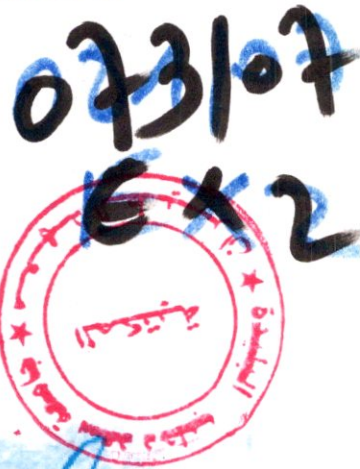


République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de L'Enseignement Supérieur  
Et de La Recherche Scientifique

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



Projet de fin d'Etudes en vue de  
L'Obtention du Diplôme des études Universitaires  
Appliquées en aéronautique  
(D.E.U.A)

Option : Avionique



# ETUDE DESCRIPTIVE DU C.M.C de l'A330 CENTRAL MAINTENANCE COMPUTER

Réalisé par

Melle BOUKAOU D Leila

Encadré par

Mr KEBSISSI Badis  
Mr LAGHA Mouhand  
Mr BASAID Djamel

Promotion 2006-2007

## Résumé

*Notre étude consiste à présenter un travail de recherche documentaire sur le CMC de l'A330 « central maintenance computer »/ « l'ordinateur central de la maintenance », Dans le but de définir son rôle principal, qui est la mémorisation et la centralisation des pannes détectées par le BITE de chaque système dans l'avion A330.*

## Summary

*Our study consists in presenting a documentary research task on the CMC of central A330 "central maintenance computer", with an aim of defining its principal role, which is the memorizing and the centralization of the failures detected by the BITE of each system on the A330 aircraft.*

## ملخص

**تهتم دراستنا بتقديم عمل بحث وثائقي حول الحاسوب المركزي للصيانة الخاص ب A330 بهدف التعريف بدوره الرئيسي ألا وهو التخزين والتحكم في الأعطال المقدمة من طرف الفحص التلقائي للجهاز ( BITE ) الخاص بكل جهاز في الطائرة A330 .**

## **★Remerciement★**

**T**out d'abord, le grand Merci à mon « **DIEU** » le plus puissant, qui m'a donné la force Et la volonté pour finir ce projet.

De nombreuses personnes ont contribué d'une manière ou d'une autre, à ce projet. J'aimerai remercier en particulier :

Monsieur **Kébsissi Badis**, pour son assistance et son encadrement de haut niveau et pour son soutien permanent, je lui remercie vivement pour avoir accepté de diriger mon travail.

Je remercie également et plus sincèrement Monsieur **Rachid Mehamdi** pour son soutien et ses précieux conseils.

Merci à Monsieur **Laghia**, mon promoteur, pour ses conseils méthodologique et son soutien. Je remercie mes professeurs de l'institut, qui ont encadré nos études pendant 3ans.

Durant mon projet, j'ai passée près d'un quart de mon temps à la base de maintenance d'Air Algérie, précisément dans le département de planning. J'y'ai donc connu de nombreuses personnes, je les remercie tous, commençant par Monsieur **Gamache** qui ma donné la chance de travailler dans un bureau et il m'a aidé aussi avec ses conseils, de l'autre côté du département je tiens à remercier Monsieur **Abed** et Monsieur **Lerbess** sans oublier Monsieur **Tsabit** et Monsieur **Zemouri**.

Je tiens à remercier particulièrement l'adorable **HAYET**, elle a été comme une grande sœur à moi, elle ma donnée tout ; l'aide, le sourire de chaque matin, le respect et surtout les conseils, je lui dis merci infiniment.

J'ai une pensée particulière à l'ensemble du personnel de département de planning pour leur accueil, et surtout monsieur **Djamel**,,,,

Je remercie également monsieur **Kamel benzetta**, le constantinois, il a été comme un père à nous dans la base de maintenance, j'espère qu'il sera fier de nous.

Avant de terminer, je remercie les constantinois, surtout **Imen, Yacine** avec leurs aides et **Tarek, Zahra, Imen2, Khalef, Lokman et naamen**, on a passé ensemble des agréables moments à l'institut, on a vraiment oublié qu'on est loin de notre ville **Constantine**.

Je dis merci à mes amies, car ils m'ont encouragé à faire ce projet. **Boubeker, zahra2, yasmine** et ma promo, surtout le groupe **AVIONIQUE**, on a passé ensemble 2 ans plein de joie.

Il y a bien d'autres personnes à qui j'ai pensé en écrivant ces lignes, mais je n'ai malheureusement pas pu citer tout le monde..... Pardonnez-moi, et merci tout de même.

Pour finir, je remercie celles et ceux qui auront eu l'audace d'ouvrir ce rapport et d'en lire une quelconque partie. Je me remercie d'avoir été là pour achever à temps ce mémoire. Cher lecteur, excuse moi pour ce paragraphe, mais il fallait bien se détendre un peu après de longues heures de rédaction en solitaire.

## *\*Dédicace\**

**C**her **Papa YUCEF** tu étais là dans mon petit cœur, ton âme m'a pas quitté une seconde, tu a arrosé en moi des petits bouts de force et de volonté qui ont grandi...et voila ton rêve qui se réalise aujourd'hui, je te dédie toutes mes années de travail, et spécialement ce jour et ce rêve qui est le notre **papa** « paix pour ton âme ». Tu es parti mais tu a laissé derrière toi la plus brave des femmes, la source de la bonté et l'affection celle qui m'a rendu solide face à tout, celle qui m'a donné sans cesse, qui a séché mes larmes, qui a été ma fleur... je ne finirai jamais de citer ces qualités, Merci beaucoup **Maman** et que **DIEU** te garde pour moi.

Pour ma sœur et ma copine **Nadjia** qui m'a donné sans compter, qui a sacrifié ses années, qui a souffert pour moi, Merci pour ta délicatesse, ta patience, tes encouragements et tes conseils qui m'ont aidé a avancer , je ne te remercierai jamais assez ma Grande

Pour ma très chère sœur **Habiba** qui a soulagé ma peine, qui a réchauffé mon corps avec son grand cœur, pour ses caresses et ses mots, pour ses sourires et pour tout. Merci beaucoup ma deuxième Maman et pour son marie **Noureddine** et sa gentillesse et sa générosité, ils ont été tout les deux ma deuxième famille ici à Alger, je vous dédie ce travail.

Pour ma chère sœur **Amel** qui a été très gentille avec moi et son marie **Salim** qui a été très généreux et serviable , Pour mon grand frère **Hcene** qui ma beaucoup aidé et sa femme **Hayet**. Sans oublier ma sœur **Hanene** et son aide et sa gentillesse, mes petites sœurs, les lumières de ma vie **Sabrina, Faiza, Dounia El Djamel et Nihad** et pour mon cher frère **RaBah** . Pour toutes mes nièces et tous mes neveux et surtout mon poussin **Issan eddine**.

Pour mes deux copines **Feriale** et **Kahina** et leurs familles, qui ont partagé avec moi le bon et le mauvais.

Pour **Nazih** aussi, je n'oublierai jamais Son aide Merci d'être la mon frère à mes côtés.

Et enfin pour tout ceux qui porte le nom de **BOUKAOUD** et **HALLIS** et surtout pour tout ce qui m'aime. Je vous dédie ce modeste travail, que **DIEU** vous garde

**LEILA B**

# SOMMAIRE

## Introduction générale

Page

CHAPITRE I : présentation de l'entreprise «AIR ALGERIE &L'AVION A330 – 200 » ·	
I.1 la présentation de l'entreprise « AIR ALGERIE » .....	1
I.1.1 la direction technique .....	2
II.2 PRESENTATION DE L'AVION A330-200 .....	5
CHAPITRE II : GENERALITES SUR L'OMS & CMS .	
II.1 introduction .....	7
II.2 fonction principale du système OMS .....	7
II.2.1 but et composant de l'OMS .....	7
II.2.2 l'environnement du système OMS .....	8
II.3 présentation du système CMS .....	9
II.3.1 architecture du CMS .....	9
II.3.2 fonction principale du CMS .....	10
II.3.3 les périphériques du CMS .....	11
II.3.3.1 ACARS .....	11
II.3.3.2 MDDU .....	12
II.3.3.3 imprimante .....	13
II.3.3.4 MCDU.....	14
II.4 conclusion .....	15
CHAPITRE III : ETUDE DESCRIPTIVE & FONCTIONNEMENT DU CMC CENTRAL MAINTENANCE COMPUTER	
III.1 introduction .....	16
III.2 rôle principal du CMC .....	16
III.2.1 l'emplacement du CMC .....	16
III.2.2 architecture extrême du CM.....	17
III.2.2.1 architecture du CMC .....	17
III.2.2.2 caractéristiques principales.....	17
III.2.2.3 caractéristiques environnementales .....	17
III.2.3 décomposition du hardware du CMC.....	18
(Matériel de traitement d'information).	
III.2.4 le module OBRM .....	18
III.2.4.1 dimensions du l'obrm .....	18
III.2.5 les connexions internes et externes des cartes .....	21
III.2.5.1 la commutation de différentes cartes .....	22
III.2.6 décomposition du software (logiciel) du CMC .....	22
III.2.7.1 caractéristiques du bite .....	25
III.2.7.2 fonctionnement du bite .....	25
III.2.8 les différences types de connexion externes .....	26
III.2.8.1 input/ output digitaux .....	26
III.2.8.1.1 description.....	26
III.2.8.1.2 support physique.....	27

III.2.8.1.3 niveau de liaison .....	27
III.2.8.2 input : output discret .....	31
III.2.8.3 différent types de système .....	32
III.2.8.4 la liaison ATEC .....	34
III.3 architecture interne du CMC .....	34
III.3.1 la carte CPU .....	34
III.3.2 la carte I/O .....	36
III.3.3 la carte d'ARINC .....	36
III.3.4 la carte d'alimentation .....	36
III.3.5 le module OBRM .....	37
III.3.6 ensemble de câble .....	37
III.4 l'alimentation du CMC.....	40
III.4.1 source d'alimentation .....	40
III.4.2 consommation et facteur de puissance .....	40
III.4.3 localisation des disjoncteurs (C/B) .....	40
III.5 la fonction secondaire (rôle) du CMC .....	41
III.5.1 transmission de paramètres généraux .....	41
III.5.1.1 définition .....	41
III .5.1.2 phases de vol .....	41
III .5.1.3 les phase de maintenances .....	43
III .5.1.4 les conditions FLIGHT /GROUND (vol/sol) .....	44
III .5.1.5 le temps et la date .....	44
III .5.1.6 configuration de l'avion .....	46
III .5.1.7 le traitement d'avertissement.....	47
du CMC –FDIU-DMU .	
III .5.1.8 identification de l'avion,.....	47
Flight number ,city pair (from/ to ) .	
III.5.2 dialogue avec le BITE.....	48
III.5.2.1 mode d'opération.....	48
III.5.2.2 le mode normal.....	49
III.5.2.3 le mode interactif.....	51
III.5.2.3.1 système type 1.....	51
III.5.2.3.2 système type2 et 3.....	51
III.5.3 interfaces d'utilisateurs .....	51
III.5.3.1 dialogue CMC/ MCDU.....	52
III.5.4 le management de computer.....	53
III.5.4 .1 le management d'activités de computer .....	53
III.5.4 .2 le management de données de maintenance.....	53
III.5.4 .3 la fonction d'auto test.....	53
III.5.4.4 contrôle de commutation .....	54
III.5.4.5 traitement des paramètres.....	55
de configuration avioniques.	
III.5.4. 6 traitement de pannes et d'avertissements .....	56
III.5.4.6.1 traitement d'avertissements .....	56
III.5.4.6.2 traitement de pannes .....	56
III.5.4.6.3 messages d'avertissements.....	56
/pannes et l'option de filtrage.	
III.5.4.6.4 les fonctions de corrélation .....	56
III.5.5 la fonction interactive .....	57
III.5.5.1.le fer (rapport de vol) .....	57

III.5.5.2 rapport LRU .....	59
III.5.5.3 TSD (trouble shooting data) .....	59
III.5.5.4 GND scanning .....	60
III.5.5.5 GROUND report .....	61
III.5.5.6 panne de classe 3 .....	61
III.5.5.7 test .....	62
III.5.6 le groupe facultatif.....	63
de la maintenance.	
III.5.6.1 servicing report.....	64
( SRR) ( rapport d'entretien ) .	
III.5.6.2 rapport de configuration d'avion .....	66
III.5.6.3 flag et advisories .....	67
III.5.6.4 rapport AIR/SOL de BITE .....	67
III.5.6.5 la fonction de téléchargement .....	67

## CHAPITRE IV : LA MAINTENANCE DE LIGNE « LINE MAINTENANCE » DU CMC

IV .1 introduction .....	68
IV.2 généralités de la maintenance .....	68
IV.2.1 définition généralités .....	68
IV.2.2 les définition formes de maintenance .....	69
IV.2.2.1 la maintenance corrective .....	69
IV.2.2.2 la maintenance préventive .....	69
IV.2.3 la maintenance embarquée .....	69
IV.2.3.1 niveaux de maintenance .....	69
IV.2.4 l'équipement d'essai incorpore ( BITE ) .....	70
IV.2.4.1 but du BITE .....	70
IV.2.4 .2 rôle du BITE .....	70
IV.2.4 .3 diverses classes de pannes .....	71
IV.2.4 .3.1 les pannes de classe 1 .....	71
IV.2.4.3.2 les pannes de classe 2 .....	71
IV.2.4.3.3 les pannes de classe 3 .....	71
IV.2.5 les tests .....	72
IV.2.5.1 le test de démarrage .....	73
IV.2.5 .2 test cyclique .....	73
IV.2.5 .3 test de système .....	73
IV.2.5 .4 test spécifique .....	73
IV.3 test de BIE du CMC .....	74
IV.3.1 pannes internes du CMC .....	74
IV.3.2 définition du contrôle d'interfaces.....	75
(bus de réception ARINC) .	
IV.3.3 structure de message de panne .....	76
(bus de réception ARINC).	
IV.3.4 pannes d'interfaces avec les output discrets .....	77
IV.3.5 pannes d'interfaces : coupure de courant .....	77
IV.3.6 contrôle de système de type 3 .....	78
IV .4 présentation de la maintenance .....	78
en ligne « line maintenance ».	
IV.4.1 configuration de maintenance et pannes .....	79
IV.4.2 particularités identifiantes .....	80

IV.4.2.1 TSD (trouble shooting data) .....	80
IV.4.2.1.1 le décollage de TSD commun.....	81
IV.4.2.1.2 les tableaux de décodage du code erreur .....	82
IV.4.2.1.3 exemple sur le décodage du TSD .....	83
IV.4.3 test rapide .....	84
IV.4.4 les données spécifiques .....	84
IV.4.5 le CMC et la MMEL.....	85
(master minimum equipment list) idem pour la MEL .	
IV.4.5.1 les réglementations *(voir annexe) .....	85
IV.4.6 trucs de ligne maintenance .....	85
IV.4.6.1 to check (vérifier) dans le cockpit .....	85
IV.4.6.2 procédures .....	86
IV.4.6.3 sommaire d'écran du MCDU.....	86
IV.4.6.4 tous les renseignements utiles à prélever .....	87
IV.4.6.1 Nécessaire .....	87
IV.4.6.2 Nécessaire pour un TS facile .....	87
IV.4.6.3 Optionnel .....	88
IV.5 Installation et démontage du CMC (1TM1,1TM2) .....	88
IV.5 A Démontage du CMC (1TM1,1TM2).....	89
IV.5 B Installation du CMC (1TM1,1TM2) .....	91

## CONCLUSION GENERALE

## BIBLIOGRAPHIE ET WEBOGRAPHIE.

ANNEXE A

ANNEXE B



## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure I.1 : Dimensions de l'A330-200 .....	6
Figure II.1 : Environnement du OMS .....	8
Figure II.2 : Architecture du CMS .....	10
Figure II.3 : Présentation de l'ACARS .....	12
Figure II.4 :Présentation du MDDU .....	13
II.5 :Imprimante.....	14
FigureII.6 :MCDU .....	15
Figure III.1 : Localisation du CMC .....	16
III.2 : Architecture du CMC .....	17
Figure III.3 : Dimensions du CMC .....	19
Figure III.4 : Dimensions du l'OBRM .....	20
Figure III.5 :Localisation des cartes .....	20
Figure III.6 :Connexion interne .....	21
Figure III.7 : Connexion interne .....	21
Figure III.8 :La commutation des cartes .....	22
Figure III.9 :Diagramme du software .....	24
Figure III.10 :Schématisation du BITE .....	26
Figure III.11 :Architecture du bus ARINC 429 .....	27
Figure III.12 :DGO des bus de communication .....	30
Figure III.13 : DGO des bus de maintenance .....	31
Figure III. 15 : bus d'intermodulation (cross talk).....	31
Figure III. 16.les I/O discrets .....	31
Figure III.17 système de type 1 avec un seul CMC.....	32
Figure III.18. système de type 1 avec un seul CMC concentrateur.....	32
Figure III.19. Système de type 1 avec 2 CMCs.....	33
Figure III.20. Système de type 2.....	33
Figure III.21 Système de type 3.....	34
Figure III .22. carte d'alimentation.....	37
Figure III .23.différents composants d'ensemble de câbles .....	38
Figure III.24. connexions entre les cartes.....	39
Figure III.25.phases de vol.....	42
Figure III.26. localisation du LEG .....	43
Figure III.27.la colock du secours.....	45
Figure III 28.iniatialisation du temps.....	46
Figure III.29.le BITE/ système de type 1.....	49
Figure III.30 le BITE/ système de type 2 .....	50
Figure III.31 le BITE/ système de type 3.....	50
Figure III.32. Connexion du CMC avec ces périphériques .....	52
Figure III.33.controle de commutation .....	54
Figure III.34 . le PFR.....	58
Figure III.35. l'accès au rapport LRU.....	59
Figure III.36. l'accès au rapportTSD.....	59

<b>Figure III.37</b>	<b>l'accès au GND scanning.....</b>	<b>60</b>
<b>Figure III.38.</b>	<b>L'accès au ground report.....</b>	<b>61</b>
<b>Figure III.39.</b>	<b>L'accès au rapport de classe 3.....</b>	<b>62</b>
<b>Figure III.40.</b>	<b>L'accès au rapport au rapport du TEST.....</b>	<b>63</b>
<b>Figure III.41.</b>	<b>L'accès à la programmation du SRR.....</b>	<b>65</b>
<b>Figure III.42.</b>	<b>partie d'un rapport de configuration d'avion.....</b>	<b>66</b>
<b>Figure III.43.</b>	<b>exemple sur un FLAG affiché sur le PFR.....</b>	<b>67</b>
<b>FigureIV.1</b>	<b>configuration de maintenance et pannes du CMC.....</b>	<b>79</b>
<b>FigureIV.2.</b>	<b>TSD du CMC.....</b>	<b>81</b>
<b>FigureIV.3.</b>	<b>l'accès au test du CMC.....</b>	<b>84</b>
<b>FigureIV.4.</b>	<b>l'accès aux données spécifiques .....</b>	<b>84</b>
<b>FigureIV.5.</b>	<b>l'écran du MCDU.....</b>	<b>87</b>
<b>FigureIV.6.</b>	<b>schéma présentant l'utilisation du TSM/CMS.....</b>	<b>88</b>
<b>FigureIV.7.</b>	<b>l'accès de CONFIG CHANGE du CMC.....</b>	<b>89</b>
<b>FigureIV.8.</b>	<b>démontage du CMC.....</b>	<b>90</b>
<b>FigureIV.9.</b>	<b>l'accès au LRU IDENT.....</b>	<b>93</b>

# *INTRODUCTION*

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

Le transport aérien connaît actuellement une crise profonde, que les spécialistes considèrent comme la crise la plus grave depuis la deuxième guerre mondiale, même si les conséquences sont variables suivant les zones géographiques, cette dernière trouve son origine dans la conjonction de 4 principaux événements:

1. le ralentissement de la croissance économique apparue au début de 2001 aux états unis, touchant l'Europe dans la même année.
2. les pertes importantes enregistrées par les compagnies aériennes suite aux attentats du 11 septembre 2001 aux états unis résultant en la fermeture quasi totale du ciel américain.
3. la guerre récente en Irak et les derniers événements au moyen orient.
4. baisse du trafic aérien de et vers l'Asie à la suite de l'apparition d'épidémie des maladies graves : (le syndrome respiratoire aigue sévère (SRAS), et la grippe aviaire) dans ces régions, qui freine brutalement l'essor économique.

Donc, le transport aérien est un secteur vulnérable sûrement affecté par ces derniers événements et aussi par le boum pétrolier, s'il affiche de lourdes pertes dorénavant c'est principalement à cause de la flambée du prix du Baril (les derniers événements en Nigeria) ce dernier va agir directement sur la facture du kérosène.

Certes que cette crise a bouleversé la croissance du trafic aérien, mais elle a ouvert la porte d'une concurrence sévère entre les deux grands concepteurs au monde (AIRBUS et BOEING). Cette concurrence acharnée de tous les instants et sur tous les fronts, une véritable guerre où tous les moyens sont bons pour rafler un contrat ou gagné un marché. Pour AIRBUS, ce sont les pays à forte population comme ceux d'Asie qui sont visés pour le transport de masse avec son A 380. Alors que BOEING joue une carte soft avec son avion sans pilote expérimentale de la NASA, le X-43 qui bat le record mondial de vitesse à mach 7 et le B787 Dream Liner.

La croissance du trafic et les exigences accrues en matière de sécurité vont entraîner une forte augmentation des besoins de maintenances c'est pour cette dernière, que les compagnies aériennes davantage concernées par la réduction des coûts, s'orientent vers les avions de nouvelles générations pour abaisser leurs coûts d'exploitation et augmenter leurs performance opérationnelle.

La maintenance en aéronautique a donc ravi sa part de ce changement brutal afin d'atteindre ces objectifs (la sécurité, la disponibilité, le coût d'exploitation). Mais ces

dernier (objectifs) connaissent des problèmes qui agissent sur le temps requis pour réparer les défaillances des systèmes et permettre le retour en service de l'avion. Pour rectifier cette situation c'est-à-dire résoudre ses problèmes, le système embarqué de la maintenance vient à ses buts, on a comme exemple :

- **AIMS Aircraft Information Management Système** du BOEING 777.
- **Système Centralisé de Maintenance CMS** d'A330/ A340.

Ce dernier (CMS) a été inspiré d'un ancien système utilisé dans l'A320 dans les années 80 c'est le **CFDS (Centralized Fault Display System)**, et AIRBUS a développé et utilisé ce système dans les avions A330/A340. L'installation de ce système a posé donc les bases de nouvelles normes en maintenance.

Comme tous les systèmes d'avions le CMS à un computer qui le commande, c'est le **CMC (Centralized Maintenance computer)**, cet ordinateur acquiert et traite toutes les données de la maintenance, On le nomme aussi le **Mouchard**.

Alors, Quel est son rôle principal dans le système CMS particulièrement et dans l'avion globalement ? Est ce que le CMC a d'autres rôles ? Lesquels ? Pourquoi on le nomme le mouchard ? Est ce que l'installation du CMC à bord d'un avion est essentielle ou non ? Autrement dit quels sont leurs avantages ?

Pour tenter à répondre à ses questions, mon plan de travail s'est décliné en quatre grands chapitres :

1. La présentation de l'entreprise **AIR ALGERIE** ainsi que l'avion A330-200
2. Comme l'OMS et le CMS ont été déjà traités par la promotion de l'année 2006, donc le deuxième chapitre va être un flash-back ou bien un résumé sur ces derniers
3. le troisième chapitre sera l'analyse complète de la problématique : qui nous a amené une première sous partie à mettre le rôle principal du CMC, l'architecture interne et externe de ce computer ainsi que ces périphériques, et dans une seconde sous partie à analyser l'exploitation du CMC dans la maintenance ou bien ces rôles secondaires.
4. finalement dans le quatrième chapitre, on va présenter un type de la maintenance qui est la maintenance de ligne du CMC. Pourquoi ce choix ? on va le voir.

En conclusion, on va essayer de répondre aux questions posées précédemment par une conclusion générale.

*Chapitre I :*

*Présentation de la compagnie*

**الخطوط الجوية الجزائرية**  
**AIR ALGERIE**



**&**

*L'avion A330-200*



## I.1 PRESENTATION DE L'ENTREPRISE « AIR ALGERIE »

Le rôle essentiel de l'entreprise "Air Algérie" dans l'activité économique est considéré dès le lendemain de l'indépendance comme instrument privilégié de l'exercice de la politique économique du pays qui devait permettre à l'Algérie de développer et réaffirmer la coopération commerciale et culturelle avec ses partenaires.

Du niveau national, la principale préoccupation des pouvoirs publics consistait à promouvoir l'avion de façon à répondre à de plusieurs aides géographique, économique, sociaux et touristiques.

Elle a été en 1947, dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier de lignes aériennes entre l'Algérie et la France.

Le 23 mai 1953 à la suite de la fusion de deux organismes qui existait auparavant la compagnie nationale de transport aérien "Air Algérie" entra officiellement en activité. Dix ans plus tard, en Février 1963, à la suite de l'indépendance de l'Algérie, elle devient une compagnie nationale.

L'année 1971 est une date historique dans la vie de la compagnie, venant de Seattle (U.S.A) deux Boeing 727-200 dotés d'un perfectionnement technique et commerciale par cette acquisition "Air Algérie" devient la première compagnie en Afrique à utiliser des aéronefs JET.

Toujours en 1972 en conformément à la politique de récupération des ressources nationales "Air Algérie" devient une entreprise à 100% Algérienne, mais cette Algérianisation n'a été effectivement et définitivement réalisée qu'en 1974.

Grâce aux avions JET, le sud et l'extrême sud sont désormais directement reliés au nord du pays alors qu'Alger devient un carrefour aérien ouvrant la voie aux pays lointains d'Afrique et d'Europe, avec lesquelles l'Algérie entretient des relations économiques.

Le programme d'exploitation est par ailleurs judicieusement étudié de telle façon à offrir le maximum de vols à chaque ligne desservie dans le but de satisfaire le client sur les deux réseaux exploités (domestique et international) et pour répondre à la demande, la compagnie a du augmenter et diversifier ses activités, ainsi le nombre d'avion est passe de 12 en 1970 à 42 en 1992.

A ce jour, **AIR ALGERIE** compte une flotte de 30 avions composée de :

- BEOING 737-800→ 10 Avions
- BEOING 737-600→ 5 Avions
- BEOING 737-200→ 1 Avion
- BEOING 767-300→ 3 Avions
- ATR 72 -500 → 6 Avions
- AIRBUS A330-200→ 5 Avions

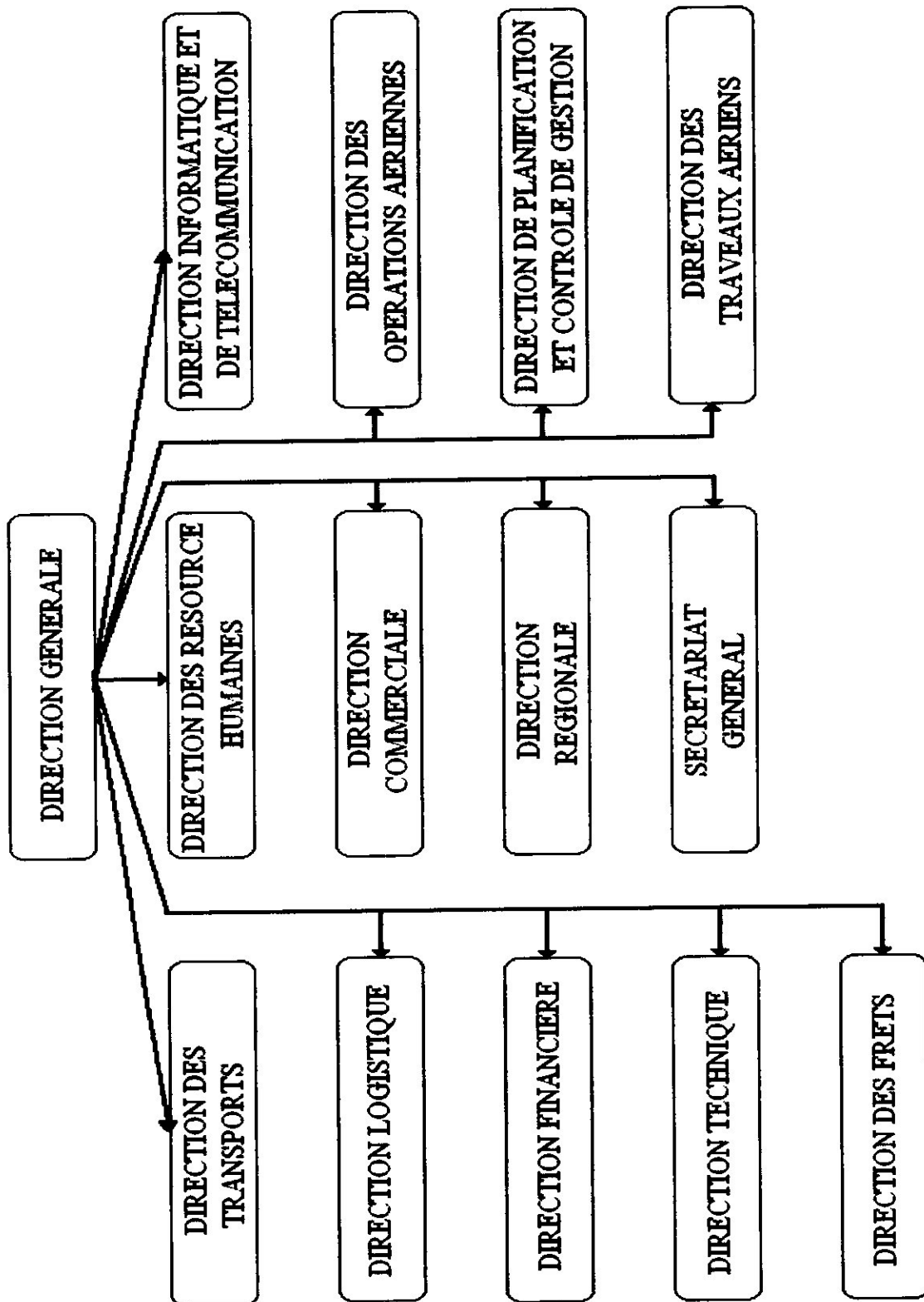
Voir l'organigramme 1 qui présente la direction générale D'AIR ALGERIE

### **I.1.1 LA DIRECTION TECHNIQUE**

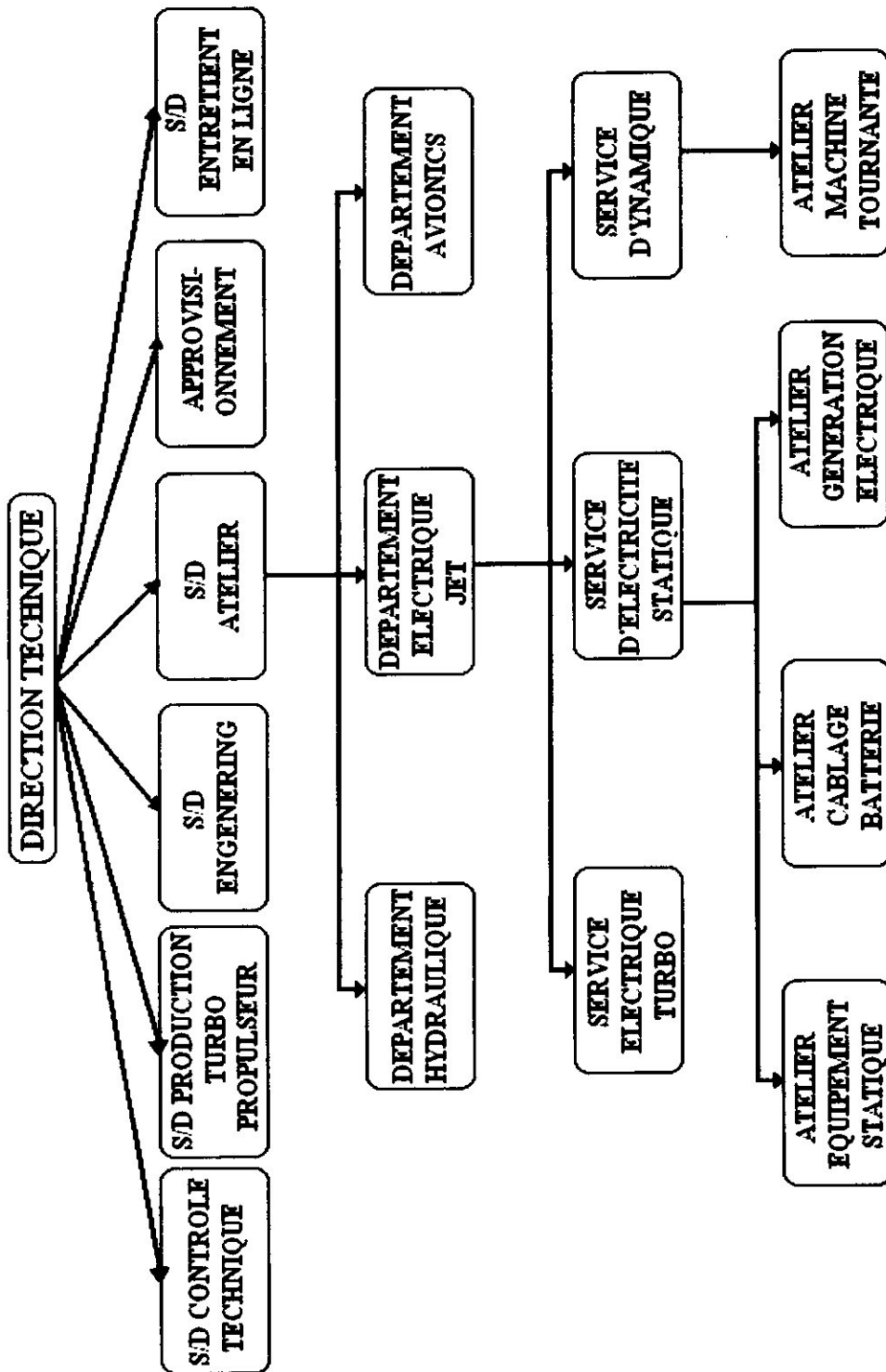
Son rôle est d'assurer la sécurité et de faire prolonger la durée de vie et d'exploitation des appareils de la flotte

Elle est divisée en sous directions, comme nous montre l'organigramme 2





L'ORGANIGRAMME 1 : DIRECTION GENERALE D'AIR ALGERIE



L'ORGANIGRAMME 2 : LA DIRECTION TECHNIQUE

## II. 2 PRESENTION DE L'AVION A330-200

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché des avions biréacteurs. L'A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

### → Histoire

L'A330-200 a été développé après le -300, il a effectué son premier vol en 1995. Comparé au -300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (identique à celui de l'A340-200), ce qui se traduit bien sur par une réduction de l'emport de passagers, mais l'emport de carburant est par contre largement accru. L'autonomie y gagne 2000 km. Cet appareil répond donc à la demande créée par la multiplication des vols directs intercontinentaux, il répond au 767-300ER de Boeing

Les caractéristiques techniques de cet appareil sont les suivantes :

### → Dimensions

Longueur → 58,8 m

Envergure → 60,3 m

Hauteur → 17,4 m

Aire des ailes → 361,6 m<sup>2</sup>

### → Masse et capacité d'emport

Max. à vide → 120 tonnes

Max. au décollage → 230 tonnes

Nombre de places → 295 en 3 classes à 335 en 2 classes

### → Motorisation

Deux General Electric CF6-80E1, ou Deux Pratt & Deux Whitney PW4000 ou Rolls-Royce RR Trent 700

Poussée unitaire CF6 : 300,3 kN, PW4000 : 286,7 kN, Trent700 : 302,5 Kn

### → Performances

Vitesse de croisière → 860 km/h

Vitesse maximale → 880 km/h

Vitesse → mach 0.86

Autonomie → 12500km (A330-200)/ 10500km (A330-300)

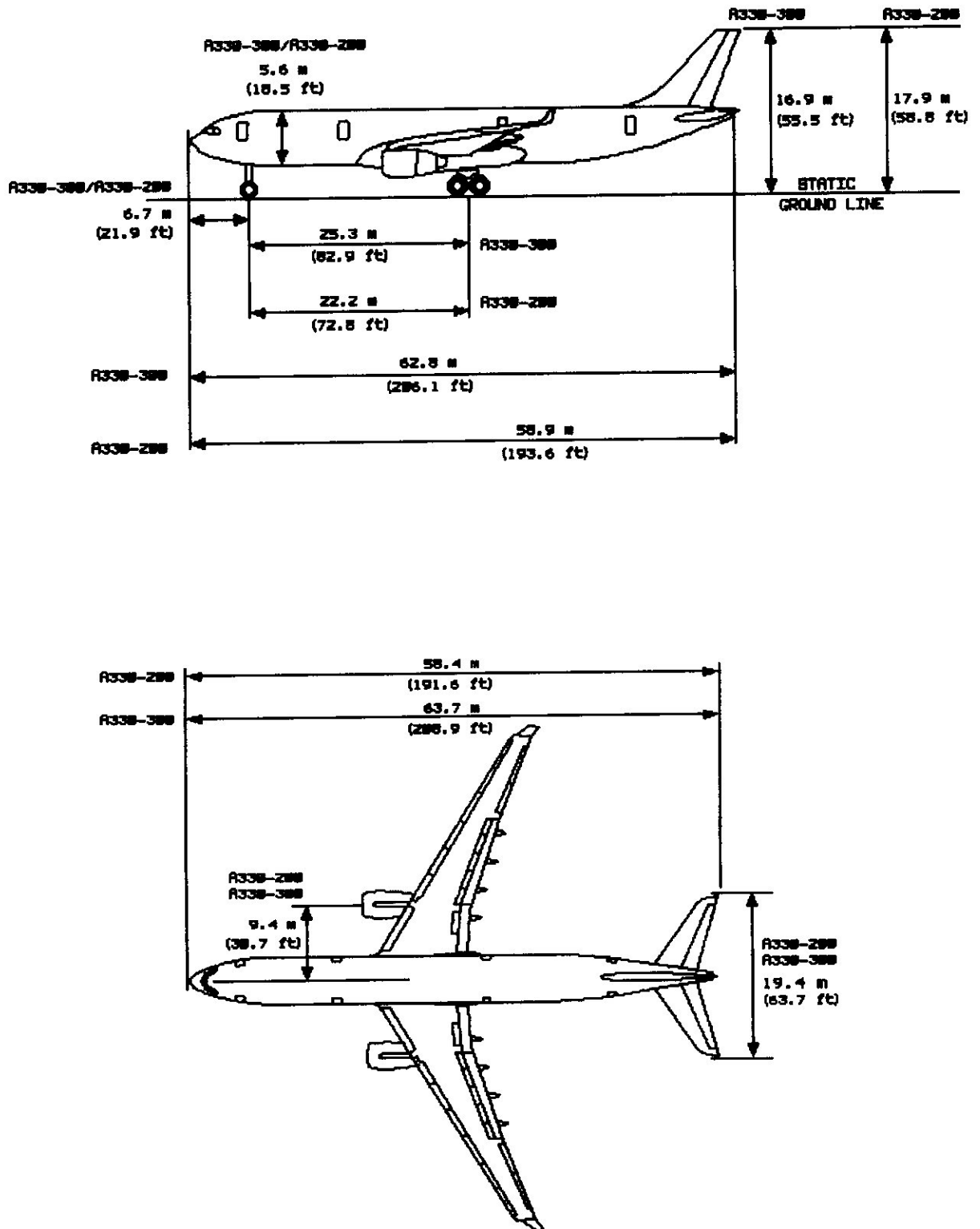


Figure I.1 : Dimensions de l'A330-200

*Chapitre II :*

*Généralités sur l'OMS et le CMS*



## II.1 INTRODUCTION

Dans un secteur en pleine mutation, soumis à une forte pression économique et où l'externalisation des opérations d'entretien continue à s'étendre, les activités de maintenance sont désormais de plus en plus externalisées afin d'optimiser des politiques de réduction des coûts toujours plus drastiques.

