

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

Université SAAD SAHLEB de BLIDA
Faculté des sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du Diplôme des
Etudes Universitaire Appliquées
(D.E.U.A) en Aéronautique
Option : Avionique

Thème :

Etude et Fonctionnement du calculateur central d'avertissement
"FWC"

Flight Warning Computer

Equipant l'avion A330/200-NG

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

Encadré par :

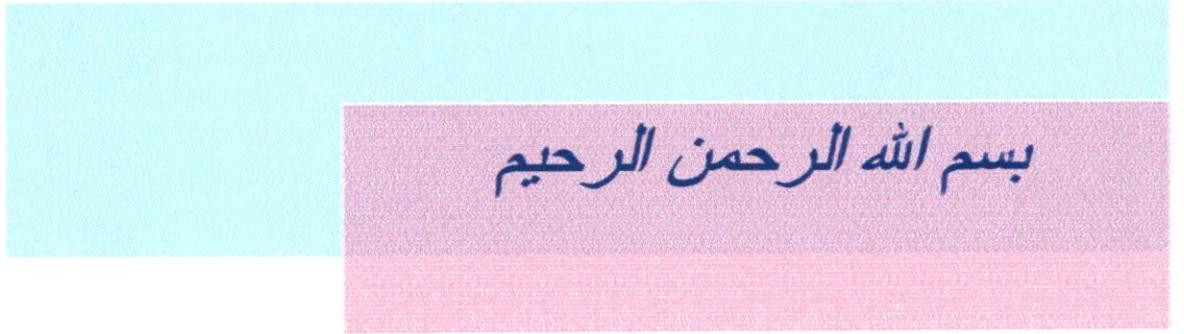
Mme : OTHMANE FADILA

Mr : BASSAID DJAMEL

Réalisé par :

Melle : BOUDJEMAA KAHINA

Promotion :
2006-2007



بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ





DEDICACES



*Ce mémoire est dédié à toute personne qui s'intéresse au
domaine de l'Aéronautique*

*À mes chers parents et grands parents, qu'ils trouvent dans ce
travail le faible témoignage de mon affection et mon infini
reconnaissance pour l'éducation qu'ils ont su me donner.*

À mon petit frère KOCEILJA, que dieu le protège.

*À mes oncles, ma tante, mes cousins et cousines et à toute la
famille.*

*À toutes mes amies : Feriël, Leïla, Widad, Samia, Soraya, Fatima,
et toute la promotion 2006/2007,*

*À tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin que ce soit par leur
amitié ; leurs conseils et leurs soutiens ; trouvent dans ce modeste
travail l'expression de ma profonde gratitude et mes sincères
remerciements.*



KAHINA





REMERCIEMENTS



Tout d'abord, je remercie le bon dieu clément qui m'a donné le courage, la patience et la volonté pour pouvoir accomplir se modeste travail.

Je tiens à remercier :

Mr BACHTA NOUR EDINE et Mr OUNAS ABD EL KADER qui ont fait leur possible pour me faciliter la tache pendant toute la période de stage pratique. Qu'ils trouvent dans ses lignes l'expression de ma profonde gratitude.

Je remercie ma promotrice : Mme OTHMANE pour ses conseils et ses orientations qui ont abouti à l'élaboration de ce mémoire,

Je remercie également Mr BENOUARFED qui a été toujours disponible avec ses conseils judicieux.

Que tous ceux qui ont contribué au bon déroulement de mon travail en soient remerciés.



Mes remerciements anticipés aux membres du jury pour l'honneur qu'ils me font, de juger mon travail.

SOMMAIRE

TITRE	PAGE
INTRODUCTION	
ENTREPRISE D'ACCUEIL	1
Airbus 330/200-NG	5
CHAPITRE 1 : DESCRIPTION DU SYSTEME FWS	
Introduction	7
1-1 PRESENTATION DU SYSTEME FWS	7
1-1-1 Généralités	7
1-1-2 Présentation du système ECAM	9
1-1-3 Les composants de l'ECAM	9
1-2 CLASSIFICATION DES ALERTES.....	13
1-3 ARCHITECTURE DU SYSTEME FWS.....	15
1-3-1 Synoptique du système FWS	15
1-3-2 Description des composants du système FWS	16
1-4 FONCTIONNEMENT DE L'ENSEMBLE FWS	18
CHAPITRE 2 : ETUDE ET FONCTIONNEMENT DU FWC	
Introduction	20
2-1 DESCRIPTION EXTERNE DU CALCULATEUR FWC.....	20
2-1-1 Description physique.....	20
2-1-2 Emplacement de l'accessoire.....	22
2-1-3 Branchement du FWC.....	23
2-1-4 Connexions internes de l'ensemble FWC (Cartes/Backplane card/ Connecteurs)	25

2-2	DESCRIPTION INTERNE DU CALCULATEUR FWC	26
2-2-1	Généralité sur les signaux discrets et ARINC 429.....	26
2-2-2	Les opérations internes du calculateur FWC.....	29
2-2-2-1	Synoptique.....	29
2-2-2-2	Les fonctions du FWC.....	29
2-3	FONCTIONNEMENT DU FWC.....	30
2-3-1	Description des blocs du FWC.....	30
2-3-1-1	Le module d'alimentation.....	31
2-3-1-2	Les cartes INPUT1 et INPUT2.....	31
2-3-1-3	Les cartes ARINC1 et ARINC2.....	33
2-3-1-4	Les cartes CPU1 et CPU2.....	34
2-3-1-5	La carte AUDIO.....	35
2-3-2	Principe de fonctionnement du FWC.....	37

CHAPITRE 3 : MAINTENANCE

Introduction.....	39
3-1 GENERALITES SUR LA MAINTENANCE EN AERONAUTIQUE....	39
3-1-1 Définition de la maintenance.....	39
3-1-2 Les différents modes de la maintenance.....	39
3-1-3 Les types de maintenance.....	40
3-1-4 Les niveaux de maintenance.....	41
3-2 LA MAINTENANCE NIVEAU 2 DU FWC (Shop Maintenance).....	42
3-2-1 Description de la station ATEC, série 6 (Composants).....	42
3-2-2 Le test du FWC par l'ATEC, série 6.....	45
3-2-3 Les résultats des tests par l'ATEC, série6.....	45
3-2-3-1 Possibilités de présentation.....	45
3-2-3-2 Structure du compte rendu ATEC.....	46



3-2-3-3 Enchaînement des tests internes du calculateur FWC.....47

3-2-4 Lecture/Décodage du BITE.....47

3-2-4-1 Définition du BITE.....47

3-2-4-2 Lecture et décodage du BITE.....48

3-2-4-3 Décodage d'une panne détectée par le FWC.....51

3-2-5 Le test des cartes du FWC.....53

3-2-6 Le test fonctionnel.....53

3-2-7 Les tâches à respecter pour la maintenance du FWC
par l'ATEC, série6.....54

3-3 LA MAINTENANCE EN LIGNE.....55

3-3-1 Organisation du BITE du système FWS.....55

3-3-2 Maintenance embarquée.....56

3-3-3 Structure de la maintenance embarquée.....56

3-3-4 Présentation de l'unité MCDU.....58

3-3-5 Les données de recherches de pannes et les codes du BITE.....60

3-3-6 MMEL/Tolérances au départ.....61

CONCLUSION

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXES

- Annexe 1 : Abréviation.
- Annexe 2 : Liaison série aux normes RS232.
- Annexe 3 : Les ports de la carte INPUT1 et leurs bits correspondants.
- Annexe 4 : System Report/Test.
- Annexe 5 : Bad Results File.
- Annexe 6 : Les codes du BITE des pannes internes du FWC.
- Annexe 7 : Diagrammes des blocs internes du calculateur FWC.





Listes des Figures

TITRE	PAGE
CHAPITRE 1	
Figure (1-1) : Les composant de l'ECAM.....	11,12
Figure (1-2) : Les alertes de niveau 3.....	14
Figure (1-3) : Les alertes de niveau 2.....	14
Figure (1-4) : Les alertes de niveau 1.....	14
Figure (1-5) : Schéma synoptique du système FWS.....	15
Figure (1-6) : Les phases où les alertes sont inhibées.....	18
Figure (1-7) : Diagramme de fonctionnement du système.....	19
CHAPITRE 2	
Figure (2-1) : Architecture physique du FWC.....	21
Figure (2-2) : Emplacement des cartes dans le FWC.....	22
Figure (2-3) : Emplacement des deux FWC dans la soute électronique.....	23
Figure (2-4) : Logement du FWC dans la soute électronique.....	24
Figure (2-5) : Connecteurs du FWC.....	24
Figure (2-6) : Schéma du câblage interne de l'ensemble FWC	25
Figure (2-7) : Représentation des entrées discrètes.....	26
Figure (2-8) : Le Bus ARINC 429.....	27
Figure (2-9) : Représentation du mot ARINC 429.....	28
Figure (2-10) : Schéma synoptique de l'ensemble interne du FWC.....	29
Figure (2-11) : Diagramme des blocs internes du FWC.....	30





Figure (2-12) : Schéma du bloc d'acquisition des entrées discrètes de la carte INPUT1 (ou 2).....31

Figure (2-13) : Schéma du bloc d'interface analogique de la carte INPUT1....32

Figure (2-14) : Schéma du bloc d'interface analogique de la carte INPUT2....32

Figure (2-15) : Schéma des bloc internes de la cartes ARINC1 (ou 2).....33

Figure (2-16) : Schéma des blocs internes de la carte CPU1 (ou 2).....35

Figure (2-17) : Schéma des blocs internes de la carte AUDIO.....36

Figure (2-18) : Diagramme du moniteur FWC.....38

CHAPITRE 3

Figure (3-1) : Banc d'essai ATEC,série 6.....42

Figure (3-2) : Structure mécanique de l'ATEC, série 6.....43

Figure (3-3) : Structure des fichiers de test ATEC.....46

Figure (3-4) : Organisation du BITE dans le calculateur FWC.....48

Figure (3-5) : Les codes du BITE du FWC et leurs significations.....50

Figure (3-6) : Tableau représentant les ports de la carte INPUT1 et leurs bits correspondants.....52

Figure (3-7) : Les pins du connecteurs FWC et leurs pannes correspondantes53

Figure (3-8) : Exemple de test d'une carte du FWC.....54

Figure (3-9) : Organisation du BITE du système FWS.....55

Figure (3-10) : MCDU.....56

Figure (3-11) : Les équipements structurants la maintenance embarquée.....57

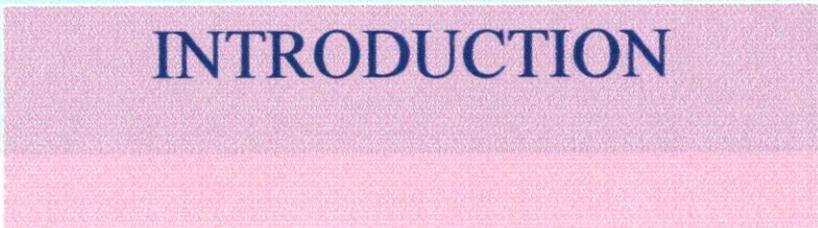
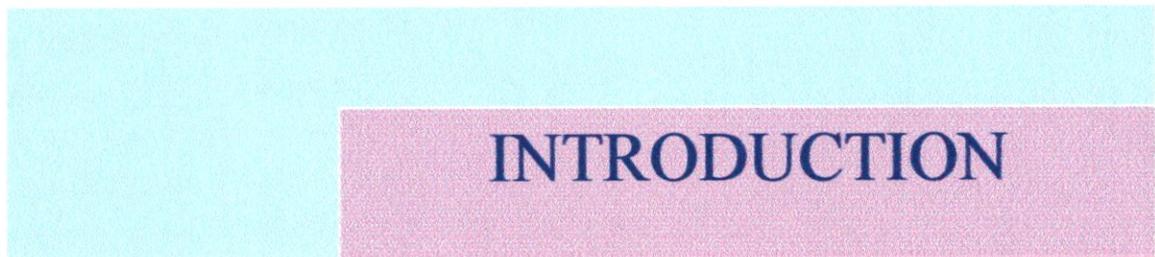
Figure (3-12) : Emplacement du MCDU dans le poste de pilotage.....58

Figure (3-13) : Présentation du MCDU.....59

Figure (3-14) : Post Flight Report.....60

Figure (3-15) : System Report/Test.....60





INTRODUCTION



■ INTRODUCTION GENERALE

Depuis le début de l'aviation à nos jours, les équipements des avions ont subis des changements considérables. Au début des années 30, les avions possédèrent des systèmes rudimentaires d'automatisation, notamment des pilotes automatiques qui permettaient de maintenir l'avion sur un cap et à une altitude donnés mais ne pouvaient faire plus.

La véritable transformation des systèmes et équipements commença dans les années 70 avec l'introduction de puces électroniques à bord qui devenaient suffisamment légères et fiables pour être adoptées. D'autre part, la multiplication des instruments en rendait la surveillance difficile, d'autant plus que les missions de l'époque impliquaient une surveillance constante du monde extérieur.

Le premier voyant associé au moteur était une alarme feu moteur mais les alarmes liées au fonctionnement du moteur sont arrivées bien plus tard. La surveillance indispensable des paramètres était assurée par un spécialiste, le mécanicien navigant, même sur les monomoteurs long-courriers de l'époque. La première alarme de configuration est probablement venue avec le train d'atterrissage rentrant et avec elle, les premières questions sur la conscience de la situation. C'est seulement dans les années 80, avec l'arrivée des avions à réaction que sont nées les alarmes liées au domaine de vol, ensuite avec Airbus A310 et le Boeing B767, le concept des « Glass_Cockpit » (cockpit de verre ou poste de pilotage à écrans cathodiques) fit son apparition et envahit rapidement l'aviation commerciale. Les progrès de la technologie ont vu la disposition de nombreuses alarmes liées à tous les systèmes embarqués à bord de l'avion, l'instrumentation traditionnelle laissa place à des écrans cathodiques présentant des informations graphiques et du texte en couleur concernant la situation de l'avion en vol (vitesse, quantité carburant, pression,...) plus des indications d'alertes en cas d'incident. Parallèlement, l'apparition du FMGS (Flight Management and Guidance System) a profondément modifié la nature même du métier du pilote. Le pilotage a donc évolué de l'action musculaire vers le traitement de l'information.

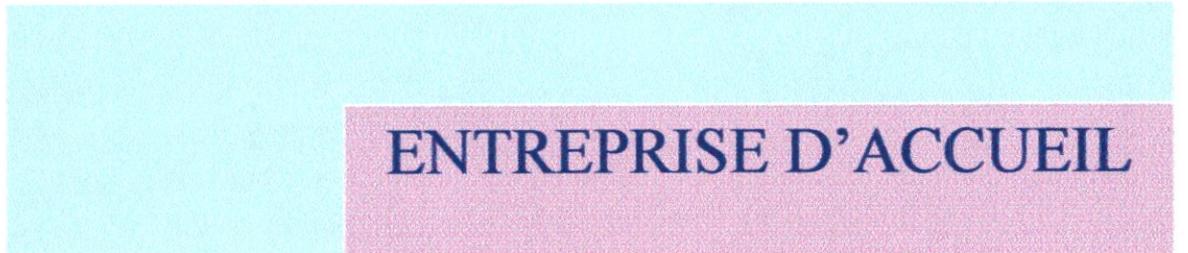
Malgré tout, les panneaux d'alarmes restent bien fournis et il y'a toujours des incident, voire des accidents où les alarmes ont été ignorées, dédaignées ou mal interprétées.

■ PROBLEMATIQUE

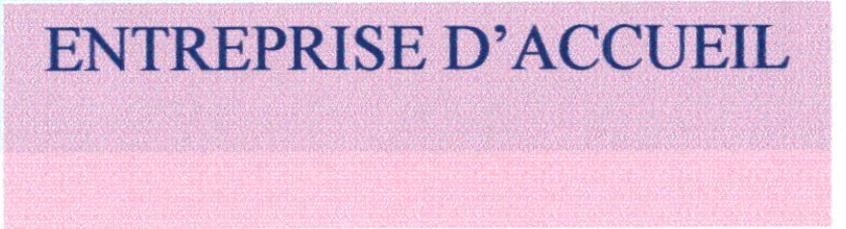
Quelles sont les alarmes nécessaires ? Quel est le système responsable de la surveillance des systèmes avion (système carburant, système génération électrique, système hypersustentateur,...) ? Et comment sont traités les signaux d'alarmes jusqu'à la transmission vers les acquéreurs d'attention (écrans, HP,...) ?

■ BUT

Le but de mon travail est en quelque sorte répondre aux questions précédentes, donc je vais essayer de décrire le système de surveillance du vol (FWS) ensuite étudier le calculateur responsable de générer les alertes (FWC). Enfin une idée sur la maintenance de cet accessoire en atelier (ATEC) et son exploitation dans maintenance en ligne.



ENTREPRISE D'ACCUEIL

A large graphic element consisting of a light blue horizontal bar with a pink horizontal bar overlapping its right side. The text "ENTREPRISE D'ACCUEIL" is centered within the pink bar.

1- PRESENTATION DE LA COMPAGNIE AIR ALGERIE

■ Historique

C'est en 1947, que la compagnie AIR ALGERIE a été assignée à assurer les intérêts de la colonisation, ses besoins en matière de transport qui sont devenus si importants qu'Air TRANSPORT ; le seul transporteur opérant jusqu'alors dans le pays, ne parvenait plus à suffire à lui seul.

Six ans plus tard, en 1953, cette complémentarité entre les deux compagnies déboucha sur leur fusion sous le nom de « Compagnie Générale de Transport Aérien AIR ALGERIE ».

Après l'indépendance, le 18/02/1963, l'Algérie nationalisa 51 % du capital social d'Air Algérie, devenant ainsi l'actionnaire principal de la compagnie nationale du transport aérien.

Le 15/12/1972, la compagnie devient entièrement nationale après avoir récupéré le reste des actions détenues par les sociétés étrangères.

■ Missions de la compagnie

L'entreprise AIR ALGERIE est une entreprise de prestation de services dans le domaine des transports aériens de passagers et de fret. Elle est chargée d'assurer :

■ En matière de transport aérien :

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

■ En matière de gestion et d'exploitation :

✓ La vente et l'émission de titres de transport pour son compte ou pour le compte d'autres compagnies de transport.

✓ L'achat, la vente, le travail, les transports des voyageurs entre les aéroports et les transports urbains.

✓ La présentation et l'assistance de toute prestation en rapport avec son objet dans le domaine de l'assistance aéroportuaire.

✓ Exploitation et gestion des installations commerciales, hôtelières et autres dans les aéroports.

■ En matière de service aérien :

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

■ **Objectifs de la compagnie**

La compagnie Air Algérie est soucieuse d'améliorer la prestation de ses services et de développer ses activités de transport et de service aérien, tels sont conçus les objectifs selon les principaux points suivants :

- ✓ Satisfaire de manière ponctuelle et régulière la demande de la clientèle.
- ✓ Fidéliser la clientèle.
- ✓ Améliorer la qualité de service notamment en matière de sécurité, hygiène et confort.
- ✓ Mettre en place les méthodes et les techniques de production notamment la base de maintenance.
- ✓ L'entreprise doit aussi répondre aux objectifs de la politique national dans le domaine du transport à savoir :
 - Contribuer à l'équilibre régional.
 - Satisfaire aux besoins d'une coopération internationale multiforme.

■ **La flotte de Air Algérie**

La flotte de Air Algérie est renouvelée ces dernières années par l'acquisition de nouveaux avions tels que : les Boeing 137-800, 737-600, les ATR 72-500 et par les AirBus A330-200.

À ce jour Air Algérie compte une flotte de 29 avions composées de :

■ Passagers :

B737-800	10 avions,
B737-600	5 avions,
B767-300	3 avions,

ATR 72	6 avions,
A330-200	5 avions.
■ Cargo :	
B737-200	1 avion,
L 382G	1 avion.

2- PRESENTATION DE L'ORGANISME D'ACCUEIL « LA DIRECTION TECHNIQUE »

■ Objectifs de la direction technique :

Les objectifs de la Direction Technique sont les suivants :

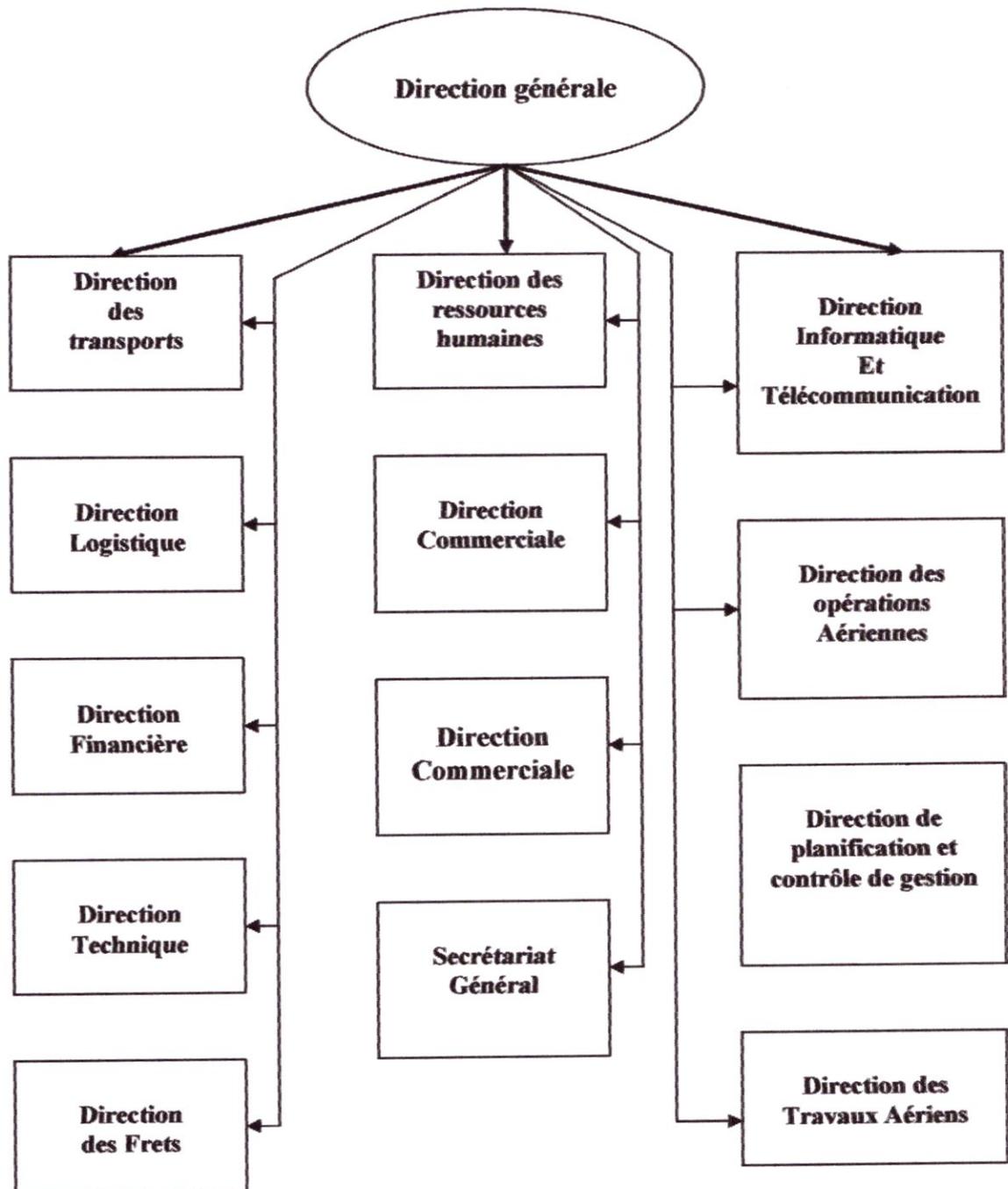
- ✓ Assurer la maintenance totale et l'étendre au niveau de la base mère.
- ✓ Assurer en permanence la qualification et le recyclage du personnel de la Maintenance.
- ✓ Minimiser le coût de la maintenance.
- ✓ La rénovation des installations et équipements.
- ✓ Garantir l'état technique de la flotte.
- ✓ L'amélioration de la qualité des services de la direction technique.

■ Mission de la direction technique :

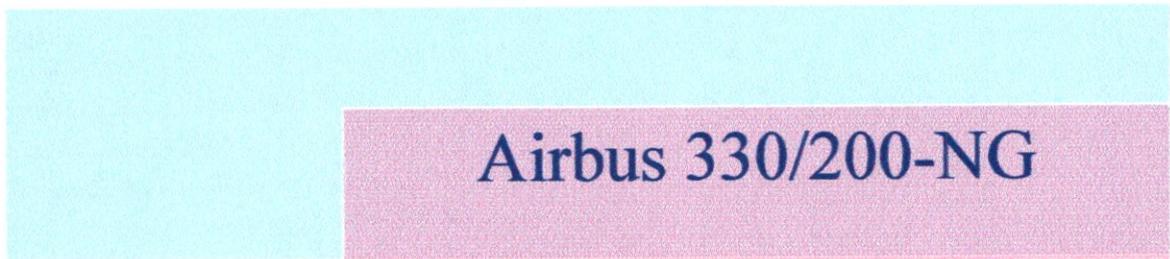
La Direction Technique a pour mission d'assurer :

- ✓ La maintenance des avions, ce qui veut dire, l'entretien et réparation des avions ainsi que les normes de qualité et de sécurité doivent être respectées.
- ✓ L'assistance technique à d'autres compagnies.

Le schéma suivant représente un organigramme de la direction générale de la compagnie Air Algérie :



Organigramme de l'entreprise



Airbus 330/200-NG



■ Généralités :

Airbus 330/200, est un avion biréacteur gros porteur, moyen et long courrier, construit par l'avionneur Airbus. Cet appareil bénéficie des technologies les plus modernes et notamment des commandes de vol électriques, les dernières innovations technologiques rendent les moteurs plus puissants et plus économes, donnant à l'appareil un rayon d'action de près de 12 500 Km.

L'avion fut présenté au public le 31 mars 1992, il réalise son premier vol durant le mois de novembre de la même année.

■ Caractéristiques techniques :

Longueur : 58.8 m,
Envergure : 60.3 m,
Hauteur : 17.4 m,
Surface des ailes : 361.6 m².

■ Masse et capacité d'emport :

Max. à vide : 120 tonnes,
Max. au décollage : 230 tonnes,
Passagers : 253 à 293 personnes.

■ Motorisation :

Moteur : 2 General Electric CF6_80E ou,
2 Pratt & Whitney PW 4000 ou,
2 Rolls_Royce RR_Trent 700.

Poussée unitaire : CF6 : 300.3 Kn,
PW 4000: 286.7 Kn,
Trent 700 : 302.5 Kn.

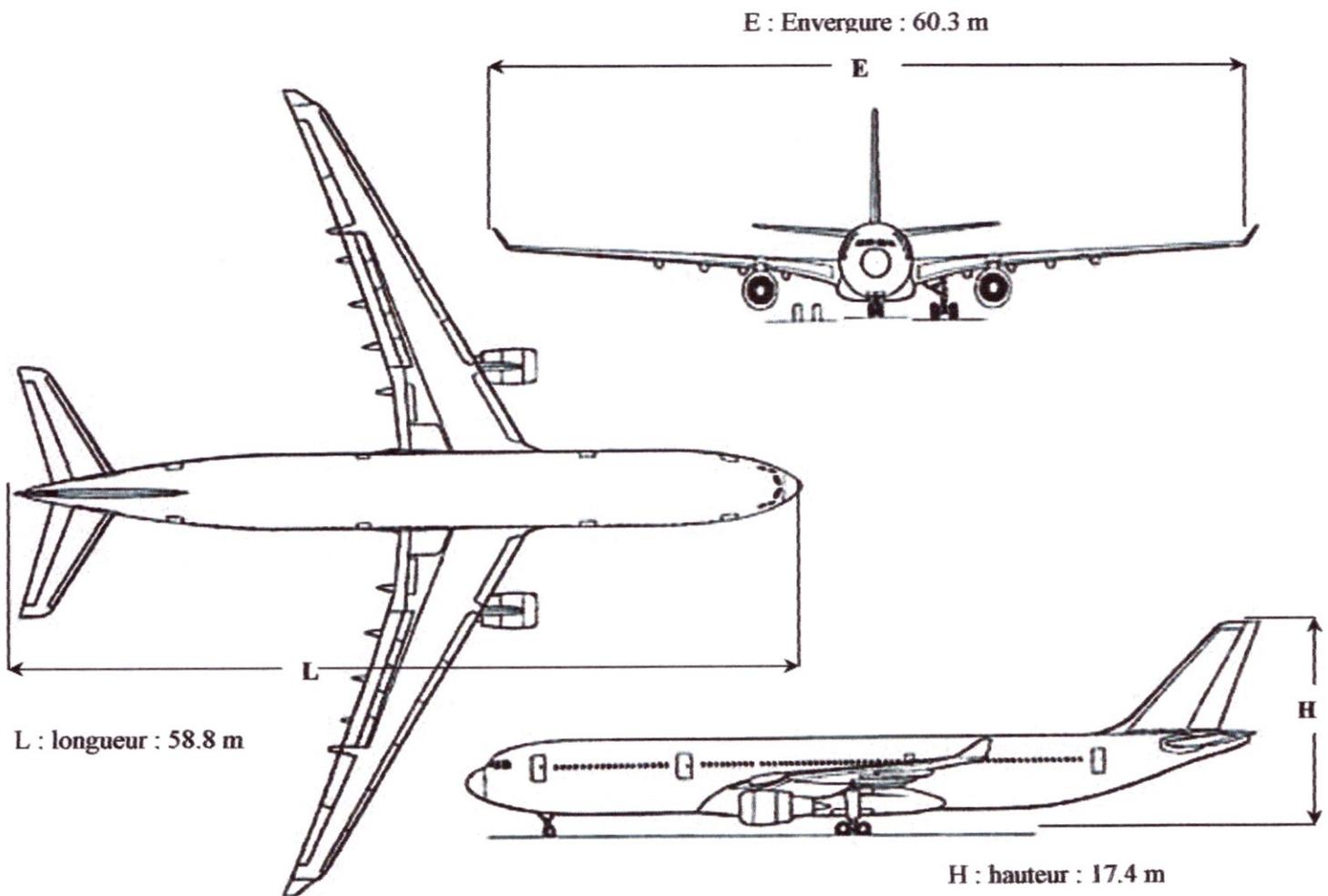
Performances :

Vitesse de croisière : 860 Km/h,

Vitesse maximale : 880 Km/h,

Autonomie : 12 500 Km,

Charge des ailes : 633 Kg/m².





