

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

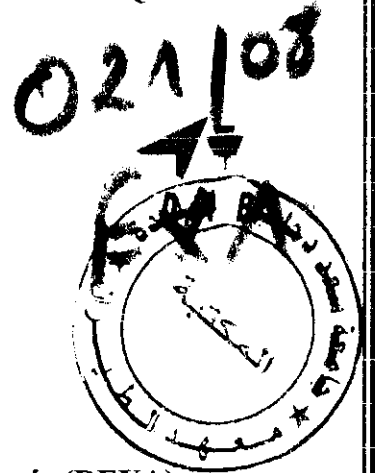
MINISTERE DE L'ENSIENEMENT SUPERIEUR ET DE RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département d'Aéronautique



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme des études universitaires appliquée (DEUA)

En AERONAUTIQUE

Option : Avionique

THEME

**ETUDE DU DEBITMETRE CARBURANT  
DANS L'A330-200**

Encadré par : *M. A. BENOURED*

Présenté par : *ZAAROUR .Salah*

*ZIER .Redouane*

Année universitaire 2007-2008



## Dédicace

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mes chers parents qui m'ont aidé beaucoup et  
Je souhaite que le dieu les protège pour moi.*

*A tout mes collègues que J'ai rencontré durant*

*Mes années d'étude*

*Dédicace à toute notre famille.*

*Dédicace à tous mes amis de proche ou de loin.*

*ZAAROUR Salah*



## Dédicace

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mes chers parents qui m'ont aidé beaucoup et*

*Je souhaite que le dieu les protège pour moi.*

*A tout mes collègues que J'ai rencontré durant*

*Mes années d'étude*

*Dédicace à toute notre famille.*

*Dédicace à tous mes amis de proche ou de loin.*

*ZIER Redoune*

## REMERCIEMENTS

*Il n'est meilleur remerciement que notre reconnaissance à DIEU qui nous a donné du courage et de la volonté pour pouvoir accomplir ce modeste travail*

*Nous tenons tout d'abord à remercier nos promoteurs Mr Benouared Abdelhalim . Leurs soutiens, leurs conseils nous ont permis de mener à bien ce travail.*

*Nos sentiments de profonde gratitude vont à nos professeurs qui tout au long des trois années d'étude nous ont transmis leur savoir sans réserve*

# SOMMAIRE

## INTRODUCTION GENERALE

I. généralité sur les capteurs.....	1
I.1 Introduction.....	1
I.2 Définition d'un capteur.....	1
I.3 Elément de métrologie.....	1
I.4 La chaîne de mesure d'un capteur.....	2
I.5 Classification des signaux.....	3
I.5.1 Signal analogique.....	3
I.5.2 Signal numérique.....	4
I.6 Les Différentes familles de capteurs.....	4
I.6.1 Capteurs actifs.....	5
I.6.2 Capteurs passifs.....	9
I.7 Capteur de débitmètre.....	10
I.7.1 Définition de débit.....	10
I.7.2 Débitmètres volumiques.....	11
I.7.3 Principe du calcul débit.....	11
I.7.3.1 Débitmètre à turbine.....	11
I.7.3.2 Débitmètre à ultrasons.....	132
I.7.3.3 Débitmètre à effet Vortex.....	143
I.8 Conclusion.....	143
II. système carburant.....	15
II.1 Identification de l'A330-200.....	154
II.2 Introduction au système carburant de l'A330-200.....	187
II.3 Description du système de stockage.....	198
II.4 Les réservoirs.....	19
II.4.1 Les Réservoirs Intérieurs.....	210
II.4.2 Le Réservoir Central.....	20
II.4.3 Les Réservoirs extérieurs.....	221
II.4.4 Réservoir d'équilibre.....	221
II.4.2 Les Réservoirs d'airs.....	232
II.5 Circuit de mise à l'air libre.....	232
II.6 Système de distribution du carburant.....	243
II.7 Le Circuit De Pompes principales de carburant.....	25
II.8 Système de pompe APU.....	254
II.9 Système d'intercommunication.....	274
II.11 Circuit de transfert principal du carburant.....	275
II.12 Système de transfert d'équilibre.....	285

