

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



UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA  
**DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA**

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE POUR L'OBTENTION DU DIPLOME  
D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES (D.E.U.A) EN AERONAUTIQUE

**OPTION : AVIONIQUE**

**THEME :**

**ETUDE DU SYSTEME DE SURVEILLANCE ECAM  
EQUIPANT L'AVION A330**

***ELECTRONIC CENTRALIZED AIRCRAFT MONITORING***

Réalisé par :

**DJOUMI NASSIM  
GUERDAD KARIM**

Encadré par :

**MR.KOUIDER ELOUAHED B.**

**----- PROMOTION 2008 -----**

## RESUME :

- le travail proposé consiste à étudier le système de surveillance ECAM (electronic centralized aircraft monitoring) électronique centralisé surveillant l'avion, équipant l'avion A330-200 qui est considéré comme un système de surveillance et d'avertissement il sert à renseigner et avertir le pilote sur plusieurs systèmes et d'équipements d'avion par des messages auditifs et visuels, donc il s'agit de donner l'état de chaque système à chaque instant.

Pour atteindre cet objectif on a présenté une description sur le système ECAM, par la suite son principe de fonctionnement, et à la fin on a défini les opérations de la maintenance effectuées pour ce système.

## SUMMARY:

- Work suggested consists in studying the monitoring system ECAM (electronic centralised aircraft monitoring), equipping the A330-200 plane which is regarded as a system of the monitoring and warning it serves to inform the pilot on several systems and of equipment of plane by auditive and visual messages, therefore it is about given the state of each system at every moment.

To achieve this goal we have presented a description on system ECAM, thereafter its principle of operation, in the end we have defined the maintenance actions carried out for this system.

## ملخص :

العمل المقترح يتضمن دراسة نظام المراقبة ECAM المجهز في الطائرة A330-200 و الذي يعتبر كنظام مراقبة و إنذار المستعمل في إعطاء المعلومات و إنذار قائد الطائرة عن الكثير من الأنظمة والأجهزة في الطائرة برسائل سمعية و بصرية .

إذا يعطى الطيار حالة كل نظام في كل وقت.

لكي نصل إلى هدفنا لقد قدمنا بعرض النظام تم مبدأ عمله و في الأخير إجراءات الصيانة المستعملة.

## SOMMAIRE :

### **Introduction générale**

#### **Chapitre I : généralité sur le EIS**

Introduction.....	1
I-1 : généralité.....	2
I-2: EFIS.....	3
I-2-1: panneau de commande d'EFIS.....	4
I-2-2: panneau de commutation d'EFIS.....	5
I-2-3: les unités d'affichage.....	6
I-2-3-1: affichage primaire de vol PFD.....	6
I-2-3-2: affichage de navigation ND.....	18
I-3: ECAM.....	25

#### **Chapitre II: présentation du système ECAM**

Introduction.....	26
II-1- les commandes d'ECAM.....	27
II-1-1- le panneau de commande d'ECAM.....	27
II-1-1-1- le rôle des différents boutons.....	29
II-1-1-2- alimentation d'énergie.....	30
II-1-2- le panneau de commutation d'ECAM.....	31
II-2- les unités d'affichage.....	32
II-2-1- E/WD (engine/warning display).....	34
II-2-1-1- la partie supérieure.....	36
II-2-1-2- la partie inférieure.....	40
II-2-2- le SD (system display).....	41
II-2-2-1- système pages.....	42
II-2-2-2- les données permanentes.....	52
II-3- les acquéreurs d'attention.....	54

## **Chapitre III : mode de fonctionnement du système ECAM**

III-1 : mode d'opération.....	56
III-1-1 : mode manuel.....	56
III-1-2: mode consultatif.....	56
III-1-3: mode de phase de vol.....	57
III-1-4: mode d'avertissement.....	58
III-2 : classification des alertes.....	59
III-3 : ECAM et la réception des informations.....	60
III-3-1: DMC (display management computer).....	61
III-3-2: SDAC (System Data Acquisition Concentrator).....	62
III-3-3: FWC (Flight Warning Computer).....	62
III-4 : mode de fonctionnement du panneau de commande.....	65
III-4-1 : description composantes.....	65
III-4-2 : commande et indication d'opération.....	67

## **Chapitre IV : la maintenance du système ECAM**

IV-1 : la maintenance en aéronautique.....	70
IV-1-1 : définition de la maintenance.....	70
IV-1-2 : objectif de la maintenance.....	70
IV-1-3 : les différentes politiques de la maintenance.....	70
IV-1-4 : les différents types de la maintenance.....	71
IV-1-4-1 : la maintenance programmée.....	72
IV-1-4-2 : la maintenance non programmée.....	74
IV-1-5 : les différents modes d'entretien.....	75
IV-1-6 : les manuel de la maintenance.....	76
IV-2 : les procédures de recherche des pannes.....	78
IV-2-1 : pannes observées.....	78
IV-2-1-1 : principe de recherche des pannes.....	79

IV-2-1-2 : étapes de apanages.....	79
IV-2-2 : pannes enregistrées.....	79
IV-2-2-1 : le système OMS.....	80
IV-2-2-2 : le système CMS.....	80
IV-2-2-3 : définition de système BITE.....	81
IV-2-2-4 : différents niveaux de la maintenance.....	81
IV-2-2-5 : différents classes des pannes.....	81
IV-2-2-6 : le MCDU.....	83
IV-2-2-7 : le AIRNAV.....	85
IV-2-2-8 : le AIRMAN.....	85
IV-2-2-9 : définition des SB.....	86
IV-2-2-10 : étapes de dépannage.....	86
IV-3 : les différentes pannes de système ECAM.....	87
IV-3-1 : les pannes des DMCs.....	87
IV-3-2 : les pannes des FWCs.....	88
IV-3-3 : les pannes des SDACs.....	88
IV-3-4 : la panne de panneau de commande.....	88
IV-3-5 : les pannes des unités d'affichage.....	89
IV-4 : la maintenance du système ECAM.....	89
IV-4-1 : la maintenance du panneau de commande.....	91
IV-4-2 : la maintenance des unités d'affichages.....	91
IV-4-2-1 : la maintenance de SD.....	92
IV-4-2-2 : la maintenance de E/WD.....	94
IV-4-3 : échec d'une pièce de ECAM DMCs.....	94

## **Conclusion générale**

### **bibliographie**

### **annexes**

## LA LISTE DES FIGURES :

FIGURES :

PAGE :

### CHAPITRE I :

Figure I-01 : le tableau de bord de A330.....	2
Figure I-02 : les composantes de EIS.....	3
Figure I-03 : le panneau de commande d'EFIS.....	4
Figure I-04 : le panneau de commutation d'EFIS.....	5
Figure I-05: PFD (primary flight display).....	6
Figure I-06 : indicateur d'angle de virage.....	7
Figure I-07 : indicateur de vitesse.....	9
Figure I-08 : les informations complémentaires.....	10
Figure I-09 : phase de montée.....	11
Figure I-10: indicateur de vitesse a l'atterrissage .....	12
Figure I-11: indicateur de vitesse au décollage.....	12
Figure I-12: la descente managée.....	13
Figure I-13: indicateur d'altitude.....	14
Figure I-14: indicateur de vitesse vertical.....	15
Figure I-15: indicateur de cap.....	16
Figure I-16: FMA (flight mode annunciator).....	16
Figure I-17: choix de mode NAV.....	17
Figure I-18: mode ILS.....	18
Figure I-19: mode VOR.....	20
Figure I-20: mode NAV.....	20
Figure I-21: mode ARC.....	21
Figure I-22: mode PLAN.....	21
Figure I-23 : information général sur le ND.....	22
Figure I-24 : information de navigation sur le ND.....	22

### CHAPITRE II:

Figure II-01: ECAM et environnement.....	27
Figure II-02: le panneau de commande d'ECAM .....	29
Figure II-03: le panneau de commutation .....	31

<i>Figure II-04: l'afficheur E/WD .....</i>	<i>33</i>
<i>Figure II-05: moteur A330 Partt de Whitney .....</i>	<i>34</i>
<i>Figure II-06: les paramètres du moteur .....</i>	<i>34</i>
<i>Figure II-08: indicateur d'ailerons /lamelles .....</i>	<i>35</i>
<i>Figure II-09: la partie inférieure du E/WD.....</i>	<i>39</i>
<i>Figure II-10: les notes de décollage.....</i>	<i>39</i>
<i>Figure II-11: les notes d'atterrissage.....</i>	<i>41</i>
<i>Figure II-12: l'afficheur SD .....</i>	<i>42</i>
<i>Figure II-13: la page CRUISE.....</i>	<i>43</i>
<i>Figure II-14: la page des portes.....</i>	<i>44</i>
<i>Figure II-15: la page d'électricité C.A .....</i>	<i>45</i>
<i>Figure II-16: la page d'électricité C.C.....</i>	<i>46</i>
<i>Figure II-17: la page FUEL.....</i>	<i>47</i>
<i>Figure II-18: la page ENG.....</i>	<i>48</i>
<i>Figure II-19: la page HYD.....</i>	<i>49</i>
<i>Figure II-20: la page BLEED.....</i>	<i>50</i>
<i>Figure II-21: la page BLEED (la partie supérieure).....</i>	<i>50</i>
<i>Figure II-22: la page COND.....</i>	<i>51</i>
<i>Figure II-23: la page PRESS.....</i>	<i>52</i>
<i>Figure II-24: la page CRUISE.....</i>	<i>52</i>
<i>Figure II-25: les données permanentes .....</i>	<i>54</i>
<i>Figure II-26: acquéreurs d'attention.....</i>	<i>54</i>

### **CHAPITRE III :**

<i>Figure III-1 : la sélection des pages manuellement.....</i>	<i>56</i>
<i>Figure III-2 : mode de phase de vol .....</i>	<i>58</i>
<i>Figure III-3 : les avertissements visuels et auditifs.....</i>	<i>58</i>
<i>Figure III-4 : DMC.....</i>	<i>61</i>
<i>Figure III-5 : FWC.....</i>	<i>65</i>

### **CHAPITRE IV :**

<i>Figure IV-1 : défférents types de maintenance.....</i>	<i>75</i>
<i>Figure IV-2 :démontage du panneau de commande.....</i>	<i>90</i>

# introduction générale

## **INTRODUCTION GENERALE:**

Le rêve de l'homme c'était de traverser l'air, pour arriver à ça, les chercheurs et les savants ont fait beaucoup des efforts pour construire l'avion.

L'avion possédait que des équipements et des systèmes simples qui permettaient juste sa fonction de voler, alors le pilote trouvait plusieurs difficultés, comme l'orientation de l'avion, l'altitude, la quantité de carburant à bord, la visibilité... etc.

Le pilotage de cet appareil donc est très complexe et dangereux, l'avion a fait beaucoup de dégâts matériels et surtout humains.

Les chercheurs et les savants ont toujours cherchaient des nouveaux systèmes qui assurent la sécurité et le confort.

Peu à peu, et avec le développement technologique et l'apparition des nouvelles techniques électronique et automatiques, l'avion a subie des changements remarquables, comme l'apparition de poste de pilotage très sophistiqué dans des avions de nouvelle génération comme A330, il possède plusieurs systèmes de navigations comme DME , VOR, ADF, ILS, la radio altimètre... etc., des systèmes de sécurité comme la protection incendie, DDRMI... etc., et des systèmes de surveillance comme GPWS, les EFIS et les ECAM qui sont notre étude.

Pour mener à bien notre travail, nous l'avons divisé en quatre chapitres.

Dans le premier chapitre, nous avons donné des généralités sur le EIS, le deuxième chapitre est réservé à la présentation du système ECAM, le troisième pour le mode de fonctionnement d'ECAM, le quatrième pour la maintenance d'ECAM et on a terminé par une conclusion générale.

# CHAPITRE I

## généralité sur le EIS

**INTRODUCTION :**

L'Airbus a un tableau de bord moderne qui possède plusieurs instruments de navigation et de sécurité qui facilitent le travail au pilote.

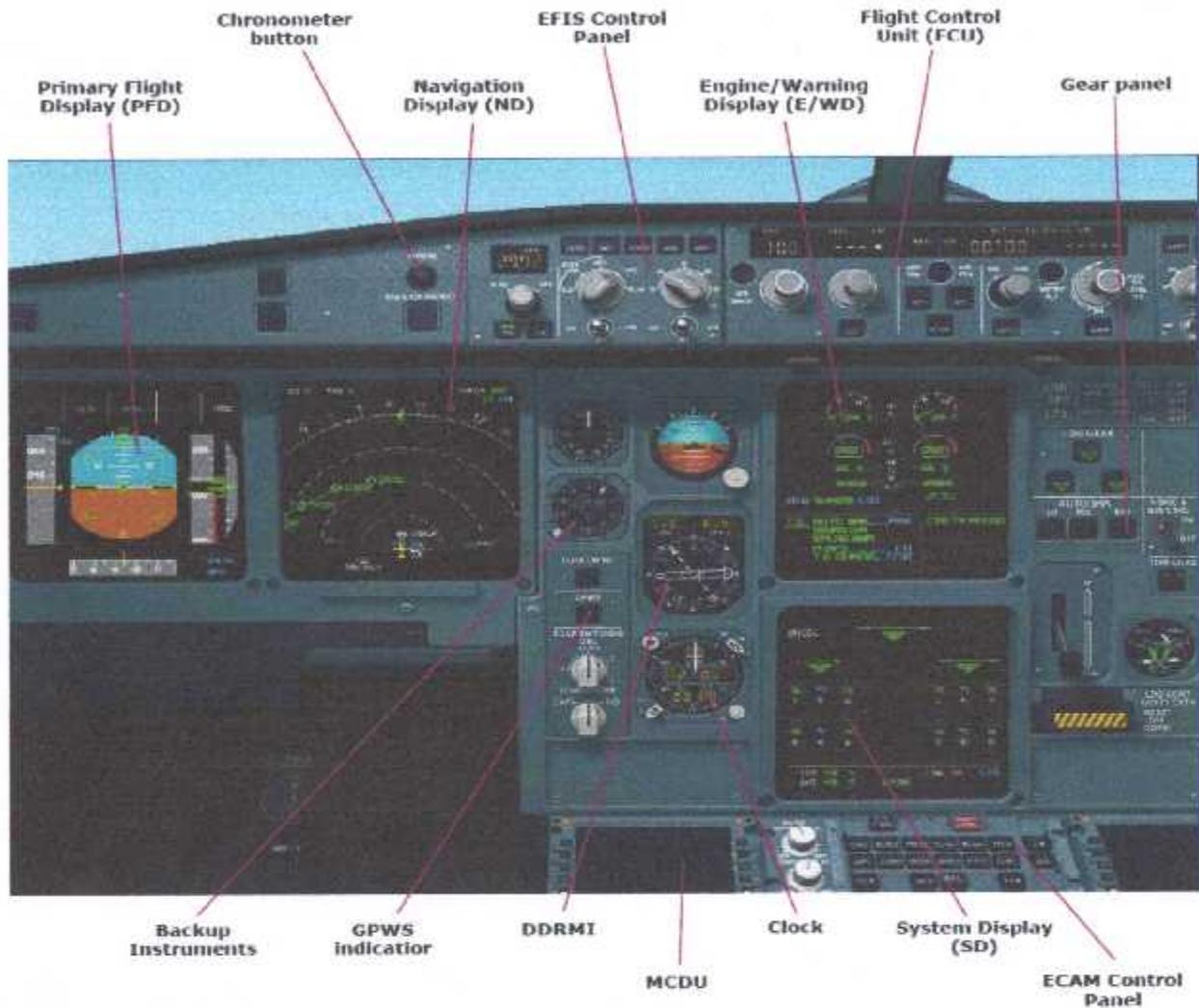
Des instruments de secours mécaniques sont également fournis.

Le pilotage automatique est commandé à partir de l'unité de commande de vol (FCU).

Le pilotage entièrement automatique le long d'un plan programmé est possible et est guidé par le système de gestion de vol (FMS).

Le FMS est programmé et actionné en utilisant les unités multifonctionnelles de commande et de visualisation (MCDU).

Des mesures mécaniques sont remplacées par un système d'instrument de vol électronique (EFIS) qui inclut six affichages représentant toutes les informations sous la plupart de forme commode. Les affichages primaires de vol (PFD), les affichages de la navigation (ND), et l'électronique centralisé surveillant l'avion (ECAM) montrent: Moteur/affichage d'avertissement (E/WD) et affichage de système (SD).



**(Figure I-1): le tableau de bord de A330**

## I- système des instruments électroniques EIS (electronic instrument system):

### I-1 : Généralités :

Le système d'instrument électronique (EIS) remplace les instruments conventionnels par nouvelle technologie.

Il présente des données aux pilotes sur six unités d'affichages.

Le système d'instrument électronique (EIS) est un système de l'avionique relié avec la plupart des circuits de bord

Le système d'instrument électronique (EIS) exécute la fonction d'affichage pour :

### • Opération de vol.

Assuré par l'EFIS (Système Électronique des Instruments De Vol) sur chaque tableau de bord de membre d'équipage :

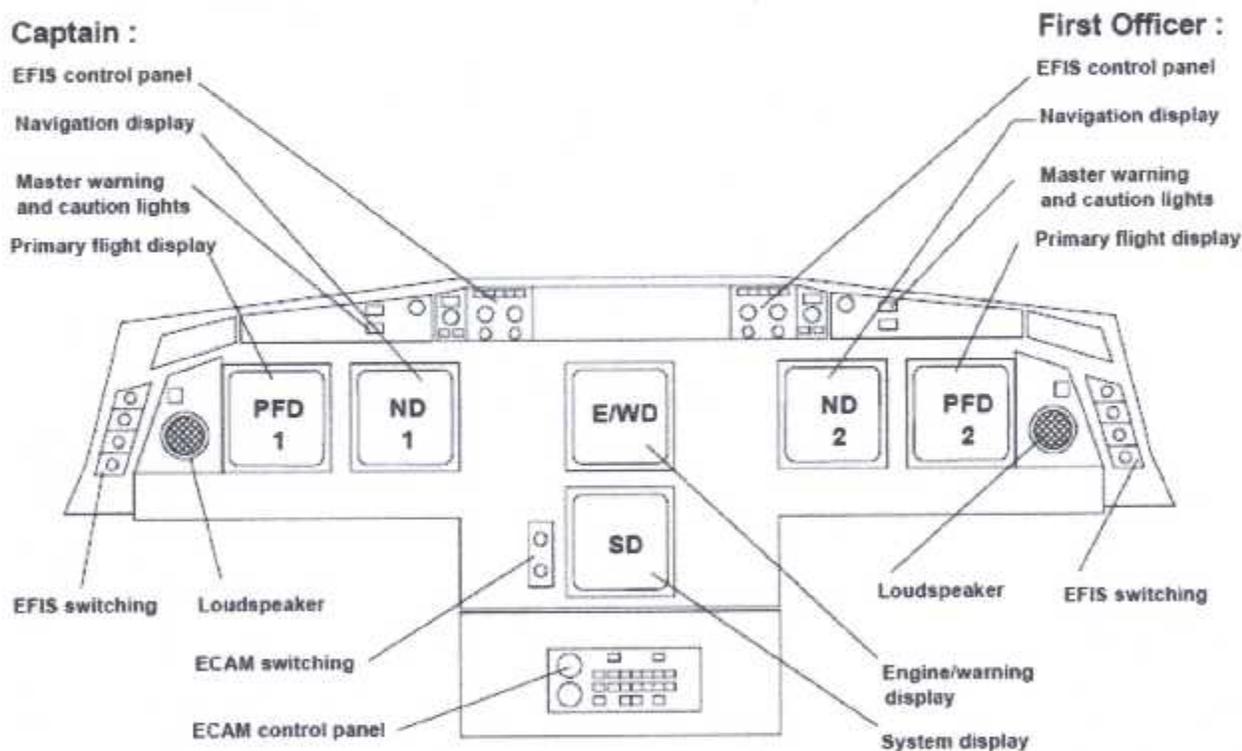
- 2 PFD (Affichage Primaire De Vol)
- 2 ND (Affichage De Navigation)

### • Exploitation du système.

Assuré par l'ECAM (Avion Centralisé Électronique Moniteur)

Sur le tableau de bord de centre pour les deux membres d'équipage :

- 1 E/WD (Affichage D'Engin/Avertissement)
- 1 SD (Affichage De Système)



**(Figure I-2) : les composantes de EIS**

EIS (electronic instrument system) est divisé en deux parties :

#### **I-2-EFIS (système d'instrument de vol électronique) :**

L'information d'EFIS est présentée devant chaque pilote sur un affichage primaire de vol et un affichage de navigation.

L'EFIS se compose d'un panneau de commande, un panneau de commutation et (04) unités d'affichages (02 ND et 02 PFD).

### I-2-1- panneau de commande d'EFIS :

Chaque pilote est équipé d'un panneau de commande d'EFIS localisé de chaque côté du FCU.

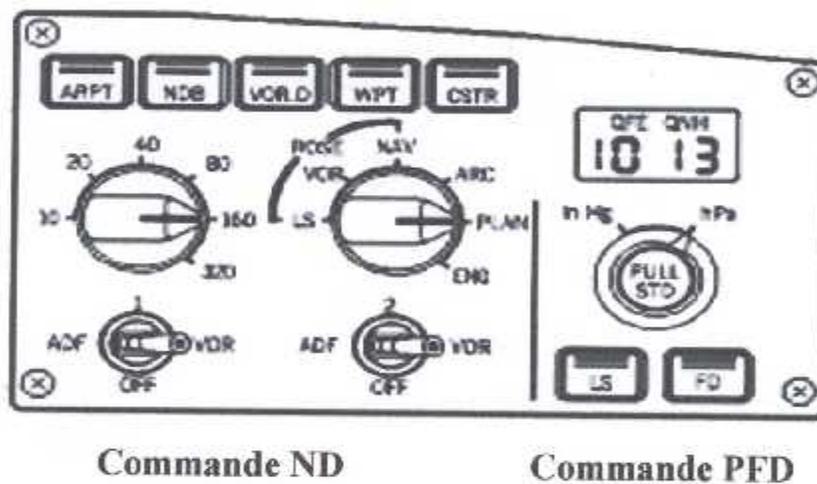
Chaque panneau de commande d'EFIS est fait de deux parties :

Une section de PFD et une section de ND.

Ces panneaux sont identiques et donnent le même affichage possibilités sur le CAPT et le F/O PFD et ND.

Le PFD montre l'information de vol exigée pour le vol court de limite

Le ND montre l'information de vol exigée pour la navigation



(Figure I-3) : le panneau de commande d'EFIS

#### A- commande PFD :

- **LS P/B** : affiche les systèmes de LOC/GLIDE déviation sur PFD
- **FD P/B** : active les barres de directeur de vol sur PFD
- **le bouton de sélection de référence de baro** : sélectionner la valeur de référence de pression et la référence utilisées (QNH et QFE) et chois des unités en hecto pascal (h pa) ou en (in HG).
- **fenêtre de référence de baro** : affiche la valeur de QNH et QFE.