L'augmentation de la taille des avions ainsi que le développement des systèmes électriques impliquent un fort accroissement dans les besoins de la maintenance c'est pour cela que les grands concepteurs d'aéronefs AIRBUS et BOEING font évoluer ses systèmes pour accroître la sécurité, la fiabilité et surtout la réduction du coût d'exploitation de la maintenance.

L'un de ses systèmes est celui ; d'aide à la maintenance embarquée l'OMS (**On Board Maintenance System**), qui a été mis en service sur les A320 dans les années 80, dans le but de minimiser le temps et le coût d'entretien.

## II.2 FONCTION PRINCIPALE DU SYSTÈME OMS

### II.2.1. BUT ET COMPOSANTS DE L'OMS

Le but principal de l'OMS est de fournir une aide à l'équipe de maintenance dans le but d'accomplir le diagnostic de pannes. L'exécution de ce dernier est faites comme suit :

- Chaque système inclut le **BITE** « **Built in Test Equipment** » utilisé pour la détection et l'isolation des équipements défectueux.
- un ordinateur central de maintenance (**CMC**) acquiert et traite les données transmises par le système BITE et les avertissements qui sont provenus pendant le vol.
- le résultat de ce diagnostic est transféré aux opérateurs d'entretien à travers les interfaces suivantes : **imprimante**, **MCDU** (**Multipurpose Control and Display Unit**), **ACARS** (**Aircraft Communication and Reporting System**) et le **MDDU** (**Multi Disk Drive Unit**).

## II.2.2 L'ENVIRONNEMENT DU SYSTÈME OMS

L'acquisition, la consolidation, la récupération et l'analyse de toutes les données à bord d'un avion s'effectuent par quatre systèmes électroniques majeurs.

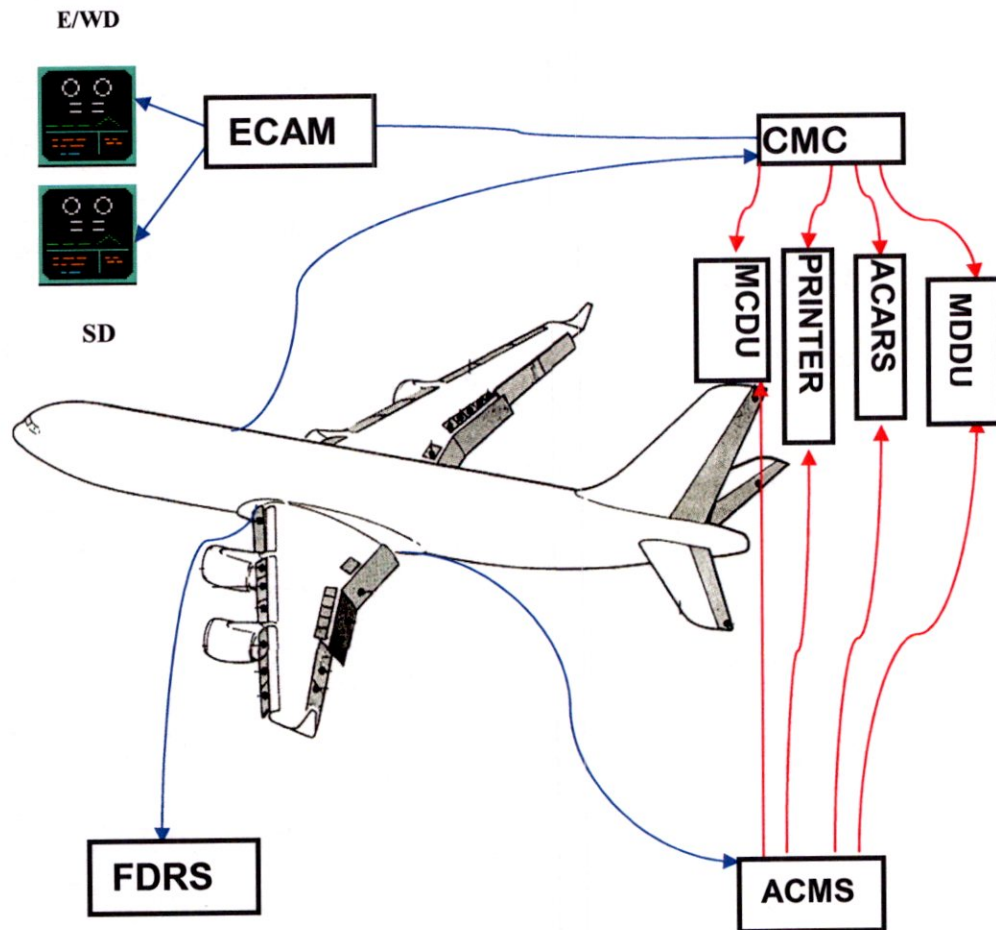


Figure II.1 : Environnement du OMS

- **ECAM** : Electronic Centralized Aircraft Monitoring
- **FDRS** : Flight Data Recording System
- **ACMS** : Aircraft Condition Monitoring System
- **CMS** : Central Maintenance System

1. **ECAM** : ce système affiche la panne quand elle survient pendant le vol.
2. **FDRS** : l'installation de ce système à bord des avions est obligatoire, pour enregistrer les paramètres de vol, dans le but d'investiguer les incidents qui surviennent pendant le vol.
3. **ACMS** : la performance de l'avion est importante d'où la nécessité d'installer l'ACMS qui enregistre les paramètres significatifs et opérationnelles pour les faire exploiter dans le contrôle des moteurs et l'analyse des problèmes spécifiques de l'avion.
4. **CMS** : c'est le système éminent dans l'OMS, il enregistre les données de **BITE** et les anomalies de tous les systèmes puis il les affiche sur le MCDU.

## **II.3 PRESENTATION DU SYSTEME CMS**

### **I.3.1 ARCHITECTURE DU CMS**

Les composants du CMS sont placés dans le cockpit et dans la soute électronique comme suit :

- BITEs → la soute électronique
- CMCs → la soute électronique

Et pour les Interfaces d'utilisateurs :

- 3 MCDUs → cockpit
- MDDU → cockpit
- Imprimante → cockpit
- ACARS → la soute électronique



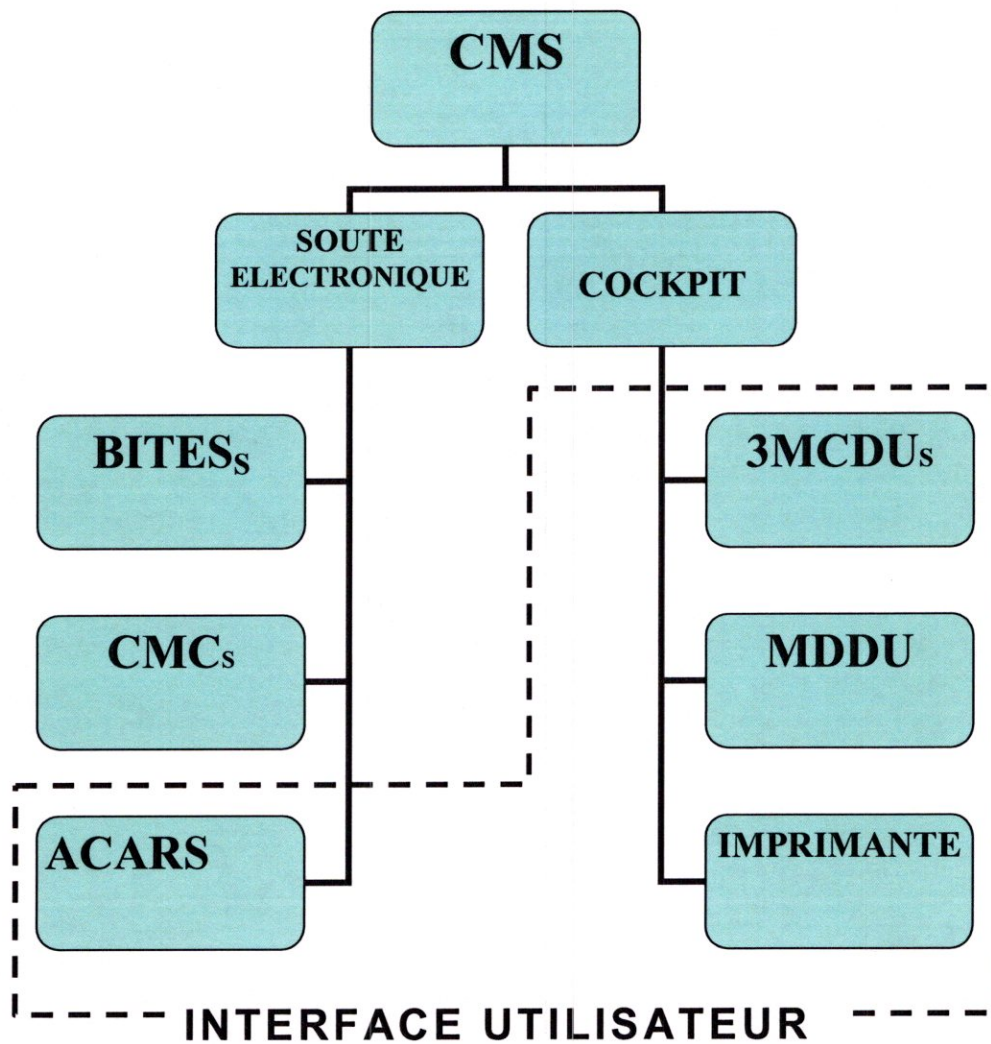


FIGURE II .2 : Architecture du CMS

### II.3.2 FONCTION PRINCIPALE DU CMS

Le CMS est basé sur un concept double :

1. Génération de données et intelligence décentralisées.
2. Commande, stockage et affichage centralisés
  - ↳ Génération de données et intelligence décentralisées faites par le BITE de chaque système en vol (surveillance automatique et permanente) et au sol (possibilités d'essai manuelles).

↳ Commande, stockage et affichage centralisés sont faits par le **CMC** et ces périphériques ; en vol (emmagasiner automatiquement et permanent à l'intérieur du **CMC** puis un affichage de pannes sur les périphériques) et au sol (activation d'un essai manuel où son résultat sera affiché sur les périphériques, mais sans le stocker dans le **CMC**).

### **II.3.3 LES PERIPHERIQUES DU CMS**

La transmission, le chargement, l'affichage et le tirage de données de la maintenance s'accomplissent par les périphériques du CMS qui sont :

- **ACARS**
- **MDDU**
- **Imprimante**
- **MCDU**

#### **II.3.2.1 ACARS**

L'ACARS est employé pour transmettre ou recevoir, automatiquement ou manuellement, des rapports ou des messages via une station au sol.

Dans le cas du CMS, l'information de maintenance est envoyée au sol où l'équipe d'entretien peut, selon les conditions de contenu de rapport et les exigences aériennes:

- Préparer les outils requis pour ramener l'avion en état d'être exploité.
- Traiter les données pour faire les statistiques
- Contrôler les stocks de pièces de rechanges

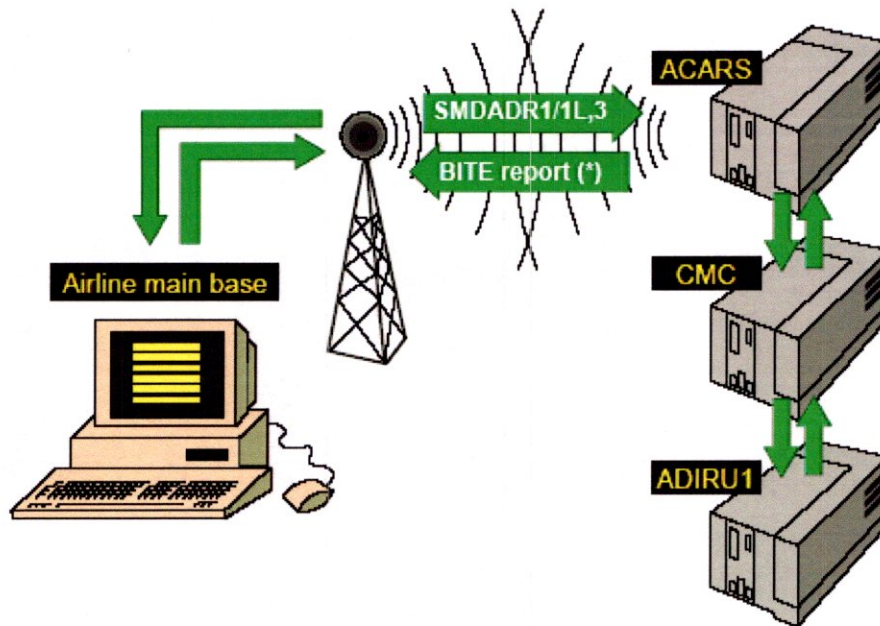


Figure II.3 : Présentation de l'ACARS

### II.3.2.2 MDDU

Le MDDU permet de charger des données à partir d'un disque ou télécharger le rapport d'entretien du CMC dans un disque.

On distingue deux modes d'utilisation de MDDU :

1. mode automatique : ou les transferts de fichier se produisent sans aucune opération sur le MDDU. Le protocole de transmission est initialisé quand le disque est inséré dans le chargeur de données et quand le commutateur est placé à CMC 1 ou à CMC 2.
2. En mode manuel : le téléchargement se produit quand l'opérateur choisit la touche de DUMP (DÉCHARGE) sur le MCDU.

Dans les deux cas, le disque doit être configuré pour un usage de MDDU.

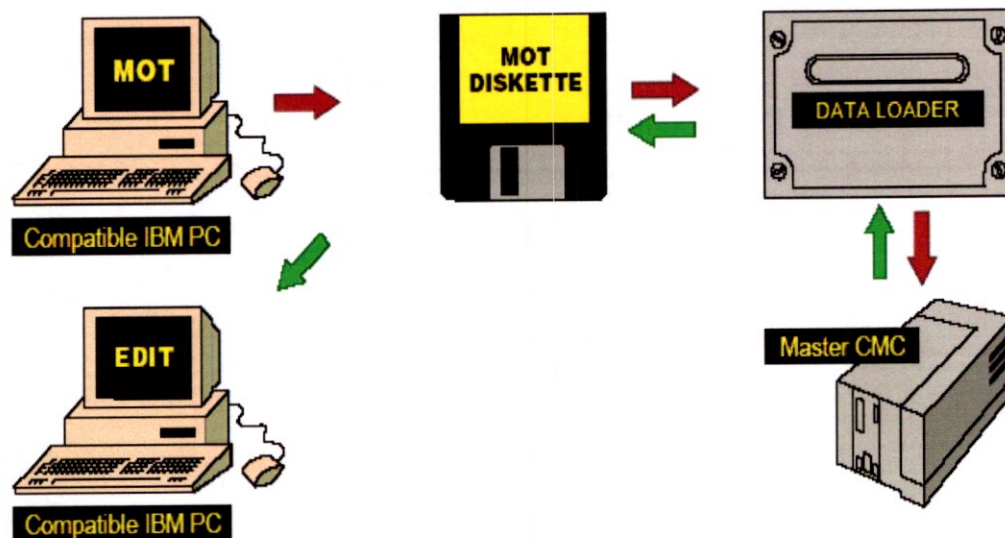


Figure II.4 : Présentation du MDDU

### II.3.2.3 IMPRIMANTE

L'imprimante est conçue pour réaliser le tirage des rapports qui viennent de divers systèmes tels que FMGES (FLIGHT MANAGEMENT GUIDANCE AND ENVELOP SYSTEM), CMS, EIVMU (ENGINE INTERFACE AND VIBRATION MONITORING UNIT), ACARS et ACMS.

Ce tirage est possible en vol ou au sol

Deux modes d'activation sont fournis :

1. Action manuelle : pour la commande d'impression de page
2. Contrôle automatique qui est programmée pour :

→ Imprimer Le rapport après vol ; ce rapport est transmis à l'imprimante quand le dernier moteur est arrêté.

→ Imprimer le Rapport de téléchargement ; à la fin de l'opération du téléchargement, un

rapport est automatiquement imprimé.

## IMPRIMANTE

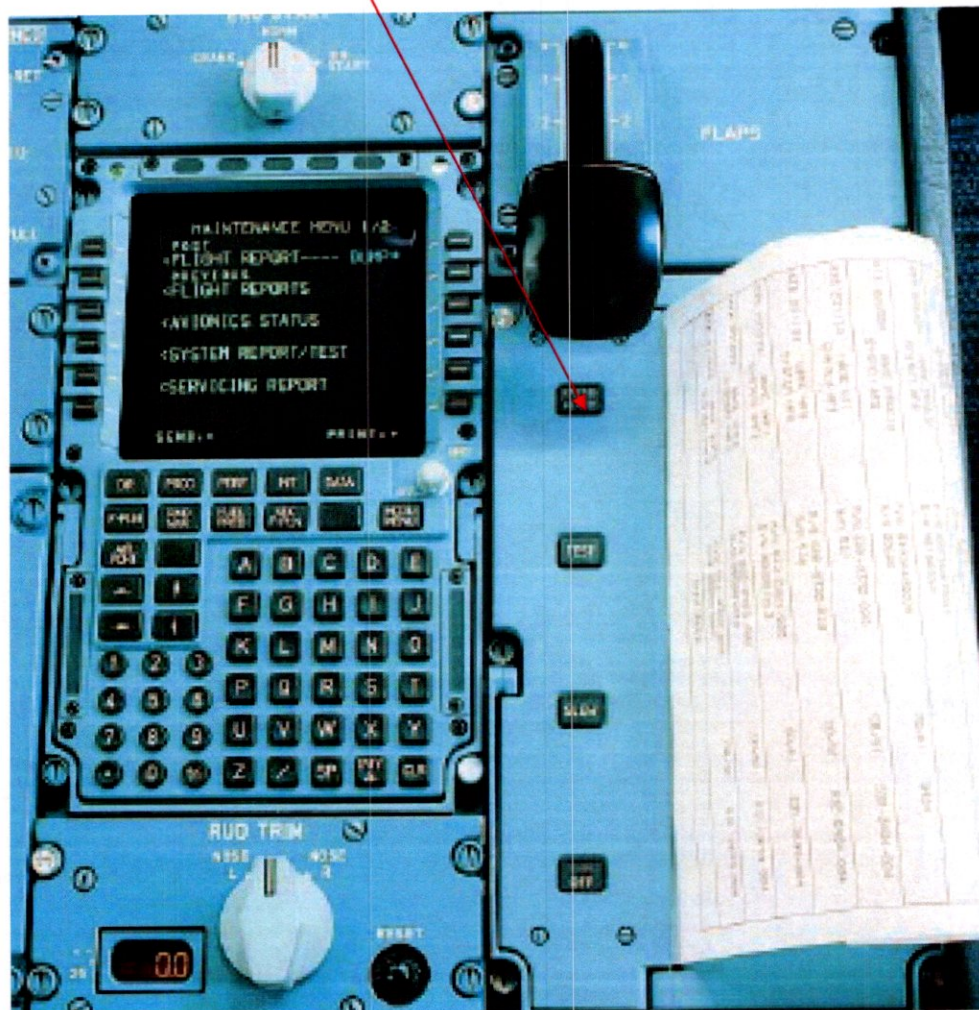


Figure II. 5 : Imprimante

## II.3.2.4 MCDU

C'est l'interface la plus considérable dans le système CMS car toutes les fonctions de ce dernier sont gérées à travers le MCDU, il permet aussi de dialoguer avec le CMC activé ou avec les systèmes reliés au CMCs

MCDU

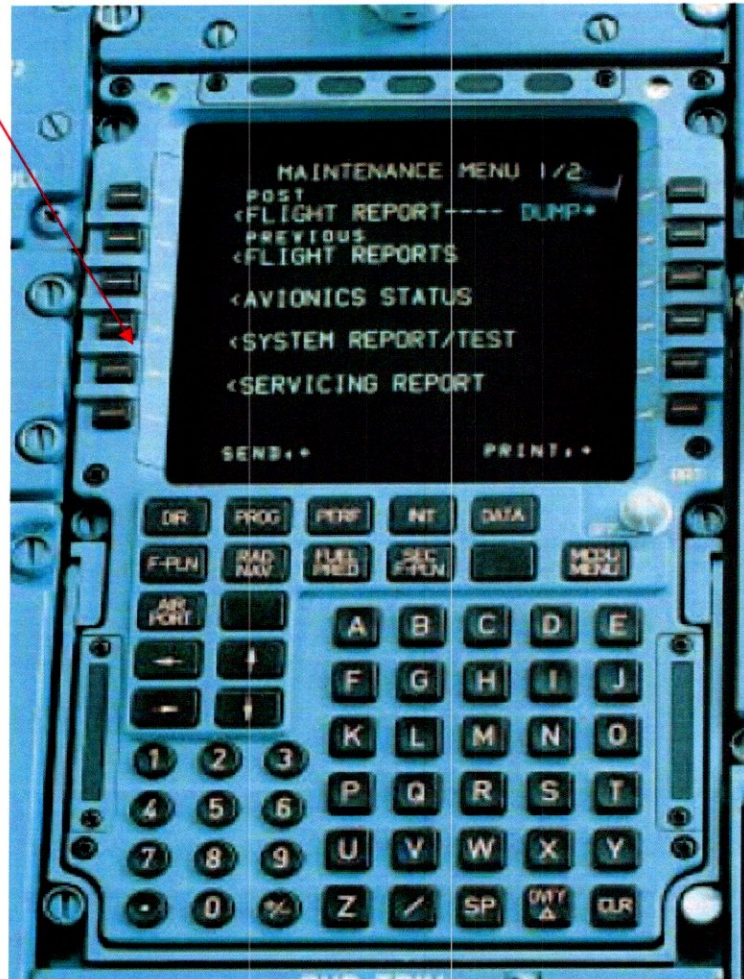


Figure II. 6: MCDU

## II. 4 CONCLUSION

Comme il a été reporté dans la partie précédente, dans chaque partie du système de l'avion le **BITE** est destiné à la détection et l'isolation des pannes, deux ordinateurs centraux et redondants (**CMC1** et **CMC2**) centralisent et mémorisant ces pannes, ils les ajoutent aux alarmes générées par le **FWCs**, en plus de l'information de défaillance produite par tous les systèmes de l'avion.

Donc le **CMC** (Central Maintenance Computer) est le cerveau du système **CMS** qui mémorise les pannes détectées par le **BITE** de chaque système.

*Chapitre III :*

*Etude descriptive et fonctionnement  
du CMC*



### III.1 INTRODUCTION

Dans le projet de développement et d'évolution des grands systèmes, le management de tous ses systèmes à bord d'un avion se fait par des ordinateurs qui font la commande et les traitements de données comme le FWS (Flight Warning System) commandé par le FWC (Flight Warning Computer) et le CMS par le CMC.....etc.

Le CMC est donc le cerveau du CMS et ses ensembles, la majorité des pannes détectées sont traitées par ce dernier.

En outre, on le nomme le mouchard car il épie toutes les opérations fausses qui sont effectuées par l'équipage dans le cockpit pendant le vol.

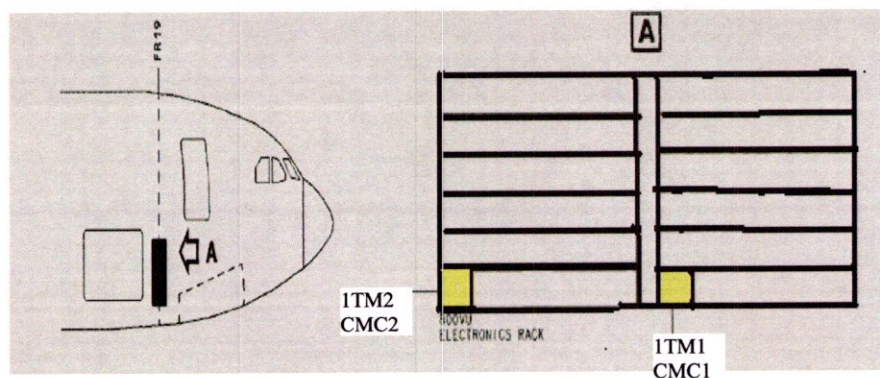
### III.2 LE ROLE PRINCIPAL DU CMC

Deux ordinateurs de maintenance centraux et redondants (CMCs) sont utilisés dans le système de maintenance embarqué.

L'objectif du CMC est de centraliser et stocker toutes les informations de maintenance fournies par le système BITE. Ces informations peuvent être lues par le personnel de maintenance sur le MCDU. En plus, de MCDU et un seul CMC, l'équipe de maintenance peut exécuter les essais de tous les équipements dans le but de confirmer l'information de panne.

#### III.2.1 L'emplacement du CMC

Le CMC est localisé dans la soute électronique, comme montre la figure ci-dessous



**Figure III.1 : Localisation du CMC**



## III.2.2 Architecture Externe du CMC

### III.2.2.1 Architecture du CMC

Le CMC est de la forme d'une boîte de 5MCU (Modular Concept Unit) « unité de conception modulaire ».

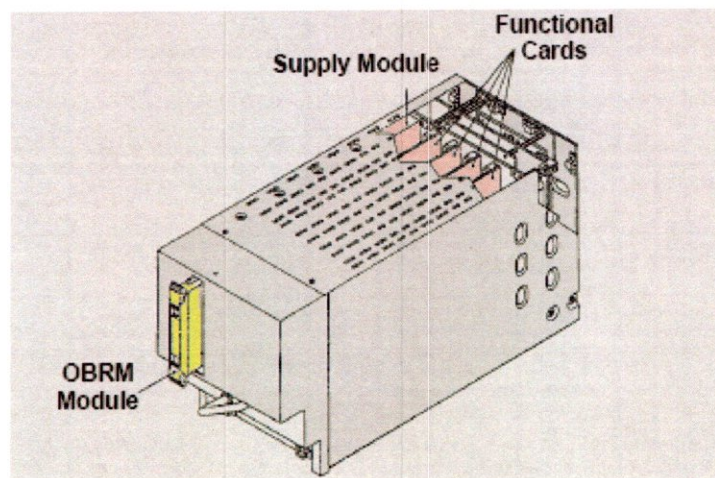


Figure III.2 : Architecture du CMC

### III.2.2.2 caractéristiques principales

- **Les dimensions** : voir la figure III.3  
 Longueur = 386mm (15.196in)  
 Largeur = 157.2mm (6.1308in)  
 Hauteur = 193.5mm (7.716in)
- **Poids** : Moins de 6.9Kg

### III.2.2.3 caractéristiques environnementales

#### a- Température

- Température d'exploitation : de  $-15^{\circ}\text{C}$  à  $70^{\circ}\text{C}$  ( $-5^{\circ}\text{F}$  à  $158^{\circ}\text{F}$ )
- Température de survie au sol : de  $-55^{\circ}\text{C}$  à  $85^{\circ}\text{C}$  ( $-67^{\circ}\text{F}$  à  $185^{\circ}\text{F}$ )

#### b- Altitude- Pression

- altitude maximale : 10660m (35000ft).
- pression minimale : 0.2384 bar (3.4577psi).

Le CMC est installé dans une zone pressurisée.

### c- Humidité

Le CMC peut supporter un environnement avec une humidité normale et relative de 95% à +50c°.

### III.2.3 Décomposition du Hardware du CMC (matériel de traitement de l'information)

Le CMC contient :

1. carte de source d'alimentation
2. carte CPU (Central Process Unit)
3. Deux cartes d'ARINC (ARINC 1,2)
4. carte d'input / output
5. Ensemble de câble :
  - LSP (lightning Strike Protection) / module interne (carte de LSP, carte interne)
  - Carte d'extension LSP

Chaque carte s'adapte avec le corps de l'équipement par des connecteurs, La localisation des cartes dans le CMC est montrée dans la figure III.5

### III.2.4 Le module OBRM

Le CMC contient aussi un module OBRM (On Board Replaceable Module), ce module est en conformité avec les exigences de conception communes aux fabricants d'équipement divers :

→Mettre en contact via l'arrière pour permettre le remplacement de l'équipement sans le désinstaller.

→Mécanique intégrable prévient l'installation incorrecte de module.