II.13	Système de largage .....	298
II.14	Système de commande et de surveillance FCMS .....	298
II.14.1	Fonctionnement de l'FCMS .....	28
II.14.2	Description de FCMS .....	28
II.15	Présentation des différentes sondes et capteur .....	31
	Capteur de quantité carburant .....	31
	Capteur de compensation .....	32
	Capteur de Densitomètre .....	32
II.16	Conclusion .....	33
III.	transmetteur d'écoulement de carburant .....	34
III.1	Aperçu sur le moteur général Electric CF6-80E1 .....	34
III.1.1	Caractéristiques techniques de quelques types de moteur .....	35
	Les partitions du moteur CF6-80E1 .....	35
	Installation carburant dans le moteur .....	36
III.1.1.3	L'affichage sur l'ECAM .....	40
	L'ordinateur de gestion d'affichage (DMC) .....	41
III.2	Notion sur le bus ARINC 429 .....	42
	Description De l'ARINC .....	42
III.3	Transmetteur d'écoulement de carburant .....	43
III.3.1	Définition de transmetteur d'écoulement de carburant .....	43
III.3.2	Principe de fonctionnement .....	44
III.3.3	Emplacement de transmetteur de carburant .....	45
IV.	maintenance .....	46
IV.1	Introduction .....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
IV.2	Généralités sur la maintenance .....	46
IV.2.1	Définition générale .....	46
IV.3	Les différentes formes de maintenance .....	46
IV.3.1	La maintenance préventive .....	46
IV.3.2	La maintenance corrective .....	47
IV.4	La maintenance embarquée .....	47
IV.5	Les documents utilisés dans la maintenance .....	48
IV.6	L'équipement d'essai incorporé BITE :(Built In Test Equipment) .....	50
IV.6.1	Le BITE fournit dans un avion les fonctions suivantes .....	50
IV.6.2	Le but de bite .....	50
IV.6.3	Rôle de bite .....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
IV.6.4	Diverses classes de pannes .....	51
IV.7	Les catégories d'alarme .....	51
IV.8	Exemple de la maintenance curative .....	52
VI.8.1	Pannes probables de l'émetteur d'écoulement de carburant .....	60

## ملخص

مهم جدا معرفة كمية الوقود في الطائرة . و من البديهي أن أي طائرة تحتاج إلى وقود لكي تنتقل و تطير و لكن هذه الكمية يجب أن تكون معلومة و خاصة قبل الطيران.

هدفنا الأساسي في هذه المذكرة هو دراسة للاقط قياس الوقود في " الأرباس 330-200 " و لهذا تكلمنا عن اللاقطات ثم نظام الوقود و أخيرا تكلمنا عن الطرق المتبعة في صيانة هذا الأخير لأن لاقط قياس الوقود إذا إلتقط يحول و من ثم إلى الشاشة.

## Résumé

Il est très important de connaître la quantité du carburant dans l'avion. Il est très clair qu'un aéronef a besoin d'une certaine quantité de carburant pour se déplacer, mais cette quantité doit être connue surtout avant le vol.

L'objectif fondamental de notre projet c'est d'étudier " le débitmètre carburant " à bord de l'avion A330-200 pour cela on a parlé sur les capteurs, puis le système carburant, finalement on a parlé sur les procédures de la maintenance de cet dispositif, car une fois que le débit est capté, il est convertit et puis indiqué.

## Summary

It is very important to know the quantity of the fuel on the aircraft. It is very clear that an aircraft with need for a certain quantity of fuel to move, but this quantity must be known especially before the flight.

Is the fundamental objective of our project to study " the fuel flowmeter " on board the A330-200 plane for that one spoke on the sensors, then the carburizing system, finally one spoke on the procedures about maintenance about this device, for once that the flow is collected, it east converts and then indicated.