#### B- commande ND :

**Affichage P/Bs de base de données** : ces cinq P/Bs permettent à des données additionnelles d'être montrées sur le ND. Une fois serré ces aéroports d'affichage

de P/Bs respectivement, stations de radiogoniomètre automatique, stations de VOR/DME, buts et contraintes.

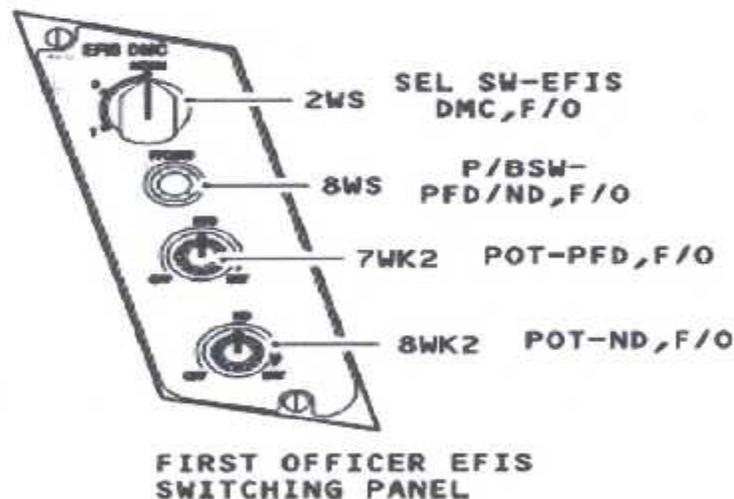
**Sélecteur rotatoire de balance :** permet à la balance d'être choisi en milles sur le ND associé pour les modes roses de NAV, d'ARC et de PLAN.

Sélecteur rotatoire de mode : permet à la présentation désirée d'information de navigation d'être choisi sur le ND associé.

**Sélecteur d'ADF/VOR :** des indicateurs permet de radiogoniomètre automatique ou de VOR roulement à choisir sur le ND associé aussi bien que les caractéristiques correspondantes de station de navigation en n'importe quel mode excepté le mode de PLAN.

### I-2-2- panneau de commutation d'EFIS :

Le panneau de commutation d'EFIS se trouve a coté de panneau de commande



*(Figure I-4) : le panneau de commutation d'EFIS*

- **EFIS/DMC :** nous permet la sélection des DMC, sur 1 pour DMC1 et sur 3 pour DMC3 en cas de panne de DMC2.

la perte de DMC2 n'affecte pas le système EFIS.

- **PFD/ND :** nous permet les images entre PFD et ND.

- poussé une fois pour transférer les images de PFD sur ND.

- poussé une deuxième fois pour transférer les images de ND sur PFD.

- **PFD OFF/BRT :** nous permet de mettre l'unité d'affichage (PFD) en position ON ou OFF.

En position OFF la reconfiguration automatique et manuel sont possibles.

- **ND OFF/BRT** : nous permet de mettre l'unité d'affichage (ND) a la position ON ou OFF, et permet l'ajustement général de l'éclat de ND.

Le potentiomètre externe ajuste seulement l'éclat de l'image de radar de temps.

### I-2-3 : les unités d'affichages :

L'EFIS inclus 04 unités d'affichages, deux ND l'une sur la droite (FO), l'autre sur la gauche (CAPT) et deux PFD l'une sur la droite (FO) , l'autre sur la gauche (CAPT).

#### I-2-3-1: AFFICHAGE PRIMAIRE DE VOL PFD (primary flight display)

Le PFD affiche toutes les informations essentielles pour piloter l'appareil.

Il est composé de plusieurs parties (voire la figure I-5):

- Un indicateur d'attitude, communément appelé horizon artificiel (centre)
- Un directeur de vol.
- Indicateur de Vitesse (gauche).
- Indicateur d'altitude (droite).
- Indicateur de cap/chemin (partie inférieure).
- Un annonceur de mode vol (partie supérieure).
- Guidage ILS (localizer et glideslope).
- Radio-altitude.



PFD, appareil en vol

***(Figure I-5) : PFD(PRIMARY FLIGHT DISPLAY)***

Si aucun alignement IRS n'est fait, certaines informations ne peuvent pas être affichées sur le PFD qui se présente alors comme suit :

**1. Ligne de représentation de l'horizon:** sur l'indicateur d'attitude. Des marques sont affichées tous les 10 pour visualiser les changements de direction, particulièrement utile lors des virages.

Lorsque le directeur de vol est éteint, une ligne verticale bleue sur l'horizon matérialise le cap ou le chemin choisi sur le FCU. Ceci est très utile lors d'atterrissages manuels avec vent de travers.

**2. L'indicateur d'assiette autour de l'axe longitudinal,** aussi appelée "échelle pitch", affiche l'angle d'incidence en degrés, avec une marque tous les 2,5 degré.

**3. Référence d'angle de virage :** sur le dessus de l'indicateur d'attitude, les marques blanches représentent des angles de virage de 10, 20, 30 et 45°.

**4. Indicateur d'angle de virage:** l'on vole cet index jaune se déplace au fur et à mesure que l'appareil vire. Il peut être placé face à une des marques pour faciliter un virage à un angle donné.



***(Figure I-6) : indicateur d'angle de virage***

L'image décrit ici un virage à droite avec un angle de virage maintenu de 25°.

L'indicateur jaune d'angle de virage est également un indicateur de travers.

La partie inférieure de l'indicateur se décale à gauche ou à droite lorsqu'un virage n'est pas coordonné. Ceci n'arrive normalement jamais parce que le système " fly-by-wire " assure l'auto coordination des virages.

**5. Barres de référence:** deux barres représentent les ailes de l'appareil. Elles sont la référence d'incidence de virage.

**6. Limitations du fly-by-wire:** les lignes vertes indiquent les limitations suivies par le fly-by-wire. Sur la gauche et la droite de l'indicateur d'attitude, les lignes vertes symbolisent la limite d'angle pour les virages ( $67^\circ$  ou  $45^\circ$  dans les lois normales). Sur l'échelle de pitch, les lignes vertes matérialisent les limitations d'angles  $+30^\circ/-15^\circ$ . En condition de vol normal, le système "fly-by-wire" empêche le pilote de dépasser ces valeurs.

Les lignes vertes horizontales et verticales correspondent au directeur de vol.

Lorsque l'appareil est au sol avec moteurs allumés, la position du manche pilote est affichée sur l'indicateur d'attitude:

1-Boîte figurant le débattement maximum du manche.

2 - indicateur de position du manche pilote.

### **Le Directeur de Vol :**

Le directeur de vol indique au pilote les directions à suivre pour s'aligner sur la route calculée par le

FMGC. Lorsque l'appareil est piloté manuellement, le pilote en fonction est en charge de suivre les indications données par le directeur de vol pour piloter l'appareil en se conformant aux réglages du FCU. Lorsque le pilote automatique est activé, il va faire exactement la même chose: il va commander à l'appareil de suivre les indications du directeur de vol.

Le système fly-by-wire cache automatiquement les barres du directeur de vol lorsque l'angle de virage atteint les limites prédéfinies.

Le directeur de vol dispose de deux formes différentes, en fonction du mode de guidage sélectionné sur le FCU:

En mode HDG/VS (heading/vertical speed), le directeur de vol affiche une barre horizontale et verticale de tendance pour guider l'appareil sur les axes verticaux et latéraux.

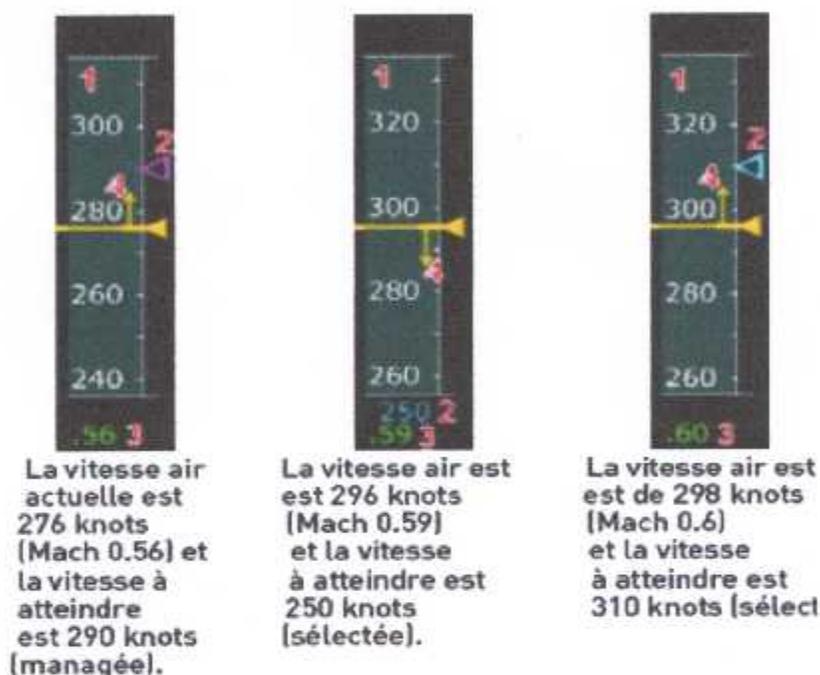
En mode TRK/FPA (track/flight path angle), le directeur de vol sous forme d'une ligne terminée par 2 triangles (1) et le vecteur de vol, aussi appelé "l'oiseau", est

affiché sous forme d'un symbole d'avion (2). Pour suivre le directeur de vol dans ce mode, vous devez faire coïncider l'oiseau et le symbole de l'avion.

### Remise à zéro du FCU

Lorsque nous éteignons le directeur de vol off, cela efface la mémoire du FCU. C'est la raison pour laquelle de nombreux pilotes éteignent puis rallument le FD au tout début d'un vol, pour s'assurer que le FCU ne conserve pas de modes ou réglages provenant du vol précédent.

### Indicateur de Vitesse :



*(Figure I-7) :indicateur de vitesse*

### Informations Standards :

Cette figure montre :

1. Bandeau déroulant de vitesse. La vitesse air minimum affichée ici est 40 knots.
- 2 - Vitesse à atteindre entrée dans le FCU (si sélectionnée) ou managée par le FMGC. L'index en triangle indique la vitesse à atteindre en mauve quand la vitesse est managée ou en bleu quand la vitesse est sélectionnée.

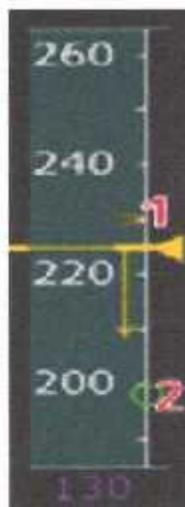
Si la valeur de la vitesse à atteindre n'est pas visible sur le bandeau, elle est alors affichée en dessous du bandeau si inférieure aux vitesses affichées, ou au dessus quand supérieure

3 - Mach speed. Ne s'affiche que lorsque la vitesse air est supérieure ou égale à 0.50.

4 - Tendence de vitesse: indique la vitesse air que l'appareil aura atteint dans 10 secondes

### Informations Complémentaires

Le bandeau des vitesses affiche également d'autres informations:



*(Figure I-8) : les informations complémentaires sur l'indicateur de vitesse*

Cette figure montre :

- VFE NEXT (1)

Ceci est la VFE (vitesse maximum flaps étendus) qui correspond au prochain cran de volet. On doit assurer que la vitesse air est inférieure à la VFE NEXT avant d'actionner un niveau de volet supplémentaire. Cette vitesse est indiquée par un signe = ambré.

- Vitesse Point Vert (2)

Cette vitesse est affichée au moyen d'un cercle vert sur le bandeau.

Elle correspond au meilleur rapport portance/trainée.

En configuration propre, elle correspond à la vitesse de manoeuvre.

Elle est aussi utilisée comme vitesse de référence pour les phases de montée sur un moteur et durant les montées en accélération



***(Figure I-9) : l'indicateur de vitesse au phase de montée***

Cette figure montre :

- A faible vitesse, les vitesses minimales de sécurité sont affichées VLS (1)  
Affichée au moyen d'une ligne ambre sur le coté du bandeau des vitesses. Elle correspond à la plus basse vitesse sélectionnable. Si le pilote sélectionne une vitesse inférieure à la VLS, le système d'auto-thrust va automatiquement la limiter à la VLS.

#### Alpha Protection (2)

Le système de protection alpha se déclenche dès que la vitesse air atteint cette valeur. Elle est affichée sous forme de rectangle noirs et ambres sur le coté du bandeau des vitesses.

#### Alpha max (3):

Cette vitesse correspond à l'angle d'attaque maximum. Elle est affichée sous forme d'un ruban rouge.

- A haute vitesse, les vitesses maximales sont affichées .



***(Figure I-10) : indicateur de vitesse a l'atterrissage***

Cette figure montre :

**VMAX (1)**

Ceci est la vitesse maximale que l'appareil peut supporter, en fonction de sa configuration. Elle est indiquée sous forme d'une échelle rouge sur le bandeau des vitesses:

- VMO/MMO configuration propre
- VLE si le train d'atterrissage est sorti
- VFE si les volets sont déployés (varie en fonction de l'ouverture des volets)

Max speed = VMO + 6 knots (2) Vitesse à laquelle le système fly-by-wire prendra des mesures correctives pour réduire la vitesse de l'appareil.



***(Figure I-11) : indicateur de virrage au décollage***

Cette figure montre :

- Durant le décollage:

V1 (1), vitesse à partir de laquelle le décollage ne peut être annulé, symbolisé par un chiffre 1 bleu et une ligne bleue VR (2), vitesse à atteindre pour entamer la rotation, affichée sous forme d'un cercle bleu.

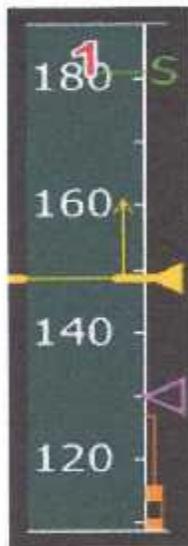
V2 (3), vitesse à partir de laquelle l'avion peut entamer une montée en toute sécurité, affichée sous forme d'un triangle mauve (target speed).

- En vol:

Vitesse de Manoeuvre:

Ceci est la vitesse normale de procédure et dépend de la configuration de l'appareil:

- Vitesse Point Vert en configuration propre



***(Figure I-12) : indicateur de vitesse pendant la descente managée***

Cette figure montre :

- Vitesse S (1) si les becs sont déployés (manette des volets en position 1)
- Vitesse F si les volets sont déployés (manette des volets en position 2, 3 ou FULL)

La vitesse de manoeuvre n'est pas une vitesse minimale, mais elle correspond à la vitesse "standard" qui devrait être employée pour l'exécution de procédures telles que holding patterns ou approches finales.

Si la vitesse est managée durant l'approche, la vitesse de manoeuvre sera utilisée comme vitesse à atteindre.

**Note :** Si l'appareil est pilotée à une vitesse inférieure à la vitesse de manoeuvre, le pilote automatique sera automatiquement limité à des virages de 15°, à la place des 25° en conditions normales.

### Informations sur la Descente Managée

Dans le mode de descente managée, le PFD affiche des informations de vitesse supplémentaires. Durant une descente managée, le FMGC est autorisé à ajuster la vitesse à atteindre de  $\pm 20$  knots. Ceci s'affiche alors sur le bandeau de vitesse de la façon suivante :

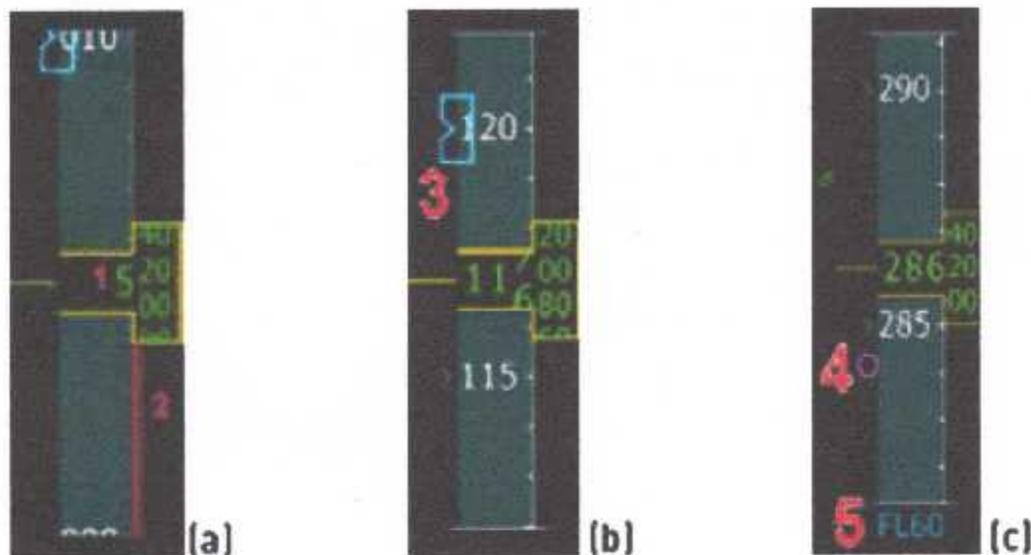


**(Figure I-13) :** les informations de la descente managée sur PFD

- 1- La vitesse à atteindre (300 knots dans cet exemple).
- 2,3- Les vitesses minimum et maximum que l'appareil peut atteindre pour se maintenir sur le chemin de descente pré calculé.
- 4- Indicateur de chemin Vertical

### Indicateur d'Altitude :

Le bandeau d'altitude affiche l'altitude, exactement de la même manière que le bandeau de vitesse affiche les vitesses.



***(Figure I-14) : indicateur d'altitude***

Cette figure montre :

- (a) Bandeau Altitude lorsque l'appareil est au sol.
- (b) Bandeau Altitude (en vol) affichant l'altitude à atteindre selon le FCU.
- (c) Bandeau Altitude durant la descente.

1- valeur actuelle d'altitude affichée dans la fenêtre d'altitude. L'altitude est affichée en vert dans les conditions normales, en ambre lorsque l'altitude est inférieure à la MDA (Minimum Descent Altitude, encodée dans le MCDU).

Le cadre jaune clignote lorsque l'appareil est proche de l'altitude à atteindre. Il est affiché en ambre lorsque l'appareil est trop haut ou trop bas par rapport au mode altitude du FCU.

2 - Ruban rouge indiquant l'altitude sol.

3 - Altitude FCU à atteindre: ce symbole est affiché en bleu sauf lorsque l'altitude est limitée par une contrainte sur le étape suivant. Dans ce cas, le symbole est affiché en mauve.

Lorsque l'altitude à atteindre est supérieure à la plus haute altitude affichée (ou inférieure à la plus basse altitude affichée), l'altitude à atteindre est affichée sous forme numérique au dessus (ou en dessous) du bandeau des altitudes. Les données sont affichées en pieds ou en Flight Level (FL), selon le réglage choisi sur l'altimètre.

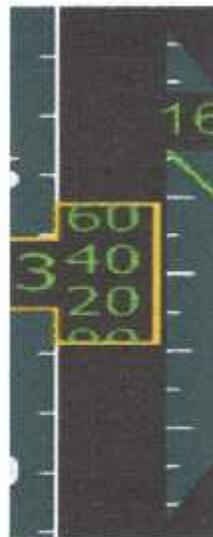
4 - Durant la descente, le cercle mauve illustre la déviation entre l'altitude courante et chemin de descente calculé.

5 - Dans le cas illustré, l'altitude à atteindre est inférieure à la plus basse altitude affichée, elle est donc affichée en valeur numérique sous le bandeau d'altitude.

Lorsque l'appareil est au dessus de l'altitude de transition, l'altitude à atteindre est affichée en niveau de vol

### Indicateur de Vitesse Verticale :

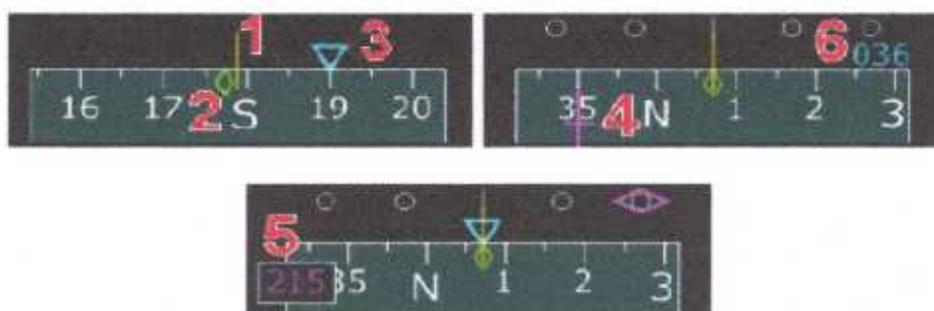
Cet indicateur est situé à la droite de l'indicateur d'altitude. Il indique au moyen d'une aiguille et d'une valeur numérique quelle est la vitesse verticale de l'appareil .



*(Figure I-15) : indicateur de vitesse verticale*

L'indicateur de vitesse verticale s'affiche en ambre lorsque la vitesse verticale est trop importante. La vitesse verticale maximale dépend de la configuration de l'appareil.

### Indicateur de Cap :



*(Figure I-16) : indicateur de cap*

Cette figure montre :

- 1- Ligne de référence du cap (jaune) affichant le cap actuel de l'appareil.
- 2 - Route: Le losange vert affiche la route actuellement suivie, qui est la direction dans laquelle l'appareil vole réellement. Il n'y a pas de différence entre le cap et la route lorsque le vent est nul. Dans notre exemple, il y a léger vent de travers venant de droite.
- 3 - Triangle indiquant le cap FCU à atteindre.  
Cette valeur est cachée si le cap est managé.  
Si le cap à atteindre est en dehors des valeurs affichées par le bandeau, il est alors affiché à la gauche ou à la droite du bandeau de cap (6).
- 4 - Croix rose indiquant la route ILS.
- 5 - Si la route à atteindre est en dehors des valeurs affichées par le bandeau, elle est alors affiché à la gauche ou à la droite du bandeau de cap.

#### **Flight Mode Annunciator (FMA) :**

Le FMA est situé dans la zone supérieure du PFD. C'est l'indicateur le plus important pour savoir dans quel mode l'appareil est actuellement entrain de voler

THR CLB	OP CLB ALT	HDG	AP1 1FD2 A/THR
---------	---------------	-----	----------------------

***(Figure I-17) : FMA (annonciateur de mode de vol)***

Il se compose de 5 colonnes. La première colonne reprend le mode de gestion de la vitesse. Les seconde et troisième colonnes affichent les modes de guidage latéraux et verticaux.

La quatrième colonne affiche le mode d'approche:

- Ligne 1: Catégorie de l'approche ILS en cours, si existante. Il est indiqué CAT 1 lorsque l'appareil est piloté manuellement ou CAT 3 lorsque le pilote automatique est enclenché
- Ligne 2: SINGLE ou DUAL en fonction du nombre de pilotes automatiques enclenchés durant l'approche ILS.

• Ligne 3: Decision height (DH) ou minimum descente altitude (MDA) entrée dans le MCDU. Si une valeur a été introduite dans le MCDU, elle est affichée sur le FMA lorsque l'appareil est à moins de 200 NM de sa destination.