#### III.2.4.1 Dimensions du l'OBRM : voir figure III.4

Longueur: 78.3mm (3.08in)

Largeur : 14.4mm (0.56in)

Hauteur: 108.0mm (4.25in)

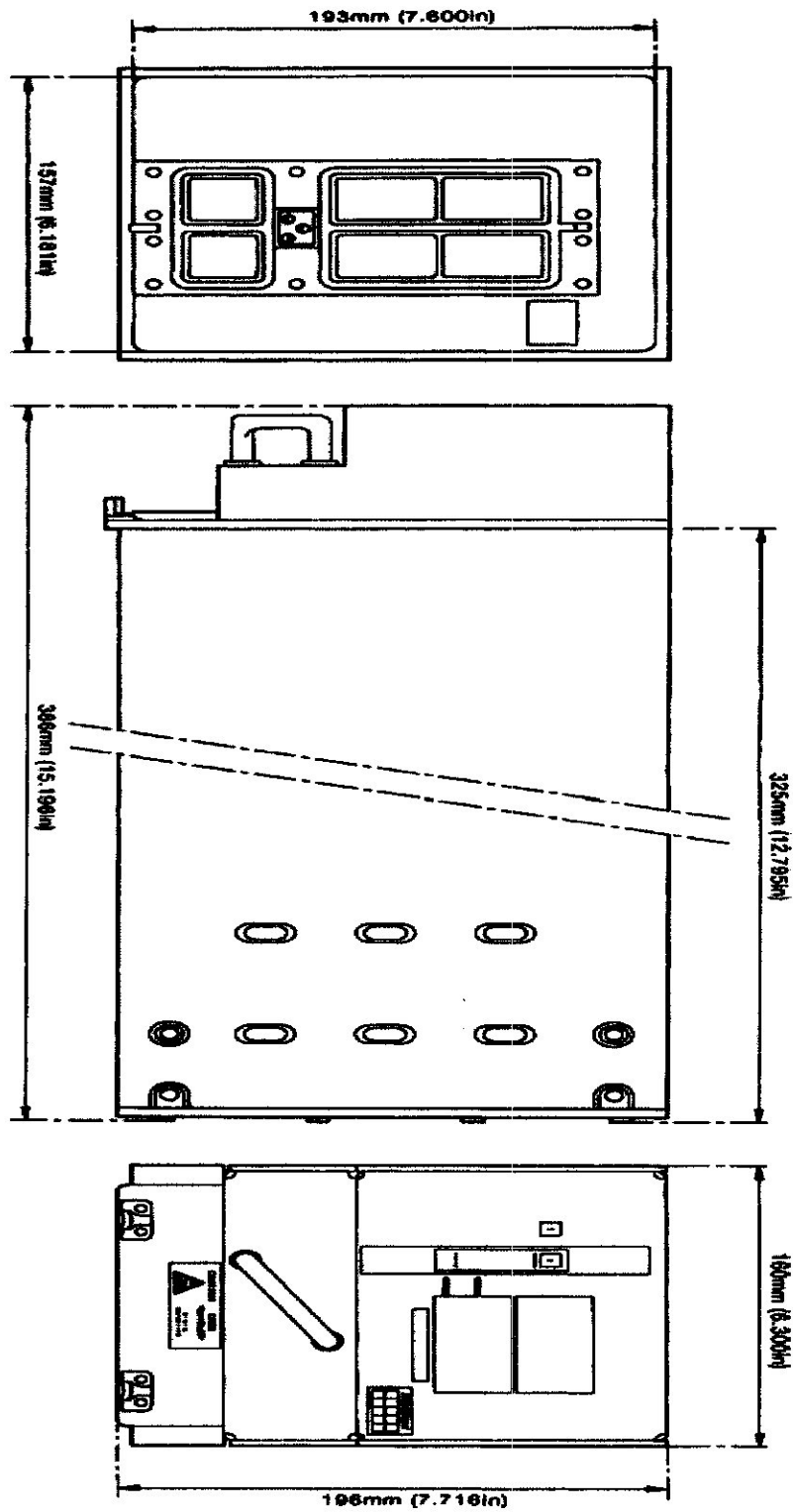


Figure III.3 : Dimensions du CMC

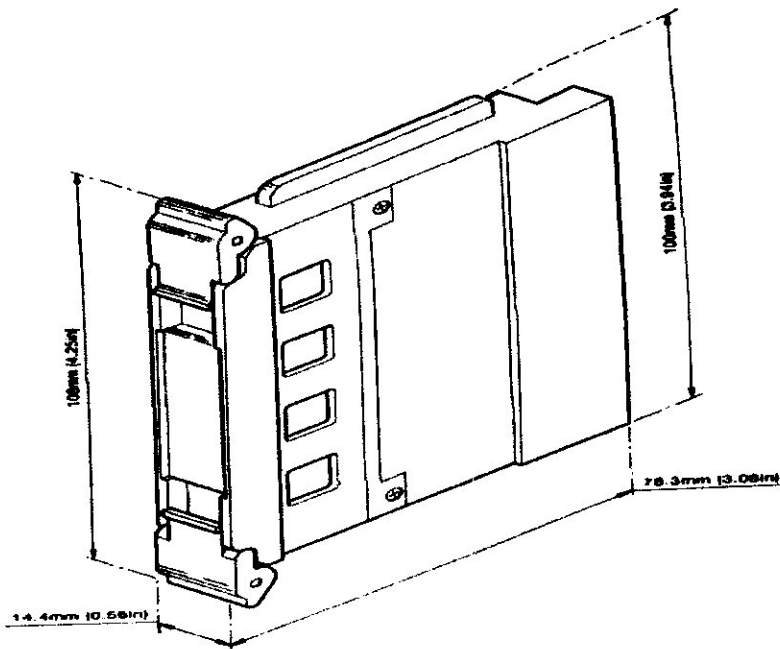


Figure III.4 : Dimensions du l'OBRM

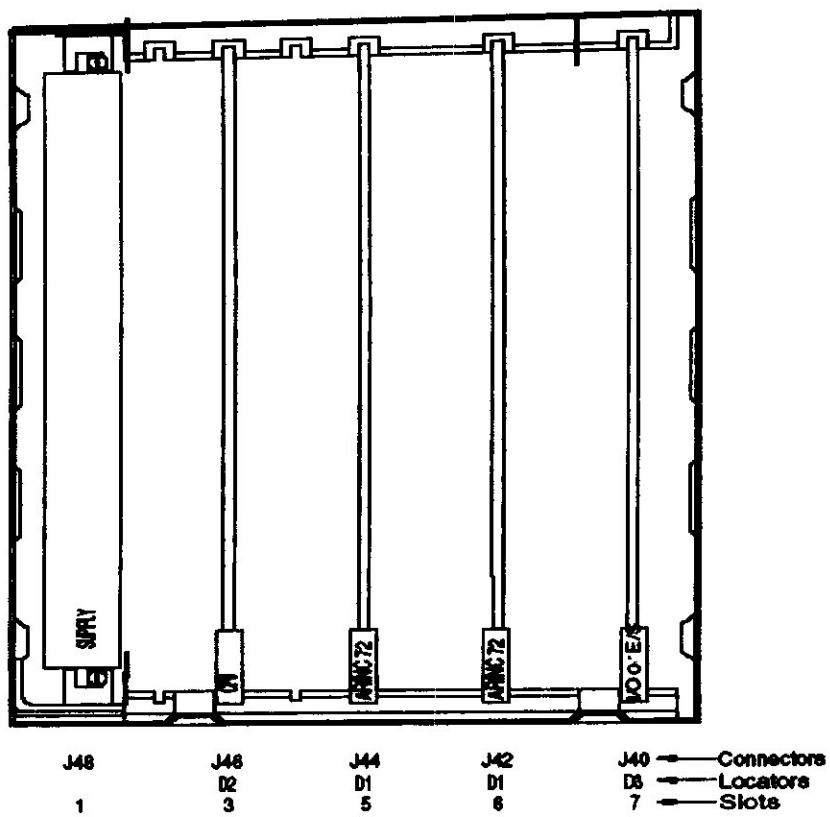
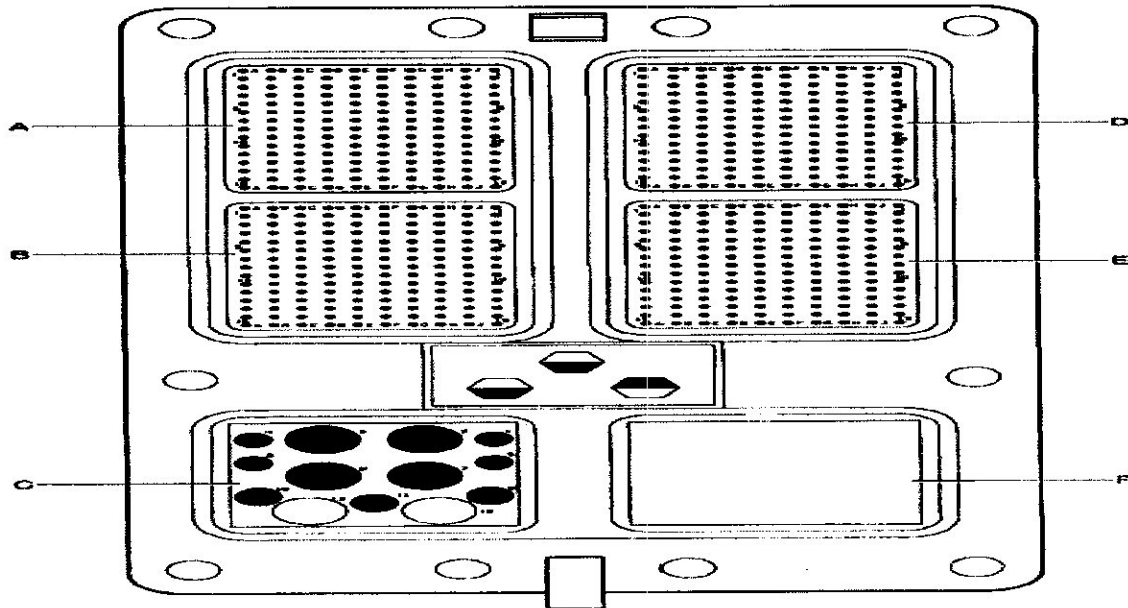


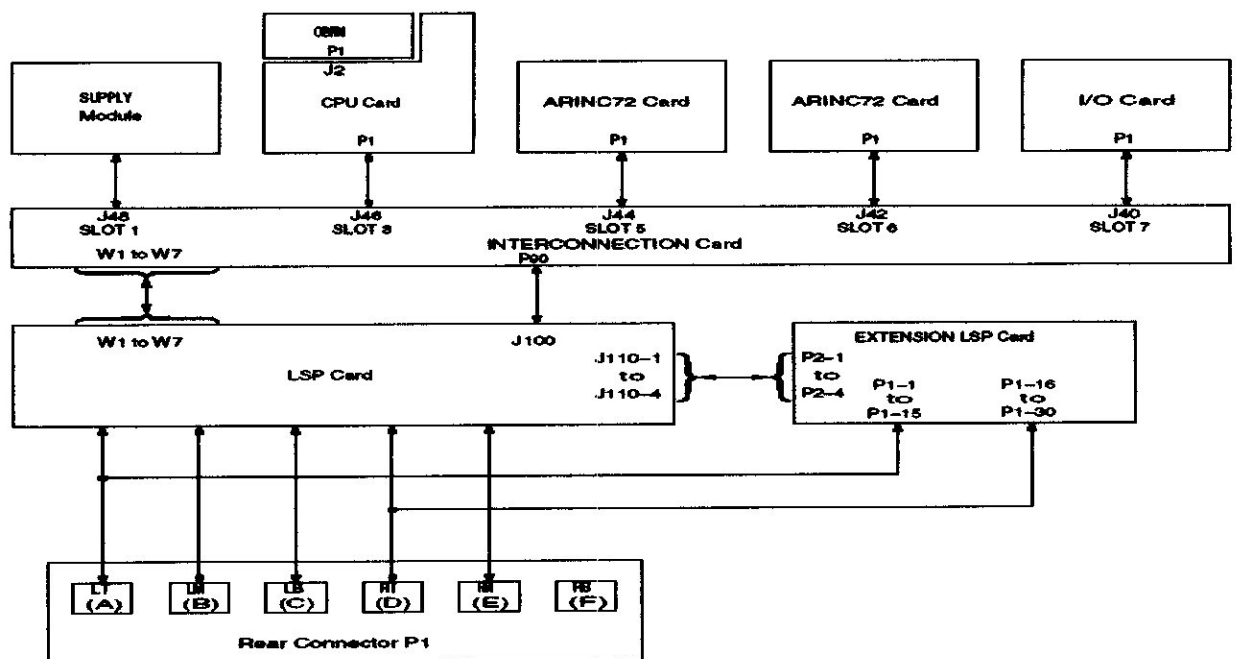
Figure III.5 : Localisation des cartes

**III.2.5 les connexions internes et externes des cartes**

Il y a deux types de connexions des cartes internes et externes, comme il est montré dans les figures III.6 et III.7 : (avec A, B, C, D, E, F dans la figure III-6 sont des pins de connexions)



**Figure III.6 : connexion externe**



**Figure III. 7 : connexion interne**

### III.2.5.1 La commutation de différentes cartes

Est répartie comme suit :

- commutation automatique dans la carte d' I/O
- commutation manuelle (P/B bouton) dans la carte d'interconnexion
- relais de commutation dans le panneau de LSP

Le schéma suivant montre cette répartition :

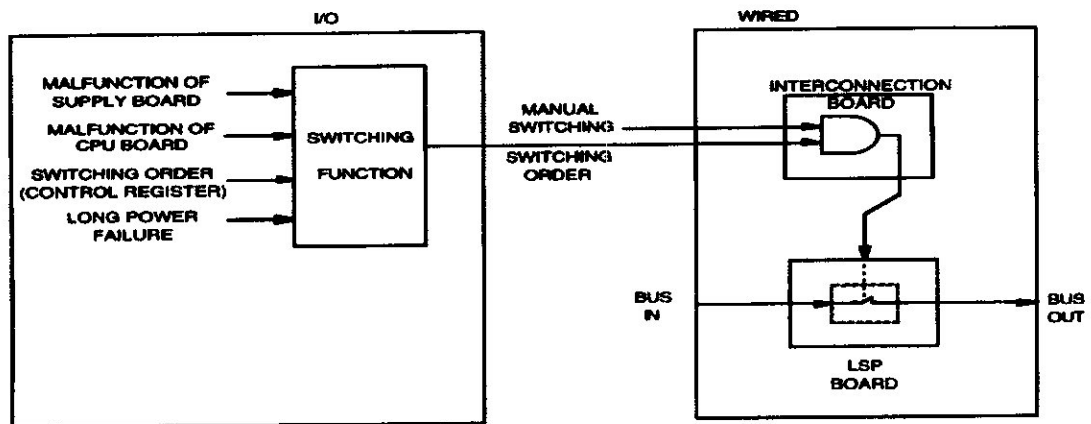


Figure III.8 : La commutation des cartes

### III.2.6 Décomposition du software (logiciel) du CMC

Le software du CMC est défini comme suit pour assurer son bon fonctionnement :

- ☞ Le management double du fonctionnement, contrôle le déroulement interne de l'ordinateur pour ceci le logiciel examine :
  - chaque événement externe (coupe de puissance, remise manuelle,...)
  - événement interne (interruption de matériel,...)
  - chaque événement de configuration (commutation, pin programming)
  - les reconfigurations possibles en fonction des pannes détectées par le « BITE et l'autotest »
  - paramètres généraux et le mode de fonctionnement opérationnel
  - exécuter les checks cycliques pour éviter le dysfonctionnement et les problèmes dus par les autres systèmes
- ☞ le mode normal contrôle le traitement et le stockage de :

- l'information de panne transmise par le BITE des systèmes reliés au CMC,
  - l'information d'avertissement transmise par le FWCs.
- Ce traitement consiste à regrouper toutes les informations de pannes ou d'alarmes
- Ce stockage consiste à arranger ces informations pour les présenter aux opérateurs de maintenance via le MCDU, ACARS, l'imprimante.

☞ le mode interactif contrôle les interfaces d'utilisateurs :

Les connexions avec les deux MCDUs et l'échange avec les BITEs de système (au sol seulement) sont autorisés :

- le management d'échange
  - le management de commande d'opérateurs
  - l'arrangement des rapports la commande d'opérateurs
  - le roulement des pages du MCDU
  - le management d'ACARS et d'imprimante.
- ☞ Le mode I/O (input/output) regroupe les fonctions associées au management de I/O et le protocole de communication :
- acquisition et transmission de l'information (DG -digital I/O, DS- discret I/O)
  - protocole de management pour le MCDU, ACARS, systèmes.....
- ☞ autotests : s'effectuent quand l'avion est au sol.
- ☞ pannes assurent les traitements suivants :
- analyse et stockage de panne concernant le CMC et les autres systèmes
  - transmission et sous- traitance des messages de pannes vers les deux CMCs
  - le management d'échange entre le BITE et les opérateurs de maintenance à travers le CMC master.

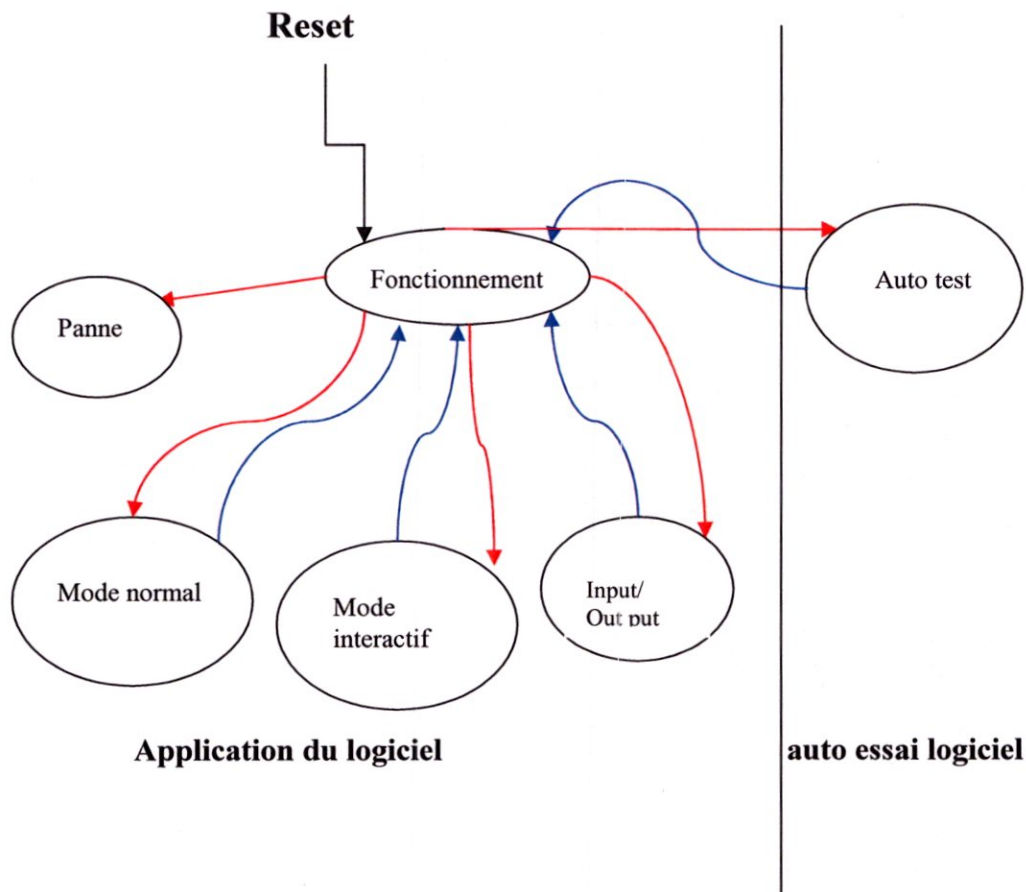


Figure III .9 : Diagramme du software

Il est important de définir le **BITE** avant de continuer la présentation du fonctionnement et l'opération du CMC.

#### Alors c'est quoi le BITE ?

On a dit que le CMC centralise et stocke toutes les informations de la maintenance fournies par le système BITE.

#### III.2.7 le BITE « Équipement d'essai incorporé »

Chaque système est composé du LRUs « line replaceable unit »

ou « élément remplaçable en escale », qui peut être : calculateur, capteur, actionneur (vérin), sonde, etc.

Avec la nouvelle technologie, la plupart de ces LRUs sont contrôlés en permanence par des calculateurs numériques ,et pour des raisons de sécurité, dans chaque système une partie du calculateur est consacrée pour ces fonctions elle s'appelle: **Built In Test Equipment**.



### III.2.7.1 Caractéristiques du BITE

- détection des pannes qui affectent le système (permanente ou intermittente)
- identification des pannes au niveau du LRU
- distinction entre les pannes (internes) du système et les pannes d'interfaces de l'avion (externes)
- mémorisation de l'information de la maintenance (en vol et au sol)
- transmission des données de maintenance vers les 2 CMCs
- l'échange entre le CMS et ces interfaces pour les opérations de tests.

### III.2.7.2 Fonctionnement du BITE

On a dit précédemment que pour accomplir le diagnostic d'une défaillance chaque système inclut sa propre BITE, qui fait la détection, l'isolation et la mémorisation des pannes.

**-détection:**

Si la panne est survenue elle est permanente (consolidée) ou intermittente (discontinue)

**-isolation:**

Après la détection d'une anomalie, le BITE est capable d'identifier le défaut au niveau du LRUs et donner un flash (snapshot) instantané dès que la panne survient.

**-mémorisation:**

Toutes les informations de la maintenance et du dépannage sont mémorisées dans une mémoire non volatile (NVM).

**Remarque**

Les pannes détectées par le système BITE sont classifiées dans trois catégories (classe 1, 2, 3) eu égard à leurs conséquences sur la sûreté et la disponibilité de l'avion (on va les voir dans le chapitre de la maintenance).

### III.2.7.1 Caractéristiques du BITE

- détection des pannes qui affectent le système (permanente ou intermittente)
- identification des pannes au niveau du LRU
- distinction entre les pannes (internes) du système et les pannes d'interfaces de l'avion (externes)
- mémorisation de l'information de la maintenance (en vol et au sol)
- transmission des données de maintenance vers les 2 CMCs
- l'échange entre le CMS et ces interfaces pour les opérations de tests.

### III.2.7.2 Fonctionnement du BITE

On a dit précédemment que pour accomplir le diagnostic d'une défaillance chaque système inclut sa propre BITE, qui fait la détection, l'isolation et la mémorisation des pannes.

**-détection:**

Si la panne est survenue elle est permanente (consolidée) ou intermittente (discontinue)

**-isolation:**

Après la détection d'une anomalie, le BITE est capable d'identifier le défaut au niveau du LRUs et donner un flash (snapshot) instantané dès que la panne survient.

**-mémorisation:**

Toutes les informations de la maintenance et du dépannage sont mémorisées dans une mémoire non volatile (NVM).

**Remarque**

Les pannes détectées par le système BITE sont classifiées dans trois catégories (classe 1, 2, 3) eu égard à leurs conséquences sur la sûreté et la disponibilité de l'avion (on va les voir dans le chapitre de la maintenance).

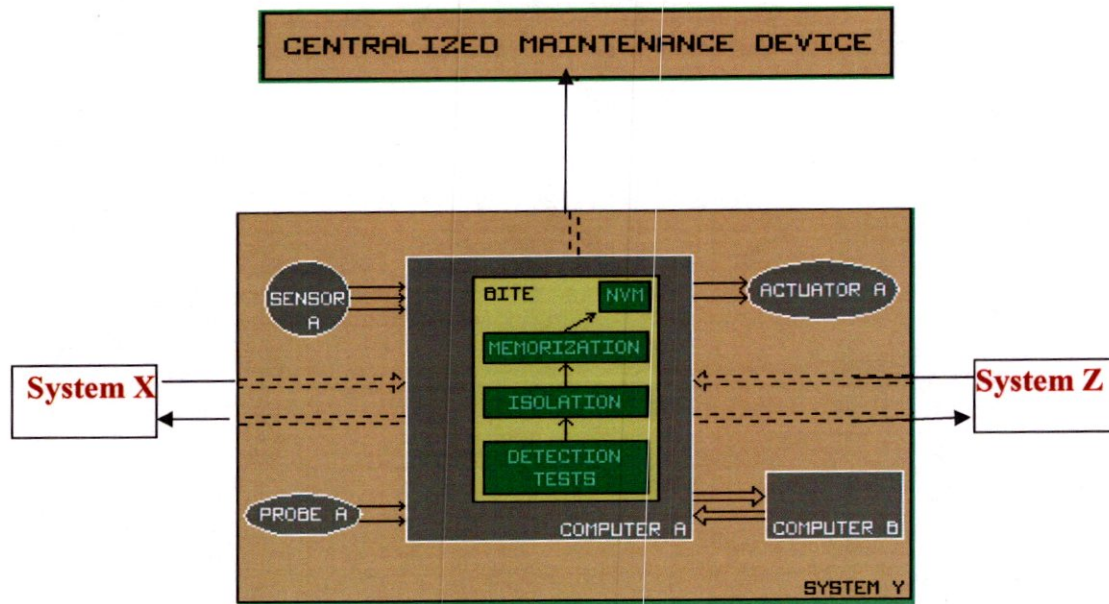


Figure III.10 : schématisation du BITE

### III .2.8 Les différents types de connexions externes

Le CMC est connecté avec les autres systèmes par :

- Input digital (DGI)
- Output digital (DGO)
- Input discret (DSI)
- Output discret (DSO)

#### III .2.8.1 inputs/outputs digitaux

Ce type de input/output est fait par l'ARINC 429

Alors C'est quoi l'ARINC 429 ?

##### III .2.8. 1.1 Description

L'ARINC 429 est les plus anciens bus avionique .développé par l'Aeronautical Radio INCorporation en 1977, il est encore utilisé aujourd'hui sur des nouvelles plates formes même si d'autre bus plus récents sont fréquemment retenus.

Ce bus est un bus de données simple utilisant un seul émetteur et de 1 à 20 récepteurs par bus. On le retrouve dans des avions tels que les AIRBUS A310/320 et A330/A340, dans les boeing du 727 au 767 et dans de nombreux autres systèmes tels que les hélicoptères Bell.

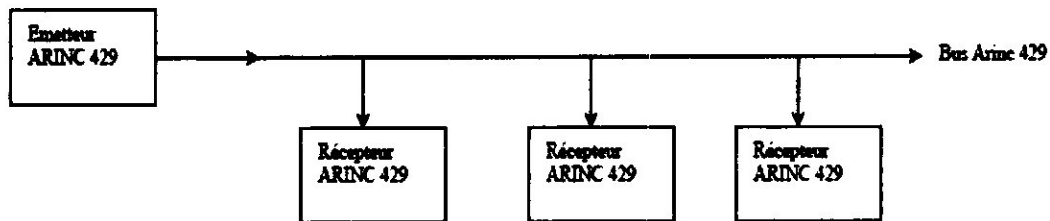


Figure III.11 : Architecture du bus ARINC 429

### III .2.8.1.2 Support physique

Il s'agit d'une structure point à point. La communication est unidirectionnelle et pour une communication bidirectionnelle entre les systèmes, on utilise deux bus, un dans chaque direction. Un bus ARINC 429 utilise deux fils pour transmettre un encodage bipolaire avec retour à zéro. Les mots de 32 bits 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 unidirectionnel utilisé s'appelle DITS ce qui signifie : Mark33 Digital Information Transfert System. C'est une paire torsadée.

Le bus ARINC 429 supporte deux types de débit : un haut débit de 100Kbps pour les 'hautes' données (1% des données) et un faible débit variant entre 12Kbps et 14,5Kbps pour les 'basses' données.

### III .2.8.1.3 Niveau de liaison

les données sont transférées sur les bus séries ARINC 429 par des mots de 32 bits. Chaque mot est séparé par un 'trou inter-mots' de 4 bits (bit-time).

Nous sommes ici dans le cas d'une liaison point à point, donc le système de contrôle est aussi point à point. Trois protocoles sont définis dans ARINC 429 pour les données numériques, discrètes ou fichiers.

Les transferts de données numériques ou discrètes sont effectués en utilisant un champ SAL (System Address Label) unique pour identifier la donnée contenue dans chaque mot. Les transferts de fichiers de données sont effectués par le protocole Bit-Oriented ou Williams burg. Dans ce protocole, la source initialise les communications en envoyant des codes pré-définis. Si un transfert Bit-Oriented est désiré, la source enverra le mot code 'ALO'. Si le récepteur peut recevoir les données, il répond avec 'ALR'. Dans la plupart des cas, un message consiste en un mot de donnée. Le label définit le type de donnée du mot. Le Bit de parité permet de vérifier la validité de la transmission (en vérifiant qu'un bit ne s'est pas perdu).

**Format des mots :**



- Bits 1→8 label (étiquette) : identifier le type de donnée  
 256 combinaisons avec 8 bits  
 Avion 700 étiquette
- Bits 9 et 10 → SDI (source/destination identifier)
  - identificateur source/destination
  - code de direction
- Bits 11 →29 data (champs de données)
- Bits 30 et 31→ SSM (sign status matrix) : identification des paramètres : Direction, signe, valeur, nord, sud, etc...
- Bits 32→ bit de parité (impaire) : test et contrôle la validité de transmission de données

Le status du SSM est comme suit :

N° de bit		Désignation
31	30	
0	0	Failure warning (FW)
0	1	No computed data(NCD)
1	0	Functional test(FT)
1	1	Normal operation(NO)

**Fw** : l'équipement détecte la panne  
**NCD** : donnée non calculée  
**FT**: permet de tester l'état de l'équipement  
**NO**: fonctionnement de l'équipement est correct

**Exemple : comm. VHV, étiquette 030**

Parité	SSM	Données							SDI	étiquette		
32	31 30	29 28 27 26 25 24 23 22 21 20 19 18 17 16 15 14 13 12 11						10 9	8 7 6 5 4 3 2 1			
1	0 0	0 1 0	1 0 0 0	0 1 0 1	0 0 1 1	0 0 0 0	0	0 0	0 0 0	1 1 0	0 0	
		10M Hz	1MHz	100 kHz	10 kHz	kHz	0		0	3	0	
		2	8	5	3	0			←			

La fréquence = 128.530 (le 1 est implicite).

De par la simplicité de sa topologie et des protocoles utilisés, ce bus est d'une très grande fiabilité. Et comme il n'y a qu'un seul émetteur par paire de fils, l'ARINC 429 est bien évidemment déterministe.

Mais comme la transmission et la réception se font sur des ports séparés, le nombre de fils entre les différents systèmes de l'avion est très élevé.

Les schémas suivants montrent les différents DGO et DGI d'ARINC 429 selon leurs connexions aux CMCs :

➤ **DGI de système BITE de type 1 et 2 :**

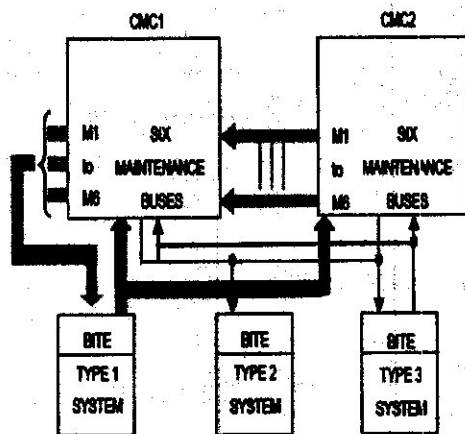


Figure III.12 : DGI de système BITE (1,2)

➤ DGO des bus de communication (C1, C2 et C3) :

Permet de dialoguer avec le CMC actif

Le bus d'Arinc 429 utilisé est de type LS (low speed)

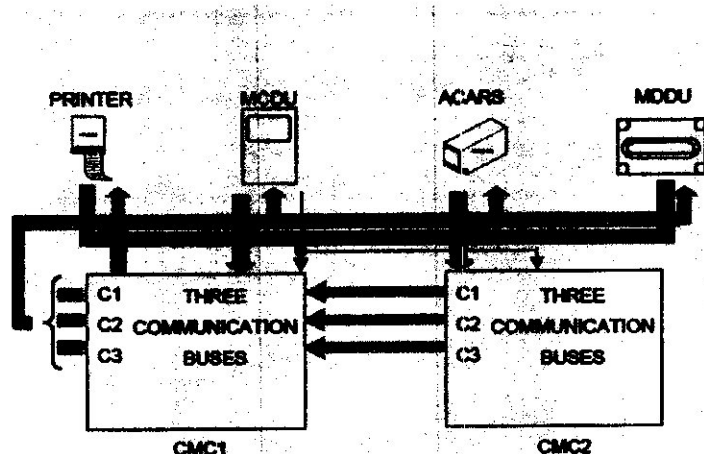


Figure III.13 DGO des bus de communication

➤ DGO des bus de maintenance (de M1 jusqu'à M6) :

Tous les systèmes utilise le bus d'Arinc429 LS sauf : le FWC, BSCU « Brake System Control Unit » EIVMU « » en HS (high speed)

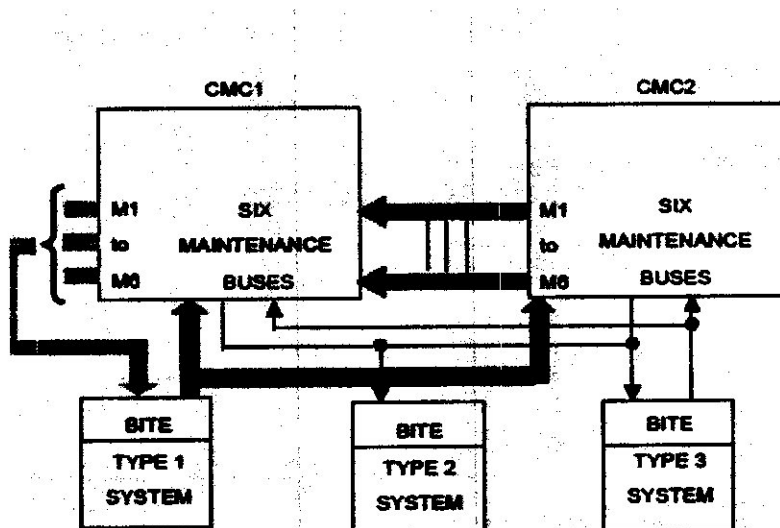
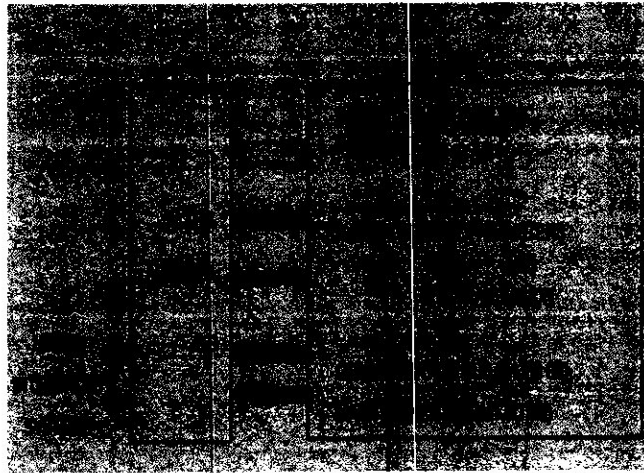


Figure III.14 : DGO des bus de maintenance

➤ **DGI/DGO de bus X-talk (cross talk ou l'intemodulation) :**

Le bus d'ARINC 429 est de type HS.

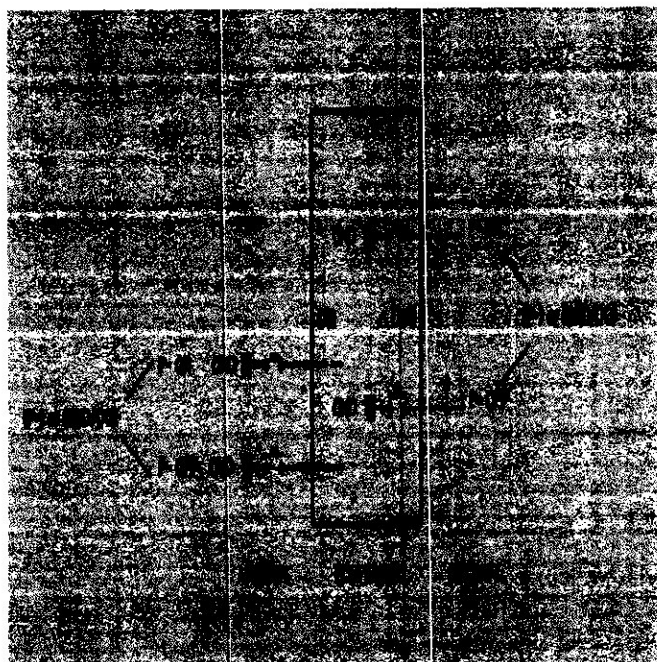


**Figure III.15: Bus d'intermodulation (cross talk)**

### III.2.8.2 Inputs/Outputs discrets

Les signaux discrets dans l'avion sont alimentés avec 28V ou avec la masse (GND ,0V), à l'aide du bouton poussoir.

Le CMC acquiert et traite DSI d'un seul type GND/OC (GND/circuit ouvert), constitue et génère DSO de type (GND/OC).



**Figure III.16: les I/O Discrets**



C'est pour cela que Les systèmes dans l'avion sont divisés en 3 types, dépendent de leurs capacités de mémorisation et leurs types de connexions avec les deux CMCs.

### III.2.8.3 Différents types de système

#### 1. Systèmes de type 1

Un système de type 1 est caractérisé par le bus input/output d'ARINC 429.

Ces systèmes ont:

- La capacité de mémoriser les anomalies détectées pendant les derniers 64 vols.

Ceux-ci assurent la transmission permanente à leur bus de sortie d'une partie mémoire contenant l'identité du LRUs qui a échoué pendant le dernier vol.

Ce type permet au sol le dépannage approfondi et le test d'interaction.

Il y a trois configurations concernant ce type :

- 1- un seul ordinateur : directement connecté au CMC

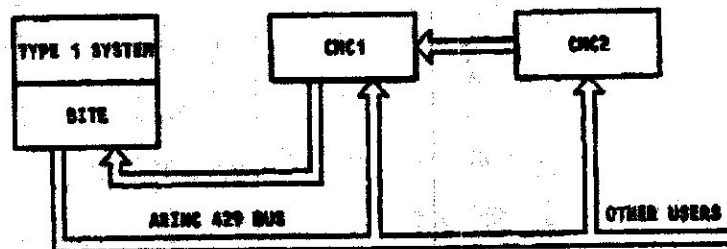


Figure III.17 : syst. de type 1 avec 1 seul CMC

- 2- ordinateur concentrateur : ordinateur concentré à la maintenance, directement connecté au CMC

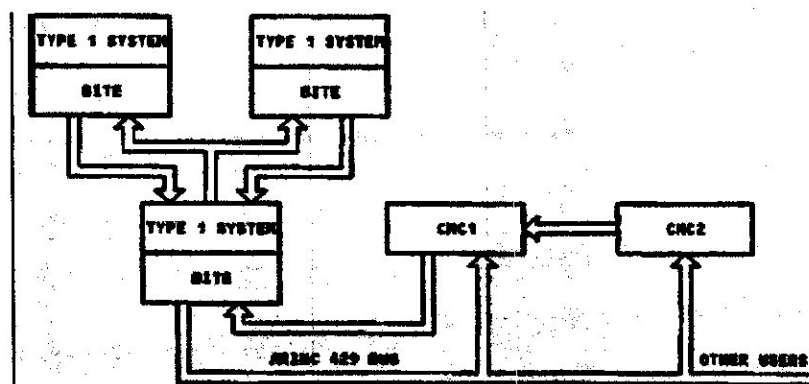


Figure III.18 : syst. de type 1 avec 1 CMC concentrateur

## 2. deux ordinateurs : 2 sous-systèmes connectés au CMC

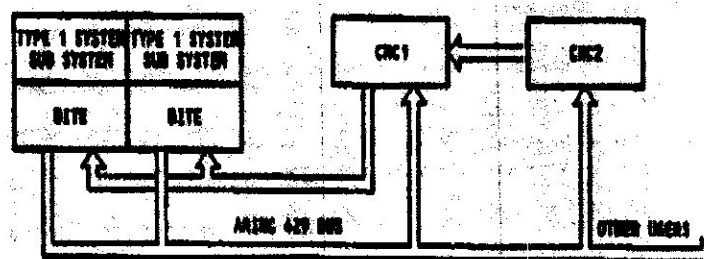


Figure III.19 : syst. de type 1 avec 2 CMCs

### 2. Systèmes de type 2

Un système de type 2 est caractérisé par le bus input/output d'ARINC 429 et inputs/outputs discrets.

