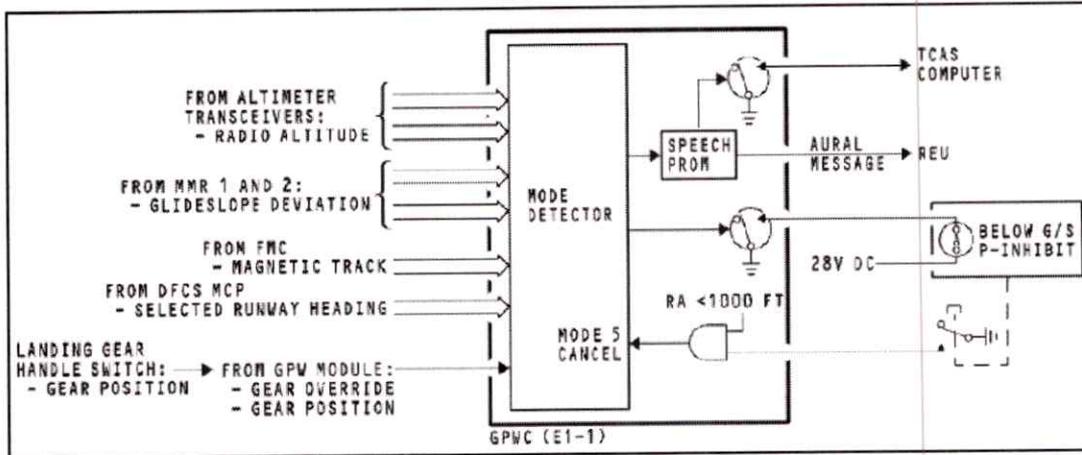


Figure 3.24: Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 5

3.3.2.6. Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)

a. Description :

L'EGPWC génère des annonces de hauteurs radioaltimètre (Rappels audio) automatiquement en approche finale lorsque les trains sont sortis (Figure 3.25).

Ces rappels audio peuvent être :

- a) Des rappels d'altitude
- b) Des rappels d'altitude minimum
- c) Des rappels d'approche minimum
- d) Des alertes de roulis.

a) Tous les rappels d'altitude commencent à partir de 2500Ft; quand l'avion arrive à cette altitude on entend le message sonore « TWENTY FIVE HUNDRED » ou bien « RADIO ALTITUDE ».

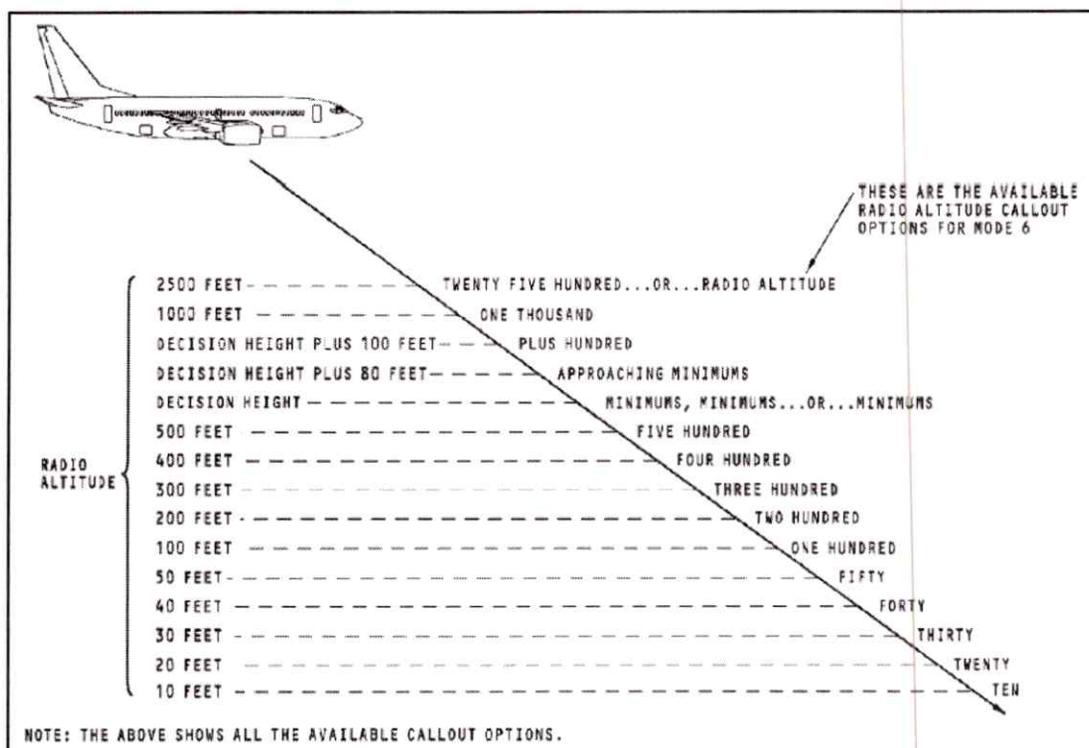


Figure 3.25 : Schéma représente toutes les annonces automatiques

b) Les rappels « Altitude Minimums » s'exécutent en fonction de l'altitude ou hauteur de décision

(decision height) programmé sur le panneau d'EFIS par l'équipage.

Dans ce cas L'EGPWC génère les rappels audio suivants :

- MINIMUMS
- MINIMUMS, MINIMUMS
- DECISION HEIGHT

c) Les rappels « Approche Minimums » ou « APPROACHING DECISION HEIGHT » s'exécutent lorsque l'aéronef s'approche de la hauteur de décision programmée sur le panneau d'EFIS par 80 Ft .

Les rappels audio de cette option sont les suivants :

- APPROACHING MINIMUMS
- APPROACHING DECISION HEIGHT
- PLUS HUNDRED (plus cent Ft par rapport à la hauteur de décision programmée donc, il reste 100 Ft pour atteindre l'altitude programmée)

d) Le rappel audio « BANK ANGLE, BANK ANGLE » se produit pour les conditions suivantes (Figure 3.26) :

- a) Si l'angle de roulis $> 10^\circ$ entre 30ft et 130 Ft d'altitude
- b) Si l'angle de roulis $> 35^\circ, 40^\circ$ et 45° à une altitude > 130 Ft.



Figure 3.26: Inclinaison de l'avion dépasse 45°

b. Description de fonctionnement :

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en lignes LRU's suivantes :

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM
- L'unités de référence aérodynamique et inertielle droites et gauches ADIRU1 et 2
- Le PIN Program
- L'unités d'affichage électronique DEU's 1 et 2

L'EGPWC utilise ces données pour calculer les alarmes de mode 6 :

- L'altitude radio
- La position des trains d'atterrissage
- Le PIN Program sélectionné
- Le taux de roulis
- La hauteur de décision

L'EGPWC envoie un signal discret au Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

3.3.2.7. Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)

a. Description :

- Ce mode apparaît quand les conditions Windshear (Cisaillement du vent) sont présentes pendant le décollage ou l'approche et à une altitude inférieure à 1500 Ft (Figure 3.27).

- Le Windshear se produit lorsque il y'a une différence dans la vitesse ou la direction des vents entre deux points de l'atmosphère. Selon que les deux points de référence sont à des altitudes différentes ou à des coordonnées géographiques différentes, le cisaillement est dit *vertical* ou *horizontal*.

- Le Windshear est l'effet d'un grand volume d'air qui change de direction subitement Le type le plus dangereux de Windshear est le Microburst (rafale descendante), qui ne laisse pas au pilote suffisamment du temps pour réagir.

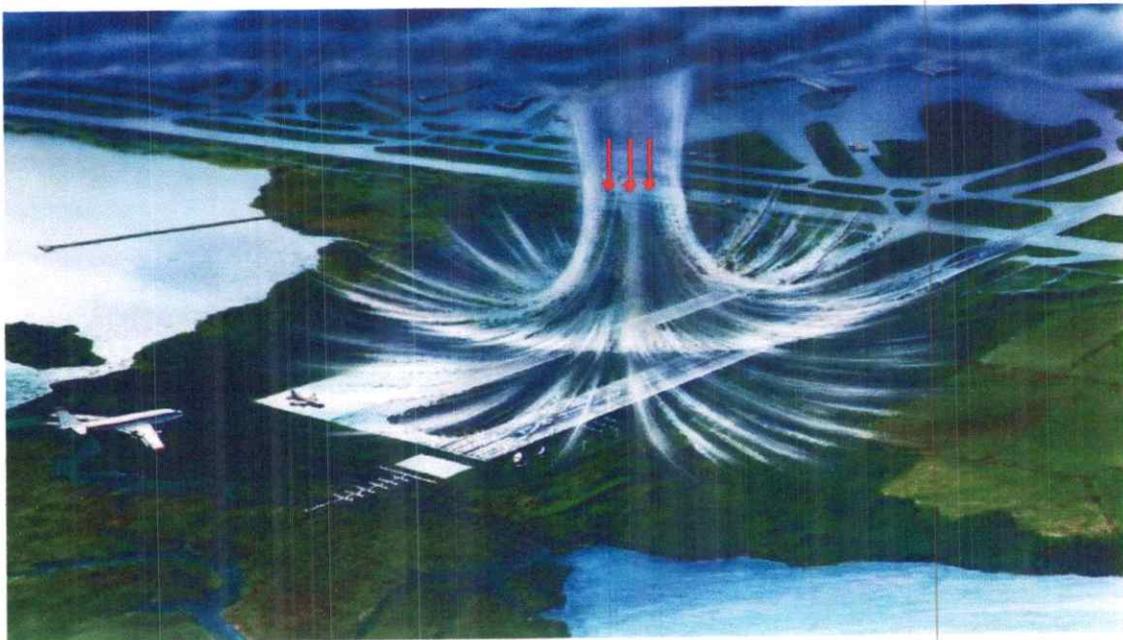


Figure 3.27: Image représente le WINDSHEAR sur une piste d'atterrissage

- Lorsque le Microburst attaquent l'avion dans le premier temps il fait augmenter sa vitesse et sa portance et par conséquent l'altitude augmente (Figure 3.28).

- Quand l'avion continue à s'approcher et entre dans le Microburst, l'effet change subitement et dans ce cas il va perdre la vitesse et la portance ; par conséquent il perd l'altitude.

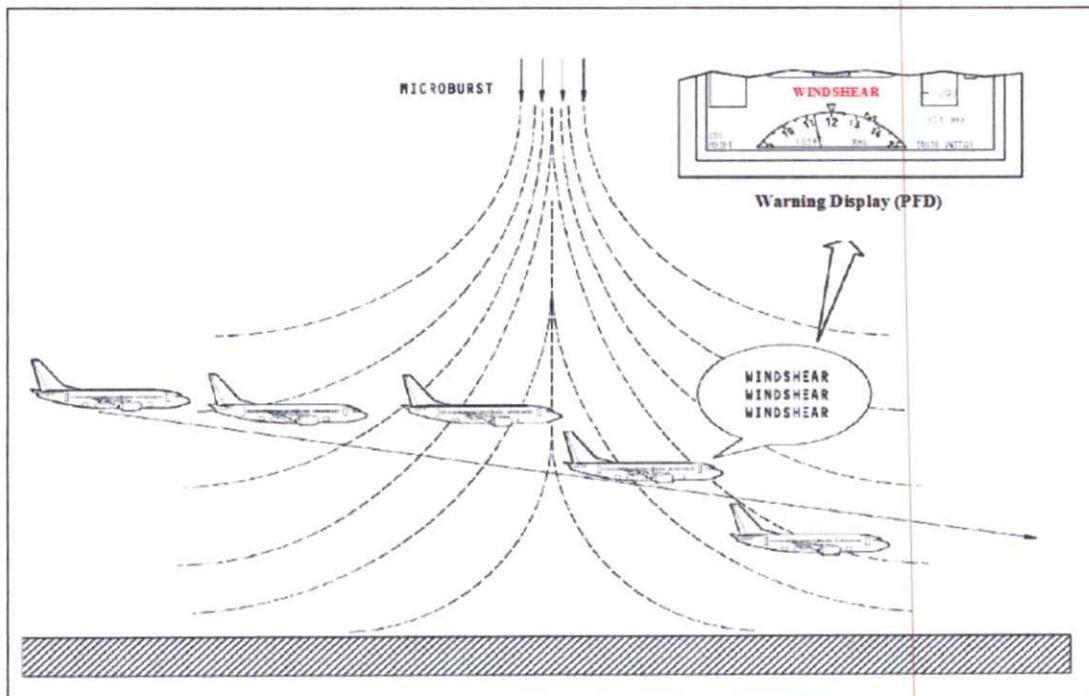


Figure 3.28: Représentation des différentes positions d'un avion attaqué par le Microburst

La détection de Windshear déclenche :

Une sirène suivie de l'alarme WINDSHEAR WINDSHEAR WINDSHEAR avec le message « WINDSHEAR » en rouge sur les PFD's.

Le mode 7 est prioritaire sur les autres modes de détection, lesquels sont inhibés tant que les conditions Windshear sont présentes.

b. Description de fonctionnement:

L'EGPWC reçoit les données des unités remplaçables en ligne LRU's suivantes (Figure 3.29):

- Les émetteurs récepteurs de la radio altimètre droits et gauches
- Les deux ADIRU (air data inertial reference unit) droit et gauche
- Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet (SMYD's)

L'EGPWC utilise ces données provenant des modules cités ci-dessus :

- L'altitude radio
- La vitesse verticale inertielle
- L'angle formé avec les axes de roulis et de tangage

- Le taux de tangage
- L'accélération longitudinale
- L'accélération normale
- L'accélération verticale
- L'angle d'attaque indiqué (AOA)
- L'angle d'attaque corrigé (Corrected AOA)
- La vibration de manche AOA (Stick shaker AOA)
- L'angle des volets
- La vitesse minimum opérationnelle
- La vitesse vraie TAS (True Air Speed)
- La vitesse calculée CAS (Computed Air Speed)

L'EGPWC envoie un signal discret Speech Prom, qui transite via le REU et ce dernier le restitue sous forme de message sonore au niveau des hauts parleurs au cockpit.

Pour afficher le message WINDSHEAR au niveau des PFD's, l'EGPWC envoie un signal à l'aide du bus de donnée ARINC 429 aux DEU's.

L'EGPWS a la plus haute priorité d'avertissement lorsqu'il est en mode 7; l'EGPWC inhibe le TCAS en envoyant un signal discret à son calculateur afin de le dégrader de RA (Resolution Advisories) en TA (Traffic Alert) et arrêter ses messages sonores.

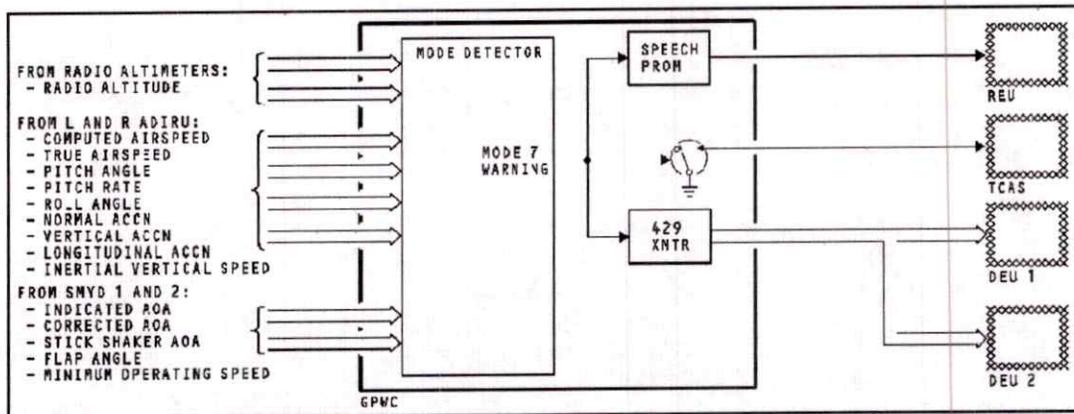


Figure 3.29: Schéma descriptif du fonctionnement de l'EGPWS en mode 7

3.4. Conclusion :

L'EGPWC est considéré comme le composant principal de l'EGPWS, il est programmé pour échanger des données avec les autres éléments constitutifs du système ainsi que les autres systèmes de l'avion.

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

L'EGPWS a sept types de fonctionnement:

Mode 1 : Taux de descente excessif (Large descent rates)

Mode 2 : Taux de rapprochement sol excessif (Too much of a closure rate when approaching terrain that is rising)

Mode 3 : Perte d'altitude après le décollage ou un approche manquée. (Too much altitude loss during climbout « at take off or in go around)

Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)

Mode 5 : Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)

Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)

Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)

Chapitre 4

*Maintenance et test
opérationnel du
système EGPWS*

4.1. Définition de la maintenance:

L'entretien des aéronefs peut être défini comme étant l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ses éléments en état d'être exploité normalement comme lors de la certification. La maintenance consiste en plusieurs opérations sont : vérification, modification, révision, inspection...