La dernière colonne affiche les modes automatiques :

- Ligne 1: mode pilote automatique: AP1 pour le premier pilote automatique, AP2, pour le second pilote automatique, AP1+2 pour les deux.
- Ligne 2: Directeur de vol : 1FD pour le commandant de bord, FD2 pour le first officer FD, 1FD2 pour les deux.
- Ligne 3: Statut de l'autothrust: A/THR est affiché en bleu si l'autothrust est enclenché, et en blanc s'il est désactivé.

L'équipage devrait toujours regarder le FMA pour connaître le statut de l'autothrust. L'indicateur lumineux A/THR sur le tableau de bord s'illumine lorsque l'autothrust est armé ou engagé. Seul le FMA indique l'état exact de l'autothrust.

### I-2-3-2 : ND - NAVIGATION DISPLAY :

Le ND est utilisé pour afficher la progression de l'appareil par rapport au plan de vol programmé.

Le ND peut être utilisé dans différents modes, sélectionnés sur le panneau de contrôle EFIS situé sur le tableau de bord.

Ce panneau de contrôle est composé de cinq boutons-poussoirs qui sont utilisés lorsque le ND est en mode NAV, ARC ou PLAN pour afficher/cacher les éléments aux alentours de l'appareil :



**(Figure I-18) : commande ND sur le panneau de commande d'EFIS**

**1. Bouton-poussoir Contrainte (CSTR) :** Ce bouton est utilisé pour afficher/cacher les contraintes qui auraient été définies sur les étapes. Une étape pour lequel une contrainte est définie est affichée avec un cercle mauve et les contraintes d'altitude ou de vitesse sont indiquées sous forme numérique.

**2. Bouton-poussoir Étape (WPT):**

Affiche/Cache les intersections sur le ND.

Les intersections sont représentées sous forme de triangles mauves.

**3. Bouton-poussoir VOR/DME (VOR.D):**

Affiche/Cache le VOR, DME ou VOR-DME.

**4. Bouton-poussoir NDB :** Affiche/Cache les stations NDB (non directional beacons), représentés sous forme de cercles mauves.

**5. Bouton-poussoir Aéroport (ARPT) :**

Affiche/cache les aéroports, indiqués sous forme d'étoiles mauves. L'aéroport de départ/arrivée est indiqué sous forme d'une étoile blanche jusqu'à ce que la piste de départ/arrivée soit définie.

Un seul bouton-poussoir peut être activé à la fois. Lorsque le pilote appuie sur l'un des boutons, les autres sont désélectionnés. S'il appuie sur le bouton actuellement utilisé, ce dernier s'éteint.

**6. - Sélecteur de Mode:** ILS, VOR, NAV, ARC ou

PLAN. Permet à l'équipage de sélectionner le mode ND voulu, expliqué plus loin dans ce chapitre.

**7. Sélecteur de portée (de 10 à 320 NM):** nous permet de sélectionner la portée d'affichage du ND.

**8. Sélection du navaid gauche :** Cela peut être ADF, VOR ou rien. Les informations navaid de gauche sont affichées dans le coin inférieur gauche du ND.

**9. Sélection du navaid droit:** Cela peut être

ADF, VOR ou rien. Les informations navaid de droite sont affichées dans le coin inférieur droit du ND.

## les Modes de ND :

### 1- Mode ILS:

L'aiguille ILS est affichée en mauve avec l'indicateur de déviation de route et l'indicateur de pente glideslope. Les noms, route et fréquence ILS sont affichés dans le coin supérieur droit. L'information TCAS est également visible.



*(Figure I-19) : le mode ILS sélectionné sur le ND*

### 2- Mode VOR :

L'aiguille VOR1 est affichée en bleu avec l'indicateur de déviation de route. Les noms, route et fréquence du VOR1 sont affichés dans le coin supérieur droit. L'information TCAS est également visible.



*(Figure I-20) : le mode VOR sélectionné sur le ND*

### 3-Mode NAV :

Le plan de vol encodé dans le FMGC est affiché en mode ROSE. Les noms, cap, distance et temps d'arrivée estimé (ETA) de la prochaine étape sont affichés dans le coin supérieur droit. L'information TCAS est également visible.



*(Figure I-21) : le mode NAV sélectionné sur le ND*

### 4- Mode ARC :

Le plan de vol est affiché en mode ARC. L'étape suivante est affichée dans le coin supérieur droit comme en mode NAV. Sur cet exemple, les étapes alentours sont aussi affichées parce que le bouton-poussoir WPT est activé et illuminé



*(Figure I-22) : le mode ARC sélectionné sur le ND*

### 5- Mode PLAN :

Le plan de vol est affiché. L'étape de référence affichée au centre est l'étape sélectionnée sur la seconde ligne de la page "Plan de vol" du MCDU.

On peut visualiser tout le plan de vol en faisant défiler les étapes sur la page FPLN du MCDU.



**(Figure I-23) :** le mode PLAN sélectionné sur le ND

### Informations Générales :

Le ND affiche également des informations permanentes qui apparaissent dans tous les modes exceptés en mode PLAN.



**(Figure I-24) :** les informations générales sur le ND

Cette page montre :

**1. Vitesse Sol (Ground Speed - GS) :** Ceci est la vitesse de l'appareil relative au sol.

Cette information est visible uniquement lorsque au moins un IRS est aligné

**2. Vitesse Air Réelle (True Air Speed - TAS) :** Ceci est la vraie vitesse air de l'appareil. Cette vitesse est différente de la vitesse air indiquée (Indicated Air Speed - IAS) parce que la IAS varie en fonction de l'altitude (l'air étant plus mince

aux hautes altitudes). S'il n'y a aucun vent, la TAS est égale à la GS. De la même manière que pour la GS, la TAS n'est pas accessible si aucun alignement IRS n'est fait (sauf si vous êtes en mode débutant).

**3. Vitesse et direction du Ven :** Cet indicateur donne la vitesse du vent (en knots) ainsi que le cap depuis lequel il souffle.

L'information est affichée au moyen de nombres et d'une flèche rotative pointant la direction d'arrivée du vent.

**4. Navaid gauche :** Les symboles, type, nom/fréquence et distance sont affichés. Si le nom du navaid est extrait du signal reçu sur la fréquence correspondante, il est affiché sur le ND. Sinon, la fréquence est indiquée à la place. Le type de navaid (VOR, ADF ou rien) peut être sélectionné sur le panneau de contrôle EFIS.

**5. Navaid droite :** fonctionnement identique au navaid gauche décrit ci avant.

**6. TCAS:** Le ND affiche également l'information TCAS. Merci de vous reporter à la section TCAS pour plus d'information.

**7. Symbole avion :** Il représente la position actuelle de l'appareil. Il est toujours utilisé comme référence centrale sur le ND, sauf pour le mode PLAN.

**8. Déviation latérale :** Si l'appareil n'est pas sur la route programmée, ce chiffre indique la déviation latérale (en NM) existante entre la route programmée et l'appareil.

### Informations de Navigation :

Le ND affiche certaines informations spécifiques de navigation.



**(Figure I-25) :** les informations de navigation sur le ND

Cette figure montre :

1. La ligne jaune verticale indique le cap actuel de l'appareil.
2. **Pilote automatique** : heading: Le triangle bleu indique le cap cible encodé dans le FCU. Si le cap est managé, ce triangle n'apparaît pas.
3. Le losange vert indique la route actuelle, qui est la direction dans laquelle l'appareil vole actuellement. Dans l'exemple, comme le vent vient de la droite, la route suivie est à gauche du cap. S'il n'y a pas de vent, la route et le cap se superposent.

Si le cap est choisi, une ligne verte continue est tracée depuis la position de l'appareil et le losange vert afin visualiser la trajectoire de l'appareil.

4. Le plan de vol encodé dans le FMGC est dessiné en vert. Si le cap est en mode 'managé', c'est une ligne continue. Si le cap est en mode 'choisi', c'est une ligne verte pointillée.

Les étapes (étapes) du plan de vol sont représentées sous forme de losanges verts à l'exception de l'étape suivante qui est représentée en blanc.

5. Auto-tune navaid: Lorsque le FMGC se règle automatiquement sur la navaid d'un VOR1 ou VOR2, les informations sont affichées en bleu sur le ND.

### **Information Plan de Vol (Plan de vol) :**

#### **Pistes (Runways)**

Si l'équipage n'a pas défini les pistes de départ/arrivée, les aéroports de départ/arrivée sont indiqués sous forme d'étoiles blanches.

Lorsque l'information de piste est introduite dans le MCDU, les pistes sont représentées sur le plan de vol sous forme de rectangles blancs.

La longueur et l'orientation du rectangle illustrent l'orientation et la dimension réelle de la piste.

#### **Étapes (Waypoints)**

Les étapes du plan de vol sont affichées sous forme de losanges verts. L'étape suivante du plan de vol est affichée en blanc et ses informations (nom, distance, ETA) sont reprises dans le coin supérieur droit.

**I-1-6-2-ECAM ( electronic centralized aircraft monitoring) :**

L'ECAM (electronic centralized aircraft monitoring) **électronique centralisé surveillant l'avion** est au cœur de chaque avion moderne d'Airbus. Le ECAM surveille tous les circuits de bord et alerte des pilotes à n'importe quel défaut de fonctionnement, donnant les actions exigées pour résoudre la situation. Ce système puissant exige des pilotes d'avoir une compréhension complète de son opération et un niveau élevé de l'expérience et de la discipline pour assurer un succès est réalisé pendant des conditions normales.

Ce système fera l'objet de notre projet de fin d'étude.

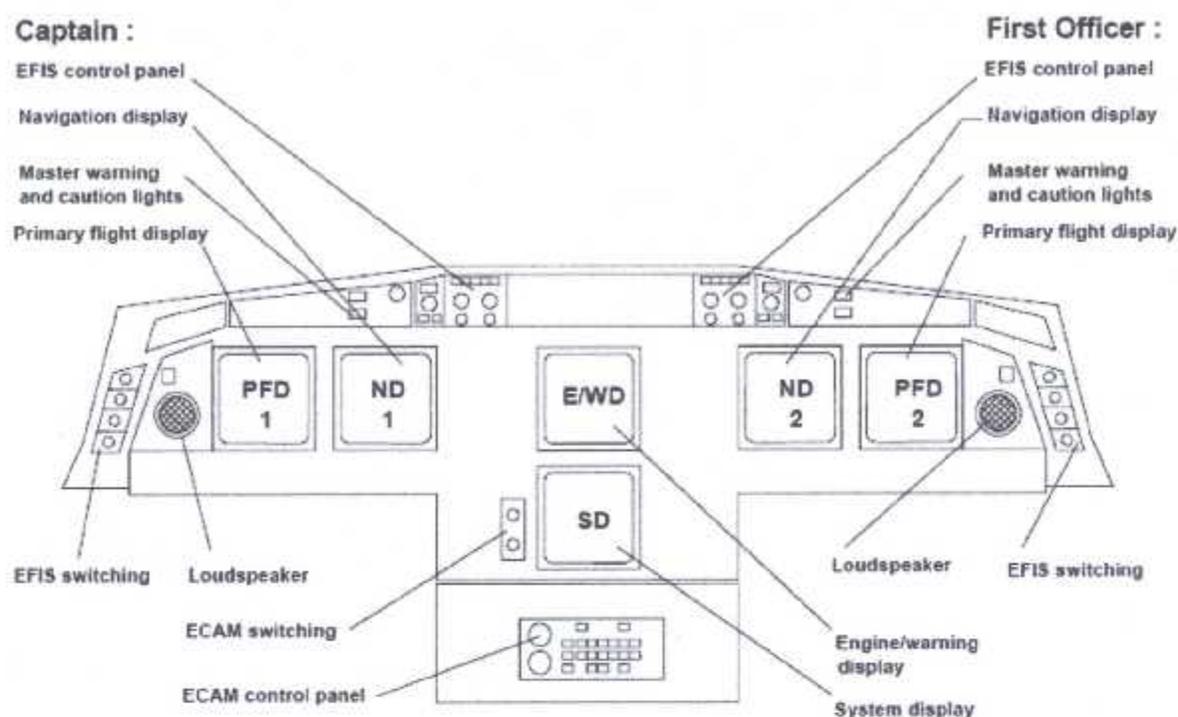
# CHAPITRE III:

## *présentation du système ECAM*

**Introduction :**

La centralisation des informations dans un avion est très importante, elle facilite le travail au pilote pour pouvoir manipuler les différentes informations, pour cela la présence d'ECAM dans un avion est très importante car ce dernier regroupe plusieurs informations.

L'ECAM se compose d'un panneau de commande pour commander les différentes informations, deux unités d'affichages pour afficher ses différentes informations qui sont : SD (system display) et E/WD (engine/warning display), un panneau de commutation et pour faire l'attention de pilote, le système ECAM possède un système d'alarme visuel et audio MASTER WARNING AND CAUTION avec un haut-parleur.



***(Figure II-01) : les composantes d'ECAM***

## **II-1- les commandes d'ECAM :**

Pour commander les différentes informations sur les unités d'affichages.

L'ECAM possède deux panneaux :

- 1- le panneau de commande
- 2- le panneau de commutation

### **II-1-1- le panneau de commande d'ECAM :**

Le panneau de commande d'ECAM placée sur le piédestal, inclut les potentiomètres d'éclat et les commandes exigés pour l'opération du système d'ECAM.

Le panneau de commande d'ECAM est un panneau qui commande des signaux de retour produits par un ordinateur de gestion d'affichage (DMC).

Ceci le panneau permet le dialogue d'équipage avec le système d'avertissement de vol (FWS),

Le panneau de commande d'ECAM est une unité de commande et de visualisation.

Il inclut un avant clefs de logement de panneau pour choisir des pages sur le SD et pour contrôler les messages d'avertissement.

Le panneau avant loge également a deux potentiomètres d'OFF/BRT liés aux Affichages d'ECAM (E/WD (DU) et SD (DU)).

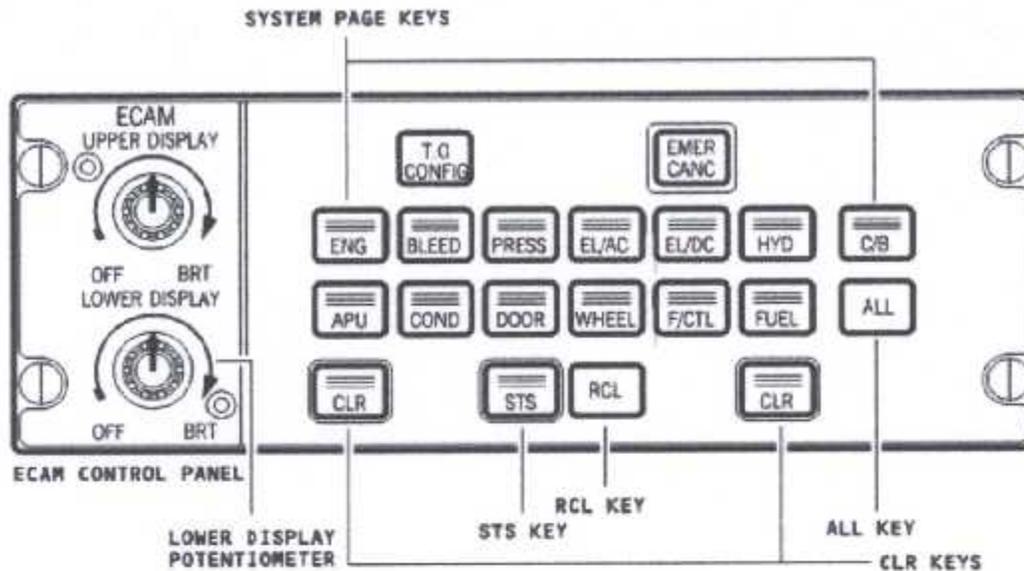
Le panneau de commande d'ECAM a plusieurs fonctions :

- il transmet les choix pilotes au FWCs et au DMCs
- il reçoit les données de DMC afin d'illuminer ses lumières principales
- il produit les discrètes pour le CLR, RCL, STS, clefs de EMER CANC au FWCs et pour toutes les clefs au DMCs
- il permet le choix des affichages sur le E/WD et le SD jusque aux messages d'avertissement et des images de statut de système d'A/C sont concernées.

Le panneau de commande d'ECAM est équipé de clavier avec différentes clefs qui permettent ces fonctions :

- gestion manuelle d'affichage de message d'avertissement sur le E/WD (fonctions: Dégager, Rappel, configuration de T.O et annulation de secours)
- commande manuelle d'affichage de message de STATUT sur le SD
- choix manuel d'affichage de page de système sur le SD.

En outre, le panneau de commande d'ECAM fournit à l'EIS deux potentiomètres ajustement pour le E /WD et le SD éclat.



**(Figure II-02) : le panneau de commande d'ECAM**

### II-1-1-1- le rôle des différents boutons :

Les 13 boutons (verts) afficheront les pages des systèmes sur le SD

#### 1-« UPPER et LOWER ECAM OFF/BRT potentiometers »

Servants a mettre l'unité de visualisation d'ECAM sur la position ON ou OFF et contrôler l'éclat en même temps que le système automatique de contrôle de luminosité dans la position de repos, automatique et manuel reconfiguration possible.

#### 2-« CLR (clear) P/B » :

Poussé fait effacer les messages d'avertissements et d'attentions sur la partie inférieure de E/WD.

#### 3-« STS (status) P/B » :

Fait appel à la page status, si pas message status l'affichage de l'indication normal dans 5 seconds sur le SD.

4-« RCL (recall) P/B » : Fait rappel aux messages d'avertissement et de tension interdit par le bouton CLR ou par l'interdiction automatique d'une phase de vol, s'il n'y a pas de message la page sera affichée dans 5 secondes sur le E/WD.

5-« système page P/B » :

Ces 13 P/Bs permettent le système aux diagrammes synoptiques d'être manuellement choisis sur le SD quand un P/B est serré une deuxième fois, la page de système sont remplacés par la page correspondant au phase courant de vol, note : une nouvelle page de circuit/ briseur (C/B) permet de montrer les briseurs de circuit déclenchés

6-ALL P/B :

Affichera les pages successivement une par une dans un second d'intervalle. Il sera actif même si le panneau de commande d'ECAM tombe en panne, donc pour avoir une page affichée même avec le panneau de commande d'ECAM défectueux, on agit sur le bouton ALL pour voir le défectueux et une fois on a arrive a la page voulue on le passe une deuxième fois.

7-T.O (take off) :

Poussée avant le T/O pour voir la configuration de décollage, si la configuration est correcte on aura des messages sur E/WD. T/O CONFIG NORMALE.

8-EMER CANC (emergency cancel) P/B:

Fait effacer le message d'avertissement et d'attention, les messages peuvent être réappeler on poussant le bouton RECALL.

### **II-1-1-2-Alimentation D'Énergie :**

L'alimentation d'énergie en panneau de commande d'ECAM est décrite dans le SDN 315000 (Système D'avertissement Central).

La consommation du panneau de commande d'ECAM est :

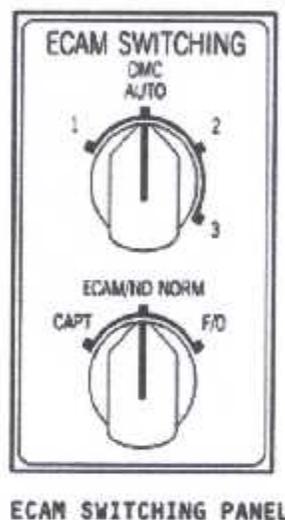
- sous 28VDC : moins de 24 W
- sous 5VAC/400 hertz : moins de 17 W.

Son comportement pendant les coupures de puissance est comme suit :

- le panneau de commande d'ECAM est transparent les coupures au moins de 10 secondes.

- pour les coupures plus grandes de 10 secondes, l'ordre de remise en marche est unique et sa durée est moins de 580 ms. Les essais sont exécutés en quelques secondes.

### II-1-2-LE PANNEAU DE COMMUTATION D'ECAM (ECAM SWITCHING PANEL):



ECAM SWITCHING PANEL

***(Figure II-03) : le panneau de commutation d'ECAM***

Ce panneau permet de transférer une image d'ECAM sur une ND DUs et choisir également le DMC conduisant le EWD et le SD.

1-Le panneau de commutation d'ECAM est placé sur le tableau de bord principal du côté haut de l'affichage de système (SD) .

Le sélecteur rotatoire d'ECAM DMC est utilisé pour choisir ECAM DMC.

En position automatique, seulement ECAM DMC3 est l'actif, ECAM DMC1 succède automatiquement en cas d'un échec d'ECAM DMC3.

En position 1.2.3 pour choisi DMC quand le transfert automatique n'est pas possible.

2-Le sélecteur rotatoire d'ECAM/ND permet à une image d'ECAM d'être montrée sur une des unités de visualisation de ND.

La position de norme correspond à une opération normale.

Des positions de CAPT ou de F/O permettent à des images d'ECAM d'être respectivement montrées sur les unités de visualisation de ND on poussant les boutons CAPT ou F/O.

-sélectionner ECAM/ND on appuyant sur F/O ou CAPT pour afficher la page maintenance sur le ND.

- la perte des deux ECAM, la page moteur paramètres apparaîtra sur le ND en utilisant le bouton ECAM/ND soit sur F/O ou CAPT.

## **II-2-les unités d'affichages (DU) (display unit):**

La fonction d'affichage d'ECAM est unique pour les deux membres d'équipage  
Présente le renseignement sur l'avion par l'intermédiaire de deux affichages :  
l'EWD et le SD.

### **II-2-1- E/WD (engine/warning display):**

Engine/Warning display (E/WD) est normalement présenté sur la partie supérieure  
D'unité de visualisation (DU) d'ECAM, sur le tableau de bord central.

Il est divisé en deux secteurs : le secteur supérieur et le secteur inférieur.

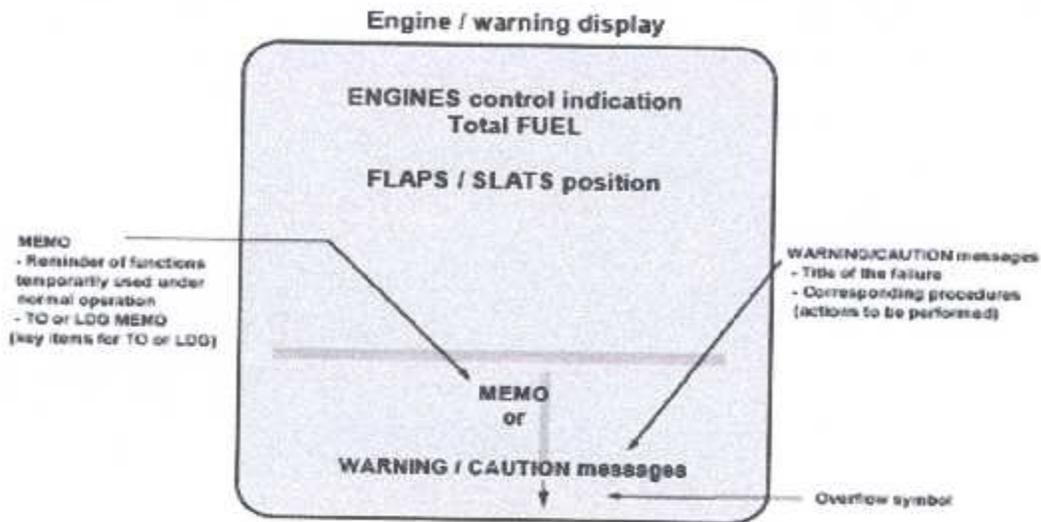
Les affichages de secteur supérieurs :

- paramètres primaires de moteur.
- quantité de carburant.
- lamelles et position d'ailerons.