CHAPITRE 1

DESCRIPTION DU SYSTEME

FWS



Introduction

La sécurité de l'avion représente toujours une **exigence réglementaire et commerciale**, ce qui oblige les constructeurs à classer cette exigence comme le premier et le plus important objectif à atteindre.

La multiplication des systèmes à bord des avions réclame une surveillance constante en vol, plus des informations en temps réel sur le bon ou le mauvais fonctionnement de tous les systèmes. Pour cela les génies de la technologie ont toujours travaillé pour élaborer des systèmes d'alertes de plus en plus perfectionnés afin d'avoir des informations sur le comportement de tous les systèmes en vol. Ils ont réussi avec la technologie numérique à équiper les avions avec des calculateurs suffisamment fiables pour acquérir des informations de tous les systèmes, les vérifier et informer les membres d'équipage sur l'état de ces systèmes en temps réel, à travers des écrans d'affichage.

Dans ce chapitre, on va étudier le système d'avertissement en vol « FWS : Flight Warning Système », le système est conçu à bases de calculateurs qui assurent les fonctions d'Acquisition, Traitement et Affichage. En cas d'anomalie le calculateur central d'alerte « FWC : Flight Warning Computer » génère des signaux d'alertes auditifs et visuels pour avertir les membres d'équipage.

1-1 PRESENTATION DU SYSTEME FWS

1-1-1 Généralités

Le système central d'avertissement, ou le système d'avertissement en vol FWS est un système avionique* qui assure la surveillance du fonctionnement des systèmes de bord (Hydrauliques, Electriques, ...) et fournit en temps réel toutes les informations concernant l'état de ses systèmes.

Le système FWS est un sous système du EIS (Electronic Instrument System) ou le système électronique d'instruments qui est représenté par les six écrans d'affichage du poste de pilotage ; celles de l'ECAM et celles de l'EFIS :

* Système Avionique : ensembles des moyens informatiques embarqués à bord d'un avion, satellite,...

■ ECAM : Electronic Centralized Aircraft Monitor, qui comprend deux écrans d'affichage : EWD (Engine and Warning Display), SD (System Display) dont les indications représentent des informations concernant l'état des systèmes de bord.

■ EFIS : Electronic Flight Instrument System, qui comprend deux unités d'affichage pour chaque pilote : PFD (Primary Flight Display), ND (Navigation Display) dont les indications représentent des informations sur les paramètres de vol et de navigations (Cap, Altitude, Vitesse, ...).

Les informations du système FWS sont représentées sur les écrans ECAM (EWD, SD) sous forme de messages alphanumériques et de graphes indiquant des paramètres concernant l'avion (circuit carburant, paramètres moteur, positionnement des becs et volets,...) et des messages d'alertes en cas d'anomalie.

Le système FWS communique également avec d'autres systèmes dans l'avion ; citons :

■ La centrale de maintenance : CMS (Central Maintenance System), qui centralise et mémorise les informations du BITE* pour enregistrer les paramètres des pannes qui se produisent au cours du vol.

■ L'unité de gestion du système de communications codées entre avion et sol : MUACARS (Management Unit Aircraft Communication Addressing and Reporting System) pour la transmission entre l'avion et la station au sol (des données concernant les paramètres des systèmes avions sont envoyées au sol pour des raisons de sécurité et de maintenance).

■ Le système d'enregistrement des paramètres de vol DFDRS (Digital Flight Data Recording System) et le système de surveillance de l'état des équipements de bord ACMS (Aircraft Condition Monitoring System) dont le rôle est d'enregistrer les paramètres de vol (phase de vol, paramètres moteurs,...)

Le système FWS est aussi relié à l'unité de gestion des signaux audio : AMU (Audio Management Unit) pour générer des alertes audio à travers les hauts parleurs du cockpit.

* BITE : Built In Test Equipment.

D'après ce qu'on vient de voir jusque là, on peut conclure que les messages concernant les alertes sont indiquées seulement sur les écrans du système ECAM. Je vais donc présenter en générale le système ECAM,

1-1-2 Présentation du système ECAM

Electronic Centralized Aircraft Monitor ou le système de surveillance électronique centraliser est un système dont le principal avantage est de permettre une réelle interaction entre le pilote et le système. En cas d'anomalie, l'ECAM offre l'avantage de réagir en temps réel : dès qu'une anomalie est détectée, des signaux d'alertes auditifs et visuels sont transmis à travers les hauts parleurs et l'unité d'affichage EWD pour avertir les membres d'équipage ainsi que des procédures à effectuer.

Les indications sur les écrans ECAM représentent des messages d'alertes (sur l'EWD) et des informations concernant l'aéronef (sur le SD (APU, paramètres moteur, Conditionnement d'air,...)). Pendant les différentes phases de vol, les informations apparaissent automatiquement sur les unités d'affichage, mais le pilote peut toujours sélectionner à volonté d'autres indications sur les écrans par un panneau de contrôle qui est l'ECP (ECAM Control Pannel).

1-1-3 Les composants de l'ECAM (Figure (1-1))

L'ECAM comprend deux unités d'affichage (DU : Display Unit) et un panneau de commande :

EWD : Engine and Warning Display,

SD : System Display,

ECP : ECAM Control Pannel,

Plus les hauts parleurs et les voyants lumineux (Master Warning et Master Caution) du poste de pilotage qui s'activent lorsqu'une panne se produit.

■ EWD : Engine and Warning Display (figure (1-1- B))

Représente l'unité d'affichage supérieur et indique des paramètres concernant les moteurs, le carburant, position des becs et des volets plus des explications liées aux messages d'alertes et des procédures à suivre...

L'unité EWD est composée de deux parties :

- La partie supérieure où l'on trouve les paramètres de conduite des moteurs et l'état des hypersustentateurs (vitesse, température, débit de carburant, carburant disponible, position des becs et des volets),
- la partie inférieure où sont affichés sur la partie gauche de l'écran : les alarmes, les messages *warning* et *caution* (alerte et avertissement), les informations du MEMO si aucune panne n'est apparue. Les procédures s'affichant sur cet écran sont celles concernant les systèmes auxquels l'ECAM a accès. Elles sont entièrement gérées par le système ECAM : du titre aux actions préconisées. Sur la partie droite, se trouve le nom du système affecté par un message d'alerte, les pannes secondaires, les indications spéciales (LAND ASAP [Landing As Soon As Possible], AP OFF [Auto Pilot OFF]).

■ SD : System Display (Figure (1-1- D))

Représente l'unité d'affichage inférieure, il présente un synoptique des principaux systèmes de l'avion (hydrauliques, électriques ...), soit un total de treize pages sur les systèmes de l'avion (schématisés). Il permet aussi de visualiser le "status" qui présente l'état de l'avion après défaillances, avec la liste des points opérationnels importants. Ainsi, lors de phases de vols importantes et surchargées comme l'atterrissage, les pilotes peuvent se préparer à l'action grâce à une liste d'instructions qui vont des simples informations sur l'état de l'avion, aux actions à effectuer. Le "status" doit impérativement être lu par les deux pilotes à la fin de chaque procédure anormale ou d'urgence, et peut être rappelé autant de fois que nécessaire.

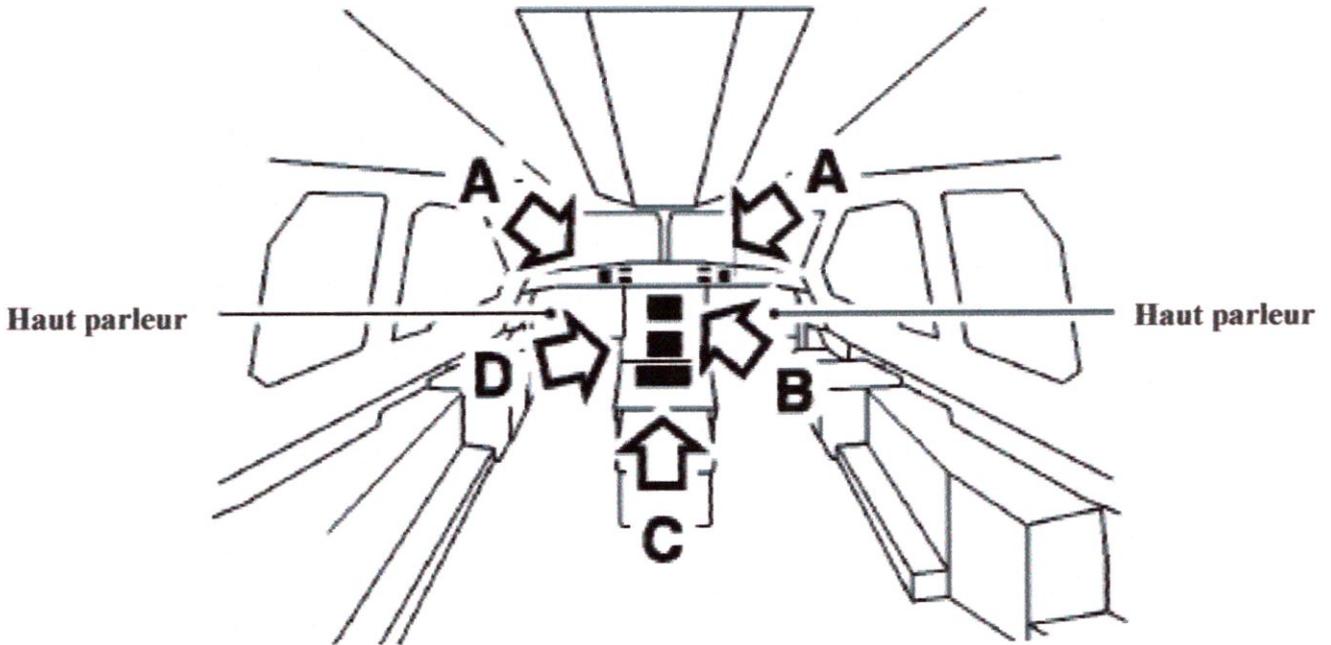
En résumé, on peut dire que l'écran du haut présente les paramètres moteurs et la configuration des becs et volets, les messages d'alertes ainsi que des procédures à effectuer en cas de panne ; et que l'écran du bas présente les schémas synoptiques des systèmes de l'avion.

■ ECP : ECAM Control Pannel (Figure (1-1- C))

Le panneau de contrôle ECAM et le moyen de connexion entre le FWS et les écrans ECAM, c'est un boîtier de control qui transmet les sélections du pilote aux FWC et aux DMC (Display Management Computer).

Master Warning et Master Caution (Figure (1-1- A))

Deux voyant lumineux qui s'activent lors d'une anomalie pour avertir le membre d'équipage d'une alerte ou d'un avertissement.



Position des différents éléments de l'ECAM

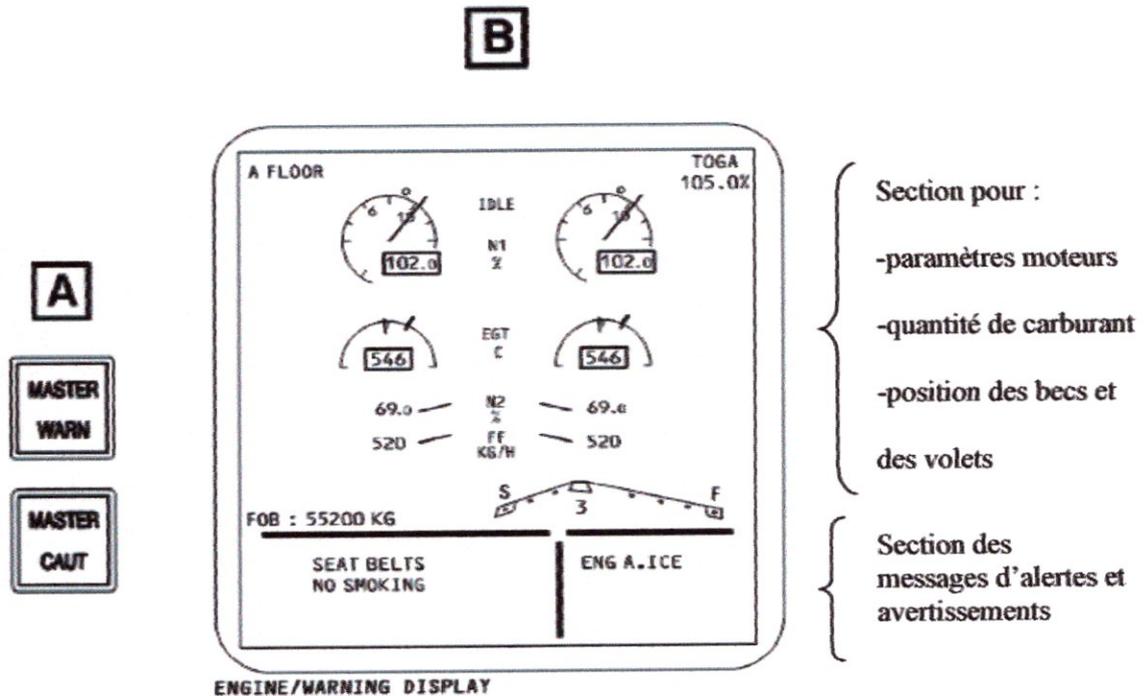
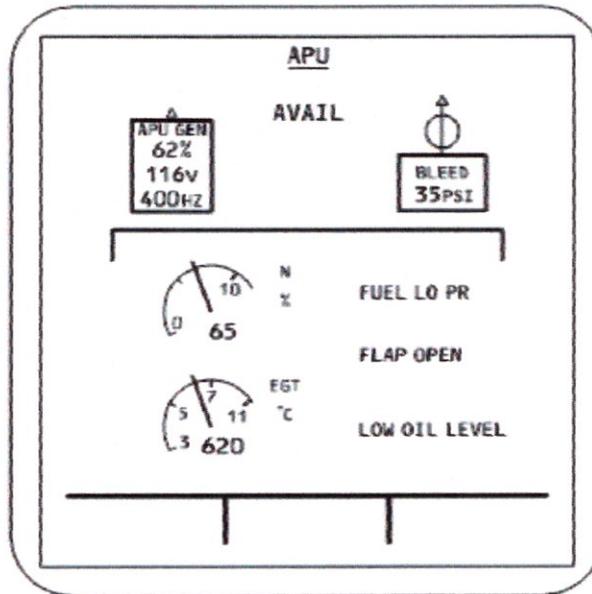


Figure (1-1) : Les composants de l'ECAM

D

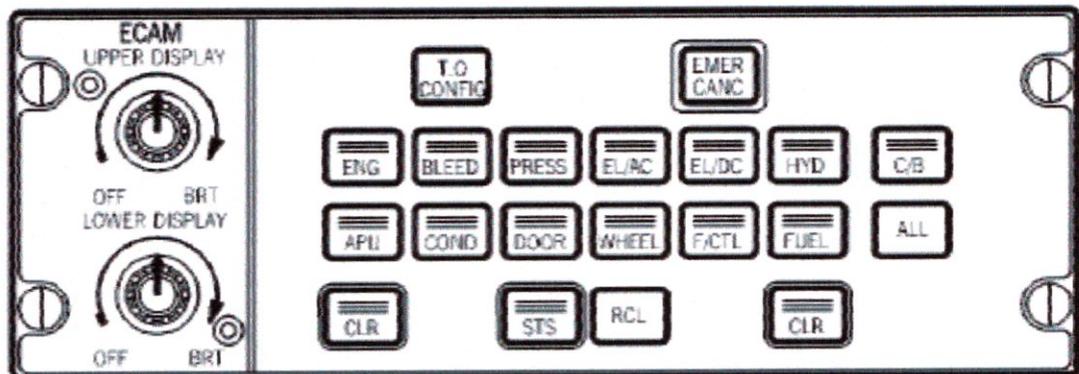


SYSTEM DISPLAY

La section supérieure pour les pages systèmes ; dans cette image c'est la page APU qui s'affiche.

Section des informations permanentes : température, heure

C



ECAM CONTROL PANEL

Figure (1-1) Les composants de l'ECAM

1-2 CLASSIFICATION DES ALERTES

Les alertes sont généralement des signaux d'attention visuels et auditifs qui sont reçus par des périphériques installés dans le poste de pilotage, expl : les hauts parleurs (HP), les voyants lumineux (MC et MW) ou des messages sur les écrans d'affichage.

Un code couleur est utilisé sur les deux écrans de l'ECAM. Ce code indique la nature des informations présentées. Ainsi,

Le rouge : indique une urgence nécessitant une action immédiate. Cette couleur indique aux pilotes que l'avion est soit dans une situation dangereuse, soit dans une situation limite de vol (limit flight configuration), ou qu'une défaillance de système peut nuire à la sécurité de l'avion. Dans le poste de pilotage, un signal lumineux clignotant rouge, le "Master Warn" ainsi qu'un signal sonore long et répétitif attirera l'attention du pilote sur l'urgence de la situation à régler immédiatement,

L'orange : indique une situation anormale attirant l'attention sans pour autant nécessiter une action immédiate. Il est utilisé dans des configurations ou incidents requérant une *attention immédiate*. A ce voyant est associé un signal lumineux clignotant orange : le "Master Caut" ainsi qu'un signal sonore bref,

Le vert : est utilisé pour les opérations normales, mais aussi pour les opérations à effectuer à long terme,

Le blanc : indique une désactivation anormale du système sélectionné. Sur les panneaux de commandes et sur l'ECAM, le blanc est, en général utilisé pour les titres,

En bleu (cyan) : concerne une action qui devra être entreprise mais aussi indique une opération temporaire

Les couleurs ont un rôle déterminant dans l'utilisation de l'ECAM, les pilotes s'y réfèrent constamment pour juger ce qui leur est présenté.

Dans l'ECAM, deux types de pannes peuvent apparaître. Les pannes type *caution* (avertissement), qui ne nécessitent pas d'action immédiate (associées à la couleur orange) et les pannes type *warning* (alerte) qui nécessitent une action immédiate (associées à la couleur rouge).

Les *warning/caution* sont classés par ordre de priorité. En effet, si deux défaillances apparaissent en même temps, le système effectue une hiérarchisation automatique en fonction des priorités. Pour cela, trois niveaux ont été établis : niveaux 1, 2 et 3.

Un niveau 3 *warning* (Figure (1-2)) a priorité sur un niveau 2 *caution* (Figure (1-3)), qui a priorité sur un niveau 1 *caution* (Figure (1-4)).

A ordre de priorité égal, le choix préétabli par le FWC (Flight Warning Computer) est respecté.

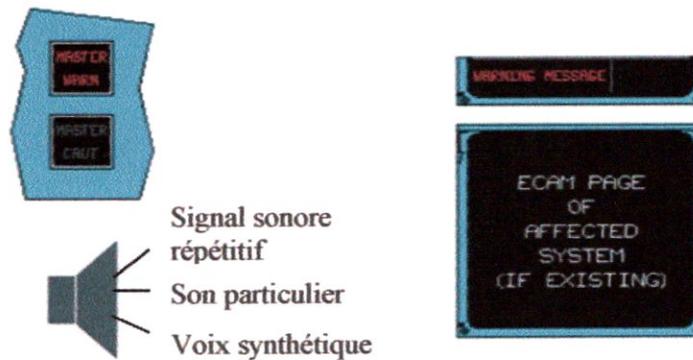


Figure (1-2) : Les alertes de niveau 3

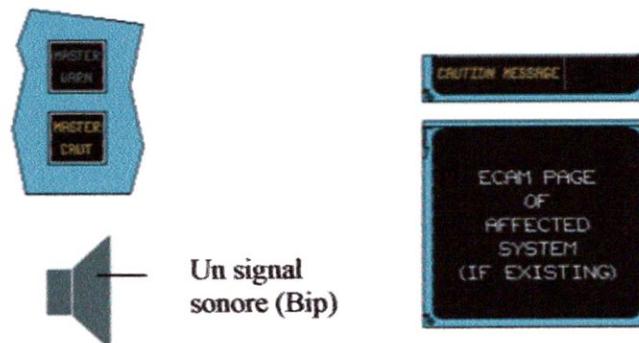


Figure (1-3) : Les alertes de niveau 2

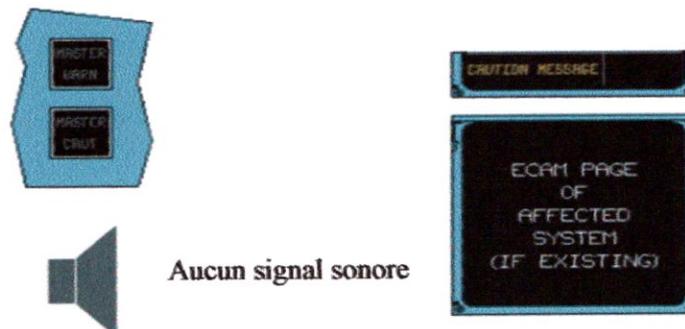


Figure (1-4) : Les alertes de niveau 1

Remarque :

Dans certaines phases de vol, les plus importantes d'ailleurs (Décollage et Atterrissage), certaines alertes (celle de niveaux 1 et parfois 2) sont inhibées pour ne pas perturber le membre d'équipage mais elles sont enregistrées et les pilotes ou les techniciens au sol peuvent récupérer des informations concernant ces alertes à travers les commandes de l'ECP. (Ou par les informations stockées dans le CMC (Central Maintenance Computer).

1-3 ARCHITECTURE DU SYSTEME FWS**1-3-1 Synoptique du système FWS**

Le système FWS est schématisé comme l'indique la figure suivante :

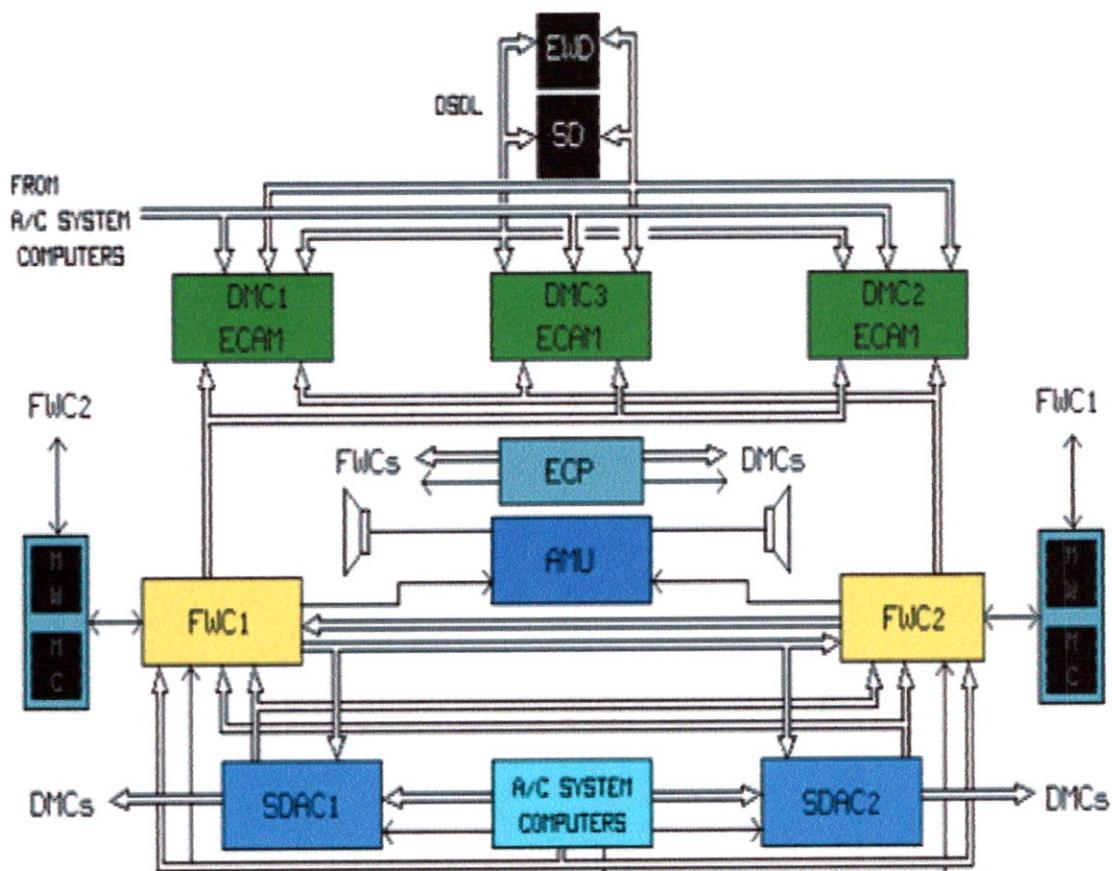


Figure (1-5) : Schéma synoptique du système FWS

1-3-2 Description des composants du système FWS

Le système FWS -comme l'indique la figure précédente- comprend :

■ **Deux SDAC** : (System Data Acquisition and Concentration)

(Calculateur d'Acquisition et de Concentration de Données). Deux ensembles identiques, acquièrent les données et les envoient ensuite aux trois DMC pour l'affichage des pages systèmes et des paramètres moteurs, ainsi qu'aux deux FWC pour la génération des messages ECAM et des alarmes sonores.

Les deux SDAC reçoivent des signaux des différents systèmes de l'avion dont ils sont reliés, et transforment ces signaux sous forme de messages numériques afin de les envoyer aux DMC pour l'affichage des paramètres nécessaires des systèmes avion sur les unités d'affichage EWD et SD, ainsi qu'aux FWC pour la génération des messages d'alertes en cas d'anomalie.

■ **Trois DMC** : (Display Management Computer)

Trois calculateurs identiques reçoivent et traitent tous les signaux acquis par les capteurs et les calculateurs de l'avion. Chaque DMC possède deux voies indépendantes pour générer les messages à afficher sur les écrans de l'ECAM et de l'EFIS.

■ **AMU** : (Audio Management Unit)

Unité de gestion des signaux audio, reçoit les signaux d'alertes auditifs par les FWC et génère les sons associés à ces alertes à travers les hauts parleurs.

■ **ECAM** : (Electronic Centralized Aircraft Monitor)

Deux écrans d'affichage (EWD et SD) plus les voyants lumineux pour la visualisation des alertes types : signal lumineux ou message alphanumérique sur écran.

■ **ECP** : (ECAM Control Panel)

Une interface entre le pilote et le système FWS pour la sélection manuelle des pages systèmes. Par ailleurs, lors d'une procédure anormale ou d'urgence, les boutons CLR (clear) ou STS (status) s'illuminent lorsque le pilote doit/peut les presser. Les boutons de l'ECP sont des commandes que le pilote peut sélectionner.

Ces commandes à travers les boutons sont :

- OFF/BRT (voir Figure (1-1- C)), permet d'ajuster la brillance des écrans ECAM.

- ALL, permet, quand ce bouton est presser et maintenu, de faire défiler toutes les pages systèmes avec 1 seconde d'intervalle.
- Les pages systèmes (ENG, BLEED, C/B, APU, COND, DOOR, WHEEL, F/CTL, FUEL) s'illuminent après une sélection manuelle ou automatiquement quand le pilote doit l'utiliser,
- RCL, permet le rappel d'une page qui vient d'être effacée par l'utilisation du bouton CLR,
- CLR, permet d'effacer la page ECAM présente. Est illuminé tant qu'un message Warning/Caution est présent, ou quand la page Status est affichée,
- STS, permet d'appeler la page Status ou affiche l'indication « normal » pendant 3 secondes quand il n'y en a pas. La page Status s'efface en appuyant sur les boutons CLR ou STS.
- EMER CANC, quand ce bouton est pressé :

1) Warning :

- * Les alarmes sonores sont supprimées tout au long de la panne.
- * L'alarme visuelle MW s'éteint

2) Caution :

Toutes les alarmes présentes sont supprimées, y compris les messages ECAM, pour le reste du vol. la page Status est appelée automatiquement, le message suivant apparaît :

CANCELED CAUTION, TITLE OF THE FAILURE WHICH IS INHIBITED,

- TO CONFIG, permet d'assurer que l'avion est en bonne configuration pour le décollage. Si tel est le cas, le message : TO CONFIG NORMAL apparaît sur l'EWD.

 Deux FWC : (Flight Warning Computer)

Les calculateurs d'alertes, deux calculateurs identiques acquièrent des données pour la génération des messages d'alarmes visuels et auditifs, ils reçoivent des données sous format numérique par les SDAC et effectuent des opérations de comparaison pour générer les alertes :

- Messages alphanumériques par les DMCs vers les écrans ECAM
- Signaux sonores par l'AMU vers les hauts parleurs.

Leurs fonctions additionnelles sont les annonces radio altitude (CALLOUTS), l'annonce hauteur de décision et le calcul des incréments de distance et de vitesse d'atterrissage.

1-4 FONCTIONNEMENT DE L'ENSEMBLE FWS

Cette partie du chapitre n'est qu'une conclusion de ce que vous venez de voir précédemment, on va donc suivre le chemin des données envoyées par les systèmes avion jusqu'à l'affichage des paramètres avion sur les écrans ECAM ou l'affichage des alertes en cas d'anomalie.

Les données des différents systèmes de l'avion arrivent vers les entrées des SDAC, une opération de réception et de centralisation est effectuée pour passer à la mise sous format numérique des signaux reçus. Ensuite, les signaux numériques produits sont envoyés vers :

- * Les DMC pour l'affichage des paramètres systèmes sur les écrans ECAM et EFIS,
- * Les entrées FWC où les signaux passent par une opération de comparaison (sous gestion d'un programme intégré) ensuite -en cas de situation anormale- vers les DMC pour l'affichage des alertes correspondantes sous forme de messages alphanumériques, de signaux lumineux (MW et MC) et des alertes auditives à travers les hauts parleur du poste de pilotage en passant par l'AMU. (Figure (1-7))

Les calculateurs d'alertes fonctionnent en respectant la phase de vol (Figure (1-6)) puisque comme on a déjà indiqué précédemment que certains types d'alertes sont inhibés dans certaines étapes de la phase, pour ne pas perturber les membres d'équipage.