Ces systèmes ont:

- La capacité de mémoriser les anomalies détectées pendant le dernier vol.

Ceux-ci assurent la transmission permanente à leur bus de sortie d'une partie mémoire contenant l'identité du LRUs qui a échoué pendant le dernier vol

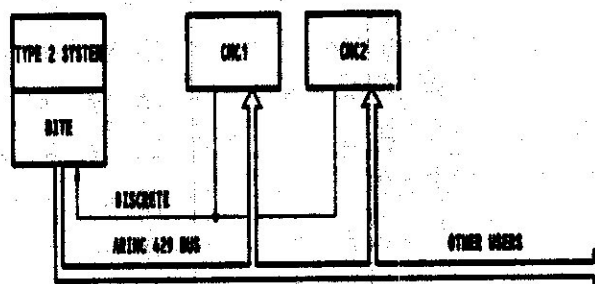


Figure III.20 : syst. de type 2

### 3. Systèmes de type 3

Un système de type 3 est caractérisé par inputs/outputs discrets. Ces systèmes dénotent leur état (valide ou invalide). Le CMC principal peut enclencher (actionner) leur tests ou les prérégler

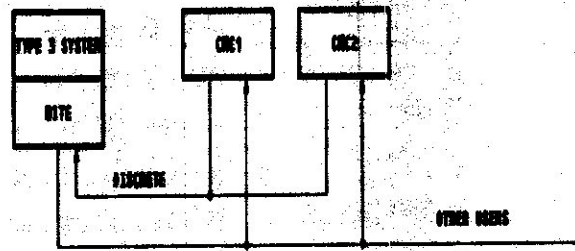


Figure III.21 : syst. de type3

#### III.2.8.4 La liaison ATEC

Il y a une liaison série aux normes RS 232\* entre l'ordinateur (CMC) sous test et l'ATEC (Automatic Test Equipment), Ce type de liaison n'est pas utilisé dans l'avion. Les liaisons séries permettent la communication entre deux systèmes numériques en limitant le nombre de fils de transmission.

### III.3 Architecture Interne du CMC

On a dit précédemment que Le CMC contient:

- carte de source d'alimentation
- carte CPU (central process unit)
- Deux cartes d' ARINC's (ARINC 1,2)
- carte de input/ output
- un module d' OBRM
- Ensemble de câble

#### III.3.1 La carte CPU

Cette carte accomplit la fonction de CPU (unité centrale de traitement). Ceci a des interconnexions avec d'autres cartes par l'autobus d'ECSB (Embedded Computer System

Bus), elle est structurée autour d'un microprocesseur 80386 et exécute les fonctions suivantes :

- gestion de système
- génération des signaux d'ARINC 429
- gestion de panne de courant
- gestion de lien avec l'ATEC
- Interface d'ECSB

L'architecture interne de l'ordinateur est basée autour d'une communication d'ECSB entre chaque carte. Cet autobus (autobus incorporé de système informatique) est sous la commande de la carte d'unité centrale de traitement :

- 21 lignes de l'adresse, 32 lignes de données, 15 commandes de signaux
- Modes synchrone et asynchrone

La carte CPU est répartie en plusieurs parties qui ont les fonctions suivantes :

#### **1. Le cœur du CPU**

- 16 Mhz du microprocesseur 80386\* (voir annexe)
- Chip (circuit intégré) 82380
- Contrôle logique

#### **2 Le Monitoring (watchdog\* ) voir annexe**

- L'activité de contrôle
- L'accès de contrôle

#### **3 Espace de stockage**

- espace RAM (265 Ko)
- espace EEPROM (32 Ko).

#### **4 interface d'ECSB**

#### **5 ports**

- port de position
- port de contrôle

#### **6. inputs/outputs**

- liaison d'ARINC 429 LS
- liaison d'ARINC 429 HS
- liaison série RS 232 asynchrone.

### III.3.2 La carte I/O

Les fonctions principales de la carte d'I/O sont :

- acquisition des entrées discrètes DSI
- génération des sorties discrètes (DSO)
- génération des sorties d'ARINC 429 (DGO)
- génération du code de transmission par la carte d'unité centrale de traitement .
- management de la commande interne de la commutation CMC1/CMC2 (fonction de commutation interne)
- support d'extension de la carte mémoire de CPU.
  - espace RAM (256 Ko)
  - espace EEPROM (256 Ko).

### III.3.3 La carte d'ARINC

Chaque carte d'ARINC effectue l'acquisition de 72 autobus d'ARINC des systèmes.

Ces cartes sont accessibles dans le mode écriture et lecture à travers l' ECSB. La fonction principale de la carte d'ARINC est :

- réception des messages d'ARINC
- sélection des messages d'ARINC
- traitement des mots d'ARINC choisis
- restitution des mots d'ARINC pour la carte CPU

### III.3.4 La carte d'alimentation

Cette carte fournit ,115V/400 hertz de l'avion, les tensions DC Suivantes :

- +5 VL (5 v logique)→ sections logiques
- +5 VR (5 V RAM)→ RAMS
- +15 VA/ - 15VA (analogique) →circuits analogiques.

Elle contrôle aussi la coupe d'alimentation, surtension et sous tension.

Ceci produit de 9 signaux de commande

- ACFAIL : indique un échec d'A/C 115 V/400 hertz
- STORAGE : détecte la réservation d'énergie de modules
- CFAULT : indique si les tensions d'output sont trop basses ou hautes
- PFIN : interruption de panne de courant
- INIT : initialisation

- PFEV : événement de panne de courant
- LPFEV : long événement de panne de courant
- RESOR : origine d'init (automatique ou manuelle)
- SAV : contrôle maintenu 5 par VR après une coupe de puissance.

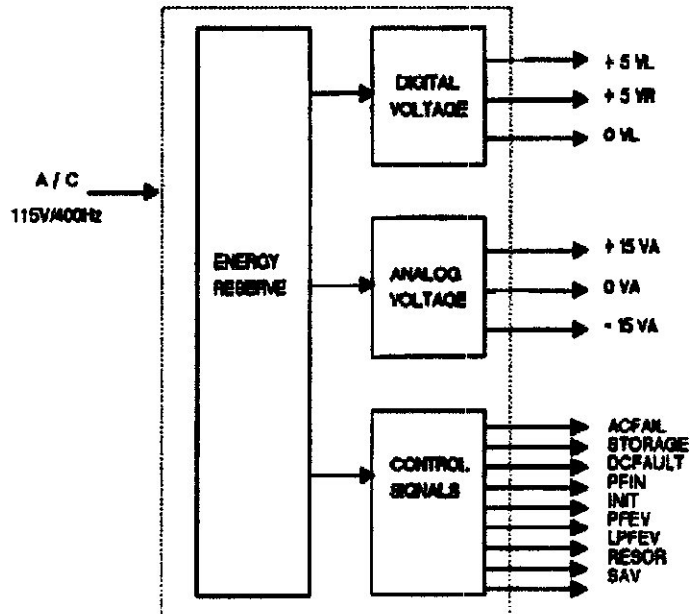


Figure III.22 : Carte d'alimentation

### III.3.5 Le module OBRM

Module de mémoire 32 bits, incorpore le software opérationnel de la carte CPU.

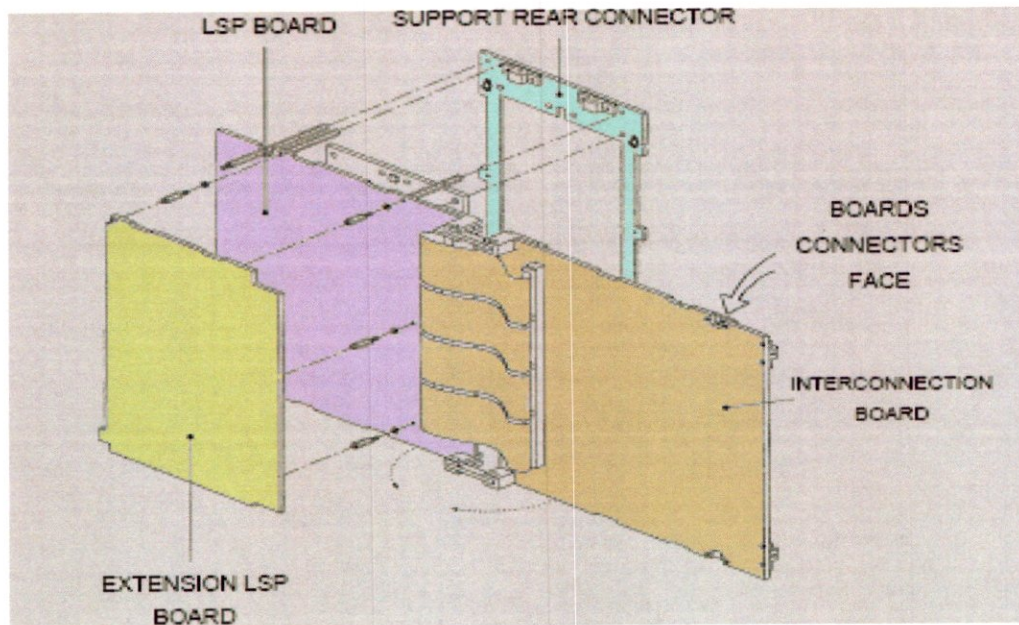
Il contient :

- espace EPROM 512 (Ko)
- dispositif d'identification
- Indication de présence.

### III.3.6 Ensemble de câble

Assure l'interface entre les différents montages partiels d'ordinateur et l'avion. Ceci se compose de :

- support arrière de connecteur
- carte d'interconnexion
- la carte LSP (Lightnig Strike Protection)
- carte LSP d'extension



**Figure III.23 : Différents composants d'ensemble de câbles**

La carte de **LSP** assure :

- les interconnexions entre l'environnement externe et la carte d'interconnexion
- protection contre les surtensions
- support de commutation des relais

La carte d'interconnexion assure :

- interconnexions entre la carte **LSP** et les cartes fonctionnelles du **CMC**
- l'appui et l'adaptation de l'**ECSB**,
- génération de la commande de commutation de relais de carte **LSP**

La carte d'extension **LSP** complète la protection contre les surtensions.

Le schéma suivant nous montre la communication entre les cartes :

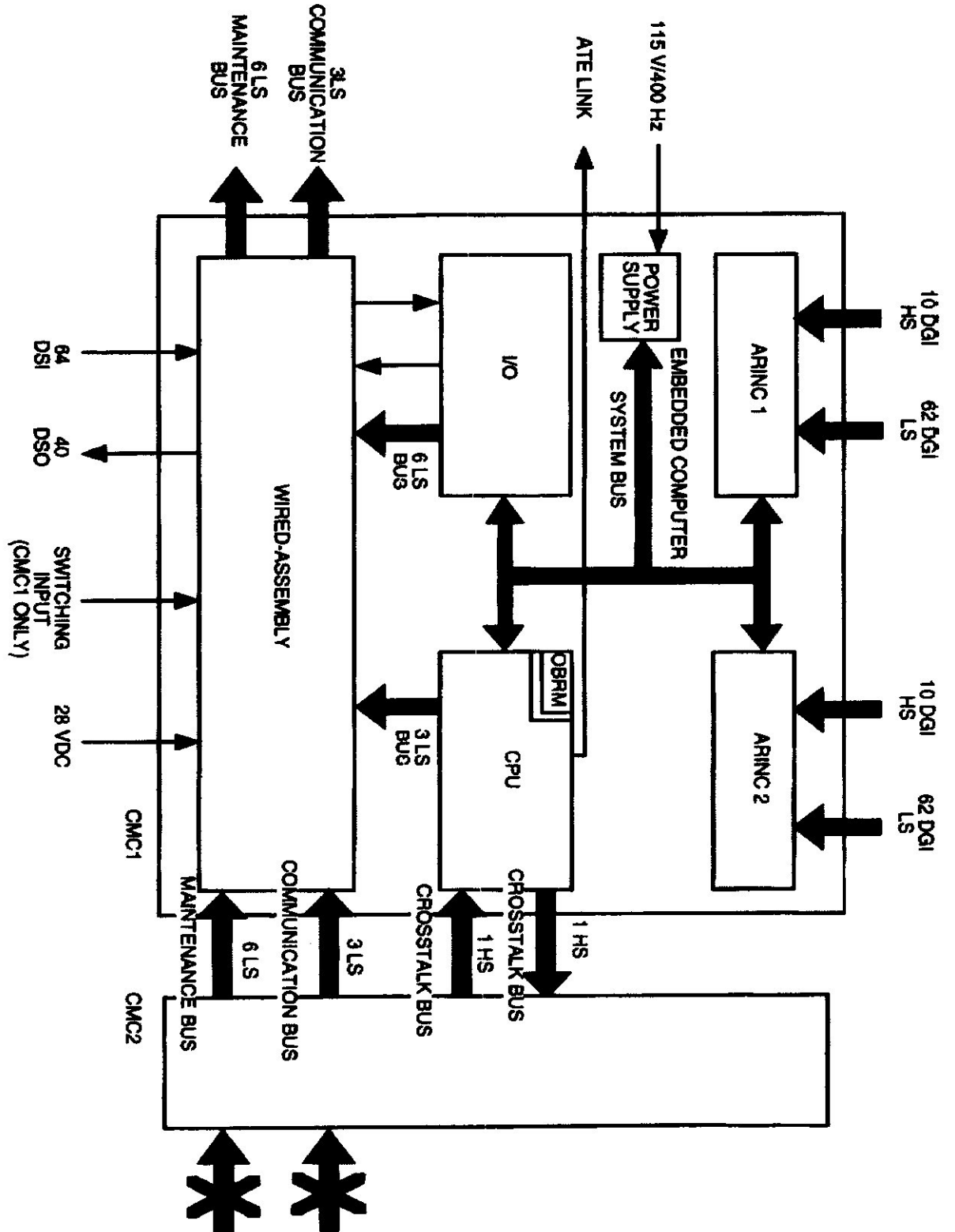


Figure III.24 : La connexion entre les cartes



### III.4 L'alimentation du CMC

#### III.4.1 Source d'alimentation

28 VDC est utilisé pour activer les relais situés dans le CMC1, ces relais assurent la fonction de commutation, c'est-à-dire, ils permettent au CMC2 d'être connecté aux systèmes par le CMC1.

115 VAC est utilisé pour alimenter l'ordinateur.

Le CMC1 est alimenté par le réseau principal en vol. cette bar bus permet aussi d'effectuer les actions de maintenance au sol, quand seulement l'APU est en marche (groupe de parc d'énergie au sol n'est pas disponible).

#### III.4.2 Consommation et facteur de puissance

- facteur de puissance > 0.85

-la puissance de consommation: 115VAC → 90VA et 28VDC → 15W (pour l'activation de relais)

#### III.4.3 Localisation des disjoncteurs (C/B)

Le tableau suivant montre les disjoncteurs utilisés par le système:

panneau	désignation	FIN	localisation
721VU	Test PLUG 1	7TM	R 11
721VU	CMC 1 SWTG	4TM 1	U07
722VU	CMC 2	3TM 2	D 45
722VU	Test PLUG 2	6TM	Q 42
722VU	CMC 2SWTG	4TM 2	W 40
742VU	CMC 1	3TM 1	N 72

## III.5 LA FONCTION SECONDAIRE (RÔLE) DU CMC

La fonction principale du CMC est de centraliser et mémoriser les alarmes générées par le FWC et les messages de pannes produites par le BITE de chaque système. En plus de son rôle principal, le CMC assure les fonctions suivantes :

- Transmission de paramètres généraux
- Dialogue avec le BITE
- Interface d'utilisateurs
- Le management du computer
- La fonction interactive
- L'usage de maintenance facultatif (optionnel)

### III.5.1 Transmission de paramètres généraux

#### III.5.1.1 Définition

Les deux CMCs sont connectés aux différents systèmes de l'avion qui fournissent les paramètres généraux et rendent possible l'identification des pannes. Ces paramètres sont acquis par les 2 CMCs et retransmis par l'un des deux vers les systèmes de type 1 pour l'élaboration des messages de pannes.

Il y a deux catégories de paramètres généraux :

- ☞ Les paramètres évolutifs : qui peuvent être modifiés pendant le vol (phases de vol, phases de maintenance, conditions vol/sol, la date, configuration de l'avion, la clock de secours.
- ☞ Les paramètres non évolutifs : qui sont stable pendant le vol (identification de l'avion, numéro de vol, city pair« FROM/TO »).

#### III.5.1.2 Phases de vol

Chaque vol inclut 10 phases

1. power-on → alimentation -ON
2. engine start → démarrage moteur
3. taxi out → roulage départ
4. take-off roll → décollage roulement
5. climb → montée
6. cruise → croisière
7. approach → approche

8. rollout → décélération
9. taxi in → roulage arrivée
10. engine shut down → arrêt moteur

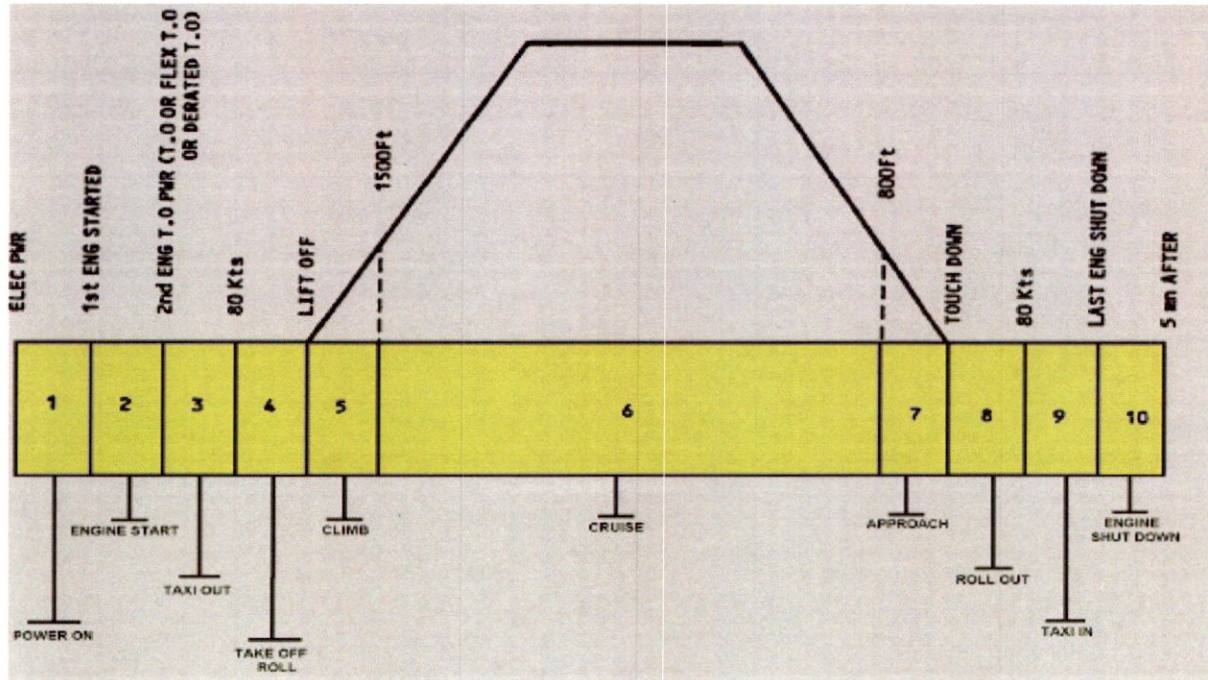


Figure III.25: phases de vol

Le CMC est l'interface entre le FWC et le système BITE concernant la phase de vol, il accomplit à chaque seconde le traitement chronologique suivant :

- ⇒ Acquisition, contrôle et transmission de la phase de vole du FWC1
- ⇒ Si cette valeur n'est pas valide, l'Acquisition, le contrôle et la transmission de la phase de vole du FWC2
- ⇒ si cette valeur reste invalide, le CMC envoie la dernière acquisition de la phase de vol valide.
- ⇒ Si la panne apparaît durant l'acquisition initiale (suite à une coupure de courant > 300ms), le CMC envoie donc la valeur défailante « 01 ».

**Nota:** les phases de vol sont envoyées sur les bus M1 → M6 et C1 → C3 avec le sign status matrix-SSM- toujours encodé NO (Normal Opération).

### III.5.1.3 Les phases de maintenance

Le **CMC** élabore les phases de maintenance indépendamment des phases de vol pour l'attention de tous les systèmes de type1.

Ces phases indiquent si le **CMC** doit mémoriser les messages envoyés par le BITE. Les données doivent être mémorisées en dessous du LEG condition seulement (LEG phase  $\approx$  maintenance flight phase).

Les phases de maintenance sont supputées et transmises par le **CMC** chaque 120 ms.

Le **CMC** traite aussi la dégradation des vols comme :

- accélération / stop
- vol après l'accélération / stop
- touch and go (pose décolle)
- angine run-up « essais au sol » (point fixe)

#### Remarque :

La condition de maintenance de vol (LEG) est localisée entre la mise en marche du premier moteur plus de 3 mn pour A330 (le 3eme moteur plus de 3mn pour A340), si le plan de vol est valide dans le FMS, ou la vitesse supérieur à 80Kts si le plan de vol n'est pas valide, et la vitesse inférieur à 80 Kts plus de 30s, pendant le roulement après touch down (toucher des roues).

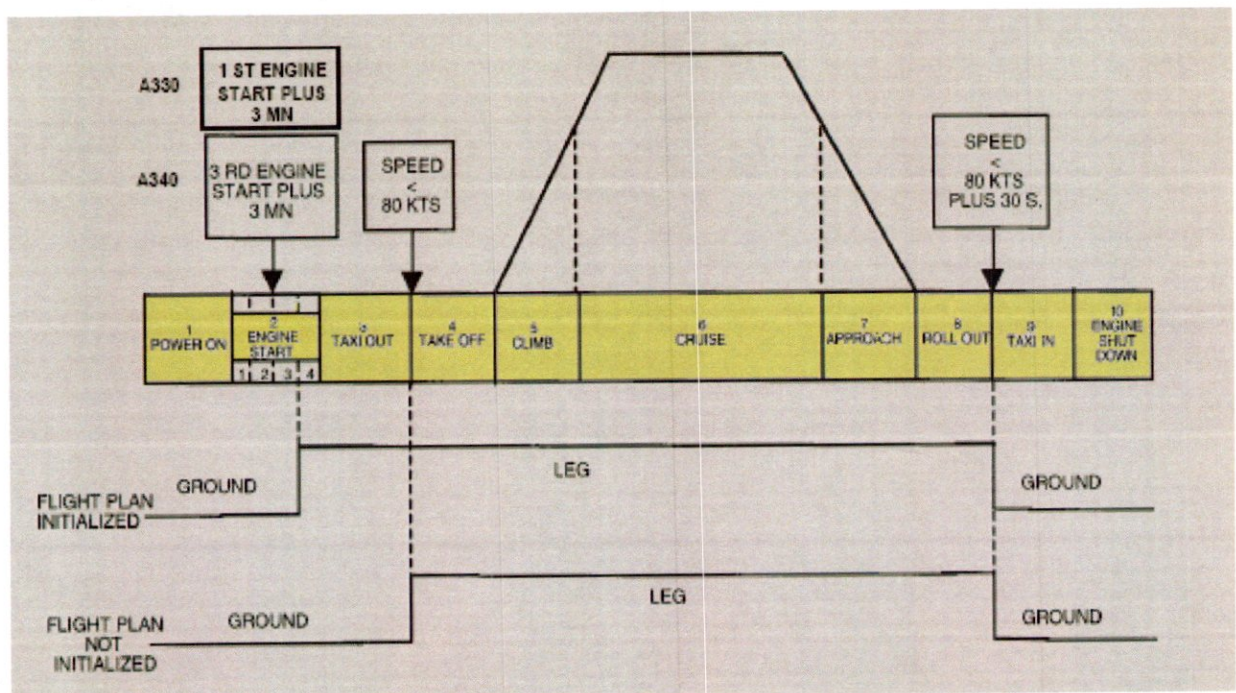


Figure III.26 : localisation du LEG

### III.5.1.4 Conditions FLIGHT/ GROUND (vol/sol)

- Pour les systèmes de type 1, la condition **FLIGHT/ GROUND** est donnée par les phases de maintenances envoyées aux systèmes par le CMC dans les bus C et M , étiquette 227.

La condition FLIGHT est encodée par l'état du LEG (informatique du CMC). La condition GROUND est encodée par l'état en sol (informatique du CMC)

**Nota :** la procédure du la MEL\*(voir annexe) permet l'avion de voler avec 2 CMCs défectueux (on va le voir par la suite), dans ce cas, le système de type 1 ne peut pas utiliser l'état du leg /ground supputé par le CMC. Pour savoir la condition vol/ sol, ces systèmes utilisent les paramètres d'avion directement reçus dans leurs entrées exp: train d'atterrissage comprimé.

- Pour les systèmes de type 2 et 3, ces systèmes élaborent leurs propres conditions vol/sol par conséquent leur management du LEG par l'utilisation d'un ou plusieurs données de configuration de l'avion, Exp: discrets de landing gear et / ou les moteurs.

Dans ce cas le CMC constitue une la condition FLIGHT/ GROUND retardé, en utilisant la donnée depuis EIVMU (ENGINE INTERFACE AND VIBRATION MONITORING UNIT), RA (RADIO ALTIMETER), LGCUI (LANDING GEAR CONTROL INTERFACE UNIT).

**Flight**→ après TO décollage (train avant étendu par le démarrage moteur+ 45s de confirmation)

**Ground**→ train d'atterrissages comprimé.

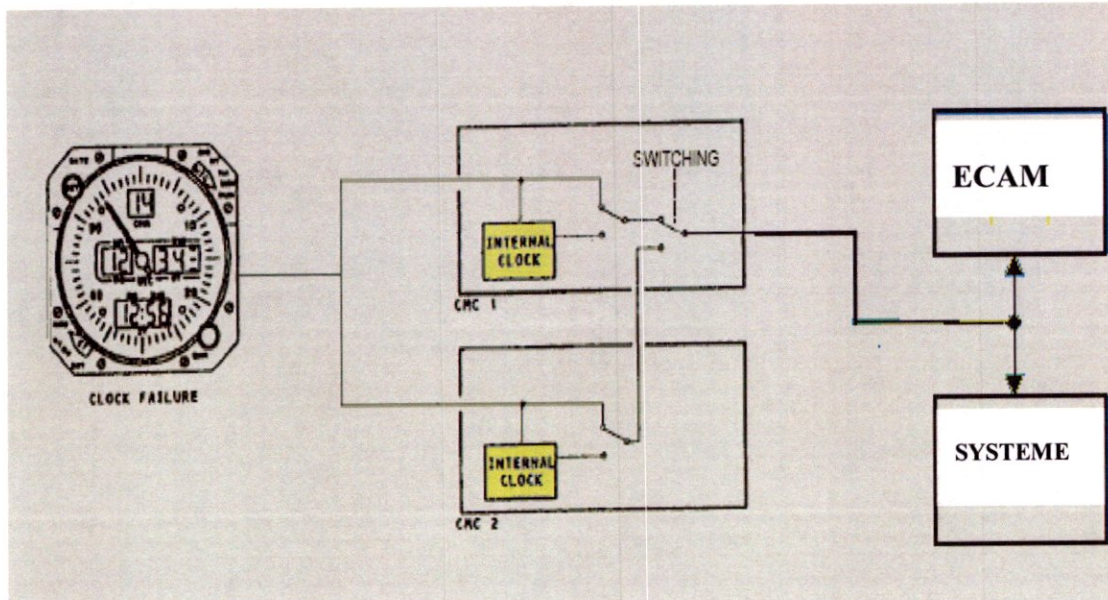
### III.5.1.5 Le temps et la date

- ⇒ Dans l'opération normale, le temps et la date sont acquis, vérifiés et validés dans chaque seconde depuis la clock (horloge) principale.

Le CMC transmet ces paramètres à l'ECAM, système de type 1et au CMC opposé à travers les bus M, C et X-talk.

**Nota**

- Le **CMC** envoie le temps dans les bus M1 → M6 et C1 → C3 à travers l'étiquette 125, (et pour la date l'étiquette 260) avec le SSM encodé toujours NO
- Le **CMC** envoie le temps dans le bus X-Talk à travers l'étiquette 125, (et pour la date l'étiquette 260) avec le SSM encodé toujours NO ou NCD (no computed data).



**Figure III.27 : la clock de secours**

⇒ Dans l'opération anormale, deux cas peuvent survenir :

1. si la montre tombe en panne, le temps et la date sont automatiquement élaborés par la montre de secours interne du **CMC** master. Ceci est activé après une minute d'imperfection.
2. si la montre est inexacte, et si les **CMCs** sont affectés par la coupure de courant, les valeurs par défaut sont donc, 01 JAN 00 pour la date et 40.00.0 pour le temps. La date et le temps peuvent être mis à jour à travers l'initialisation manuelle sur le MCDU (« UTC/DATE INIT » prompt).

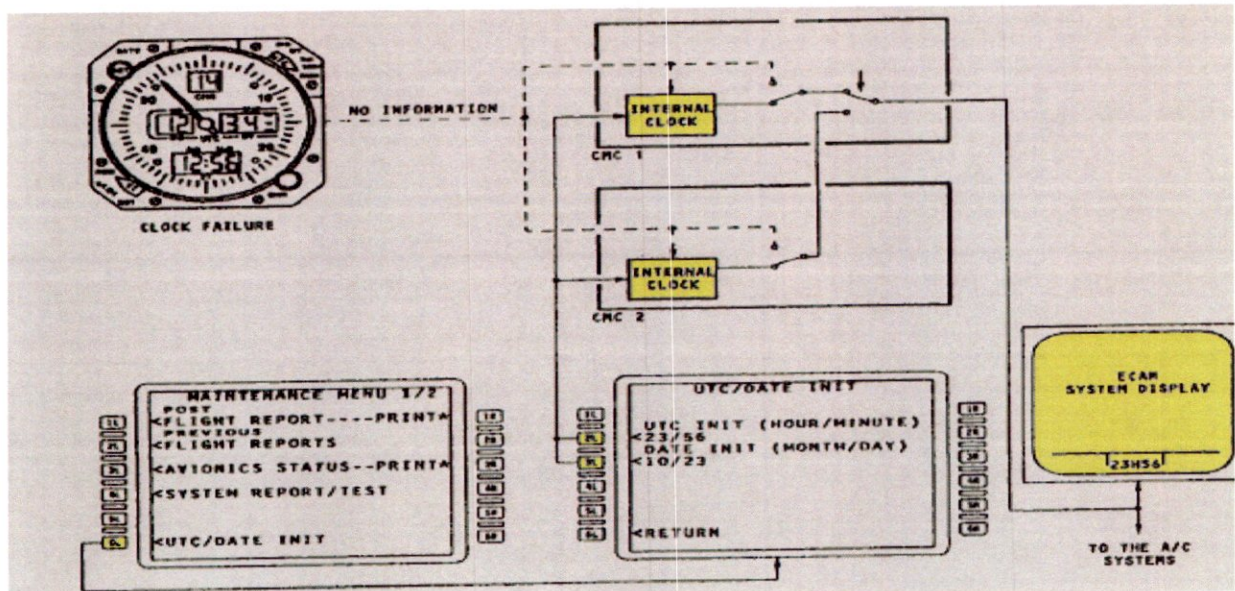


Figure III.28 : Initialisation du temps

### III.5.1.6 Configurations de l'avion

Ce paramètre est formé par :

- ⇒ software pin programming data (**ADIRU**→**AIR DATA INERTIAL REFERENCE UNIT**, **AMU**→**AUDIO MANAGEMENT UNIT**, **FWC,SDAC**→**SYSTEM DATA ACQUISITION CONCENTRATOR**)
- ⇒ hardware pin programming data
- ⇒ les données reliées à l'état du computer (**CMC**, **MCDU**, clock.)

Ceci est utilisé par l'état de l'équipement du système : installé/ non installé, valide/non valide.

Toutes ces données sont acquises, vérifiées et validées dans chaque seconde, et transmises aux bus M, C et X-talk

#### Nota :

- Le **CMC** transmet la configuration avion dans les bus M1 → M6 à travers les étiquettes 155 et 156 et C1 → C2 à travers les étiquettes 157, 161 et 162, dans le bus du MDDU à travers les étiquettes 156 et 157 avec SSM encodé NO.
- Le **CMC** transmet la configuration avion dans le bus X-talk à travers les étiquettes 155, 156, 157, 161, et 162 avec le SSM encodé toujours NO / NCD.

- Le CMC transmet le code de l'équipement dans les bus M1 → M6, C1 → C3 et X-talk à travers l'étiquette 337 avec SSM encodé NO.

### III.5.1.7 Le traitement d'avertissements du CMC-FDIU-DMU

Le CMC envoie dans chaque seconde l'avertissement de classe 2 du FDIU (FLIGHT DATA INTERFACE UNIT), DMU (DISPLAY MANAGEMENT UNIT) et du CMC lui-même. Pour cela, il acquiert (CMC) la configuration de l'étiquette de ses systèmes et constitue une étiquette commune (étiquette 270) Cette étiquette est transmise ensuite au FWC et le CMC opposé.

#### Nota

Le CMC transmet ce paramètre dans les bus M1 → M6 à travers l'étiquette 270 avec SSM encodé NO.

Le CMC transmet ce paramètre dans le bus X-talk à travers l'étiquette 270 avec SSM encodé NO ou NDC.

### III.5.1.8 Identification A/C, Flight Number (numéro de vol), City Pair (From/To)

#### → Identification de l'avion (A/C) :

- acquise, vérifiée et validée chaque 4 s (depuis le FDIU)
- 7 caractères
- FDIU faut → la dernière identification valide de A/C (valeur EEPROM)  
→ Si un nouveau CMC est installé, la valeur de EEPROM indisponible : 7 tirets.

#### Nota

- Le CMC envoie l'IDENT A/C dans les bus M1 → M6 à travers les étiquettes 301, 302, 303, 304
- Le CMC envoie l'IDENT A/C dans les bus C1 → C3 à travers les étiquettes 301, 302, 303
- Le CMC envoie l'IDENT A/C dans le bus X-talk à travers les étiquettes 301, 302, 303, 304



→ Flight Number :

Acquis, vérifié et validé chaque 5s (depuis **FMGEC** - **FLIGHT MANAGEMENT GUIDANCE AND ENVELOP COMPUTER**

- 10 caractères
- **FMGEC** faut → le dernier numéro de vol valide  
→ La valeur défailante : 10 tirets

**Nota 1**

- le **CMC** envoie le N° de vol dans les bus M1→M6 et C1→ C3 à travers les étiquettes 233→237 avec SSM encodé toujours NO
- le **CMC** envoie le N° de vol dans le bus X-talk à travers les étiquettes 233→237 avec SSM encodé toujours NO ou NCD

→ City pair (from / To) :

- acquis, vérifié et validé chaque 3 s (depuis le **FMGEC**)
- 8 caractères
- **FMGEC** faut → le dernier city pair valide  
→ La valeur défailante : 8 tirets

**Nota 2 :**

- le **CMC** envoie la City pair (from/ To) dans les bus M1→M6 et C1→C3 à travers l'étiquette 40, 41,42 avec SSM toujours encodé NO
- le **CMC** envoie la City pair (from/ To) dans le bus X-talk à travers l'étiquette 40, 41,42 avec SSM toujours encodé NO ou NCD

## III.5.2 DIALOGUE AVEC LE BITE

### III.5.2.1 Modes d'opération

Le CMS s'opère en deux modes principaux

- mode normal
- mode interactif

Dans le mode normal, les CMCs reçoivent et enregistrent :

- les messages de pannes transmis dans le temps réel par chaque BITE du système.
- messages d'avertissements d'ECAM transmis dans le temps réel par les FWCs.