4.2. Les objectifs de la maintenance:

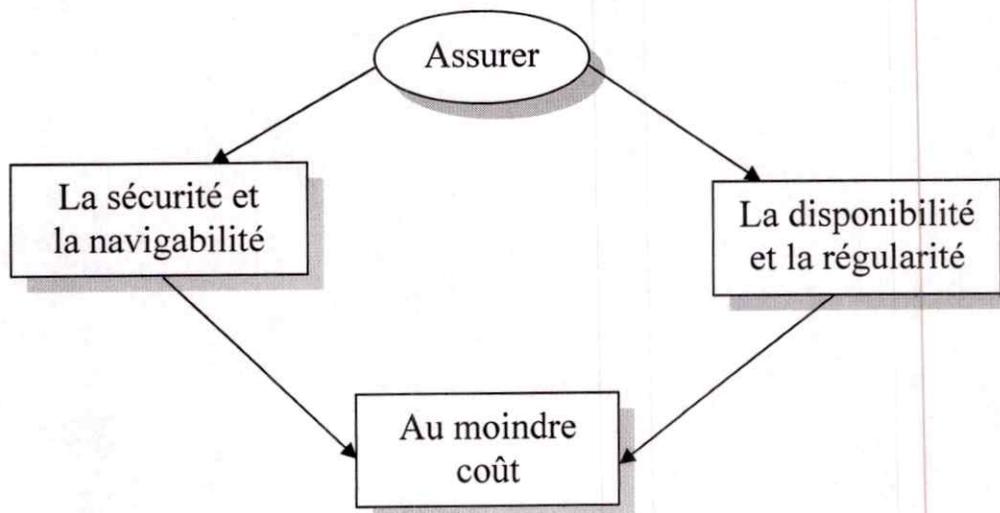


Figure 4.1: Les objectifs de la maintenance

a. La sécurité :

C'est une exigence à la fois réglementaire et commerciale. L'aéronef doit, au cours du temps conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de la vérification (performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et des propulseurs, sécurité et disponibilité des systèmes et équipement...).

b. La disponibilité:

Un aéronef représente un investissement coûteux, les compagnies cherchent donc un taux d'utilisation élevé. Pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte pour la compagnie, mais nuisant aussi à son image auprès du passager.

c. L'économie :

C'est de minimiser le coût d'entretien des avions, nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs, est dictée par les impératifs économiques, mais entretenir des avions nécessite une organisation des moyens matériels et humains qui coûte chère. Minimiser le coût d'entretien constitue donc le 3^{ème} objectif ; ainsi qu'il faut trouver le meilleur compromis entre les deux premiers objectifs et le troisième.

4.3. Différents types de maintenance :

Deux types de maintenances sont suivis pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des avions, ces deux types de maintenance sont (Figure 4.2) :

- a) Maintenance programmée (préventive).
- b) Maintenance non programmée (curative).

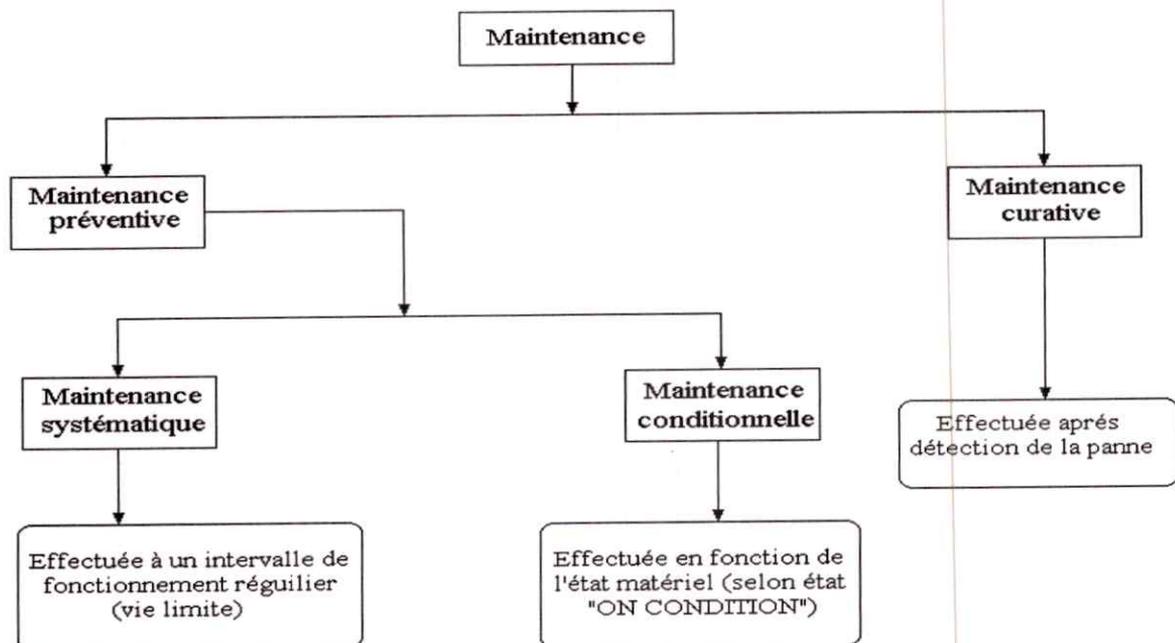


Figure 4.2: Les types de la maintenance

a) Maintenance préventive :

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'avion ou certains de ses éléments en état d'être exploités normalement. Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance (pièce, équipements...).

La prévention doit permettre d'éviter les pannes au cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue (visite), préparée et programmée avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

On distingue deux types de maintenance préventive :

a.1. Maintenance préventive conditionnelle :

L'application de la maintenance préventive conditionnelle est reliée à un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance a pour but d'assurer le suivi continu en service.

a.2. Maintenance préventive systématique :

Elle consiste à effectuer des interventions périodiques (visite intermédiaire, révision générale) selon un planning établi suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage (heures de vol, cycles).

a.2.1. Les visites programmées :

L'entretien des aéronefs doit être organisé en un temps cohérent de façon à minimiser les temps d'immobilisation, il s'agit donc de grouper les opérations élémentaires d'entretien de périodicités et d'importances comparables. Ces groupes d'opération sont appelés visites.

- Visite pré vol (transit)
- Visite journalière (Daily Check).
- Visite hebdomadaire (Weekly Check).
- Visite A (A Check).
- Visite B (B Check).
- Visite C (C Check).
- Visite D (D Check).

Remarque :

La terminologie A, B, C, D et les périodicités de ces visites sont données à titre d'exemple

Les périodicités des visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour le même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières...). La terminologie peut également différer.

La durée d'immobilisation de l'avion varie de quelques heures pour une visite « A » et plus d'un mois pour une visite « D », afin d'éviter les temps d'immobilisation trop longs, on peut fractionner les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien progressif, appelé aussi entretien fractionné.

b) Maintenance curative :

C'est l'ensemble des opérations, non programmées ayant pour objectif de remédier (corriger) les 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 ou panne.

La démarche de dépannage est la suivante :

- Plainte équipage : (pannes données sur l'ATL Aircraft Technical Log ou par le CDU).
- S'informer et analyser la situation
- Etablir le diagnostique (cherche les causes les plus probables) : cette démarche est décrite dans le « FIM » (Fault Isolation Manuel).
- Dépose/ repose/ réglage : cette démarche est décrite dans le « AMM » (Aircraft Maintenance Manuel).
- Test de bon fonctionnement : à faire sur des banc d'essai (si nécessaire).
- Restitution de l'avion à l'exploitation.
- Rédiger le rapport d'intervention.

4.4. Différents niveaux de maintenance :

a. Maintenance prévol :

Cette maintenance est caractérisée par une intervention rapide de la part du personnel de maintenance, elle est limitée au remplacement de l'équipement défaillant. Un test est opéré après remplacement de l'équipement pour contrôler le rétablissement de la fonction.

b. Entretien dans la base principale ou l'hangar (Maintenance Avions) :

Elle est caractérisée par une intervention de longue période de la part du personnel de maintenance, elle concerne les actions qui ne peuvent pas être exécutées dans la maintenance pré vol ça concerne les Visites (Check) A, B, C, et D.

c. Maintenance à l'atelier (Maintenance Accessoires) :

Cette maintenance est faite à des intervalles du temps réguliers et même pour les anomalies subites, elle est faite dans des ateliers spéciaux pour différents accessoires.

4.5. Les documents utilisés dans la maintenance :

On distingue plusieurs documents nécessaires pour la maintenance comme l'indique la figure 4.3.

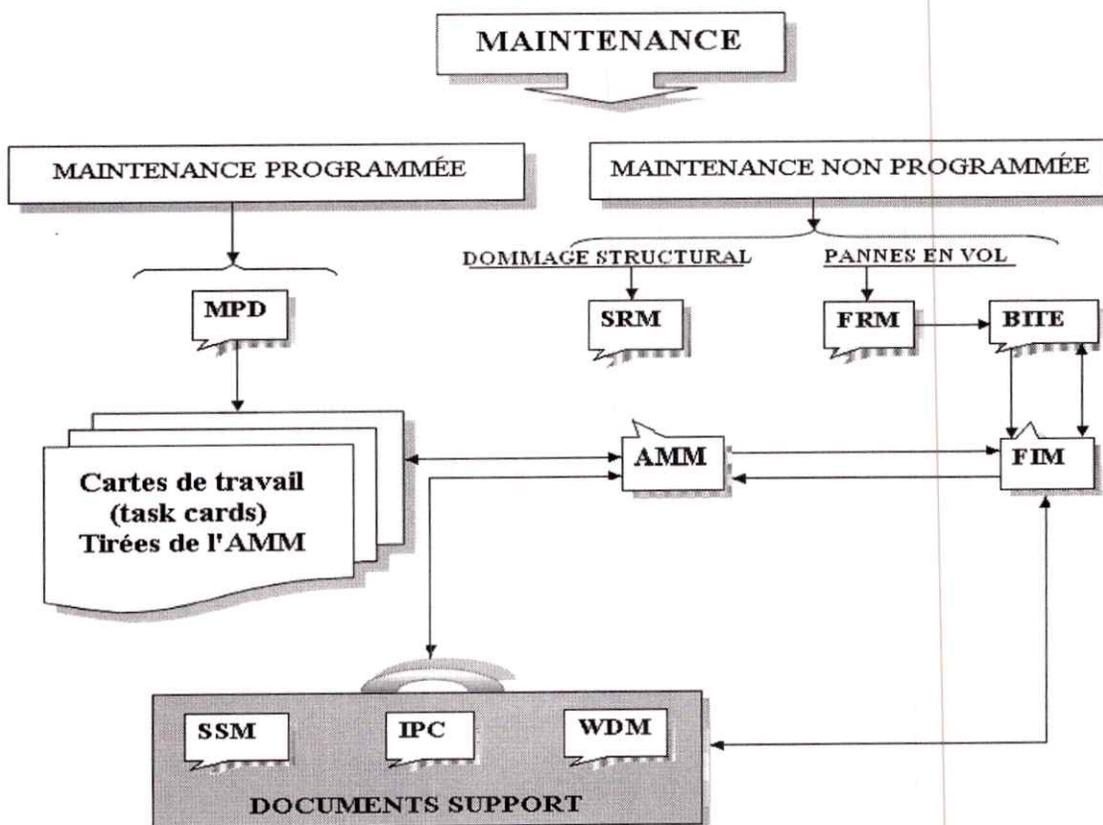


Figure 4.3: Méthode d'utilisation des documents de maintenance

a. MPD (Manual Planning Data):

C'est le manuel de planification de maintenance, il définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, les compagnies aériennes l'utilisent pour faire des cartes de tâches (Task Cards) qui sont utilisées par les techniciens durant la maintenance programmée.

b. AMM (Aircraft Maintenance Manuel) :

C'est le manuel de maintenance de l'avion, il est constitué de deux parties :

La partie (I) : est un manuel appelé « SDS » (Système Description Section). Il apporte des descriptions en interfaces, les fonctions, les opérations des systèmes et des sous systèmes.

La partie (II) : comprend les procédures à utiliser lors de la maintenance :

- Dépose /repose des équipements.
- Réglage des systèmes et les tests associés a ces systèmes.
- Inspection visuelle ou générale de toutes les zones, et spécialement les zones critiques.
- Procédure de nettoyage et les procédures associées à la peinture.
- Méthodes de réparation des éléments.

c. SSM (Schematic System Manuel) :

C'est le manuel des systèmes schématisés, il apporte à l'utilisateur une meilleure compréhension des systèmes et il aide dans la procédure d'isolation de la panne.

d. WDM (Wiring Diagram Manuel) :

C'est le manuel des diagrammes des câblages, il fournit des détails sur les câblages d'un point à un autre de chaque système et sous-système dans l'avion.

e. IPC (Illustrated Part Catalog) :

Catalogue illustré des pièces, il fournit des informations sur le remplacement des pièces et des composants, et il définit les références des composants (part number), ainsi que les figures et vues éclatés et détaillés des éléments qui constituent un équipement.

f. CRM (Crew Report Manuel):

Le CRM est maintenant remplacé par l'ATL (Aircraft Technical Log). C'est le manuel de rapport de vol (pannes reportées), il fournit les codes des pannes, et il est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et le personnel de maintenance.

g. CMM (Component Maintenance Manuel) :

C'est le manuel d'entretien des équipements/accessoires. Les instructions en ce manuel fournissent les informations nécessaires pour exécuter des fonctions d'entretien s'étendant des contrôles et du remplacement simples pour accomplir la réparation des accessoires et/ou équipements.

h. FIM (Fault Isolation Manuel) :

C'est le manuel de recherche et isolation des pannes, il est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et déterminer les pannes survenues en vol ou au sol ; la procédure commence par une détection de la panne qui est soit :

- Observée par le pilote et mentionnée dans l'ATL (Aircraft Technical Log) [auparavant le CRM (Compte Rendu Matériel)], ou dans le FRM (Flight Report Manuel).
- Ou bien détectée par le CDU (Common Display Unit).

L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne (FIM TASK). Pour cela on utilise les données du FIM avec celles de l'avion CDU (Common Display Unit) afin d'identifier le numéro correct de la procédure.

i. SRM (Structural Repair Manuel) :

C'est le manuel de réparation structurale, il fournit des informations descriptives et des instructions spécifiques pour faire les réparations de la structure de l'avion.

4.6. Recherche de pannes:

4.6.1. Différentes classes de pannes:

Les pannes détectées sur avion sont classifiées selon leur capacité à nuire à la sécurité de l'avion :

a. Pannes classe 1:

Ces pannes ont une conséquence opérationnelle pour la poursuite du vol, elles nécessitent obligatoirement une action corrective de l'équipage ; on dit que l'avion est « NO GO ». Ces pannes sont portées à la connaissance de l'équipage en vol sous forme d'alarmes dans le cockpit.

b. Pannes classe 2:

Ces pannes n'ont pas de conséquences opérationnelles sur le vol en cours et les prochains vols, mais peuvent en avoir si une deuxième panne survient.

Elles ne nécessitent pas l'intervention du pilote, la maintenance se fait au retour à la base ou en escale ; on dit que l'avion est « GO IF ».

c. Pannes classe 3:

Ces pannes n'affectent en rien la sécurité et la disponibilité de l'avion. Elles ne sont pas indiquées à l'équipage, et elles ne peuvent être jamais réparées si ce n'est pour des considérations économiques et de disponibilité de l'équipement.

Leur réparation relève des critères liés à la compagnie en autre, critère économique, de prestige.

4.6.2. Les catégories d'alarmes:

Les alarmes sont classées en quatre niveaux suivant l'importance, et l'urgence de l'action corrective nécessaire :

↓ Niveaux 3 :

Il correspond à une situation secours, une action corrective ou palliative doit être immédiatement entreprise par l'équipage. L'alarme est visuelle de couleur rouge accompagnée d'une sonore répétitive continue.

Exemple :

- Avion en configuration dangereuse ou conditions limites de vol.
- Panne d'un système changeant les conditions de vol.

↓ Niveaux 2 :

Il correspond à une situation anormale de l'avion, l'action corrective peut être différée. Ce niveau comprend principalement des pannes de système n'ayant aucune conséquence directe sur la sécurité de l'avion. L'alarme est visuelle de couleur ambre accompagnée d'un sonore mono coup.

↓ Niveaux 1 :

Il correspond à une situation d'avertissement nécessitant la surveillance par l'équipage, c'est-à-dire principalement à des pannes conduisant à la perte d'un système redondant ou à la dégradation d'un système. L'alarme est visuelle de couleur ambre.

↓ Niveaux 0 :

Il correspond à une situation d'information qui ne nécessite pas d'action particulière. Cette information est donnée par des voyants de couleur « bleu, vert ou blanc » sur les panneaux d'annonciation.

4.7. Exemple de la recherche de panne de l'EGPWS:

L'EGPWS est un équipement fiable est précis et sa maintenance ne se fait qu'après la panne (maintenance curative).

Le B737-800 7T-VJJ est en ½ check « A » au niveau de la base de maintenance.