Les deux figures qui suivent, montrent les étapes de la phase de vol lorsque les alertes sont inhibées.

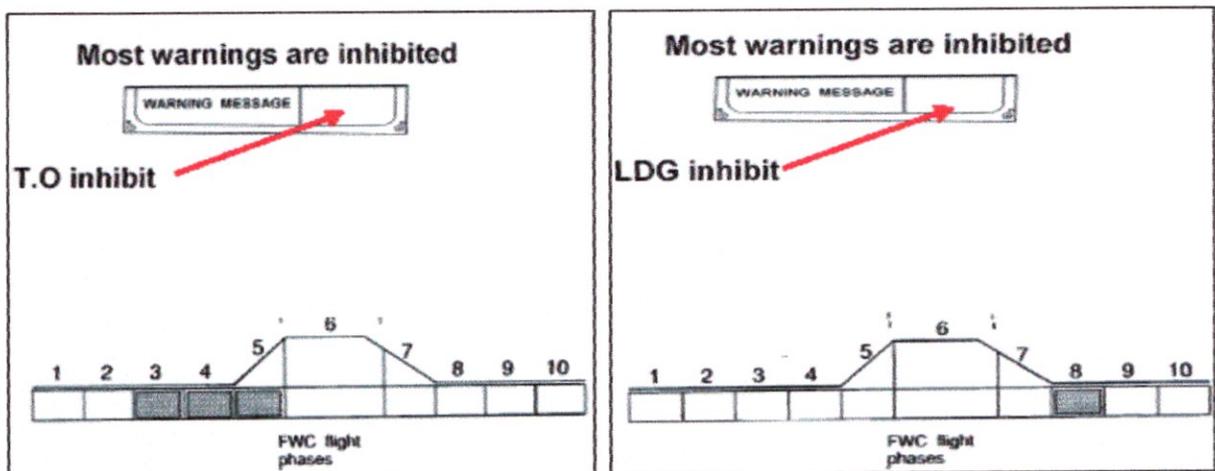


Figure (1-6) : Les phases où les alertes sont inhibées

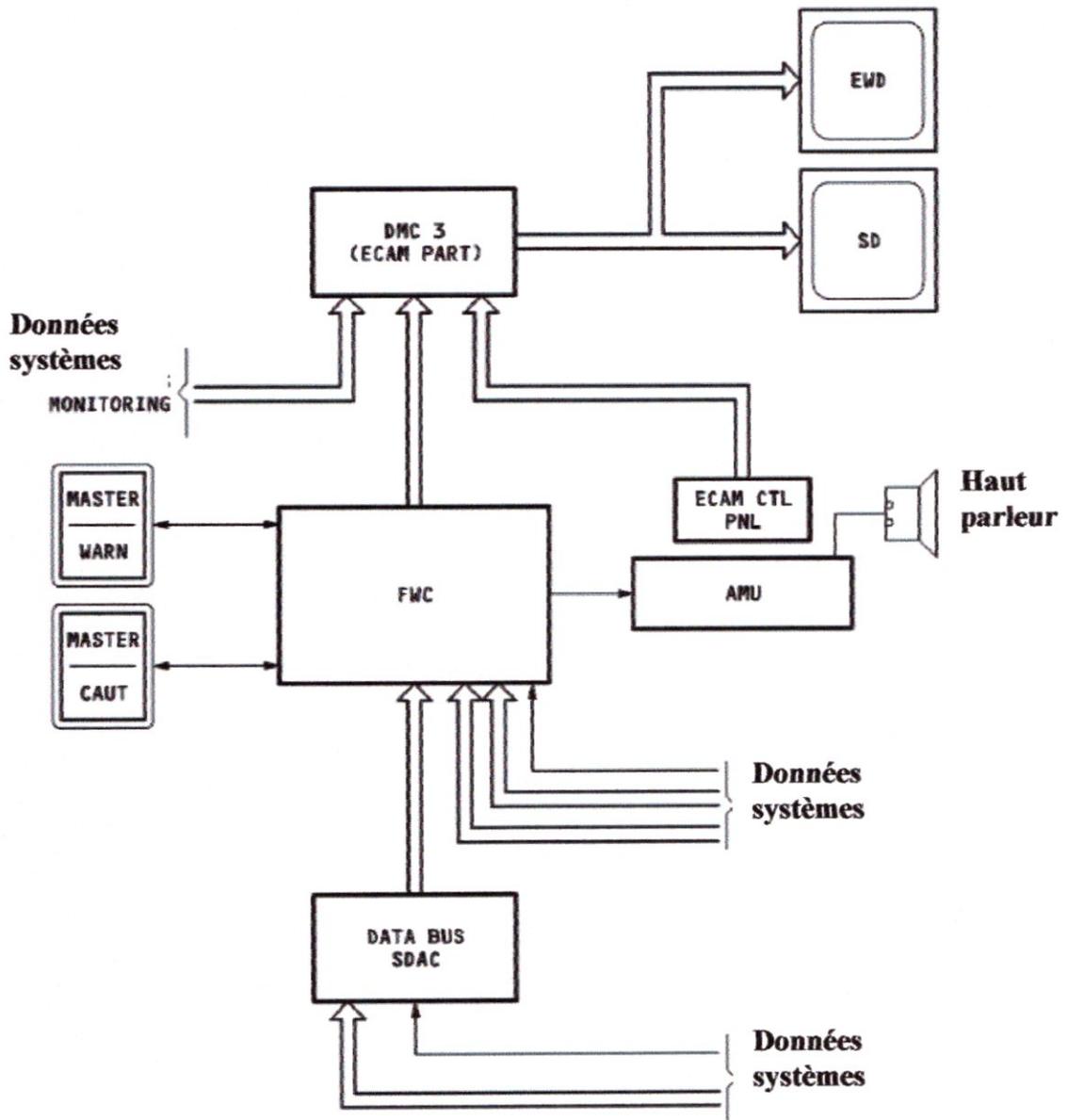


Figure (1-7) : Diagramme de fonctionnement du système FWS.



CHAPITRE 2

ETUDE ET FONCTIONNEMENT DU
FWC



Introduction

Parmi les plus importants calculateurs de bord, on trouve le FWC (Flight Warning Computer) ou le calculateur central d'avertissement dont la mission est de générer les alertes correspondantes aux pannes qui se produisent dans les différents systèmes de l'avion.

Le FWC est un **calculateur**, donc il est conçu à base d'une technologie numérique (microprocesseur, mémoires, registres,...) ce qui explique son importance et sa grande fiabilité pour informer les membres d'équipage de la moindre anomalie dans les systèmes de bord. Il donne également un sentiment d'assurance, puisque toute anomalie détectée peut être traitée en temps réel.

2-1 DESCRIPTION EXTERNE DU CALCULATEUR FWC

2-1-1 Description physique

Le FWC a la forme d'un boîtier qui se caractérise par :

- Sa longueur de 382,5 mm,
- Sa largeur de 149,0 mm,
- Sa hauteur de 199,0 mm,
- Son poids de moins de 8,7 Kg.

Le boîtier du FWC est composé de : (Figure (2-1))

- Un ensemble mécanique composé de :
 - * Un couvercle sous forme de U,
 - * Une façade avant,
 - * Un ensemble de câbles,
- Un module d'alimentation,
- Sept cartes fonctionnelles (CPU1, CPU2, INPUT1, INPUT2, ARINC1, ARINC2 et une carte AUDIO). Figure (2-2)
- Deux OBRM (On Board Replaceable Module).

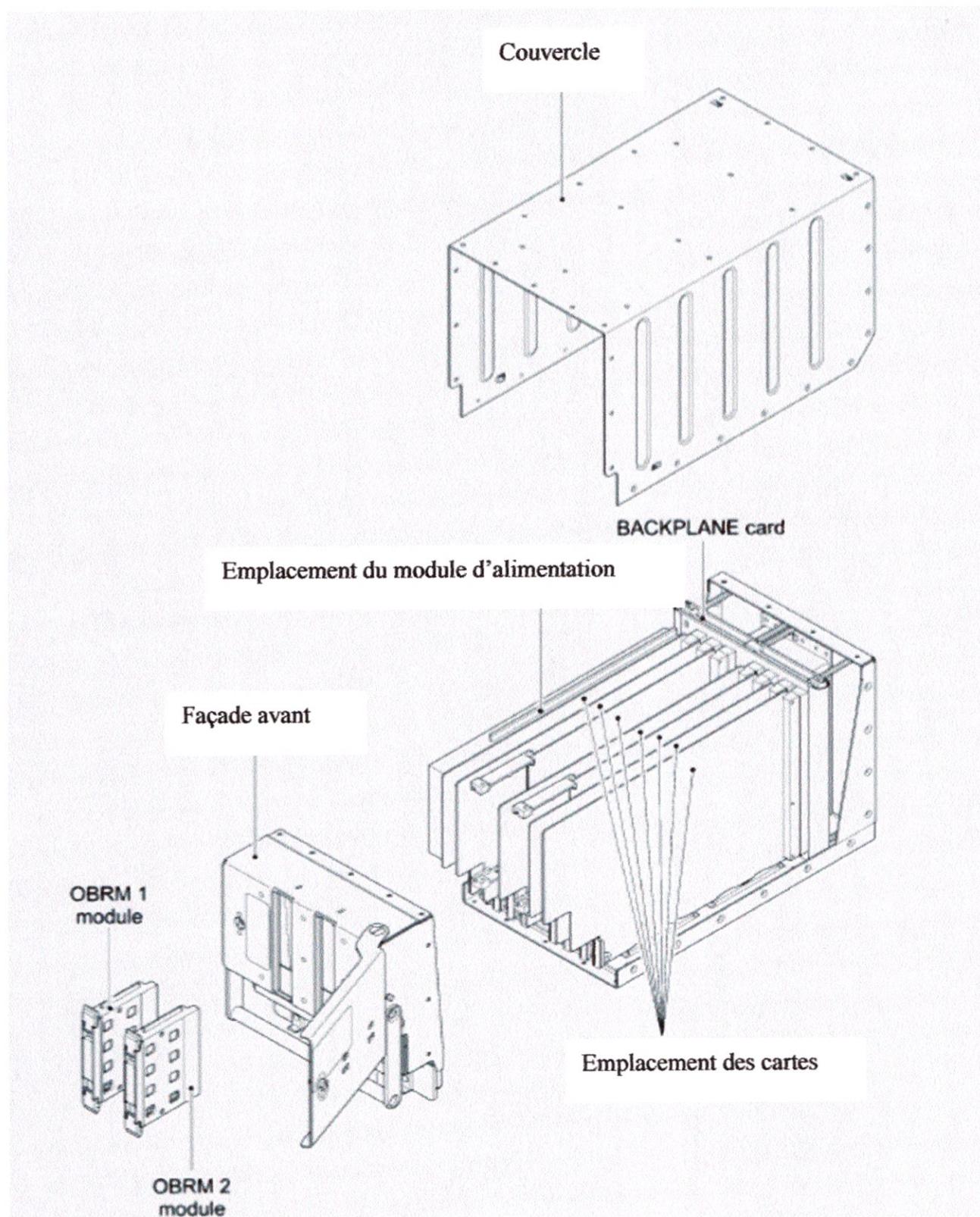


Figure (2-1) : Architecture physique du FWC

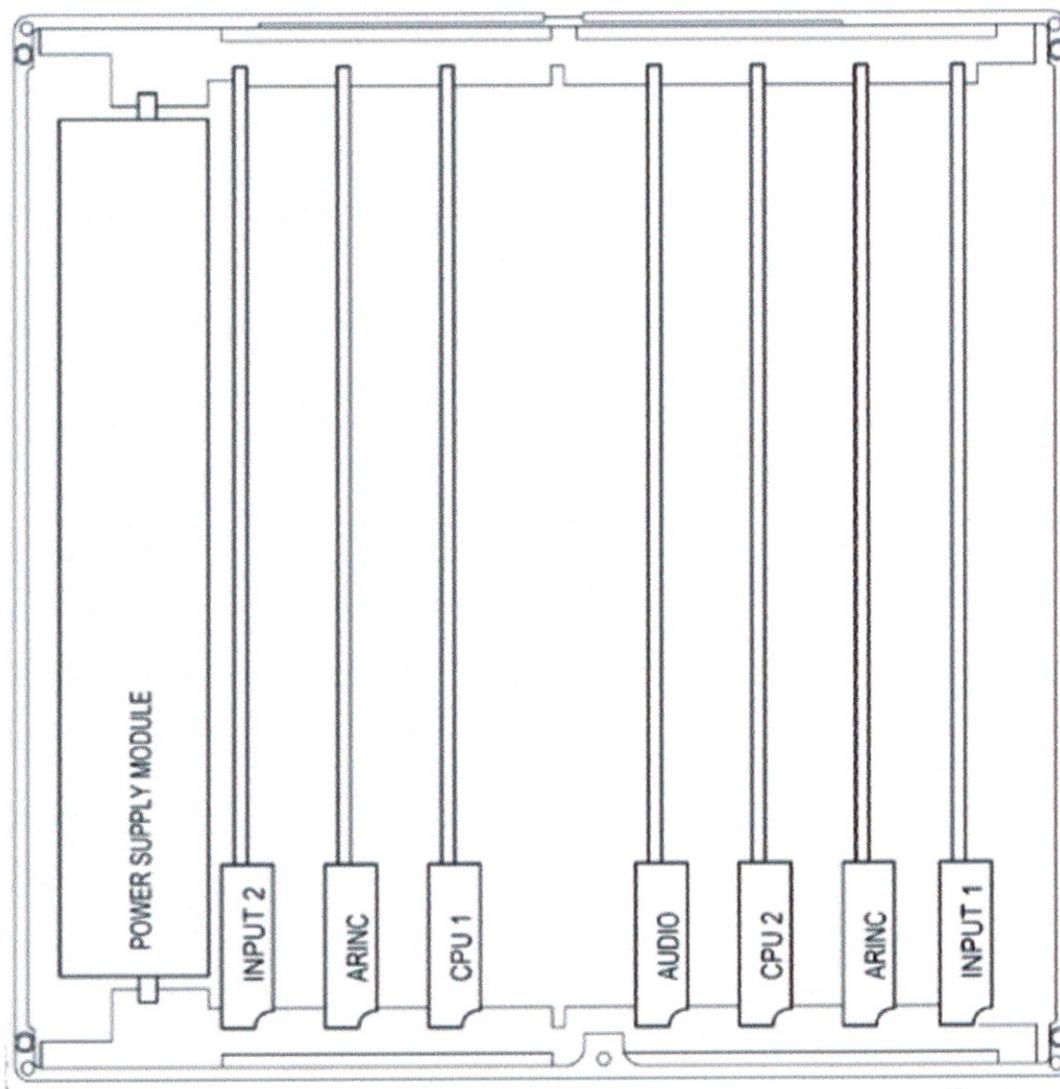


Figure (2-2) : Emplacement des cartes dans le FWC

2-1-2 Emplacement de l'accessoire

Le FWC se situe dans la soute électronique (appelé aussi : compartiment avionique) et installé dans un placard qui sert à ranger (et brancher) les équipements de l'avion (Figure (2-3)). Ce placard est divisé en deux parties et chacune comprend un FWC.

Lorsque un calculateur FWC est en marche, l'autre est en *Stand by* (prêt à exécuter les fonctions du premier calculateur si ce dernier tombe en panne) pour que la sécurité soit optimale.

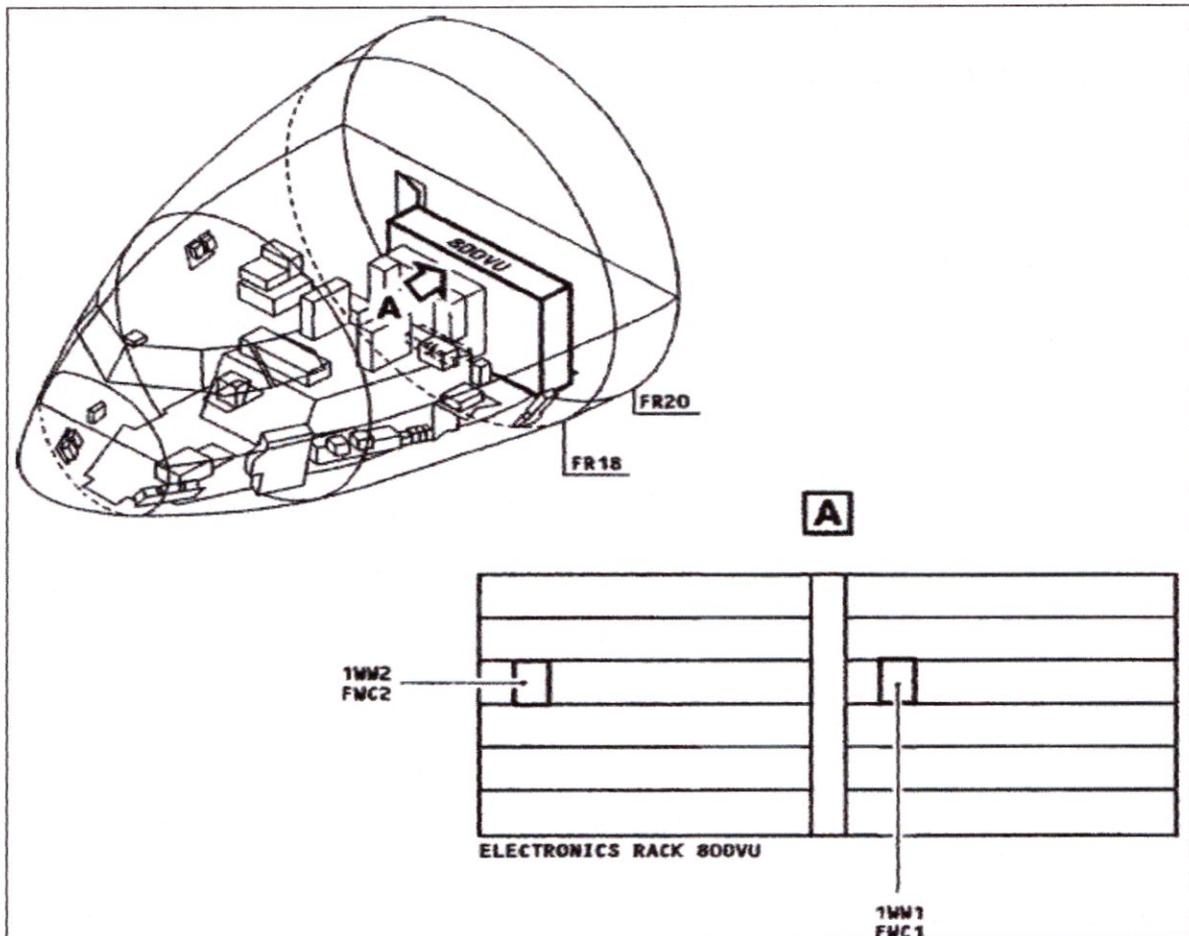


Figure (2-3) : Emplacement des deux FWC dans la soute électronique.

2-1-3 Branchement du FWC

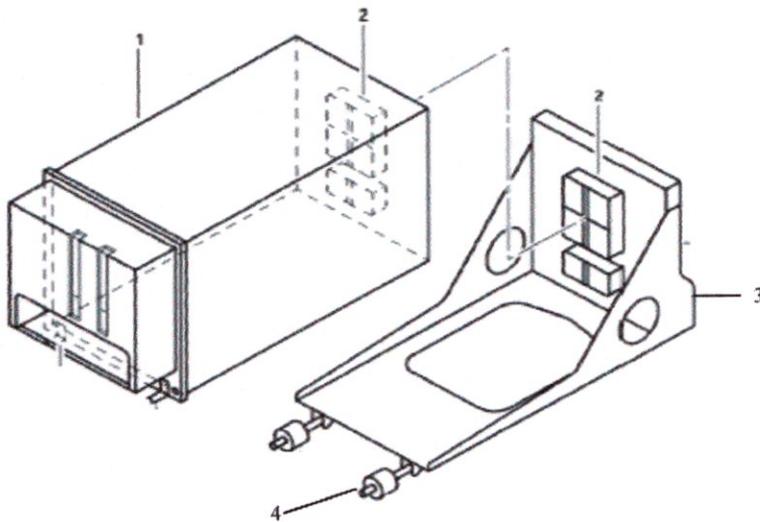
Le placard de la soute électronique est composé de racks (casiers), dont la partie arrière est connectée à :

- * la source d'alimentation,
- * les bus de transmission de données des systèmes de l'avion.

Le FWC est installé dans un rack du placard (Figure (2-4)), connecté à la source d'alimentation et les bus de transmission par sa partie arrière qui comprend un ensemble de Pin (point de connexion). Figure (2-5)

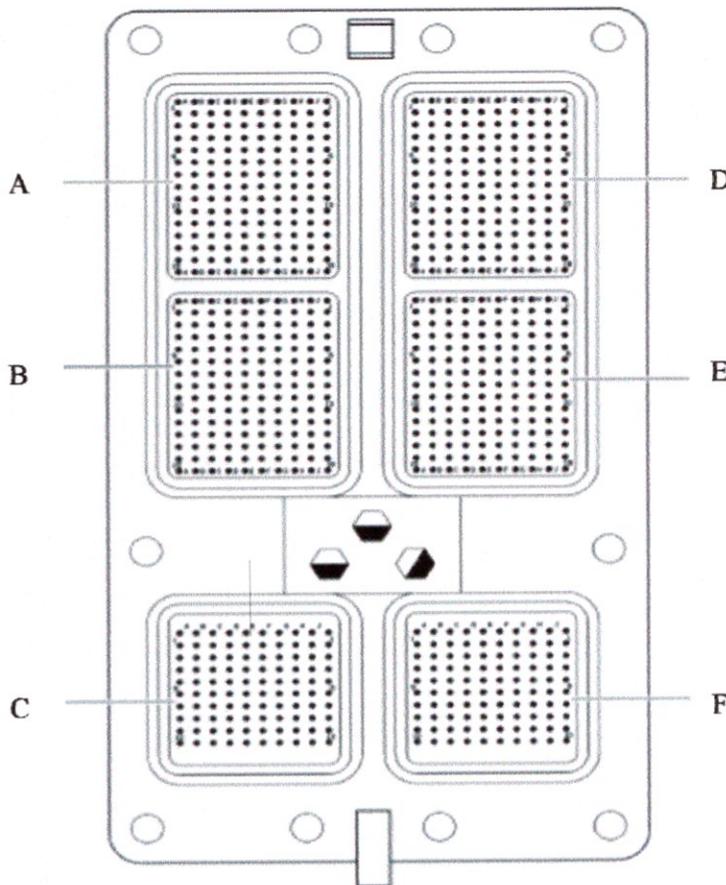
Remarque :

Les deux FWC sont alimentés différemment par deux sources d'alimentation de 115 VAC, $F = 400\text{Hz}$, pour des raisons de sécurité.



- 1 : FWC
- 2 : Connexions électriques FWC/Systèmes
- 3 : Casier placé dans le placard du compartiment avionique
- 4 : Boutons qui servent à mieux fixer (serrer) le FWC dans son casier.

Figure (2-4) : Logement du FWC dans la soute électronique



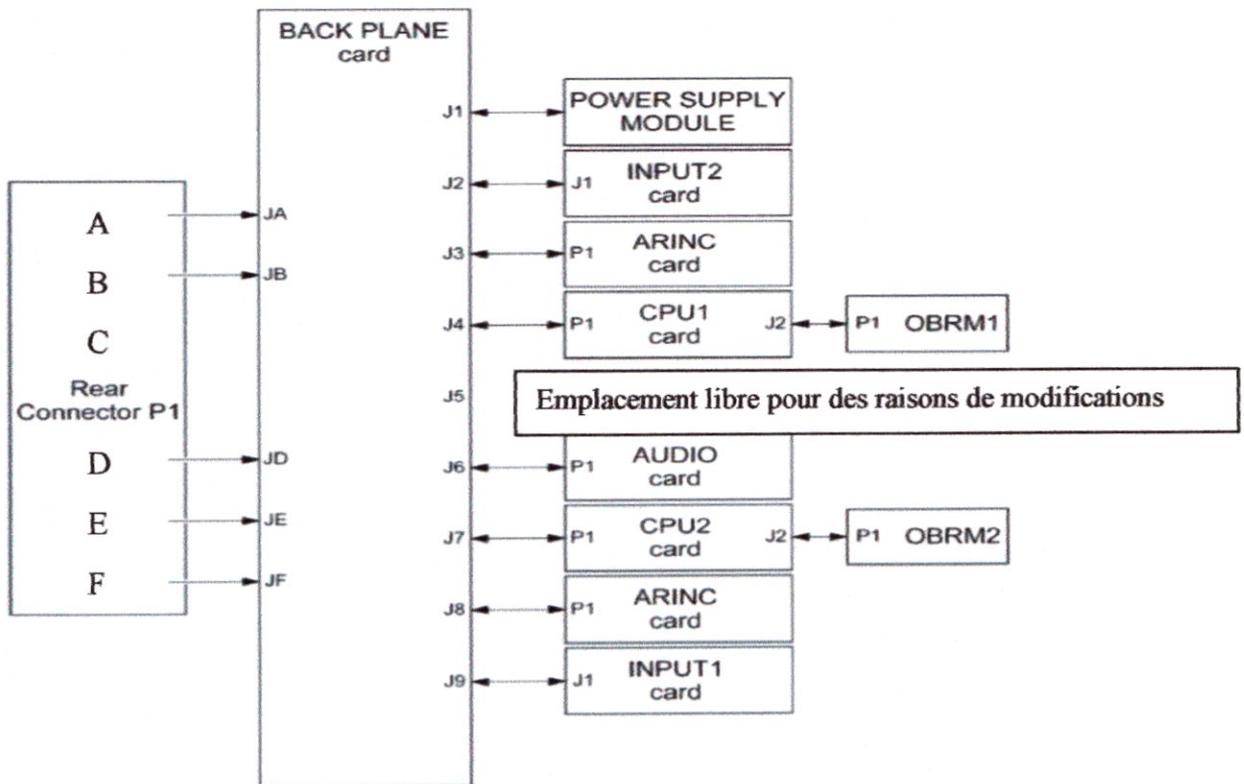
- A, B, D, E, F : 4 prises, chaque une contient 150 Pin pour les signaux d'entrées/sorties.
- F : prise de 100 Pin pour l'alimentation électrique et l'accès au canal du Bus de l'ordinateur (MICBAC)
- C : 100 Pin non connectés.

Figure (2-5) : Connecteurs du FWC

2-1-4 Connexions internes de l'ensemble FWC (cartes/backplane card*/connecteurs)

Les différentes cartes du FWC sont reliées aux connecteurs par la 'Backplane card' qui sert d'interface pour assurer les échanges entre l'environnement extérieur (Systèmes, équipements,...) et l'ensemble interne du calculateur (cartes), Figure (2-6). Et pour les transmissions de données entre cartes et module d'alimentation, un bus de transmission est adapté par la backplane card (l'ECSB) pour assurer cette fonction.

De plus la backplane card comprend des selfs (ou des résistances) pour protéger l'ensemble FWC des surtensions et les interfaces électromagnétiques.



-JA, JB, JC, JD, JE, JF : Des prises de connexions pour la liaison avec les connecteurs A, B, C, D, E, F,

-J1, J2, J3, J4, J5, J6, J7, J8, J9 : représentent des Pins pour installation des cartes.

Figure (2-6) : Schéma du câblage interne de l'ensemble FWC

*Backplane card (voir Figure (2-1))

Backplane : ensemble de connecteurs généralement placés au fond ou l'arrière d'un équipement électrique, reliés au câblage interne ou aux bus lorsqu'il s'agit d'un calculateur.

2-2 DESCRIPTION INTERNE DU CALCULATEUR FWC

Le fonctionnement du FWC est organisé à travers le bus ECSB (Embedded Computer System Bus). Les transmissions sont gérées par les cartes CPU1 et CPU2 (la priorité est pour la CPU1), et le bus ECSB permet de :

- Recevoir les signaux discrets via les cartes INPUT1 et INPUT2,
- Recevoir les informations des signaux ARINC via les cartes ARINC1 et ARINC2,
- Avoir l'énergie nécessaire pour l'alimentation des cartes à travers le module d'alimentation.

2-2-1 Généralité sur les signaux discrets et ARINC 429

Le FWC reçoit les informations envoyées par les différents systèmes et équipements de bord, les vérifie puis les transmet vers d'autres récepteurs (équipements, unités,...).

Le dialogue entre le FWC et tous ces périphériques se fait par un ensemble de signaux analogiques et numériques qui représentent :

- **6 signaux de synchronisation** (horloges),
- **Des signaux discrets** : le FWC reçoit un total de 216 entrées par les deux cartes INPUT1 et INPUT2, (108 entrées pour chaque carte) :
 - 200 entrées type P- (P- représente un circuit ouvert ou GND)
 - 16 entrées type P+ (P+ représente un état haut de 14 V à 46 V ou un circuit ouvert). Figure (2-7)

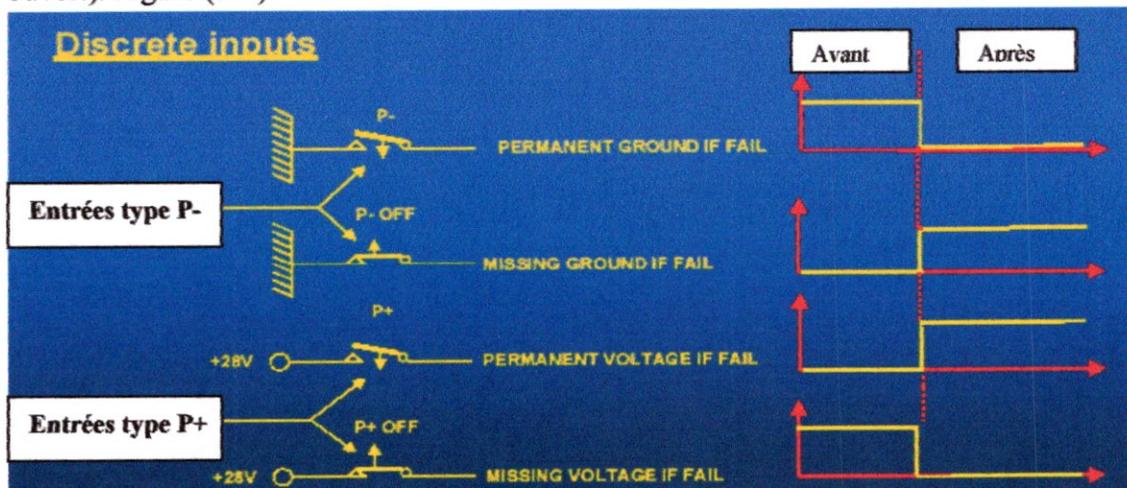


Figure (2-7) : Représentation des entrées discrètes

■ **Des données ARINC reçues et émises :**

- Reçues par : les systèmes, ECP, MW, MC, SDAC,...
- Emises vers : DMC, CMC, MU ACARS,...