Le mode interactif, est valable seulement au sol et il est activé après la réception d'un ordre d'opérateur. Ceci permet de connecter chaque système BITE avec le MCDU (à travers le CMC), dans le but d'initier le SYSTEM TEST, ou afficher le rapport du BITE

### III.5.2.2 Le mode normal

Ce mode est basé sur la mémorisation des données de défaillance en permanence dans un temps réel. Cette mémorisation est réalisée par les systèmes et aussi par les CMCs.

Ce mode inclut :

- pour le BITE de système :
  - surveillance, détection et l'isolation de panne en permanence.
  - La mémorisation de données de maintenance
  - Transmission permanente aux CMCs.
- Pour le CMC :
  - Lecture de tous les bus et les discrets de systèmes
  - Sélection et mémorisation des messages correspondants

Les figures suivantes vont nous montrer la différence de ce type de dialogue avec les 3 types de systèmes :

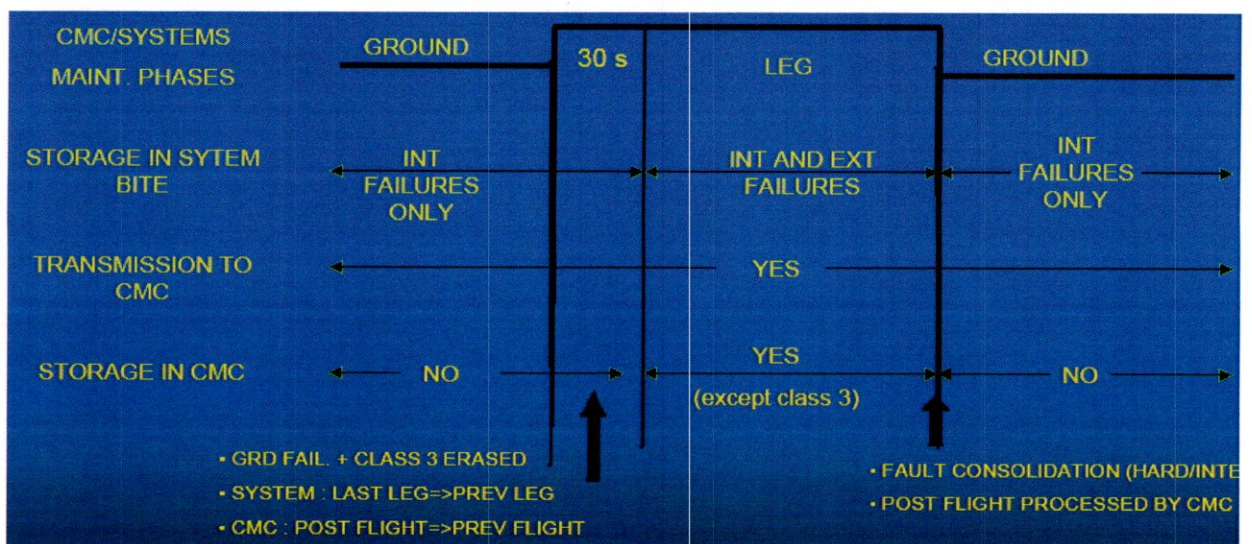


Figure III.29 : Le BITE /Système de type 1

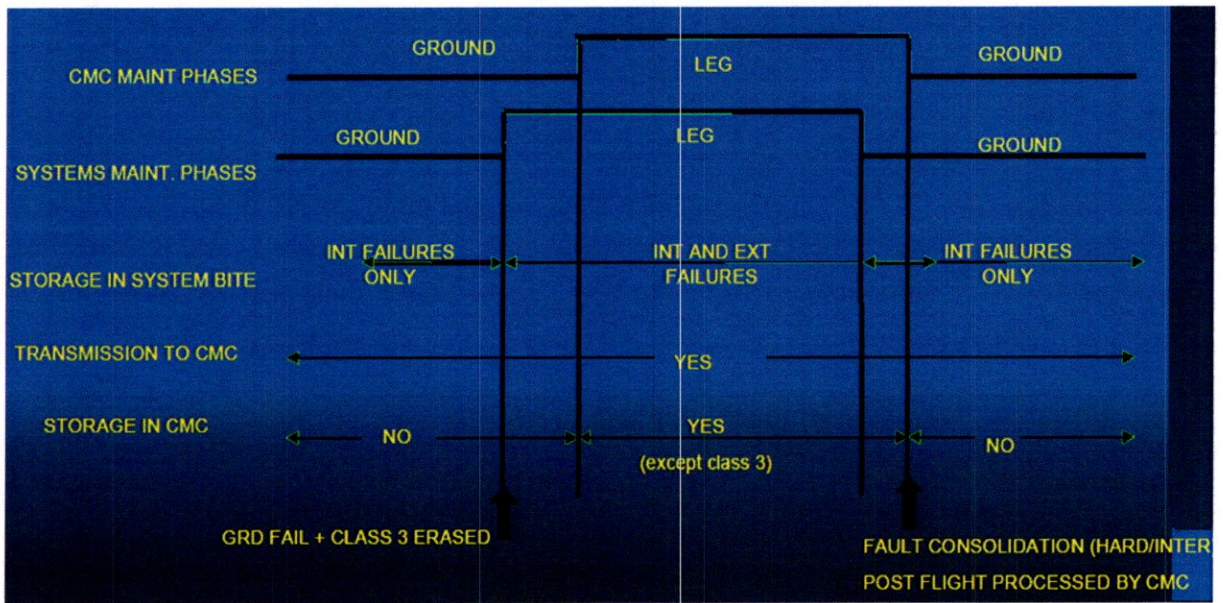


Figure III.30: Le BITE/ système de type 2

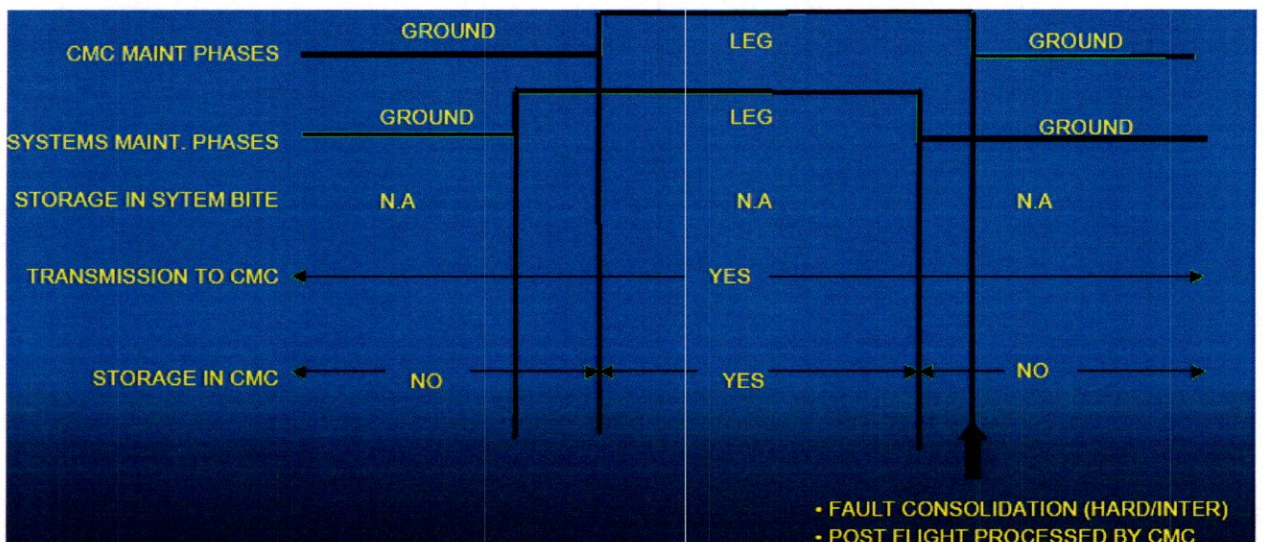


Figure III.31 : Le BITE /système de type 3

### III.5.2.3 Le mode interactif

#### III.5.2.3.1 Système type1

Ce mode est basé sur un dialogue interactif entre un système d'avion et le MCDU, l'opérateur est guidé par l'information fournie par le système lui même.

Ce mode inclut :

- Pour le système BITE :
  - L'interruption du mode normal (détection, mémorisation, transmission)
  - Affichage du menu et l'exécution de fonctions, lorsque sont ordonnés d'après le **CMC**.
- Pour le **CMC** :
  - Interruption du mode normal, seulement pour le système impliqué avec le dialogue interactif.
  - Interface entre le système et le MCDU.

#### III.5.2.3.2 Système type2 et 3

Ce mode ne constitue pas un dialogue de **CMC / système** puisque l'opérateur est guidé par l'information fournie par le **CMC** (et pas par le système).

Ce mode inclut :

- pour le système BITE :
  - pas d'interruption du mode normal (excepté le cas de TEST)
- pour le **CMC** :
  - interruption du mode normal, seulement pour le système inclut avec le dialogue interactif.
  - Management de dialogue

### III.5.3 INTERFACE D'UTILISATEURS

Les systèmes de l'avion se communiquent avec le **CMC** par les bus d'ARINC de low speed (LS) et high speed (HS) et par des liaisons discrètes, en plus Chaque **CMC** s'échange les informations de maintenance à travers ces bus avec les 3 **MCDU**, **imprimante** et l'**ACARS**.

Les bus de communication permettent le dialogue avec le **CMC** actif et la transmission des paramètres généraux. Dans le cas où le **CMC1** est inactif, le **CMC2** se communique avec les interfaces d'utilisateurs via le **CMC1**.

Le tableau ci-dessous montre la distribution de bus entre équipements :

C1	C2	C3
MCDU1	MCDU2	MCDU3
ACARS	imprimante	

### III.5.3.1 Dialogue CMC/ MCDU

L'autorisation de connexions avec les MCDUs est seulement donnée par le **CMC** master. Ce dernier permet l'utilisation de 2 MCDUs seulement par 3. Il existe deux modes de dialogues avec le MCDU et le **CMC** :

- Mode normal à travers l'interrogation des données de maintenance via les rapports : rapport du LEG dernier, rapport du LEG précédent, rapport de classe3.
- Le mode interactif à travers l'interrogation du BITE de système lié via les rapports SYSTEM REPORT TEST.

Chaque MCDU est aussi lié aux **CMCs** par (ON/ OFF) discrets.

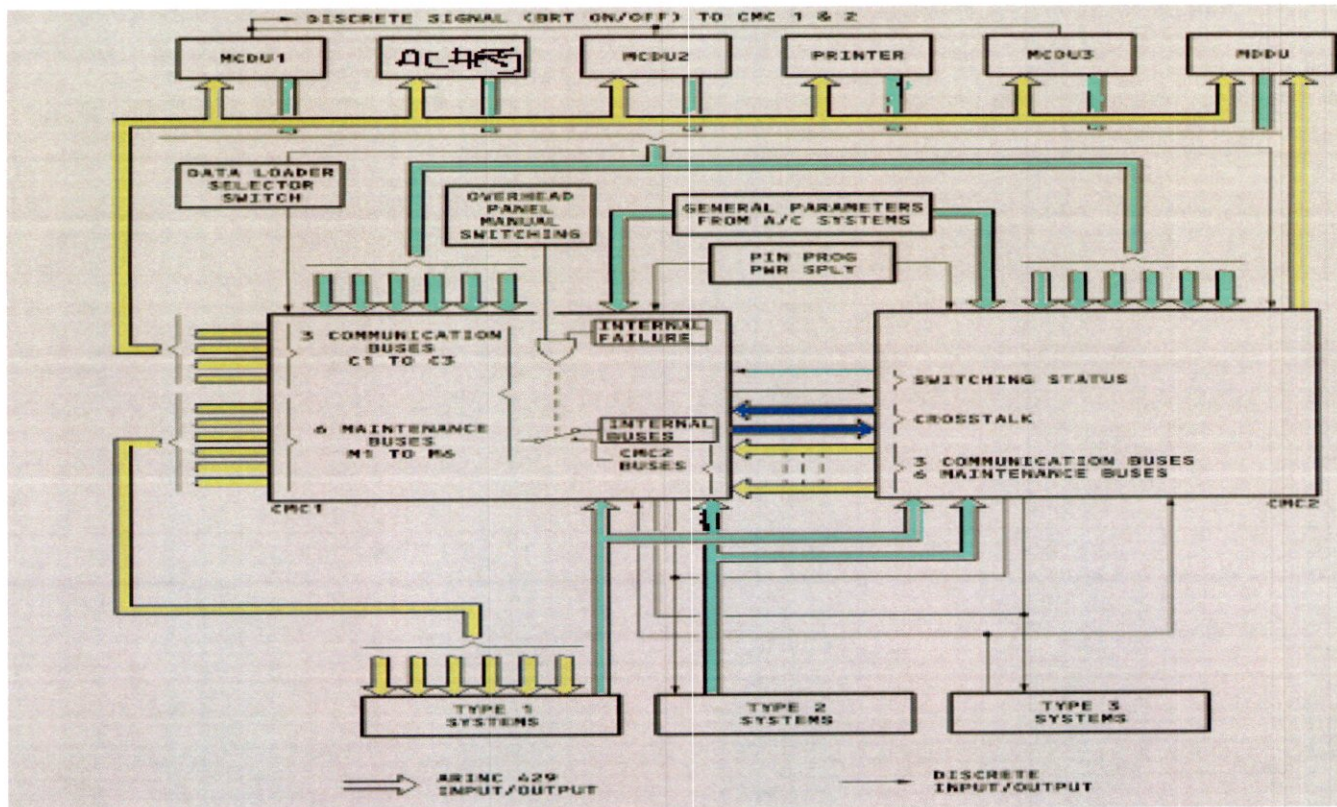


Figure III.32 : connexion du CMC avec ces périphériques

### III.5.4 LE MANAGEMENT DE COMPUTER

#### III.5.4.1 Le management d'activités de computer

Le computer assure ses propres opérations dépendantes de ses propres fonctionnement du hardware et software :

- il contrôle la cohérence entre le hardware et le software.
- Il transmet le numéro de référence (P/N)
- Il exécute le reset dans chaque coupure de courant
- Il détermine ces conditions opérationnelles dominantes (maître / esclave)

#### III.5.4.2 Le management de données de maintenance

Le CMC est responsable du management de stockage des données de maintenance.

Dans chaque ouverture de transition LEG du CMC :

- Classe le vol actuel
- Met à jour les derniers 64 LEGs dans le rapport de vol précédent
- Mémorise l'en-tête du nouveau LEG : date, flight Number, city pair from, UTC de départ, IDENT A/C et numérotation DB/N (si l'option de filtrage de données est activée).

Dans chaque fermeture de transition LEG le CMC mémorise UTC END, et le city pair TO.

#### Remarques :

Le CMC gère aussi le contenu du mémoire de données, capacité de mémoire pour un seul vol est 64 avertissements et 64 pannes.

Le CMC a la capacité de mémoriser 256 avertissements et 256 pannes qui sont classés dans le rapport de vol précédent.

#### III.5.4.3 La fonction d'auto test

Le but de cette fonction est de contrôler l'opération correcte du computer à travers la génération des tests internes. Les résultats d'auto test sont analysés par la fonction du BITE.

- Pannes de classe 2 : arrêt du CMC maître et la commutation de CMC2
- Pannes de classe 3 : différents résultats.

**Note :** le CMC génère les messages de classe 1 « interruption d'alimentation » quand il est excité après la coupure de courant.

### III.5.4.4 Contrôle de commutation

Dans l'opération normale, le CMC1 est le maître, il est connecté à la sortie de tous les systèmes (les liaisons entre le CMC et le système BITEs de type 1et le CMC et les périphériques : MCDU, imprimante, ACARS) voir la figure précédente : figure

La commutation peut aussi être le résultat d'une commutation interne ou avec l'action sur le bouton poussoir dans le cockpit.

L'étage de commutation est alimenté avec le 28VDC d'après le réseau d'avion. A la détection d'une panne du CMC1 classe 2, la commutation automatique interne de CMC1 permet au CMC2 d'être directement connecté aux différents systèmes

Le bouton-poussoir permet les opérations suivantes :

- La position AUTO : c'est la position normale, la surveillance internes des dispositifs est activée et permet la commutation automatique d'être effectuée dans le cas d'auto détection d'une panne.
- La position OFF : forçage externe est activé, la commutation des ordres à travers la surveillance interne inhibée, le CMC2 est connecté (via le CMC1) aux items des équipements.

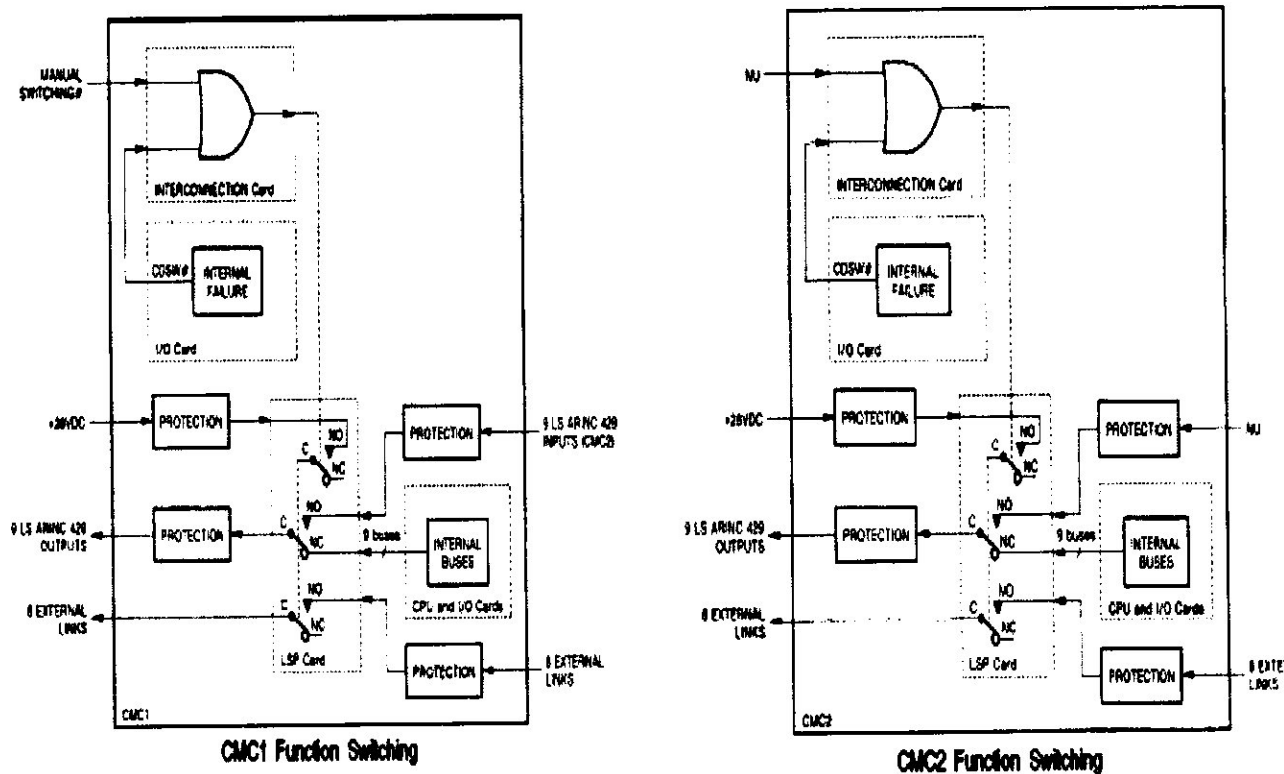


Figure III. 33 : Contrôle de commutation

### III.5.4.5 Traitement des paramètres de configurations avioniques

Le rapport de configuration avionique est disponible seulement si le CMC 1 est le master (maître) et aussi pendant la phase ground de maintenance.

Les données (part number (P/N), serial number (S/N) et data base number DB/N) sont utilisées dans la constitution du rapport de configuration avionique, sont acquises depuis l'étiquette 354 de différents BITE de chaque système et mémorisées dans une mémoire non volatile (CMC stocke les informations suivantes : le nom du système BITE, le nom du LRU correspondant au système BITE et le P/N et DB/N

Le CMC compare en permanence, pour chaque LRU, les paramètres de configurations concernées (P/N, DB/N et S/N) acquis avec l'information de configuration mémorisée  
**NOTA** : les S/Ns ne sont pas contrôlés.

Le management et la Transmission du numéro de configuration avionique mémorisée sont dans le but de permettre l'opérateur

- identifier la configuration avionique mémorisée, spécialement avant et après le transfert au CMC2
- identifier que la configuration a été effectivement transférée au CMC2.
- confirmer est ce que le transfert (du CMC1 vers le CMC2) a réussi.

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

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

**DB/N : data base Number** c'est un numéro inclut dans le software de différents systèmes (se fait sur commande par la compagnie aérienne)

**NOTA** :

La configuration avioniques mémorisée sera effacée dans deux cas :

- modification de IDENT A/C
- changement de version d'A/C (330/340)



### **III.5.4.6 Traitement de pannes et d'avertissements :**

#### **III.5.4.6.1 Traitement d'avertissements**

Le CMC acquiert et contrôle les messages d'avertissement de FWC1 et FWC2 en dessous de phases de maintenance, sur l'étiquette 357.

Ces messages sont transmis comme suit :

- ATA
- Sous ATA
- Code d'avertissement calculé
- Type d'avertissement calculé

Pour l'affichage, si l'un de ces messages est transmis au CMC plusieurs fois pendant le même vol, ils seront englobés dans le PFR (rapport de vol) dans la colonne COCKPIT EFFECTS

#### **III.5.4.6.2 Traitement de pannes**

L'acquisition de toutes les pannes de système BITE est fournie en dessous de la phase de maintenance en vol seulement. (Les pannes de BITE valides sont les pannes de systèmes et aussi les données BITE internes du CMC et le BITE son opposé) .Ensuite le CMC indique les paramètres (temps, date, phase de vol).

Pour l'affichage, ces défauts sont englobés dans le PFR colonne de pannes.

#### **III.5.4.6.3 Messages d'avertissement / panne et l'option de filtrage**

Le but de cette fonction est d'améliorer l'opération d'impression du PFR dans la fin de chaque vol par le filtrage de pannes /avertissement faux et injustifié.

#### **NOTA**

Le filtrage peut être activé ou désactivé à travers le MCDU.

Les critères de filtrage peuvent aussi être chargés par le MDDU.

Quand un PFR est filtré le numéro DB/N sera affiché dans la zone de l'en tête de page

#### **III.5.4.6.4 Les fonctions de corrélation**

Le CMC utilise cette fonction pour regrouper tous les messages de pannes reliés au même événement (ATA REF), en plus la fonction de corrélation est accomplie quand le rapport de vol CURRENT ou POST ou PREVIOUS est requis par l'opérateur.

Quand le message de la panne **A** apparaît, le **CMC** ouvre la fenêtre de corrélation, pendant 1 mn, il associe tous les messages de panne qui ont le même chapitre ATA( 3 ou 4 digits) , Puis il mémorise les 6 premiers systèmes qui ont envoyés les messages de pannes

#### **NOTA**

Si plus de 6 identificateurs peuvent être associés à un message, seulement 6 qui vont être mémorisés, le reste seront perdus.

### **III.5.5 LA FONCTION INTERACTIVE**

Dans cette partie on va décrire la fonction interactive qui permet l'interrogation de BITE du **CMC1** (2) à travers le **MCDU**. La sélection de menu principal nous permet l'accès aux items suivants :

1. LE PFR (RAPPORT DE VOL)
2. LRU REPORT
3. GND SCANNING
4. TSD -TROUBLE SHOOTING DATA-
5. PANNE DE CLASSE 3
6. GROUND REPORT

#### **III.5.5.1 LE PFR (RAPPORT DE VOL)**

Le PFR peut être imprimé par l'imprimante du cockpit ou envoyé à l'ACARS, il expose les effets du cockpit (les pannes de type 1 et 2 affichées sur l'ECAM) et les messages de pannes guidés par le CMS (figure)

- **Post flight report (rapport après vol):** son but est de présenter les pannes de classe 2 et 3 internes et externes qui ont été détectées par le **CMC1** (2) pendant le dernier vol. Il est disponible au sol
- **Previous flight report (rapport du dernier vol):** son but est de présenter les pannes de classe 2 et 3 internes et externes qui ont été détectées par le **CMC1** (2) pendant les derniers 63 de vols + le vol actuel.
- **Current report (vol actuel):** le but de cet item est de présenter les informations d'opérations reliées au **CMC**, il est disponible seulement pendant le vol. Il engendre les fonctions suivantes :
  - **PIN PROG :** contient les données de configurations d'avion
  - **Données spécifiques :** permet d'afficher les informations concernant :
    - téléchargement des données de bases depuis le **MDDU** vers le **CMC**
    - mémorisation initiale de la configuration avion et acquisition incorrecte.

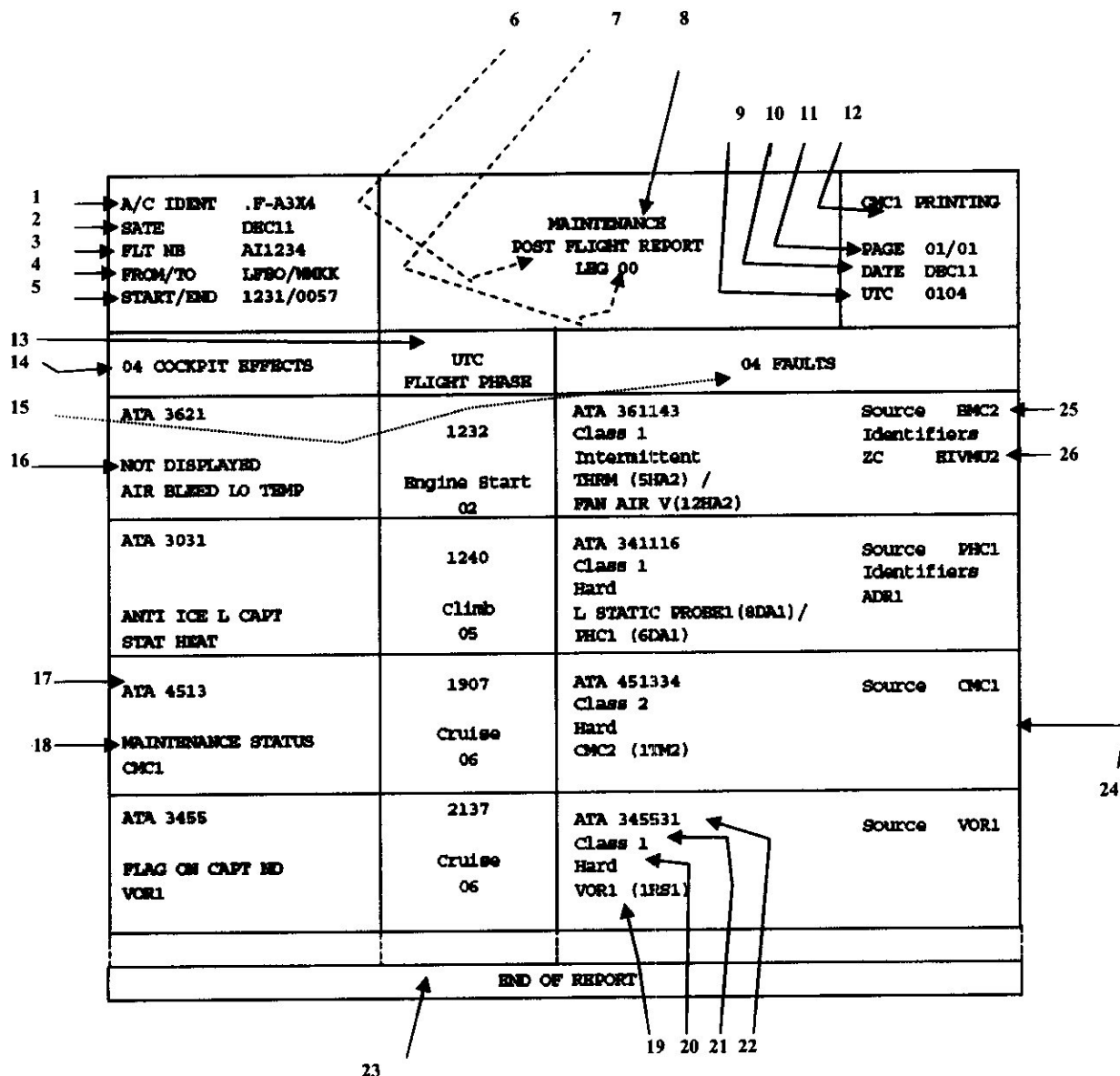


Figure III .34 : LE PFR

1 → identification de l'avion  
2 → date  
3 → numéro de vol  
4 → city pair

5 → le temps de départ / arrivée  
6 → le non du LEG : post/current/previous  
7 → 00 pour post & current, 01,02...pour previous  
8 → en tête de page  
9 → le temps de print  
10 → la date de print

11 → le N° de page du PFR  
12 → le print à travers le CMC master

13 → zone du UTC/phase de vol  
14 → N° d'effets dans le cockpit (par le FWS)  
15 → N° de pannes mémorisées  
16 → panne n'est pas affichée  
+ Avertissement supputé par le FWC  
17 → ATA ref (4 digits)  
18 → état de maintenance + par le computer/ syst  
19 → msg texte de panne  
20 → msg par le système (hard/intermittente)  
21 → classe de panne (1 & 2 seulement)  
22 → ATA+ATA ref de la panne (6 digits)

23 → pied de page  
24 → zone de msg de panne (CMS)

25 → source de la panne si elle existe + le système qui transmet la panne  
(Si le syst. est suivi par (\*) : syst. affecté par une panne de classe 2  
26 → systèmes (6 fois max) qui détecte toujours la panne

A/C IDENT .7T-VJY  
 DATE MAY14  
 FLT NBR DAH1003  
 FROM/TO LFPG/DAAG  
 START/END 1021/1241

MAINTENANCE  
 POST FLIGHT REPORT  
 LEG 00

CMC1 PRINTING  
 PAGE 01/02  
 DATE MAY15  
 UTC 0732

04 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	06 FAULTS	
ATA 2312  Not Displayed COM VHF 3 DATA FAULT	1021  Engine Start 02	ATA 231211 Class 1 Hard VHF3 ANTENNA(4RC3)/COAX	Source VHF3 Identifiers ATIMS
ATA 7830  Not Displayed ENG 1 REV INHIBITED	1021  Engine Start 02		
ATA 4900  MAINTENANCE STATUS APU	1021  Engine Start 02		
	1021  Engine Start 02	ATA 235136 Class 1 Hard AMU (1RN)	Source AIS
	1021  Engine Start 02	ATA 383111 Class 2 Hard LI00 LVL XMTR L (111MG)	Source *VSC
	1021  Engine Start 02	ATA 233339 Class 1 Hard PCU(200MK)SR41C	Source PES
ATA 3831  MAINTENANCE STATUS TOILET	1038  Cruise 06		
	1235  Cruise 06	ATA 233338 Class 1 Hard USEB(50MK)SR41C	Source PES

CONTINUED

WC IDENT .7T-VJY  
DATE MAY14  
FLT NBR DAH1003  
FROM/TO LFPG/OAAG  
START/END 1021/1241

MAINTENANCE  
POST FLIGHT REPORT  
LEG 00

CMC1 PRINTING  
PAGE 02/02  
DATE MAY15  
UTC 0733

04 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	06 FAULTS
	1239  Taxi in 09	ATA 494138 Class 2 Hard IGNITION PLUG (59KA31)/ IGNITION EXCITER(59KA10)  Source *ECB

### III.5.5.2 Rapport LRU

Il montre la configuration du hardware et software du CMC 1 (2) : part number (P/N), serial number (S/N) et data base number (DB/N).

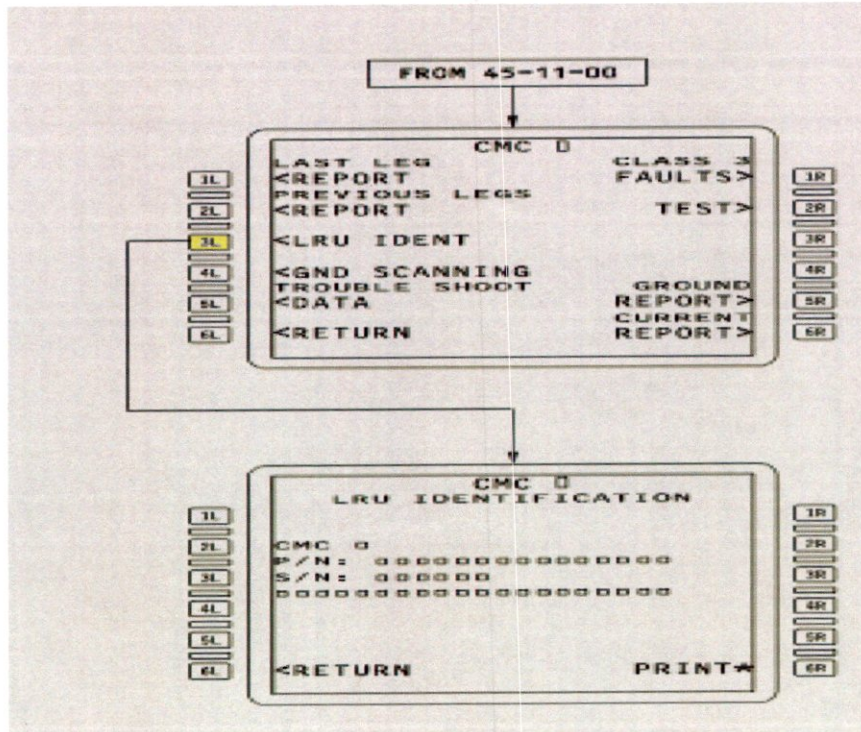


Figure III. 35: l'accès au rapport LRU

### III.5.5.3 TSD (trouble shooting data)

Il sert à présenter les données codées (hexadécimal) qui associent chaque panne stockée dans le CMC 1(2) et affichée dans les rapports LAST/PRIVIOUS REPORT et GROUND REPORT

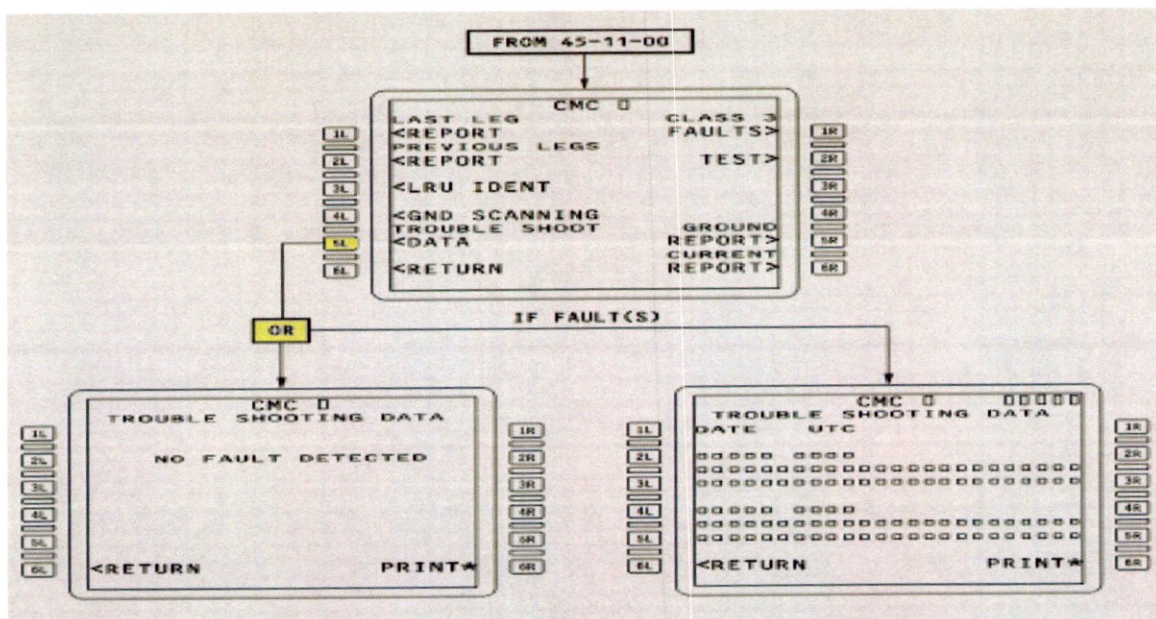


Figure III.36 : l'accès au rapport TSD

### III.5.5.4 GND scanning

Cette fonction est basée sur le contrôle et l'analyse de pannes. Toutes les pannes détectées pendant l'utilisation de cette fonction (internes ou externes, classe 1,2 et3) sont exposées sur le MCDU dans un temps réel et mémorisées dans une mémoire non volatile.