En plus du dossier « CHECK A » fournit par l'engineering les inspecteurs et les chefs de la Check vérifient toutes anomalies décrites sur les carnets suivants :

- D'abord l'ATL (Aircraft Technical Log), on vérifie ce qui est mentionné par l'équipage ; dans le cas d'une panne signalée on la prend en charge dès le début de la Check.

AIRCRAFT TECHNICAL LOG

SIÈGE SOCIAL : 1, PLACE MAURICE AUDIN ALGER 16000
 TEL : 213 (21) 74 24 28

LINE MAINTENANCE
 HOUMARI SQUADRON AIRPORT
 TEL : 213 (21) 50 94 17
 FAX : 231 (21) 50 94 03
 STA: ALGITAH

AC MODEL: **2135-800**
 AC REG: **7T-VJ5**
 ATL PAGE N°:
 DATE: **2008**

PILOT NAME: **BLANCHARD**
 F/O NAME: **FERBI**
 F/E NAME:
 HOLD ITEM LIST CHECKED AND ACCEPTED:
 CAPT SIGN:

FLY NBR	OFF BLOCK	T/O	LAND	ON BLOCK	FLY BLO	TIME
6655						
FROM 117E	1250	1305	1405	1470	0100	01
TO ALG						

MAINTENANCE CHECK

DAILY
 WEEKLY
 B CHECK / V2
 C CHECK
 OTHER (SPECIFY).....

1/2 A CHECK
 A CHECK
 D CHECK

STATION: DATE: / / UTC

CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE (APRS)

ID Nbr / Stamp: SIGN:

PRE-FLIGHT CHECK

NAME: SIGN:

AIRCRAFT HOURS / CYCLES

PRIOR	TODAY	TOTAL
21784	1 00	21785
SU		STU
15100		15703

AIRFRAME HOURS: 21430 HRS
 NAME / SIGN: **HOULATI**

DEFECT 1 DATE: *Engines inop Light: Light is ON*

ACTION: *Following WDM 34.21.13 and BITE ANM 34.46 TASK 801 Fault cleared*

DEFECT 2 DATE:

ACTION:

DEFECT 3 DATE:

ACTION:

DEFECT 4 DATE:

ACTION:

DEFECT 5 DATE:

ACTION:

DEFECT N°: P/N OFF: POSITION: P/N ON:

REPORT ON NEXT PAGE

- Ensuite voir le HIL (Hold Item List) s'il n'y a pas de pannes antérieures qui ont été dispatchés (reportées) durant les derniers vols, si oui on les prend en charge.

- Et enfin voir l'ACL (Aircraft Cabin Log) qui concerne tout défaut à l'intérieur de la cabine passager (Noté que cet « ACL » est mentionné par les steward/hôtesse), si oui on corrige les défauts de la cabine passager (ex: sièges ou accoudoirs cassés, néons grillés, tapis détérioré etc..).

Pour notre avion 7T-VJJ sur l'ATL l'équipage a mentionné durant le vol AH 6655 sur l'ATL (Figure 4.4) : La lampe témoin INOP de module reste allumée « EGPWS INOP light : light ON».

Un technicien Avionique a pris en charge cette panne et débutera par les manuels appropriés.

Donc nous avons la panne observée est : EGPWS INOP light ON qui veut dire que l'EGPWS ne fonctionne pas (il est inopérable).

Pour réparer la panne il faut utiliser les manuels d'entretien de l'avion Boeing 737 NG, en suivant les indications de constructeur comme les règlements exigent.

Le manuel qui sert à isoler la panne est le FIM ; on commence la recherche à partir de la panne observée, EGPWS INOP light : light is ON

Puisque l'EGPWS est un instrument de navigation donc on trouve ses pannes possibles dans le chapitre Navigation 34.46.00

4.7.1. L'isolement de la panne à partir de FIM :

Dans le chapitre Navigation on choisit le titre « Fault Code Index » qui nous donne accès à un tableau de trois colonnes (Figure 4.5) où on trouve le code de la panne et le FIM Task à partir de la panne observée.

BOEING®
737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL

FAULT CODE	FAULT DESCRIPTION	GO TO FIM TASK
344 395 00	TCAS: system test problem.	34-45 TASK 818
344 410 00	GPWS INOP light: light on.	34-46 TASK 801
344 420 00	GPWS: BITE display is blank.	34-46 TASK 821
344 430 00	TERR POS message shows.	34-46 TASK 856
344 450 00	TERR FAIL message shows.	34-46 TASK 856
344 460 00	TERR RANGE DISAGREE message shows.	34-46 TASK 857
344 470 00	MAP/TERR RANGE DISAGREE message shows.	34-46 TASK 858
344 480 31	Ground proximity: terrain display does not show - captain's.	34-46 TASK 853
344 480 32	Ground proximity: terrain display does not show - first officer's.	34-46 TASK 853
344 480 48	Ground proximity: terrain display does not show - captain's and first officer's.	34-46 TASK 853
344 501 31	Vertical Situation Display problem - captain's.	34-46 TASK 801
344 501 32	Vertical Situation Display problem - first officer's.	34-46 TASK 801
344 502 31	VSD flag shows - captain's.	Reference Not Currently Available
344 502 32	VSD flag shows - first officer's.	Reference Not Currently Available
345 010 31	VOR: audio tone does not occur or is weak - captain's.	34-51 TASK 809
345 010 32	VOR: audio tone does not occur or is weak - first officer's.	34-51 TASK 809
345 020 31	VOR: test problem when you push the TEST switch on the navigation control panel - captain's.	34-51 TASK 801
345 020 32	VOR: test problem when you push the TEST switch on the navigation control panel - first officer's.	34-51 TASK 801
345 030 01	VOR: bearing pointer 1 does not show, VOR1 flag does not show.	34-51 TASK 805
345 030 02	VOR: bearing pointer 2 does not show, VOR2 flag does not show.	34-51 TASK 805
345 040 01	VOR1 flag shows on the display.	34-51 TASK 801
345 040 02	VOR2 flag shows on the display.	34-51 TASK 801
345 050 01	VOR: deviation bar does not show on the navigation display - VOR1.	34-51 TASK 806
345 050 02	VOR: deviation bar does not show on the navigation display - VOR2.	34-51 TASK 806
345 060 01	VOR: TO/FROM indication does not show on the navigation display - VOR1.	34-51 TASK 810



34-FAULT CODE INDEX

Page 106
 Feb 10/2006

D633A103-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

Figure 4.5: Tableau des codes des pannes

4.7.2. Suivre les étapes de FIM Task 34 – 46 Task 801:

Le FIM Task 34-46 Task 801 donne les étapes à suivre pour trouver les causes probables de la panne.

1- On commence par le procédure de l'autotest (BITE Procédure) (Voir page 79).

On vérifie les trois LED qui se trouve sur la face avant de l'EGPWC (Figure 2.12).

Les trois LED			Condition
défaut externe	l'ordinateur OK	computer est en panne	
OFF	OFF	OFF	L'alimentation de l'EGPWC OFF
OFF	OFF	Rouge	EGPWC- Défauts Internes.
OFF	Vert	OFF	Il n y a aucun défaut courant
OFF	Vert	Rouge	EGPWC- Défaut Interne
Jaune	OFF	Rouge	EGPWC- Défaut Interne ET Défaut Externe de l'EGPWS
Jaune	Vert	OFF	EGPWS- Défaut Externe
Jaune	Vert	Rouge	EGPWS- Défaut Interne

Figure 4.6 : Tableau qui indique le statut du système

Les trois LED montrent qu'il y a un défaut extérieur qui veut dire que l'une des entrées fait défaut. Dans ce cas le FIM Task nous oriente à faire un autotest BITE (Built In Test Equipment)

2- On fait le BITE de l'EGPWS :

On peut démarrer le BITE de l'EGPWS soit au niveau du cockpit en utilisant l'EGPWM ou dans la soute électronique à partir de l'EGPWC mais dans ce cas il faut utiliser les écouteurs pour entendre le message maintenance qui indique la panne (page 80; 88).

Il existe six niveaux de l'autotest mais dans cette procédure on n'utilise que les niveaux deux (Current Fault) et quatre (Fault History).

- Le niveau deux de l'autotest donne les défauts internes de calculateur et les défauts des signaux d'entrée.

- Le niveau quatre montre l'historique des pannes internes de calculateur et les défauts des signaux d'entrée de l'EGPWC durant les dix derniers vols pour vérifier si cette panne est apparue déjà. Il commence par le message sonore "FAULT HISTORY".

Le niveau 2 de l'autotest donne le message maintenance: IRS BUS 1 INACTIVE. Qui

veut dire qu'il n'y a aucun signal reçu à travers le bus Arinc 429 1 de l'IRS qui relie l'ADIRU-IR à l'EGPWC.

Après l'annonce du message maintenance « IRS BUS 1 INACTIVE » on entend le message sonore PRESS TO CONTINUE

Remarque:

On peut entendre le même message maintenance dans le niveau 4 "FAULT HISTORY" de l'autotest. Ce niveau donne le message maintenance : FLIGHT 6655, IRS BUS 1 INACTIVE.

3- Après qu'on entend le message maintenance, on doit chercher le Task qui donne les étapes de l'isolement de la panne dans le tableau qui se trouve à la fin des étapes de FIM- Task 34- 46 Task 801 (Voir page 82).

Le Task de ce message maintenance dans le tableau est: FIM Task 34-46 Task 824

4- On suit les indications de FIM Task 34-46 Task 824. Qui nous donne les étapes à suivre pour trouver les causes possibles de la panne (Page 83).

5- Le Task 824 propose 3 causes possibles pour nous aider à isoler la panne. On commence par la première cause.

Les trois causes possibles sont (Voir page 84):

- Soit l'ADIRU gauche est en panne
- Soit l'EGPWC a une panne interne
- Soit on vérifie le câblage

6- Le FIM Task nous oriente à faire un autotest BITE (Built In Test Equipment) au niveau de l'ADIRU pour vérifier le bon fonctionnement de l'ADIRS (Voir page 84).

7- Puisque l'équipage n'a rien mentionné sur l'ATL sur ce qu'il concerne l'ADIRS et son BITE n'a détecté aucun défaut donc on continue la vérification (Voir page 84).

8- Le FIM Task dans ce cas nous conduit à faire le BITE de l'autothrottle (Voir page 84).

Le BITE de l'autothrottle se fait au niveau du MCDU (Multipurpose Contrôle Display Unit) comme prévu dans le FIM 22-31- Task 801 (Voir page 84).

L'autothrottle (la manette) est un computer qui contrôle et gère la poussée des moteurs en bougeant les manettes des gaz pour spécifier une caractéristique de vol souhaité. Il est l'esclave

de l'autopilote.

9 - Le BITE de l'autothrottle a montré dans la page des défauts courants « CURRENT STATUS » sur le MCDU le message maintenance « ADIRU-IR Fault » (Voir page 85).

10- Dans ce cas le FIM Task nous conduit à vérifier le câblage « BUS Arinc 429 N° 1 de l'IRS » (Voir page 85).

11- On enlève l'ADIRU gauche en suivant les étapes de l'AMM Task 34 – 21- 01- 000- 801.

12- On fait le test de continuité en utilisant un mégohmmètre pour vérifier le câblage

Un mégohmmètre est un instrument de mesure destiné à mesurer une résistance d'isolement électrique d'une très grande valeur ainsi que tout équipement ou installation susceptible de présenter un danger pour la sécurité en cas de défaut.

- Pour vérifier la continuité du conducteur « BUS Arinc 429 N° 1 de l'IRS » on procède de la manière suivante :

12.1. On teste l'isolement entre le fil et la masse :

A- On coupe l'alimentation électrique de l'avion (Figure 4.7) :

A.1. On vérifie l'isolement du fil par rapport à la masse (structure avion) en débranchant le fil à ses deux extrémités.

A.2. On vérifie qu'il n'y a pas de court-circuit entre le fil et la masse en mesurant la résistance entre une extrémité du fil et la masse.

A.3. Le mégohmmètre a indiqué OL, c'est-à-dire une Résistance infinie est que la masse et le fil sont isolés.

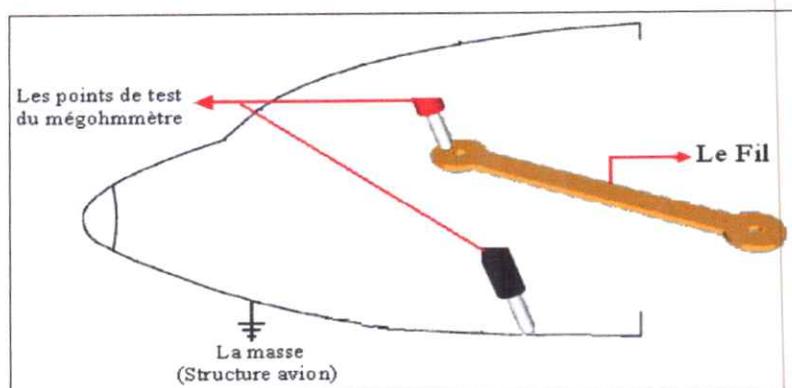


Figure 4.7. Schéma synoptique expliquant le test de l'isolement

12.2. On vérifie le câblage en testant la continuité entre les PIN de connexion de l'ADIRU (PIN C 10 ; PIN C 11) et le bloc terminal du Bus Arinc 429 N° 1 de connexion IRS (term ZA9 ; term ZB9) qui se trouve sur l'étagère E1-1 comme prévu dans le WDM 34- 21- 13 (Voir page 86 ; 87).

A. On teste la continuité du fil :

A.1. On relie une extrémité du fil à vérifier à la masse et on mesure la résistance entre l'autre extrémité du fil et la masse. S'il y a continuité, la résistance doit être 0 Ohm (Figure 4.8).

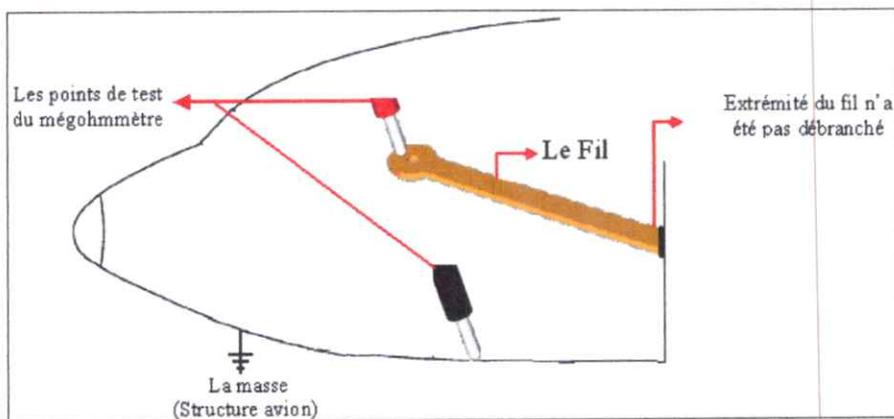


Figure 4.8: Schéma synoptique expliquant le test de continuité

A.2. Après la vérification, le mégohmmètre a indiqué une résistance infinie entre le PIN de connexion de l'ADIRU « Pin C11 » et le bloc terminal du bus de connexion IRS qui se trouve sur l'étagère E1-1 « term ZB9» (Voir page 86 ; 87).

A.3. On répare le problème qu'on a trouvé en changeant le fil

A.4. On réinstalle l'ADIRU en suivant les indications de l'AMM Task 34-21-01-400-801

Remarque :

Après la réparation de la panne il faut refaire le BITE du système de l'EGPWS (Le premier niveau « GO/NO-GO » et le deuxième « CURRENT FAULT »). S'ils n'ont indiqué aucun défaut et la lampe témoin INOP de l'EGPWS s'éteint après que le test termine, ça veut dire qu'on a réparé la panne et le système est en bon fonctionnement (Voir page 88).

BOEING
737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL

801. GPWS BITE Procedure:

A. General

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM

- (1) This is a description of the GPWS BITE:
 - (a) In this task you do the BITE procedure at the front of the Ground Proximity Warning Computer (GPWC).
 - (b) The GPWC is installed on the E1-1 shelf in the electronic equipment bay.
 - (c) A self test switch is on the front panel of the GPWC behind the hinged door.
 - (d) There are six levels in the self test. This procedure uses these levels:
 - 1) Level 2 - Current Faults
 - 2) Level 4 - Fault History
 - (e) Current faults will show any GPWC internal faults and input signal faults that are currently active.
 - (f) Faults history will show any GPWC internal faults and input signal faults from the last 10 flight legs.
 - (g) You must use headphones to do the self test. The maintenance messages and test prompts are aural.
 - (h) You can also do the self test from the flight compartment. From the flight compartment, you start the self test when you push the SYS TEST switch on the ground proximity module, P3-7.



B. BITE Procedure

- (1) Do these steps to find any current faults:
 - (a) Look at the Ground Proximity Warning Computer (GPWC) status indicators to find a fault condition.