■ **ARINC : Aéronautical Radio INCorporated**

C'est une société détenue par les principales compagnies aériennes et les constructeurs aéronautiques américains, qui est connue pour définir les principaux standards de communication à l'intérieur des avions et entre l'aéronef et le sol.

La société publie les standards définis par l'AEEC (Airlines Electronic Engeneering Committe) partants sur les bus et réseaux internes aux avions et des protocoles utilisés dans l'aéronautique. La norme la plus connue est le protocole ARINC 429 notamment utilisé sur les avions Airbus et Boeing.

ARINC 429 : c'est un bus avionique développé en 1977 ; un bus simple (Figure (2-8)) utilisant un seul émetteur et de 1 à 20 récepteurs.

La communication est unidirectionnelle, pour une communication bidirectionnelle entre les systèmes, on utilise deux bus, un dans chaque direction.

Les mots de 32 bits (Figure (2-9)) sont séparés par 4 bits-time NULL, il n'y a donc pas besoin d'un 3ème fil pour le signal d'horloge.

Le bus ARINC 429 supporte deux types de débit : un haut débit de 100 Kbps, et un faible débit variant entre 12 Kbps et 14,5 Kbps.

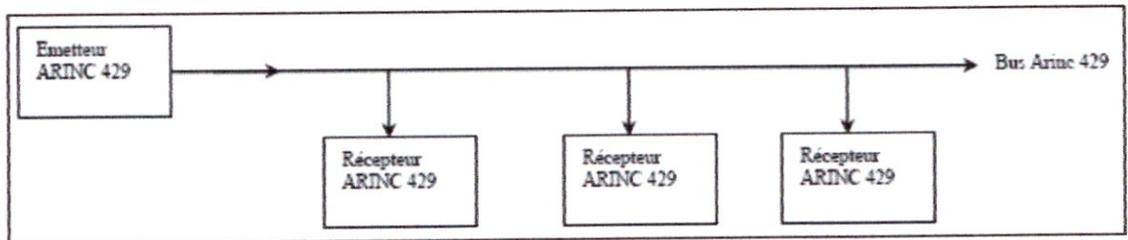
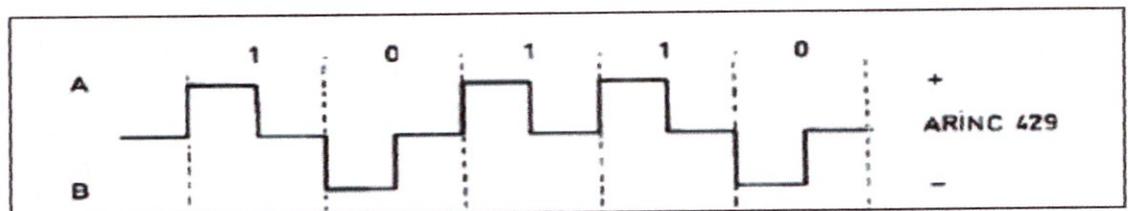


Figure (2-8) : Le Bus ARINC 429



Forme digitale du Signal ARINC 429

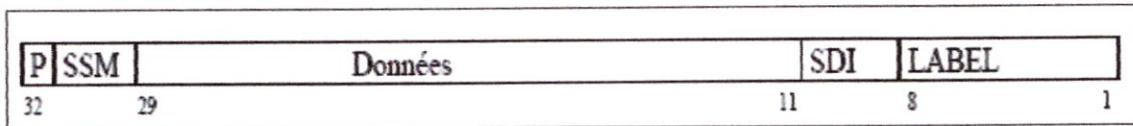


Figure (2-9) : Représentation du mot ARINC 429

P : bit de parité (impaire),

SSM : Sign/Status Matrix,

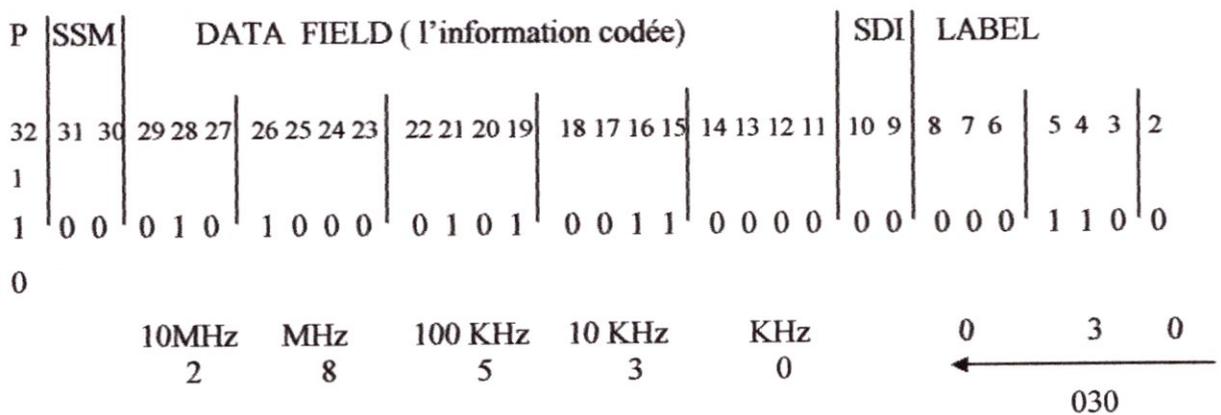
SDI : Source/Destinataire Identification,

LABEL : Identifiant des données.

Le LABEL définit le type de donnée du mot, le bit de parité permet de vérifier la validité de la transmission.

Exemple :

Codage d'une fréquence VHF, de niveau (label) 030 :



La fréquence codée ci-dessus est de 128,530 MHz. Le 1 pour 100 MHz est implicite.

2-2-2 Les opérations internes du calculateur FWC

2-2-2-1 Synoptique :

Le schéma suivant représente un diagramme sur les blocs internes du FWC :

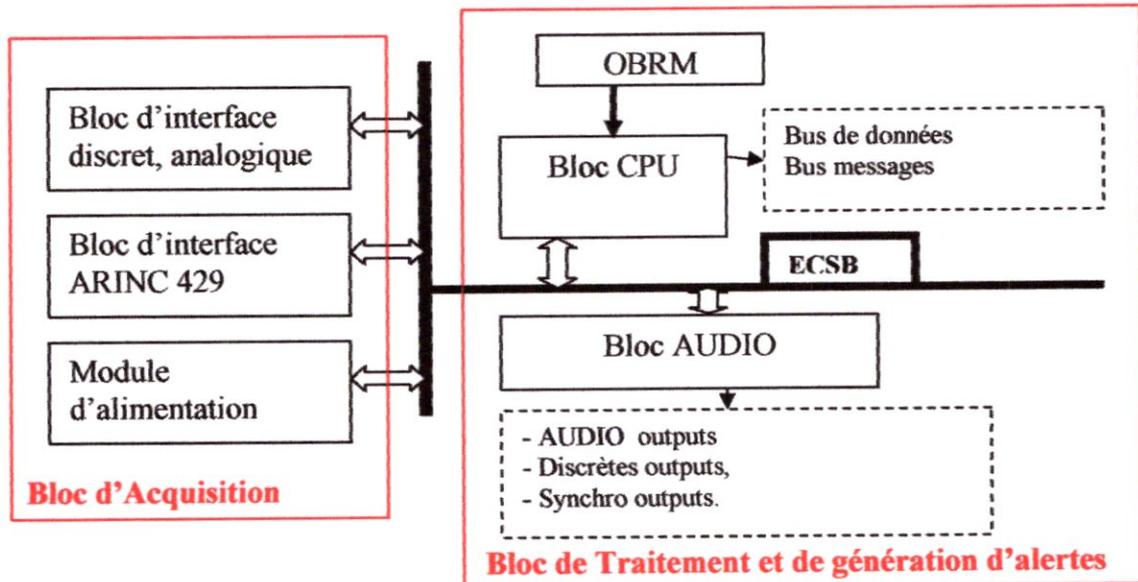


Figure (2-10) : Schéma synoptique de l'ensemble interne du FWC

2-2-2-2 Les fonctions internes de l'ensemble FWC

Les fonctions du calculateur FWC sont exécutées sous control des deux cartes CPU1 et CPU2 (bloc CPU, figure précédente), et sont divisées en deux étapes :

- **Acquisition des données** ; est assurée par les cartes INPUT1 et INPUT2 (Bloc d'interface discret, analogique) et les cartes ARINC1 et ARINC2 (Bloc d'interface ARINC 429) qui effectues la réception et la conversion analogique/digitale des données reçues par :
 - * Le système lui même s'il est connecté directement au FWC,
 - * Les SDAC si le système est connecté à ces derniers (dans ce cas le FWC utilise les outputs des SDAC).
- **Traitement de données** ; est assurée par les cartes CPU1 et CPU2 (Bloc CPU) qui s'occupent de la réception, la validation et le calcul des alertes correspondantes aux données de l'étape précédente ; ensuite la CPU2 communique avec la carte AUDIO afin de générer les alertes auditives.

2-3 FONCTIONNEMENT DU FWC

2-3-1 Description des blocs du FWC

Le FWC est composé de sept cartes fonctionnelles plus un module d'alimentation et deux OBRM qui servent à stocker le programme de fonctionnement. La figure suivante représente un diagramme détaillé des blocs internes du FWC,

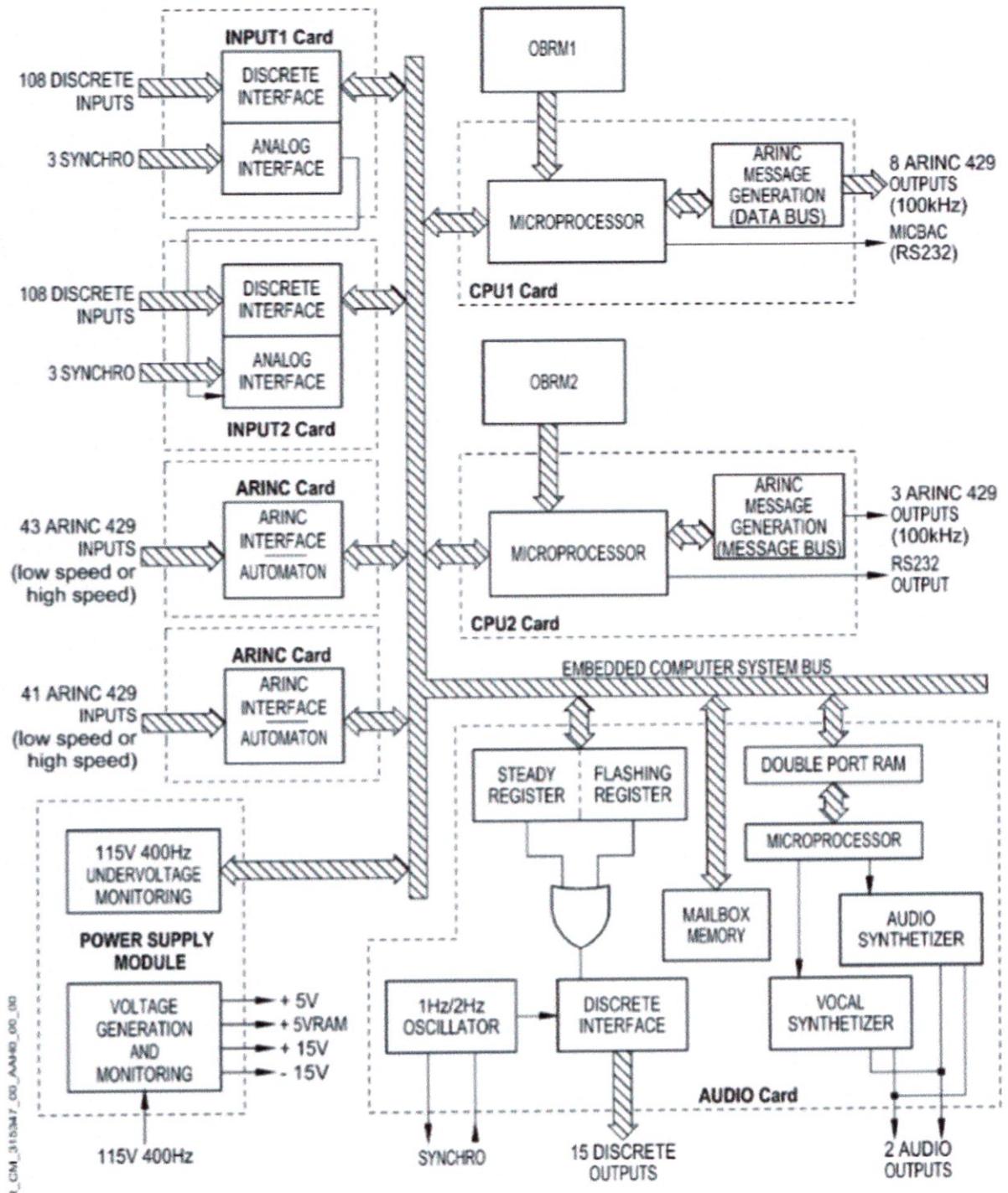


Figure (2-11) : Diagramme des blocs internes du FWC

2-3-1-1 Le module d'alimentation

Le module d'alimentation convertis 115VAC, 400Hz en : +5V, +5V RAM, +15V et -15V pour alimenter les différentes cartes à travers le bus ECSB.

Le module d'alimentation comprend un bloc interne pour gérer les surtensions et assurer la protection des circuits internes (expl : microprocesseurs).

2-3-1-2 Les cartes INPUT1 et INPUT2

Ces deux cartes assurent la réception des entrées discrètes et analogiques :

■ La réception des entrées discrètes :

Chaque carte assure la réception de 108 entrées discrètes à travers 8 ports d'entrées qui adaptent le test et la validation des données, ensuite la transmission de ces données vers la CPU1 à travers le bus ECSB. (Figure (2-12))

Les ports 1, 2, 3, 5, 6, 7 et 8 assurent l'acquisition des entrées type P-(100 entrées).

Le port 4 assure l'acquisition de 8 entrées type P+.

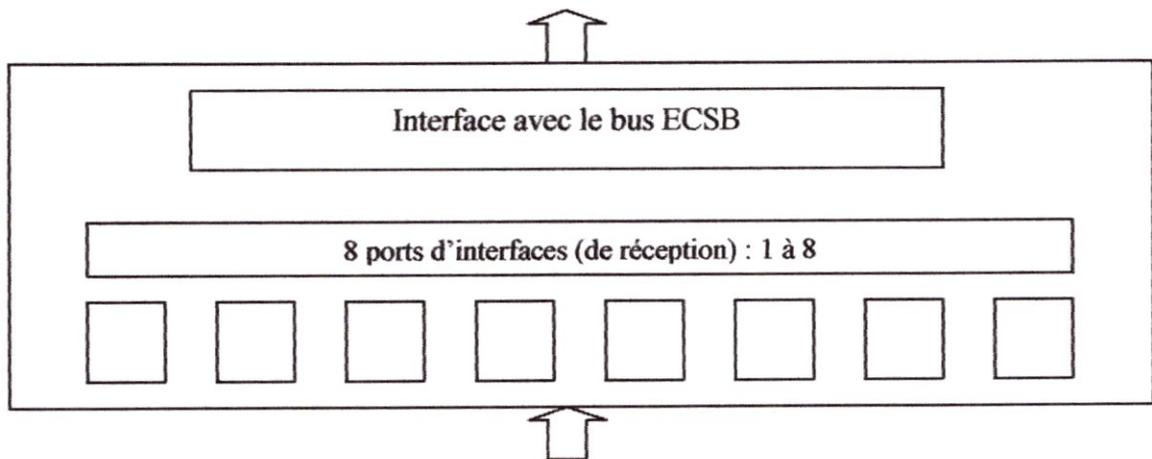


Figure (2-12) : Schéma du bloc d'acquisition des entrées discrètes de la carte INPUT1 (ou 2)

■ La réception des entrées analogiques :

La carte INPUT1 reçoit des signaux analogiques de synchronisation, ces signaux passent par un amplificateur de gain en suite par un multiplexeur, le signal de sortie du mux (multiplexeur) est injecté à un démodulateur dont on trouve 3 signaux de références ; si le signal de sortie du mux est en phase avec le signal de référence ; le démodulateur à un gain de +1, si non le gain est de -1. (Figure (2-13))

Le signal délivré par le démodulateur est filtré puis envoyé vers la carte INPUT2 pour une étape de conversion analogique/digitale.

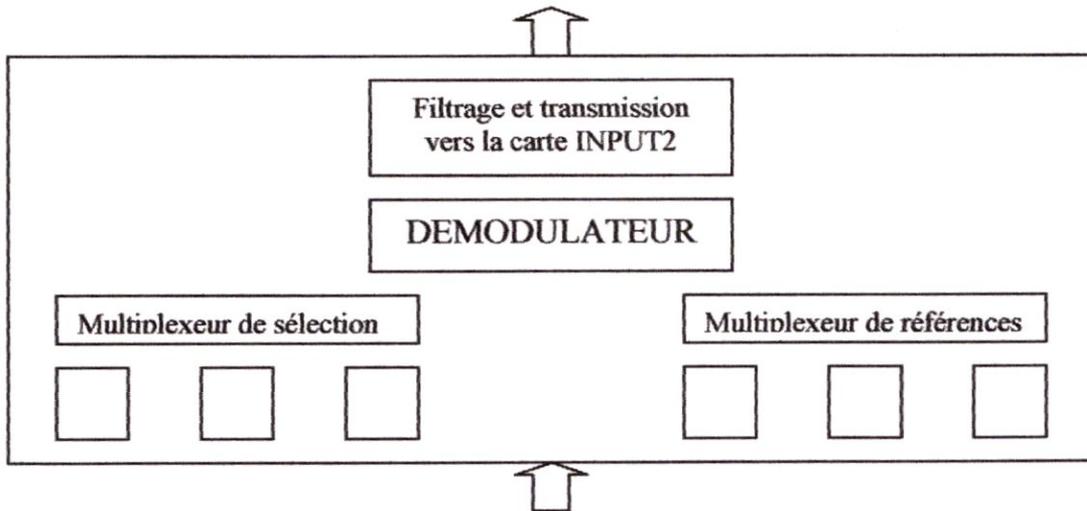


Figure (2-13) : Schéma du bloc d'interface analogique de la carte INPUT1

Les signaux de synchronisation reçus par la carte INPUT2 passent par les mêmes opérations comme dans la carte INPUT1 ; donc une sortie ANALOG1 et ANALOG2 se trouvent devant un registre de control qui fera la sélection du signal qui passera pour l'opération de conversion (selon la priorité et l'importance du signal), le signal élu finira sous forme binaire (un mot de 12 bits) et sera transmis vers la carte CPU1 par le bus ECSB. (Figure (2-14))

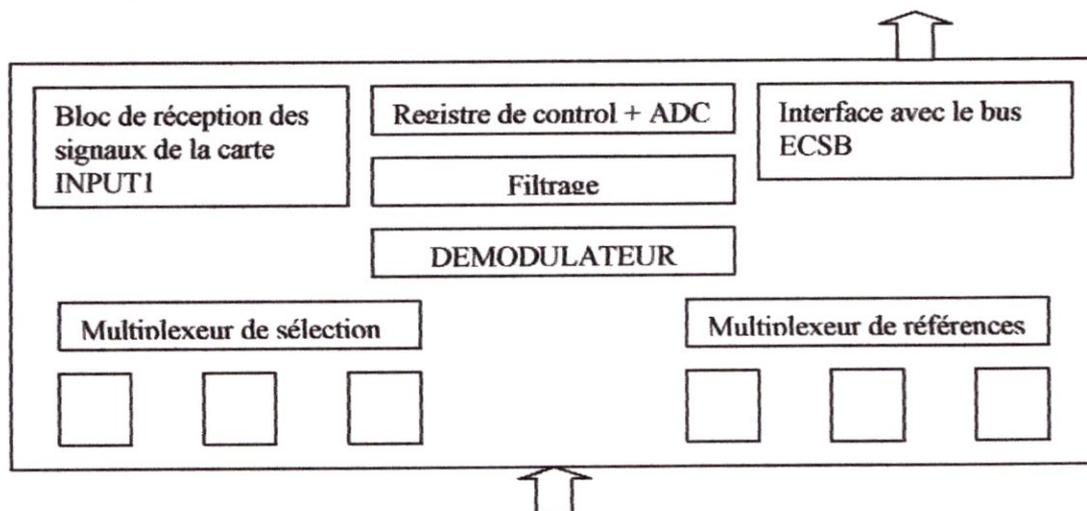


Figure (2-14) : Schéma du bloc d'interface analogique de la carte INPUT2

2-3-1-3 Les carte ARINC1 et ARINC2

Les cartes ARINC sont accessibles pour lire et écrire à travers le bus ECSB, et chaque carte est désignée recevoir des données systèmes par 72 bus ARINC ; pour exécuter les fonctions suivantes:

- * La réception des messages ARINC,
- * La sélection des mots ARINC,
- * Traitement des mots sélectionnés,
- * Transmission de données avec les CPU. (Figure (2-15))

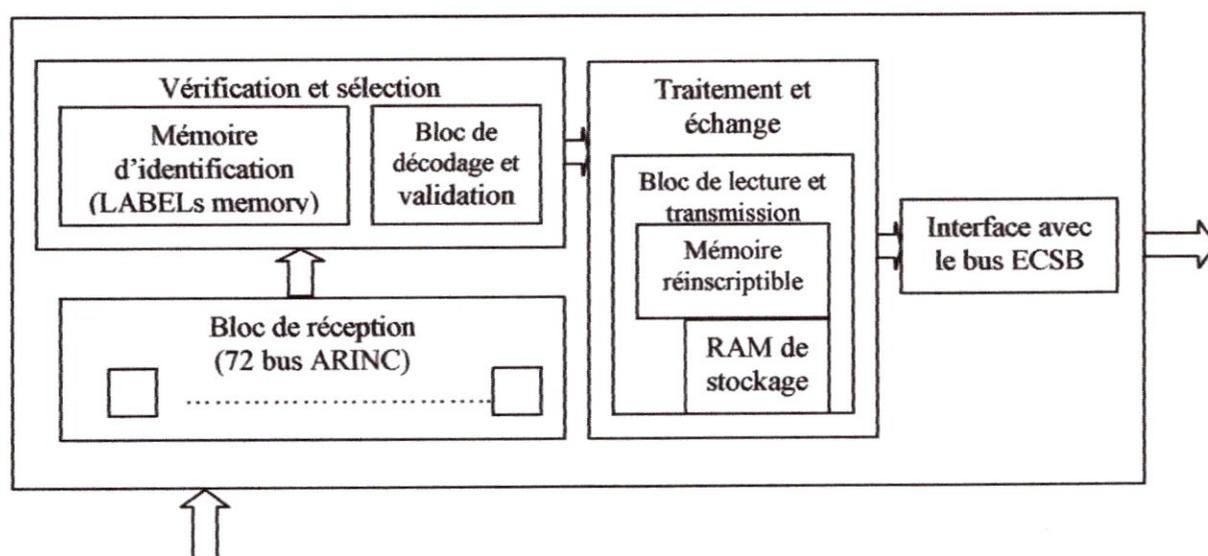


Figure (2-15) : Schéma des blocs internes de la carte ARINC1 (ou 2)

D'après le schéma, on peut expliquer le fonctionnement de la carte comme suit :

Les messages ARINC arrivent vers le bloc de réception, ils passent par une étape de démodulation ; les mots sélectionnés passent vers le bloc de décodage et de validation pour être tester et valider en ARINC 429, - pour les signaux erronés, ils sont rejetés- .

La sélection des mots est faite en interface avec le bloc « Mémoire d'identification » qui représente une EEPROM de 64 KBYTE et contient toutes les combinaisons des label/SDI pour identifier les signaux sélectionnés avant de les envoyés vers le bloc de Traitement.

Le bloc de traitement comprend une mémoire de stockage et une mémoire réinscriptible, se qui mène à dire que se bloc représente des registres de control. Après l'acquisition des mots ARINC, la mémoire réinscriptible contient toutes les valeurs de validation de chaque mot sélectionné, et la mémoire de stockage garde ces mots avec toutes les informations

associées ; et tout cet ensemble traite et prépare la donnée pour être envoyée vers la carte CPU1 à travers une interface avec le bus ECSB, grâce aux codes de control stockés dans la mémoire de stockage.

2-3-1-4 Les cartes CPU1 et CPU2

Ces deux cartes exécutent les fonctions centrales du calculateur (partie logiciel), pour cela chaque carte est équipée :

- D'un microprocesseur qui exécute les fonctions suivantes :
 - * Les opérations de programmes,
 - * La validation des échanges entre le microprocesseur et la mémoire RAM,
- Deux OBRM qui représentent deux disquettes contenant des mémoires type EPROM de capacité de 4 MByte ; elles assurent le stockage des programmes de fonctionnement du microprocesseur.

La structure interne de la carte CPU (1 ou 2) est divisée en quatre blocs fonctionnels, CPU_CORE, L1_CORE, ECSB_CORE et INTERFACE_CORE, pour les deux cartes ces blocs sont identiques, sauf pour les entrées/sorties, puisque la mission de la carte CPU1 est l'acquisition des différentes données envoyées par les cartes ARINC et INPUT ensuite la transmission des bus de données ; quand à la CPU2, elle est chargée de calculer les alertes et générer les signaux de sorties (sous forme de messages pour les fonctions d'affichage, et vers la carte AUDIO pour générer les alertes sonores correspondantes). (Figure (2-16))

Les blocs constituant la carte CPU1 (ou 2) sont définis comme suit :

- **CPU_CORE** : ou *Le Cœur* de la carte et il est constitué de :
 - * Un microprocesseur,
 - * Un bloc de control pour gérer : l'accès à l'OBRM, les inputs du microprocesseur, les échanges entre la CPU1 et CPU2,...
 - * Une RAM de 512 KByte,
 - * Une interface pour les échanges avec le L1_CORE.
- **L1_CORE** : ce bloc assure le contrôle des traitements et le décodage d'adresses ; comprend également une EEPROM de 256 KByte qui garde les fonctions du BITE (Built In Test Equipment) et un sous bloc pour le traitement et la transmission des données ARINC.

- **ECBS_CORE** et **INTERFACE_CORE** : deux blocs qui assurent le dialogue entre la CPU (1 ou 2) et les autres cartes du FWC.

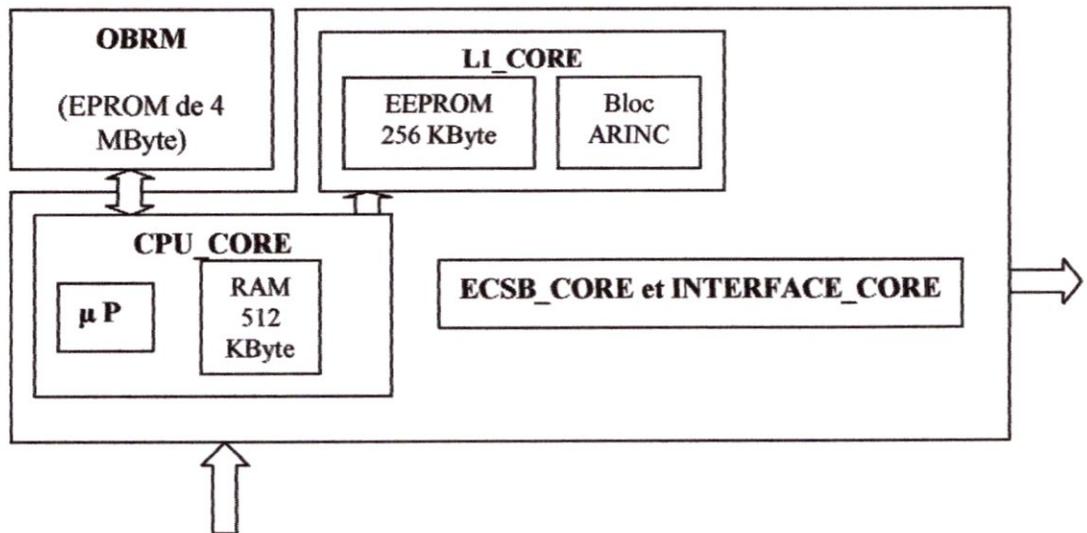


Figure (2-16) : Schéma des blocs internes de la carte CPU1 (ou 2).

2-3-1-5 La carte AUDIO

La carte AUDIO fonctionne en permanence avec la carte CPU2 et elle est constituée de trois blocs qui effectuent les fonctions suivantes :

- Le dialogue entre les deux cartes CPU et les deux FWC (par un bloc mémoire : MAILBOX_mémoire),
- Génération des alertes auditives,
- Génération des sorties discrètes et de synchronisation. (Figure (2-17))

- **MAILBOX_memory** : c'est une mémoire qui assure le dialogue entre les deux carte CPU et les deux FWC ; sa capacité de stockage est de 256 KByte.
- **Génération des sorties discrètes et les sorties de synchronisation** : cette fonction est assurée par deux registre de control et les sorties représentent des commandes de synchronisation et de validation pour gérer les transmissions entre les deux FWC et les ordres de priorité.