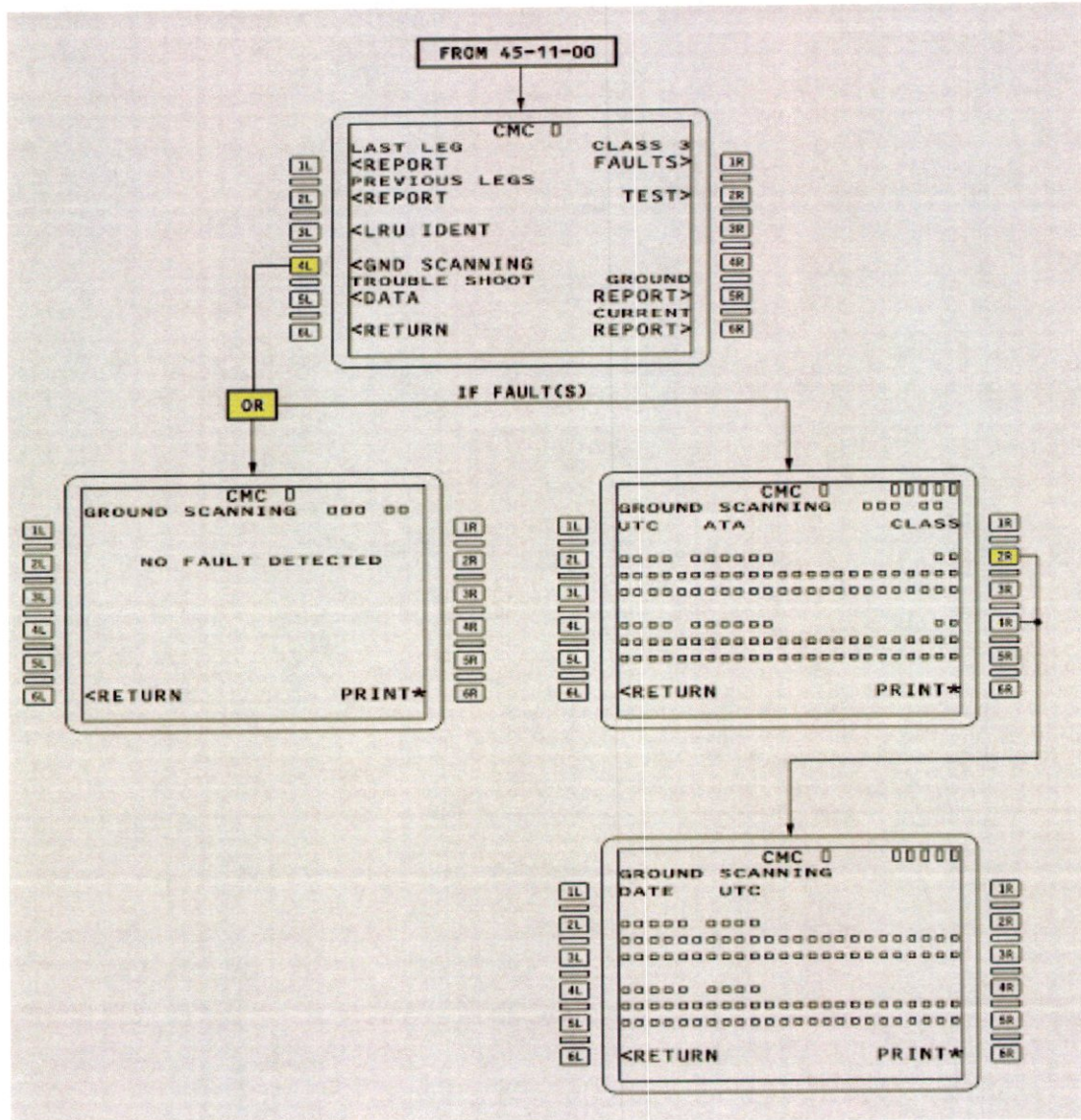


Figure III.37 : l'accès au GND scanning

### III.5.5.5 GROUND report

Donne la liste de défauts internes et externes qui ont été détectés par le CMC 1(2) et qui sont survenus pendant l'atterrissage

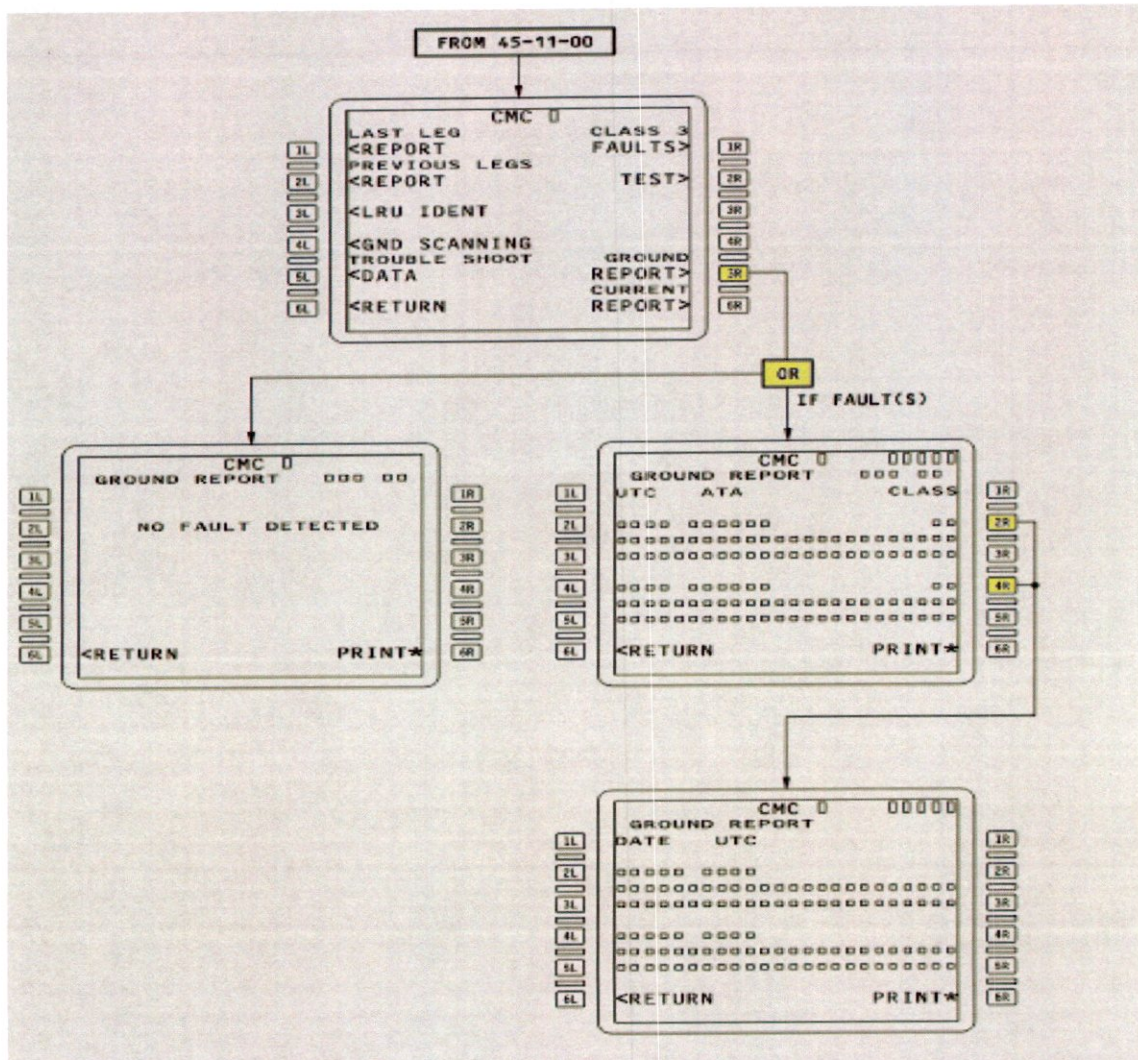


Figure III.38 : l'accès au Ground report



### III.5.5.6 Panne de classe 3

Son but est de montrer toutes les pannes de classe 3 internes ou externes qui ont été mémorisée dans le CMC1 (2) pendant le vol.

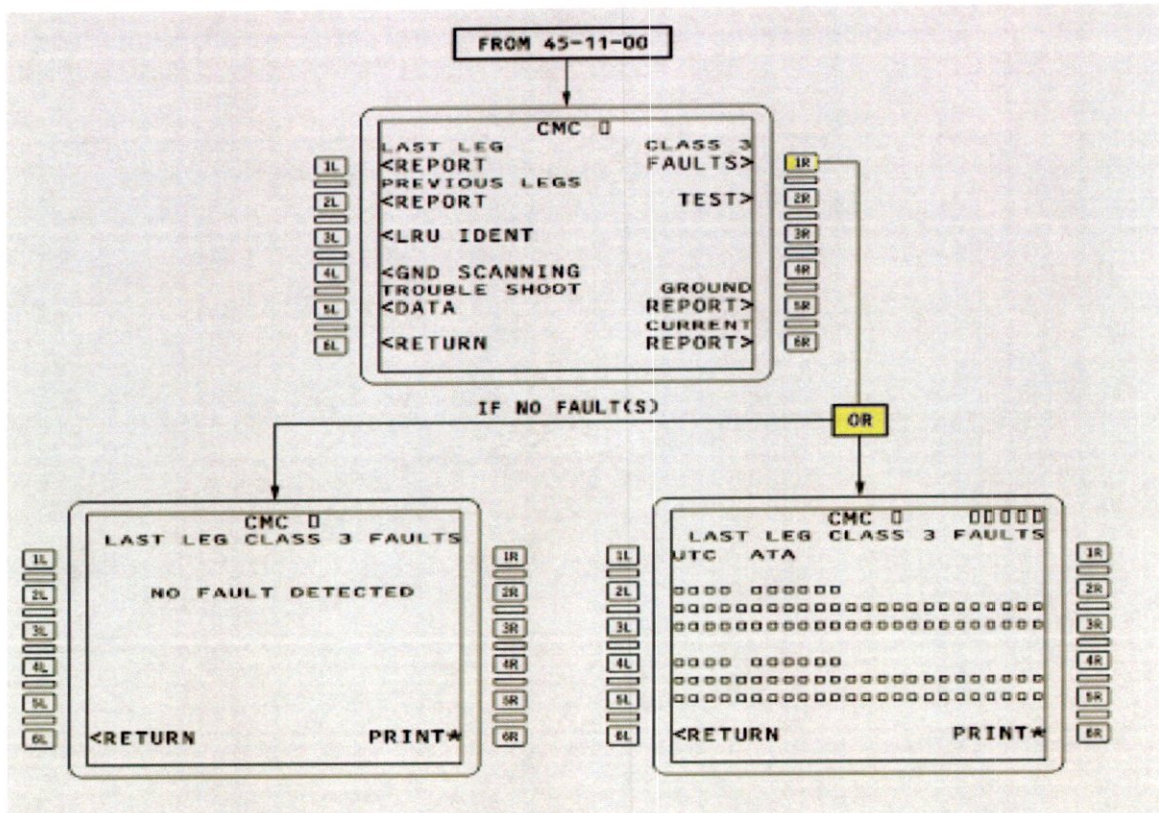


Figure III. 39 : l'accès au rapport de CLASSE 3

### III.5.5.6 Test

Cet item permet l'initiation du test de CMC 1(2) depuis le MCDU.

**Nota**

Le test du CMC master est impossible, seulement le test du CMC slave (esclave) est permis.

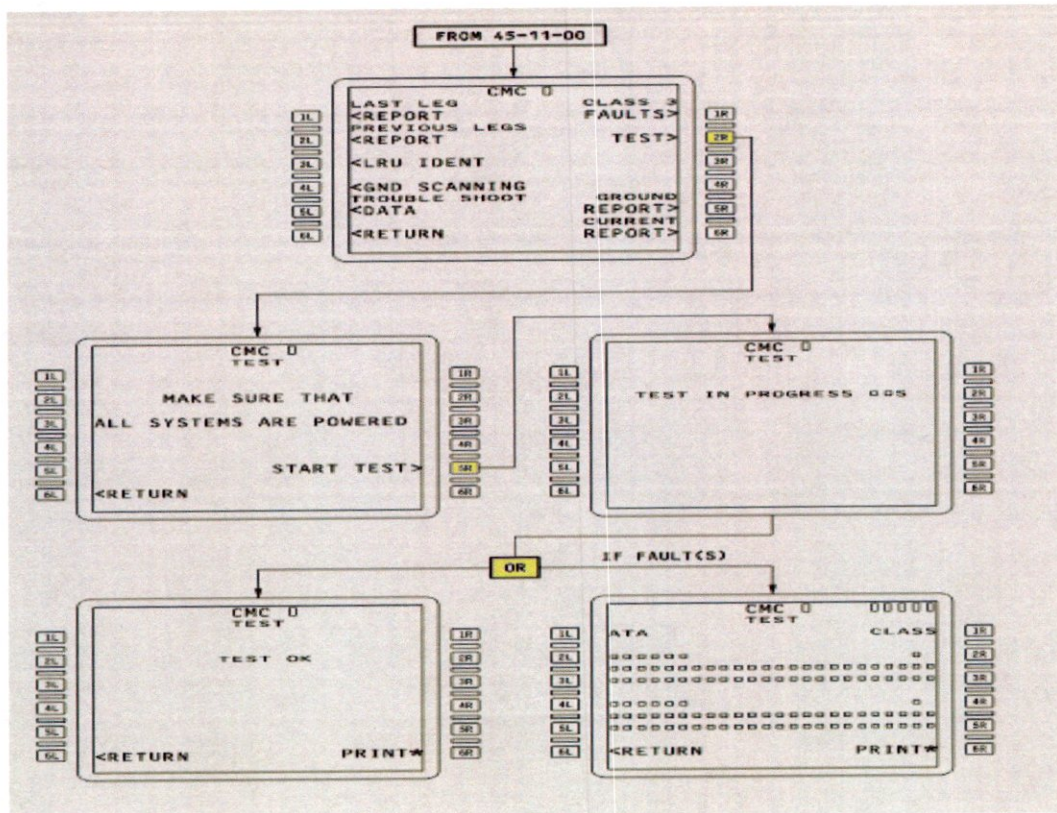


Figure III .40 : l'accès au rapport du TEST

### III.5.6 Le groupe facultatif de la maintenance

Airbus industrie, en coopération avec les opérateurs A330/A340, a développé un lot de nouvelles fonctions pour agrandir les capacités du Système Central de Maintenance, c'est

Le groupe facultatif de la maintenance, Ce groupe peut être divisé dans trois catégories :

1. Le Rapport d'Entretien (Servicing Report) réunit un certain nombre de paramètres, comme les niveaux huiles/liquides, l'état de filtres, etc... ; dans le but de réduire la charge d'entretien.
2. le rapport de configuration permet à la compagnie aérienne de savoir quels sont les numéros (P/N, S/N, DB/N) adaptés sur leurs avions ; chaque changement de configuration est aussi détecté par le CMC, mémorisé et transmis après.
3. Caractéristiques améliorant le processus de dépannage en fournissant des informations supplémentaires comme drapeaux (flag) et consultatifs (Advisories) sur le PFR et les nouveaux moyens de transmission :

Le téléchargement d'informations sur à un disque et l'envoi des rapports du BITE.

### III.5. 6.1 Servicing report (SRR) (rapport d'entretien)

C'est une fonction qui englobe ou réunit un certain nombre de paramètres qui nécessitent des checks périodiques, son but principal est de faciliter la maintenance en préservant le temps. Cette particularité précieuse utilisée quand l'avion est en opération de préparation pour le vol, et quand il a des régulations spécifiques, comme les opérations **ETOPS** (**Extended Twin-Engine OPERATION : opération étendue en bimoteurs**) et les checks additionnelles exigées.

Ce rapport est accessible à travers le MCDU, il est disponible ou bien en vol ou au sol.

Le Servicing Report (SRR) est disponible en deux formats :

1. **Format complet** : Il est composé de différents items, qui ont besoin d'un entretien ou non.

- Moteurs
- IDG « Integrated Drive Generator »
- APU
- Hydraulique
- Carburant
- Train d'atterrissage
- Oxygène
- Eaux usées
- Air conditioning (climatisation)
- Porte et slides (glissades)

Où les paramètres contrôlés sont :

- Niveaux d'huiles
- Carburant, fluide hydraulique
- Etat des filtres
- Pression des bouteilles, pneu, réservoir
- Détecteur de limaille etc....

2. **Coupon format** : présente seulement les systèmes qui ont au moins un paramètre qui nécessite un entretien. Un résumé qui sera toujours édité en premier dans le but d'indiquer l'état de chaque système (par OK ou CHECK). Ce résumé est suivi par certains nombres de coupons, chacun donne l'entretien des paramètres de chaque système déclarés CHECK dans le résumé.

A/C IDENT . 7T-VJY DATE MAY14 FLT NBR DAH1003 FROM/TO LFPG/DAAG START/END 1021/1241 GATE OUT/GATE IN 1014/1244 TAKE OFF/LAND ON 1037/1238		MAINTENANCE SERVICING REPORT		CMC1 PRINTING  PAGE 01/02 DATE MAY15 UTC 0735
ENGINES ATA 121379	OIL LEVEL	ENGINE 1 22.7 QT	ENGINE 2 22.1 QT	
ATA 792143 ATA 731142 ATA 783100	OIL FILTER STATUS FUEL FILTER STATUS REVERSES INHIBITION	OK OK -----	OK OK OK	
IDG ATA 121324 ATA 121324 ATA 242100	OIL LEVEL STATUS OIL FILTER STATUS DISCONNECTION STATUS	IDG 1 OK OK OK	IDG 2 OK OK OK	
APU ATA 490000 ATA 121349 ATA 499111	OPERATING HOURS APU OIL LEVEL STATUS CHIPS DETECTION	3670 HOURS OK OK	NUMBER OF START CYCLES 3963	
HYDRAULIC POWER ATA 121229 ATA 291400	LEVEL INDICATION RESERVOIR PRESS STS	GREEN SYSTEM OK OK	BLUE SYSTEM OK OK	YELLOW SYSTEM OK OK
CONTINUED				

FUEL	TOTAL FUEL ON BOARD 7740 KG			
TA 121100	0 KG	3450 KG LH	INNER TANKS RH	3910 KG
			OUTER TANKS	0 KG
		CENTER TANK	370 KG	
		TRIM TANK	20 KG	

LANDING GEAR	TYRE PRESSURE(PSI)		NOSE GEAR 190 - 190	
TA 121432	BRAKE TEMP (DEGREE C) 1: 30/210		2: 35/215	3: 30/210 4: 30/215
	TYRE PRESSURE(PSI) 5: 30/205		6: 30/215	7: 30/215 8: 30/215

OXYGEN	CREW OXYGEN BOTTLE PRESSURE		1373 PSI
TA 121435	SUPPLEMENTARY CREW OXYGEN BOTTLE PRESSURE		1599 PSI

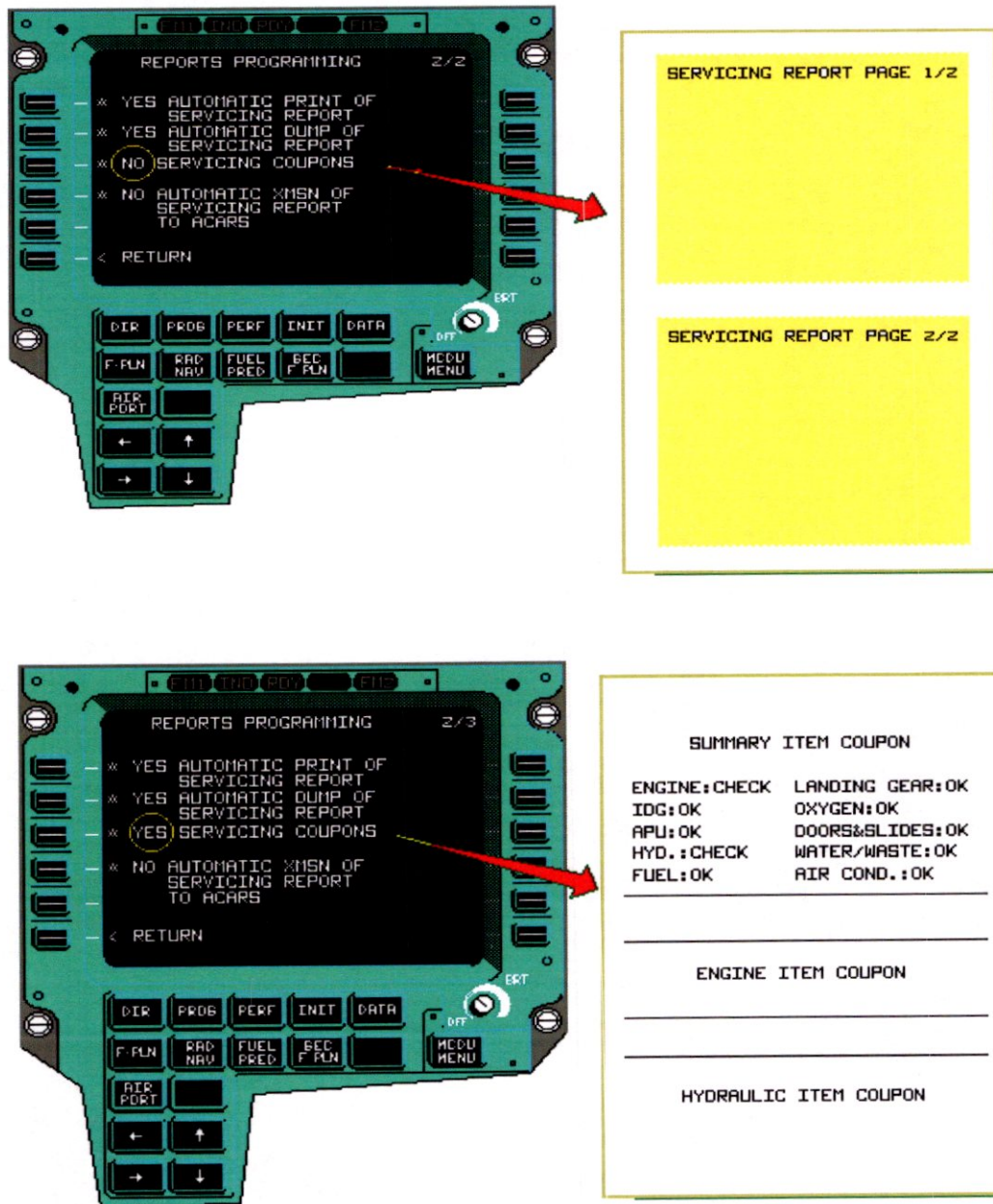
DOORS	BTL PRESS STS	DOOR	SLIDE	DOOR	SLIDE
TA 521000	FORWARD	1L OK	OK	1R OK	OK
AND	MIDDLE	2L OK	OK	2R OK	OK
SLIDES	EMERGENCY	3L OK	OK	3R OK	OK
TA 256241	AFT	4L OK	OK	4R OK	OK

WATER/WASTE	POTABLE WATER	WASTE WATER TANK NOT EMPTY
TA 121529 WATER	FORWARD TANK WATER LEVEL 81 %	LEFT TANK LEVEL 100 %
TA 122438 WASTE	AFT TANK WATER LEVEL 12 %	RIGHT TANK LEVEL 1 %

AIR CONDITIONING	HEAT EXCHANGER 1 OK
TA 215225/215226 EXCHANGER	HEAT EXCHANGER 2 OK

END OF REPORT

**Remarque 1 :** Il existe un autre type de présentation du **SRR**, c'est la présentation dans le MCDU qui contient 11 pages, on peut aussi programmer à travers ce dernier, certaines fonctions reliées au **SRR**, il est possible de programmer le Format complet du **SRR** ou le coupon format du **SRR**.



**Figure III. 41 : l'accès à la programmation du SRR**

**Remarque 2 :**

On peut aussi programmer une transmission automatique soit à l'imprimante, l'ACARS ou bien le MDDU.

**III.5.6.2 Rapports de configuration d'avion**

Cette caractéristique du CMC donne la capacité de diriger les configurations d'avion, pour ce but, trois rapports sont été conçus :

1. le rapport de configuration d'équipement (Equipment Configuration Report) ECR : il donne la liste complets des P/N, S/N et DB/N des équipements connectés au CMC
2. le rapport de configuration de changement (Configuration Change Report) CCR : il est crée à chaque fois ou il y a un changement détecté par le CMC concernant le P/N ou DB/N.
3. le rapport de configuration de disquette (Diskette Configuration Report) DCR : c'est une liste de disques associée aux avioniques, ayant la donnée de référence, ils contiennent (téléchargement du le logiciel par le disque, données de base de navigation ...).

MAINTENANCE EQUIPMENT CONFIGURATION REPORT				PAGE 01/06
AIRCRAFT IDENTIFICATION .F-A330		PRINTING DATE DEC11		UTC 0117
ATA 212634	NAME SYSTEM	AEVC AEVC	P/N: 785-611-2 S/N: 0231	
ATA 212834	NAME SYSTEM	VC VC	P/N: 600623-70-602 S/N: 20200	
ATA 213134	NAME SYSTEM	CPC 1 CPC1	P/N: 7125-19900-01AA S/N: 9512507	
ATA 213134	NAME SYSTEM	CPC 2 CPC2	P/N: 7125-19900-01AA S/N: 9512506	
ATA 201124	NAME SYSTEM	ZC ECS	P/N: 978B0000-01 S/N: 00055	
ATA 201124	NAME	PC1	P/N: 977A0000-05 S/N: 00390	

Figure III-42 : Partie d'un Rapport de configuration d'avion

### III.5.6.3 Flag et Advisories

On a vu que le PFR contient les alarmes de l'ECAM montrées dans la colonne EFFECT COCKPIT.

Quand la panne survient pendant le vol, elle sera reportée par l'équipage dans le livre de vol (**LOG BOOK**) et si elle est identique aux alarmes d'ECAM, sera facile de la récupérer à partir du PFR. Dans le cas contraire la corrélation entre le livre de vol et le PFR sera faite en utilisant le UTC, la phase de vol et le N° de l'ATA.

Innovation de l'option du CMC c'est d'enregistrer les flags et les advisories affichés sur les PFD, ND et SD du captain (pilote) ou first office (co-pilote) dans la colonne EFFECT COCKPIT du PFR, pour rendre la corrélation entre le PFR et le **LOG BOOK** possible, en donnant moins de place pour l'interprétation et plus de place pour l'efficacité.

ATA 3455	2137	ATA 345531	Source	VOR1
FLAG ON CAPT ND	Cruise	Class 1		
VOR1	06	Hard		
		VOR1 (1RS1)		

Figure III.43 : Exemple sur un flag affiché sur le PFR

### III.5.6.4 Rapport AIR/ SOL de BITE

Depuis la station sol, un opérateur peut requérir (demander) le rapport AIR/ SOL de BITE de tous les systèmes à travers l'ACARS. Ce rapport est accessible à travers SYSTEM REPORT / TEST FUNCTION.

### III.5.6.5 La fonction de téléchargement

La nécessité d'exploiter les informations de la maintenance dans un PC, est devenue importante, c'est pour ce la que le contenu du CMC ainsi que les rapports de BITE peuvent maintenant transférées directement sur une disquette insérée dans le MDDU.

La disquette doit être porter le fichier de configuration, en utilisant au sol le logiciel du MOT (**Maintenance Option Tool**).



*Chapitre IV :*

*Line maintenance  
« La maintenance de ligne »  
du CMC*



## IV.1 INTRODUCTION

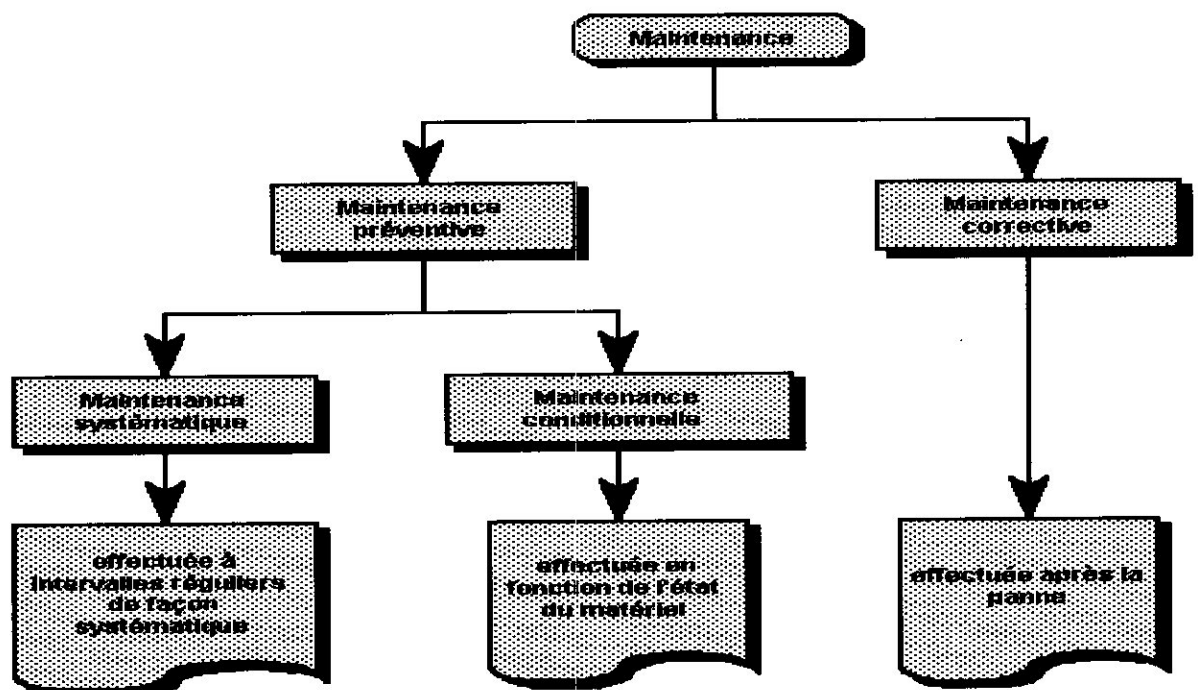
La maintenance en aéronautique, est la clef de voûte de la sécurité des vols, indispensable à toute exploitation d'aéronefs. Sans cesse plus exigeante, elle connaît de profonds changements avec la prolifération des avions de dernières technologies.

Dans cette partie on va présenter un type de maintenance, qui est la maintenance de ligne du CMC, car ce dernier, ces risques de tomber en panne sont minimes et son dépannage dans le cas contraire se fait dans l'atelier ou à l'étranger

## IV. 2 GÉNÉRALITÉS DE LA MAINTENANCE

### IV.2.1 Définition générale

La maintenance est définie comme étant "l'ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir un bien dans un état spécifié ou en mesure d'assurer un service déterminé. Maintenir c'est donc effectuer des opérations qui permettent de conserver le potentiel du matériel pour assurer la continuité et la qualité de la production.



L'organigramme de différentes formes de maintenance

## IV.2.2 Les différentes formes de maintenance

### IV.2.2.1 La maintenance corrective

Il s'agit d'une "maintenance effectuée après défaillance". C'est une politique de maintenance qui correspond à une attitude de réaction à des événements plus ou moins aléatoires et qui s'applique après la panne.

#### IV.2.2.2 La maintenance préventive

##### → Maintenance systématique

"Maintenance préventive effectuée selon un échéancier établi en fonction du temps ou du nombre d'unités d'usage".

##### → La maintenance conditionnelle

Maintenance préventive subordonnée à un type d'évènement prédéterminé révélateur de l'état de dégradation d'un bien.

### IV.2.3 la maintenance embarquée

L'augmentation de la taille des avions ainsi que le développement des systèmes avioniques ont impliqué une croissance du fardeau, qui est la maintenance.

Pour assurer la sécurité, la fiabilité et surtout la réduction du coût d'exploitation de la maintenance, le système embarque de maintenance vient à ses buts.

#### IV.2.3.1 Niveaux de maintenance

L'information de défaillance délivrée par le CMS correspond à plusieurs niveaux de maintenance.

##### → maintenance de ligne :

Cette maintenance est caractérisée par l'intervention rapide du personnel de la maintenance en un court délai et elle se limite à l'isolation et remplacement de l'équipement défaillant

Cette action consiste à identifier et /ou confirmer la condition de la défaillance, l'isolation de la défaillance et le remplacement de l'unité défaillante LRU.

Un test est effectué avant la procédure du remplacement et de l'installation afin de vérifier si le système de l'opération est correct.

→ **Hangar ou maintenance de base principale**

Cette maintenance est caractérisée par une intervention du personnel de la maintenance en une plus longue durée. Et elle concerne généralement les actions qui ne peuvent être effectués en maintenance en ligne parce que les procédures sont très longues ou parce que l'intervention du personnel plus qualifié est nécessaire.

→ **Maintenance dans l'atelier**

Ces actions de maintenances sont effectuées dans des intervalles réguliers (Check A, A2, B.)

L'intervention personnelle de la maintenance est donc programmée suivant l'utilisation de l'appareil et concerne les items des équipements dont lesquelles certaines pièces mécaniques ne sont pas testées. Ses défaillances sont appelées les défaillances cachées.

#### **IV.2.4 l'équipement d'essai incorporé (BITE)**

On a décrit le BITE dans le chapitre précédent, dans cette partie on verra le test BITE du CMC.

Le BITE fournit dans un avion les fonctions suivantes.

- Mise en mémoire des pannes rencontrées en vol
- La déclaration de l'état des pannes en vol et au sol
- Les fonctions d'essais incorporées servaient à isoler les unités défectueuses, la vérification de la performance spécifiée d'un équipement et les essais au niveau du système.

##### **IV.2.4.1 BUT DU BITE :**

- Aider le technicien à accomplir les tâches de maintenance de l'avion
- L'amélioration de l'efficacité des activités de maintenance.
- Réduction des coûts de maintenance.
- Les simplifications des procédures de maintenance (technicien).
- En plus faciliter la correction des problèmes en labo.

##### **IV.2.4.2 ROLE DU BITE :**

- 1- Détecter les conditions de défaillance du système hôte.
- 2- Assister le mécanicien lors de l'isolation d'une défaillance

3- Aider le mécanicien à établir le bon fonctionnement du système hôte

#### IV .2.4.3 Diverses classes de pannes

Les pannes détectées par le système BITE sont classifiées dans trois catégories (classe 1, 2,3) eu égard à leur conséquences sur la sûreté et la disponibilité de l'avion.

Pour une panne donnée, MMEL « Master Minimum Equipment List »\* (voir annexe) indique au pilote si l'avion peut continuer de voler ou pas selon trois catégories :

- **GO** : l'avion (A/C) peut continuer de voler sans instruction.
- **-GO IF** : conditions a respecter (essais, disponibilité de système, conditions atmosphériques).
- **NO GO** : intervention obligatoire avant la sortie de l'avion en service.

##### IV .2.4.3.1 les Pannes de classe 1

Ces pannes sont détectées par les systèmes, qui peuvent avoir une conséquence opérationnelle (aspect de sécurité) sur le vol courant. Elles sont indiquées à l'équipage en vol

- par les messages (niveau 1, 2,3) sur EWD" Engine/warning display (EWD)
- par des drapeaux sur PFD (primary flight display ou sur le navigation display (ND) ou sur le SD system display
- par des messages sonores dans le cockpit.