# LISTE DES FIGURES

## Chapitre I :

Figure I.1 : schéma synoptique d'un capteur.....	1
Figure I.2 : chaîne de mesure d'un capteur.....	2
Figure I.3 : schéma de déferents signaux.....	3
Figure I.4: thermomètre a thermocouple.....	4
Figure I.5 : effet piézo-électrique.....	5
Figure I.6 : schéma fonctionnelle d'un capteur de pression.....	5
Figure I.7 : effet d'induction électromagnétique.....	6
Figure I.8 : variation de résistance en fonction de flux lumineux.....	6
Figure I.9 : graphe explicatif d'une photodiode.....	7
Figure I.10 : les différentes utilisations d'une photodiode.....	8
Figure I.11 : Schéma explicatif du phénomène de l'effet hall.....	8
Figure I.12 : Débitmètre a tube de Pitot.....	11
Figure I.13 : Débitmètre a turbine.....	12
Figure I.14 : Débitmètre a ultrasons.....	12
Figure I.15 : Débit a effet vortex.....	13

## Chapitre II :

Figure II.1 : Vue de profil de l'avion A330-200.....	16
Figure II.2 : vue de dessus de l'avion.....	16
Figure II.2 : Vue de dessus de l'avion A330-200.....	17
Figure II.3 : Vue de face de l'avion A330-20.....	17
Figure II.4 : Dimension de l'avion A330-200.....	17
Figure II.5 : Diagramme de système carburant.....	19
Figure II.6 : Emplacement des réservoirs dans la structure de l'avion.....	20
Figure II.7 : représente l'emplacement des réservoirs intérieur.....	21
Figure II.8 : représente L'emplacement de réservoir central.....	21
Fig. II.9 : représente L'emplacement des réservoirs extérieur.....	22
Fig. II.10 : représente L'emplacement de réservoir d'équilibre.....	22
Figure II.11: représente L'emplacement des réservoirs d'air.....	23
Figure II.12 : Tuyauteries d'air.....	24



Figure II.13 : Circuit de distribution carburant dans la structure de l'avion.....	24
Figure II.14 Pompe principale et pompe de secours.....	25
Figure II.15 : Le système de pompe de l'APU.....	26
Figure II.16 : Le système de remplissage / vidage.....	26
Figure II.17 : Le circuit de transfert principal du carburant.....	28
Figure II.18 : Circuit de transfert d'équilibre de carburant.....	28
Figure II.19 : Schéma descriptif de FCMS.....	30
Figure II.20 Exemple d'une sonde de quantité de carburant.....	31
Figure II.21 : Exemple d'une sonde de compensateur.....	32
Figure II.22 : Exemple d'une sonde de densitomètre.....	32

### **Chapitre III :**

Figure III.1 : Vue d'ensemble du moteur CF6-80E1.....	34
Figure III.2 : Vue représentatif des différents étages du moteur CF6-80 E1.....	36
Figure III.3 : chaine de distribution du carburant .....	38
Figure III.4 Le FADEC et son environnement.....	39
Figure III.5 : Chaîne de mesure de (débit et carburant utilisée).....	40
Figure III.6 : L'affichage sur l'ECAM.....	42
Figure III.7 : Architecture d'ARINC.....	42
Figure III.8 : Transmetteur d'écoulement de carburant.....	44
Figure III.9 : Le fonctionnement de transmetteur de carburant.....	45
Figure III.10 : L'emplacement de transmetteur d'écoulement de carburant.....	45

### **Chapitre IV :**

Figure IV.1 : Différents types de maintenance.....	46
Figure IV.2 : Les différents Manuels utilisée pour la maintenance.....	48
Figure IV.3 : Les couses possibles.....	53



***INTRODUCTION GENERALE***

---

## INTRODUCTION GENERALE

Dans le transport aérien la consommation de carburant représente un paramètre important dans la survie de l'entreprise tant au niveau économique que sécurité. A cet effet les concepteurs ont attaché une grande importance dans la réalisation et la sécurité du système carburant. Ainsi ils ont développé une politique de consommation pour éviter toute dérive, entraînant la surconsommation.

Les capteurs et la chaîne d'acquisition sont au cœur de beaucoup des systèmes industriels. Un capteur est un élément déterminant de la chaîne d'information. Sachant qu'une mesure est une représentation quantifiée d'une grandeur physique. Les grandeurs qui nous intéressent sont celles qui interviennent dans le domaine de la mécanique physique, à savoir principalement : déplacement, allongement, vitesse, débit, accélération, force, pression, température.