- **Génération des alertes** : cette fonction est assurée par le bloc microprocesseur à travers des commandes reçues par le bus ECSB, et les résultats représentent :
 - * Des sons (Bip, son répétitif, cavalerie,...),
 - * Des messages vocaux (altitude, vitesse,...),

La transmission des données de la CPU2 vers le microprocesseur de la carte AUDIO est effectuée par un bloc Double Port RAM, ces données représentent les codes des sons à générer et des commandes de contrôle.

Les sons des alertes sont générés par un convertisseur Numérique/Analogique (N/A C) contrôlé par le microprocesseur et les données qui comprennent les sons à générer sont stockés dans une mémoire type EPROM.

Les signaux d'alertes représentant des messages vocaux sont gérés par un synthétiseur vocal, et c'est le microprocesseur qui gère la transmission de ces messages.

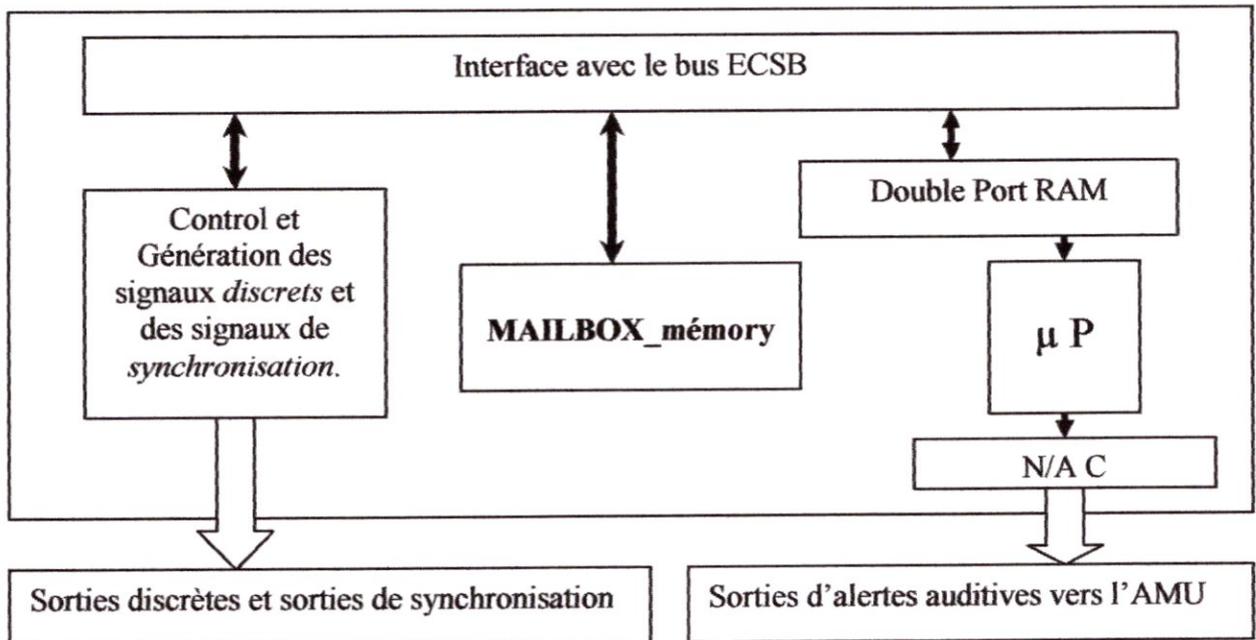


Figure (2-17) : Schéma des blocs internes de la carte AUDIO

Après avoir décrit les fonctions de chaque carte, on va maintenant organiser l'ensemble pour comprendre le cycle d'opération lorsqu'une anomalie est détectée.

2-3-2 Principe de fonctionnement du FWC

Lorsqu'un signal reçu par les inputs du FWC n'a pas une combinaison (adresse) correspondante dans les mémoires du FWC ; « il s'agit d'une anomalie », dans ce cas le calculateur effectue des opérations de comparaison afin de détecter le code de la panne, ensuite :

- Un codage alphanumérique en série ASCII* sera transmis vers les DMC (par les cartes CPU) pour afficher sur les écrans de l'ECAM le titre de la panne et des procédures à respecter,
- Ainsi, des sorties discrètes pour activer le MW ou le MC, et
- Des messages auditifs (sons, messages vocales) générés par la carte AUDIO vers l'AMU pour les alertes auditives correspondantes.

Exemple :

<p><u>FAILURE</u> : AIR CONDITIONING L+R CAB FAN OR VALVE FAULT (L) (R)</p>	<p><u>DETECTOR</u> VENTILATION CONTROLLER</p>	<p><u>MASTER LIGHT</u> CAUT</p>
<p><u>SYS DISPLAY PAGE CALLED</u> COND</p>		<p><u>AURAL WARNING</u> SC</p>

Les informations ci-dessus représentent les informations suivantes :

- * Un message d'alerte sur l'écran EWD qui indique une anomalie dans le système Conditionnement d'air, et l'équipement affecté (la cabine de ventilation),
- * l'affichage de la page système « Conditionnement d'air sur l'écran SD » (automatiquement),
- * L'illumination du MC, et une alerte sonore à travers les HP (SC : Single chime : BIP)

* ASCII : American Standard Code for Information Interchange ; ce code permet de standardiser les échanges de données entre les ordinateurs et entre l'ordinateur et l'imprimante. A chaque symbole correspond un nombre binaire unique et vice-versa.

Toutes les opérations précédentes sont gérées par un moniteur (FWC_MONITOR), qui d'un côté enregistre les paramètres de vol (expl : phase de vol) et de l'autre décide de l'activation des signaux d'alertes.

Lorsque l'avion est en phase de décollage ou d'atterrissage le moniteur empêche certaines pannes qui se produisent pendant ces phases de s'activer pour ne pas perturber les membres d'équipage, il s'agit de panne de niveau 2 ou de niveau 1.

Le moniteur gère également les commandes ECP et organise le dialogue avec la centrale de maintenance CMS pour afficher les procédures correspondantes à la panne détectée.

La figure suivante représente un diagramme du moniteur FWC :

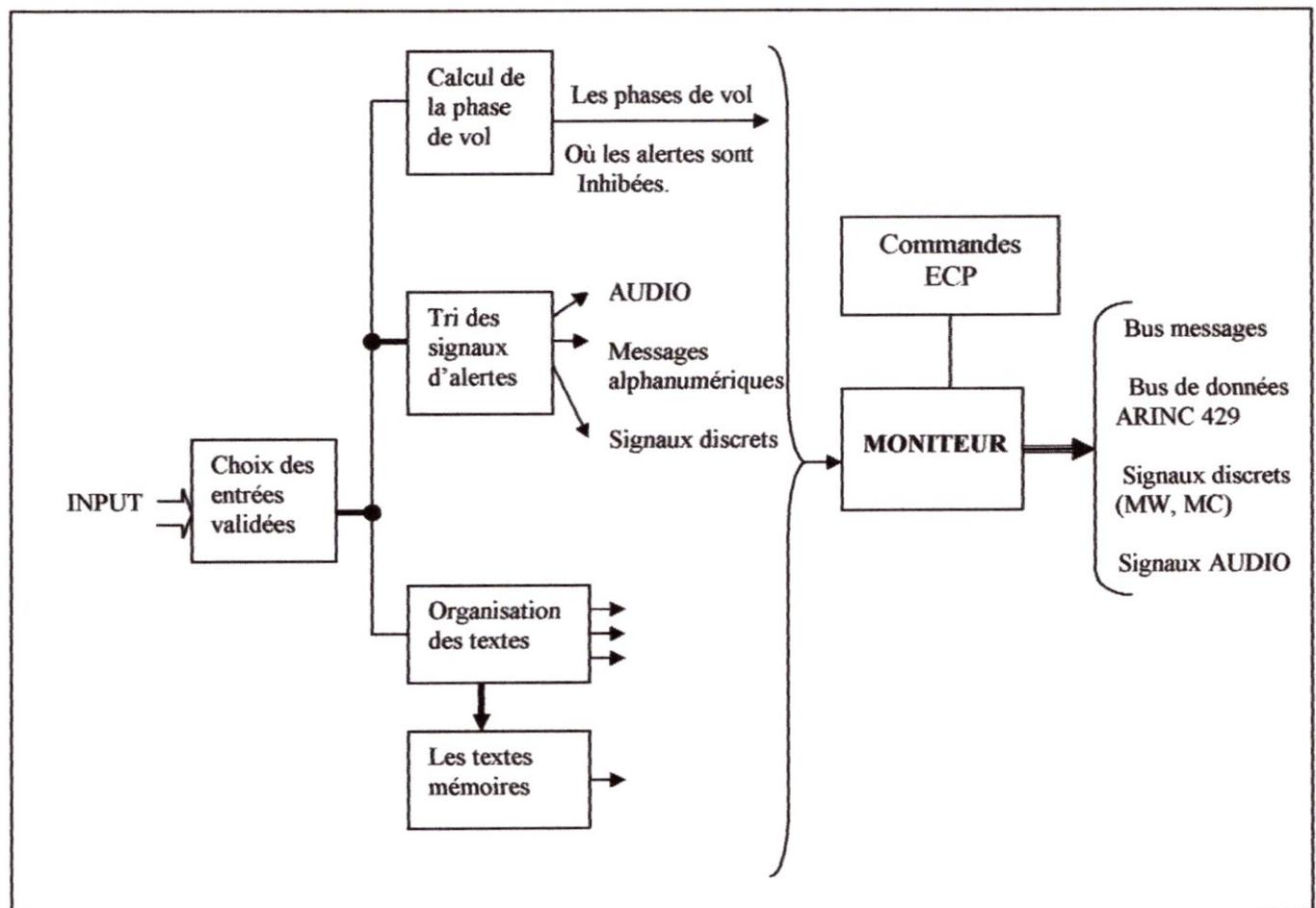


Figure (2-18) : Diagramme du moniteur FWC



CHAPITRE 3

MAINTENANCE



Introduction

Avec la nouvelle technologie, de nouvelles installations au sol et des équipements de bord de plus en plus complexes et sophistiqués sont apparues ; en conséquence, l'activité de maintenance dans la vie d'un avion devient de plus en plus importante.

A ce jour, toutes les opérations de maintenance se déroulent obligatoirement dans un cadre réglementaire (PART 145), je ne rentrerai pas dans le détail de ce processus ; sachez simplement qu'il s'agit d'une manière d'organiser le travail pour s'assurer que la sécurité est optimale.

3-1 GENERALITES SUR LA MAINTENANCE EN AERONAUTIQUE

3-1-1 Définition de la maintenance

Il s'agit essentiellement d'implémenter de nouvelles fonctionnalités et de corriger ce qui ne fonctionne pas normalement, c'est donc effectué des opérations de dépannage, de changement, de graissage..., permettant de garder la sécurité et la disponibilité de l'aéronef.

3-1-2 Les différents modes de la maintenance

Il existe Trois modes et sont définis comme suit :

■ **HARD TIME** : (dépose systématique)

On dépose l'équipement (qui fonctionne correctement) après une durée de fonctionnement fixée à l'avance (on parle de la maintenance programmée, préventive).

■ **CONDITION MONITORING** : (maintenance conditionnelle)

On surveille des paramètres liés au fonctionnement. En cas de dérive hors tolérance d'un de ces paramètres, on dépose l'équipement avant qu'il ne tombe en panne (on parle de la maintenance non programmée, curative).

■ **ON CONDITION** : (maintenance après panne)

On dépose l'équipement que lorsqu'il est reconnu en panne (on parle de la maintenance non programmée, corrective).

3-1-3 Les types de maintenance :

Il existe deux types :

■ Maintenance Programmée :

C'est l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef en état d'être exploiter normalement, elle est effectuée selon des critères bien définis dans l'intention de réduire la probabilité d'une défaillance. Il s'agit donc de grouper des opérations élémentaires d'entretien d'importance et de périodicité comparable ; ces groupes d'opérations sont appelés « *visites* ».

Exemples :

* Visite Journalière (VJ) : qui comprend un ensemble de vérifications de, l'état générale du fuselage, des entrées d'air moteur, ... etc. La tendance à espacer pour ce type de visite est de 3 jours.

* Visite GV (Grande Visite) : elle se fait chaque 5 à 7 ans. Une vérification complète de l'avion est effectuée avec examen de tous les systèmes et de toute la structure ; la cellule est pratiquement remise à neuf. La durée de la visite est de un mois, voir plus. Il existe également : Visite A (chaque 300 à 400 heures de vol) qui dure 8 heures, Visite B (chaque 1000 à 1200 HDV) qui dure 2 à 3 jours et la Visite C (3600 à 4000 HDV) qui dure 1 semaine.

■ Maintenance Non Programmée :

Ce type de maintenance n'est destiné pour prévenir la panne mais pour la corriger en suivant les étapes suivantes :

- 1- Plainte équipage (CRM) : tout incident ou anomalie constatée en vol par l'équipage fait l'objet d'un Compte Rendu, dont l'analyse faite à chaque escale permet de déterminer les actions correctives adaptées à cette anomalie,
- 2- Recherche de panne,
- 3- Dépose/Pose,
- 4- Test de bon fonctionnement,
- 5- Restitution de l'avion à l'exploitation.

3-1-4 Les niveaux de maintenance

Ces niveaux sont au nombre de Trois, prennent notamment en compte la localisation de la panne, les moyens disponibles ainsi que la « taille » de l'unité à remplacer. A chacun de ces niveaux élémentaires est associé un niveau de test (BITE : Built In Test Equipment, Test extérieur,...) et un niveau d'intervention pour la réparation.

■ **NTI 1** : (Niveau Technique d'Intervention 1)

Le niveau 1 –appelé NTI 1, OLM (On Line Level of Maintenance), line- est le niveau de maintenance élémentaire. La réparation est faite sur le « terrain » c'est-à-dire en piste, ou sur un théâtre d'opérations ; elle consiste à remplacer une unité remplaçable en lignes appelée LRU (Line Replaceable Unit), opération qui représente l'échange standard d'un boîtier.

Exemple : Remplacement d'un calculateur FWC du système FWS.

■ **NTI 2** : (Niveau Technique d'Intervention 2)

Le niveau 2 -appelé NTI 2, ILM (Intermediate Level of Maintenance), shop- est le niveau de maintenance intermédiaire. La réparation est faite en hangar ou en atelier et elle consiste à changer une unité remplaçable en atelier appelée URA (Unité Remplaçable en Atelier).

Exemple : remplacement d'une carte d'acquisition sur un FWC.

■ **NTI 3** : (Niveau Technique d'Intervention 3)

Le niveau 3 –appelé NTI 3, DLM (Depot Level of Maintenance), manufacturer- est le niveau de maintenance le plus approfondit. La réparation est faite chez un intervenant agréé, qui est généralement le constructeur de l'organe en panne, et consiste en la réparation de l'URA en panne par échange de composant.

Exemple : changement du microprocesseur de la carte CPU d'un FWC.

Remarque : une compagnie aérienne peut effectuer une maintenance Niveau 3, si elle peut offrir une formation à ses travailleurs (techniciens, ingénieurs) chez le constructeur, pour qu'ils soit qualifiés à effectuer ce genre de maintenance.

Au cours de ce chapitre, j'essayerai de présenter la maintenance niveau 2 et les actions à effectuer concernant l'entretien du calculateur FWC. Plus, une étude sur l'exploitation du FWC dans la maintenance en ligne (niveau 1).

Pendant les six mois de stage pratique à l'entreprise d'Air Algérie, j'ai pu assister au test de maintenance niveau 2 du calculateur FWC. Le test est effectué par un banc d'essai ATEC, série 6 qui simule des pannes et vérifie les réponses du FWC.

3-2 LA MAINTENANCE NIVEAU 2 DU FWC (SHOP MAINTENANCE)

La maintenance niveau 2 (ou la maintenance en atelier) du calculateur FWC se fait par l'intermédiaire de l'ATEC (Automatic Test Equipment Computerized), série 6 ; c'est le banc d'essai qui effectue les tests automatique des équipements avioniques, il représente une station équipée d'un ordinateur doté de programmes algorithmiques spécifiques.

3-2-1 Description de la station ATEC, série 6 (composants)

Le banc d'essai ATEC, série 6 est organisé autour d'un ordinateur et ses périphériques qui sont :

- * Une disquette,
- * Une unité centrale,
- * Une imprimante par ligne,
- * Un lecteur CD ROM (DVD),
- * Un dispositif de contrôle d'affichage à haute résolution (écran),
- * Un clavier et une souris. (Figure (3-1))



Figure (3-1) : Banc d'essai ATEC, série 6

La structure mécanique de l'ATEC, série 6 est composée de :

- Des armoires de bases et des armoires complémentaires,
 - ⇒ Un adaptateur (pour connecter le ordinateur à la station),
 - ⇒ 16 casiers (qui représentent des équipements de mesure électronique),
 - ⇒ Des unités d'alimentations.
- Une cabine pressurisée contenant des sources de pression.

La figure suivante représente avec détails la structure mécanique de l'ATEC, série 6 :

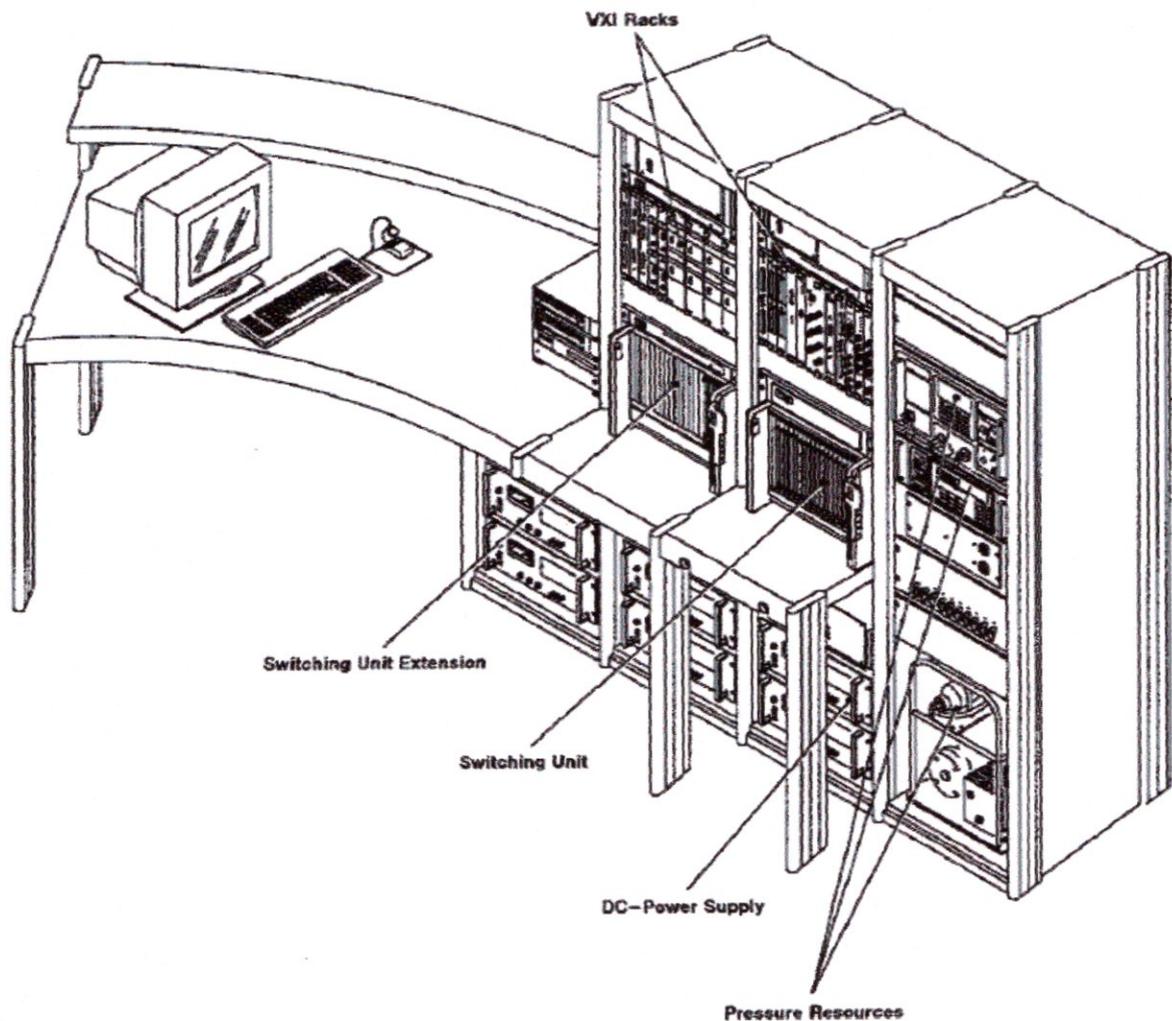


Figure (3-2) : Structure mécanique de l'ATEC, série 6.

La station ATEC, série 6 permet d'effectuer des tests automatiques sous contrôle d'un programme à travers un ordinateur qui :

- Vérifie les différentes connexions,
- Vérifie la génération des voltages indispensables,
- Effectue des tests,
- Exécute des calculs,

Les interventions de l'opérateur qui surveille le test sont limitées pour ce qui suit :

- L'alimentation de la station de test,
- Mise en position de l'unité à tester,
- Chargement du programme de test dans la mémoire de l'ordinateur,
- Quelques ajustements manuels si nécessaire.

A travers le clavier, l'opérateur introduit les informations suivantes :

- Des réponses (indications) aux messages reçues par l'ordinateur lors de l'opération de test : P/N*, S/N*, AMENDMENT (déclaration de modification), OPERATOR (personne assurant l'opération de test),

Et reçoit des instructions qui représentent :

- Des informations indiquant que les instructions reçues ont été exécutées correctement,
- Résultats des mesures qui ne peuvent être automatisées.

*P/N (Part Number) : numéro définissant l'identité d'un équipement. Deux équipements de même P/N sont interchangeables.

*S/N (Serial Number) : numéro individuel d'un équipement qui appartient à une famille de P/N. Le S/N est un numéro unique et permet le suivi individuel de toutes les pièces montées sur un avion.

3-2-2 Le test du FWC par l'ATEC, série 6

Chaque unité (LRU) est testée en utilisant un langage spécifique (ATLAS : Abreviated Test Language for All Systems), qui représente un programme de test installé dans l'unité de l'ordinateur.

Après avoir préparé la station et mettre en place l'unité FWC ; l'opérateur lance le programme de test concernant le FWC et avant cela, il change d'abord les OBRM de fonctionnement par des OBRM de test ; ces dernières sont chargées par un programme appelé IMS (Integrated Maintenance Software) qui travaille avec le programme installé dans l'unité centrale de la station afin de simuler toutes les alertes que peut le calculateur FWC détecter, et vérifier les réponses du calculateur.

Le test est activé par le programme de test à travers un protocole de transmission (RS 232, voir Annexe) en utilisant le MICBAC (MICROsystem Bus Access Channel).

Le test est effectué en deux parties :

- Le test interne du calculateur qui ne demande pas de ressources externes,
- Le test d'interface du calculateur qui demande la génération et les mesures des signaux externes fournis par les ressources de la station ATEC.

Les deux tests précédents sont effectués par les OBRM de test ; un autre test est fait par les OBRM de fonctionnement pour vérifier leurs validités.

3-2-3 Les résultats des tests par l'ATEC, série 6

3-2-3-1 Possibilités de présentation

Les résultats des tests par l'ATEC, série 6 représentent trois types de compte rendu :

■ **All Results File** dont :

- * Tout TSN (Time Since New) est décrit,
- * L'état interne de l'accessoire après le vol,
- * Description du BITE.

■ **Bad Results File** dont :

- * Seulement les parties défectueuses sont inscrites avec détail et TSN.

■ **Summary Results File** dont :

- * Des rapports brefs avec les titres de chapitres associés, sont indiqués sans détails.

3-2-3-2 Structure du compte rendu ATEC

Les résultats de test sont structurés comme l'indique la figure suivante :

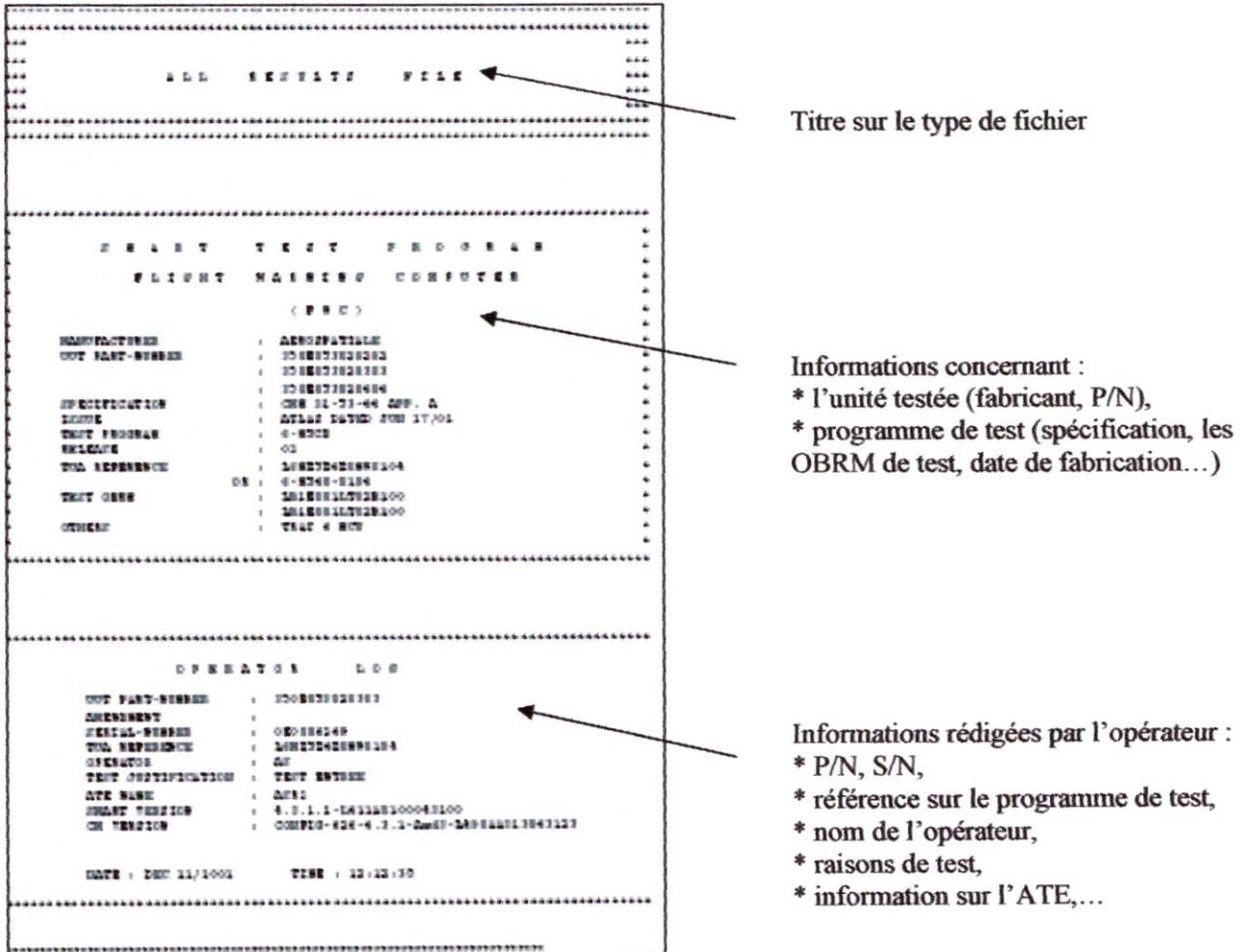
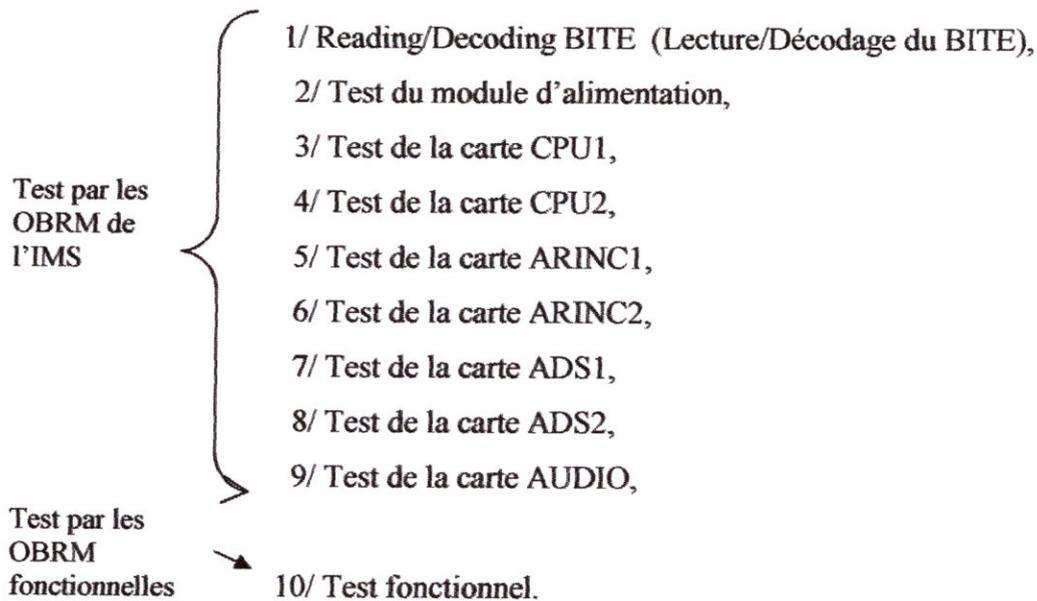


Figure (3-3) : Structure des fichier de test ATEC

Note : Vous trouverez une copie du type Bad Results File dans l'annexe ; c'est une copie imprimée du test effectué sur le FWC.