Le secteur inférieur est employé pour :

- message d'avertir et d'attention.

- message de note

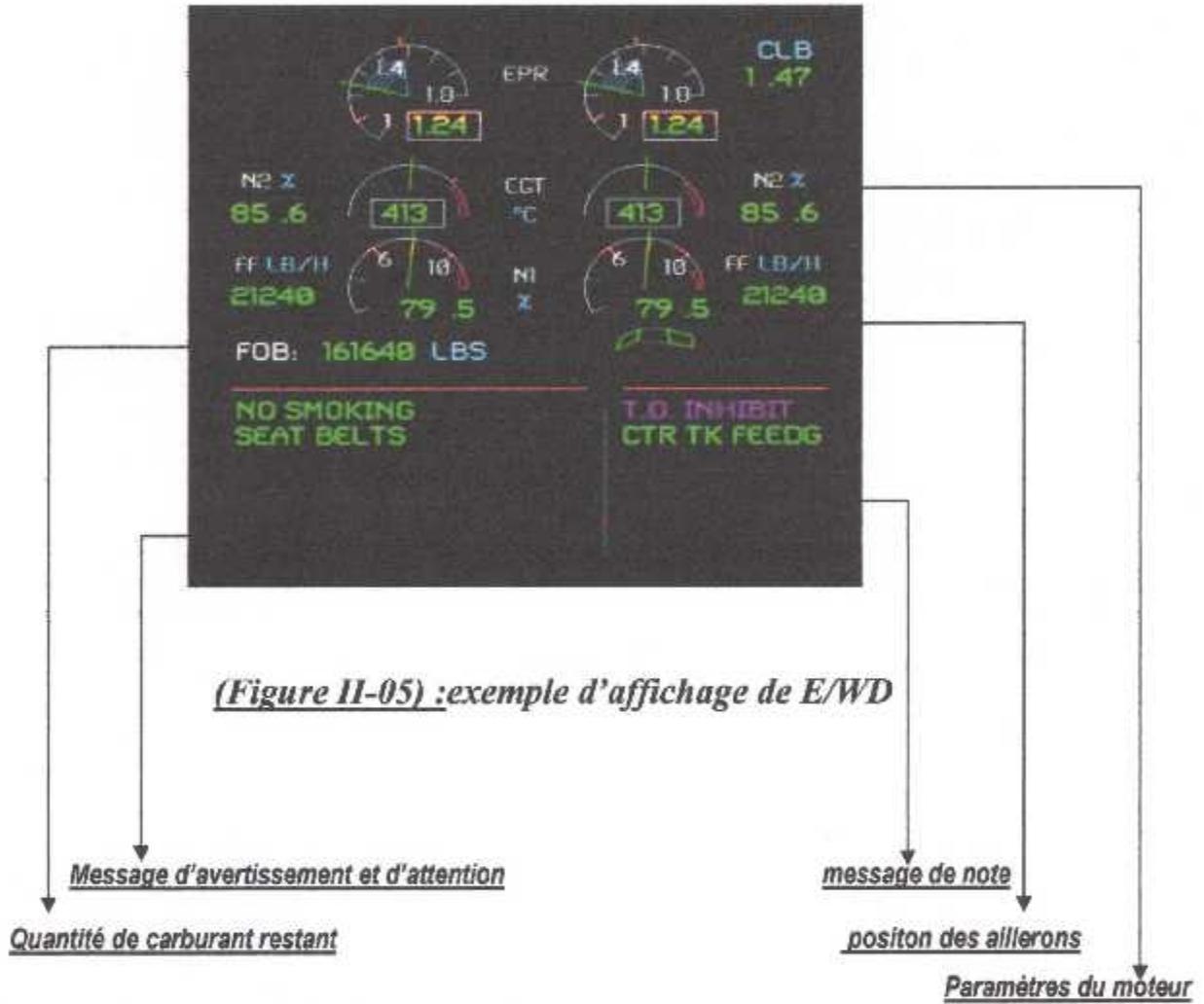


**(Figure II-04) : unité d'affichage E/WD**

Le tableau suivant reprend les correspondances entre les types de moteurs (dans les appareils de la série Airbus) et la logique de l'affichage E/WD:

<b>Appareil</b>	<b>Type de Moteurs</b>	<b>Logique E/WD</b>
<b>A318</b>	<i>CFM56-5</i>	<i>N1</i>
	<i>P&amp;W 6000</i>	<i>EPR</i>
<b>A319/320/321</b>	<i>CFM56-5</i>	<i>N1</i>
	<i>IAE V2500</i>	<i>EPR</i>
<b>A330-200/300</b>	<i>GE CF6-80C2</i>	<i>N1</i>
	<i>P&amp;W 4000</i>	<i>EPR</i>
	<i>RR Trent 700</i>	<i>EPR</i>
<b>A340-300</b>	<i>CFM56-5</i>	<i>N1</i>
<b>A340-500/600</b>	<i>RR Trent 500</i>	<i>EPR</i>

le moteur d'A330 Pratt et Whitney 4000 :



*(Figure II-05) : exemple d'affichage de E/WD*

II-2-1-1- la partie supérieure :

A- les Paramètres de moteur :



*(Figure II-06) : les paramètres de moteur*

EPR (Engine Pressure Ratio) Rapport De Pression De Moteur

EGT (Exhaust Gas Temperature, in °C) La température de gaz d'échappement

N1: Vitesse de rotor LP, en %

FOB : Carburant total à bord, dans les unités courantes

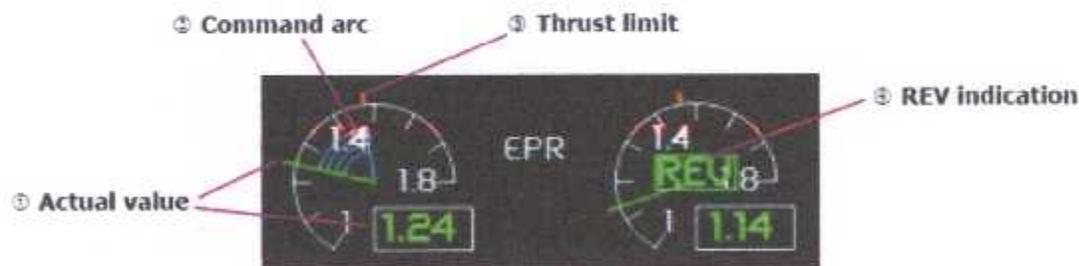
Thrust limit : limite de poussée , Le taux de pression moteur correspondant est montré.

N2 / N3: La vitesse de rotor de HP, en % de N2 est montrée pour des moteurs de P&W, N3 est montré pour des moteurs de rr.

FF : l'écoulement de carburant dans le moteur (LB/H ou Kg/heure)

### **B-les Paramètres principaux de commande :**

L'indicateur de taux de pression moteur (des moteurs de picowatt et de RR) ou le N1 le plus élevé (moteurs de GE), a plusieurs éléments additionnels :



*(Figure II-07) : les paramètres principaux de commande*

Actual value : Le taux de pression moteur ou N1 est montré par une aiguille et montré dans l'afficheur numérique.

Command arc : L'arc s'étend de la poussée de courant à la valeur commandée par le système de poussée.Évident seulement quand A/THR est en activité.

Thrust limit : Les expositions ont poussé la correspondance au mode de limite de poussée de courant.

REV indication : Apparaît en vert quand des inverseurs de poussée sont entièrement ouverts. Ambre si les inverseurs sont en transit.

**C- Indicateur d'ailerons/lamelles :*****(Figure II-08) : indicateur d'ailerons/lamelles***

**Positions :** Positions sélectionnables sous forme des points blanches, elles ne sont pas montrées dans la configuration propre.

**Lever position :** (Position de levier) Position de levier d'aileron - 0, 1, 1+F, 2, 3.

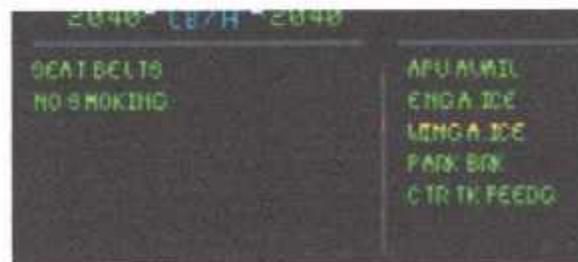
Verte quand la position choisie est réalisée, bleu quand des ailerons en transit.

**Flaps position :** (Position d'ailerons) Lamelles réelles et position d'ailerons indiquée par les flèches vertes.

**Selected position :** (Position choisie) Les marques bleues indiquent la position choisie. Les marques disparaissent quand la position choisie est réalisée

**II-2-1-2- la partie inférieure :**

Ce secteur est employé pour montrer des messages de note, le décollage et des listes de contrôle d'atterrissage, et des messages d'avertissements et d'attentions.

***(Figure II-09) : la partie inférieure de E/WD***

**A)- Messages de note**

Des messages de note sont employés pour rappeler que certain système est en service. Ils sont normalement montrés avec la couleur verte. Des messages suivants peuvent être montrés :

SEAT BELTS : Les signes de passager, "ceintures de sécurité" sont allumés.

NO SMOKING : aucun signe de tabagisme de passager n'est allumés.

OUTER TK FUEL XFRD : le carburant externe est transféré à partir des réservoirs d'aile externes dans des réservoirs d'aile internes.

N.WHEEL STRG DISC : La direction de roue avant est débranchée pendant le recul

STROBE LT OFF : La lumière de stroboscope est éteinte tandis qu'aéroportée

SPEED BRK :Aéofreins prolongés

GND SPLRS ARM : Des spoilers moulus sont armés

CTR TK FEEDG : N'importe quelle pompe dans le réservoir central fonctionne

FUEL X FEED : L'intercommunication de carburant est allumée

HYD PTU : L'unité de transfert d'énergie hydraulique est en service

RAT OUT : La turbine dynamique n'est pas dans la position de repos

PARK BRK : Frein de stationnement appliqué

APU AVAIL : APU et courant est disponible

APU BLEED :La purge d'APU est choisie DESSUS

RAM AIR ON RAM :Le bouton d'air dynamique est choisi DESSUS

MAN LDG ELEV : Le sélecteur d'altitude d'atterrissage n'est pas en position automatique.

ENG A.ICE :L'antigivrage de moteur est activé

WING A.ICE : L'antigivrage d'aile est activé

LDG LT : Les lumières d'atterrissage sont allumés

GPWS FLAP 3 LDG : l'aileron 3 est choisi sur le panneau de GPWS

GPWS FLAP OFF GPWS : Des alertes d'ailerons sont empêchées

**T.O INHIBIT** : Quelques messages sont automatiquement empêchés pendant le décollage

**LDG INHIBIT** : Quelques messages sont automatiquement empêchés pendant l'atterrissage

**B)-messages d'avertissements :**

Note de Décollage ou la note d'atterrissage, la note normale, les messages indépendants ou primaires et les actions d'échec à exécuter sont montrées dans le secteur gauche de note.

Par exemple quand il y a un échec pression de la pompe 1 gauche de carburant de la basse

**Le message : FUEL LEFT PUMP 1 LO PR**

Apparaît sur le secteur gauche de note.

Il est associé à une action à exécuter

**L'ACTION : -LEFT PUMP 1..... OFF**

Dès qu'un échec sera détecté, le message de note remplacé par des messages d'avertissements.

Si l'avertissement est affecté par un OEB (opération engineering bulletin) qui est une correction provisoire, le message est montré dans ce cas-ci, l'avertissement est incorrect ou inachevé

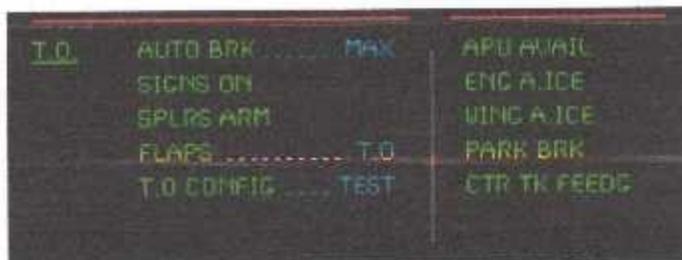
**L'ACTION: -REFER TO QRH PROC -**

Le titre d'avertissement d'ECAM demeure inchangé et le procédé complet s'est dégagé et remplacé par - **REFER TO QNH PROC-** le (QNH) contient du procédé corrigé.

**C)-Note De Décollage :**

Une note de décollage est automatiquement montrée du côté gauche de la zone message 2 minutes après que le deuxième début de moteur.

Appuyer sur le bouton **CONFIG** de **T.O** sur le panneau de commande d'ECAM montre également la note de décollage.



**(Figure II-10) : note de décollage**

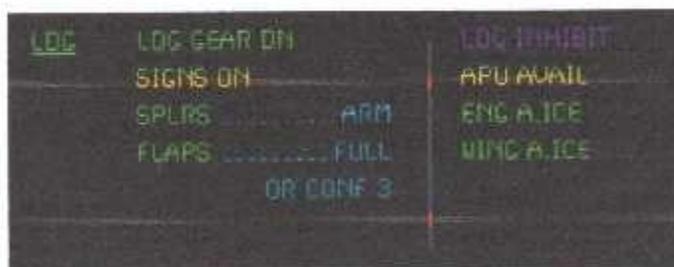
La note de décollage contient une liste de contrôle des articles exigés avant le décollage. Des articles inachevés sont montrés avec la couleur bleue. Des articles réalisés sont montrés avec la couleur verte.

Le dernier article, "essai de **CONFIG** de **T.O...**" exige une poussée de bouton de **CONFIG** de **T.O** sur le panneau de commande d'ECAM. Cette poussée simule l'application de la puissance de décollage et produira des avertissements appropriés si quelque chose n'est pas correctement configurée.

La note de décollage disparaît à l'application de la puissance de décollage. Pendant le décollage, la note "**T.O INHIBIT**" est montrée.

#### **D)-Note D'Atterrissage**

La note d'atterrissage est automatiquement montrée avant l'atterrissage, en dessous de 1500 pieds quand les trains sont vers le bas, ou en dessous de 800 pieds avec la vitesse vers le haut. La note d'atterrissage disparaît à l'atterrissage.



**(Figure II-11) : note d'atterrissage**

FLAPS... FULL ou FLAPS... CONF3 dépend du choix du bouton de GPWS LDG FLAPS3 et exige le choix correspondant d'aileron.

Pendant l'atterrissage, le message "LDG INHIBIT" est montré.

## **II-2-2 : SD le système d'affichage (system display) :**

### **Généralités :**

L'affichage de système est divisé dans deux secteurs :

- un grand secteur inférieur, pour montrer les pages de système
- un petit secteur supérieur, pour montrer des données permanentes.

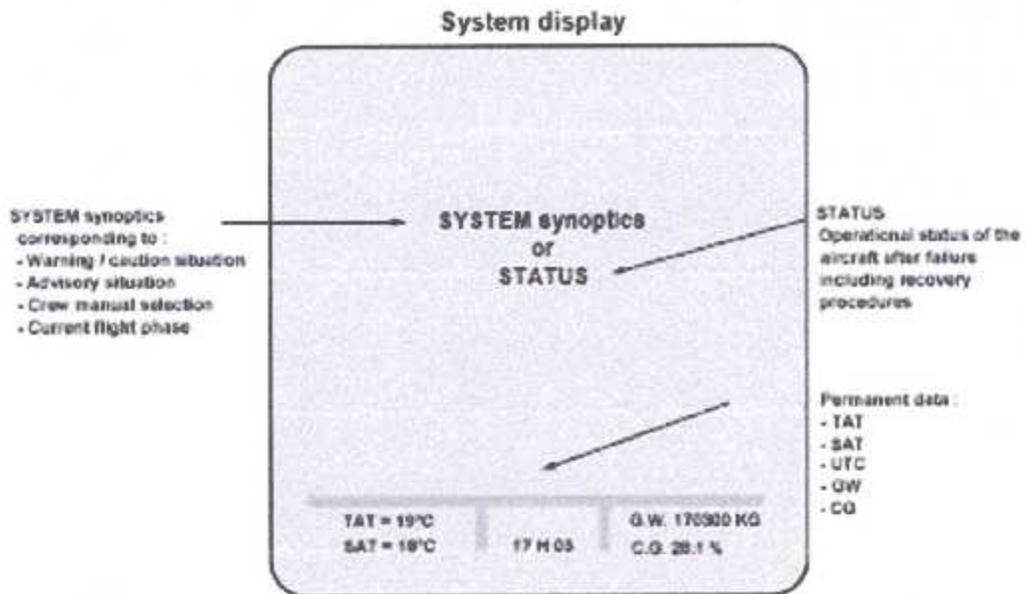
Le secteur des données permanentes est toujours montré, celui que la page ait présenté.

Il se compose :

- température de l'air total
- température de l'air statique
- charge de G si excessif.

Ou un message lié au surveillant de processus :

- CHECK CAPT PFD** (ligne supérieure)
- CHECK F/O PFD** (ligne supérieure)
- CHECK ND de CAPT** (ligne inférieure)
- CHECK ND de F/O** (ligne inférieure)



*(Figure II-12) : système d'affichage (SD)*

### II-3-1-SYSTEME PAGE :

L'affichage de système, l'inférieur de l'ECAM montre les pages multiples consacrées à différents circuits de bord. Les pages incluent:



1. **TO CONFIG**: Ce bouton est utilisé pour vérifier la configuration avant le décollage.
2. **ENG**: La page "engine" (moteurs) avec toutes informations relatives.
3. **BLEED** : Page reprenant toutes les informations sur le système de prélèvement d'air.

4. **PRESS** : Page reprenant les informations sur le système de pressurisation cabine.
5. **ELEC** : Page reprenant les circuits électriques.
6. **HYD** : Page reprenant le système hydraulique.
7. **FUEL** : Page reprenant les informations de carburant et des réservoirs.
8. **APU** : Page reprenant les informations sur l'APU.
9. **COND** : Page reprenant les informations sur l'air conditionné.
10. **DOOR** : Page reprenant le statut des portes
11. **WHEEL** : Page reprenant le statut des roues, pneus et freins.
12. **F/CTL** : Page reprenant les informations "flight control" indiquant la position des commandes de vol et le statut de l'ordinateur de vol.
13. **STS** : Page reprenant le statut des pannes.

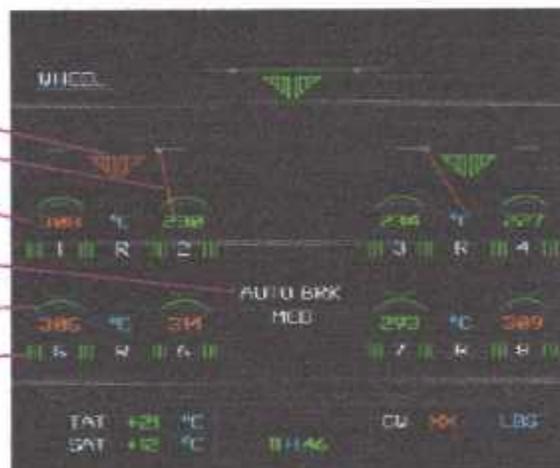
### II-3-2- la présentation des pages sur le SD :

Le SD montrera automatiquement une page correspondant à la phase courante de vol ou pour la surveillance de certains systèmes. Le choix manuel peut également être effectué en utilisant le panneau de commande d'ECAM. Le choix manuel dépasse la page automatique ordonnancant.

#### 01- Page des trains d'atterrissage :

##### ECAM WHEEL page

- ① Gear status
- ② Bay door position
- ③ Brake temperature
- ④ Autobrake mode
- ⑤ Temperature indication
- ⑥ Release signals



*(Figure II-13) : page des trains d'atterrissage sur le SD*

Gear status : (Statut de vitesse) Les triangles sont verts quand train et fermé à clef, ambre avec la vitesse débloquée, et non montrée quand la vitesse a fermé à clef vers le haut.

Bay door position : (Position de porte de compartiment) La position des portes de compartiment est montrée, en vert quand les portes sont fermées, et ambre quand les portes ne sont pas fermées.

Brake température : (La température de frein) ambre quand la température de frein dans la gamme d'attention.

Température indication : (Indication de la température) Les arcs verts apparaissent quand la température de frein s'élève, et ambre de tour si la température est dans la gamme d'attention.

Release signals : (Libérer les signaux) Les barres vertes apparaissent en vol, et sur la terre quand la quantité de freiner active le système anti-dérapiage.

Autobrake mode : Apparaît quand n'importe quel mode d'Autobrake est armé ou en activité, et montre le mode choisi.

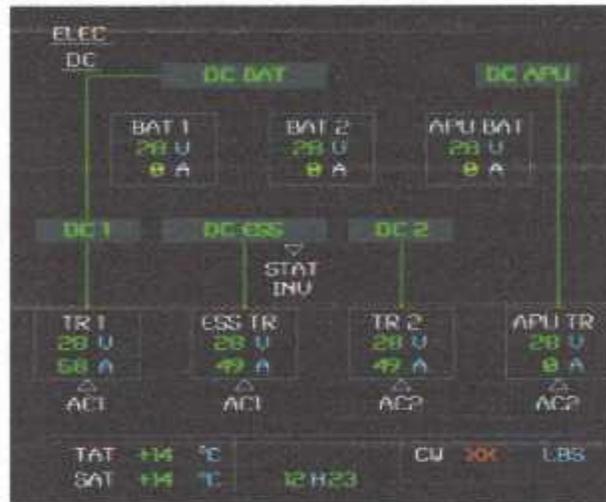
## 02- Page d'électricité C.A. :



**(FIGURE II-14) :** la page d'électricité C.A sur le SD

La page ÉLECTR. à C.A. d'ECAM montre le statut de système électrique à C.A., de sources électriques, d'autobus, et de flux de puissance. Elle affiche tout les générateurs et les transformateurs avec leurs voltages, puissances et courants

### 03-Page d'électricité C.C :



**(Figure II-15) ; la page d'électricité C.C sur le SD**

La page montre le statut du système de C.C.

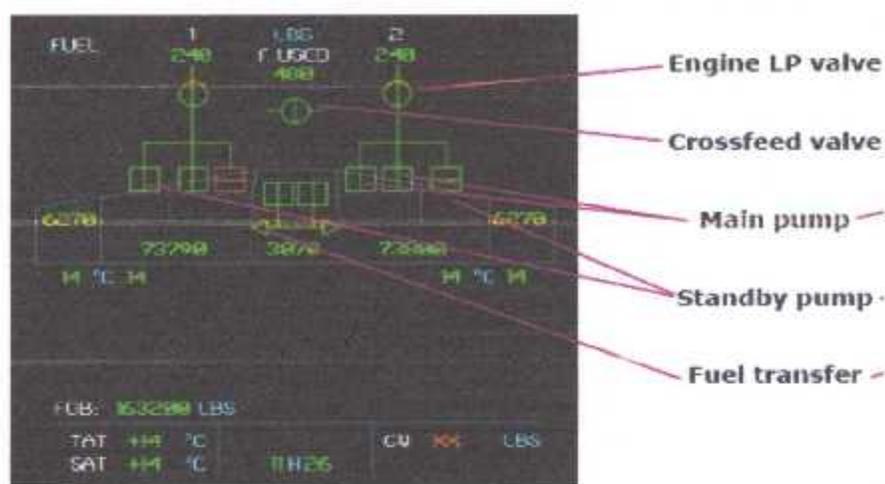
Les barres omnibus courant continu sont montrées avec leurs sources d'énergie. Les unités de transformateur -redresseur (TRs) sont montrées comme TR1 et TR2, énumérant la tension de rendement et l'ampérage.