Le débitmètre dans son domaine d'application, il assure la détermination de la quantité de carburant qui s'écoule ou bien qui est consommée. Cette détermination est considérée comme un débit volumique (volume/unité de temps), ses unités sont par exemple : litre/minute, gallon US par heure, litre/minute, livre/heure, sachant qu'un GAL est égale à 3,7851 et un livre (lbs) est égale à 0,453Kg.

On a divisé notre projet en quatre chapitres.

- ✓ Le premier présente brièvement les capteurs puisque l'élément de base d'un débitmètre est un capteur, on a donné des exemples sur les différents types de débitmètre.
  - ✓ Le deuxième chapitre est consacré à la description du système carburant de l'A330-200 ce dernier a beaucoup de nouveauté d'amélioration dans les systèmes d'alimentations, surveillances, commandes, navigations,....
  - ✓ Dans le troisième chapitre on a écrit le débitmètre carburant et son environnement, avec l'affichage de ces grandeurs mesurées à l'équipement de bord l'ECAM (Electronique Centralized Aircraft Manuel).
  - ✓ Le dernier chapitre présente les différentes procédures de maintenance avec démonstration de détection et réparation de quelque panne.
-

**CHAPITRE I :**

**GENERALITES SUR LES CAPTEURS**

### I.1 Introduction

Dans de nombreux domaines (industrie, recherche scientifique, services, loisirs ...), on a besoin de contrôler de nombreux paramètres physiques (température, force, position, Vitesse, luminosité, ...). Le capteur est l'élément indispensable à la mesure de ces grandeurs physiques.

### I.2 Définition d'un capteur

Un capteur est un organe de prélèvement d'information qui élabore à partir d'une grandeur physique, une autre grandeur physique de nature différente (très souvent électrique). Cette grandeur représentative de la grandeur prélevée est utilisable à des fins de mesure ou de commande.

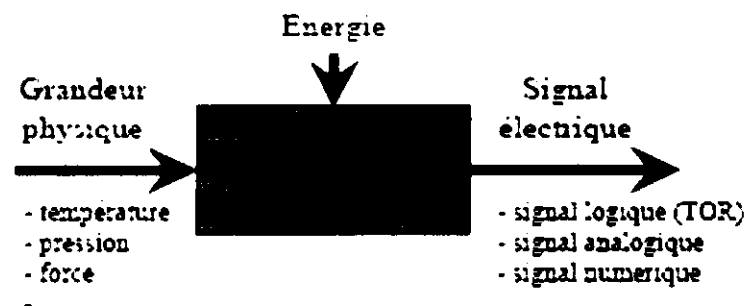


Figure I 1: Schéma synoptique d'un capteur

Un capteur est caractérisé par les paramètres suivants :

- Etendue de mesure : Valeurs extrêmes pouvant être mesurée par le capteur.
- Résolution : Plus petite variation de grandeur mesurable par le capteur.
- Sensibilité : Variation du signal de sortie par rapport à la variation du signal d'entrée.  
exemple : Le capteur de température LM35 a une sensibilité de  $10\text{mV} / ^\circ\text{C}$ .
- Précision : Aptitude du capteur à donner une mesure proche de la valeur vraie.
- Rapidité : Temps de réaction du capteur. La rapidité est liée à la bande passante

### I.3 Élément de métrologie

On effectue des mesures pour connaître la valeur instantanée et l'évolution de certaines grandeurs. Renseignements sur l'état et l'évolution d'un phénomène physique, chimique, ou industriel. Pour effectuer cette mesure plusieurs éléments s'associent.