##### IV .2.4.3.2 les Panne de classe 2

Ces pannes sont détectées par les systèmes, qui n'ont pas une conséquence opérationnelle (aspect de sécurité) sur le vol courant ou sur le suivant vol mais peut avoir une conséquence si une deuxième panne apparaît Elles sont indiquées au sol par les rapports de l'ECAM après l'arrêt des moteurs.

##### IV.2.4.3.3 1es Panne de classe 3

Ces pannes sont détectées par les systèmes, qui n'ont pas des conséquences ni sur la sécurité de l'avion ni sur la disponibilité. Elles peuvent être corrigées pendant l'opération programmée de maintenance et elles ne sont pas indiquées à l'équipage.

Le tableau ci-dessous résume cette classification:

	Classe1	Classe 2	Classe 3
Indication à l'équipage	-Message affiché dans le cockpit -alarmes\ avertissement sur le EWD -drapeau sur le PFD, ND ou SD -alarmes locales	Lumière clignotante à la fin du vol	Pas d'indication à l'équipage
Expédition Conséquences	Entrée du MEL : <b>GO</b> <b>GO IF</b> <b>NO GO</b>	Préambule du MEL : <b>GO</b>	MEL non applicable
TRAITEMENT	Correction en conformité avec le contenu du MEL (Délai du temps...)	La correction peut être reportée pendant 500 heures de vol.	Aucun temps fixe pour la correction: mais, elle est recommandée pour améliorer la fiabilité d'expédition
Indication à l'équipe Maintenance	Présenté automatiquement à la fin de vol : Tirage du rapport de vol le PFR	Idem pour classe1	Présenté en demande quand il est nécessaire : Messages de pannes sur le <b>CMC</b> rapport classe 3

#### IV.2.5 Les tests

Un test a pour but d'assurer le bon fonctionnement de différents éléments d'un appareil. Son déroulement peut être divisé en 4 groupes:

- test spécifique
- test de démarrage
- test cyclique (périodique)
- test du système

#### **IV.2.5.1 le test de démarrage**

Ce test est le premier test de sécurité, son but est d'assurer la conformité avec les objectives de sécurité.

Il est exécutable seulement au sol après un long délestage (coupure de courant supérieur à 200ms), sa durée est en fonction du système qui n'est pas opérationnel durant le test de démarrage.

Si l'avion est en vol, le test de démarrage est limité aux quelques pièces seulement pour permettre un retour rapide de l'opération du système.

Les taches typiques de ce test sont:

- test de microprocesseur
- test de mémoire
- test de l'ARINC et les divers circuits I/O
- test de configuration

#### **IV. 2.5.2 test cyclique**

Ce test est effectué en permanence, il ne perturbe pas l'opération du système

Les taches typiques de ce test sont:

- le test de watchdog (dispositif capable de redémarrer le microprocesseur si le logiciel échoue).
- le test de RAM
- contrôle permanent, effectuée par le programme opérationnel (ex:l'ARINC 429validité de messages).

#### **IV.2.5.3 test de système**

Le but de ce test est de fournir au personnel de la maintenance les possibilités de tester les systèmes et les dépanner.

- peut être effectué après un remplacement de LRU pour vérifier (contrôler) l'intégrité (qui est en bon état) du système ou sous-système.
- il est similaire au test de démarrage mais plus complet, il s'effectue avec le fournisseur de tous les périphériques.

#### **IV.2.5.4 test spécifique**

Le but de ce test est de produire un stimulus aux diverses commandes tel que les vérin ou les valves, il peut avoir une conséquence importante sur l'avion (déplacement automatique des volets ou du bec de bord d'attaque, ventilation du moteur sec).

### IV. 3 Test de BITE du CMC

Le CMC peut être affecté par

- ☞ Pannes internes
- ☞ Pannes d'interfaces

**IV.3.1 pannes internes du CMC** : les résultats du BITE associé dirigent depuis les résultats de contrôle BITE dans le CMC, le software et le hardware.

A- définition de monitoring (contrôle) interne du CMC : cette fonction peut être activée suite à :

- Test cyclique
- Après un reset manuel
- Après **POST Power On Self Tests**
- D'autres tests

Le tableau qui suit montre un exemple sur la liste des composants compliqués dans ces tests

Désignation du test	Composants internes testés	Composants externes testés	Durée	Condition d'activation
<b>Cyclique</b>	-l'étage de commutation : contrôle la source de courant -contrôle de input ARINC d'interface - test de panne du CMC opposé - contrôle de output discret d'interface ....			
<b>Après un reset manuel</b>	-contrôle du microprocesseur -contrôle d'alimentation de la RAM			
<b>Après POST</b>	-conformité du software/hardware		40 s	Coupure de



	- contrôle de composants électriques d'atterrissage - contrôle de RAM/EEPROM/EPROM -auto test du watchdog			courant > 5s et train d'atterrissage comprimé
<b>autres tests</b>	- erreur du watchdog -contrôle de inputs discrets -erreur de la carte ARINC			

**B - structure de message de panne : il existe deux messages internes du CMC**

ATA ref	Messages	Classe de panne	Type de panne (interne / externe)	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
451334	CMCi (1TMi) i = 1 ou 2	2	INT	OUI	NO	OUI
451334	CMCi (1TMi) i = 1 ou 2	3	INT	OUI	OUI	OUI
451334	CMCi (1TMi) i = 1 ou 2	2	EXT	OUI	OUI	OUI
451334	CMCi (1TMi) i = 1 ou 2	3	EXT	OUI	NON	OUI

**IV.3.2 définition du contrôle d'interfaces (bus de réception ARINC)**

Input ARINC est contrôlé par le CMC, à travers les étiquettes de maintenance.

Le CMC accompli le monitoring d'interface suivant :

→ **NO REFRESH** (pas de rafraîchissement)

Le NO REFRESH de bus vaut dire la confirmation de l'expiration du temps correspondant

Le temps limite = le max de→

☞ 5 cycles nominaux de l'étiquette la plus lente de bus utilisé par le CMC

☞ 5 secondes minimales

→ **INVALIDITY** (invalidité)

Les événements ci-dessous sont considérés comme des invalidités

- le SSM de l'étiquette dans le cas **FW** (Failure Warning) ou **FT** (Functional Test)
- la donnée acquise n'est pas compatible avec l'étiquette (ex : l'étiquette 126- phase et vols- la donnée doit être entre 1 et 10).

**IV.3.3 structure de message de panne (bus de réception ARNIC)**

Cette structure dépend de l'architecture de système connecté au CMCs, (un seul CMC ou les deux) , le tableau

- **NO REFRESH** détecté par les deux CMCs : structure de message est comme suit

ATA réf	messages	Classe de panne	Type de panne	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
xxxxxx	B (FIN de B) B=non du périphérique xxxxxx = ATA n° de périphérique	Généralement 3 ou 1	EXT OU INT	Dépend de la connexion au CMC	OUI	OUI
212634	AEVC (2HQ)	1	EXT	OUI	OUI	OUI
316234	DMC2(1WT2)/ DMC3(1WT3)	3	EXT	NON	OUI	OUI
231233	VHF <sub>i</sub> (1RC <sub>i</sub> ) i= 1 ou 2 ou 3	1	EXT	OUI	OUI	OUI
261234	FDU <sub>i</sub> (2DG <sub>i</sub> ) i = 1 ou 2 ou 3 ou 4	1	EXT	OUI	OUI	OUI
304234	WHC <sub>i</sub> (2DG <sub>i</sub> ) i = 1 ou 2	1	EXT	OUI	OUI	OUI
312121	CLOCK (2FS)	1	EXT	OUI	OUI	OUI

**NOTA :**

Dans le cas d'**INVALIDITÉ** la structure de message de panne est identique au cas **NO REFRESH** indiquée dans le tableau précédent

**IV.3.4 pannes d'interfaces avec les outputs discrets**

Les outputs discrets sont cycliquement contrôlés par le CMC avec un feedback

ATA ref	messages	Classe de panne	Type de panne	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
451334	CMCi (1TMi) i = 1,2	3	INT	NON	OUI	OUI

#### IV.3.5 pannes d'interfaces : coupure de courant

- 1<sup>ER</sup> CAS : coupure de courant >5s

La structure de message est la suivante :

ATA ref	messages	Classe de panne	Type de panne	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
240000	Interruption de l'alimentation	1	EXT	OUI	NON	NON

- 2<sup>ème</sup> CAS : coupure de courant < 5s

Pas de message dans le BITE

- 3<sup>ème</sup> CAS : reset manuel

Le message de panne identique au 1<sup>er</sup> cas

- 4<sup>ème</sup> CAS : étage de commutation (28 V) (>5s)

La structure de message est comme suit

ATA ref	messages	Classe de panne	Type de panne	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
240000	CMCi (1TMi) Alimentation de commutation	3	EXT	OUI	NON	NON

### IV.3.6 contrôle de systèmes de type 3

La structure de message est comme suit :

ATA ref	messages	Classe de panne	Type de panne	Détection		
				Power up test	Test depuis le MCDU	Permanent
xxxxxx	B (FIN de B) B=non du périphérique xxxxxx = ATA n° de périphérique	1 (pour les syst controlés en vol) 2 (pour le contraire)	EXT	Non	NON	yes

**Nota :**

- Systèmes contrôlés en vol comme ICE D1 (ice detector), PAX OXY (oxygène de passagers) etc ...
- Systèmes non contrôlés en vol comme GCU EMERGENCY (Generator Control Unit), APU AFE (APU Automatic Fire shut down) etc....

### IV.4 PRESENTATION DE LA MAINTENANCE EN LIGNE « LINE MAINTENANCE »

Il en existe trois sortes. Elles sont effectuées dans les escales ou sur la base de maintenance et concernent l'ensemble de l'avion.

- visite de transit, après chaque vol
- visite journalière (VJ), toutes les 24 heures
- visite hebdomadaire ou 'weekly' (S ou W)

Les taches de la maintenance de ligne sont des taches sur la ligne de vol entre deux vols consécutifs :

- L'identification / Confirmation d'une condition de défaillance
- L'isolation de la défaillance à 1 unité / composante unique
- Le remplacement de l'unité / composante défective
- Vérification du Bon fonctionnement du système rétabli suite à la réparation / remplacement

- L'exécution des essais de vérification de fonctionnement du système assujettie au temps disponible / réglementation de navigabilité aérienne (systèmes critiques / essentiels au vol).

**IV .4 .1 CONFIGURATION DE MAINTENANCE ET PANNES**

On a dit que le **CMC** est affecté par

- Pannes internes du **CMC**
- Pannes d'interfaces

Type de panne du **CMC** → généralement sont des pannes de classe 2 et 3 seulement

A/C IDENT .P-A334 SATE DEC11 FLT NB A11234 FROM/TO LPBO/WMKK START/END 1231/0057	MAINTENANCE POST FLIGHT REPORT LE3 00		CMC1 PRINTING PAGE 01/01 DATE DEC11 UTC 0104
04 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	04 FAULTS	
ATA 3621 NOT DISPLAYED AIR BLEED LO TEMP	1232 Engine Start 02	ATA 361143 Class 1 Intermittent THEM (SHA2) / FAN AIR V(12HA2)	Source BMC2 Identifiers 2C EIVMU2
ATA 3031 ANTI ICE L CAPT STAT HEAT	1240 Climb 05	ATA 341116 Class 1 Hard L STATIC PROBE1(8DA1) / PHC1 (6DA1)	Source PHC1 Identifiers ADR1
ATA 4513 MAINTENANCE STATUS CMC1	1907 Cruise 05	ATA 451334 Class 2 Hard CMC2 (1TM2)	Source CMC1
ATA 3455 FLAG ON CAPT ND VOR1	2137 Cruise 05	ATA 345531 Class 1 Hard VOR1 (1RS1)	Source VOR1
END OF REPORT			

**Figure IV. 1 : Configuration de maintenance et pannes du CMC**

On a présenté déjà les messages de pannes du **CMC** dans la partie BITE TEST du **CMC**

Les deux tableaux suivants vont les résumer :

**Tableau 1**

		PANNES		CLASSE
PANNES D'INTERFACES	COUPURES DE COURANT	>5s	Interruption d'Alimentation	1
		< 5s	Pas de message	
		Reset manuel	Interruption d'Alimentation	1
		Etage de commutation Coupure de courant > 5s	CMCi / alimentation de commutation	3
	CONTRÔLE DE SYST TYPE3	Système de type 3 Contrôlé en vol	SYSTEME	1
		Système de type 3 Contrôlé au sol	SYSTEME	2

Tableau 2

		PANNE	CLASSE
Pannes internes		CMC i	2
		CMC i	3
Pannes Interface	Bus de reception	No refresh détecté seulement par un seul CMC	CMCi / WRG : « bus de système » au CMC i
	ARINC	No refresh détecté par les deux CMCs, ou message non valide	"Systeme"
	Discrete Outputs	DSO Défaut de collage au sol (toujours actif) ou DSO Défaut de collage à OPEN toujours (toujours inactif)	CMC i

**NOTA : Défaut de collage**

Présence de points figés en permanence au niveau logique « 0 » ou « 1 ».

**IV .4 .2 PARTICULARITES IDENTIFIANTES****IV .4 .2.1 TSD (trouble shooting data):**

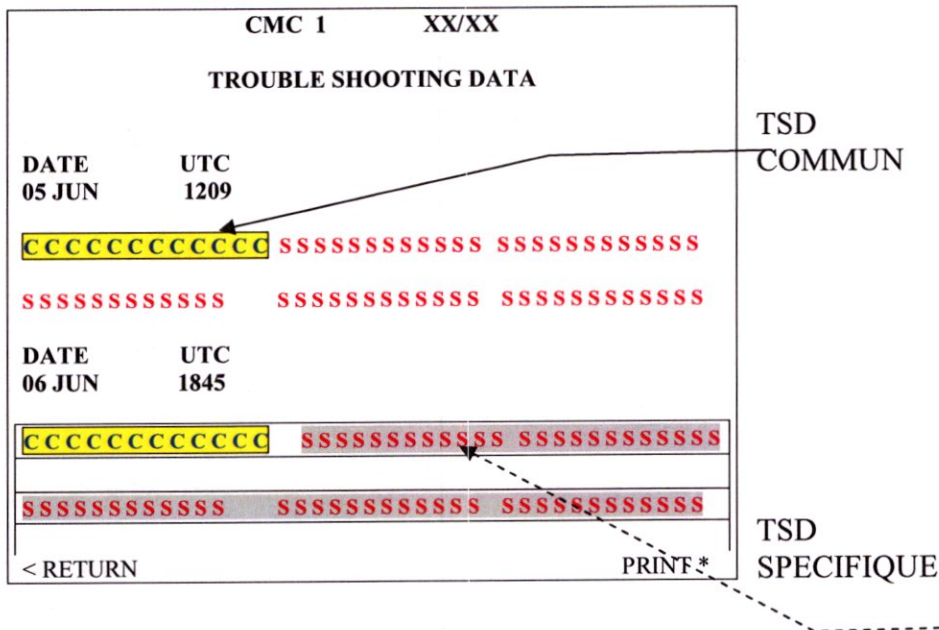
Le TSD associe chaque défaillance et donne d'autres informations de son origine.

Pour le CMC, TSD sont composés de 48 digits affichés sur l'écran du MCDU.

Ceci contient deux différents champs (zones) :

1. TSD COMMUN → les 12 premiers digits (numéro) "C"
2. TSD SPECIFIQUE → les 36 digits suivants "S"

**NOTA :** Le décodage de TSD COMMUN est obligatoire pour la recherche de panne, il est décrit dans la page suivante du rapport TSD, Le décodage de TSD SPECIFIQUE il n'est pas utilisé dans la recherche de panne.



Ci-dessous un exemple sur un TSD imprimé :

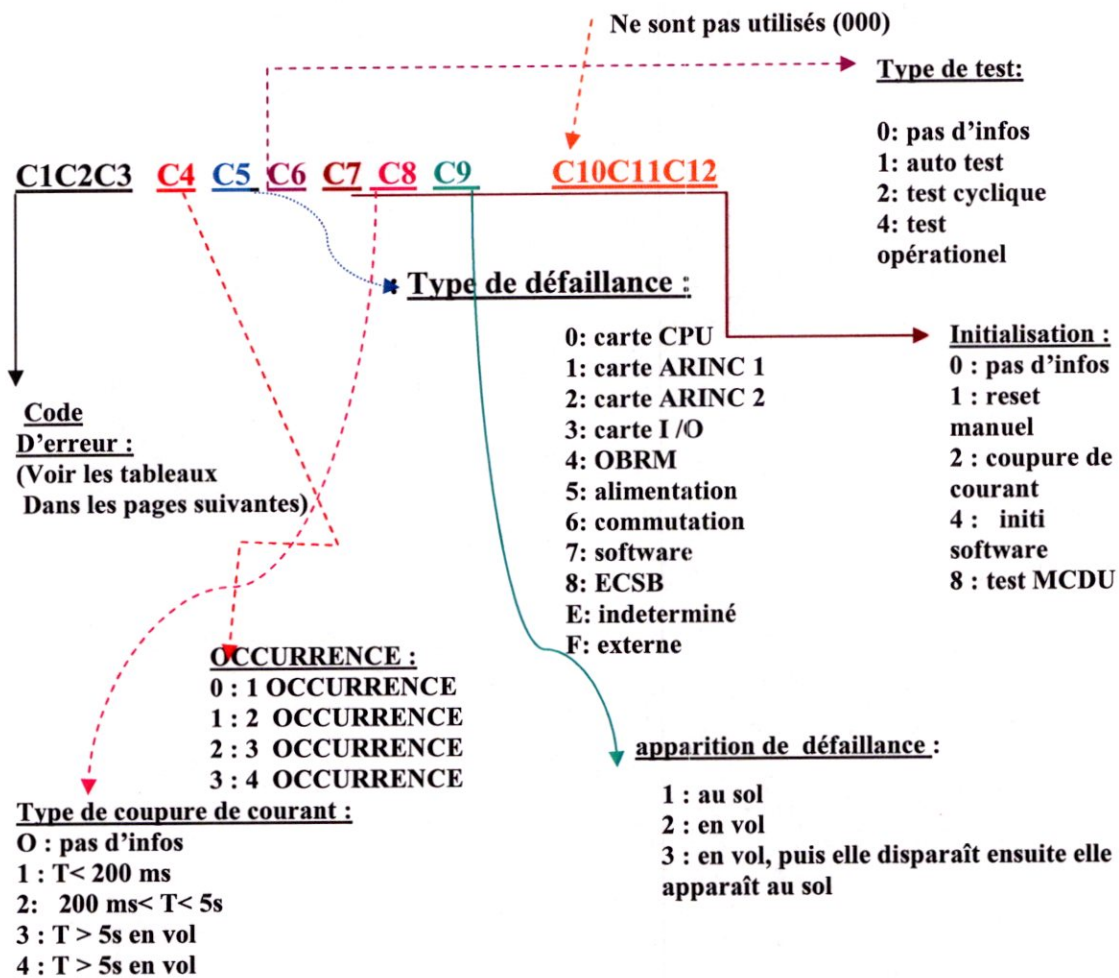
A/C IDENT	.00-SFP	MAINTENANCE	CMC1 PRINTING
DATE	SEP03	SYSTEM REPORT/TEST	PAGE 01/01
FLT NBR	230F2	CMC 1	DATE SEP03
FROM/TO	LFBO/LFBO	TROUBLE SHOOTING DATA	UTC 1343
STAR/END	0806/1041		

DATE	UTC	1/4	DATE	UTC	2/4
SEP03	0806		AUG28	0945	
2C03F224300000000000000000			0441540030008483A0000111		
00000000000000000000000000			03000000000000000000000000		
SEP03	1010		AUG28	1135	
0440540020008483A0000111			3340F423200000000000000000		
00000000000000000000000000			00000000000000000000000000		
AUG28	1136	3/4	AUG26	1122	4/4
2C43F223300000000000000000			29F1F221200000000000000000		
00000000000000000000000000			00000000000000000000000000		

Figure IV.2 : TSD du CMC

IV .4 .2.1.1 Le décodage de TSD COMMUN



IV.4 .2.1.2 Les tableaux de décodage du code erreur

Tableau 01

CODE ERREUR (hexa)	SIGNIFICATION	Cartes concernées	classe	nature
01 E	--	SOFTWARE	2	INT
020	--	SOFTWARE	2	INT
021	--	SOFTWARE	2	INT
023	--	SOFTWARE	2	INT
03B	Problème pendant la construction de message de défaillance	SOFTWARE	2	INT
03C	Défaillance de CPU	CPU	2	INT
03D	Défaillance de RAM (parité)	CPU	2	INT



Tableau 02

CODE ERREUR (hexa)	SIGNIFICATION	Cartes concernées	classe	nature
226	Acq ARINC suivant test de bus BCL2	--	3	EXT
227	Acq ARINC suivant Le test de bus CPC1	--	3	EXT
228	Acq ARINC suivant le test d'un bus qui n'est pas utilisé	--	3	EXT
229	Acq ARINC suivant le test de bus DMC EFIS capt	--	3	EXT
22A	Acq ARINC suivant le test de bus FWC1	--	3	EXT
22B	Acq ARINC suivant le test de bus SDAC1	--	3	EXT
22C	Acq ARINC suivant le test de bus GPSSU1	--	3	EXT

IV.4 .2.1.3 Exemple sur le décodage du TSD

A/C IDENT	.00-SFP	MAINTENANCE SYSTEM REPORT/TEST		CMC1 PRINTING
DATE	SEP03	CMC 1		PAGE 01/01
FLT NBR	230F2	TROUBLE SHOOTING DATA		DATE SEP03
FROM/TO	LFBO/LFBO			UTC 1343
STAR/END	0806/1041			

DATE UTC	1/2	1/4	DATE UTC	2/2	2/4
Jan 21	0430		jan 21	0405	
0AA131141000000000000000			0C8034412000000000000000		
000000000000000000000000			000000000000000000000000		

- C1/C2/C3	→	DGO M1, carte I/O	- C1/C2/C3	→	DGO M1, carte I/O
- C4	→	OCCURRENCE 2	- C4	→	OCCURRENCE 1
- C5	→	I/O carte	- C5	→	I/O carte
-C6	→	Auto test	-C6	→	Test opérationnel
-C7	→	Reset manuel	-C7	→	Initi software
-C8	→	T > 5s au sol	-C8	→	T < 200 ms
-C9	→	Au sol	-C9	→	En vol
			→		

IV .4 .3 Test rapid

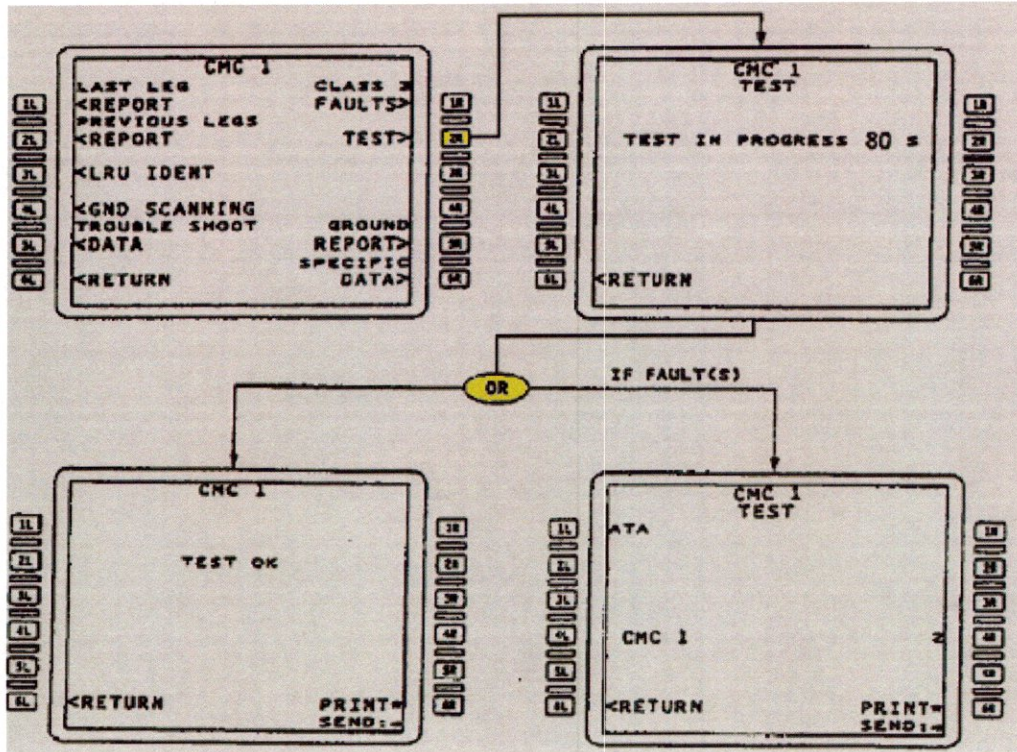


Figure IV.3 : l'accès au test du CMC

IV .4 .4 Les données spécifiques

Ne sont pas utilisées dans les recherches standard de panne

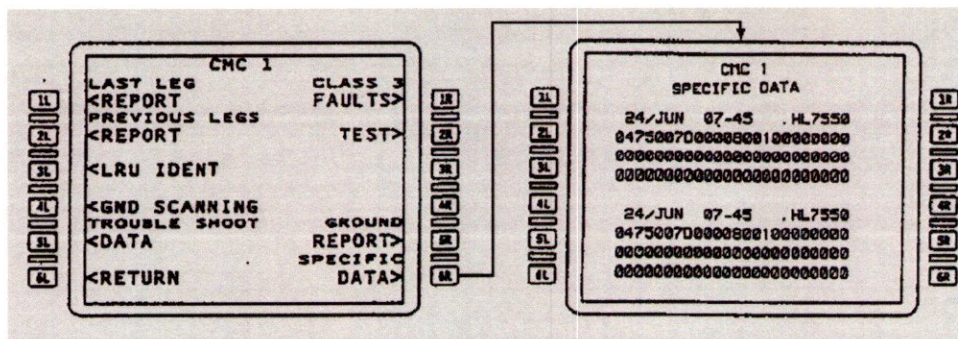


Figure IV.4 : l'accès aux données spécifiques

DATE MAY 11 REPORT NO 0AH1805 REPORT TO LFPO/DAAG START/END 1503/1706	MAINTENANCE SYSTEM REPORT/TEST CMC 1 LAST LEG REPORT MAY 11	CMC1 PRINTING PAGE 01/01 DATE MAY12 UTC 1102
NO FAULT DETECTED		
		END OF PAGE PRINT

REPORT NO 0AH1805 REPORT TO LFPO/DAAG START/END 1503/1706	MAINTENANCE SYSTEM REPORT/TEST CMC 2 LAST LEG REPORT MAY 11	CMC1 PRINTING PAGE 01/01 DATE MAY12 UTC 1102
NO FAULT DETECTED		
		END OF PAGE PRINT

#### IV.4 .5 Le CMC et la MMEL (Master Minimum Equipment List) idem pour la MEL

Dans la MMEL on a :

- CMC1 → GO
- CMC2 → GO

Comme il est montré dans la page suivante « Exemple de la MEL du chapitre 45 »

#### IV.4 .5.1 Les réglementations \*(Voir Annexe)

Les documents suivants doivent être présentés et lus pendant l'opération de maintenance

TFU → Technical Follow Up

SB → Service Bulletin

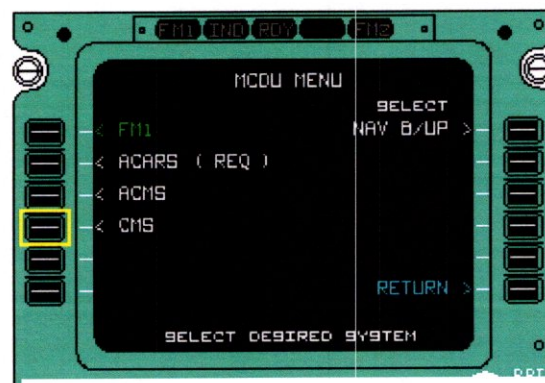
SIL → Service Information Letter

#### IV .4.6 TRUCS DE LINE MAINTENANCE

##### IV .4 .6 .1 To check (vérifier) dans le cockpit

⇒ vérifier si « < CMS » (ligne) est affichée sur chaque MCDU

Comme nous montrons l'image :



⇒ si non « < CMS », les cas suivants peuvent être présentés :

- panne du CMC1 commande la commutation automatique ; CMC2 devient défectueux, pas d'interrupteur inverse envers le CMC1 → CMC1 et CMC2 défectueux.
- Panne de classe 3 du CMC1 ; la majorité de fonctions du CMC1 est disponible → pas de commutation envers le CMC2, et la perte du « < CMS »

1. SYSTEM AND SEQUENCE NUMBERS	2. RECTIFICATION INTERVAL			3. NUMBER INSTALLED	4. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	5. REMARKS OR EXCEPTIONS
ITEM						
<b>45-10 CENTRAL MAINTENANCE SYSTEM (CMS)</b>						
10-01 CMC 1 Pb Sw	D	1	0	*		
13-01 Central Maintenance Computer (CMC)	D	2	0			
<b>45-20 UP AND DOWN DATA LOADING</b>						
22-01 Up and Down Data Loading System Acquisition / Interface						
A) (Reserved)						
B) DATA LOADING SELECTOR (DLS)	D	1	0	*		
C) Data Loading Routing Box (DLRB)	D	1	0			
23-01 Multipurpose Disk Drive Unit (MDDU)	D	1	0			
<b>45-30 ELECTRONIC LIBRARY SYSTEM (ELS)</b>						
31-01 (Reserved)						
<b>45-40 PRINTING</b>						
41-01 Printer	D	1	0	*		

ALL

- ⇒ perte d'un « CMCx »
  - erreur permanente du CMCx
  - possibilité de check « pannes de CMCx », en utilisant le menu du CMCy
- ⇒ si les 2 « < CMC1 » et « < CMC2 » disponibles, mais « pas de réponse » message sur le MCDU, avec l'un de CMC → une panne permanente de l'un des 2 CMCs.

#### IV .4 .6 .2 Procédures

##### → Chercher la panne d'un CMC

- ⇒ essayer de déterminer le CMC master
    - le CMC master n'a pas « test > »
    - Impression des rapports par Le CMC master « CMCx printing »
1. Exécuter le scanning au sol « l'état réel du computer »
  2. Puis, Exécuter le ground report
  3. Après, Lire le TSD de différents rapports de vols
  4. Ensuite, Exécuter le test
  5. Après, Exécuter une longue coupure de courant (C/B tirés pendant un temps >5s)
  6. Puis, Permuter les CMC pour confirmer

##### → Si le système a un problème fonctionnel, comparaison d'effets entre les deux CMCs :

- ⇒ si y a pas « < » pour accéder au système, commuter le CMC vers l'autre CMC, pour contrôler le fonctionnement identique.
- ⇒ Si le PFR est incomplet, commuter le CMCx vers le CMCy, et contrôler si les rapports sont identiques, permuter les CMCs, ensuite contrôler de nouveau les PFRs.