La tension et le courant d'exposition d'indications de batterie

### ***Alerts & Warnings***

<i>Message</i>	<i>Couleur</i>	<i>Raison</i>
<i>ELEC BAT 1 OFF</i>	<i>Ambre</i>	<i>Batterie 1 a été éteinte.</i>
<i>ELEC BAT 2 OFF</i>	<i>Ambre</i>	<i>Batterie 2 a été éteinte.</i>
<i>ELEC GEN 1 OFF</i>	<i>Ambre</i>	<i>Générateur 1 est éteint alors que le moteur 1 tourne</i>
<i>ELEC GEN 2 OFF</i>	<i>Ambre</i>	<i>Générateur 2 est éteint alors que le moteur 2 tourne.</i>

## 04- Page carburant :



**(Figure II-16) : la page carburant sur le SD**

Cette page montre un diagramme schématique d'opération d'installation carburant. Tout le carburant à bord (FOB) est montré, avec les quantités de chaque réservoir et cellule.

Le transfert de carburant à partir des réservoirs externes et centraux est représenté par des flèches montrant la direction de transfert.

Des pompes de réservoir sont représentées par des boîtes :

- La pompe fonctionne
- La pompe est commandée OFF par la logique de système
- La pompe est manuellement sélectionnée OFF

Les cercles représentent la position des valves de LP de moteur et des valves d'intercommunication.

Le carburant employé par chaque moteur est montré au-dessus de la valve correspondante de moteur. Il est montré avec l'ambre quand le moteur ne tourne pas, et automatiquement les remises à zéro au début de moteur.

Des afficheurs de la température de carburant sont montrés au-dessus de chaque réservoir d'aile.

## Alertes & Avertisseurs

Message	Couleur	Raison
FUEL L WING TK LO LVL	Rouge	Niveau fuel aile gauche trop bas
FUEL R WING TK LO LVL	Rouge	Niveau fuel aile droite trop bas
FUEL L+R WING TK LO LVL	Rouge	Niveau fuel total trop bas
FUEL CTR TK PUMPS OFF	Ambre	Pompes réservoir central éteintes et le réservoir central non vide
FUEL GRVTY FUEL FEEDING	Rouge	Pompes fuel ailes sont éteintes, moteurs alimentés par gravité
CTR TK FEEDG	Vert	Message de statut indiquant carburant pompé du réservoir central uniquement

### 05- Page de moteur :



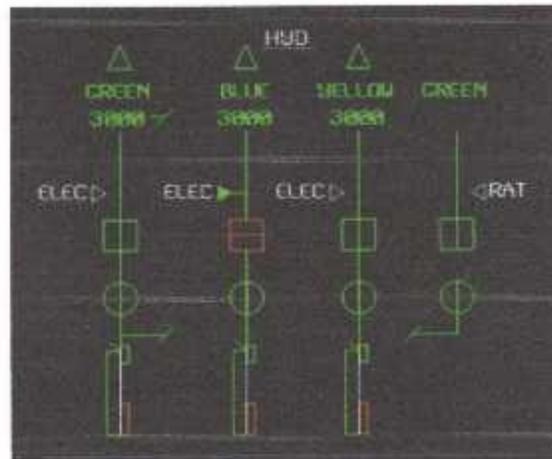
**(Figure II-17) : la page de moteur sur le SD**

La page ENG d'affichage de systèmes est automatiquement montrée pendant le démarrage de moteur, et peut être manuellement appelée en utilisant le panneau de commande d'ECAM. Elle inclut ce qui suit :

- Carburant utilisé par afficheurs de moteur,
- Mesures de quantité d'huile,
- Mesures de pression d'huile,
- Afficheurs de la température d'huile,
- Afficheurs de vibration de N1 et de N2.

- Afficheurs de la température de nacelle de moteur,

### 06- Page d'hydraulique:

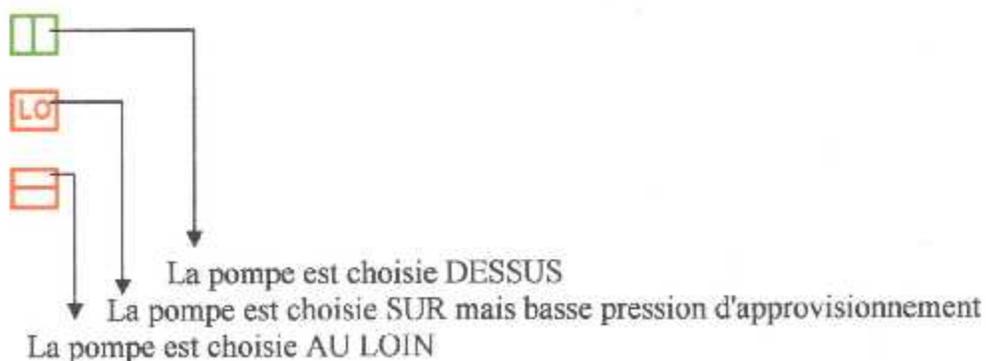


**(Figure II-18) : la page d'hydraulique sur le SD**

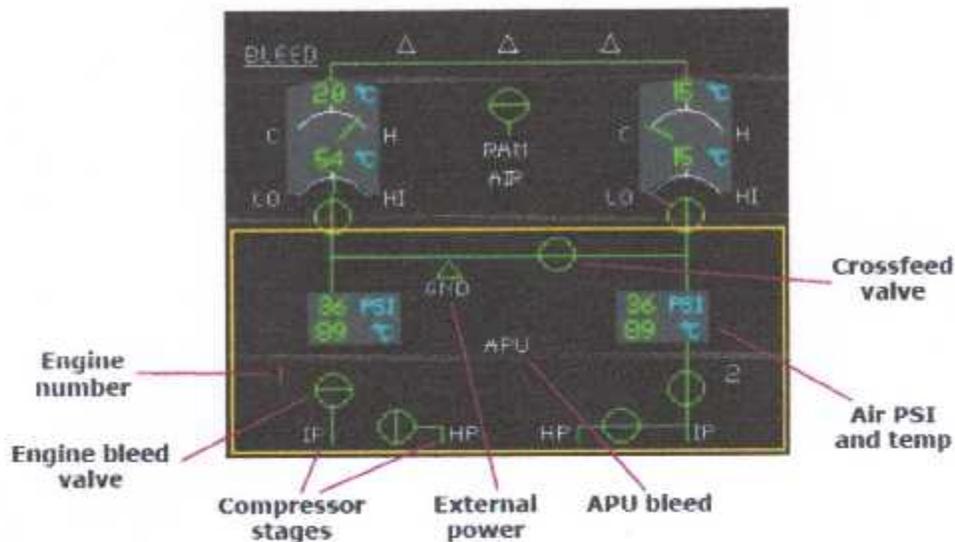
Cette page montre un diagramme d'opération de l'hydraulique. Les systèmes de vert, bleu et jaune sont montrés avec leurs composants. Les composants montrés sont (le fond à compléter) :

- Niveau de bache hydraulique et du fluide hydraulique
- Robinets d'isolement du feu
- Moteur et pompes électriques
- Afficheur de pression hydraulique.

Les pompes sont représentées par des boîtes. Des indications suivantes sont employées:



## 07- Page de purge d'air:



***(Figure II-19) :la partie inferieure de la page de BLEED sur le SD***

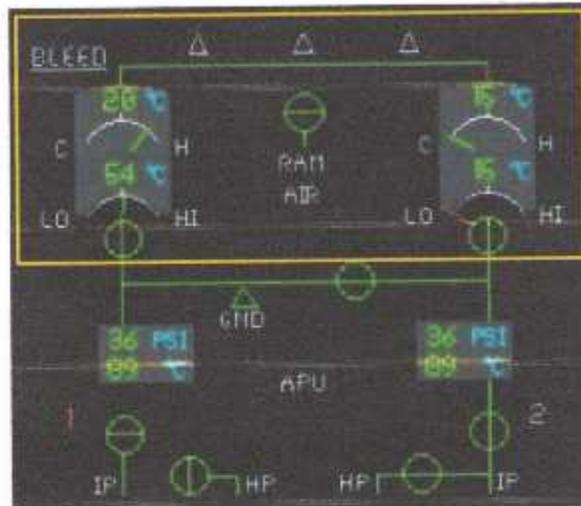
La partie plus inférieure de la page DE SOUTIRAGE d'ECAM est consacrée à l'offre comprimée par air de purge d'air.

Cette page montre toutes les sources d'air comprimé. Pour la purge de moteur, le clapet de décharge réacteur et des positions de clapet de purge de HP sont montrés. Le numéro de moteur est montré en ambre quand un moteur est arrêté.

La circulation d'air d'APU est montrée quand le clapet de purge de APU est ouvert.

La position du clapet de purge en travers est montrée sur la ligne commune de conduit.

Pour chaque moitié de conduit d'air, la pression atmosphérique et la température sont montrées.



**(Figure II-20) : la partie supérieure du page BLEED sur le SD**

La partie supérieure de la page DE SOUTIRAGE d'ECAM montre les paquets de climatisation et l'unité de mélange.

Chaque paquet est commandé par la soupape de commande d'écoulement de paquet. La position de valve est indiquée par une aiguille se déplaçant entre BAS et le HI. Pour chaque paquet, la température de sortie de compresseur de paquet (inférieure), la position de clapet de dérivation de paquet et la température de sortie de paquet (supérieurs) sont montrées.

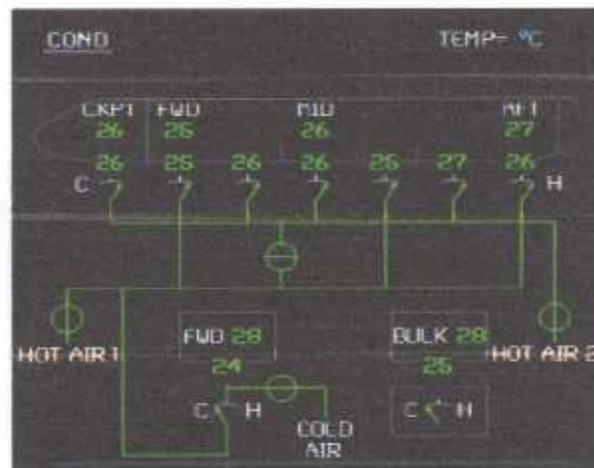
Les paquets sont reliés à l'unité de mélange, qui est dépeinte comme trait horizontal. Elle tourne l'ambre si aucun air n'est fourni.

La position d'admission d'air dynamique est également montrée.

### Alertes & Avertisseurs

Message	Couleur	Raison
ENG A. ICE	vert	Dégivrage Moteur allumé.
WING A. ICE	vert	Dégivrage Aile allumé

### 08- Page de conditionnement d'air :



**(Figure II-21) : page de conditionnement d'air sur le SD**

La page d'ECAM COND est employée pour surveiller les températures de zone et l'opération du système de traitement.

Le cockpit, vers l'avant, au milieu et arrière de carlingue. Pour chaque zone, la température de zone et la température de conditionnement d'air sont montrées.

La position des valves d'équilibre (Froid Chaudes) est montrée par les aiguilles reliées au symbole de valve d'air chaud.

### 09- Page de pressurisation:



**(Figure II-22): la page de pressurisation sur le SD**

Cette page est employée pour surveiller l'opération du circuit de pressurisation.

Les trois grandes mesures montrent à carlingue la différence de pression, la vitesse verticale de carlingue, et l'altitude cabine. L'altitude de débarquement choisie est montrée au-dessus des mesures.

Le circuit de pressurisation est dépeint dans la partie plus inférieure de la page. Le système est commandé par un des deux contrôleurs de pressurisation. La commande est automatiquement commutée entre le contrôleur 1 et le contrôleur 2 après chaque vol. Le contrôleur actif est montré par indication du "système 1" ou du "système 2".

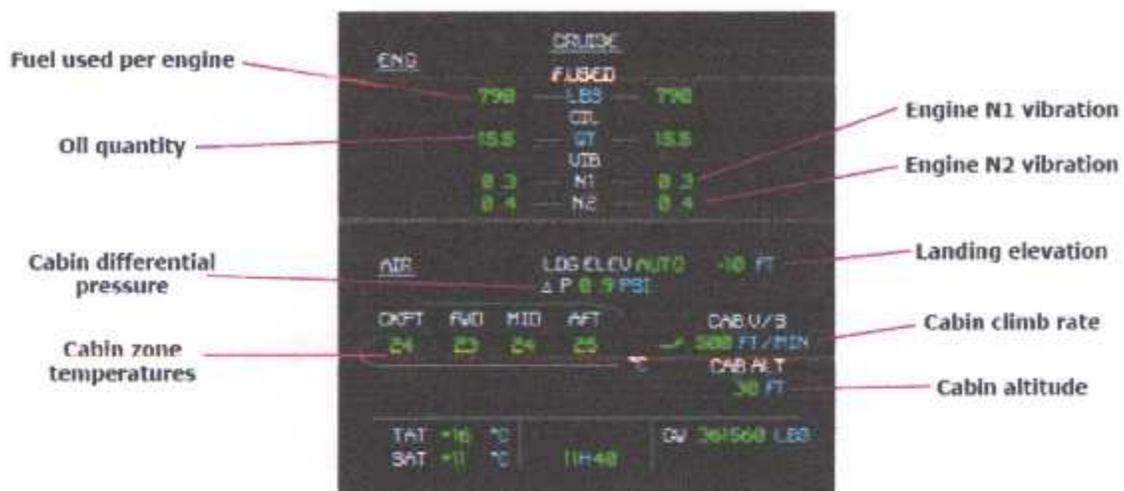
Si le MODE SEL est placé manuellement, l'indication d'"HOMME" est évidente.

Le secteur pressurisé par avion est dépeint par le grand rectangle avec des soupapes de refoulement montrées. La position de chaque valve est indiquée par une aiguille.

La circulation d'air des paquets de climatisation est montrée avec les flèches, tournent avec la couleur ambre pleine quand un paquet ne fournit pas l'air.

#### **10- Page de croisière :**

La page de CROISIÈRE est automatiquement montrée en vol, au-dessus de 1500 pieds quand le train d'atterrissage est vers le haut. La page de croisière montre la plupart d'information importante recueillie de différents circuits de bord. La page de CROISIÈRE ne peut pas manuellement s'appeler par l'intermédiaire du panneau de commande d'ECAM.



**(Figure II-23): la page de croisière sur le SD**

Fuel used per engine : Carburant utilisé par moteur

Engine N1 vibration : Vibration du moteur N1

Oil quantity : Quantité d'huile

Engine N2 vibration : Vibration de N2 de moteur

Landing elevation : Altitude d'atterrissage

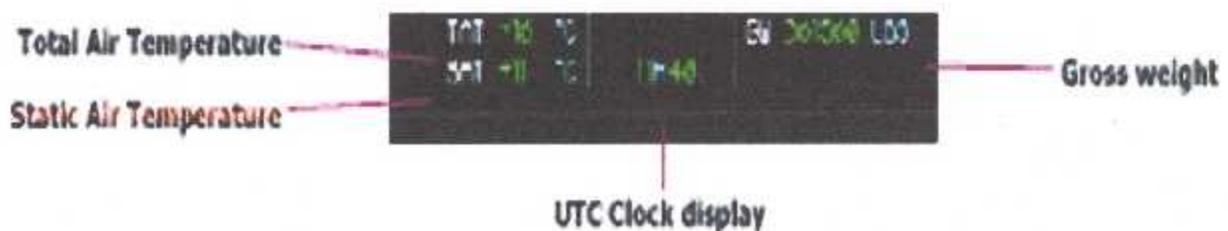
Cabin differential pressure : Différence de pression de carlingue

Cabin climb rate : Taux d'élever de carlingue

Cabin zone températures : Les températures de zone de carlingue

Cabin altitude : Altitude cabine

### II-3-2- les données permanentes :



**(Figure II-24): la partie inférieure de SD**

**(1) indication de la température de l'air total (TAT)**

Valeur numérique de TAT avec la résolution 1° C :

Cette information est normalement acquise de l'autobus d'ADR par l'intermédiaire du DMC.

Quand elle n'est pas disponible de cette façon (par exemple dans la configuration électrique de secours), elle est acquise à partir de l'ordinateur d'ADR par l'intermédiaire de l'autobus de rendement de FWS. Ses dispositifs sont comme suit :

- normalement vert

- remplacé par l'ambre XX quand aucune donnée valide n'est disponible ni l'un ni l'autre de l'ADR par l'intermédiaire du DMC, ni de l'ADR par l'intermédiaire du FWS a produit l'autobus.

- le signe est montré pour des valeurs positives et négatives.

L'affichage peut changer de -99 deg. C jusqu'à +99 deg. C

(Chaîne opérationnelle d'ADR :-60 deg. C +99 deg. C)

**(2) indication de température de l'air statique (SAT)**

La même présentation que TAT.

**(3) indication coordonnée universelle du temps (UTC)**

Heure et minutes d'UTC :

- normalement vert

- remplacé par l'ambre XX quand les données ne sont pas fournies par le CMC.

Les minutes peuvent prendre n'importe quelle valeur entre 00 et 59 dans des étapes de 1 manganèse.

Les heures peuvent prendre n'importe quelle valeur entre 00 et 23 dans des étapes de 1 heure.

**4-indication de poids brut :**

23000 (vert) quand normale

23000 (2 lignes ambre) en cas d'exactitude dégradée

Cyan... quand il n'y a aucune donnée computer sur la terre

Ambre xx quand données non disponible

**5- l'indication de centre de gravité :**

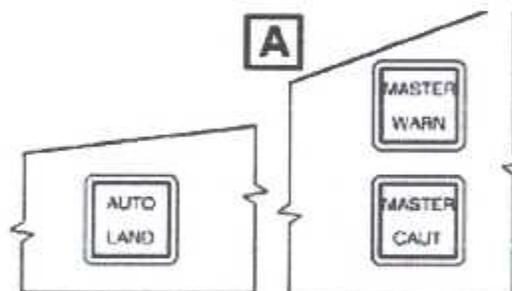
81.1 (vert) quand normale

81.1 (rouge) quand le CG. Arrière est détecté par ordinateur de FE

28± (2 lignes ambre) en cas d'exactitude dégradée

Cyan... quand il n'y a aucune donnée computer sur la terre

Ambre xx quand données non disponible

**II-4- ACQUÉREURS D'ATTENTION (ATTENTION GETERS) :**

***(Figure II-25): les acquéreurs d'attention***

Un ensemble d'acquéreurs d'attention sont installés devant chaque pilote, ils se composent d'une alarme principale d'avertissement et une alarme principale d'attention

Quand un avertissement se produit, l'alarme principale d'avertissement faire un clignotant avec une couleur rouge associé a une alarme sonore, pour l'arrêter on poussant le voyant d'alarme d'avertissement

Quand une attention se produit, l'alarme principale d'attention s'allume avec une couleur ambre associé à un carillon simple, on poussant le voyant d'alarme d'attention pour l'arrêter

**Définition d'avertissement audible:**

C'est la liste des divers signaux audio produits par l'ordinateur d'avertissement FWC de vol et la façon de l'annulation.

SIGNAUX	DEFENITION	ANNULATION
Continu carillon réitéré.	avertissement rouge	EMER CANCEL MASTER WARN
carillon simple	attention ambre	automatique
déclat triple.	changement de possibilités de terre	automatique
la cavalerie charge.	Débranchage d'AP	MASTER WARN Instinctif Débranchement P/B
cricket - stalle.	stalle	EMER CANCEL
vibreur	appel	Remise sur l'ACP
AUTO CALL OUT	taille par radio, cent ci-dessus, minimum, retard	
Corde de C	alerte d'altitude	
cisaillement de vent	avertissement de cisaillement de vent	EMER CANCEL

# CHAPITRE III:

## *mode de fonctionnement d'ECAM*

### III-1-Modes d'opération

Une page peut être montrée sur le SD par un des quatre modes :

- mode manuel
- mode consultatif
- mode de phase de vol
- mode avertisseur

#### III-1-1- Mode manuel

(Utilisation du panneau de commande d'ECAM)



ECAM control panel,  
BLEED page selected



SD BLEED page

***(Figure: III-1): la sélection d'une page en mode manuel***

Toutes les pages de circuit de bord de SD sont manuellement montrées après une action d'équipage sur la clef appropriée placée sur le panneau de commande d'ECAM.

La page CRUISE qui est seulement automatiquement montrée.

Le panneau de commande d'ECAM a une clef par page de circuit de bord et a clef pour la page de statut.

#### III-1-2- Mode consultatif

La valeur des paramètres critiques de système est surveillée par un mode consultatif.

Quand la dérive de valeur de sa gamme normale, la page correspondante d'ECAM est montrée automatiquement et les impulsions affectées de paramètre.

La lumière principale correspondante sur le panneau de commande d'ECAM est allumée.

Par exemple la page de PRESS sera montrée si l'altitude cabine augmente au-dessus de sa valeur normale, mais est toujours bien au-dessous du seuil de l'avertissement.

Dans ce cas-ci l'équipage peut retourner à la commande de pression manuelle et empêcher l'activation d'avertissement.

En mode d'affichage simple, un message d'ADV blanc palpite au fond de l'E/WD pour attirer l'attention d'équipage, car la page correspondante de système ne peut pas être montrée automatiquement sur le SD, le pilote doit chercher l'information sur le panneau de commande d'ECAM : les flashes légers principaux associés pour indiquer quel système est concerné.