- Le mesurage : C'est l'ensemble des opérations ayant pour but de déterminer une valeur d'une grandeur.
- La mesure (x): C'est l'évaluation d'une grandeur par comparaison avec une autre grandeur de même nature prise pour unité. exemple : 2 mètres, 400 grammes, 6 secondes.
- La grandeur (X) : Paramètre qui doit être contrôlé lors de l'élaboration d'un produit ou de son transfert. exemple : pression, température, niveau.
- L'incertitude ( $\Delta x$ ) : Le résultat de la mesure x d'une grandeur X n'est pas complètement défini par un seul nombre. Il faut au moins la caractériser par un couple (x,  $\Delta x$ ) et une unité de mesure.  $\Delta x$  est l'incertitude sur x. Les incertitudes proviennent des différentes erreurs liées à la mesure. Ainsi, on a :  $x - \Delta x < X < x + \Delta x$ . exemple : 3 cm  $\pm$  10%, ou 3 cm  $\pm$  3 mm
- Erreur absolue (E) : Résultat d'un mesurage moins la valeur vraie du mesurande. une erreur absolue s'exprime dans l'unité de la mesure ;  $E = x - X$ . exemple : Une erreur de 10 cm sur une mesure de distance.
- Erreur relative (Er) : Rapport de l'erreur de mesure à une valeur vraie de mesurande. Une erreur relative s'exprime généralement en pourcentage de la grandeur mesurée ;  $Er = E/X$  ;  $Er\% = 100$ . exemple : Une erreur de 10 % sur une mesure de distance (10 % de la distance réelle).

#### I.4 La chaîne de mesure

La figure I.2 illustre la structure de base d'une chaîne de mesure qui comprend au minimum quatre étages.

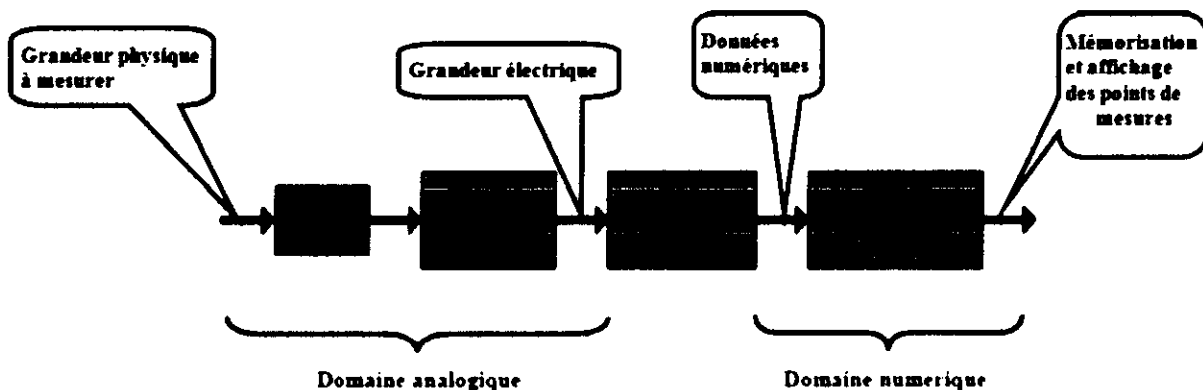


Figure II-2 : Chaîne de

- Un capteur sensible aux variations d'une grandeur physique et qui, à partir de ces variations, délivre un signal électrique.
- Un conditionneur de signal dont le rôle principal est l'amplification du signal délivré par le capteur pour lui donner un niveau compatible avec l'unité de numérisation; cet étage peut parfois intégrer un filtre qui réduit les perturbations présentes sur le signal.

- Une unité de numérisation qui va échantillonner le signal à intervalles réguliers et affecter un nombre (image de la tension) à chaque point d'échantillonnage.
- L'unité de traitement informatique peut exploiter les mesures qui sont maintenant une suite de nombres (enregistrement, affichage de courbes, traitements Mathématiques, transmissions des données ...).

### I.5 Classification des signaux

Le signal de sortie d'un capteur est de différente forme, on peut les classer comme la suite (voir figure I.3)