Table 201

EXTERNAL FAULT Light	COMPUTER OK Light	COMPUTER FAIL Light	CONDITION
off	off	off	No power to the GPWC
off	off	red	GPWC internal fault
off	green	off	No current faults
off	green	red	GPWC internal fault
yellow	off	red	GPWC internal fault ^{*(1)} and GPWS external fault
yellow	green	off	GPWS external fault
yellow	green	red	GPWC internal fault

*[1] A program pin parity error can cause the COMPUTER FAIL light to come on red.

- 1) If there is a GPWC internal fault condition, then, do this task: GPWC COMPUTER FAIL Status Indicator - Fault Isolation, 34-46 TASK 859.
- 2) If the status indicator lights do not show any current faults, then do the steps to find faults in fault history below.



34-46 TASK 801


737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL

AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)



- 3) If there is a no power condition (none of the status indicators are on), then, do this task: GPWC BITE Does Not Operate - Fault Isolation, 34-46 TASK 821.
- 4) If there is a GPWS external fault condition, then continue.

NOTE: You can do the steps that follow from the flight compartment. In the flight compartment, you push the SYS TEST switch on the ground proximity module, P3-7.

- (b) Open the door on the front of the GPWC.
- (c) Connect a 600 ohm, with 1/4 inch mono RCA audio plug headphones, STD-1390 to the HEADPHONES jack on the front of GPWC.
- (d) Push the PRESS TO TEST switch momentarily (less the 2 seconds), wait for the first audio message to start, then push the PRESS TO TEST switch momentarily again. You will hear "CURRENT FAULTS".
- (e) Listen for any faults.

NOTE: Faults that you hear are referred to as maintenance messages. You will hear "PRESS TO CONTINUE" after the last maintenance message.

- 1) If you hear maintenance messages, then do these steps:
 - a) Refer to the table at the end of this task to find the fault isolation task for the applicable maintenance message.
 - b) Disconnect the 600 ohm, with 1/4 inch mono RCA audio plug headphones, STD-1390 from the HEADPHONES jack on the front of GPWC.
 - c) Close the door on the front of the GPWC.
- 2) If you hear "NO FAULTS", then there are no current faults.

NOTE: Messages that are identified following "NO FAULTS" are EGPWS system status information type messages, where no maintenance action is required. These messages, such as "TERRAIN AWARENESS POSITION ERROR" and "TERRAIN CLEARANCE FLOOR POSITION ERROR", are intended to advise that the data is NCD (no current data) or invalid. This does not mean that there is a problem with the data source, or the system interface, unless a related "GPWS INTERNAL FAULTS" or "GPWS EXTERNAL FAULTS" message is also announced.

- 3) Do these steps to find faults in fault history:
 - (a) Make sure a 600 ohm, with 1/4 inch mono RCA audio plug headphones, STD-1390 is connected to the HEADPHONES jack on the front of GPWC.
 - (b) Push the PRESS TO TEST switch momentarily (less the 2 seconds) again and again until you hear "SYSTEM CONFIGURATION".

NOTE: Wait until the audio message starts each time you push the PRESS TO TEST switch.

- (c) When you hear "SYSTEM CONFIGURATION", push the PRESS TO TEST switch for more than 2 seconds to end the level 3 test. You will hear "PRESS TO CONTINUE".
- (d) Push the PRESS TO TEST switch momentarily (less the 2 seconds). You will hear "FAULT HISTORY".

ACTIVITY

34-46 TASK 801

D633A103-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

Page 202
Oct 10/2006



737-600/700/800/900

FAULT ISOLATION MANUAL

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)

(e) Listen for any faults.

NOTE: Faults that you hear are referred to as maintenance messages. You will hear "PRESS TO CONTINUE" after the last maintenance message.

NOTE: Maintenance messages in fault history are grouped by flight leg. You will hear the maintenance messages for the most recent flight legs first. You will hear "FLIGHT X" ("X" being the flight leg number) before you hear the maintenance messages for that flight leg.

- 1) Refer to the table at the end of this task to find the fault isolation task for the applicable maintenance message.
- 2) Disconnect the 600 ohm, with 1/4 inch mono RCA audio plug headphones, STD-1390 from the HEADPHONES jack on the front of GPWC.
- 3) Close the door on the front of the GPWC.

ALG ALL

----- **END OF TASK** -----

LRU/SYSTEM	MAINTENANCE MESSAGE	GO TO FIM TASK
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 BAROMETRIC ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 BAROMETRIC RATE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 COMPUTED AIRSPEED FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 CORRECTED ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 INACTIVE	34-46 TASK 822
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 QNH CORRECTED ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 STATIC AIR TEMPERATURE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 1 TRUE AIRSPEED FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 BAROMETRIC ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 BAROMETRIC RATE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 COMPUTED AIRSPEED FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 CORRECTED ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 INACTIVE	34-46 TASK 823
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 QNH CORRECTED ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 STATIC AIR TEMPERATURE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	AIR DATA BUS 2 TRUE AIRSPEED FAULT	34-46 TASK 840

EFFECTIVITY
ALG ALL

34-46 TASK 801

Page 203
Oct 10/2006

D633A103-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

BOEING
737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL

LRU/SYSTEM	MAINTENANCE MESSAGE	GO TO FIM TASK
GROUND PROX	GPS BUS 2 HORIZONTAL INTEGRITY LIMIT FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 INACTIVE	34-46 TASK 830
GROUND PROX	GPS BUS 2 LATITUDE FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 LATITUDE FINE FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 LONGITUDE FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 LONGITUDE FINE FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 SENSOR STATUS FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 TRUE TRACK FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 UTC FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 VDOP FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 VERTICAL VELOCITY FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	GPS BUS 2 VFOM FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	ILS BUS 1 GLIDESLOPE FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	ILS BUS 1 INACTIVE	34-46 TASK 829
GROUND PROX	ILS BUS 1 LOCALIZER FAULT	34-46 TASK 842
GROUND PROX	IRS BUS 1 ALTITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 GROUND SPEED FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 INACTIVE	34-46 TASK 824
GROUND PROX	IRS BUS 1 INERTIAL VERTICAL ACCELERATION FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 LATITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 LONGITUDE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 LONGITUDINAL ACCELERATION FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 MAGNETIC TRACK FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 MODE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 NORMAL ACCELERATION FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 PITCH ANGLE FAULT	34-46 TASK 840
GROUND PROX	IRS BUS 1 PITCH RATE FAULT	34-46 TASK 840



EFFECTIVITY
ALG ALL

34-46 TASK 801

Page 206
Jun 10/2006

D633A103-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

4.7.3. Suivre les étapes de FIM Task 34 – 46 Task 824:



FAULT ISOLATION MANUAL

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)

- a) If you do not hear the maintenance message in Current Status, then you corrected the fault.
- (c) If the SMYD BITE test does not show an air data fault for SMYD 2 in existing faults, then continue:
- (3) Replace the ground proximity warning computer (GPWC), M652.
These are the tasks:
Ground Proximity Warning Computer Removal, AMM TASK 34-46-01-000-801,
Ground Proximity Warning Computer Installation, AMM TASK 34-46-01-400-801.
- (a) Do this task GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.
 - 1) If you do not hear the maintenance message in Current Status, then you corrected the fault.
 - 2) If you hear the maintenance message in Current Status, then continue.
- (4) Do this check of the wiring:

NOTE: If you use a megohmmeter to do wiring checks on an ARINC 429 bus (or if you need the exact resistance of the bus wiring), first remove all the LRUs that are connected to the bus (use the WDM to tell which LRUs are on the bus). Then, re-install the LRUs when you are done.

- (a) Remove the GPWC, M652. To remove it, do this task: Ground Proximity Warning Computer Removal, AMM TASK 34-46-01-000-801.
- (b) Do a wiring check between these pins of connector D1153A for the GPWC and terminal block TB521 at the E5-2 shelf (WDM 34-21-24):

D1153A	TB521
pin C1 -----	term ZA21
pin D1 -----	term ZB21

- (c) Repair the wiring problem that you find.
- (d) Re-install the GPWC. To install it, do this task: Ground Proximity Warning Computer Installation, AMM TASK 34-46-01-400-801.
- (e) Do this task GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.
 - 1) If you do not hear the maintenance message in Current Status, then you corrected the fault.

————— **END OF TASK** —————

824. IRS Bus to GPWS Problem - Fault Isolation

4 **A. Description**

- (1) This task is for these maintenance messages:
 - (a) IRS BUS 1 INACTIVE
 - (b) IRS BUS 2 INACTIVE
- (2) The data from the ADIRU ARINC 429 air data bus is stopped. Bus 1 has data from the left ADIRU. Bus 2 has data from the right ADIRU.



34-46 TASKS 823-824



737-600/700/800/900

FAULT ISOLATION MANUAL

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)

5

B. Possible Causes

- (1) Air data inertial reference unit (ADIRU), M1749 (L ADIRU) or M1752 (R ADIRU).
- (2) Ground proximity warning computer (GPWC), M652.
- (3) Wiring.

C. Related Data

- (1) Simplified Schematic (Figure 301).
- (2) (SSM 34-21-13).
- (3) (SSM 34-21-23).
- (4) (SSM 34-49-11).
- (5) (WDM 34-21-13).
- (6) (WDM 34-21-23).
- (7) (WDM 34-49-11).

D. Initial Evaluation

- (1) If you hear the maintenance message in Current Faults, then do the Fault Isolation Procedure below.
- (2) If you hear the maintenance message in Fault History and not in Current Faults, then there was an intermittent fault.

E. Fault Isolation Procedure

6



- (1) For the applicable ADIRS, do this task: ADIRS BITE Procedure, 34-21 TASK 801.

NOTE: For a Bus 1 fault, make the L ADIRS selection. For a Bus 2 fault, make the R ADIRS selection.

- (a) If the ADIRS BITE test shows an ADIRU internal fault in CURRENT STATUS, then do these steps:

- 1) Replace the applicable ADIRU, M1749 (L ADIRU) or M1752 (R ADIRU).

These are the tasks:

Air Data Inertial Reference Unit Removal, AMM TASK 34-21-01-000-801.

Air Data Inertial Reference Unit Installation, AMM TASK 34-21-01-400-801.

- 2) Do this task: GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.

- a) If you do not hear the maintenance message in Current Faults, then you corrected the fault.

7



- (b) If the ADIRS BITE test does not show an ADIRU internal fault in CURRENT STATUS, then continue.

- (2) Do a check for this bus fault at another component.

NOTE: This check looks for the same fault on another component. If the fault shows on another component, then the fault is not in the GPWC.

8



- (a) Do this task: Autothrottle BITE Procedure, 22-31 TASK 801.



34-46 TASK 824

Page 218
Oct 10/2006

D633A103-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details



**737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL**

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)

(b) If the Autothrottle BITE test does not show an ADIRU-IR fault in CURRENT STATUS, then do these steps:

- 1) Replace the ground proximity warning computer (GPWC), M652.
These are the tasks:
Ground Proximity Warning Computer Removal, AMM TASK 34-46-01-000-801.
Ground Proximity Warning Computer Installation, AMM TASK 34-46-01-400-801.
- 2) Do this task GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.
- 3) If you do not hear the maintenance message in Current Faults, then you corrected the fault.
- 4) If you hear the maintenance message in Current Faults, then do these steps:
 - a) Remove the GPWC, M652. To remove it, do this task: Ground Proximity Warning Computer Removal, AMM TASK 34-46-01-000-801.
 - b) Do a check of the wiring at the E1-1 shelf between these pins of the connector for the GPWC and the applicable terminal block for the applicable IRS BUS (WDM 34-21-13, WDM 34-21-23):

NOTE: If you use a megohmmeter to do wiring checks on an ARINC 429 bus (or if you need the exact resistance of the bus wiring), first remove all the LRUs that are connected to the bus (use the WDM to tell which LRUs are on the bus). Then, re-install the LRUs when you are done.

	GPWC CONNECTOR	TERMINAL BLOCK
BUS 1	D1153B	TB1110
	pin A6 -----	term ZA9
	pin B6 -----	term ZB9
BUS 2	D1153A	TB1109
	pin A5 -----	term ZA9
	pin A6 -----	term ZB9

- c) Repair the wiring problem that you find.
- d) Re-install the the GPWC. To install it, do this task: Ground Proximity Warning Computer Installation, AMM TASK 34-46-01-400-801.
- e) Do this task GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.
- f) If you do not hear the maintenance message in Current Status, then you corrected the fault.

9 → (c) If the autothrottle BITE test shows an ADIRU-IR fault in CURRENT STATUS, then continue.

10 → (3) Do this check of the wiring:
NOTE: If you use a megohmmeter to do wiring checks on an ARINC 429 bus (or if you need the exact resistance of the bus wiring), first remove all the LRUs that are connected to the bus (use the WDM to tell which LRUs are on the bus). Then, re-install the LRUs when you are done.

11 → (a) Remove the applicable ADIRU, M1749 (L ADIRU) or M1752 (R ADIRU). To remove it, do this task: Air Data Inertial Reference Unit Removal, AMM TASK 34-21-01-000-801.



34-46 TASK 824



**737-600/700/800/900
FAULT ISOLATION MANUAL**

ALG ALL; AIRPLANES WITH ENHANCED GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (Continued)

- (b) Do a wiring check between these pins of the connector for the ADIRU and applicable terminal block at the E1-1 shelf for the applicable IRS BUS (WDM 34-21-13, WDM 34-21-23):

12 	BUS 1	ADIRU CONNECTOR D3687B ✓ pin C10 ----- pin C11 -----	TERMINAL BLOCK TB1110 term ZA9 term ZB9
	BUS 2	D3693B pin C10 ----- pin C11 -----	TB1109 term ZA9 term ZB9

- (c) Repair the wiring problem that you find.
- (d) Re-install the ADIRU. To install it, do this task: Air Data Inertial Reference Unit Installation, AMM TASK 34-21-01-400-801.
- (e) Do this task: GPWS BITE Procedure, 34-46 TASK 801.
 - 1) If you do not hear the maintenance message in Current Status, then you corrected the fault.

END OF TASK

826. EFIS BUS to GPWS Problem - Fault Isolation

A. Description

- (1) This task is for these maintenance messages:
 - (a) EFIS BUS 1 INACTIVE
 - (b) EFIS BUS 2 INACTIVE
- (2) The data from the DEU ARINC 429 IRS bus is stopped. Bus 1 has data from the DEU 1. Bus 2 has data from the DEU 2.

B. Possible Causes

- (1) Display electronic unit (DEU), M1808 (DEU 1) or M1809 (DEU 2).
- (2) Ground proximity warning computer (GPWC), M652.
- (3) Wiring.

C. Related Data

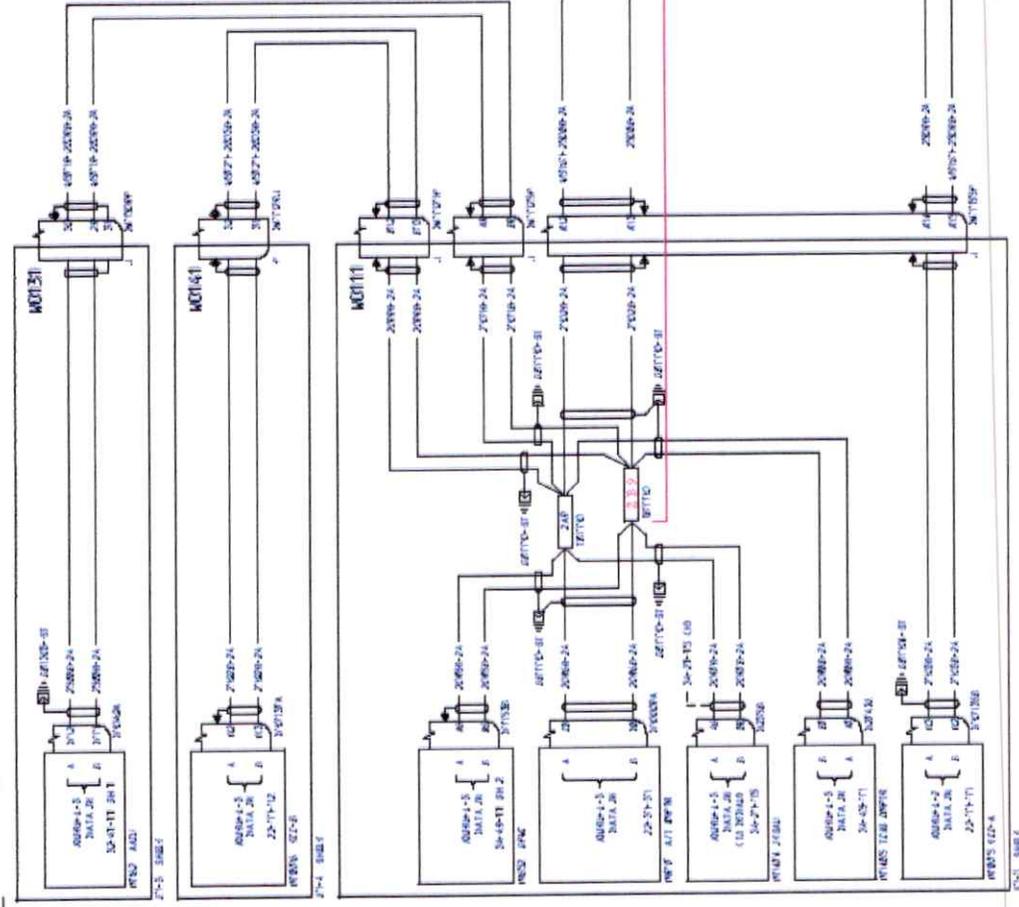
- (1) Simplified Schematic (Figure 305).
- (2) (SSM 31-62-15).
- (3) (SSM 31-62-25).
- (4) (SSM 34-49-11).
- (5) (WDM 31-62-15).
- (6) (WDM 31-62-25).
- (7) (WDM 34-49-11).