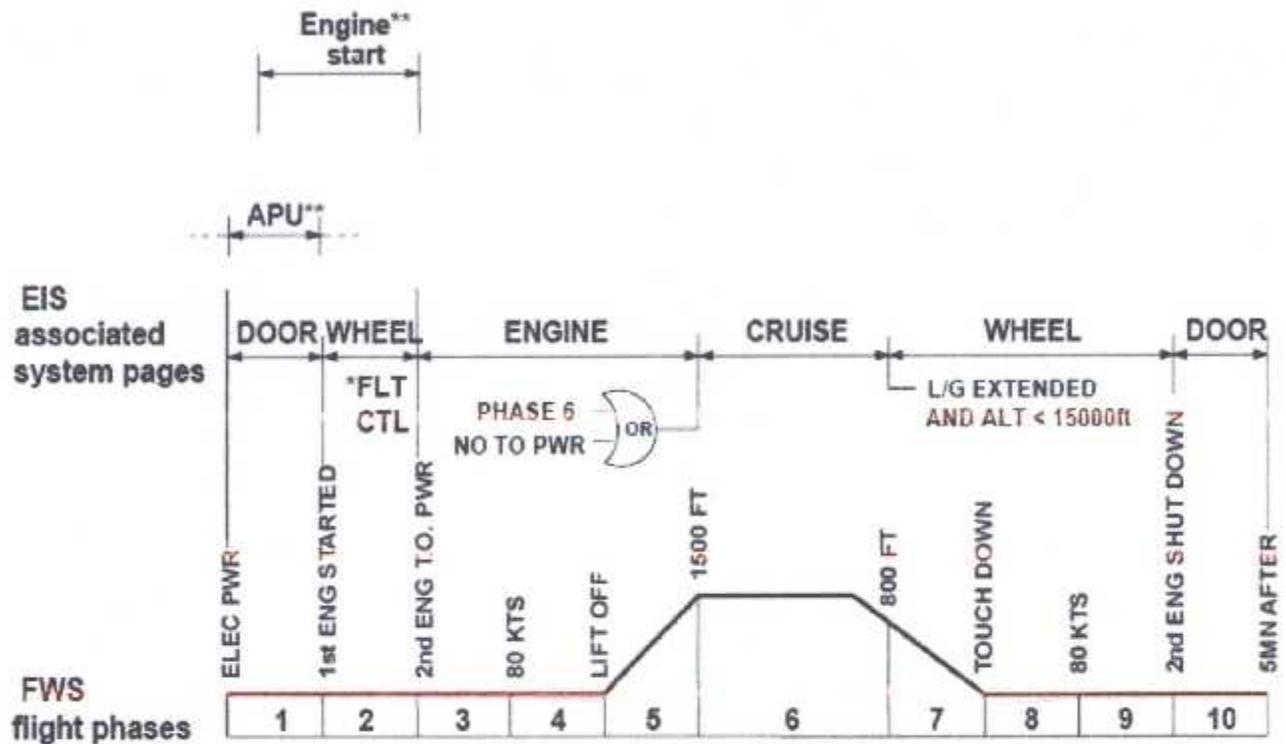
### **III-1-3-Mode de Phase de vol automatique :**

Quand il n'y a aucun échec, aucun appel manuel et aucun consultatif, la plupart des pages appropriées de circuit de bord sont automatiquement montrées selon la phase de vol.

Le SD montre automatiquement les pages spécifiques pendant que la phase prochaine du vol devient active:

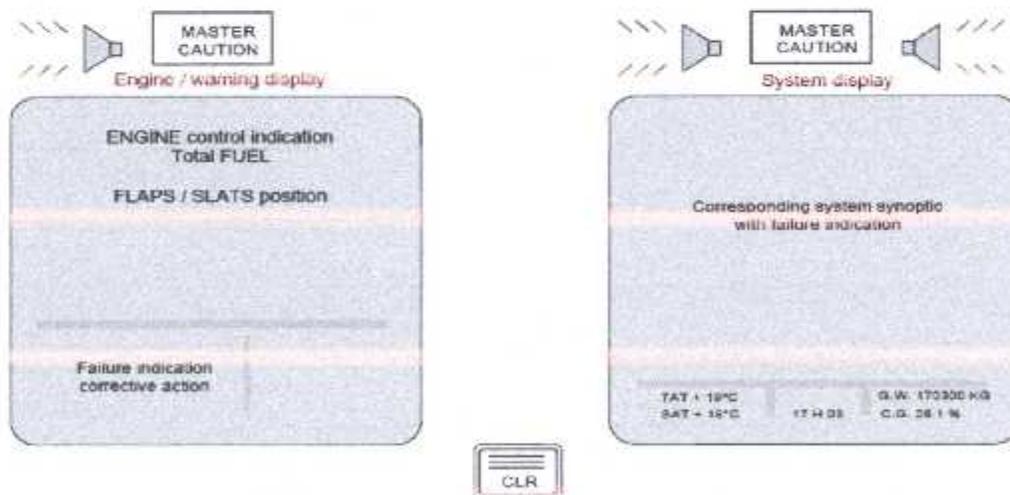
- **la phase 1 correspond à l'alimentation d'énergie** : le SD affiche la page des portes (DOOR).
- **la phase 2 correspond au début de moteur** : le SD affiche la page des trains d'atterrissage (WHEEL).
- **les phases 3, 4, 5 correspondent au décollage** : le SD affiche la page de moteur (ENG).
- **la phase 6 correspond au vol** : le SD affiche la page croisière (CRUISE).
- **les phases 7, 8, 9 correspondent à l'atterrissage** : le SD affiche la page des trains d'atterrissage (WHEEL).

-la phase 10 corresponde à l'arrêt de moteur : le SD affiche la page des portes (DOOR).



(Figure: III-2): mode de phase de vol

III-1-4- Mode avertisseur:



(Figure: III-3): le mode avertisseur

En cas d'échec, la page de circuit de bord est automatiquement montrée, selon les messages d'avertissement écrits dans la région d'avertissement de l'EWD.

La page de circuit de bord liée à l'échec primaire est montrée d'abord.

Puis, une fois que l'équipage a pris les modalités de reprise relatives et les procédures, les pages de système sont reliées aux échecs secondaires et automatiquement montrées.

Une fois toutes les pages de circuit de bord liées à l'échec sont montrées, la page de statut est automatiquement montrée.

Une dernière action sur la clef de CLR (panneau de commande de ECAM) permet à montrer une autre page de système, selon les autres demandes :

Modes manuels, consultatifs ou phase de vol.

### **III-2- CLASSIFICATION DES ALERTES :**

Les alertes sont classées dans trois niveaux.

Elles dépendent de l'importance et de l'urgence des modalités de reprise exigées.

Niveau 03 : avertissement rouge

Niveau 02 : attention ambre

Niveau 01 : simple attention et règles prioritaires

À chaque niveau, les messages d'alertes sont également classés par ordre prioritaire.

#### **1-NIVEAU 01 :**

Le niveau 01 correspond à une configuration exigeant la surveillance, principalement les échecs menant à une perte de redondance ou la dégradation d'équipage d'un système.

Les acquéreurs d'attention (des lumières et des bruits) ne sont pas activés par une alerte du niveau 01.

#### **2-NIVEAU 02 :**

Le niveau 02 correspond à une configuration anormale.

La conscience immédiate d'équipage est exigée, mais modalité de reprise non immédiate.

L'échec de système du niveau 02 n'a aucune sûreté de vol.

### **3-NIVEAU 03 :**

Le niveau 03 correspond à une configuration de secours.

Une mesure corrective ou palliative doit être prise par l'équipage.

Les avertissements typiques du niveau 03 sont :

- avion en conditions de vol dangereuses de configuration ou de limite (STALL, OVERSPEED),
- échec de système changeant la sûreté de vol (ENGINE FIRE, EXCESS CABIN ALT)
- échec de système sérieux (DUAL HYDRAULIC FAILURE)

### **III-3-ECAM et la réception des informations :**

L'ECAM utilise le système DATA A/C procédé par 07 ordinateurs avant d'afficher les informations sur les deux unités d'affichages E/WD et SD :

→**3 DMCs** Ordinateur De Gestion D'Affichage (Display Management Computer)

- trois DMCs identique
- chaque DMC a deux canaux indépendants :EFIS/ECAM
- chaque DMC peut conduire chacun des six DUs avec quatre formats indépendants (PFD ; ND ; E/WD; SD).

→**2 FWCs** Ordinateur D'avertissement De Vol (Flight Warning Computer)

- deux FWCs identique
- chaque FWC est relié à tout le DMCs.

→**2 SDACs** Concentrateur D'Acquisition De Données De Système (System Data Acquisition Concentrator)

- deux SDACs identique

- les SDCAs sont reliés au DMCs et au FWCs

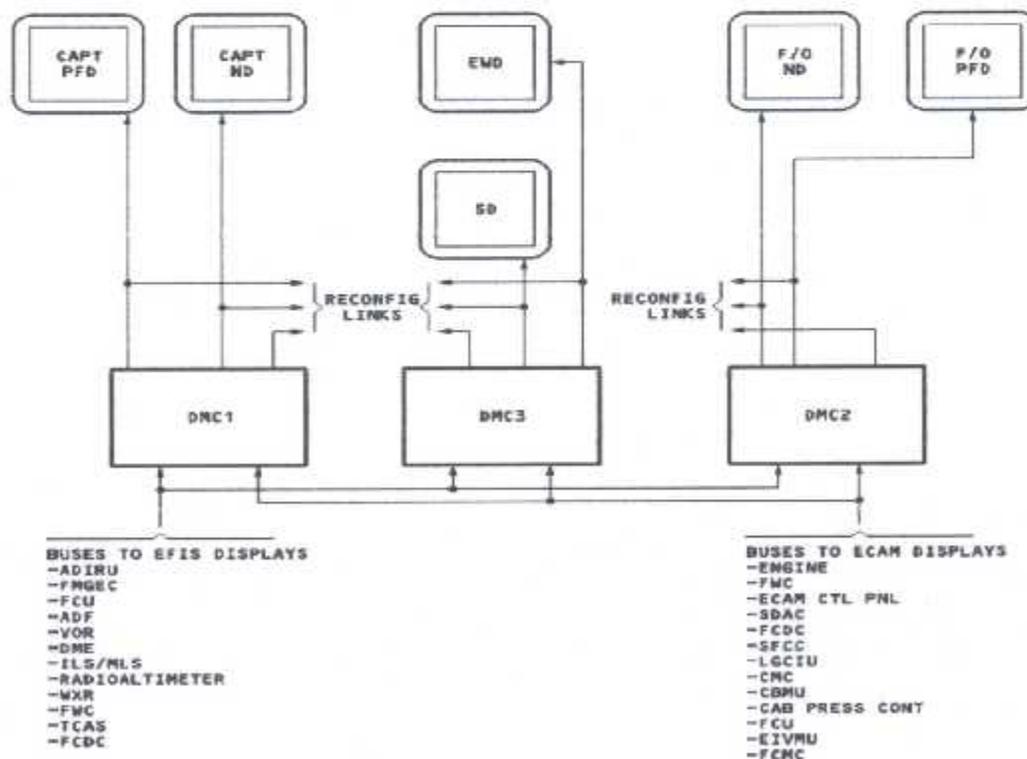
**III-3-1- DMC (DISPLAY MANAGEMENT COMPUTER):**

Les DMCs reçoivent des données de différents systèmes avioniques à ces bus d'entrées, les décodent et les traitent d'une telle manière que la pleine couleur extérieurement reliée les unités d'affichages, les emploient pour produire des symboles et des images sur leurs affichages LCD.

Dans l'opération normale, chaque DMC, en ce qui concerne des entrées SONORES d'ordinateur, acquiert data /paramètres par ses sources d'entrées pour produire des signes conventionnels des affichages présentés sur ses unités d'affichages associées.

A l'opération normale ; le DMC3 conduit les deux unités d'affichages E /WD et le SD avec l'intermédiaire :

- un lien A629
- un autobus particulier (A453)
- un lien visuel (type SMPTE259).



*(Figure: III-4) : fonctionnement de DMC*

### III-3-2- SDAC (System Data Acquisition Concentrator)

Les deux SDACs sont identiques et entièrement interchangeables.

Les deux SDACs acquièrent des systèmes d'A/C les données de mal fonctionnement ou d'échec correspondant aux situations d'attention, et les envoient au FWCs pour générer les messages d'alerte et de procédure correspondante.

Les deux SDACs acquièrent et envoient alors aux 3 DMCs tous les signaux de système A/C nécessaires pour l'affichage d'information de système par les diagrammes synoptiques dynamiques sur les affichages d'ECAM.

Tous les signaux (discret, analogue, numérique) entrant dans les SDACs sont concentrés, convertis en format numérique et fournis sur leurs autobus de rendement sous la forme numérique de la transmission en série d'ARINC 429 HS.

Le champ de la marque de Source/Destination (SDI) des mots d'ARINC 429 transmis sur les autobus de rendement de SDAC n'est pas codé en ce qui concerne le SDAC de transmission, mais en ce qui concerne le numéro de référence du source/sonore qui lance les données transmises.

Les utilisateurs du rendement de SDAC les autobus doivent décoder ce champ s'ils ont besoin du numéro de référence de la source/sonore.

Les conditions spécifiques applicables aux niveaux de tension des signaux analogues, à la surveillance des tensions de référence et à la détection des états de court-circuit ou de circuit ouvert assurent l'information fiable des signaux analogues acquis et transmis par le SDAC.

Le logiciel opérationnel de SDAC est contenu dans un dispositif spécifique afin de faciliter n'importe quelle modification de logiciel.

Ce dispositif est un OBRM situé sur le visage de l'unité et est remplaçable sans déplacement de SDAC.

### III-3-3-FWC (FLIGHT WARNING COMPUTER)

Acquisition et traitement de :

- messages alertes
- notes
- alertes auditives
- phases de vol
- légende automatique

Les deux FWCs sont identiques et entièrement interchangeables.

Le FWC comporte :

- une étape d'acquisition semblable au SDAC
- une étape de calcul d'avertissement

**Les sorties de FWC sont de 4 types :**

- les sorties d'ARINC 429 HS (autobus de message) qui sont reliées au DMCs pour transmettre tous les messages d'avertissement
- les sorties d'ARINC 429 HS (bus de données) qui sont reliées à l'opposé FWC, le DMCs, FDIU, DMU (s'installé), CMCs et ACARS MU (si installé) pour transmettre plusieurs données telles que des codes d'échec au SDACs pour l'entretien
- les sorties discrètes
- les sorties d'acoustiques.

Le logiciel opérationnel de FWC est divisé dans deux parties principales correspondantes à chaque étape : l'étape d'acquisition et l'étape d'avertissement de calcul.

Le logiciel opérationnel de totalité (excepté le logiciel opérationnel audio placé sur l'audio/discrète produire le conseil) est le OBRMs séparé et spécifique de deux afin de faciliter les modifications de logiciel. Les deux OBRMs correspondent aux deux parties de logiciel et sont indépendantes.

Ils sont situés sur le visage de l'unité et sont remplaçables sans déplacement de FWC.

Les règles utilisées pour le codage du champ de SDI des mots d'ARINC 429 sont transmises sur les bus de données de rendement du FWCs identique aux règles employées par le SDAC.

### **Acquisition**

Chaque étape d'acquisition de FWC acquiert un paramètre donné :

- directement de la source elle-même, si elle est reliée au FWC.
- indirectement du SDACs si la source est reliée au SDACs.

Dans ce cas-ci, le FWC emploie les données de rendement du SDACs (SDAC/DATA 1, Autobus de SDAC/DATA 2).

Ces acquisitions sont employées pour alimenter l'étape d'avertissement de calcul de chaque FWC.

En outre l'étape d'acquisition du FWC produit les données numériques qui sont envoyés aux composants périphériques.

### **Traitement d'avertissement**

Dans l'opération normale, les calculs d'avertissement sont exécutés dans les deux FWCs simultanément et identiquement.

Le calcul d'avertissement est effectué à l'étape d'avertissement de calcul du FWC.

L'étape d'avertissement de calcul du FWC produit :

- messages alphanumériques qui sont envoyés aux 3 DMCs montrer sur le EWD et le SD (autobus de FWC/MESSAGE), Car les deux FWCs produisent d'un contenu d'autobus de message, le DMC doit choisir un Autobus de message de FWC à la fois pour montrer les messages d'avertissements, Ce choix dépend de :
  - la validité du FWC
  - la validité de l'autobus de message elle-même
  - le FWC produisant d'un bruit actuellement

Le but de la règle employée par le DMC est d'avoir la même source pour le bruit et le message quand un avertissement se produit.

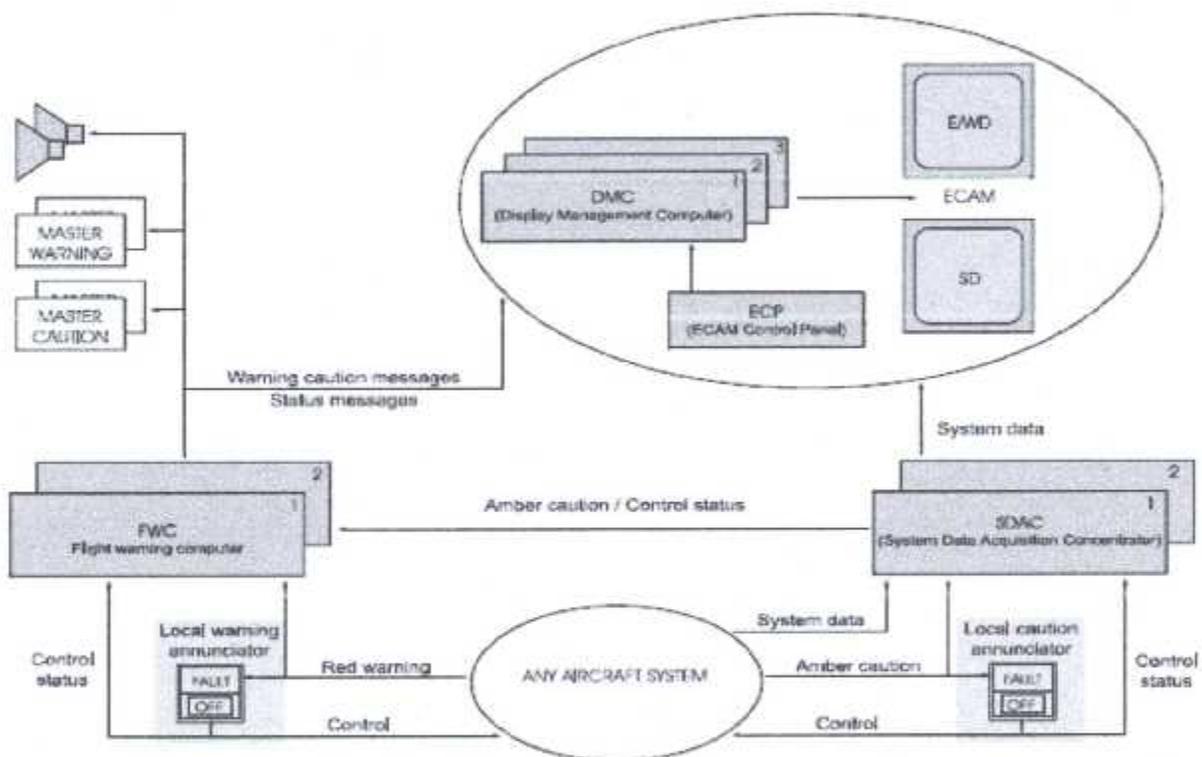
- signaux discrets pour activer en parallèle les attentions getters

FWC active la moitié de chaque alarme visuelle

Les sorties discrètes pour clignoter les avertissements principales sont également synchronisées.

- signaux audio pour activer en parallèle les deux haut-parleurs forts par l'intermédiaire de l'AMU. Pour ce rendement les deux canaux d'avertissement sont synchronisés.

Le parleur de FWC empêche le rendement audio vis-à-vis pendant la radiodiffusion.



(Figure: III-5) : le fonctionnement de FWC

### III-4-le mode de fonctionnement du panneau de commande ECAM

#### III-4-1- Description Composante ;

L'architecture générale du panneau de commande d'ECAM se compose :

- un clavier
- un panneau d'unité centrale de traitement

- un panneau d'alimentation d'énergie

#### **A. Clavier :**

Le clavier est prévu deux mettent en contact des clefs. Un contact est câblé à une pièce d'acquisition (interface de clavier) de l'unité centrale de traitement, l'autre contact est directement relié au connecteur d'avion.

L'illumination des lumières intégrées principales est réalisée par activation de Ports de commande d'unité centrale de traitement (interface légère de gestion).

En outre, le clavier fournit une interface analogique qui permet gestion d'éclat pour des les deux ECAM DUs.

L'éclairage intégral du clavier est puissance assurée avec 5VAC/400 hertz.

#### **B. Panneau d'Unité centrale de traitement :**

Il est organisé autour du microprocesseur. Il se compose :

- *mémoires*

- *les interfaces d'entrée-sortie du conseil* : L'interface d'ARINC 429 qui permet la transmission d'un autobus et réception d'un autobus portant deux étiquettes. Cette interface produit de l'interrompre au microprocesseur chaque fois que une étiquette reçue est identifiée.

.L'interface d'entrée de clavier dont permet la réception des clefs le visage de panneau.

.L'interface qui permet l'acquisition de 8 entrées discrètes.

.L'interface pour la gestion des lumières intégrées principales. Elle permet pour conduire des sorties protégées contre des courts-circuits et un rendement différent (ESSAI) examinaient les entrées discrètes.

.Un monostable (chien de garde) qui permet la surveillance de l'opération de microprocesseur. Il doit être périodiquement réactivé (automatiquement par logiciel). Si pas, il produit d'une interruption.

#### **C. Panneau D'Alimentation D'Énergie :**

Le panneau d'alimentation d'énergie inclut 2 convertisseurs surveillant la section logique.

- module d'alimentation d'énergie d'unité centrale de traitement

Il produit des alimentations d'énergie exigées pour l'opération d'unité centrale de traitement

- module d'alimentation d'énergie légère

Il fournit aux lumières intégrées principales la tension exigée (5 VCA) ; cette alimentation d'énergie peut être obscurcie par l'activation du FAIBLE entrée discrète -surveillance de la section

Le produit des différents signaux (des échecs ou remise) qui viennent du panneau d'alimentation d'énergie.

#### **III-4-2- Commande et Indication d'opération :**

Le panneau de commande d'ECAM comporte une pièce d'acquisition, une partie de traitement et une pièce de transmission.

Le clavier est relié à une interface discrète d'acquisition qui aussi reçoit les FAIBLES et LÉGERS discrètes d'avion d'essai.

La pièce d'acquisition traite également un autobus d'ARINC 429 HS du DMCs.

Des commandes d'illumination des lumières sont transmises sur cet autobus.

La partie de traitement réalise les essais pour l'opération correcte du canal intéressé du panneau de commande d'ECAM. Il prend l'acquisition résultats en considération à déterminer :

- les lumières à illuminer
- les données à transmettre sur l'autobus de rendement

#### **A. Illumination Légère :**

##### **A-1-l'illumination légère d'une commande de l'ECAM DMCs**

Dans l'opération normale, les commandes d'illumination sont envoyées par le DMC3.

En cas de l'échec DMC3, elles sont envoyées par le DMC1 ou le DMC2

Les commandes légères d'illumination sont codées sur deux étiquettes discrètes (275 et 276) ce qui viennent du DMC.

La logique d'activation de chaque commande d'éclairage a mordue de la clef de système, le bit de mode d'ADV, et le bit SIMPLE de mode d'affichage est élaboré dedans le DMC.

**a- Opération normale :**

- les lumières principales de CLR et de STS avancent quand les bits correspondant sont placés à 1

- clefs de système :

Après choix manuel d'une page de système, c.-à-d. quand la clef lié au système choisi est poussé, la lumière principale venez sur régulier.

Dans l'opération SIMPLE d'affichage (EWD ou écart-type) donnée par l'étiquette 276/bit 28, la lumière de la clef s'est associée à un système où consultatif se produit (l'information fournie par étiquette 276/bit 25), les flashes. La fréquence de clignotant est de 2 hertz. Quand la clef est poussée, la lumière vient sur régulier.