3-2-3-3 Enchaînement des tests internes du calculateur FWC

Le test du FWC par le banc d'essai ATEC, série 6 suit les étapes suivantes :



3-2-4 Lecture/Décodage du BITE

3-2-4-1 Définition du BITE

Tout système est composé de plusieurs LRU, qui peuvent être : des calculateurs, des capteurs, des sondes,...

Avec la nouvelle technologie, la plupart de ces LRU sont contrôlées en permanence par des calculateurs numériques dont il est intégré un ensemble de fonctions appelées BITE : Built In Test Equipment.

Le BITE est un **logiciel** destiné à assurer l'autosurveillance de l'équipement et à faciliter les opérations de maintenance de ce même équipement. Il est donc programmé en particulier pour détecter certaines anomalies de fonctionnement du programme opérationnel. La mémoire destinée à sauvegarder des éléments d'informations relatives aux anomalies détectées est une mémoire non volatile, organisée en tableaux dans lesquels sont rangées ces informations.

Dans les systèmes à plusieurs calculateurs, l'un d'eux est utilisé pour intégrer les données du BITE de tout le système.

Le BITE travail dans le cas de détection de pannes et effectue les opérations suivantes :

- **FAULT DETECTION** : (Détection d'anomalie), les anomalies détectées par le BITE peuvent être interne (panne dans l'unité) ou externe (Système),
- **ISOLATION** : (Identification), le BITE est capable d'identifier la source où la panne s'est produite,
- **MEMORIZATION** : (Mémorisation), toutes les informations nécessaires pour la maintenance et la recherche de pannes sont mémorisées dans une mémoire non volatile. Figure (3-4)

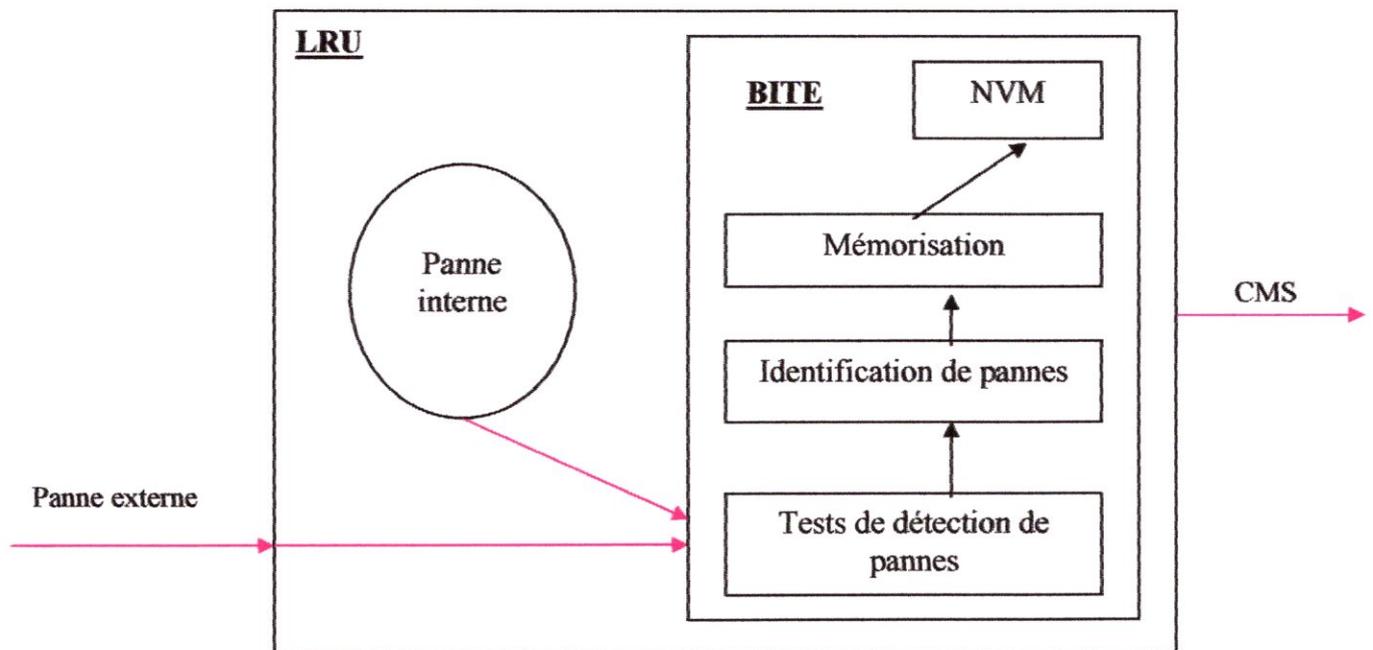
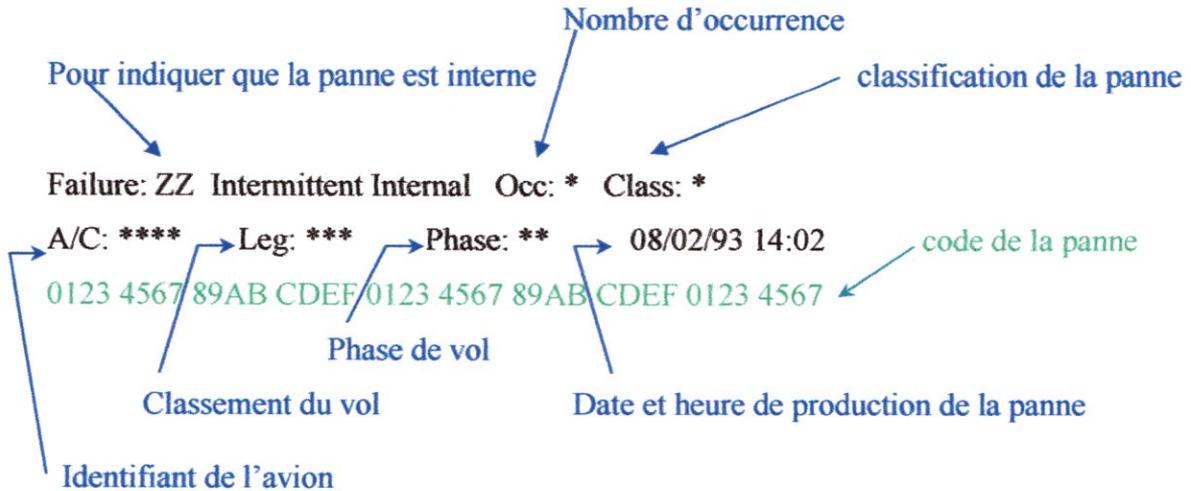


Figure (3-4) : Organisation du BITE dans le calculateur FWC.

3-2-4-2 Lecture et décodage du BITE

Les codes du BITE représentent les fonctions anormales du système ; autrement dit, ces codes représentent des pannes. Pendant le test sur banc d'essai, on peut lire le contenu de la mémoire BITE à partir de la carte CPU1 du FWC. Ces codes sont en hexadécimale et permettent le décodage de :

- Dans l'ATE, les codes de pannes internes de l'unité sont enregistrés et décodés comme l'indique l'exemple suivant :



- Dans l'avion, par l'intermédiaire de l'MCDU (Multipurpose Control and Display Unit) qui représente une unité d'affichage des informations de la maintenance embarquée (CMS) et les codes enregistrés, concernent les pannes externes comme l'indique l'exemple suivant :

- 0 : l'anomalie est dans le bus ARINC
- 1 : l'anomalie est dans les inputs de synchronisation
- 2 : l'anomalie est dans les inputs analogiques
- 3 : signifie que la panne est interne (FWC)
- 4 : anomalie dans l'alimentation
- 5 : anomalie dans l'alimentation
- 6 : anomalie dans les Pins du connecteur
- 7 : anomalie dans les Pins du connecteur.

```

DATE          UTC          SOURCE
- - - - -    - - - - -    FWC2
2CE1 1CE1 0000 2036 " 3" " ZZ" 0
0018 0022 0001 0000 0000
0000 0000
    
```

Indique le code de l'erreur.

Le tableau suivant indique quelques codes du BITE de l'FWC et leurs significations :

Failure No		FWC BITE Code Signification
Hexa	Dec	
INPUT1 Card failure		
3D	61	Discrete Port 3 failure (IC38, 40, 42)
3E	62	Discrete Port 1 failure (IC29, 45, 46, 47)
3F	63	Discrete Port 2 failure (IC33, 34, 48, 49)
40	64	
41	65	Discrete Port 5 failure (IC30, 31, 32, 44)
42	66	Discrete Port 6 failure (IC35, 36)
43	67	Discrete Port 7 failure (IC37, 39, 41, 43)
44	68	Discrete Port 8 failure (IC25, 26, 27, 28)
45	69	Discrete Port 4 failure (IC50, 51)
5A	90	SYNCHRO acquisition channel failure
5B	91	Pin Prog acquisition failure
5C	92	Discrete acquisition failure
5D	93	SYNCHRO acquisition failure
5E	94	Conversion failure
INPUT2 Card failure		
46	70	Discrete Port 3 failure (IC38, 40, 42)
47	71	Discrete Port 1 failure (IC29, 45, 46, 47)
48	72	Discrete Port 2 failure (IC33, 34, 48, 49)
49	73	Discrete Port 7 failure (IC37, 39, 41, 43)
4A	74	Discrete Port 5 failure (IC30, 31, 32, 44)
4B	75	Discrete Port 6 failure (IC35, 36)
4C	76	
4D	77	Discrete Port 8 failure (IC25, 26, 27, 28)
4E	78	Discrete Port 4 failure (IC50, 51)
64	100	SYNCHRO acquisition channel failure
66	102	Discrete acquisition failure
67	103	SYNCHRO acquisition failure
68	104	Conversion failure
ARINC(1) Card failure - (J8)		
6E	110	RAM failure
6F	111	Refresh EEPROM failure
70	112	Label trap EEPROM failure
71	113	ARINC(1) Card failure - (J8)
72	114	ARINC(1) Card failure - (J8)
73	115	ARINC(1) Card failure - (J8)
74	116	ARINC(1) Card failure - (J8)
75	117	ARINC(1) Card failure - (J8)
76	118	ARINC(1) Card failure - (J8)
77	119	ARINC(1) Card failure - (J8)

Figure (3-5) : Les codes du BITE du FWC et leurs signification.

3-2-4-3 Décodage d'une panne détectée par le FWC

(Comme l'indique le tableau précédent le codage des entrées discrètes de la carte INPUT1 dans le BITE FWC sont de 61 à 69(décimale)).

Exemple :

```
FWC1
1CD2 1CD2 0400 1000 " 3" " 44" 0
" FFBF" 0000 0000 0000 0000
0000 0000
```

- 3 : indique que la panne est interne,

- 44 : (hexadécimal) => 68 (décimal) identifie la carte INPUT 1 ; le port 8 (voir le tableau précédant (Figure (3-5)).

- FFBF : en utilisant le tableau suivant (Figure (3-6), ce code (mot) permet de déterminer le pin défectueux du connecteur arrière du FWC :

```
F F B F
1111 1111 1011 1111
|           |           |
D15         D6         D0
```

Dans cet exemple, le pin : LTP07H est défectueux (le bit D6 est changer en logique 0), il transmet une information dont on trouve le décodage dans le tableau de la Figure(3-7).

L'information correspondante au code précédent est : TCAS WARNING GENERATED discrete input, ou : l'entrée discrète de l'alerte TCAS.

Le tableau suivant représente un codage des ports de la carte INPUT 1 :

INPUT1 Card								
Bit\Port	1	2	3	4	5	6	7	8
D0	LMP 05A	LMP 05E	NU	LTP 11E	LTP 11A	NU	LTP 07A	LTP 07E
D1	LMP 06A	LMP 06E	NU	LTP 12E	LTP 12A	NU	LTP 08A	LTP 08E
D2	LMP 05B	LMP 05F	NU	LTP 11F	LTP 11B	NU	LTP 07B	LTP 07F
D3	LMP 06B	LMP 06F	NU	LTP 12F	LTP 12B	NU	LTP 08B	LTP 08F
D4	LMP 05C	LMP 05G	LTP 15G	LTP 13E	LTP 11C	NU	LTP 07C	LTP 07G
D5	LMP 06C	LMP 06G	LTP 15H	LTP 14E	LTP 12C	NU	LTP 08C	LTP 08G
D6	LMP 05D	LMP 05H	LTP 15J	LTP 13F	LTP 11D	NU	LTP 07D	LTP 07H
D7	LMP 06D	LMP 06H	LTP 15K	LTP 14F	LTP 12D	NU	LTP 08D	LTP 08H
D8	LMP 07A	LMP 07E	LMP 05J	NU	LTP 13A	LTP 07J	LTP 09A	LTP 09E
D9	LMP 08A	LMP 08E	LMP 06J	NU	LTP 14A	LTP 08J	LTP 10A	LTP 10E
D10	LMP 07B	LMP 07F	LMP 05K	NU	LTP 13B	LTP 07K	LTP 09B	LTP 09F
D11	LMP 08B	LMP 08F	LMP 06K	NU	LTP 14B	LTP 08K	LTP 10B	LTP 10F
D12	LMP 07C	LMP 07G	LMP 07J	NU	LTP 13C	LTP 09J	LTP 09C	LTP 09G
D13	LMP 08C	LMP 08G	LMP 08J	NU	LTP 14C	LTP 10J	LTP 10C	LTP 10G
D14	LMP 07D	LMP 07H	LMP 07K	NU	LTP 13D	LTP 09K	LTP 09D	LTP 09H
D15	LMP 08D	LMP 08H	LMP 08K	NU	LTP 14D	LTP 10K	LTP 10D	LTP 10H

Figure (3-6) : Tableau représentant les ports de la carte INPUT 1 et leurs BITS correspondants

Dans le tableau suivant indique, les codes des pins du connecteur du FWC, le type de l'entrée discrète (P+ ou P-), la désignation de l'information transmise par le PIN et la carte dont il est connecté.

(J'ai choisi la partie qui montre la signification de la panne de l'exemple précédent, tous les pins du connecteur FWC ont un codage spécifique et unique à chacun pour aider à la maintenance).

CONNECTOR P1 - SECTION : A (LTP)			
PIN	TYPE	DESIGNATION	CARD
7A	IN P- 1P7-00	SPARE	J9-201
7B	IN P- 1P7-02	SPARE	J9-203
7C	IN P- 1P7-04	SPEED ASSESSMENT INSTALLED	J9-205
7D	IN P- 1P7-06	MIN CLIMB SLOPE MONITORING INSTALLED	J9-207
7E	IN P- 1P8-00	SELCAL CONTINUOUS	J9-217
7F	IN P- 1P8-02	BUZZER ON CREW CALL	J9-219
7G	IN P- 1P8-04	G/S VISUAL ALERT	J9-221
7H	IN P- 1P8-06	TCAS WARNING GENERATED	J9-223
7J	IN P- 1P6-08	FM1 AVAIL	J9-193
7K	IN P- 1P6-10	FM BOTH1 ON	J9-195

Figure (3-7) : les PINs du connecteur FWC et leurs pannes correspondantes.

3-2-5 Le test des cartes du FWC

Chaque partie (Mémoire, Microprocesseur, Registres,...) d'une carte du calculateur subit un groupe de tests pour vérifier son état de fonctionnement ; le résultat du test sera validé GO ou NOGO, pour indiquer le bon ou le mauvais fonctionnement.

Pour un état NOGO, on procède au changement de la carte si la panne est reconnue interne (dans la carte elle même).

3-2-6 Le test fonctionnel

Ce test est effectué en utilisant les OBRM de fonctionnement.

Pendant l'opération du test, la mémoire est effacée automatiquement si les résultats sont tous Bons (GO) ; et à la fin du test, les résultats de l'opération sont indiqués comme dans la figure suivante :

```

DISCRETE INPUT TEST OF INCONV CARD
=====
"MINIMUM FILTER DSI_P- TEST"
060410 TIINCO06 T04.03.01-1 0000 HEX EQ 0000 GO
"MAXIMUM FILTER DSI_P- TEST"
060415 TIINCO06 T04.03.01-1 0000 HEX EQ 0000 GO
.....
DSI001.1
060430 TIINCO06 T04.03.01-2 0000 HEX EQ 0000 GO
060440 TIINCO06 PORT 02 - 01 00000001 HEX EQ 00000001 GO

```

Figure (3-8) : Exemple du résultat de test d'une carte du FWC

3-2-7 Les tâches à respecter pour la maintenance du FWC par l'ATEC, série 6

En cas d'anomalie, les responsables de la maintenance en atelier doivent rester vigilants et respecter les recommandations qui suivent :

- * Historique de la panne à bord,
- * Ne jamais oublier de vérifier les indications du BITE,
- * Ne pas oublier de charger les informations du BITE (dans l'ordinateur, la disquette et faire un tirage par l'imprimante) avant l'effacement de la mémoire du BITE,
- * Faire un lien entre :
 - + Raisons de remplacement (des unité ou de leurs modules),
 - + Les informations du BITE,
 - + Les résultats des fichiers ATEC.
- * Si les résultats sont tous GO (valide) avec un module défectueux :
 - + Tester le module seul,
 - + Revoir les résultats du BITE,
 - + Tester une partie de l'unité dont on signale l'anomalie.

C'était tout ce qu'on pouvait dire sur la maintenance du FWC par le banc d'essai ATEC, série 6 ; vous trouverez une copie du compte rendu « BAD RESULTS » dans l'annexe qui représente les résultats du test auquel j'ai assisté.

La partie suivante représente une description globale de la maintenance en ligne (maintenance niveau 1). Le but de cette partie est de définir le rôle du FWC et son exploitation dans la maintenance de niveau 1.

3-3 LA MAINTENANCE EN LIGNE

La maintenance en ligne est une maintenance préventive, les interventions de ce niveau de maintenance représentent des petits entretiens qui visent à vérifier le bon fonctionnement de l'avion sans opérations de démontage majeurs.

Les tests effectués dans la maintenance en ligne reposent sur les informations requises par le système de maintenance centralisée (CMS), l'intervention consiste à essayer d'« innocenter » l'équipement impliqué dans une panne et s'il est réellement fautif, à récupérer le maximum d'informations et à le remplacer via un échange standard.

3-3-1 Organisation du BITE du système FWS

Les fonctions du BITE du système FWS sont intégrées dans le FWC1, FWC2, SDAC1 et SDAC2, qui détectent, localisent et mémorisent les pannes qui peuvent être externes ou internes.

- * Internes, si elles proviennent du système lui-même. Exemple : défaillance du FWC1,
- * Externes, si elles proviennent des systèmes reliés au FWS. Exemple : une panne détectée dans le système hydraulique de l'avion.

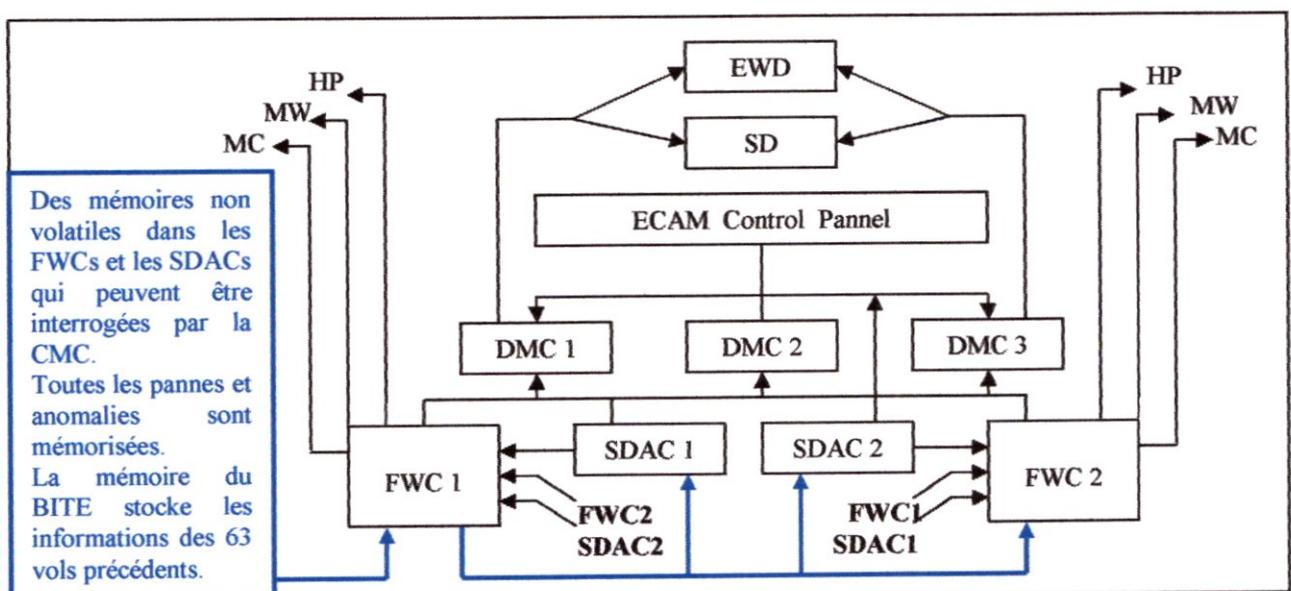


Figure (3-9) : Organisation du BITE du système FWS

3-3-2 Maintenance embarquée

Le système de maintenance centralisée permet d'établir le diagnostic d'un système à travers l'MCDU (Multipurpose Control and Display Unit) Figure (3-10).

L'opérateur peut accéder à différentes informations selon l'équipement. Par exemple, il peut accéder au TSD (Trouble Shooting Data) en consultant les codes du BITE associés à chaque panne, il peut aussi imprimer le PFR (Post Flight Report) pour connaître les dernières pannes rencontrées, leur contexte et les codes des pannes associés.

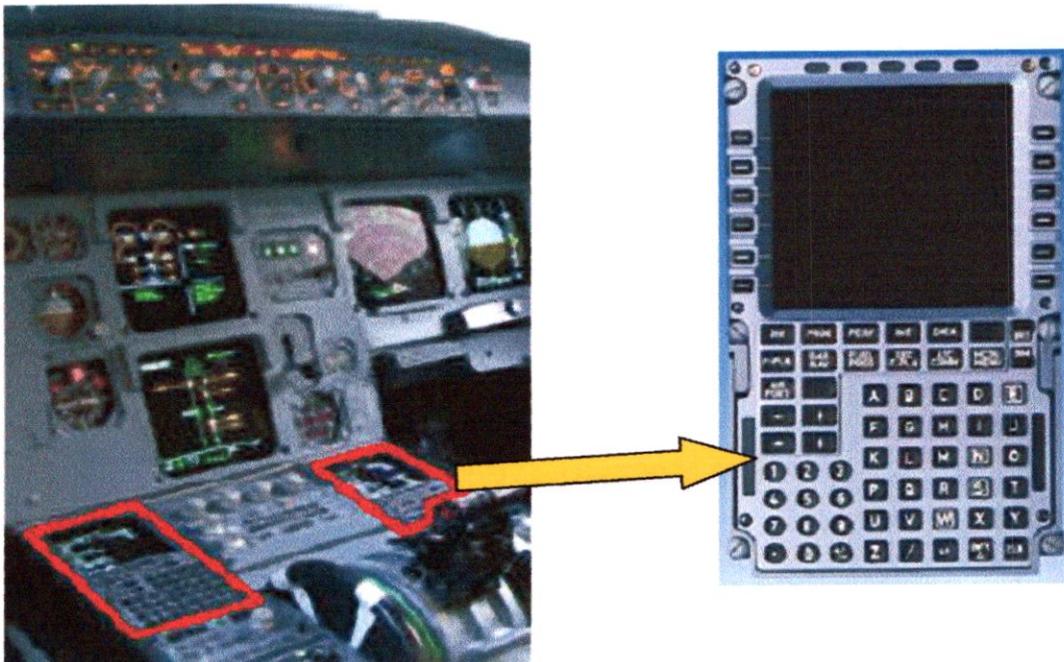


Figure (3-10) : MCDU

3-3-3 Structure de la maintenance embarquée

La réception des données des systèmes de l'avion est assurée par Quatre systèmes électroniques :

- **ECAM** : qui contrôle la gestion des données afin d'afficher des informations sur les systèmes de bord ainsi des alertes en cas d'incident.
- **FDRS** : (Flight Data Recording System), qui est nécessaire pour enregistrer les paramètres de vol et pour la vérification de ces paramètres en cas d'incident.

- **CMS** : (Central Maintenance System), qui surveille les données du BITE pour enregistrer les paramètres des pannes qui se produisent avec la date et l'heure,
- **ACMS** : (Aircraft Condition Monitoring System), dont le rôle est d'enregistrer les paramètres de vol afin de contrôler les moteurs, les performances de l'avion et analyser les problèmes spécifiques de l'avion.

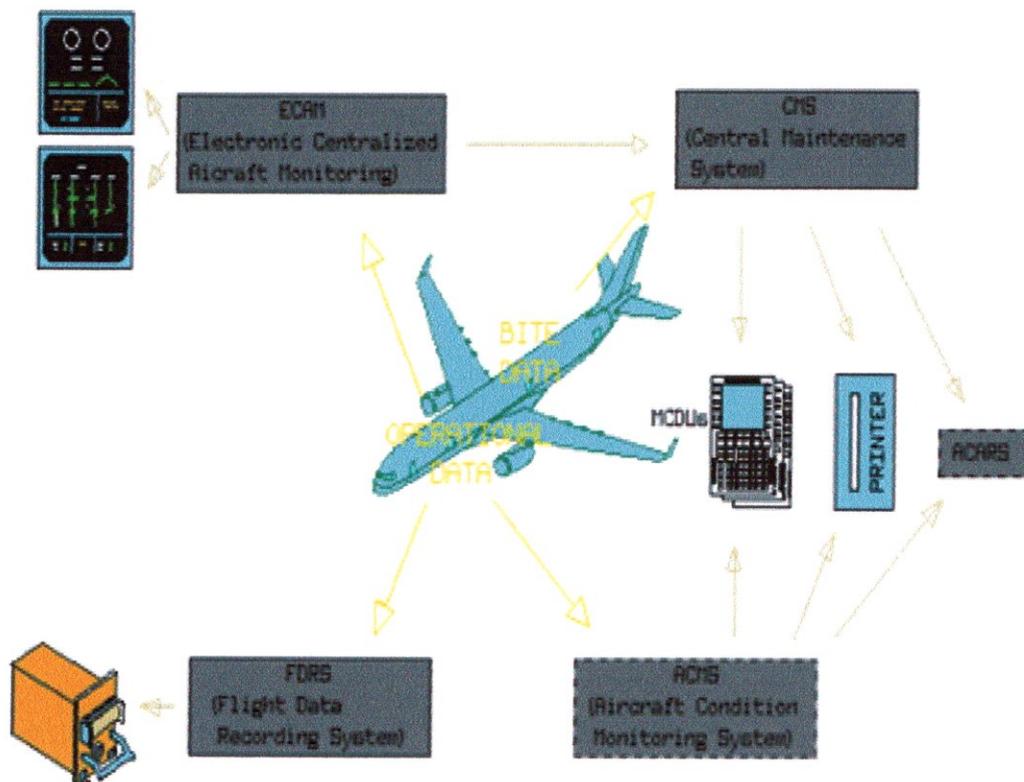


Figure (3-11) : Les équipements structurant la maintenance embarquée

L'ensemble d'équipement de la figure ci-dessus travail comme suit :

Dans le cas de fonctionnement normal, l'ECAM affiche en permanence les paramètres des circuits de l'avion. L'ACMS et le FDRS enregistrent en permanence les paramètres de ces systèmes.

Dans le cas où certaines anomalies surviennent ; les écrans ECAM affichent les paramètres du système défectueux et des messages d'alertes, d'autre part, la CMS enregistre les paramètres de la panne détectée dans la mémoire du BITE.

Les paramètres des pannes peuvent être consultés à travers le MCDU, les enregistreurs de vol et sont également transmis vers une station au sol à travers l'ACARS.

Les systèmes de maintenance embarquée apportent une aide importante à la maintenance au sol (en ligne ou en atelier), puisque les informations du BITE de chaque système sont centralisées dans un ordinateur (CMC : Central Maintenance Computer) qui est lié au MCDU et qui offre les avantages suivants :

- * Détection facile et directe des pannes,
- * Diminution des temps de maintenance,
- * Simplification de la documentation technique.

3-3-4 Présentation de l'unité MCDU

Toutes les informations qui se trouvent dans le ordinateur CMC sont accessibles à travers l'unité MCDU, et peuvent être imprimées par une imprimante qui se trouve dans le poste de pilotage.

- * Il existe trois MCDU connectés au ordinateur CMC.

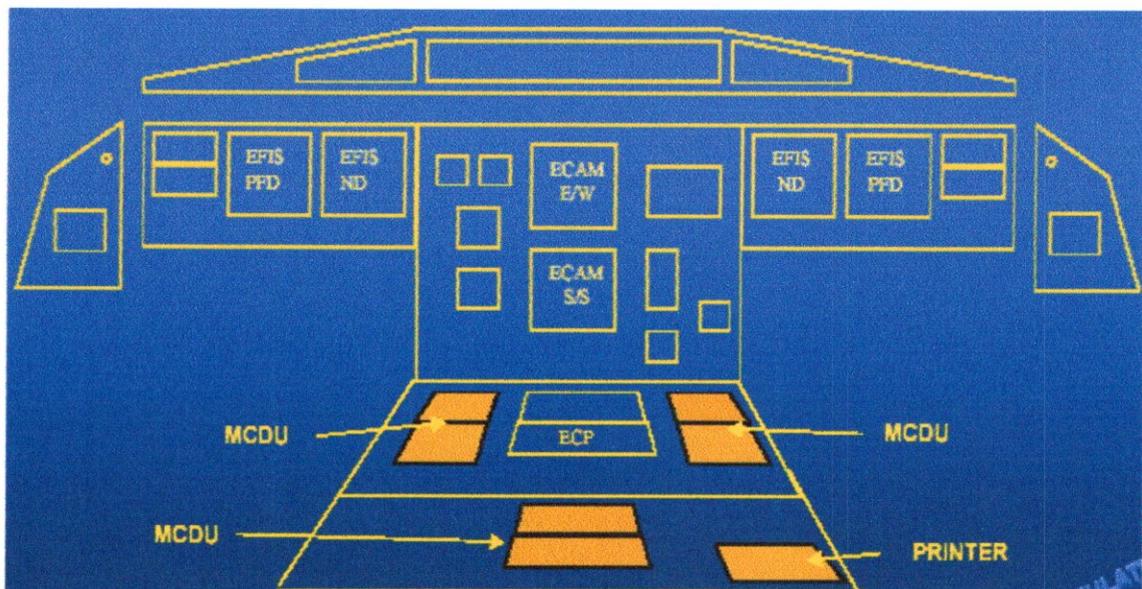


Figure (3-12) : Emplacement du MCDU dans le poste de pilotage

L'unité MCDU se compose d'un écran pour afficher des données et un clavier pour permettre aux pilotes ou aux techniciens de se connecter à l'un des systèmes suivant :

- FMGEC, (Flight Management and Guidance Envelope computer),
- ACARS, (Aircraft Communication Addressing and Reporting System),
- ACMS,
- CMS.