34-46 TASKS 824-826



737-600/800 WIRING DIAGRAM MANUAL



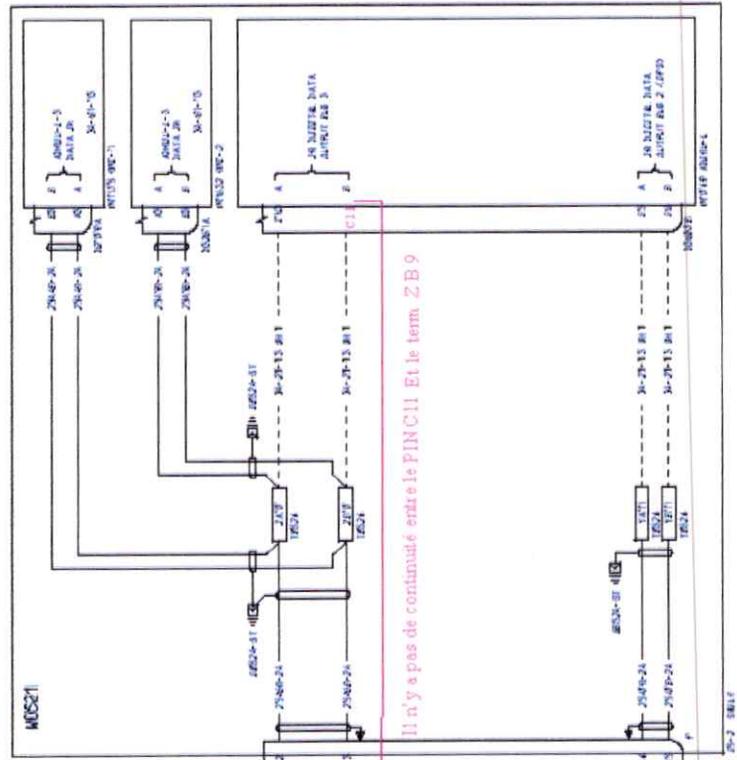
AIR DATA INERTIAL REFERENCE SYSTEM (ADIRS) - LEFT IR OUTPUTS

737-600-10100, 737-800-10100

34-21-13

Page 1
Sheet 2
Apr 25-2005

D260A143



Il n'y a pas de continuité entre le PIN C11 Et le term Z B 9

34-21-13

Page 1
Sheet 2
Apr 25-2005

Boeing PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work - See list page for details

4.8. Le test opérationnel de l'EGPWS (EGPWS BITE):

L'EGPWS a six niveaux de l'autotest. Chaque niveau fournit plusieurs informations concernant le système.

1. GO/ NO-GO test opérationnel
2. Les défauts courants
3. La configuration du système
4. L'historique des pannes
5. L'histoire des alertes et des alarmes
6. Test des entrées discrètes

4.8.1. Le premier niveau de l'autotest :

a. Préparations :

Le premier niveau de test est appelé GO/NO-GO test opérationnel, fournit des annonces sonores et visuelles au niveau du poste de pilotage.

Avant de faire le test il faut vérifier ces conditions :

- Avion au sol.
- Mise sous tension de l'EGPWS
- Sélectionner le mode correcte sur le ND en utilisant l'EFIS (Expanded APP, VOR, MAP, et MAP centred)
- Sélectionner le bouton TERR sur la boîte de l'EFIS
- Toutes les interfaces du système sont installées et activées (excitées)

b. Les procédures de test :

Pour démarrer le test on appuie sur le bouton poussoir test. Ce niveau commence par la vérification des conditions de configuration:

- La parité du pin programme
- La validité de la configuration des bases de données de l'avion
- Le type de l'avion

Si l'EGPWC trouve une faute de configuration, il l'annonce et l'autotest s'arrête. S'il n'a trouvé aucune faute le test continue.

c. Le court test du premier niveau :

Les annonces de ce mode sont les suivantes :

- L'affichage du message TERR TEST en couleur cyan sur les ND's (Figure 4.9)
- La lampe témoin ambre « GPWS INOP » s'allume pour 0.7 seconds (Figure 4.10)
- Les boutons témoins « BELLOW GLIDE SLOPE » s'allument pour 0.7 seconds

avec le message sonore GLIDESLOPE (Figure 4.11).

- Le message PULL UP s'affiche au dessous des ADI's (au niveau des PFD's) pour 0.7 seconds plus le message WHOOP WHOOP PULL-UP
- Le message WINDSHEAR au dessous des ADI's (au niveau des PFD's) pour 0.7 seconds plus le message sonore WINDSHEAR WINDSHEAR WINDSHEAR suivie d'une sirène.
- La mire du terrain sur les ND's pour 12 seconds plus le message sonore Terrain Terrain Pull-UP (Figure 4.9).

Remarque : Dans le court test on n'entend pas toutes les annonces.



Figure 4.9: L'affichage du message « TERR TEST » en couleur cyan sur les ND's

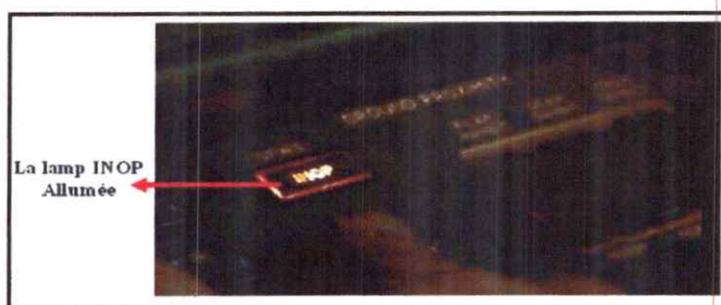


Figure 4.10: La lampe INOP s'allume sur l EGPWM



Figure 4.11: Clignotement des voyants ambres Bellow G/S



Figure 4.12 :L'affichage des message visuels en rouge sur les PFD'S et ND's

d. Le long test de premier niveau :

Pour démarrer le long test de premier niveau on appuie sur le bouton poussoir test plus de 5 seconds. Il commence par le court test (toutes les indications/alarmes de court test) puis il continue les autres indications/alarmes ; c'est ce qu'on appelle le teste complet.

Remarque :

Lorsque l'autotest de premier niveau termine on n'entend aucun message et si on veut le continuer on appuie encore une fois sur le bouton poussoir test.

Si on n'appuie pas sur le bouton dans trois seconds le test s'arrête.

4.8.2. Les niveaux 2-5 de l'autotest :

On peut démarrer les autotests des niveaux 2-6 en utilisant le bouton poussoir test soit de l'EGPWM ou celui qui se situe sur la face avant de l'EGPWC.

On peut démarrer ces autotests par deux méthodes :

- Annulation courte : en appuyant le bouton pour une période moins de deux secondes
- Annulation longue : en appuyant le bouton pour une période plus de deux secondes.

a. Le deuxième niveau de l'autotest :

Ce niveau commence par le message « CURRENT FAULTS » :

- S'il n'y a aucun défaut, on entend le message sonore "NO FAULTS".
- S'il y a des défauts, l'EGPWC les annonce tous.

Si on veut terminer le test on appuie sur le bouton poussoir test en utilisant longue annulation ou bien courte.

b. Le troisième niveau de l'autotest:

Ce niveau commence par le message sonore " SYSTEM CONFIGURATION ". Il annonce la configuration de l'EGPWS, une annulation courte permet de passer immédiatement au item de configuration, une annulation longue finit ce niveau.

Ce niveau de test fournit ces informations :

- Le numéro de la pièce de l'EGPWC
- Les statuts de modification de l'EGPWC
- Le numéro de série de l'EGPWC
- La version de logiciel d'application
- La version de base de données de terrain
- La version de la base de données de l'enveloppe de modulation
- Le type de l'avion
- Le menu audio
- Le numéro de menu des rappels audio
- Les options sélectionnées

c. Le quatrième niveau de l'autotest:

Ce niveau montre l'historique des pannes de l'EGPWS durant les dix derniers vols. Il commence par le message sonore "**FAULT HISTORY**".

S'il n'y a aucune panne enregistrée dans la mémoire d'historique de vol, on entend le message sonore « NO FAULTS », S'il y a des pannes dans la mémoire on entend premièrement les pannes les plus récentes qui sont classées dans cet ordre :

- Vol X (X est le numéro de la phase de vol (Leg) la plus récente dans le compteur
- Les pannes internes pour le vol X (Leg X).
- Les pannes externes pour le vol X (Leg X).
- Aller à la phase la plus ancienne de vol et répéter.

Si on fait une annulation courte on part directement à la phase prochaine de vol. Et Si on fait annulation longue on termine directement ce niveau.

d. Le cinquième niveau de l'autotest:

Le niveau cinq permet d'entendre les alertes générées durant les dix derniers vols effectués. Il commence par le message sonore "**WARNING HISTORY**".

S'il n'y a aucune alerte enregistrée dans la mémoire d'historique de vol, on entend le message sonore "**NO WARNINGS**" ;

S'il y a des alertes enregistrées dans la mémoire, on entend les alertes les plus récentes d'abord. On entend les alertes dans cet ordre :

- Le vol X (X est le numéro de la phase de vol (Leg) la plus récente dans le compteur.
- Les alertes de vol X (Leg).
- Aller à la phase la plus ancienne de vol et répéter.

Si on fait une annulation courte on part directement à la phase prochaine de vol.

Si on fait une annulation longue on termine ce niveau du test.

Remarque:

Tous les niveaux du test du système commence par le premier niveau après le deuxième et ainsi de suite.

Quand les niveaux 2-5 terminent on entend un message sonore PRESS TO CONTINUE. On appuie sur le bouton poussoir test si on veut passer au test suivant.

4.8.3. Le sixième niveau de l'autotest:

Dans ce niveau l'EGPWC a six entrées discrètes :

Ce test diffère par rapport aux autres tests dans les entrées discrètes

Ce test commence par le message sonore "**DISCRETE TEST**", si les conditions des entrées discrètes changent on entend un message sonore qui nous informe du nouvel état des entrées discrètes.

Remarque :

On entend le message sonore DISCRETE INPUT TEST – PRESS TO CANCEL chaque 60 seconds. On appuie plus ou moins de 2 seconds sur le bouton de test pour terminer l'autotest.

4.9. Conclusion :

Pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des avions on utilise deux types de maintenances :

- a) Maintenance programmée (préventive).
- b) Maintenance non programmée (curative).

L'EGPWS est un équipement fiable est précis et sa maintenance ne se fait qu'après la panne (maintenance curative).

On fait le BITE de l'EGPWS pour vérifier son bon fonctionnement. Pour le démarrer, en utilisant soit le bouton poussoir test de l'EGPWC ou celui qui se situe sur la face avant de l'EGPWC.

*Conclusion
générale*

CONCLUSION GÉNÉRALE

Le travail que nous avons présenté, nous a permis d'avoir des connaissances sur les accessoires et le principe de fonctionnement du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS.

Le stage qu'on a effectué à Air Algérie nous a permis d'atteindre notre but, qui est d'abord effectuer une partie pratique dans le cadre de notre sujet, où nous avons fait un exemple de maintenance en utilisant les différents manuels d'entretien tel que : AMM, FIM, WDM ce qui nous a donné l'occasion de nous familiariser avec les méthodes d'analyses et recherches de panne ainsi qu'il nous a fait prendre conscience de l'importance de la maintenance planifiée et curative dans le milieu aéronautique et en deuxième lieu voir le monde de travail et ses exigences.

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

Les annexes

Annexe A :

Exemple d'un accident

de type CFIT

A.1. L'histoire d'un accident de type CFIT :

Cet accident montre le caractère quasi-caricatural de ce que peut être la crainte du commandant de bord. Fait aggravant, dans la société chinoise, les distances hiérarchiques sont très grandes. Il est impensable qu'une personne remettre son supérieur à sa place quand même des raisons impérieuses l'imposeraient. Ce système présente de grands risques de divergence dès que la situation du vol devient critique et exige des réactions fermes et rapides.

Le circle-to-land est l'une des manœuvres les plus dangereuses et les plus difficiles à faire avec un avion. En effet, sur de nombreux aéroports, même importants, pas toutes les pistes ne sont équipées de systèmes d'approche de précision comme l'ILS. Les avions devant toujours atterrir face au vent, il arrive souvent qu'ils soient obligés de se poser sur une piste non équipée d'ILS en utilisant l'ILS d'une autre piste pour faire leur percée sous les nuages.

En pratique, les pilotes commencent l'approche en utilisant l'ILS d'une piste sur laquelle ils n'ont pas l'intention d'atterrir. Une fois qu'ils sortent des nuages, ils réalisent des manœuvres pour récupérer visuellement l'axe de la piste en service. Typiquement, il s'agit de se poser sur la direction réciproque de l'approche initiale. Même si l'approche est dite « aux instruments », elle reste hautement visuelle. Les pilotes doivent garder la piste en vue, la dépasser pour faire demi-tour et revenir atterrir. Par définition, ceci se passe à faible altitude.

A l'aéroport de Busan, en Corée du Sud, il y a deux pistes parallèles distantes de 250 mètres et orientées Nord-Sud. La géographie de l'endroit est particulière. La ville et l'aéroport sont construits sur le delta du fleuve Nakdong, le plus long du pays. Cette région plate se trouvant au niveau de la mer est entourée de montagnes et de collines qui couvrent toute la Corée (FigureA.1).



Figure A.1: Image représente la situation de l'aéroport

Habituellement, les avions arrivent au-dessus de la mer et bénéficient d'un ILS pour se poser en direction 36. Le vol Air China 129 de 15 avril 2002 arrive de Pékin en fin de matinée et commence son approche alors qu'un orage et des vents forts balayent le terrain.

Une approche directe est initiée sur la 36L en première intention. Alors qu'ils y sont presque, les pilotes perdent le visuel sur la piste et doivent remettre les gaz. Comme aucun briefing n'avait été réalisé, ils se retrouvent pris de court et doivent rapidement envisager une solution. Dans de telles situations, il faut remonter dans l'axe, faire demi-tour et revenir vers le point initial de l'approche (IAF). Le guidage radar, quand il est disponible, permet de faire cette manœuvre sans trop de soucis. Néanmoins, pour leur faire gagner du temps, le contrôleur suggère à l'équipage d'Air China de maintenir 700 pieds sol et de faire un virage à 180 degrés pour revenir atterrir dans la direction réciproque, en 18R. Il s'agit donc de réaliser une manœuvre de type *circle-to-land* (Figure A.2).

Le commandant de bord prend les commandes en manuel et remonte vers le Nord en laissant la piste derrière. Puis, il prend un cap d'écartement vers la gauche tandis que l'avion est préparé pour l'atterrissage.

Le commandant de bord commence son virage à droite. Comme il est assis à gauche, l'inclinaison l'empêche de voir où l'avion se dirige. Le copilote voit une colline arriver sur la droite et comprend que l'avion ne terminera pas son virage. Il y a assez de temps pour réagir, mais il faut ménager le commandant.

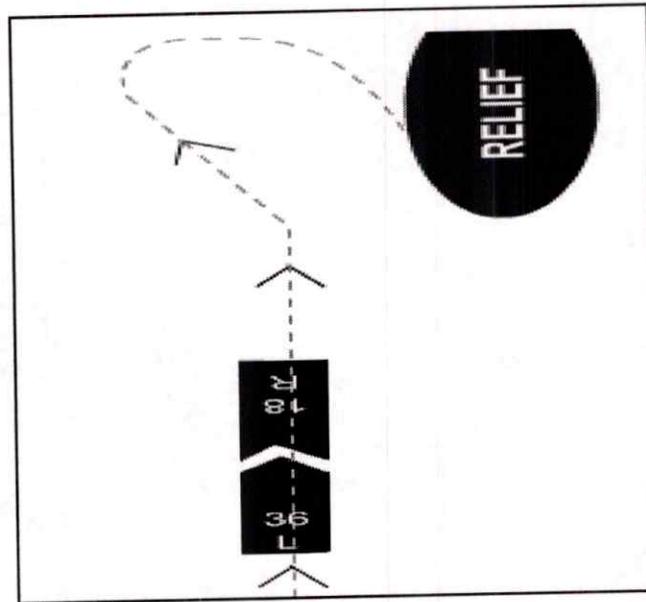


Figure A.2: Cheminement de l'Air China 129 une fois abandonné l'atterrissage en piste 36L

Cette attitude n'est inusuelle, ni ahurissante. Dans de nombreux pays, c'est la règle. Même si le commandant est entrain de faire une erreur très grave il faut savoir la lui présenter. C'est pareil dans de nombreux corps de métiers. En Chirurgie, un interne ne corrigera jamais un professeur même si le malade doit y passer. Chaque personne peut faire le parallèle avec son propre corps de métier ou son entreprise. Ces situations sont courantes.