**b- Opération dégradée :**

-quand l'étiquette 275 est valide et l'étiquette 276 est invalide confirmé, le contenu de l'étiquette 275 est pris en considération pour commander éclairage de la clef.

-quand l'étiquette 275 est invalide confirmé, la teneur de cette étiquette n'est pas prise en considération.

Il doit être noté qu'avant la confirmation d'inadmissibilité d'une de ces étiquettes, les valeurs à prendre dans le compte sont les dernières valeurs valides reçues par le panneau de commande d'ECAM.

**A-2- commande d'illumination de l'essai léger discret :**

Quand un signal au sol est appliqué à l'entrée discrète d'essai léger, toutes les lumières principales avancent (régulier).

Quand ce signal disparaît, l'opération normale est reconstituée par l'intermédiaire du DMCs.

### **A-3- illumination de niveau (FAIBLE) :**

La FAIBLE fonction est activée quand le commutateur INTERNE de LIEUTENANT de LT/ANN est en FAIBLE position.

Un signal au sol est appliqué à la FAIBLE entrée discrète et à la clef des lumières sont obscurcies.

### **B. Transmission de statut de commande :**

#### **B-1- transmission du statut principal :**

Le statut de toutes les clefs d'avertissement et de système est contenu dans autobus de rendement (étiquettes 270 et 271).

Une clef poussée cause le peu correspondant d'être placé à 1.

Pour l'étiquette 270/01 qui porte les commandes a consacré au FWC (CONFIG de CLR, de RCL, de STS, de T.O, EMER CANC), l'activation du le peu correspondant individu -n'est pas maintenu.

Au contraire, pour l'étiquette 271/01 qui porte les commandes au DMC (page et TOUTES de système), l'activation du peu correspondant est individu maintenu pour 4 cycles.

En outre, un contact de quelques clefs est directement câblé au connecteur pour assurer la disponibilité des fonctions principales de l'ECAM panneau de commande ; ces clefs sont : le CLR, STS, RCL, avertissement de EMER CANC les clefs et tous les gestions et système d'avertissement fournissant principaux paginent le défilement.

#### **B-2- potentiomètres d'ajustement d'éclat pour l'ECAM DUs :**

Ces potentiomètres sont directement câblés aux connecteurs de l'ECAM

Le panneau de commande (BAS, HI, ESSUIE-GLACE) et sont puissance assurée par un circuit externe au panneau de commande.

# CHAPITRE IV:

## *la maintenance d'ECANI*

## **IV.1 Maintenance en aéronautique :**

### **IV.1.1. Définition de la maintenance :**

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des opérations et actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités normalement comme lors de la certification.

La maintenance consiste en plusieurs opérations dont : la vérification, modification, révision, inspection....

### **IV.1.2. Objectifs de la maintenance :**

#### **. La sécurité :**

C'est une exigence à la fois réglementaire et commerciale ; réglementaire du fait que l'aéronef doit conserver au cours du temps les caractéristiques de navigabilité définie lors de la certification ; d'autre part, un accident peut nuire à l'image de marque du transporteur et du constructeur.

#### **. La disponibilité :**

Un aéronef représente un investissement coûteux, les compagnies cherchent donc un taux d'utilisation élevé.

#### **. Le coût :**

Il est impératif de trouver un compromis entre les deux premiers objectifs et le troisième avec pour contrainte la satisfaction des exigences réglementaires en matière de sécurité et de disponibilité avec le coût de maintenance le plus bas que possible.

### **IV.1.3. Les différentes politiques de maintenance :**

#### **1. Entretien totalement effectué dans la compagnie :**

##### **A. Avantages :**

- Diminution du coût de maintenance.
- Indépendance technique.
- Souplesse de programmation et de modification.

**B. Inconvénients :**

- Investissement coûteux, matériel et humain.
- Frais financier élevé sur le stock.
- Problème de main d'œuvre.

**. Entretien effectué dans la compagnie partiellement :****A. Avantages :**

- Investissement progressif et limité
- Gain de coût dans les parties très coûteuses
- Développement progressif d'activité

**B. Inconvénients :**

- Dépendance technique
- Pas de maîtrise de stock
- Manque de souplesse dans la programmation et la modification

**. Entretien sous traité totalement :****A. Avantages :**

- Pas d'investissement coûteux
- Pas de frais financiers sur le stock
- Pas de problèmes de main d'œuvre

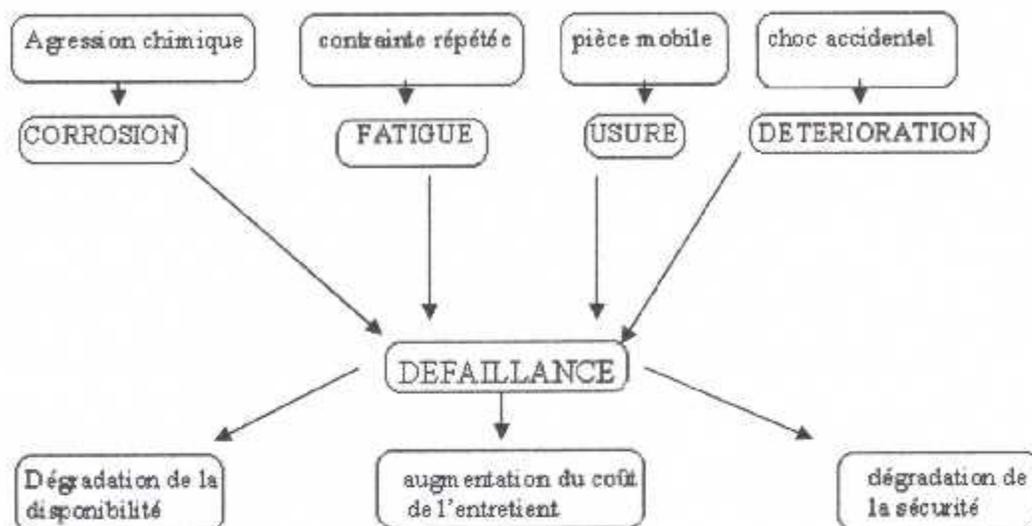
**B. Inconvénients :**

- Dépendance technique.

**IV.1.4 .Différents types de maintenances :**

L'action de maintenir est une évidence après la défaillance d'un équipement.

L'apparition de la défaillance à plusieurs causes possibles qui sont résumées dans le schéma suivant :



### *Schéma montrant les causes des défaillances*

Dans le domaine de la maintenance aéronautique deux types de maintenances sont suivis pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des moteurs ainsi que la veille sur la sécurité des usagés des avions, ces deux types de maintenance sont :

#### **IV.1.4 .1 Maintenance préventive (programmée) :**

Ce type de maintenance permet d'éviter l'apparition de la défaillance et de réduire sa probabilité.

Cette maintenance est organisée sous forme de visites dans lesquelles différentes tâches sont définies et effectuées. Ceci permet un gain de temps et de coût de maintenance.

La terminologie de ces visites et leur périodicité varient d'une compagnie à une autre, et les tâches comprises dans chacune d'elles sont définies par le personnel de maintenance en se basant sur le MPD et approuvées par les services officiels VERITAL.

Pour la compagnie AIR ALGERIE, les visites sont les suivantes :

#### **A) Service check :**

Cette visite comprend toutes les vérifications à effectuer avant chaque départ pour le pré vol, pour la daily, pour la weekly.

**B. Visite pré vol (PREFLIGHT CHECK) :**

Elle sert à déterminer la navigabilité de l'avion par une inspection visuelle pour s'assurer qu'aucun dommage n'a été occasionné et qu'il n'y a aucune fuite de fluide évidente. Cette visite peut être effectuée par un membre de l'équipage.

Comprend, sans s'y limiter nécessairement :

- Une inspection autour de l'avion et de ses équipements de sécurité pour détecter des signes évidents d'usure, de dommages ou de fuites.

En outre, la présence de tous les équipements de sécurité est exigée.

- Un contrôle du compte rendu matériel afin de s'assurer que le vol considéré n'est pas affecté par des défauts non corrigés reportés et qu'aucune opération d'entretien requise figurant dans l'attestation d'entretien n'est dépassée ni ne le sera pendant le vol considéré .
- L'assurance que les liquides, gaz, etc. consommables embarqués avant le vol sont conformes aux spécifications appropriées.
- L'assurance que toutes les portes sont correctement fermées;
- L'assurance que tous les verrouillages de surface de contrôle et de train, le cache de la sonde anémo-barométrique, les dispositifs de retenue et les obturateurs d'entrée d'air moteurs ont été enlevés.

**C. Visite journalière (DAILY CHECK) :**

Cette visite doit être effectuée une fois toutes les 24 heures, elle comporte les opérations de la visite pré vol en plus d'autres vérifications. Ces visites peuvent être espacées de 3 jours.

**D. Visite demi A :**

S'effectue toutes les 300 heures de vol. Cette visite inclue toutes les tâches inférieures à 600 hv. Ces tâches sont identifiées dans le manuel d'entretien

**E. Visite A :**

Les visites de type A doivent être effectuées toutes les 600 heures de vol (600 F/ H).

Nota : Si une occurrence de Visite A intervient durant une période de stockage de l'avion, les opérations de maintenance liées à cette Visite " A " seront réalisées lors du déstockage.

Cependant, la date de Visite A suivante sera calculée à partir de la date théorique de Précédente.

#### **F. Visite C :**

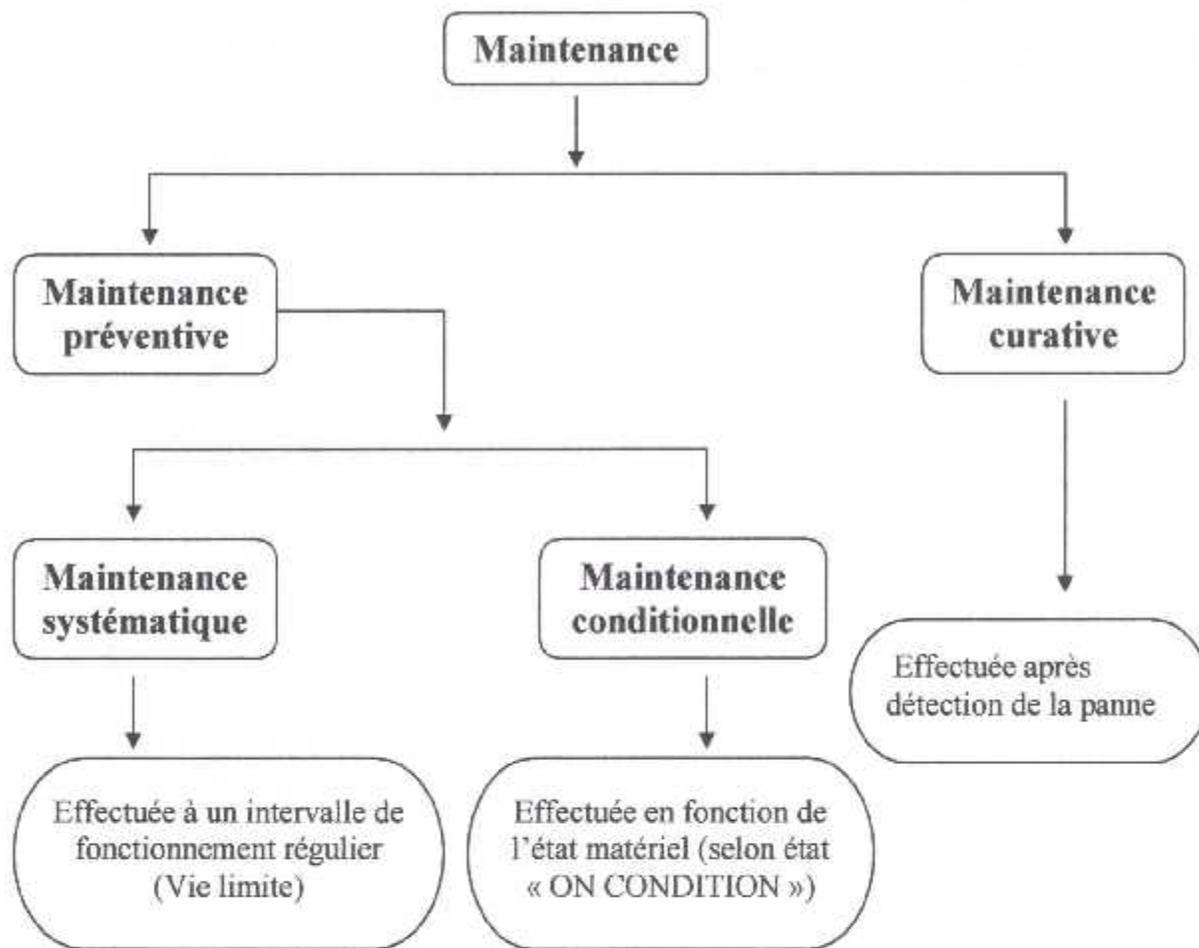
Les visites de type " C " doivent être faites tous les 18 mois. Elle englobe des inspections supplémentaires, des démontages sont effectués pour les parties à accès difficile, elle dure environ une semaine.

#### **G. Visite D ou grande visite :**

La visite D est effectuée tout les 5 à 9 ans, elle comporte une révision complète et approfondie de l'avion ainsi que de tous les systèmes et de toute la structure.

#### **IV.1 .4.2. Maintenance curative (non programmée) :**

Ce type de maintenance permet de corriger les anomalies sur les équipements après leur apparition.



**Figure (VI.1) :** Les différents types de maintenance.

#### IV.1.5. Les différents modes d'entretien :

##### A)- *Limite de vie (Hard Time \_ HT) :*

C'est le temps indiqué par le constructeur de cet équipement à l'issus du quel il doit être révisé ou bien mis hors service. Cet entretien s'applique aux équipements dont on ne peut suivre l'état à cause de l'absence de paramètres significatifs permettant de faire des inspections.

Ex : Tuyauterie souple, bougie d'allumage...

##### B)- *Entretien selon état (On Condition OC) :*

Les éléments sont inspectés dans des intervalles de temps déterminés par le constructeur de ces équipements, les inspections se font par plusieurs méthodes bien appropriées (l'inspection visuelle, la boroscopie, les testes du CND, les

testes de fonctionnement), selon les résultats de ces testes le mécanicien prend la décision de réviser l'équipement partiellement ou totalement ou bien de le laisser en son état car il garde ces caractéristiques initiales.

#### **C)- Surveillance du comportement (Condition Monitoring \_ CM)**

L'inspection de l'élément et l'action corrective n'est pas entreprise qu'après l'apparition de l'anomalie. Cette méthode est appliquée pour les systèmes redondants

#### **IV.1.6. Manuels de maintenance :**

Les actions de maintenance demandent une bonne connaissance des systèmes et des structures. Dans le but d'une maintenance réussie, les constructeurs d'avions mettent à la disposition des compagnies aériennes une série de manuels auxquels les agents de maintenance se réfèrent pour l'entretien et la réparation.

Les manuels d'entretien de l'AIRBUS A330-200 sont :

- MPD Maintenance Planning Document
- AMM Aircraft Maintenance Manual.
- IPC Illustrated Part Catalogue.
- WDM Wiring Diagram Manual.
- SSM System schematic Manual.
- SRM Structural Repair Manual.
- TSM Trouble Shooting Manual.
- CMM Component Maintenance Manual.
- FRM Flight Report Manual

#### **. Définition des fonctions des manuels de maintenance :**

##### **A) - AMM (Aircraft Maintenance Manual):**

Il est divisé en deux parties, la première partie apporte des descriptions sur les systèmes et sous systèmes ainsi que leur fonctionnement pour aider les agents de maintenance à mieux comprendre la fonction et à détecter la faille en cas d'un mauvais fonctionnement.

La deuxième partie contient des procédures détaillées et les étapes à suivre lors du dépannage, et de la maintenance :

- Dépose ; pose des différents éléments.
- Les procédures de nettoyage, et de la peinture.
- Le réglage des systèmes et les méthodes de testes des éléments.
- Méthode d'inspection des zones critiques.
- Méthodologie de réparation des éléments.

**B) - MPD (Manual Planning Data):**

C'est le document de planification de maintenance, il définit les tâches à exécuter pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, utilisé aussi pour la réalisation des jobs cards ou les «Check List» que le technicien utilise lors des inspections.

**C) - TSM (Trouble Shooting Manual):**

Utilisé pour la réparation des pannes survenues en vol ou au sol ; la procédure commence par une détection de la panne soit remarquée par les pilotes et rédigée dans CRM (compte rendu matériel) ou le FRM (Flight Report Manual) ou bien détectée par le CMS (Central Maintenance System), puis l'isolation de la panne par élimination des éléments qui peuvent être la cause de la panne jusqu'à arriver à détecter l'élément mis en cause.

**D)- IPC (Illustrated Part catalogue) :**

Fournit des informations sur le remplacement des pièces et des composants, numéro de série des composants (part number), schémas explosés et détaillés des éléments qui constituent un équipement ....

**E) - SSM (system schematic manual):**

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

**F) - WDM (wearing diagram manual):**

Manuel des diagrammes des câblages, fournis des détails sur les câblages d'un point à un autre d'un système ou d'un sous- système.

**G) - FRM (flight Repport Manual) :**

Ce manuel est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et les agents de maintenance.

**H)- CMM (Compoment Maintenance Manual) :**

Manuel de maintenance des équipements, ce manuel est utilisé pour la maintenance des équipements.

**IV.2. Procédures de recherche de pannes :**

Les pannes peuvent être divisées en deux groupes :

1. Pannes observées : Qui sont les pannes survenues au cours en vol et observées par l'équipage, ou au sol observées après les différentes inspections.
2. Pannes enregistrées : Qui sont les pannes survenues lors du fonctionnement et que les différents dispositifs électroniques ont détecté et mémorisé.

**IV.2.1. Pannes observées :**

Toute panne survenue durant le vol est reportée par l'équipage dans le compte rendu matériel « CRM ».

Le CRM est analysé après chaque escale pour permettre de déterminer les actions correctives à entreprendre pour remédier à l'anomalie et pouvoir enregistrer ces pannes dans un « historique de panne » pour performer le dépannage par la méthode historique et faire le suivi du moteur et des études de fiabilité.

L'analyse de l'anomalie permet de décider si l'action sera effectuée immédiatement ou différée jusqu'au retour à la base, ou la programmer pour la prochaine visite et ce selon sa gravité.

#### **IV.2.1.1. Principe de recherche de panne :**

Le principe consiste à définir clairement le symptôme observé, à procéder au diagnostic, de déterminer les causes possibles, et à déterminer l'action à effectuer pour remédier à la panne.

#### **IV.2.1.2. Etapes de dépannage :**

##### ***A. Plainte équipage : Panne donnée par le CRM.***

Le personnel de maintenance consulte le CRM pour avoir les anomalies constatées durant le vol. Le personnel ou l'équipage peut utiliser le manuel des pannes reportées (FRM) pour déterminer le code de la panne.

##### ***B. S'informer et analyser la situation.***

Le personnel cherche des informations supplémentaires susceptibles de faciliter le diagnostic tel que les conditions dans lesquelles la panne s'est produite, la phase de vol....

##### ***C. Etablir le diagnostic : Déterminer les causes possibles (dans le TSM).***

Dans cette étape le personnel tente d'isoler l'élément en cause. Ceci sera fait en utilisant le TSM comme support.

##### ***D. Dépose/ pose : Définies dans l'AMM.***

Le personnel effectue les opérations appropriées pour remédier à la panne : réglage, démontage, nettoyage, remontage, peinture, réparation....

##### ***E. Test de bon fonctionnement.***

Le test est fait après chaque opération pour vérifier le rétablissement de la fonction.

##### ***F. Restitution de l'avion à l'exploitation.***

##### ***G. Rédaction du rapport d'intervention.***

#### **IV.2.2. Pannes enregistrées :**

Les pannes survenues dans un vol peuvent être détectées soit par le pilote qui remarque un paramètre anormal ou un équipement qui ne répond pas à un ordre bien précis, ou détectées par le système de maintenance embarqué.

#### **IV.2.2.1. OMS Système de Maintenance Embarqué (Onboard Maintenance system) :**

Le système de maintenance embarqué est l'ensemble des équipements qui sont utilisés pour la détection des pannes leur enregistrement ainsi que leur classification .L'OMS comprend les systèmes suivants :

- Le CMS système de maintenance central, il comprend les sections si dessous :

CMS utilisation opérationnelle.

CMS acquisition et affichage des données.

CMC (Central Maintenance Computer) ordinateur central de maintenance.

- Système de chargement des données haut et bas.
- Système d'impression de pannes, ce système comporte la sous section qui est le PRINTER.

#### **IV.2.2.2. Système de maintenance central (CMS) :**

Dans l'industrie du transport aérien, l'entretien en ligne est un critère très important influant sur l'économie de la compagnie. La maîtrise et le contrôle de ce critère donc sont un atout pour la prospérité de cette dernière. Sa maîtrise et son contrôle demandent une bonne connaissance des équipements dédiés pour ce critère.

Les objectifs de la maintenance sont : la sécurité de l'avion, la disponibilité ainsi que la rentabilité.

L'introduction du matériel électronique dans tous les systèmes à bord a permis l'apparition du concept de l'OMS.

L'OMS apporte une assistance aux agents de maintenance, donc c'est facteur important pour la réduction des frais d'exploitation.

Le CMC permet au mécanicien de ligne de s'informer sur l'existence d'une panne à partir du cockpit et sur l'état des systèmes de l'avion ainsi que

L'initialisation des tests de ces derniers, le MCDU (Multipurpose control and Display Units ) est utilisée pour le control et l'affichage des données .

Le CMS comporte deux CMC (CMC 1 et CMC 2), ces ordinateurs sont identiques et interchangeable, ils sont connectés à tous les systèmes BITE.

A travers le CMC les fonctions suivantes peuvent être réalisées:

- Elaboration des paramètres généraux (date, temps, numéro de vol...)
- Communication avec l'opérateur via le MCDU.
- Communication avec les systèmes BITE de l'avion.
- Traitement des pannes et des alarmes (mémorisation, centralisation).

Les fonctions suivantes sont aussi disponibles sur le MCDU :

- Rapport d'impression.
- Transmission des résultats BITE sur une disquette.

#### **IV.2.2.3. Définition du système BITE (Built In-Test Equipement) :**

Chaque système de l'avion comprend un dispositif qui détecte, isole, et mémorise la panne. Ce dispositif est appelé BITE.

Le dispositif BITE permet les opérations suivantes :

- Détection de défaillance affectant les systèmes.
- Identification de la panne au niveau du LRU. Le LRU incriminé est désigné par son ATA 100.
- Mémorisation des informations nécessaires à la maintenance. la logique de mémorisation est faite telle que l'information mémorisée en vol est non affectée par les opérations au sol, tels que le dépannage, les check lists
- Le relais avec le CMS pour le teste des fonctions.
- Transmission des données de maintenance aux CMC.
- Dialogue avec les CMC pour les tests.
- La distinction entre les défaillances au niveau des systèmes (défauts internes) et les défaillances au niveau d'interface d'avion (défauts externes)

#### **IV.2.2.4. Différents niveaux de maintenance :**

L'information de panne délivrée par le CMS correspond à plusieurs niveaux de maintenance :

### **1. Maintenance en ligne :**

Cette maintenance est caractérisée par une intervention rapide de la part du personnel de maintenance, elle est limitée au remplacement de l'équipement défaillant.