Figure (3-13) : présentation du MCDU

Les comptes rendus élaborés par l'unité MCDU sont disponibles qu'au sol ; pendant le vol, le pilote peut avoir accès seulement au CFR (Current Flight Report) et au PFR (Post Flight Report).

Au sol, on peut imprimer les rapports MCDU pour effectuer les opérations de maintenance (recherche de panne). La figure suivante représente une copie du PFR :

AC IDENT	C-FYKZ	MAINTENANCE	CMC1 PRINTING
DATE	NOV29	POST FLIGHT REPORT	PAGE 01/07
FLT NBR	P6	LEG 00	DATE NOV29
FROM/TO	LF80/LF80		UTC 1433
START/END	0904/1337		
39 COCKPIT EFFECTS		UTC FLIGHT PHASE	18 FAULTS
ATA 2324	0905	ATA 232434	Source AFS
COM ACARS / FAULT	Engine Start 02	Class 1	Identifiers FWS
		Hard	ACARS MU1 (1R81)
ATA 3130	0905		
MAINTENANCE STATUS	Engine Start 02		
DMU			
	0906	ATA 341234	Source FWS
	Engine Start 02	Class 1	
		Hard	ADIRU1 (1P1)
	0907	ATA 341234	Source FWS
	Engine Start 02	Class 1	
		Hard	ADIRU3 (1P3) BUS IR
	0913	ATA 242834	Source FWS
	Cruise 06	Class 1	
		Hard	PRM1 (1XM)
ATA 3160	0915	ATA 316334	Source FWS
FWS FWC1 FAULT	Cruise 06	Class 1	Identifiers AFS
		Hard	FWC1 (1WW1)

Engine/warning display messages

Time and Phase

System ATA and class failure

Source : Name of system affected by a failure

Identifiers : name of a system affected by an external failure which is correlated with source failure

Figure (3-14) : Post Flight Report

3-3-5 Les données de recherches de pannes et les codes du BITE

Par intermédiaire de l'unité MCDU on peut avoir le System Report/Test du système FWS (Figure (3-15)); et à partir des indications du BITE, une opération de recherche de pannes peut être effectuée.

Le décodage des indications du System Report/Test est déjà expliqué dans la partie précédente (Lecture et Décodage du BITE).

LRU TSD		LRU Bite codes	
A/C IDENT	C-FYKZ	MAINTENANCE	CMC1 PRINTING
DATE	NOV29	SYSTEM REPORT/TEST	PAGE 01/05
FLT NBR	P6	FWS	DATE DEC02
FROM/TO	LF80/LF80	TROUBLE SHOOTING DATA	UTC 0918
START/END	0904/1337		
FUC1		FUC1	
DATE	UTC	DATE	UTC
NOV29	0915	NOV29	0906
1CD2 1CD2 0008 3016 3E90		1443 1443 0000 1000 0450	
0000 00FE 0000 0000 0000		1114 0001 0000 0000 0000	
0000 0000		0000 0000	

Figure (3-15) : System Report/Test

(Vous trouverez une copie tirée de l'imprimante du post de pilotage dans l'annexe concernant les données du BITE du système FWS).

3-3-6 MMEL / Tolérances au départ

Approuvé par l'autorité et établi par l'exploitant, le Master Minimum Equipment List définit à la sortie de l'usine dans le cas où certains vols peuvent être entrepris avec certains équipements défectueux, moyennant certaines conditions à respecter.

Le MMEL indique au pilote si l'avion peut continuer de voler, ou non ; selon les indications qui suivent :

- GO : pour dire que l'aéronef peut être exploité normalement,
- GO IF : pour dire qu'il y'a certaines conditions à respecter (conditions météorologiques, disponibilité des systèmes,...),
- NO GO : pour dire qu'il est obligatoire d'intervenir avant de libérer l'avion pour le prochain vol.

Dans notre cas (concernant le système FWS), le MMEL définit les conditions suivantes :

FWC 1 : NO GO

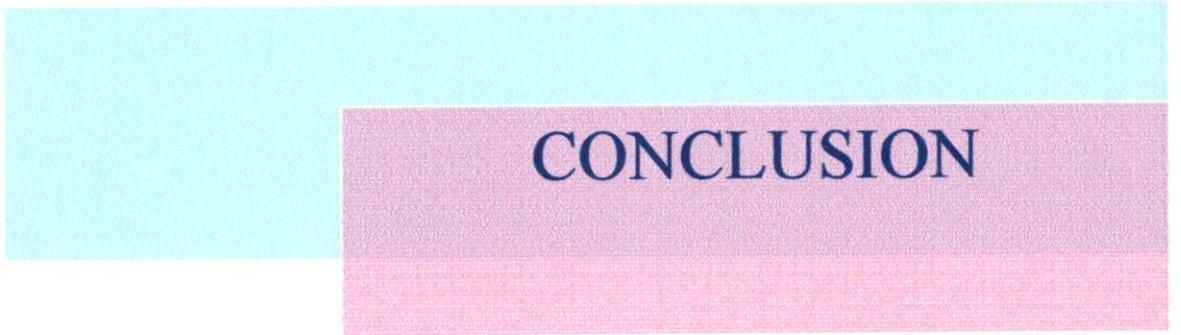
FWC 2 : GO

SDAC 1 : NO GO

SDAC 2 : GO

ECP : GO IF pushbuttons : ALL, RCL, CLR, Emer Cancel are available

Ce qui veut dire qu'un avion peut bien assurer un vol avec un FWC et un SDAC et avec un ECP dont seuls les boutons All, RCL, CLR, et Emer Cancel qui fonctionnent.



CONCLUSION





CONCLUSION



D'après ce qu'on vient de voir jusque là, on peut retenir que le déclenchement d'une alarme représente toujours une interruption et une augmentation importante de la charge mentale pour l'identification de l'alarme, l'analyse de la situation puis le traitement de l'anomalie elle-même.



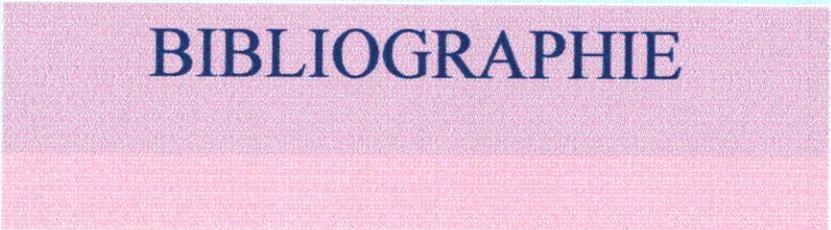
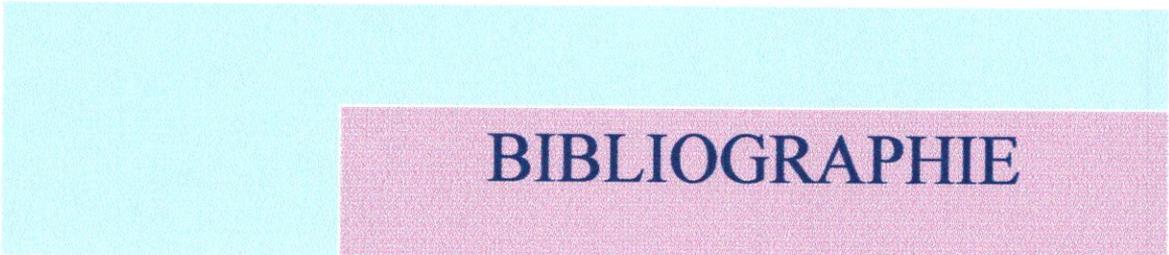
La nouvelle technologie à base de puces électronique intégrées (Microprocesseurs, Mémoires, Codeur, Décodeur,...) a permis un développement incomparable dans le domaine de la navigation aérienne ; aujourd'hui les pilotes sont plus à l'aise dans leurs cabines de pilotage, puisque tous les systèmes de bord sont à base de calculateurs numériques suffisamment fiables pour donner un sentiment d'assurance aux pilotes.

Mon étude est une description générale de l'un des calculateurs de bord ; nommé « le calculateur central d'avertissement », dont la fonction est la détection des anomalies dans les systèmes de l'avion A330/200-NG ;

Globalement, mon travail commence par le système d'avertissement « FWS » pour identifier en quelques sortes le *domicile* du FWC ; ensuite une description externe et interne de ce dernier, et enfin les opérations de maintenance effectuées pour garder sa fiabilité dans l'aéronef et son exploitation pour les opérations de maintenance concernant l'aéronef.

En dernier, je peux dire que ce rapport peut servir de documentation pour tous ceux qui s'intéressent au domaine de l'aéronautique, plus précisément au domaine de l'avionique ; et j'espère que j'ai réussi à déclencher les alertes de curiosité chez tous les étudiants qui analyseront ce travail, pour qu'ils se manifestent à réaliser une simulation ou une programmation concernant le fonctionnement de ce calculateur.





BIBLIOGRAPHIE





Bibliographie

MANUELS :

De Airbus 330 :

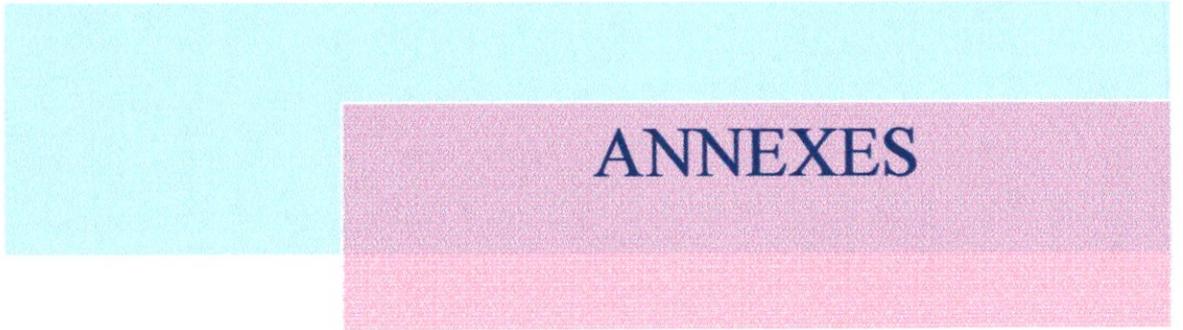
- CMM : Component Maintenance Manual (31-53-47)
- AMM : Aircraft Maintenance Manual (31-50-00 ; 31-51-00 ; 31-52-00 ; 31-53-00 ; 31-60-00)
- FWS, Maintenance Training Manual.

OUVRAGES :

- LOUIS HENRY 11973 (Paris)
Dictionnaire AERO-TECHNIQUE Anglais_Français

LES SITES WEB :

- WWW.GOOGLE.COM
 - <http://meteosat.pessac.free.fr/IMA/>
 - <http://digital.natinst.com>
 - WWW.novaPDF.COM
 - WWW.arinc.COM
- 



ANNEXES





ABREVIATION



ARINC : Aeronautical Radio INCorporated
ASCII : Americain Standard Code for Information Interchange
ATEC : Automatic Test Equipment Computerized
ATLAS : Abreviated Test Language for All Systems
BITE : Built In Test Equipment
CFR : Current Flight Report
CMC : Central Maintenance Computer
CMS : Central Maintenance System
CPU : Central Processing Unit
CRM : Compte Rendu Matériel
DMC : Display Management Computer
DLM : Depot Level of Maintenance
ECAM : Electronic Centralized Aircraft Monitor
ECP : ECAM Control Pannel
ECSB : Embeded Computer System Bus
EEPROM : Electrical EPROM
EFIS : Electronic Flight Instrument System
EIS : Electronic Instrument System
EPROM : Erasable Programmable ROM
EWD : Engine Warning Display
FWC : Flight Warning Computer
FWS : Flight Warning System
HDV : Heure De Vol
ILM : Intermediate Level of Maintenance





LRU : Line Replaceable Unit

MC : Master Caution



MCDU : Multipurpose Control and Display Unit

MICBAC : MICrosystem Bus Access Channel

MMEL : Master Minimum Equipment List

MUACARS : Management Unit Aircraft Communication Addressing
and Reporting

MW : Master Warning

N/A C : Numérique/Analogique Convertisseur

ND : Navigation Display

NTI : Niveau Technique

OBRM : On Board Replaceable Unit

OLM : On Line Level of Maintenance

PFD : Primary Flight Display

PFR : Post Flight Report

P/N : Part Number

RAM : Random Access Memory

ROM : Read Only Memory

SD : System Display

SDAC : System Data Acquisition and Concentration

SDI : Source/Destination Identification

S/N : Serial Number

SSM : Sign/Status Matrix

TSD : Trouble Shooting Data

TSN : Time Since New

URA : Unité Remplaçable en Atelier



Liaison série aux normes RS232

Description matérielle

Présentation :

Les liaisons séries permettent la communication entre deux systèmes numériques en limitant les nombres de fils de transmission.

La liaison série aux normes RS 232 est utilisée dans tous les domaines de l'informatique (ex : port de communication com1 et com2 des PC, permettant la communication avec des périphériques tels que modem et souris). Elle est de type asynchrone, c'est à dire qu'elle ne transmet pas de signal horloge.

Le schéma fonctionnel est le suivant :

La transmission série nécessite un minimum de 2 fils comportant les trames de données en émission (Tx) et en réception (Rx).

L'adaptation des données se fait à l'aide d'un circuit adaptateur de ligne (ex : MAX232), qui transforme les niveaux logiques issus du système numérique en niveaux logiques compatibles avec les normes RS232 et vice versa.

Avant adaptation :	Après adaptation :
Les niveaux logiques sont les suivants :	Les niveaux logiques sont les suivants :
niveau 0 = 0 V	niveau 0 = +12 V
niveau 1 = 5 V	niveau 1 = -12 V

Protocole de transmission :

Afin que les éléments communicants puissent se comprendre, il est nécessaire d'établir un protocole de transmission. Ce protocole devra être le même pour les deux éléments afin que la transmission fonctionne correctement.

Paramètres rentrant en jeu :

- **Longueur des mots** : 7 bits (ex : caractère ascii) ou 8 bits
- **La vitesse de transmission** : les différentes vitesses de transmission sont réglables à partir de 110 bauds (bits par seconde) de la façon suivante : 110 bds, 150 bds, 300 bds, 600 bds, 1200 bds, 2400 bds, 4800 bds, 9600 bds.
- **Parité** : le mot transmis peut être suivi ou non d'un bit de parité qui sert à détecter les erreurs éventuelles de transmission. Il existe deux types de parité.

Parité paire : le bit ajouté à la donnée est positionné de telle façon que le nombre des états 1 soit paire sur l'ensemble donné + bit de parité

ex : soit la donnée 11001011 contenant 5 états 1, le bit de parité paire est positionné à 1, ramenant ainsi le nombre de 1 à 6.

Parité impaire : le bit ajouté à la donnée est positionné de telle façon que le nombre des états 1 soit impaire sur l'ensemble donné + bit de parité

ex : soit la donnée 11001001 contenant 5 états 1, le bit de parité impaire est positionné à 0, laissant ainsi un nombre de 1 impaire..

- **Bit de start** : la ligne au repos est à l'état logique 1 pour indiquer qu'un mot va être transmis la ligne passe à l'état bas avant de commencer le transfert. Ce bit permet de synchroniser l'horloge du récepteur.
- **Bit de stop** : après la transmission, la ligne est positionnée au repos pendant 1, 2 ou 1,5 périodes d'horloge selon le nombre de bits de stop.

Format des trames :

Le bit de start apparaît en premier dans la trame puis les données (poids faible en premier), la parité éventuelle et le (les) bit(s) de stop.

**COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
LA2E2 Series**

INPUT2 Card								
Bit\Port	1	2	3	4	5	6	7	8
D0	RMP 05G	RMP 05C	NU	RTP 11E	RTP 11G	NU	RTP 11A	RTP 07C
D1	RMP 06G	RMP 06C	NU	RTP 12E	RTP 12G	NU	RTP 12A	RTP 08C
D2	RMP 05H	RMP 05D	NU	RTP 11F	RTP 11H	NU	RTP 11B	RTP 07D
D3	RMP 06H	RMP 06D	NU	RTP 12F	RTP 12H	NU	RTP 12B	RTP 08D
D4	RMP 05J	RMP 05E	RTP 15A	RTP 13E	RTP 11J	NU	RTP 11C	RTP 07E
D5	RMP 06J	RMP 06E	RTP 15B	RTP 14E	RTP 12J	NU	RTP 12C	RTP 08E
D6	RMP 05K	RMP 05F	RTP 15C	RTP 13F	RTP 11K	NU	RTP 11D	RTP 07F
D7	RMP 06K	RMP 06F	RTP 15D	RTP 14F	RTP 12K	NU	RTP 12D	RTP 08F
D8	RMP 07G	RMP 07C	RMP 05A	NU	RTP 13G	RTP 07A	RTP 13A	RTP 09C
D9	RMP 08G	RMP 08C	RMP 06A	NU	RTP 14G	RTP 08A	RTP 14A	RTP 10C
D10	RMP 07H	RMP 07D	RMP 05B	NU	RTP 13H	RTP 07B	RTP 13B	RTP 09D
D11	RMP 08H	RMP 08D	RMP 06B	NU	RTP 14H	RTP 08B	RTP 14B	RTP 10D
D12	RMP 07J	RMP 07E	RMP 07A	NU	RTP 13J	RTP 09A	RTP 13C	RTP 09E
D13	RMP 08J	RMP 08E	RMP 08A	NU	RTP 14J	RTP 10A	RTP 14C	RTP 10E
D14	RMP 07K	RMP 07F	RMP 07B	NU	RTP 13K	RTP 09B	RTP 13D	RTP 09F
D15	RMP 08K	RMP 08F	RMP 08B	NU	RTP 14K	RTP 10B	RTP 14D	RTP 10F

A/C IDENT .7T-VJW DATE JUN19 FLT NBR DAH7002 FROM/TO DAAG/DAAG START/END 1040/1156	MAINTENANCE SYSTEM REPORT/TEST FWS TROUBLE SHOOTING DATA	CMC1 PRINTING PAGE 01/01 DATE JUN19 UTC 2333
--	---	---

1/3

FWC2

DATE UTC

JUN16 0957

2C90 1C90 8000 0010 4040

408B 0C8E 0000 0000 0000

0000 0000

2/3

FWC2

DATE UTC

JUN08 0140

2C90 1C90 8000 0010 4040

408B 0C8E 0000 0000 0000

0000 0000

3/3

FWC2

DATE UTC

MAY19 1308

2C90 1C90 8000 0010 4040

408B 0C8E 0000 0000 0000

0000 0000

```

*****
*****
***
***
***          B A D      R E S U L T S      F I L E
***
***
*****
*****

```

```

*****
*
*          S M A R T      T E S T      P R O G R A M
*
*          F L I G H T      W A R N I N G      C O M P U T E R
*
*          ( F . W . C )
*
*   VENDOR                : EADS - TEST & SERVICES
*   MANUFACTURER          : AIRBUS FRANCE
*
*   UUT PART-NUMBER       : LA2E20101K8A000
*                           : LA2E20101K70000
*                           : LA2E20101K80000
*                           : LA2E20101100000
*                           : LA2E201014W0000
*                           : LA2E20101W4B000
*                           : LA2E20101W4C000
*                           : LA2E20101W5A000
*                           : LA2E20101W5B000
*                           : LA2E20202W5A0AA
*                           : LA2E20101W40000
*                           : LA2E20101W50000
*   SPECIFICATION         : CMM 31.53.47 APP.A
*   ISSUE                  : ATLAS DATED SEP 16/05
*
*   TEST PROGRAM          : 6-M5DD
*   RELEASE                : 02
*   TUA REFERENCE         : 6-M510-0102
*   TEST OBRM             : LB2E201LT02L100
*   OTHERS                 : TRAY 6 MCU
*
*****

```

```

*****

```

O P E R A T O R L O G

```

UUT PART-NUMBER      : LA2E20101K80000
AMENDMENT            : None
SERIAL-NUMBER        : 2E2000304
OPERATOR              : H.M. DEBBAH
TEST JUSTIFICATION   : FWC TEST ; WO-BTE#B1 055345
ATE NAME              : DAH1
SMART VERSION         : PDE-626-4.4.2-Amd1-L411W0100044201
CM VERSION            : MODELS-626-4.4.2.1.S1-Amd3-L490WS1ST944213

```

DATE : JUN 23/2007 TIME : 10:32:59

 ENVIRONMENT VARIABLES (.M D F I L E)

MEMO : No
 DIAG-PROX : No
 TEST-FAC : No
 DEBUG-MODE : No
 OS TYPE : Windows_NT

 LIST OF ENTRY POINTS

- 1: READING/DECODING BITE
- 2: POWER SUPPLY TEST
- 3: CPU1 BOARD TEST
- 4: CPU2 BOARD TEST
- 5: ARINC1 BOARD TEST
- 6: ARINC2 BOARD TEST
- 7: ADS1 BOARD TEST
- 8: ADS2 BOARD TEST
- 9: AUDIO BOARD TEST
- 10: FUNCTIONAL TEST

 * START OF CURRENT SELECTION *
 *

FIRST ENTRY POINT : 1: READING/DECODING BITE
 LAST ENTRY POINT : 10: FUNCTIONAL TEST
 DATE : JUN 23/2007 TIME : 10:34:19

=====
 =
 = 1: READING/DECODING BITE =
 =
 =====

COMPUTER BITE MEMORY

□ LAST AND PREVIOUS LEGS (CLASS 1 OR 2)
 □ -----

□ FAILURE : 13 PERMANENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 □ A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 4294967279/4294967288 05:43
 □
 □ FAILURE : 42 PERMANENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 □ A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 4294967279/4294967288 05:43

FAILURE : 13 INTERMITTENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 10/07 11:11
 .
 FAILURE : 42 INTERMITTENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 10/07 11:11
 .
 FAILURE : 19 INTERMITTENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 10/07 11:11
 .
 FAILURE : 1A INTERMITTENT EXT ARINC INPUT FAILU OCC : 1 CLASS : 1
 A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 06 10/07 11:11
 .
 FAILURE : 23 PERMANENT INTERNAL FAILURE OCC : 1 CLASS : 1
 A/C : ----- LEG : 255 PHASE : 4294967293 10/05 13:16

CLASS 3 FAILURES

GROUND FAILURES

SYSTEM BITE MEMORY

INTERNAL SYSTEM

MSG : SDAC1(1WW1)
 10/07 11:07 PHASE : 06 INTERMITTENT OCC : 2
 MSG : FWC1(1WW1)
 10/07 11:11 PHASE : 06 INTERMITTENT OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 13/4294967288 20:02 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 15/4294967288 00:46 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 15/4294967288 02:50 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 4294967277/4294967288 02:4294967288 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L1-1/FWC1(1WW1)
 4294967289/4294967286 03:06 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 11/4294967286 15:43 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L1-1/FWC1(1WW1)
 15/4294967286 11:03 PHASE : 06 HARD OCC : 1
 MSG : FWC2(1WW2) BUS, L2-1/FWC1(1WW1)
 16/4294967286 11:52 PHASE : 06 HARD OCC : 1

EXTERNAL SYSTEM

MSG : ECMJ1(1XM)
4294967288/06 4294967288:01 PHASE : 06 HARD OCC : 1

MSG : ECMJ1(1XM)
4294967288/06 12:14 PHASE : 02 HARD OCC : 1

MSG : ECMJ1(1XM)
4294967288/06 17:33 PHASE : 02 HARD OCC : 1

MSG : DIR1(101RH)
11/06 03:4294967288 PHASE : 06 INTERMITTENT OCC : 1

MSG : DIR2(102RH)
11/06 03:4294967288 PHASE : 06 HARD OCC : 1

MSG : ECMJ2(1XM2)
12/06 11:32 PHASE : 06 HARD OCC : 1

MSG : DIR1(101RH)
13/06 06:45 PHASE : 02 INTERMITTENT OCC : 2

MSG : DIR2(102RH)
13/06 06:45 PHASE : 02 INTERMITTENT OCC : 1

MSG : ECMJ1(1XM)
13/06 10:32 PHASE : 06 HARD OCC : 1

MSG : POWER SUPPLY INTERRUPT
16/06 4294967289:57 PHASE : 00 INTERMITTENT OCC : 1

*1

```
=====
=
= 1: READING/DECODING BITE =
=
= EP DURATION : 00:01:48 =
=
=====
```

```
=====
=
= 2: POWER SUPPLY TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 2: POWER SUPPLY TEST =
=
= EP DURATION : 00:01:09 =
=
=====
```

```
=====
=
= 3: CPU1 BOARD TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 3: CPU1 BOARD TEST =
=
= EP DURATION : 00:06:07 =
=
=====
```

```
=====
=
= 4: CPU2 BOARD TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 4: CPU2 BOARD TEST =
=
= EP DURATION : 00:03:05 =
=
=====
```

```
=====
=
= 5: ARINC1 BOARD TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 5: ARINC1 BOARD TEST =
=
= EP DURATION : 00:02:56 =
=
=====
```

```
=====
=
= 6: ARINC2 BOARD TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 6: ARINC2 BOARD TEST =
=
= EP DURATION : 00:02:53 =
=
=====
```

```
=====
=
= 7: ADS1 BOARD TEST =
=
=====
```

```
=====
=
= 7: ADS1 BOARD TEST =
=
= EP DURATION : 00:04:12 =
=
=====
```

```
=====
=
= 8: ADS2 BOARD TEST =
=
=====
```

```

=====
=
=           8: ADS2 BOARD TEST           =
=
=           EP DURATION : 00:04:24       =
=
=====

```

```

=====
=
=           9: AUDIO BOARD TEST         =
=
=====

```

--> MAXTIME REACHED
 ERROR VALUE :UNKNOW

AUDIO CPU TEST
 =====

170110	T1AUDIO6 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000	NOGO
	DIAGNOSIS : AUDIO CPU, ATE LINK, ECSB BUS				

--> MAXTIME REACHED
 ERROR VALUE :UNKNOW
 --> MAXTIME REACHED
 ERROR VALUE :UNKNOW

170110	T1AUDIO6 T 1B0 *	HEX	EQ	0000	NOGO
	DIAGNOSIS : AUDIO CPU, ATE LINK, ECSB BUS				

MAXTIME REACHED
 --> MAXTIME REACHED
 ERROR VALUE :UNKNOW

BF GENERATION
 =====

170220	T1AUDIO6 WOASync	9999.000 V	LT	1.500	NOGO
	DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS				

170220	T1AUDIO6 WOASync	9999.000 SEC	UL	1.380 LL	0.920 NOGO
	DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS				

170220	T1AUDIO6 WOASync	AUDIO EMISSION	NO	EQ YES	NOGO
--------	------------------	----------------	----	--------	------

DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170220 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170235 T1AUDI06 WIASYNC-ON NO AUDIO EMIS. NO EQ YES NOGO
DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170235 T1AUDI06 T1 01B0 0419 HEX EQ 000D NOGO
DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

RELOOP DETECT_BF
=====

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170260 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

AT LEAST ONE FAILURE DETECTED IN THIS GROUP OF RESULTS

DIAGNOSIS : BF GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

SYNTHESIS GENERATION
=====

170320 T1AUDI06 SYNTH. GENE SYNTH. EMISSION NO EQ YES NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170320 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
MAXTIME REACHED

170350 T1AUDI06 T 1B0 SYNTH. EMISSION NO EQ YES NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170350 T1AUDI06 WOSSYNC 9999.000 V LT 1.500 NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170350 T1AUDI06 WOSSYNC 9999.000 SEC UL 1.560 LL 1.040 NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170350 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED

170357 T1AUDI06 T 1B0 0419 HEX EQ 000D NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

170360 T1AUDI06 SYNTH. GENE SYNTH. EMISSION NO EQ YES NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

170360 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW

	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170360	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
	--> MAXTIME REACHED ERROR VALUE :UNKNOW					
170381	T1AUDI06 T 1B0	FFFF HEX	EQ	0000		NOGO
	DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE, ATE LINK, ECSB BUS					

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

--> MAXTIME REACHED

ERROR VALUE :UNKNOW

170381 T1AUDI06 T 1B0 FFFF HEX EQ 0000 NOGO

DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
ATE LINK,
ECSB BUS

```

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
170381 T1AUDI06 T 1B0          FFFF HEX   EQ      0000      NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
           ATE LINK,
           ECSB BUS

```

```

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
170381 T1AUDI06 T 1B0          FFFF HEX   EQ      0000      NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
           ATE LINK,
           ECSB BUS

```

```

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
170381 T1AUDI06 T 1B0          FFFF HEX   EQ      0000      NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
           ATE LINK,
           ECSB BUS

```

```

--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
--> MAXTIME REACHED
ERROR VALUE :UNKNOW
170381 T1AUDI06 T 1B0          FFFF HEX   EQ      0000      NOGO
DIAGNOSIS : SYNTHESIS GENERATION LINE,
           ATE LINK,
           ECSB BUS

```

```

*****
*
*           E N D   O F   U U T   T E S T
*
*****

```

W A R N I N G : COMPLETE TEST SELECTED BUT :