La colline boisée s'approche de plus en plus alors que le copilote la signale timidement. Plusieurs fois de suite, la vue sur la piste est perdue à cause des nuages qui descendent jusqu'à 500 pieds sol. Cinq secondes avant l'impact, alors qu'il est sensé prendre d'autorité les commandes pour sauver l'avion, le copilote signale encore une fois que l'avion va vers un obstacle. Le commandant de bord ne réagit pas et c'est le crash.

L'avion percute une colline se trouvant dans l'axe de la piste. Il y a 128 morts y compris le copilote. Se trouvant du coté opposé à l'impact, le commandant de bord, Wu Xinlu, survivra avec des blessures légères. Les secouristes trouvent également 38 passagers blessés à des degrés divers mais dont la vie n'est pas menacée.

Il s'avère également que le contrôleur aérien avait autorisé l'appareil à descendre trop bas. D'habitude, les appareils de la taille du Boeing 767 Extended Range descendaient à l'100 pieds pour faire le circle-to-land. Cependant, à la tour de contrôle, ils pensaient avoir affaire à un Boeing 737. Cet appareil est plus léger et a un rayon de virage nettement plus petit que le 767.

De plus, les pilotes étaient tenus de rester en vol à vue durant toute la manœuvre à faible altitude. Or, plusieurs fois l'avion s'est retrouvé dans les nuages à 700 pieds sol sans que son équipage ne songe à remettre les gaz et à faire un déroutement sur un aéroport alternatif. Mais cette décision, il est vrai, n'est pas facile à prendre.



Figure A.3: Images représentant la tragédie de l'accident

Annexe B :
Représentation de
tableau de bord
d'un Boeing 737 NG

B.1. Le tableau de bord d'un Boeing 737NG :

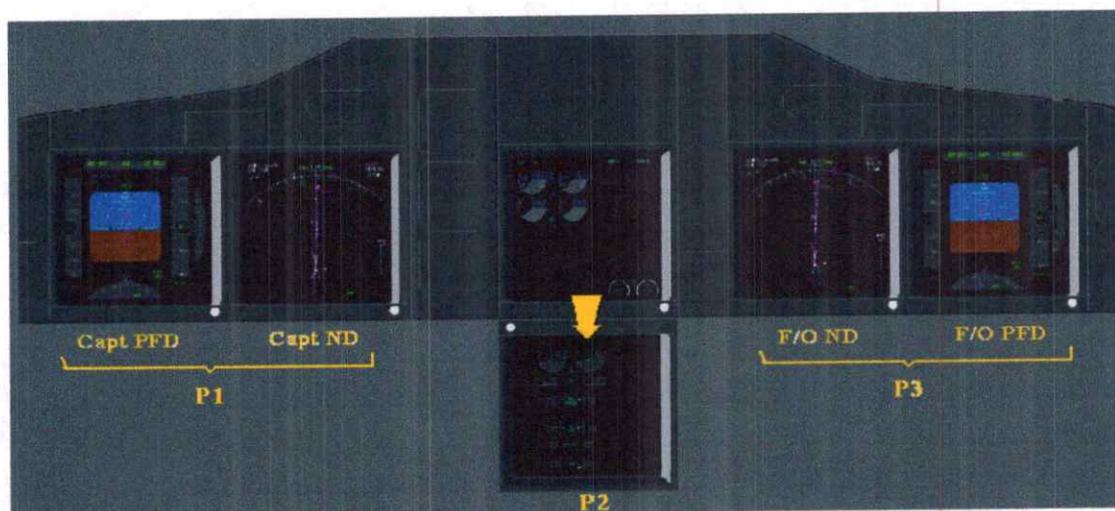


Figure B.1 : Le tableau de bord d'un Boeing 737 NG

Panneau 1 : La face de Pilote

Panneau 2 : La face de Copilote

Panneau 3 : Le centre « Les paramètres moteur »

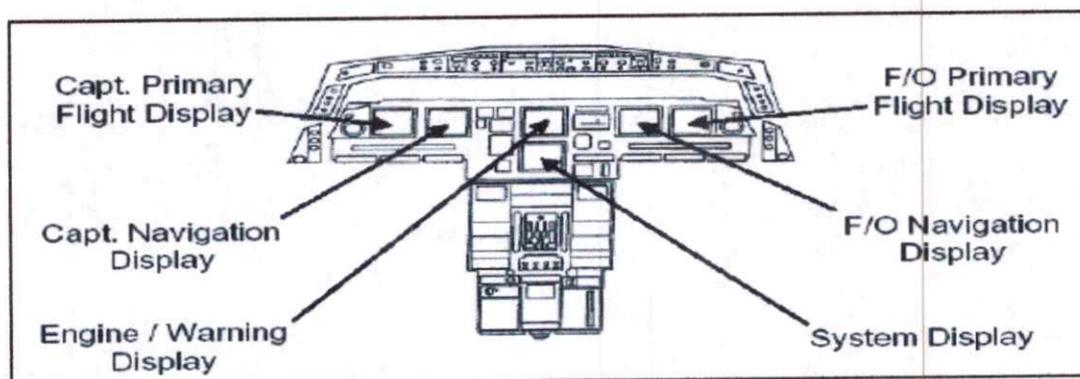


Figure B.2 : Les écrans d'affichage d'un Boeing 737 NG

B.1.1. Le Navigation Display (ND) :

Le ND signifie tout d'abord en anglais **Navigation Display**. Comme son nom l'indique, il a pour but de nous aiguiller, dans notre navigation en faisant apparaître les différents VOR, ADF,

Waypoints que l'on survolera lors de notre vol ainsi que notre cap. Il reflète avec exactitude les données rentrées dans le FMGS.

Cet outil est très précieux. Il schématise la trajectoire suivie par l'avion en n'importe quel mode: arc, rose ou plan. Il peut afficher en surimpression les données du radar météo afin qu'il nous soit plus facile de visualiser certaines mauvaises conditions comme les zones pluvieuses ou orageuse.

De plus, apparaît en haut à gauche la vitesse de l'avion par rapport au sol : GS (**Ground Speed**) ainsi que la TAS (**True Air Speed**), vitesse de l'avion dans la masse d'air (Figure B.1; 3).



Figure B.3: Le Navigation Display (ND)

B.1.2. L'indicateur principal de vol PFD (Primary Flight Display):

Le PFD indique l'attitude de l'appareil ainsi que sa vitesse. Le sol est représenté par une partie marron et le ciel de couleur bleu. Les chiffres apparaissant sur la partie bleu et la partie marron (-10, 0, 10, 20) correspondent à l'assiette en degrés.

En fonctionnement normal, les calculateurs limitent l'assiette à $+30^\circ$ à cabrer et -15° à piquer. Les chiffres apparaissant sur l'échelle verticale de droite sont les pieds (l'altitude), les chiffres de

gauche sont les noeuds (la vitesse). Les différents modes d'engagement ou d'armement du pilote automatique (PA) sont présentés en haut de l'instrument (Figure B.1; 4).

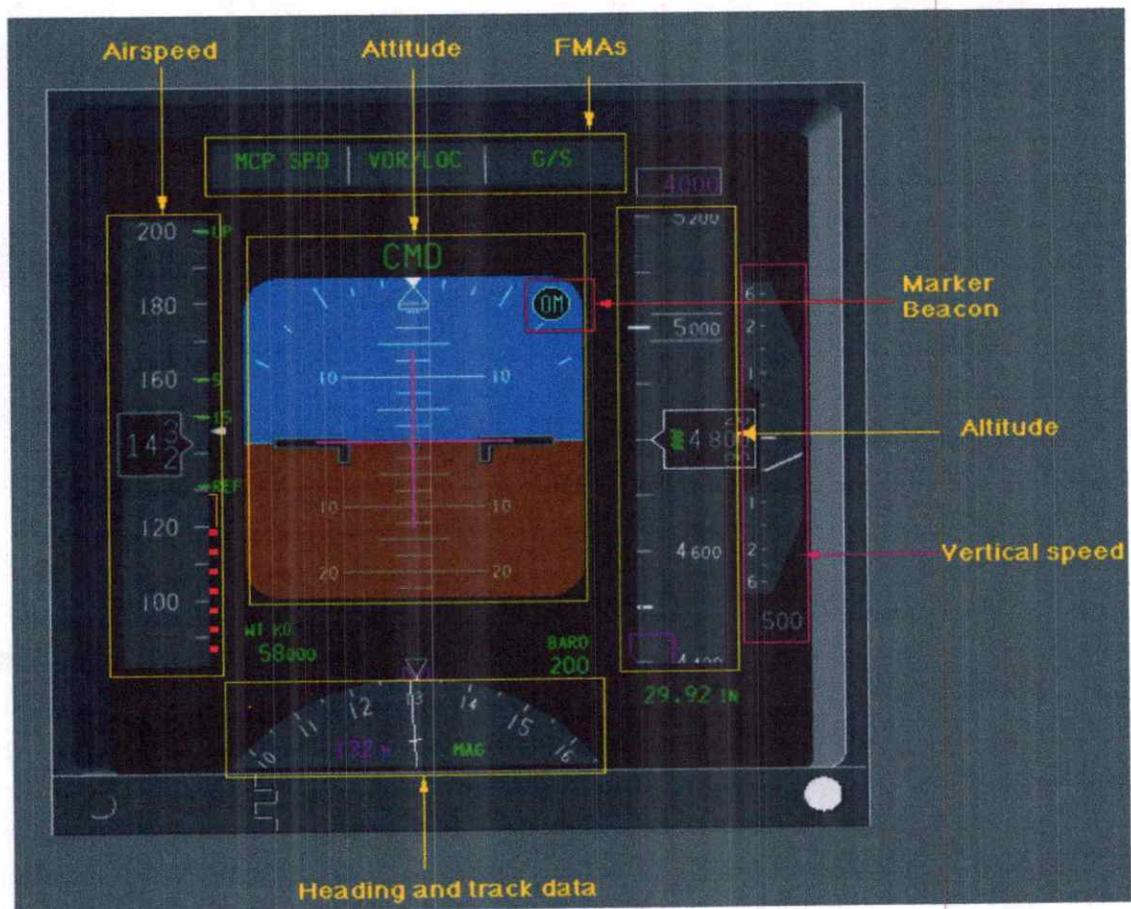


Figure B.4: Le Primary Flight Display PFD

Annexe C :

Le système TCAS

C.1. Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS :

Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS (Trafic And Alerte Collision Avoidance System). Est un système dont la fonction principale est de détecter et d'afficher les avions proches et de fournir à l'équipage des indications sonores et visuelles pour les éviter en changeant la trajectoire (Figure C.1).

Le TCAS interroge périodiquement les transpondeurs, calcule la meilleure trajectoire et détermine constamment la menace potentielle. L'acquisition des signaux utiles est réalisée au moyen de deux antennes (Figure 1.8). La capacité de détection du TCAS couvre un secteur de 30 NM en distance et plus ou moins 9900 pieds en l'altitude.

L'OACI le prescrit pour les avions de plus de 5 700 kg ainsi que pour ceux qui sont autorisés à transporter plus de 19 passagers.

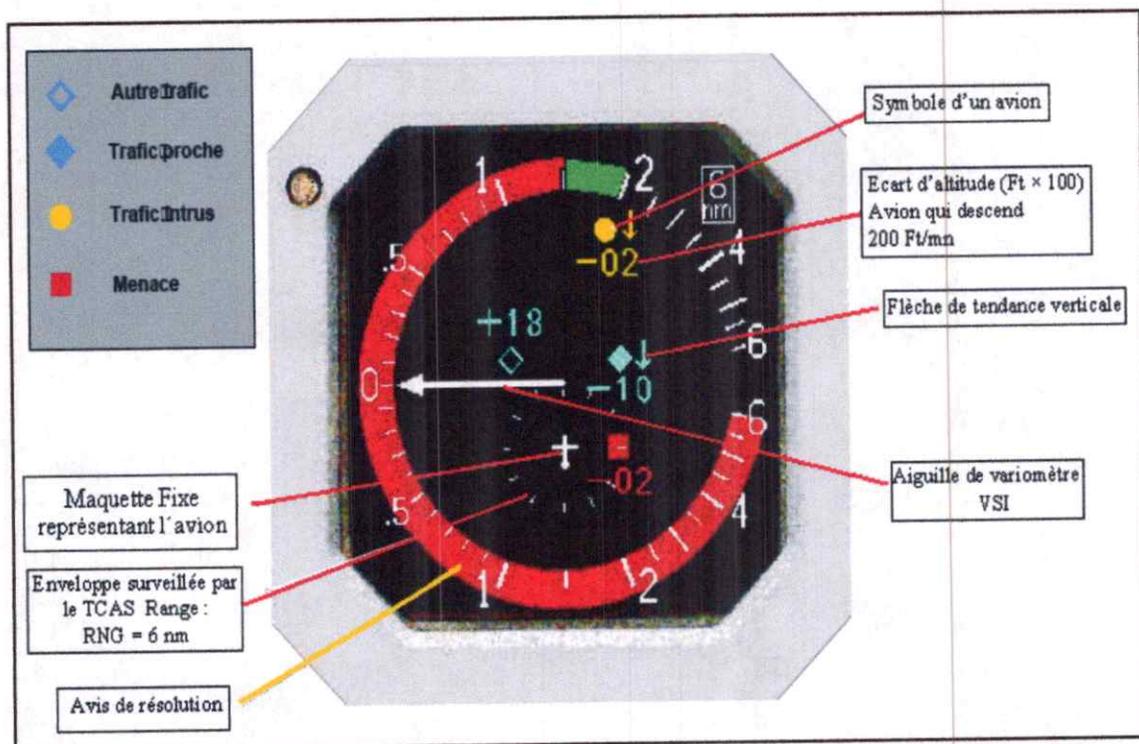


Figure.C.1: L'affichage du TCAS sur les ND's

Annexe D :

Etude de la norme

de transmission de données

ARINC 429

INTRODUCTION :

L'ARINC 429 est un des plus anciens bus avionique, développé par l'Aeronautical Radio INCorporation en 1977, il est encore utilisé aujourd'hui sur des nouvelles plates-formes même si d'autres bus plus récents sont plus fréquemment retenus. C'est un bus de données simple, utilisant un seul émetteur et de 1 à 20 récepteurs par bus. On le trouve dans des avions tels que les Airbus A310/A320 et A330/A340, dans les Boeing du 727 au 767 et dans nombreux autres systèmes avioniques tels que les systèmes des hélicoptères.

Le transfert de données entre les systèmes se produit dans des formats numériques comme définis par le MARK 33 d'ARINC 429, Digital Information Transfert System (DITS). Les calculateurs de bord génèrent des informations sous forme de messages ou des mots binaires parallèles, c'est-à-dire que l'information comporte plusieurs bits (0,1) simultanément. Cependant, le message parallèle est converties en message série qui sera adapté par le transmetteur de ligne à des niveaux de tension qui sont compatibles à la transmission standard et ainsi le message est envoyé sous forme de suite d'impulsions.

Dans tous les cas, le problème consiste à transmettre une information à travers un support physique, en exploitant le mieux sa capacité et en évitant la dégradation de l'information transmise.

D.1. Structure d'un mot ARINC 429 :

D'une manière générale, chaque mot ARINC 429 doit contenir cinq champs primaires qui sont (Figure D.1) :

- L'étiquette (label)
- Bit de parité (parity check)
- SSM (sign/status matrix)
- SDI (Source Destination Identifier)
- La donnée (data)

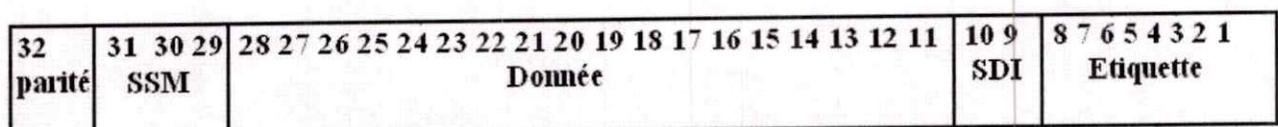


Figure D.1: Structure d'un mot ARINC 429

étiquette (315), un autre code **EQPT ID**, par exemple 04 (en hexadécimal), le mot portant cette étiquette sera considéré cette fois comme étant une information sur la vitesse du vent (wind speed).

Donc, avant d'interpréter la signification des 32 bits d'un message ARINC, il est important de savoir son code **EQPT ID**, et par conséquent savoir duquel circuit de bord s'agit-il! En effet, pour un système donné (par exemple navigation), les unités sont programmées de telle manière que ce code additionnel soit implicite.

Dans la navigation, si le mot ARINC d'étiquette 315 est mentionné, il est implicite que c'est une vitesse de vent et non pas une position de stabilisateur.