Un test est opéré après remplacement de l'équipement pour contrôler le rétablissement de la fonction

### **2. Entretien dans la base principal ou le hangar :**

Elle est caractérisée par une intervention de longue période de la part du personnel de maintenance, elle concerne les actions ne pouvant être exécutées dans la maintenance en ligne.

### **3. Maintenance d'atelier :**

Cette maintenance est faite à des intervalles de temps réguliers. L'intervention du personnel est alors programmée suivant l'utilisation de l'avion et concerne les équipements non surveillés.

Pour une panne donnée avec des conséquences opérationnelles données, le MMEL (Master Equipment Minimum List) indique au pilote si l'avion peut continuer de voler ou pas selon trois 3 critères

#### -Critère GO :

L'avion peut continuer à voler sans restriction, et sans atteinte à la sûreté des passagers.

#### -Critère GO IF :

L'avion peut continuer à voler dans certaines conditions (par exemple: un essai doit être réalisé, l'information est fourni par un autre équipement, des conditions atmosphériques...)

#### -Critère NO GO :

L'avion ne peut pas continuer à voler, ceci implique l'intervention obligatoire du personnel d'entretien avant de remettre l'avion en service

#### **IV.2.2.5. Différents classes de pannes :**

Les pannes détectées par les systèmes BITE sont classifiées selon leur capacité à nuire à la sécurité de l'avion :

##### **1. Pannes classe 1 :**

Ces pannes ont une conséquence opérationnelle pour la poursuite du vol, elles nécessitent obligatoirement une action corrective de l'équipage ; on dit que l'avion est « NO GO ».

Ces pannes sont portées à la connaissance de l'équipage en vol :

- ❖ Sous forme de message (niveau 1, 2,3) sur le EWD (Engine /Warning Display)
- ❖ Sous forme de voyant sur le PFD (Primary Flight Display) ou le ND (Navigation Display), ou le SD (System display)
- ❖ Sous forme d'alarmes dans le cockpit

##### **2. Pannes classe 2 :**

Ces pannes n'ont pas de conséquences opérationnelles sur le vol en cours et les prochains vols, mais peuvent en avoir si une deuxième panne survient. Ces pannes sont indiquées au sol par un rapport d'ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring) après arrêt du moteur.

##### **3. Pannes classe 3 :**

Ces pannes n'affectent en rien la sécurité et la disponibilité de l'avion. Elles ne sont pas indiquées à l'équipage, et peuvent ne être laissées sans réparation.

#### **IV.2.2.6. Le MCDU (Multipurpose Control and Display Unit) :**

Le MCDU consiste en un écran pour l'affichage des données, un clavier et des boutons utilisés pour commander les systèmes connectés à ce dernier.

Les MCDUs (Multipurpose Control and Display Units), permettent le dialogue avec l'un des deux CMC ; celui qui est actif.

L'A330-200 est équipé de 3 MCDU.

Le MCDU donne accès aux systèmes suivants

- FMGEC (Flight Management and Guidance Envelope Computer) qui permet la programmation du vol (trajectoire, point d'arrivée,.....) et qui permet notamment de faire fonctionner le pilote automatique par toutes les données de vol enregistrées dans ce système.
- ACARS (Aircraft Communication Addressing and Reporting System) qui permet de transmettre les paramètres concernant le vol en temps réel au sol.
- CMS (Central Maintenance System).

Pour accéder aux données de maintenance (message de pannes et ECAM) enregistrées par les CMC, le personnel utilise le MCDU.

En entrant dans le menu de maintenance les sous menus suivant vont s'afficher :

- CURRENT FLIGHT REPORT :

Ce menu va fournir la liste des ECAM (alarmes et avertissement) et pannes (classe 1 et classe 2) enregistrés durant le vol courant.

- POST FLIGHT REPORT :

Fournit la liste des ECAM et pannes (classe 1 et 2) enregistrés durant le derniers vol.

- PREVIOUS FLIGHT REPORT :

Fournit la liste des ECAM et pannes (classe 1 et 2) enregistrés durant les 63 derniers vols.

- AVIONICS STATUS :

Fournit en temps réel la liste des systèmes affectés par les pannes.

- CLASS 3 REPORT :

Fournit la liste des pannes de classe 3.

Ces menus permettent au mécanicien au sol d'avoir toutes les données sur la maintenance et ainsi l'aident dans la procédure de dépannage.

#### **IV.2.2.7. Le AIRNAV :**

La compagnie AIR ALGERIE dispose d'un réseau intranet, qui contient toute la documentation technique que le personnel de maintenance utilise dans la procédure de dépannage.

Le mécanicien, une fois ayant retiré le message de panne de le MCDU, se connecte à ce réseau et fait entrer le message de panne ce qui va lui permettre de se mettre sur le manuel de dépannage (TSM dans le cas des avions AIRBUS), et à partir de liens mis sur chaque manuel, il va pouvoir directement se mettre sur l'autre manuel définissant l'opération à entreprendre en cliquant sur le lien.

Dans le cas ou le message contient directement le LRU isolé par le BITE, le AIRNAV envoie le mécanicien directement à l'AMM pour les procédures de remplacement, de démontage ...

Ex : En entrant dans le TSM on trouve que la procédure nécessite de faire un teste, ce teste sera fait suivant une opération définie dans l'AMM, donc le TSM nous envoie vers l'AMM.

Avec ce système on accède directement à la procédure dans l'AMM en cliquant sur le lien.

Ce système permet un gain de temps considérable.

#### **LRU (Line Replaceable Unit) :**

Chaque système est composé d'un groupe de composants démontables appelés LRU

#### **IV.2.2.8. AIRMAN :**

Le AIRMAN est un logiciel intelligent et sophistiqué. Il est développé par AIRBUS pour optimiser la maintenance, le suivi et le dépannage de ces avions.

Le AIRMAN donne les avantages suivants :

- Notification instantanée des messages des pannes et avertissement des gens de la maintenance lors de leur apparition.
- Fourniture de recommandations pour la maintenance.

- Support pour le personnel de maintenance et ingénieurs par les bases de données de l'historique des pannes.
- Réduction des coûts de maintenance et amélioration de son rendement.
- Réduction du temps de maintenance par l'accès rapide à tous les documents appropriés et l'accès aux actions préalablement réalisées et à l'historique des pannes.

Le AIRMAN surveille constamment l'avion pendant le vol et collecte les informations envoyées par l'ACARS, ainsi, il prévient les gens de la maintenance dès qu'une panne ou avertissement aie lieu. Il donne aussi toutes les informations nécessaires au dépannage, et guide le personnel vers l'action de maintenance la plus appropriée et donne accès à la documentation technique par le biais du AIRNAV.

Il est aussi capable de manier les actions de maintenance programmée par la gestion des procédures et ordre du travail, et de raccorder les actions entre elles.

Par la surveillance constante des systèmes de l'avion, le AIRMAN peut fournir un avertissement de la panne avancé, et une recommandation des taches à effectuer.

Il fournit un support sur deux niveaux :

- Maintenance en ligne : identification et gestion des taches.
- Maintenance dans le hangar : fournit les taches de maintenance par priorités.

#### **IV.2.2.9. Définition des SB (Service Bulletin) :**

Le Service Bulletin (SB) est une recommandation faite par le constructeur aux clients sur des équipements représentant des disfonctionnements afin de les changer.

Le constructeur trouve une solution technique pour le rétablissement du bon fonctionnement de l'équipement et assiste le client dans l'application de la modification où lui fournit le nouvel équipement de remplacement.

#### **IV.2.2.10. Etapes de dépannage :**

Pendant l'apparition d'une panne le système BITE va la détecter. Par des tests, le système BITE va faire une isolation de la panne pour déterminer le LRU en cause dans la mesure du possible, ou une série de causes possibles classées suivant leur probabilité décroissante.

Le système BITE communique ensuite les données des pannes aux CMC ainsi qu'à l'ordinateur gérant les alarmes et avertissements pour le déclenchement des ECAM dans le cockpit.

Pour le moteur, l'écran sur lequel s'affichent les ECAM est le EWD.

#### Remarque :

Suivant la class de la panne, et si cette panne est de classe 1 affectant la sécurité de l'avion et nécessitant des actions correctives, les actions correctives nécessaires à remédier à la panne vont s'afficher sur l'écran EWD pour guider l'équipage dans l'application de l'action corrective.

Les actions correctives sont affichées suivant l'ordre sous lequel elles doivent être appliquées. Elles sont codées par des couleurs ne permettant à l'équipage de faire l'action suivante qu'après l'application de la précédente.

Une fois l'avion au sol, l'équipe de maintenance consulte le CRM sur lequel sera mentionnés l'ECAM apparu, ainsi que d'autres informations.

Puis, par le biais du MCDU va consulter les pages du CMC pour avoir le message de panne, sa classe, et son ATA ainsi que d'autres informations.

Ayant les données de maintenance nécessaires, l'équipe de maintenance fait l'isolation de la panne et suit les instructions définies dans les différents manuels de maintenanc.

### **IV-3 : les déférentes pannes de système ECAM :**

#### **IV-3-1- les pannes des DMCs :**

- si le DMC3 tombe en panne, le DMC1 automatiquement prend la relève et alimentera les deux unités d'affichages E/WD et SD, on aura un message sur le E/WD « EFIS/ECAM/DMC3 FAULT »

Avec une action corrective tourner ECAM DMC sur la position 1 dans le panneau de commutation pour confirmer.

- si le DMC1 tombe en panne l'ECAM sera noir, on aura un message sur le E/WD « ECAM-DMC1 FAULT ».

Avec l'action corrective tourner ECAM DMC sur la position 2 dans le panneau de commutation pour confirmer.

- si les trois DMC tombent en panne les ECAM E/WD et SD seront noirs et le ND gauche affichera la page STBY. EBGINE en sélectionnant sur le bouton ENG situé sur le panneau de commande d'EFIS et les paramètres de moteur apparaîtront sur le ND.

#### **IV-3-2- les pannes des FWCs :**

-si le FWC1 tombe en panne le FWC2 automatiquement prend la relève et la fonction d'ECAM ne sera pas affectée et en aura un message sur le E/WD « FWC1 FAULT ».

- les deux FWC tombent en panne on aura un message « FWS FWC 1,2 FAULT » avec message conseil « ECAM-SYST-PAGES »

#### **IV-3-3- les pannes des SDACs :**

- si le SDAC1 tombe en panne on aura un message « SDAC1 FAULT » et l'opération d'ECAM ne sera pas affectée car il y a deux SDAC.

- les deux SDAC tombent en panne on aura un message « FWS SDAC1, 2 FAULT » avec un message conseil ECAM SYST PAGE disponible : ENG / F.CTL / FUEL / WHEEL / PRESS / C/B

Avec l'allumage d'alarme d'attention (MASTER CAUTION).

#### **IV-3-4- la panne de panneau de commande :**

-si le panneau de commande tombe en panne on aura un message « FWS ECP FAULT » avec un message conseil : les boutons valides sur le panneau de commande sont CLR / RCL / STS / ALL / EMER CANCEL car ces touches sont câblées directement avec les FWC et DMC.

**IV-3-5 : les pannes des Dus :****A- la panne de E/WD :**

- si le E/WD tombe en panne on aura un message sur la partie supérieure de SD « CHECK E/WD » et un message sur la partie inférieure « EIS DISPLAY DISCREPANCY » avec l'apparition d'un message sur le ND « CHECK E/WD » et allumage d'alarme d'attention (master caution). Et on peut transférer les données de E/WD au ND DU à l'aide du commutateur de sélecteur d'ECAM/ND sur Panneau de commutation d'ECAM.

Si le pilote a besoin de son SD DU, il doit pousser la clef de système sur le panneau de commande d'ECAM. Quand la clef est libérée, le EWD est montré encore.

**B- la panne de SD :**

- si le SD tombe en panne on aura un message sur la partie inférieure de E/WD « EIS DISPLAY DISCREPANCY » et apparition d'un message sur la partie inférieure de SD « CHECK SD » et un message sur le ND « check SD » avec l'allumage d'alarme d'attention (MASTER CAUTION).

Le E/WD assurera l'affichage de SD

On peut transférer les données de SD au ND DU à l'aide du commutateur de sélecteur d'ECAM/ND sur le Panneau de commutation d'ECAM.

**C- la panne des deux unités d'affichages d'ECAM le E/WD et le SD :**

-si le E/WD et le SD tombent en panne le pilot pourrait les recherchées alternativement sur le ND a l'aide de panneau de commutation d'ECAM

**IV.4. la maintenance des ECAM:****IV.4.1. la maintenance de panneau de commande :****A)- la perte d'autobus de panneau de commande au DMCs :**

Les 13 boutons de panneau de commande d'ECAM qui affichent les différentes pages sur le SD ne fonctionnent pas

→ Les causes possibles :

- la panne de panneau de commande.
- la panne de DMCs.
- Le problème de câblage avion.

→ analyse des pannes :

- Si l'essai donne le message d'entretien ECP (2WN)/DMCs (1WTs) :

-remplacer le panneau de commande d'ECAM.

- Si le défaut continu :

- remplacer le DMCs.

- Si le défaut continu :

-enlever le panneau de commande d'ECAM

#### **A. Déplacement du panneau de commande d'ECAM**

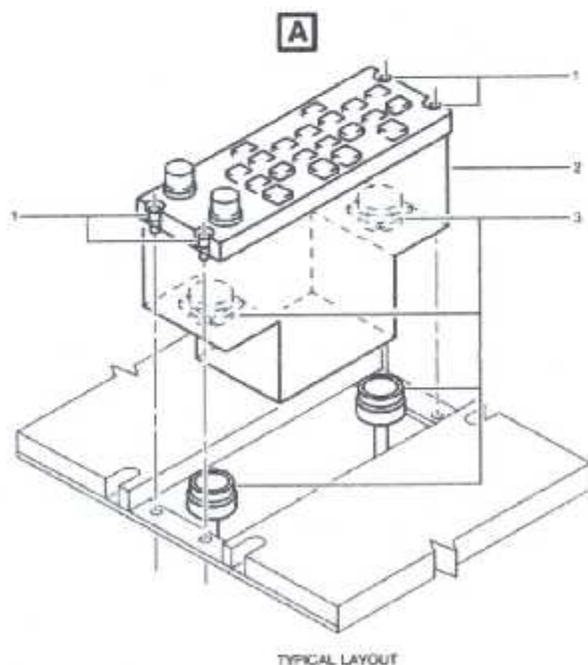
(1) détachent les quatre attaches de quart de tour (1).

(2) tirent le panneau de commande de ECAM (2) de son logement.

(3) débranchent les prises électriques (3).

(4) enlèvent le panneau de commande de ECAM (2).

(5) caches poussières mises sur les prises électriques débranchées.



**Figure IV-01 : démontage du panneau de commande**

-enlever le DMCs

-faire un contrôle et réparer le câblage avion

Entre les goupilles B/E, F de panneau de commande d'ECAM et goupilles AD/12G ,12H du DMCs

-Installer le DMCs.

-installer le panneau de commande

#### **IV-4.2. La maintenance des unités d'affichages**

##### **IV-4.2.1. Le system d'affichage SD**

###### ***A)-Anomalies entre les données de DMCs et les données de SD***

Le DMC envoie les messages d'avertissements sur le E/WD et le SD ne montre pas la page de ce système défectu.

→ Les causes possibles

- La panne du DMCs
- La panne du SD

→ Analyse des pannes :

- Si le post de rapport de vol donne le message DMCs (1 WT s) / DU SD (2WK2)

-Remplacer le DMCs

-Remplacer le SD

###### ***B)- Echec de la goupille programmation de SD***

Les pages montrées sur le SD ne correspondent pas aux phases de vol corrautes.

→ Les causes possibles

- La panne de SD
- Connecteur du support
- Le câblage avion

→ Analyse des pannes

- Si le test donne le message d'entretien WRG1 PIN PROG/DU SD (2WK2)

- Lire le rapport au sol du DMC relative

- Comparer le rapport de DMC l'état de la goupille programmation de SD donnée dans l'AWM
- Enlever le SD
- Faire le contrôle des goupilles programmation défectueux sur le connecteur du support.
  - Si la goupille programmation est incorrecte
    - Réparer le câblage avion
    - Installer le SD
  - Si la goupille programmation est correcte
    - Installer une nouvelle SD

### ***C)- Perte de contrôle de luminosité sur SD***

Quelques systèmes ne fonctionnent pas plus normalement et leurs pages sur le SD sont pas montrées avec le rouge.

→ Les causes possibles

- La panne du SD
  - La panne du panneau de commande
  - La panne sur le câblage
- Analyse des pannes
- Si le test donne le message d'entretien DU SD (2WK2)/ECP (2WN)
    - Remplacer le SD
  - Si le défaut continu :
    - Remplacer le panneau de commande
  - Si le défaut continu
    - Enlever le SD et le panneau de commande
    - Faire un contrôle et réparer le câblage entre le connecteur AA de SD et le connecteur A de panneau de commande.

### **IV-4.2.2. La maintenance de E/WD**

#### ***A)- La perte de l'autobus de rétroaction de E/WD au DMCs***

Le DMC envoie les messages d'avertissements et le E/WD ne les montre pas .

→ Les causes possibles

- La panne de E/WD
- La panne de DMCs

→ Analyse des pannes

- Si le test donne le message d'entretien DU E/WD (2WK1)/DMCs (1WTs)
  - Remplacer DMCs
- Si le défaut continu :
  - Enlever le DMCs
  - Enlever le E/WD
  - Faire le contrôle et réparer le câblage avion de l'autobus de rétroaction de E/WD aux goupilles AD/3H de DMCs
  - Installer le E/WD
  - Installer le DMCs

### ***B)- Echec de la goupille programmation de E/WD***

Le E/WD ne montre pas quelques messages comme la note de décollage

→ Les causes possibles

- La panne du E/WD
- La panne sur le connecteur du support
- La panne sur le câblage avion

→ Analyse des pannes

- Si l'essai donne le message d'entretien WRG PIN PROG /DU E/WD
  - Lire le rapport au sol du DMC relatif
  - Comparer le rapport du DMC a l'état de la goupille de E/WD donnée dans AWM
  - Enlever le E/WD
  - Faire le contrôle des goupilles défectueux sur le connecteur du support
- Si la goupille programmation est incorrecte
  - Réparer le câblage avion
  - Installer le E/WD

- Si la goupille programmation est correcte

- Installer un nouveau E/WD

### **C)- Perte de contrôle de luminosité sur E/WD**

Les messages d'avertissements ne sont pas montrés avec le rouge.

→ Les causes possibles

- La panne de E/WD
- La panne du panneau de commande d'ECAM
- La panne sur le câblage

→ Analyse des pannes

- Si le test donne le message d'entretien DU E/WD (2WK1)/ECP (2WN)

- Remplacer le E/WD

- Si le défaut continu :

- Remplacer le panneau de commande d'ECAM

- Si le défaut continu :

- Enlever le SD et le panneau de commande

- Faire un contrôle et réparer le câblage entre le connecteur AA de E/WD et le connecteur B de panneau de commande

### **IV-4.3. Echec d'une pièce d'ECAM du DMCs**

Quelques informations ne sont pas montrées soit sur le E/WD ou SD

→ Les causes possibles

- La panne du DMCs
- La panne du FWC1
- La panne du FWC2
- La panne sur le câblage de la goupille programmation
- La panne sur le câblage du DMCs au FWC1 ou FWC2

→ Analyse des pannes

- Si le MCDU ne montre pas le message de sollicitation a coté du l'indicateur DMCs

- Remplacer le DMCs

- Si le défaut continu
  - Enlever le DMCs
  - Faire un contrôle et réparer le câblage de la goupille programmation
  - Installer le DMCs
- Si l'essai donne l'indication de NO FAULT sur le MCDU et si l'avertissement EIS ECAM DMCs FAULT reste sur le E/WD quant il est en mode normale
  - Remplacer le DMCs
- Si le défaut continu
  - Enlever le FWC1 et FWC2
  - Enlever le DMCs
  - Faire le contrôle et réparer le câblage du DMCs au FWC1 et FWC2 de la goupille AE/9F de DMCs aux goupilles AA /11F du FWC1 et FWC2
  - Installer le DMCs
  - Installer le FWC1 et FWC2
- Si le défaut continu
  - Remplacer FWC1
- Si le défaut continu
  - Remplacer le FWC2

conclusion générale

## **CONCLUSION GENERALE :**

L'ECAM est un système très important à bord d'un avion car il surveille plusieurs systèmes et avertir le pilote en cas d'une anomalie sur l'avion par des messages visuels et auditifs.

L'étude de ce système est très délicate mais très important, elle nous a appris beaucoup de choses dans ce domaine, c'est l'essentiel pour nous comme des étudiant en aéronautique.

Nous estimons que notre projet de fin d'étude sera une documentation importante dans ce domaine pour les étudiants qui vient de faire une étude sur ce système.

# BIBLIOGRAPHIE

# Bibliographie

## Les manuels

AMM : aircraft maintenance manuel

TSM : trouble shooting manuel

## Les logiciels

Sistran : traducteur français-anglais

Power translator : traducteur français-anglais

## Les ouvrages

Etude du panneau de commande d'ECAM et réalisation de son bon d'essai

Promotion 1994-1995

## Les sites

[www.avionics.com](http://www.avionics.com)

[www.national.com](http://www.national.com)

[www.condoreng.com](http://www.condoreng.com)

# ANNEXES

## Annexe 01 : LA LISTE DES ABREVIATIONS :

AMM:	Aircraft Maintenance Manuel
BITE:	Built-In Test Equipement
CMC:	Central Maintenance Computer
CMM:	Component Maintenance Manuel
CMS:	Central Maintenance System
DDRMI:	Distance Digital Radio Magnetic Indicator
DMC:	Display Management Computer
DU:	Display Unit
ECAM:	Electronic Centralised Aircraft Monitoring
EFIS:	Electronic Flight Instrument System
EIS:	Electronic Instrument System
EWD:	Engine Warning Display
FCU:	Flight Control Unit
FMA:	Flight Mode Annunciation
FMS:	Flight Management System
FO:	First Officer
FRM:	Flight Report Manuel
FWC:	Flight Warning Computer
FWS:	Flight Warning System
GPWS:	Ground Proximity Warning system
ILS:	Instrument Landing system
IPC:	Illustrated Part Catalogue
MCDU:	Multipurpose Control and Display Unit
MPD:	Maintenance Planning Document
ND:	Navigation Display

OEB:	Operation Engineering Bulletin
OMS:	Onboard Maintenance System
PFD:	Primary Flight Display
SD:	System Display
SDAC:	System Display Acquisition Concentrator
SRM:	Structural Repair Manual
SSM:	System Schematic Manual
TCAS:	Traffic alert and Collision Avoidance System
TSM:	Trouble Shouting Manual
VOR:	VHF Omni Range
WDM:	Warning Diagram Manual

## **ANNEXE 02 : 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.

### **Historique :**

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)