AT LEAST ONE PAUSE

```

HIGHEST USER MODE      : Integration
CHECKED RESULTS        : 916
TOTAL FAILURES         : 45

```

```

DATE : JUN 23/2007      TIME : 11:44:29

```

=====

FWC INTERNAL FAILURES BITE CODES 1/4

Failure No		FWC BITE Code Signification
Hexa	Dec	
Power Supply Cut-off and Manual Reset		
01	1	Short power cut
02	2	Long power cut
03	3	Very long power cut
04	4	Manual reset
Internal Failure of CPU1 Card		
0A	10	CPU1 RAM failure
0B	11	CPU1 RAM failure
0C	12	CPU1 RAM failure
0D	13	CPU1 RAM Parity Controller failure
0E	14	OBRM1 checksum failure
0F	15	OBRM1/CPU1 compatibility problem
10	16	CPU1 CONTROL Register failure
11	17] Multiple cases due to CPU1 hardware failure
12	18	
13	19	
14	20	
15	21	CPU1 EEPROM failure
16	22	CPU1 EEPROM failure
17	23	CPU1 EEPROM failure
18	24	CPU1 ARINC Transmitter (QAT) failure
19	25	CPU1 ARINC Transmitter (QAT) failure
1A	26	CPU1 SMILE, Activity Controller failure
1B	27	CPU1 software malfunction detected by SMILE
1C	28	CPU1 asynchronous access failure
1D	29] Software malfunction due to CPU1 failure
1E	30	
1F	31	
20	32	
21	33	CPU1 starting up failure
22	34	CPU1 starting up failure
23	35	CPU2 failure seen by CPU1 STATUS Interface
24	36	
25	37	
SUPPLY Module Failure		
32	50	SUPPLY Module check system failure
33	51	SUPPLY Module failure (under or over voltage problem)

FWC INTERNAL FAILURES BITE CODES 2/4

Failure No		FWC BITE Code Signification
Hexa	Dec	
INPUT1 Card Failure		
3D	61	Discrete Port 3 failure (IC38, 40, 42)
3E	62	Discrete Port 1 failure (IC29, 45, 46, 47)
3F	63	Discrete Port 2 failure (IC33, 34, 48, 49)
40	64	
41	65	Discrete Port 5 failure (IC30, 31, 32, 44)
42	66	Discrete Port 6 failure (IC35, 36)
43	67	Discrete Port 7 failure (IC37, 39, 41, 43)
44	68	Discrete Port 8 failure (IC25, 26, 27, 28)
45	69	Discrete Port 4 failure (IC50, 51)
5A	90	SYNCHRO acquisition channel failure
5B	91	Pin Prog acquisition failure
5C	92	Discrete acquisition failure
5D	93	SYNCHRO acquisition failure
5E	94	Conversion failure
INPUT2 Card Failure		
46	70	Discrete Port 3 failure (IC38, 40, 42)
47	71	Discrete Port 1 failure (IC29, 45, 46, 47)
48	72	Discrete Port 2 failure (IC33, 34, 48, 49)
49	73	Discrete Port 7 failure (IC37, 39, 41, 43)
4A	74	Discrete Port 5 failure (IC30, 31, 32, 44)
4B	75	Discrete Port 6 failure (IC35, 36)
4C	76	
4D	77	Discrete Port 8 failure (IC25, 26, 27, 28)
4E	78	Discrete Port 4 failure (IC50, 51)
64	100	SYNCHRO acquisition channel failure
66	102	Discrete acquisition failure
67	103	SYNCHRO acquisition failure
68	104	Conversion failure
ARINC(1) Card Failure - (J8)		
6E	110	RAM failure
6F	111	Refresh EEPROM failure
70	112	Label trap EEPROM failure
71	113] ARINC(1) Card failure - (J8)
72	114	
73	115	
74	116	
75	117	
76	118	
77	119	
78	120	
79	121	
7A	122	

**4
LINE**

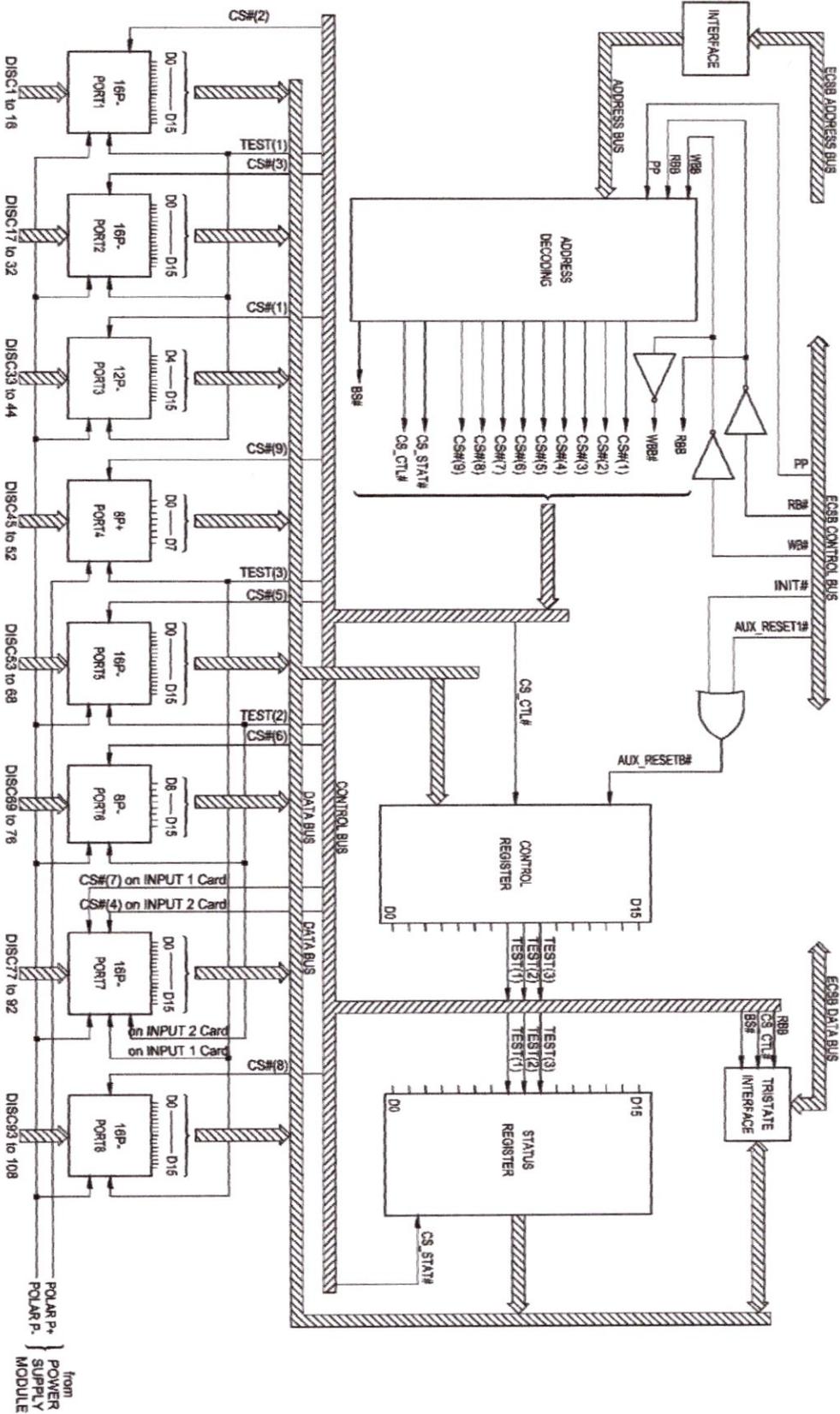
FWC INTERNAL FAILURES BITE CODES 3/4

Failure No		FWC BITE Code Signification
Hexa	Dec	
		ARINC(2) Card Failure - (J3)
82	130	RAM failure
83	131	Refresh EEPROM failure
84	132	Label trap EEPROM failure
85	133] ARINC(2) Card failure - (J3)
86	134	
87	135	
88	136	
89	137	
8A	138	
8B	139	
8C	140	
8D	141	
8E	142	
		Internal Failure of CPU2 Card
96	150	CPU2 RAM failure
97	151	CPU2 RAM failure
98	152	Software malfunction due to CPU2 failure
99	153	CPU2 RAM failure
9A	154	CPU2 RAM Parity Controller failure
9B	155	OBRM2 checksum failure
9C	156	OBRM2/CPU1 compatibility problem
9D	157	CPU2 CONTROL Register failure
9E	158] Multiple cases due to CPU2 hardware failure
9F	159	
A0	160	
A1	161	
A2	162	
A3	163	CPU2 EEPROM failure
A4	164	CPU2 EEPROM failure
A5	165	CPU2 ARINC Transmitter (QAT) failure
A7	167	CPU2 SMILE, Activity Controller failure
A8	168	CPU2 software malfunction detected by SMILE
A9	169	CPU2 asynchronous access failure
AA	170] Software malfunction due to CPU2 failure
AB	171	
AC	172	
AD	173	CPU2 starting up failure
AE	174	CPU2 starting up failure
AF	175	QAT failure
B0	176	EEPROM "OEB data base" validity problem
B1	177	

FWC INTERNAL FAILURES BITE CODES 4/4

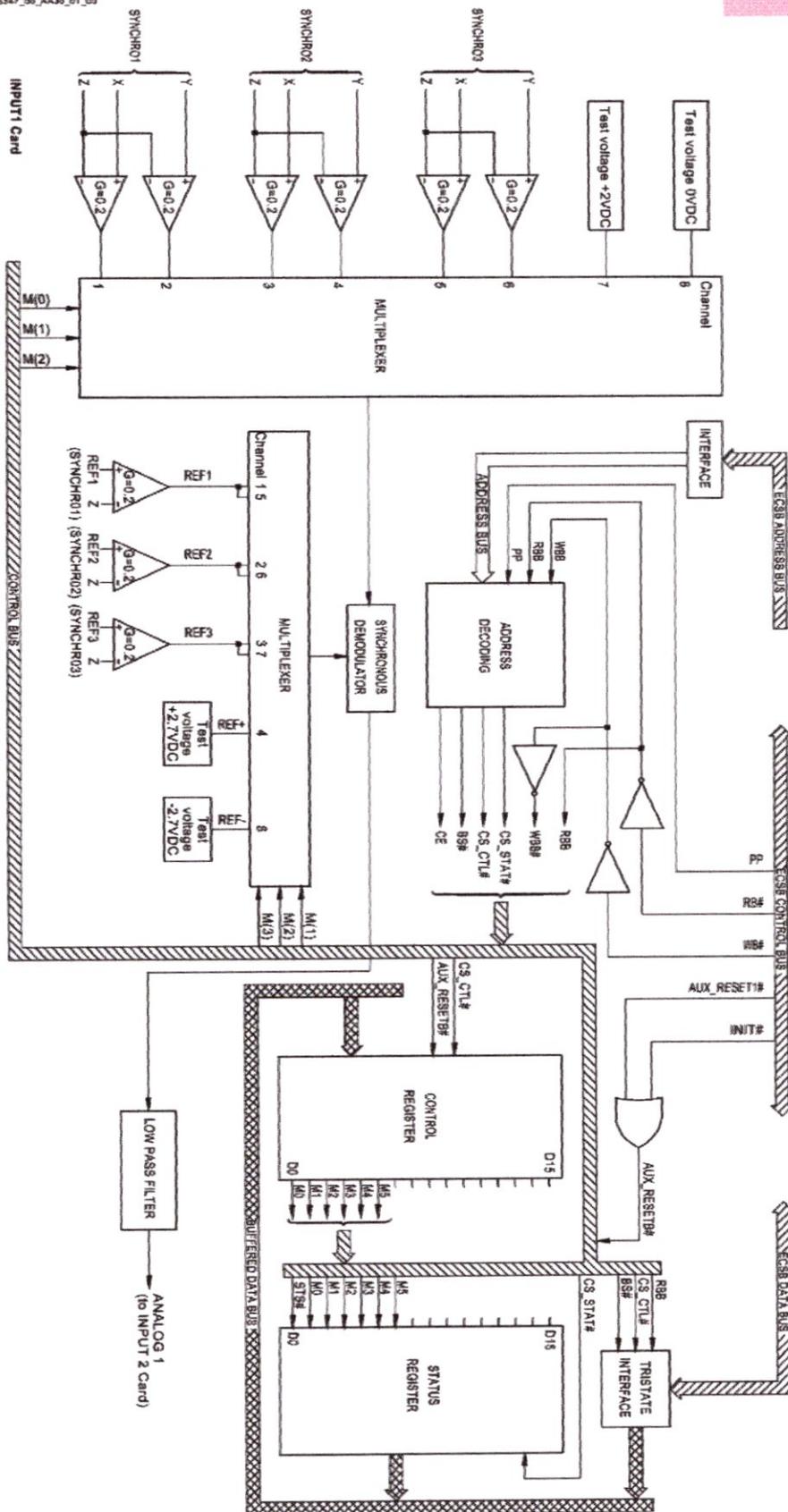
Failure No		FWC BITE Code Signification
Hexa	Dec	
Internal Failure of AUDIO Card		
C8	200	MAILBOX RAM failure
C9	201	
CA	202	
CB	203	
CC	204	
CD	205	MAILBOX RAM communication failure with CPU1 or CPU2
D2	210	AUDIO RAM failure
D3	211	AUDIO EPROM failure (IC5)
D4	212	SYNTHESIS EPROM failure (IC3, IC4)
D5	213	AUDIO TIMER failure
D6	214	AUDIO WATCHDOG failure
D7	215	AUDIO CONTROL Port failure
D8	216	Discrete Output Interface failure
D9	217	Sound and Synthesis generation failure
DA	218	Synthesizer failure
DB	219	Synthesizer failure
DC	220	CPU2/AUDIO communication failure seen by AUDIO
DD	221	
DE	222	
DF	223	
E0	224	
E1	225	Software malfunction
E2	226	
E3	227	In/Out synchronization failure
E4	228	
E5	229	
E8	232	AUDIO starting up failure
E9	233	Unknown audio failure
E6	230	AUDIO/CPU2 communication failure seen by CPU2
E7	231	CPU2 Discrete Inputs failure
Special Codes		
FD	253	CPU1 starting up failure
FE	254	CPU2 starting up failure

**4
LINE**

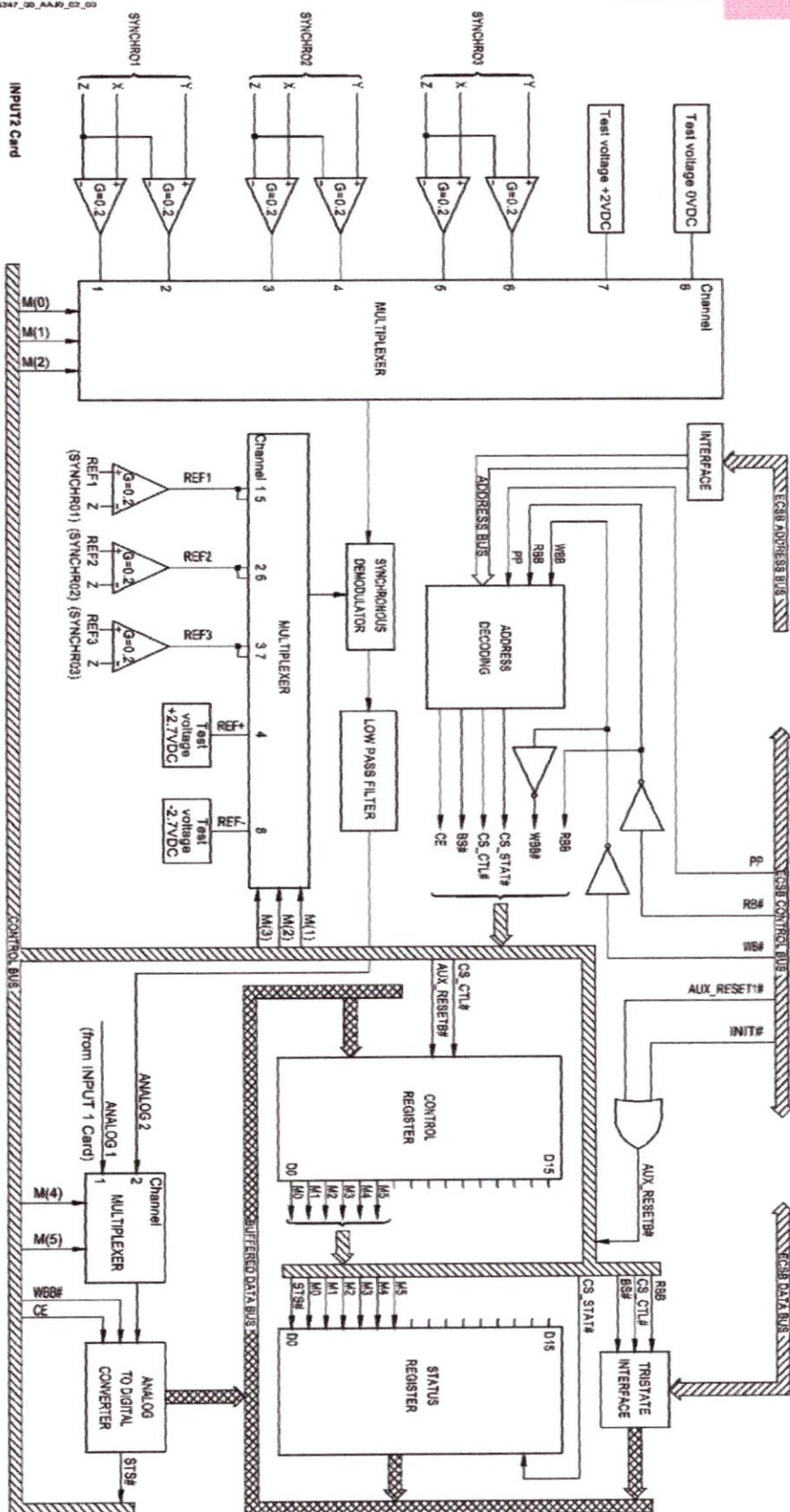


Discrete Acquisition - Block Diagram (INPUT1 or INPUT2 Cards)
Figure 9/Graphic 31-53-47-991-120-A01

LR_ZM_315347_00_AAO_00_00



Analog Acquisition - Block Diagram
INPUT1 Card (sheet 1 of 2)
Figure 10/Graphic 31-53-47-991-122-A01



Analog Acquisition - Block Diagram
INPUT2 Card (sheet 2 of 2)
Figure 10/Graphic 31-53-47-991-122-A01

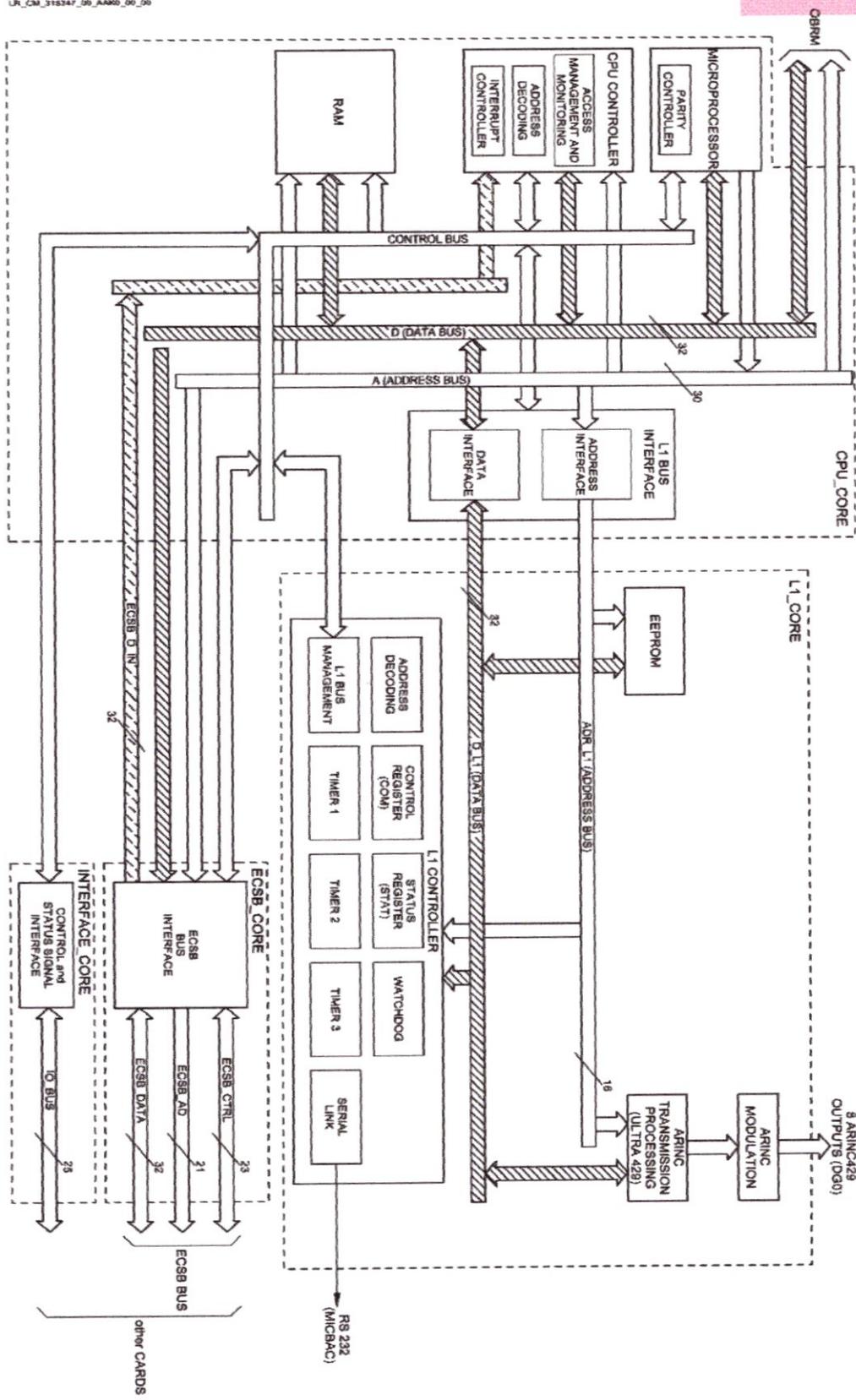


Figure 11/Graphic 31-53-47-991-127-A01
CPU1 Card - Block Diagram

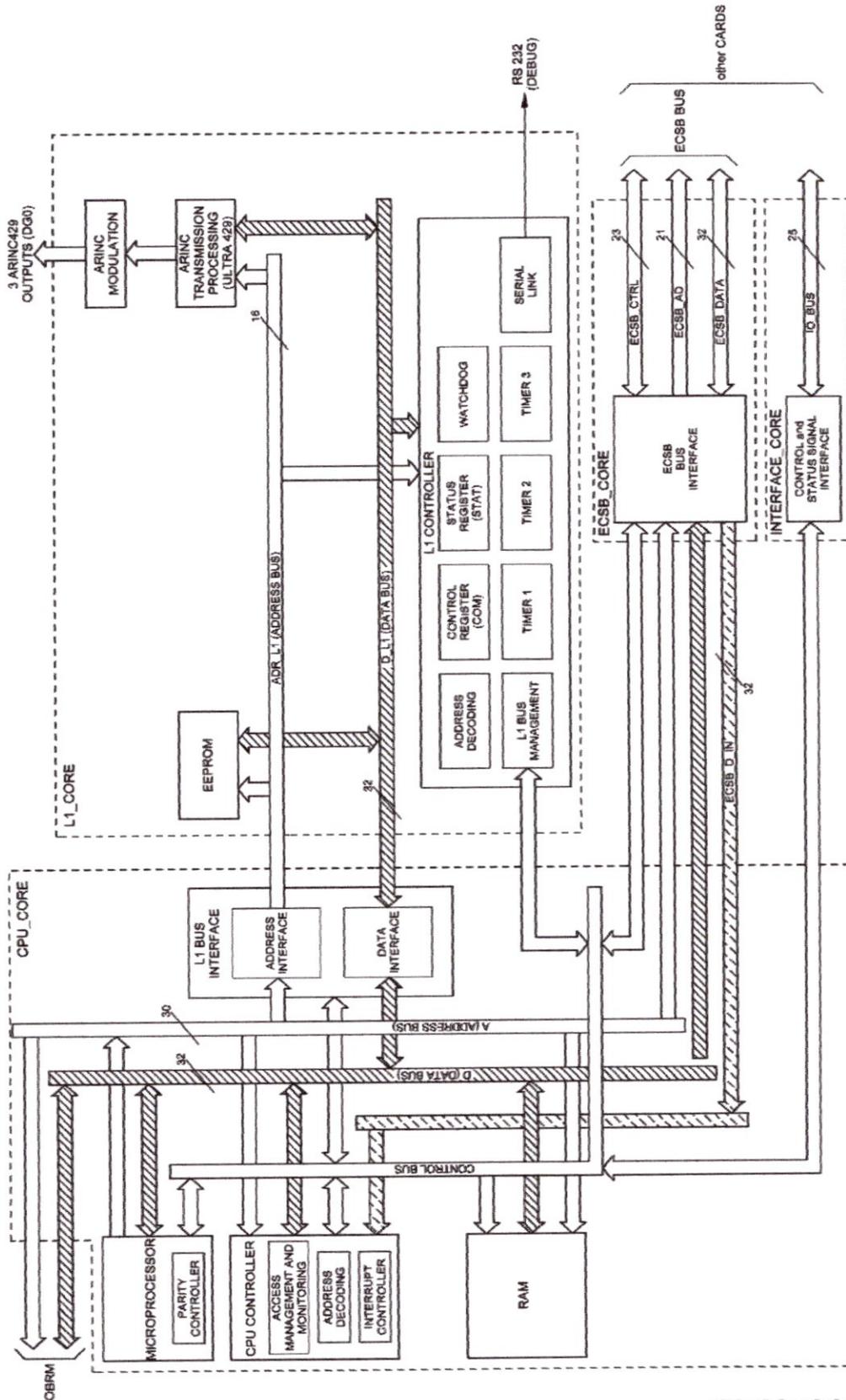
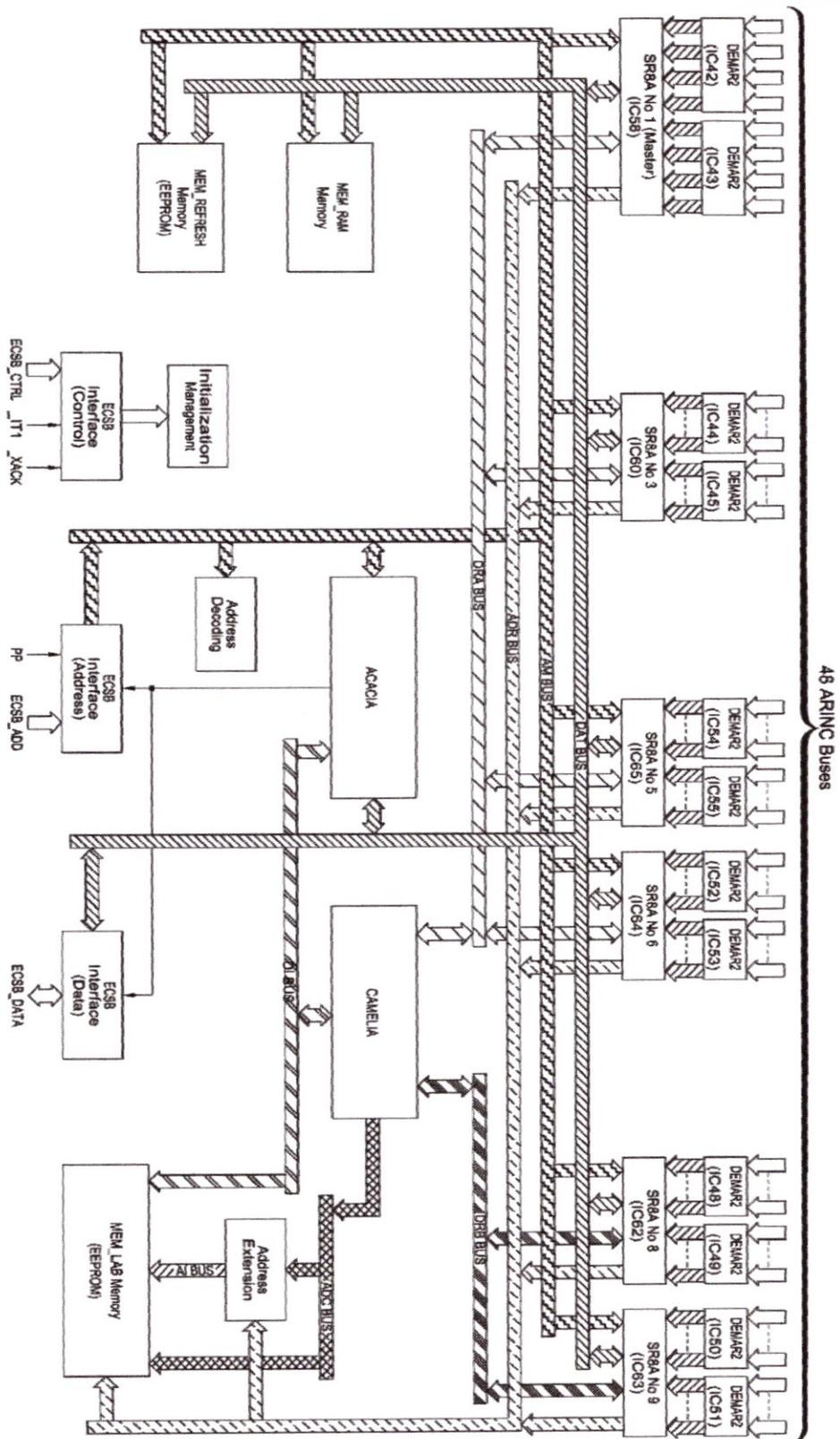


Figure 12/Graphic 31-53-47-991-139-A01
CPU2 Card - Block Diagram



ARINC Card - Block Diagram
Figure 14/Graphic 31-53-47-991-143-A01