#### IV.4 .6.3 Sommaire d'écran du MCDU

Information	Source sur le MCDU	Système
P/N- S/N- A/C ident	LRU IDENT	rapport /test ATA 45
Pannes stockées	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Post flight report: pervious flights reports</li> <li>▪ Last leg report : ground report + TSD associé</li> </ul>	→ CMS  → rapport /test ATA 45
Test d'unité	System test: Ground scanning + TSD associé	rapport /test ATA 45

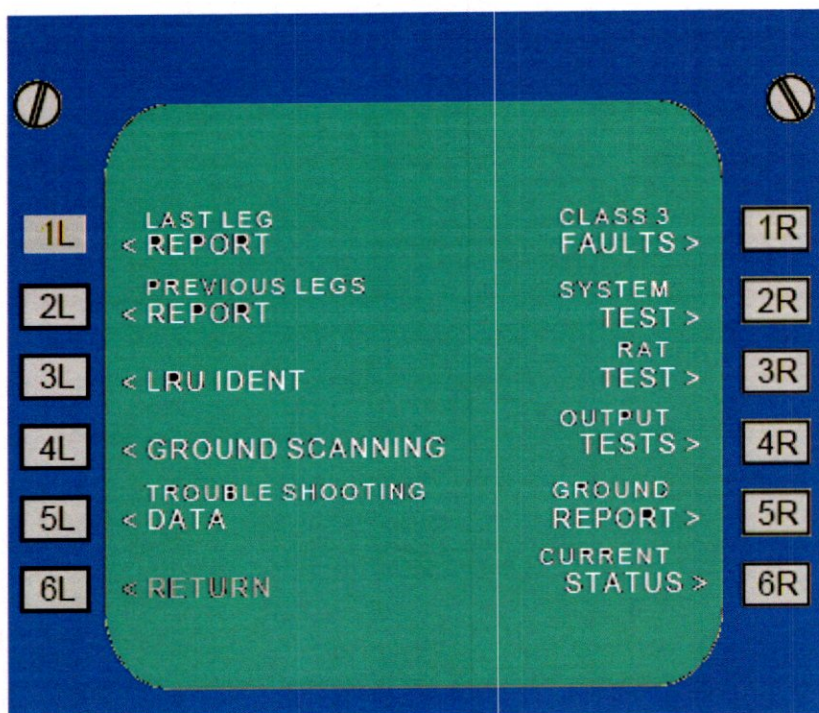


Figure IV.5 : l'écran du MCDU

#### IV .4 .6.4 Tous les renseignements utiles à prélever

Il y a trois types de renseignements :

- ➔ Nécessaire
- ➔ Nécessaire pour un TS (trouble shooting) rapide et facile
- ➔ Optionnel

#### IV.4 .6.1 Nécessaire

- P/N computer
- S/N computer
- Date
- A/C MSN (Manufacturer " fabricant " Serial Number)
- PFR/ TSD
- Informations de LOG BOOK (livre de vol, ou journal de bord)

#### IV.4.6.2 Nécessaire pour un TS dépannage facile

- Ground report
- Recomposable (imprimerie) / non recomposable
- Confirmation d'élément

- C/B (6>s)
- Ground scanning
- rapport /System test
- Permutation

#### IV .4.6.3 Optionnel

- TSI (Time Since Inspection – temps depuis inspection-)
- TSN (Time Since New- temps depuis neuf-)

### IV.5 INSALLATION ET DEMONTAGE DU CMC (1TM1, 1TM2

On a parlé précédemment sur l'opération de permutation du CMC 1/ (2), mais cette dernière est une procédure, a des étapes bien déterminée à les suivre, il faut qu'on sache d'abord comment installer et démonter le CMC

En utilisant le TSM( Trouble Shooting Manuel) avec le CMS, pour trouver les étapes à suivre dans cette opération ; Autrement dit comment exploiter le TSM et CMS dans la maintenance (comme nous indique le schéma ci-dessus) :

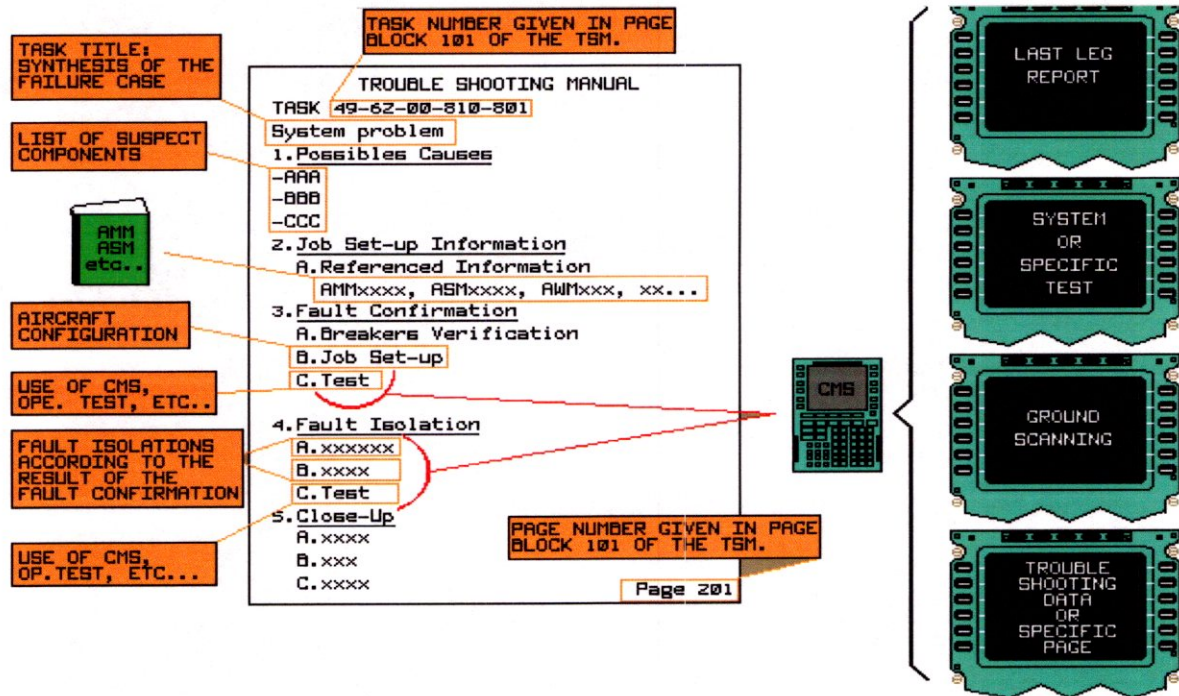


Figure IV. 6 : schéma présentant l'utilisation du TSM / CMS



**IV.5 .A DEMONTAGE DU CMC (1TM1, 1TM2)**

TACHE / TASK 45-13-34-000-801 → DEMONTAGE DU CMC (1TM1, 1TM2)

1- référence d'informations et les informations de travail depuis le TSM

Référence	Désignation
24-41-00-861-801	Alimentation des circuits elec de l'avion depuis l'alimentation A de parc
45 -10 -00 -610 -804	Transmission de configurations avioniques mémorisées au CMC opposé
45 -13- 34 -400 -801	Installation du CMC (1TM1, 1TM2)
45 -13- 34 -991 -001	FIGURE 401

2- les informations de travail

- montage d'assemblage
- test et matériel de support
- liste des outillages et équipements

3- les étapes de travail

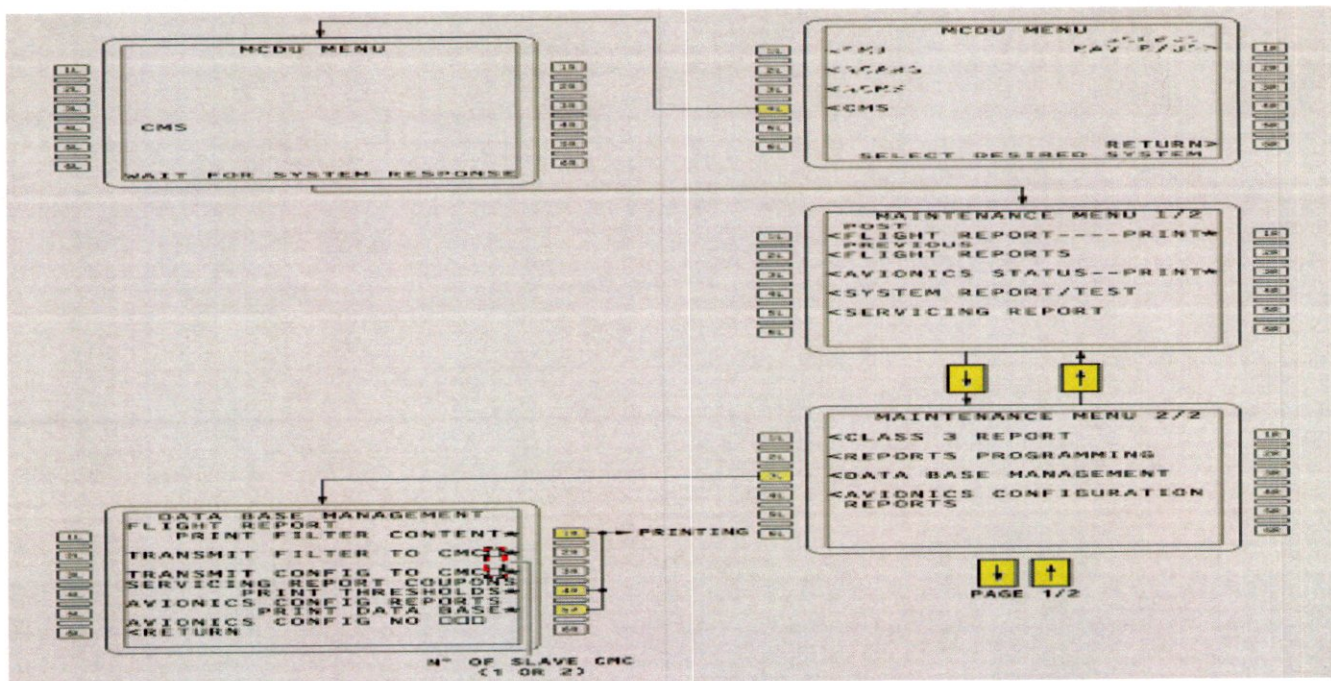
A → Alimentation des circuits électrique de l'avion depuis l'alimentation de parc.

B → Configuration d'avion de la maintenance

**Note :** vérifier d'abord si l'accès aux configurations avioniques mémorisées est possible après faire le transfert de ces configurations au CMC opposé, être sur que le transfert est fait avec succès.

(1) être sur que le rapport de CONFIG CHANGE est disponible (à travers le MCDU).

(2) Transmission de configuration avionique du CMC 1(2) au CMC 2 (1)



**Figure IV.7 : l'accès au CONFIG CHANGE du CMC**

C → prend l'accès dans le compartiment avionique

- Mettre l'accès de la plate-forme dans la position de la porte- d'accès 811
- Ouvrir la porte- d'accès 811

D → Ouvrir, les sauvegardes et les cosses de ses disjoncteurs (1TM1 ou 1TM2) comme nous montre le tableau des disjoncteurs suivant :

panneau	Désignation	FIN	localisation
POUR 1TM1			
721 VU	CMC1 SWTG	4TM1	U07
742 VU	CMC1	3TM1	N72
POUR 1TM2			
722 VU	CMC2	3TM2	D45
722VU	CMC2 SWTG	4TM2	W40

#### 4- procédures

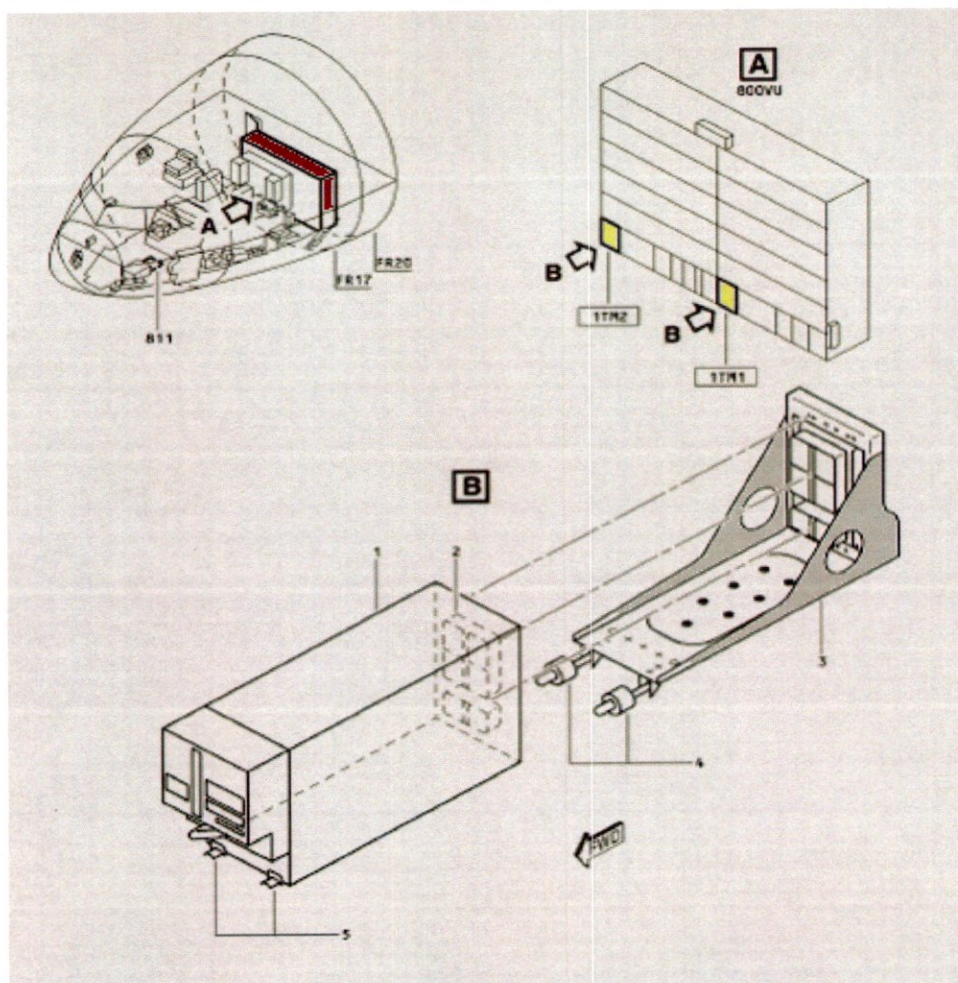


Figure IV.8 : démontage du CMC  
45 -13 -34 -991- 001 FIGURE 401 (TSM)

#### 4.1 Démontez le CMC

- ⇒ desserrer les écrous (4)
- ⇒ les écrous inférieurs (4)
- ⇒ tirer le CMC (1) de son boîtier (3) pour déconnecter les connecteurs électriques (2)
- ⇒ démonter le CMC (1) de son boîtier (3)
- ⇒ mettre le capot obturateur dans le déconnecté des connecteurs électriques

**Note :** si on démonte le CMC1 et on transfère les configurations avioniques mémorisées au CMC2, on peut :

- démonter le CMC 2
- puis, installer le CMC2 à la place de 1.

#### IV.5. B INSTALLATION DU CMC (1TM1, 1TM2)

##### TACHE / TASK 45-13-34-000-801 INSTALLATION DU CMC (1TM1, 1TM2)

#### 1- référence d'informations et les informations de travail

Référence	Désignation
24 -41 -00- 861 -801	Alimentation des circuits elec de l'avion depuis l'alimentation A de parc
45 -10- 00- 610- 802	Transmission du filtre de données de base au CMC opposé
45 -10 -00 -610 -803	Mettre en service/hors service le filtre du PFR
45 -10 -00- 610- 806	Première mémorisation de configuration avionique
45 -10 -00 -610 -809	Procédure de charger les données de base du CMC
45 -10 -00- 740 -801	Test de bite du CMC
45 -10 -00 -750- 801	Initialisation du UTC/Date
45 -10 -00 -860- 825	Procédure de prendre l'accès au rapport du système / test Page de maintenance
45 -13 -34 -991- 001 FIGURE 401	

2- Pour les informations de travail c'est idem au démontage

#### 3- étapes de travail

A → Configuration d'avion de la maintenance

- 1- Alimentation les circuits électriques de l'avion
- 2- être sur que l'accès de la plate-forme est dans la position de la porte- d'accès 811

3- être sur que la porte- d'accès 811 est ouverte.

**B**→ soit sur que les sauvegardes et les cosses des disjoncteurs sont ouvertes (le tableau des disjoncteurs précédent).

#### 4 procédures

##### 4.1 Installation du CMC

- ⇒ Nettoyer l'interface de composants et / ou la zone adjacente
- ⇒ Faire une inspection visuelle de l'interface de composants et / ou la zone adjacente
- ⇒ Démontez le capot obturateur depuis les connecteurs électriques
- ⇒ Être sur que les connecteurs électriques sont bien nettoyés et dans une condition correcte
- ⇒ Installer le CMC (1) dans son boîtier.
- ⇒ Pousser le CMC (1) dans son boîtier (3) pour connecter les connecteurs électriques
- ⇒ Engager les écrous (4) sur les cosses et puis serrer
- ⇒ Être sur que l'OBRM est correctement installé. Si n'est pas le cas, pousser l'OBRM jusqu'à ce que le dispositif de verrouillage est bloqué.

##### 4.2 Démontez les barrettes de connexion et les cosses et fermer les disjoncteurs

Pour 1TM1→3TM1, 4TM1

Pour 1TM2→ 3TM2, 4TM2

**NOTE :** Les CMCs utilisent IDENT A/C depuis LAST LEG. Si on démonte les deux CMCs, IDENT A/C ne se trouve pas dans l'en tête des rapports.

##### 4.3 faire le test du BITE

#### NOTES :

- ⇒ Si le test montre un message de panne classe 1 relié au computer modifié pour l'avion par le remplacement du OBRM dans l'atelier, on doit :
  - démonter le computer
  - le renvoyer à l'atelier
- ⇒ si l'horloge est défective, on peut réinitialiser UTC/ DATE dans le MCDU
- ⇒ à travers le MDDU, on peut charger les données de base (le filtre, sevicing report, rapport de configuration de disquette) et s'il est nécessaire, d'activer aussi les données de base à travers ce dernier.

##### 4.4 contrôle supplémentaire

- suivre la procédure montrée dans le schéma suivant pour accéder à la page de maintenance.

- être sur que le P/N indiqué dans la page LRU IDENT est identique au P/N du computer (indiqué à la face arrière)

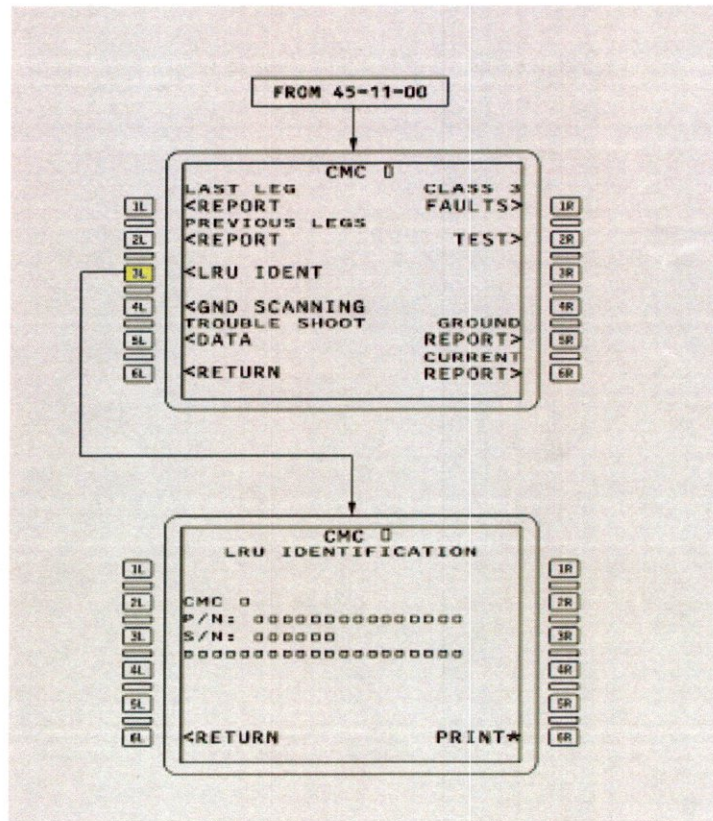


Figure IV.9 : l'accès au LRU IDENT

## 5 Fin de taches

### A- configuration initiale

1- dans le MCDU, pousser la touche adjacente vers l'indication RETURN jusqu'à avoir la page de maintenance ½

2- dans le MCDU, mettre le bouton BRT dans l'état OFF

### B- fermeture d'accès

- Etre sur que la zone de travail est propre et dégager les outils et les autres items
- fermer la porte d'accès 811
- démonter l'accès de la plate-forme.

# *CONCLUSION*

## CONCLUSION GÉNÉRALE

Dans cette étude j'ai pu tirer quelques conclusions, en essayant de répondre aux questions posées dans la problématique.

Que Le CMC a posé les bases de nouvelles normes dans la maintenance, avec son rôle principal qui est la centralisation et la mémorisation de toutes les pannes détectées par le BITE de chaque système et son rôle secondaire qui est :

- Transmission de paramètres généraux
- Dialogue avec le BITE
- Interface d'utilisateurs
- Le management du computer
- La fonction interactive (rapport de vol PFR)
- L'usage de maintenance facultatif (rapport d'entretien SRR)

Son installation sur l'A330/ A340 non seulement a garanti la sécurité et la réduction du coût d'exploitation mais, argument choc, devrait même empêcher les pilotes de faire les fautes techniques, (C'est pour cela on le nomme le mouchard). Donc minimiser aussi le coût de formation des pilotes.

Ces avantages qui sont :

- Réduire la durée des opérations.
- Réduire la durée de formation de l'équipe de maintenance
- Réduire le nombre de l'équipe de maintenance
- Simplification des documentations techniques
- Standardisation des équipements

Sans oublier bien sur de citer quelques inconvénients :

- Le CMC c'est un ordinateur qui vaut cher.
- La réparation de ces cartes est très coûteuse.

Malgré que dans les instructions de la MEL, l'avion peut voler sans CMC, mais je pense que l'installation de cet équipement à bord des avions est éminente, car il a amélioré les tâches de la maintenance par l'intervention rapide du personnel en un court délai.

En fin, j'espère que ce mémoire sera un outil considérable pour les prochains étudiants de mon département, souhaitant aussi qu'il va enrichir notre bibliothèque.

# ANNEXES



## ANNEXE A : REGLEMENTATION D'ENTRETIEN

### I- Présentation de la MEL

La MMEL (Master Minimum Equipment List) représente un listing des équipements qui peuvent dans certaines circonstances être inopérants ; ainsi que les limitations auxquelles est soumis l'aéronef dans ces circonstances.

Une MEL (Minimum Equipment List), dérivée de la MMEL est établie par la Direction des Opérations Aériennes et transmise au sous direction (S/D) assurance qualité pour lancement du processus d'approbation auprès de la DACM (direction de l'aviation civile et de la météorologie)

#### Application de la MEL

Dans la MEL les actions correctives peuvent être différées selon la classification du système ou de l'équipement mis en cause.

Classe	LIMITES AUTORISEES POUR LE TRAITEMENT DE L'ANOMALIE
A	L'action corrective doit être effectuée à l'échéance définie en remarque
B	L'anomalie devra être traitée dans les 3 jours suivant la découverte de l'anomalie
C	L'anomalie devra être traitée dans les 10 jours suivant la découverte de l'anomalie
D	L'anomalie devra être traitée dans les 120 jours suivant la découverte de l'anomalie

### Gestion des limitations MEL

Les limitations données par la MEL pour l'exécution des actions correctives doivent être reportées sur la HIL « Hold Item List » (Ce document représente la liste des tolérances en courrier).

L'action corrective devra être exécutée avant l'expiration de la limitation MEL.

Le responsable qualité devra s'assurer que les délais MEL ne sont pas dépassés

### II- Définitions de quelques termes

TFU "Technical Follow Up" :c'est un document qui englobe toutes les pannes des équipements et ces procédures de réparation et qui permet d'échanger les informations techniques entre les opérateurs de chaque compagnie pour adresser au ISP « In- Service problem » et donner à la fin une forme précise qui concerne:

- Description des problèmes pour chaque système donné
- Description de la solution des problèmes
- Associé le document de référence réajusté (SB, SIL, etc.) quand il est applicable

Le TFU est identifié en utilisant l'ATA référence (6digits), suivi par le numéro de série de chaque équipement.

**SB Service Bulletin** : Document émis par un OEM (Original Equipment Manufacturer) vers l'utilisateur de cet équipement pour préconiser des modifications en vue d'améliorations techniques.

**SIL : Service Information Letter** : identique au SB, il contient toute les informations techniques de modifications, délivrées par les concepteurs.

## ANNEXE B: Electronique Digitale: watch dog, RS-232 & $\mu$ p 80386

### I. CHIEN DE GARDE (WATCH DOG) :

En électronique numérique, un chien de garde (watching garde) est un circuit électronique ou logiciel destiné à s'assurer qu'un automate ou un ordinateur ne reste pas bloqué à une étape particulière du traitement qu'il effectue. C'est une protection destinée généralement à redémarrer le système, si une action définie n'est pas exécutée dans un délai imparti.

En informatique industrielle le chien de garde est souvent réalisé par un **dispositif électronique**, en général une bascule monostable. Il repose sur le principe que, chaque étape du traitement doit s'exécuter en un temps maximal. A chaque étape le système arme une temporisation avant son exécution. Si la bascule retourne à son état stable avant que la tâche ne soit pas achevée, le chien de garde se déclenche, il met en œuvre un système de secours qui peut soit déclencher une alarme, soit faire redémarrer l'automate, soit mettre en marche un système redondant... Les chiens de garde sont souvent intégrés aux microcontrôleurs et aux cartes mères dédiées au temps réel.

Quand il est réalisé par logiciel, il s'agit en général d'un **compteur** qui est régulièrement remis à **zéro**. Si le compteur dépasse une valeur donnée (*timeout*) alors on procède à un *reset* (redémarrage) du système. Le chien de garde consiste souvent en un **registre** qui est mis à jour via une **interruption** régulière. Il peut également consister en une routine d'interruption qui doit effectuer certaines tâches de maintenance avant de redonner la main au programme principal. Si une routine entre dans une boucle infinie, le compteur du chien de garde ne sera plus remis à zéro et un *reset* est ordonné. Le chien de garde permet aussi d'effectuer un redémarrage si aucune instruction n'est prévue à cet effet. Il suffit alors d'écrire une valeur dépassant la capacité du compteur directement dans le registre. Le chien de garde lancera alors le reset

### II. LE BUS RS 232

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 :



schéma synoptique de la liaison aux normes RS232

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.

## Protocole de transmission

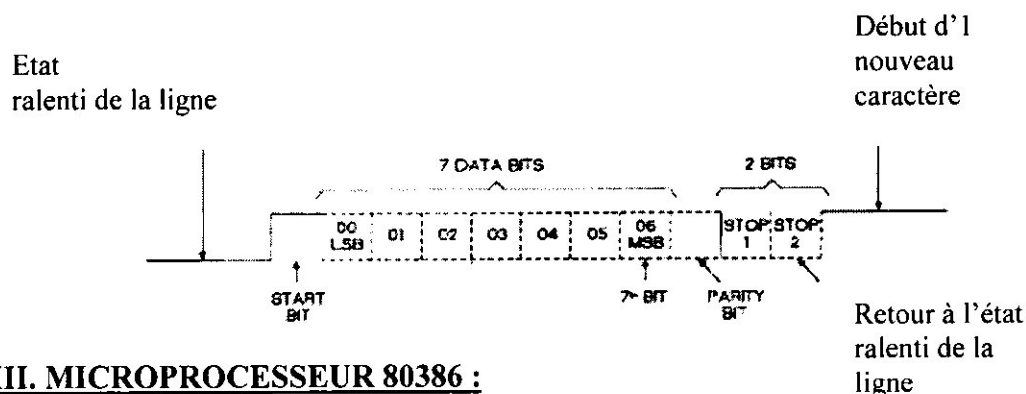
Afin que les éléments communicants puissent se comprendre, il est nécessaire d'établir un protocole de transmission. Ce protocole devra être le même pour les deux éléments afin que la transmission fonctionne correctement.

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.

Dans le cas du CMC la vitesse est : **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 et impaire). Dans notre cas la parité doit être impaire comme l'ARINC 429.
- **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.



## III. MICROPROCESSEUR 80386 :

- Présente le 16 juin 1988 .
- Vitesse d'orloge :
  - 16MHz pour 2.5 MIPS
  - 1/25/1989 20 MHz pour 2.5 MIPS ,25 MIPS pour 2.7 MIPS
  - 10/26/1992 33 MHz pour 2.9 MIPS
- Architecture interne en 32 bits .
- Largeur du bus extrême sur 16 bits .
- Nombre de transistors 275 000 à 1 µm .
- Memoire adressable 16 Mo .
- Memoire virtuelle 256 Go .
- La largeur du bus extreme sur 16 bits permet la fabrication à cout réduit d'un processeur 32 bits .
- Multitâche incorporé.
- Utilisé dans les ordinateurs de bureau d'entrée de gamme et les ordinateurs portables .

**BIBLIOGRAPHIE**

*ET*

**WEBOGRAPHIE**

## Bibliographie et webographie

### Bibliographie :

*AIRBUS INDUSTRIE, traning & fight opération supprt division*  
*A330-200 techniactal training manual- 45 On Board Maintenance Sysyts-*  
*(à partir du CD del' A330-200 chapitre 45)*

### Webographie :

*www. AirALgerie-dz*

*le site de documentation interne d' Air ALgerie(les manuels de la maintenance) :*

*[www.192.168.12.12.com](http://www.192.168.12.12.com) ( intranet)*

*communications protocols in aeronautis- George Novacek*

*[http:// www.chipcenter.com /circuitcellar/may01/c0501GN1 .htm](http://www.chipcenter.com/circuitcellar/may01/c0501GN1.htm)*

*ARINC 429 protocol tutorial*

*[http:// www.429-ARINC.com/ARINC-tutorial.html](http://www.429-ARINC.com/ARINC-tutorial.html)*

*le microprocesseur 80386*

*[http:// www.wikipedia.org.fr /wiki/microprocesseur](http://www.wikipedia.org.fr/wiki/microprocesseur)*

*[htt://www.content.airbus.com/engineering/esites/avionics\\_simulation/01docs/A340/cms.htm](http://www.content.airbus.com/engineering/esites/avionics_simulation/01docs/A340/cms.htm)*

*[http:// www.airbus.com/en/aircraft\\_families /a340a 330 /a330-200 /](http://www.airbus.com/en/aircraft_families/a340a330/a330-200/)*

*[http:// www.rfi.fr/ actufr/article/076/article\\_42897.asp](http://www.rfi.fr/actufr/article/076/article_42897.asp)*

*[www.avation-civile.gouv.fr/htm/ actu\\_gd\\_ta/libe\\_ta\\_hm](http://www.avation-civile.gouv.fr/htm/actu_gd_ta/libe_ta_hm)*

## GLOSSAIRE

ACARS ----	AIRCRAFT COMMUNICATION ADDRESSING AND REPORTING SYSTEM
ACMS -----	AIRCRAFT CONDITION MONITORING SYSTEM
ADF -----	AUTOMATIC DIRECTION FINDER
ADR -----	AIR DATA REFERENCE
ADV -----	ADVISORY
AEVC -----	AVIONICS EQUIPEMENT VENTILATION COMPUTER
AAMDT-----	AMENDEMENT
AMM -----	AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL
AMU -----	AUDIO MANAGEMENT UNIT
AOG -----	AIRCRAFT ON GROUND
APU -----	AUXILIARY POWER UNIT
ARINC -----	AERONAUTICAL RADIO INCORPORATED
ASIC -----	APPLICATION SPECIFIC INTEGRATED CIRCUIT
ATA -----	AERONAUTICAL TRANSPORT ASSOCIATION
ATC -----	AIR TRAFFIC CONTROL
ATE-----	AUTOMATICS TEST EQUIPEMENT
ATP-----	ATLAS TEST PROCEDURES
BCL -----	BATTERY CHARGE LIMITER
BFE -----	- BUYER FURNISHED EQUIPENT
BITE -----	- BUILT-IN TEST EQUIPENT
BMC -----	- BLEED MONITORING COMPUTER
BSCU -----	BRAKING STEERING CONTROL UNIT
C/B -----	CIRCUIT BREAKER
CAATS -----	COMPUTER ASSISTED AIRCRAFT TROUBLE SHOOTING
CBMU -----	CIRCUIT BREAKER MONITORING UNIT
CCR -----	-CONFIGURATION CHANGE REPORT
CIDS -----	CABIN INTERCOMMUNICATION DATA SYSTEM
CMC -----	CENTRAL MAINTENANCE COMPUTER
CMM -----	COMPONENT MAINTENANCE SYSTEM
CPU -----	CENTROL PROCESS UNIT
CMS -----	CENTRAL MAINTENANCE SYSTEM
CPC -----	CABIN PRESSURE CONTROLLER
CPMS -----	CABIN AND PASSENGER MANAGEMENT SYSTEM
CRC -----	CYCLIC REDUNDANCY CHEK
CRC -----	CYCLIC REPETITIVE CHIME
DB/N -----	DATA BASE NUMBER
DC -----	DIRECT CURRENT
DCR -----	DISKETTE CONFUGRATION REPORT
DFDRS -----	DIGITAL FLIGHT DATA RECORDING SYSTEM
DGI -----	- DIGITAL INPUT
DGO -----	- DIGITAL OUTPUT
DISC -----	- DISCRETE
DMC -----	-- DISPLAY MANAGEMENT COMUTER
DME -----	DISTANCE MEASURING EQIPMENT
DMU -----	- DISPLAY MANAGEMENT UNIT
DSI -----	-- DISCRETE INPUT
DSO -----	DISCERTE OUTPUT
DU -----	- DISPLAY UNIT
E/WD -----	- ENGINE /WARNING DISPLAY
ECAM -----	ELECTRONIC CENTRALIZED AIRCRAFT MONITORING
ECB -----	ELECTRONIC CONTROL BOX
ECMU -----	ELECTRONIC CONTACTOR MANAGEMENT UNIT
ECP -----	ECAM CONTROL PANEL
ECR -----	EQUIPEMENT CONFUGRATION REPORT
ECSB -----	EMBEDDED COMPUTER SYSTEM BUS
EEC -----	ELECTRONIC ENGINE CONTROL

EEPROM ----- ERASABLE PROGRAMMABLE ROM  
 EFCS ----- ELECTRICAL FLIGHT CONTROL SYSTEM  
 EFIS ----- ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT SYSTEM  
 EIVMU ----- ENGINE INTERFACE AND VIBRATION MONITORING UNIT  
 FDIU ----- FLIGHT DATA INTERFACE UNIT  
 FDRS ----- FLIGHT DATA RECORDING SYSTEM  
 FCDC ----- FLIGHT CONTROL DATA CONCENTRATOR  
 FCMC ----- FUEL CONTROL AND MONITORING COMPUTER  
 FDIU ----- FLIGHT DATA INTERFACE UNIT  
 FDU ----- FIRE DETECTION UNIT  
 FIFO ----- FIRST IN FIRST OUT  
 FIN ----- FUNCTIONAL ITEM NUMBER  
 FMGEC ----- FLIGHT MANAGEMENT GUIDANCE AND ENVELOPE  
 COMPUTER  
 FMS ----- FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM  
 F/O ----- FIRST OFFICER  
 FWC ----- FLIGHT WARNING COMPUTER  
 FWS ----- FLIGHT WARNING SYSTEM  
 GEM ----- GROUND EQUIPMENT MANUAL  
 GND ----- GROUND  
 GPCU ----- GROUND POWER CONTROL UNIT  
 GPS ----- GLOBAL POSITIONING WARNING SYSTEM  
 GPWS ----- GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM  
 HF ----- HIGH FREQUENCY  
 HS ----- HIGH SPEED  
 HSMU ----- HYDROLIC SYSTEM MONITORING UNIT  
 ILS ----- INSTRUMENT LANDING SYSTEM  
 IMS ----- INTERGRATED MAINTENANCE SOFTWARE  
 IPC ----- ILLUSTRATED PARTS CATALOG  
 LCD ----- LIQUID CRYSTAL DISPLAY  
 LEG ----- MAINTENANCE FLIGHT CONDITION  
 LGCI ----- LANDING GEAR CONTROL INTERFACE UNIT  
 LIFO ----- LAST IN FIRST OUT  
 LR ----- LONG RANGE  
 LRU ----- LINE REPLACEABLE UNIT  
 LS ----- LOW SPEED  
 LSB ----- LEAST SIGNIFICANT BIT  
 LSP ----- LIGHTNING STRIKE PROTECTION  
 MCU ----- MODULAR CONCEPT UNIT  
 MCDU ----- MULTIPURPOSE CONTROL AND DISPLAY UNIT  
 MDDU ----- MULTIPURPOSE DISK DRIVE UNIT  
 MEL ----- MINIMUM EQUIPMENT LIST  
 MFT ----- MAINTENANCE FILTER TOOL  
 MICBAC ----- MICROSYSTEM BUS ACCESS CHANNEL  
 MMEL ----- MASTER MINIMUM EQUIPMENT LIST  
 MLS ----- MICROWAVE LANDING SYSTEM  
 MN ----- MINUTE  
 MOT ----- MAINTENANCE OPTION TOOL  
 MS ----- MILLISECOND  
 MSB ----- MOST SIGNIFICANT BIT  
 MSN ----- MANUFACTURER SERIAL NUMBER  
 ND ----- NAVIGATION DISPLAY  
 NMI ----- NON-MASKABLE INTERRUPT  
 NO ----- NORMALLY OPEN  
 NU ----- NOT USED  
 NVM ----- NO VOLATILE MEMORY  
 OBRM ----- ON BOARD REPLACEABLE MODULE  
 OC ----- OPENED CIRCUIT  
 OMS ----- ON BOARD MAINTENANCE SYSTEM  
 P/B ----- PUSH BUTON

P/N ----- PART NUMBER  
PES ----- PASSENGER ENTERTAINMENT SYSTEM  
PFD ----- PRIMARY FLIGHT DISPLAY  
PFR ----- PREVIOUS / POST FLIGHT REPORT  
PHC ----- PROBE HEAT COMPUTER  
PNR ----- PART NUMBER  
POST ----- POWER ON SELF TESTS  
PP ----- PIN PROGRAMMING  
PSCU ----- PROXIMITY SWITCH CONTROL UNIT  
QAT ----- QUADRUPLE ARINC TRANSMITTER  
RA ----- RADIO ALTIMETER  
RDI ----- REFERENCE DESIGNATOR INDEX  
RE ----- FOR REFERENCE ONLY  
REF ----- FOR REFERENCE  
RMP ----- RADIO MANAGEMENT PANEL  
RMP ----- RIGHT MIDDLE PLUG  
RMR ----- REPLACEABLE MODULE REPROGRAMMER  
RX ----- RECEPTION  
S/N ----- SERIAL NUMBER  
SAM ----- SIGNAL ARINC MODULATOR  
SB ----- SERVICE BULLETIN  
SC ----- SIGNAL CHINE  
SD ----- SYSTEM DISPLAY  
SDAC ----- SYSTEM DATA ACQUISITION CONCENTRATOR  
SDCU ----- SMOKE DETECTION CONTROL COMPUTER  
SEL ----- SELECTED  
SFCC ----- SLAT FLAP CONTROL COMPUTER  
SIL ----- SERVICE INFORMATION LETTER  
SMILE ----- SURVEILLANCE OF THE EMBEDDED SOFTWARE  
SNR ----- SERIAL NUMBER  
SRU ----- SHOP REPLACEABLE UNIT  
STD ----- STANDARD  
STS ----- STATUS  
TFAS ----- TRAFFIC COLLISION COMPUTER  
TFU ----- TECHNICAL FOLLOW UP  
TO ----- TAKE OFF  
TPIC ----- TYRE PRESSURE INDICATING COMPUTER  
TR ----- TRANSFORMER RECTIFIER  
TSD ----- TROUBLE SHOOTING DATA  
TSI ----- TIME SINGLE INTERVENTION  
TSM ----- TROUBLE SHOOTING MANUAL  
TSN ----- TIME SINGLE NEW  
TX ----- TRANSMISSION  
UART ----- UNIVERSAL ASYNCHRONOUS RECEIVER / TRANSMITTER  
UL ----- UPPER LEVEL  
USART ----- UNIVERSAL SYNCHRONOUS / ASYNCHRONOUS  
RECEIVER / TRANSMITTER  
UTC ----- UNIVERSAL TIME COORDINATE  
VHF ----- VERY HIGH FREQUENCY  
VOR ----- VHF OMNIDIRECTIONAL RANGE  
VSC ----- VACUUM SYSTEM CONTROLLER  
WBC ----- WEIGHT AND BALANCE COMPUTER  
WHC ----- WINDOW HEAT COMPUTER  
WRG ----- WIRING  
WXR ----- WEATHER RADAR  
X-TALK ----- CROSS-TALK