Il est évident que des précautions doivent être prises en utilisant un équipement examinant et unité de surveillance n'importe où sur l'avion.

D.1.2. BIT DE PARITE (PARITY CHECK) :

Pour vérifier la validité de transmission, le dernier bit (bit 32) de chaque mot est employé. Il s'appelle le bit de parité.

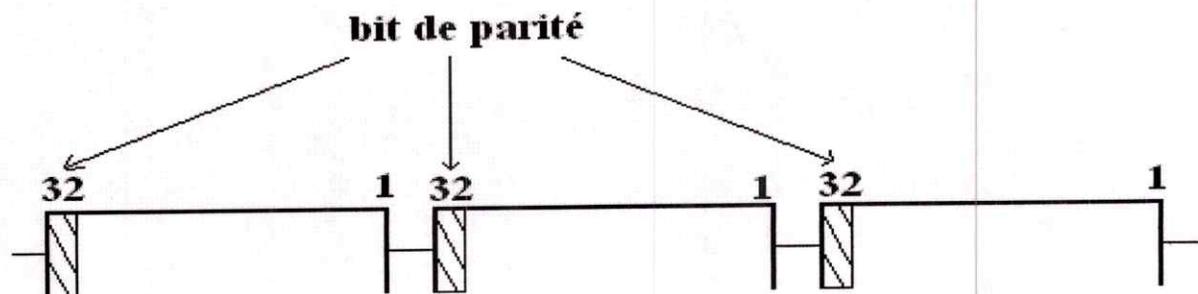
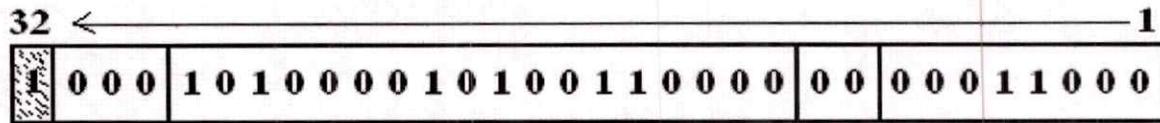


Figure D.4: Le bit de parité.

Il est produit par le transmetteur quand le mot est envoyé et il est vérifié par le récepteur sur l'arrivée. Au moyen de ce bit de parité, le récepteur peut vérifier que les différents bits formant le mot ont tous été intégralement et correctement transmis. On a deux types de parité, parité impaire et parité paire, mais souvent c'est la parité impaire qui est utilisée et qui veut dire, le bit de parité est défini de telle manière que tous les mots ARINC aient un nombre impair des 1. Donc, si le nombre des 1 contenu dans les 31 bits est pair, le bit de parité doit être un 1, et s'il est impair le bit de parité doit être un 0.

Exemple :

On remarque que le nombre des bits 1 est pair, c'est pour ça, le bit de parité est un 1.

D.1.3. SIGN/STATUS MATRIX (SSM) :

Le SSM qui occupe les bits 29,30 et 31 pour les informations binaires et les bits 30 et 31 pour les informations en BCD (binary code decimal) a pour rôle d'indiquer la validité de l'information, l'état du matériel et le mode opérationnel.

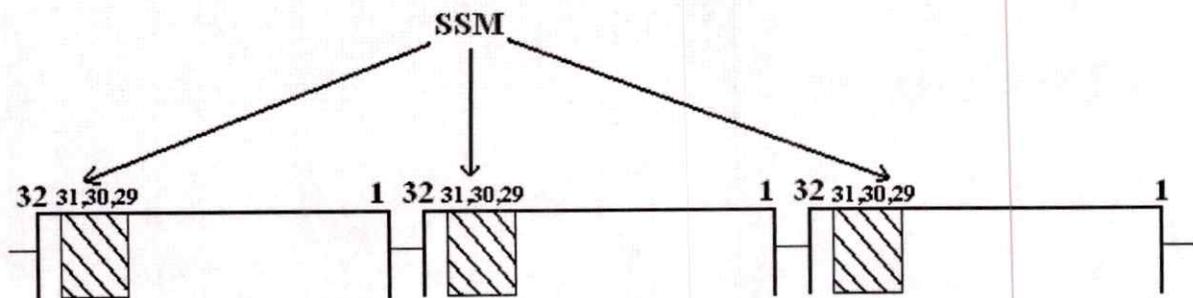


Figure D.5: Les bits occupés par un SSM.

En ce qui concerne la validité de l'information, on n'a pas besoin d'un fil supplémentaire portant la validité discrète ou le signal de drapeau aux divers récepteurs.

Les bits assignés à cette fonction sont les bits 30 et 31. Ils sont désignés par MC (code matrix) ou par SSM (status/sign matrix). Ces bits peuvent être employés pour coder plusieurs types d'informations selon le message ARINC.

Exemple :

Pour les messages ARINC du module du test et de surveillance MICRODITS SFENA M56, le code est comme suit :

BIT31	BIT30	MC (Code Matrix)	Signification
0	0	F/W	Failure/warning: équipement en panne.
0	1	NCD	Non Computed Data : donnée non calculée. (Par exemple pour un signal de LOC, alors que l'avion est en dehors de la gamme d'installation de l'ILS au sol).
1	0	TEST (BITE).	examiner l'équipement.
1	1	N.O.	Normal Operation.

Voici le codage des bits 30, 31 et 29 pour des informations purement binaires.

N° de bit 31 30 /29	Signification
0 0 /0	Panne /plus, nord, Est, droite, vers (to)
0 0 /1	Panne /moins, sud, ouest, gauche, de (from)
0 1 /0	Donnée non calculée
0 1 /1	Pas utilisé
1 0 /0	Test /plus, nord, Est, droite, vers (to)
1 0 /1	Test /moins, sud, ouest, gauche, de (from)
1 1 /0	Normal operation /plus, nord, Est, droite, vers (to)
1 1 /1	Normal operation /moins, sud, ouest, gauche, de (from)

On remarque que le bit 29 est utilisé en particulier pour coder le signe :

1 pour le signe moins.

0 pour le signe plus.

D.1.4. SOURCE DESTINATION IDENTIFIER (SDI) :

Les bits 9 et 10 sont utilisés pour coder et définir le récepteur spécifique, ces deux bits sont appelés SDI.

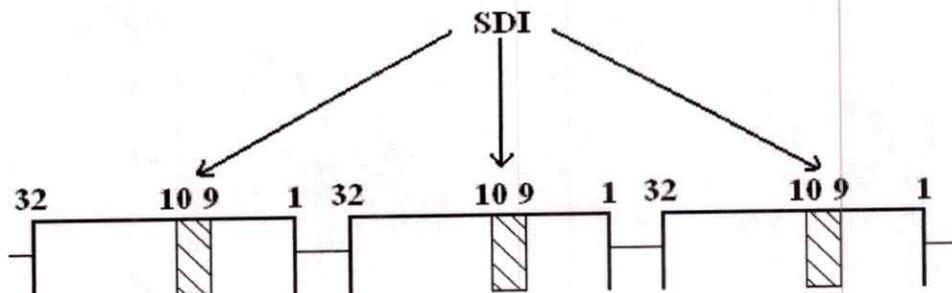


Figure D.6: Les bits de SDI.

La table suivante va nous indiquer la manière dont les deux bits sont codés :

Bit 10	9		signification
0	0	0	ALL CALL
0	1	1	RCVR 1
1	0	2	RCVR 2
1	1	3	RCVR 3

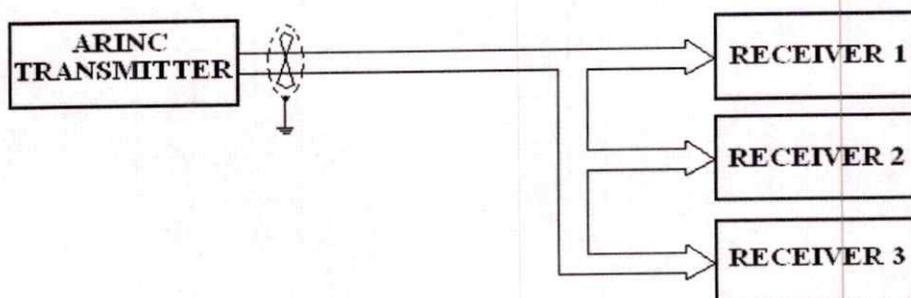


Figure D.7: Transmission à plusieurs récepteurs.

Exemple :

Si le mot ARINC qu'on veut transmettre sera utilisé uniquement par le récepteur 2, dans ce cas, entrer 1 0 pour les bits 10 et 9. Si on fait entrer 0 0 aux bits 10 et 9, la donnée va être transmise à tous les récepteurs, et c'est le cas le plus fréquent.

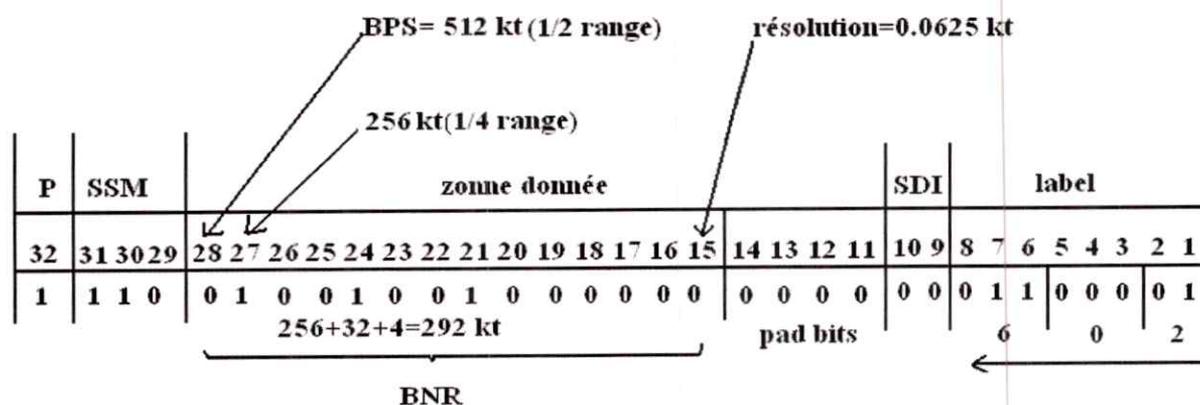
D.1.5. LA DONNEE :

La donnée (data) est l'information dont on veut transmettre. Généralement, elle occupe 19 bits (du 11^{ème} au 29^{ème} bit) d'un mot ARINC 429. Toutefois, il existe des cas où la donnée peut occuper moins ou plus (les bits du SDI) de bits, tout dépend du type de la donnée ou le format dont elle est codée (BNR, BCD, alphanumérique...), et dans ce qui suit on va donner quelques exemples sur quelques formats :

Exemple 1 : (donnée binaire) :

Dans ce format, le 'range' qui est la valeur maximale que le paramètre peut prendre, est donné et le bit le plus significatif (BPS) qui est le bit 28 prend la moitié du 'range', le bit qui le suit prend le quart du range et ainsi de suite. En arrivant au bit le moins significatif (BMS) qui dépend de la donnée on trouve la résolution qui est la plus petite variation qui peut être représentée. On propose un exemple réel sur la vitesse air corrigée (calibrated airspeed Vc) et voici les caractéristiques définies dans la spécification ARINC429 concernant les données de Vc :

label	désignation	Max. refresh interval	Nbre. de bits significatifs	unité	range	Résolution
206	Vitesse air corrigée	125 ms	14	kt	1024	0.0625

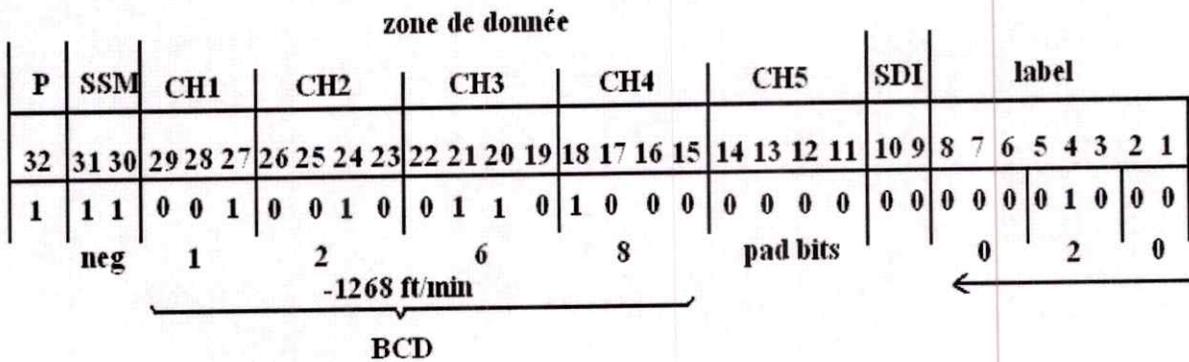


Exemple 2 (donnée BCD) :

La décimale codée en binaire, est un format où, quatre bits sont assignés à chaque chiffre décimal. Ses zones d'information contiennent jusqu'à cinq sous champs. L'exemple proposé

est sur la vitesse verticale sélectionnée, où le signe positif veut dire que l'avion monte, et voici les caractéristiques définies dans la spécification ARINC429 concernant les données de la vitesse verticale :

label	désignation	Max. refresh interval	Nbre. de bits significatifs	Direction positive	unité	range	Résolution
020	Vitesse verticale	200 ms	15	Up (haut)	Ft/min	+6000	1



Annexe E :

Aircraft Technical Log

ATL



AIRCRAFT TECHNICAL LOG

SIÈGE SOCIAL: 1, PLACE MAURICE AÛDIN ALGER 15000
 TEL: 213 (21) 74 24 28
 L'UNE MAINTENANCE
 HOUBART BOUMERNE AIRPORT
 STA ALGUTAH
 TEL: 213(21) 50 84 17
 FAX: 213(21) 50 84 03

ATL N°

AC MODEL	CAPT NAME	CREW
AC REG 71-V	FOO NAME	CAPT SIGN
A/L PAGE N°	F/E NAME	FOO SIGN
DATE / /	F/E SIGN	F/E SIGN
HOLD ITEM LIST CHECKED AND ACCEPTED:		
CAPT SIGN		

CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE (APRS)		PRE-FLIGHT CHECK	
ID No. / Stamp	SIGN	NAME	SIGN

FLY	OFF	TO	LAND	ON	TIME
NR	BLOCK		BLOCK	FLY	BLOCK
FROM					
TO					
AIRCRAFT HOURS / CYCLES					
PRIOR	HRS	MIN	CYCLES	TYPE	NEXT VISIT
TODAY					
TOTAL					
OIL	ENG 1	ENG 2	ENG 3	ENG 4	APU
ADD					

STATION	DATE	UTC	ACTION	FIXED	DEFERRED	STATION	DATE	UTC	ACTION
	D M Y								

DEFECT 1 DATE	ACTION	DEFECT 2 DATE	ACTION	DEFECT 3 DATE	ACTION

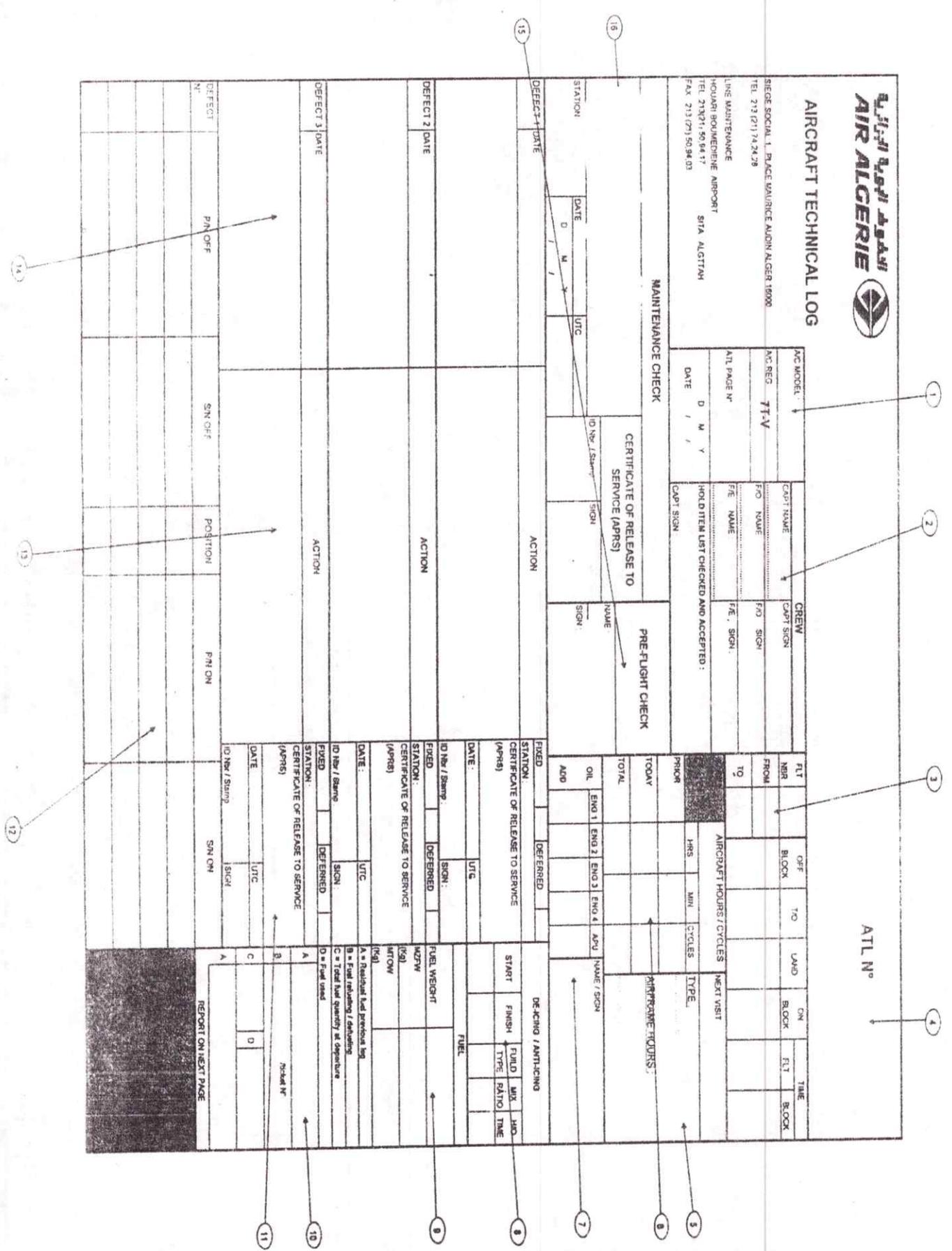
DEFECT N°	PN OFF	SN OFF	POSITION	PN ON	SN ON

START	FINISH	FLUID	MAX	MIN	HO
TYPE	RATIO	TIME			

FUEL WEIGHT
 MOPW
 (KG)
 (KG)
 (KG)

DATE: / /
 UTC
 SIGN
 ID No. / Stamp
 DEFERRED
 STATION
 CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE (APRS)
 DATE: / /
 UTC
 SIGN
 ID No. / Stamp

REPORT ON NEXT PAGE



<p>Le Tehnical Log est un document relatif au matériel, il suit en permanence l'avion et permet de tenir informer les services d'entretiens sur le fonctionnement des équipements et circuits de l'aéronef.</p> <p>-Utiliser un stylo à bille et appliquer une pression constante assez forte de manière à obtenir une reproduction correcte sur tous les feuillets.</p> <p>- Ecrire lisiblement, en caractères d'imprimerie, pour faciliter l'exploitation du document et éviter les erreurs d'interprétation.</p>	
<p>Aircraft Registration Box : Les parties « A/C REGISTRATION » et « DATE » de cette rubrique sont renseignées par la fonction maintenance après chaque visite d'entretien de rang supérieur ou égal à la visite journalière (VJ) sinon par l'équipage lorsque ce dernier est amené à changer une page de l'A.T.L</p>	1
<p>CREW BOX : Cette rubrique d'identification de l'équipage, est utilisée pour toutes les étapes tant que le personnel navigant technique n'a pas changé. Le commandant de bord et le pilote doivent renseigner sur cette rubrique en inscrivant leur nom et en apposant leur signature. Si le personnel de maintenance a signalé des anomalies portées en tolérance (Des Hold Items) sur le HIL, le CDB vérifie les informations concernant les systèmes qui font l'objet de la tolérance et oppose sa signature avant chaque départ confirmant la prise en compte de ces items.</p>	2
<p>FLIGHT LEG BOX : Rubrique renseigné par l'équipage et/ ou doivent être inscrites toutes les informations indiquant le numéro de vol, la date, les temps de vol.</p>	3
<p>A.T.L. PAGE SERIAL NUMBER : Numéro de série du folio de l'A.T.L imprimé.</p>	4
<p>NEXT VISIT BOX : Rubrique renseigné par la fonction maintenance et doit comporter le type de la prochaine visite programmé et l'échéance maximum.</p>	5
<p>AIRCRAE HOURS AND CYCLES BOX : Rubrique renseignée par la fonction maintenance et reflétant les potentiels cellule.</p>	6
<p>ENGINE OIL BOX : Doit être renseigné par la fonction maintenance. Noter le ou les moteurs et APU ayant fait l'objet du complément d'huile. Mettre le nom et la signature de l'agent autorisé à vérifier et rajouter de l'huile.</p>	7
<p>DE-ICING/ ANTI-ICING : Rubrique renseignée par l'équipage et/ ou doivent être inscrites la date, heure, type ainsi que le taux de mélanger produit/ eau en cas de DE-ICING ou ANTI-ICING.</p>	8
<p>WEIGHT BOX : Rubrique relatif au poids et renseigné par l'équipage</p>	9
<p>FUEL BOX : Cette rubrique doit être renseignée par l'équipage.</p>	10
<p>MINTENANCE SIGN BOX : Doit être renseigné par la fonction maintenance. Une personne habilitée de la fonction maintenance et ayant l'APRS, peut seulement renseigné cette case pour confirmer que les travaux de réparation effectués sur avion sont conformes aux exigences de l'organisme d'entretien</p> <p>NOTE : 1- Le nom et la signature de l'intervenant dans cette case confirment la responsabilité du signataire de la déclaration de l'APRS.</p> <p>2- Cocher la case du statut du défaut :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Fixed si le défaut est définitivement résolu - Deferred si la panne est différée 	11
<p>ACCESSORY BOX : Doit être renseigné par la maintenance et doit comporter lee P/N, S/N et la position des accessoires déposés et montés en cas de remplacement.</p>	12
<p>MAINTENANCE ACTION BOX : Doit être renseigné par la fonction maintenance. Réponse de la maintenance aux plaintes équipages y compris la proposition de la tolérance en courrier en portant. Sur le HIL les informations relatives aux anomalies dont la réparation est différée pour une date ultérieure Aucune plainte ne doit rester sans réponse. Lorsque les opérations d'entretien la comptabilité de carburant, le personnel de la maintenance reporte dans cette case la qualité de carburant ajoutée ou reprise.</p>	13
<p>DEFECT BOX : Cette rubrique doit être renseigné par l'équipage à chaque anomalie. A la fin de l'ensemble des étapes toute case « DEFECT » non utilisé doit porter la mention « NIL »</p> <p>NOTE : 1- Si pour une seule étape, il existe différentes anomalies, le CDB les inscrit séparément dans les cases « DEFECT » car il ne doit y avoir qu'une seule plainte par case.</p> <p>2- Noter tout QRF ou QRG techniques</p> <p>3- Noter le temps passe à des régimes particuliers ou hors normes des moteurs ainsi que le nombre de cycles (Pressurisation et touches) effectués lors de vols de contrôle ou d'instruction.</p>	14
<p>PREFLIGHT/TRANSIT BOX : Si une visite pré-vol ou une visite transit est réalisée par un technicien, celui-ci renseigne l'ATL en indiquant son nom et sa signature ; la déclaration APRS n'est pas nécessaire pour ces visites si celles-ci ne donnent pas lieu à des réparations de défauts.</p>	15
<p>MAINTENACE CHECK BOX : Si l'avion subit une visite d'entretien de rang supérieur ou égal à la visite journalière (VJ). La personne habilitée APRS doit renseigner cette rubrique.</p>	16

Annexe f :

*Carte du travail de test
opérationnel de l'EGPWS*



737-600/700/800/900

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM - ADJUSTMENT/TEST

1. General

A. This procedure has these tasks:

- (1) An operational test of the ground proximity warning system (GPWS)
- (2) A system test of the GPWS.

TASK 34-46-00-710-804-002

2. Ground Proximity Warning System - Operational Test

A. References

Reference	Title
24-22-00-860-811	Supply Electrical Power (P/B 201)
24-22-00-860-812	Remove Electrical Power (P/B 201)
27-32-00-710-801	Stall Warning System - Operational Test (P/B 501)
31-62-00-710-801	Common Display System - Operational Test (P/B 501)
34-21-00-710-801	Air Data Inertial Reference System - Operational Test (P/B 501)
34-31-00-710-801	Instrument Landing System - Operational Test (P/B 501)
34-33-00-710-801	Low Range Radio Altimeter (LRRR) System - Operational Test (P/B 501)
34-43-00-710-803-002	Weather Radar (WXR) System - Operational Test (P/B 501)
34-58-00-710-802	Global Positioning System - Operational Test (P/B 501)
34-61-00-710-801	Flight Management Computer System - Operational Test (P/B 501)

B. Location Zones

Zone	Area
117	Electrical and Electronics Compartment - Left
211	Flight Compartment - Left
212	Flight Compartment - Right

C. Prepare for the Operational Test

SUBTASK 34-46-00-860-185-002

- (1) Do this task: Supply Electrical Power, TASK 24-22-00-860-811.

SUBTASK 34-46-00-860-186-002

- (2) Make sure that this circuit breaker is closed:

CAPT Electrical System Panel, P18-1

Row	Col	Number	Name
B	7	C00629	GND PROX WARN

SUBTASK 34-46-00-860-187-002

- (3) Make sure these systems are on:

- (a) Common Display System (TASK 31-62-00-710-801).
- (b) Low Range Radio Altimeter System (TASK 34-33-00-710-801).
- (c) Air Data Inertial Reference System (TASK 34-21-00-710-801).
- (d) Weather Radar System (TASK 34-43-00-710-803-002).
- (e) Stall Warning System (TASK 27-32-00-710-801).
- (f) Instrument Landing System (TASK 34-31-00-710-801).

EFFECTIVITY
 ALG ALL

34-46-00

Config 2
Page 501
Oct 10/2003

D633A101-ALG



737-600/700/800/900

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (g) Global Positioning System (TASK 34-58-00-710-802).
- (h) Flight Management Computer System (TASK 34-61-00-710-801).

D. Procedure

SUBTASK 34-46-00-880-188-002

- (1) Set the DISPLAYS- SOURCE switch on the instrument switching module, P5-28, to the ALL ON 1 position.

SUBTASK 34-46-00-880-293-002

- (2) Set the mode switch on the WXR control panel to the TEST position.

SUBTASK 34-46-00-880-294-002

- (3) Do these steps on the two EFIS control panels:
 - (a) Set the mode switch to the MAP position
 - (b) Set the range switch to 40 nautical miles
 - (c) Set the WXR switch to the on position

SUBTASK 34-46-00-750-135-002

- (4) Make sure the weather radar data shows on the displays.

SUBTASK 34-46-00-750-136-002

- (5) Set the TERR switch on the two EFIS control panels to the on position.

SUBTASK 34-46-00-750-131-002

- (6) Make sure the terrain data and the blue TERR messages show on the displays.

NOTE: Horizontal position data must be available to obtain the blue TERR message. The amber TERR POS message shows when there is not enough accuracy in the horizontal position data, or if the horizontal position data is not available.

NOTE: GPS data can be confirmed by selecting the FMC-CDU to the POS REF page.

SUBTASK 34-46-00-750-097-002

- (7) Push and momentarily hold the INOP light on the ground proximity warning module to do a test of the light.

- (a) Make sure the INOP light comes on while you push the INOP light.

SUBTASK 34-46-00-740-055-002

- (8) Push and hold the GPWS SYS TEST switch on the ground proximity warning module for approximately six seconds.

- (a) Make sure the INOP light comes on within six seconds.

SUBTASK 34-46-00-750-099-002

- (9) Make sure the aural and visual indications occur as follows:

Table 501/34-46-00-993-802-002

GPWS INDICATIONS		
LIGHT/MESSAGE (ON)	LIGHT/MESSAGE (OFF)	AURAL SOUND FROM SPEAKERS
Amber GPWS INOP light; cyan TERR TEST on the displays		
	Amber GPWS INOP	
The two amber BELOW G/S lights		GLIDESLOPE

EFFECTIVITY
ALG ALL

D633A101-ALG

34-46-00

Config 2
Page 502
Oct 10/2003



737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

(Continued)

GPWS INDICATIONS		
LIGHT/MESSAGE (ON)	LIGHT/MESSAGE (OFF)	AURAL SOUND FROM SPEAKERS
	The two amber BELOW G/S lights	
Red PULL UP message on Capt's and F/O's displays; TERR FAIL on the displays	Cyan TERR TEST on the displays	PULL UP
	Red PULL UP message on Capt's and F/O's displays	
Red WINDSHEAR message on Capt's and F/O's displays		Two tone siren WINDSHEAR WINDSHEAR WINDSHEAR
	Red WINDSHEAR message on Capt's and F/O's displays; TERR FAIL on the displays	
Red PULL UP message on Capt's and F/O's displays; red TERRAIN message and test pattern on the displays		TERRAIN, TERRAIN- PULL UP
	Red PULL UP message on Capt's and F/O's displays; red TERRAIN message and test pattern on the displays	
ALG 008-099		
Amber TERRAIN message on Capt's and F/O's displays; red PULL UP message on Capt's and F/O's displays; amber TERRAIN changes to red OBSTACLE; red OBSTACLE changes to amber		OBSTACLE, OBSTACLE- PULL UP
	Amber OBSTACLE	
ALG ALL		
GPWS INOP light; Amber TERRAIN message on the displays		
	Amber TERRAIN message on the displays	
		SINK RATE
		PULL UP
		TERRAIN
		PULL UP
		DON'T SINK, DON'T SINK
		TOO LOW TERRAIN

EFFECTIVITY
ALG ALL

D633A101-ALG

34-46-00

Config 2
Page 503
Jun 10/2005



737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

(Continued)

GPWS INDICATIONS		
LIGHT/MESSAGE (ON)	LIGHT/MESSAGE (OFF)	AURAL SOUND FROM SPEAKERS
		TOO LOW GEAR
		TOO LOW FLAP
		TOO LOW TERRAIN
		GLIDESLOPE
		BANK ANGLE BANK ANGLE
		PLUS HUNDRED
		MINIMUMS
		TWENTY-FIVE HUNDRED
		ONE THOUSAND
		FIFTY
		FORTY
		THIRTY
		TWENTY
		TEN
		FIVE HUNDRED
		TOO LOW TERRAIN
		CAUTION TERRAIN CAUTION TERRAIN
		TERRAIN, TERRAIN-PULL UP
ALG 008-099		
		CAUTION OBSTACLE CAUTION OBSTACLE
		OBSTACLE, OBSTACLE- PULL UP
ALG ALL		
	GPWS INOP light and test pattern on the displays	

EFFECTIVITY
ALG ALL

D633A101-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See file page for details

34-46-00

Config 2
Page 504
Feb 10/2007



**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

SUBTASK 34-46-00-860-191-002

- (10) Set the DISPLAYS - SOURCE switch on the instrument switching module to the ALL ON 2 position.

SUBTASK 34-46-00-750-137-002

- (11) Make sure the terrain data and the TERR messages show on the displays.

SUBTASK 34-46-00-740-056-002

- (12) Push and hold the GPWS SYS TEST switch on the ground proximity warning module.

NOTE: Do not hold the GPWS SYS TEST switch longer than 2 seconds.

- (a) Make sure the red PULL UP message shows on the captain's and first officer's displays.

NOTE: All other aural and visual annunciations may be ignored.

SUBTASK 34-46-00-860-192-002

- (13) Set the DISPLAYS SOURCE SELECT switch on the instrument switching module to the AUTO position.

E. Put the Airplane Back to Its Usual Condition

SUBTASK 34-46-00-860-193-002

- (1) Do this task: Remove Electrical Power, TASK 24-22-00-860-812.

END OF TASK

EFFECTIVITY
ALG ALL

D633A101-ALG

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

34-46-00
Config 2
Page 505
Feb 10/2007

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).
3. FIM : Fault Isolation Manual du BOEING 737NG (34- 46-00).

Édition: 1999-2007; La compagnie Boeing

Overages :

4. Documentation (Sabena Technics Training) sous le titre :
« DV 31/103 ARINC 429 bus » de l'auteur D.SCHARRE.
5. Dictionnaire de l'aéronautique et de l'espace ANGLAIS FRANÇAIS.
VOL 1. 8^{ème} Édition Eight printing
Édition 2004, Par Henri GOURSAU
6. Thèse (2003-2004) sous le thème : 'Etude De L'ARINC 429 Et La Réalisation
D'un Module De Conversion Binaire/ARINC - ARINC/Binaire', présentée par
BELLOTI HAMZA. Département de l'Aéronautique Blida.
7. Livre Avionique Tome II. Édition 1995 ENAC TOULOUSE FRANCE.

Sites Internet :

8. <http://www.honeywell.com/sites/aero/Egpws-Home.htm>
9. http://www.honeywell.com/sites/aero/Egpws-Home3_CB54AACBB-D557-208D-8CE0-EC44CECAAB3B_H7FD22810-ABF4-D317-02D1-EEEEAE27DA4F3.htm).
10. <http://www.honeywelltraining.com/ats/classroom.html>

(La firme HONEYWELL)