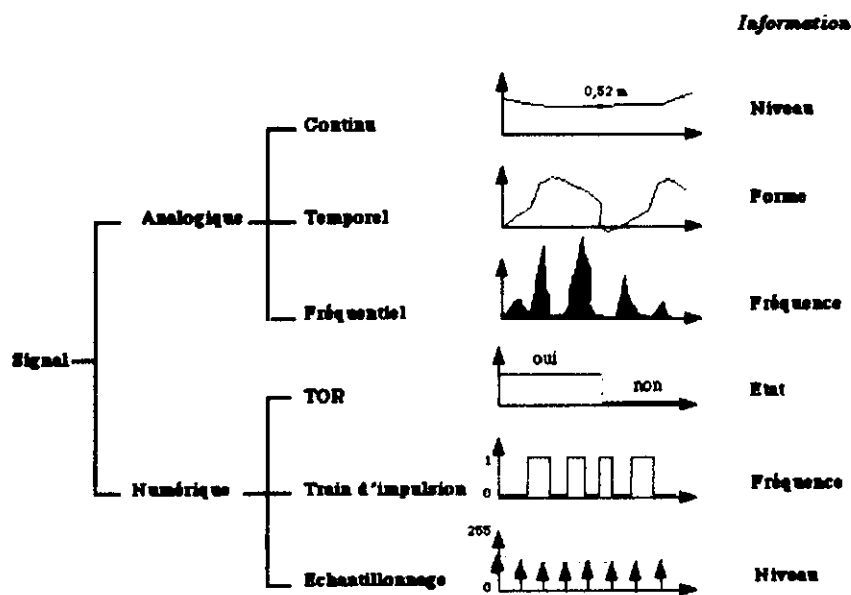


Figure I.3 : Schéma de différents signaux

#### I.5.1 Signal analogique

Un signal est dit analogique si l'amplitude de la grandeur physique le représentant peut prendre une infinité de valeurs dans un intervalle donné.

- **Signal continu** : C'est un signal qui varie 'lentement' dans le temps, (température, débit, niveau).
- **Forme** : C'est la forme de ce signal qui est importante (pression cardiaque, chromatographie, impact).
- **Fréquentiel** : C'est le spectre fréquentiel qui transporte l'information désirée analyse vocale, sonar, spectrographie.

### I.5.2 Signal numérique

Un signal est dit numérique si l'amplitude de la grandeur physique le représentant ne peut prendre qu'un nombre fini de valeurs. En général ce nombre fini de valeurs est une puissance de 2.

- Tout ou rien (TOR) : Il informe sur l'état bivalent d'un système. Exemple : une vanne ouverte ou fermée.
- Train d'impulsion : Chaque impulsion est l'image d'un changement d'état. Exemple : un codeur incrémental donne un nombre fini et connu d'impulsion par tour.
- Echantillonnage : C'est l'image numérique d'un signal analogique. Exemple : température, débit, niveau, son (pression).

## I.6 Les Différentes familles de capteurs

Si on s'intéresse aux phénomènes physiques mis en jeu dans les capteurs, on peut classer ces derniers en deux catégories.

### I.6.1 Capteurs actifs

Un capteur actif est généralement fondé dans son principe sur un effet physique qui assure la conversion en énergie électrique de la forme d'énergie propre à la grandeur physique à prélever, énergie thermique, mécanique ou de rayonnement. Les effets physiques les plus classiques de ces capteurs sont :

#### I.6.1.1 Effet thermoélectrique

Un circuit formé de deux conducteurs de nature chimique différente, dont les jonctions sont à des températures  $T_1$  et  $T_2$  (voir figure I.4), est le siège d'une force électromotrice d'origine thermique ( $T_1, T_2$ ). Exemple (Thermomètre à thermocouple) :

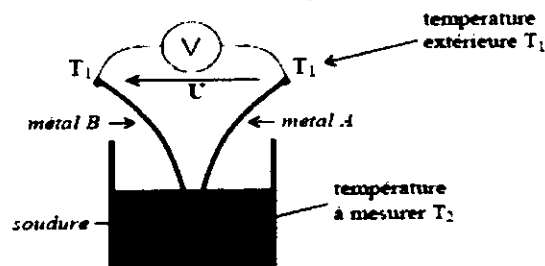


Figure I.4 : Thermomètre à thermocouple

On constate que si la température  $T_2$  est différente de  $T_1$  alors il apparaît une tension  $U$  aux bornes des deux fils soumis à la température  $T_1$ .

Le phénomène inverse est aussi vrai : si on applique une tension, alors il y aura un



Échauffement ou un refroidissement au point de liaison des deux conducteurs (modules à effet Peltier). Application : Mesure des hautes températures (900 @ 1300°C).

### I.6.1.2 Effet piézo-électrique

L'application d'une contrainte mécanique à certains matériaux dits piézo-électriques (le quartz par exemple) entraîne l'apparition d'une déformation et d'une même charge électrique de signe différent sur les faces opposées (voire figure I.5).

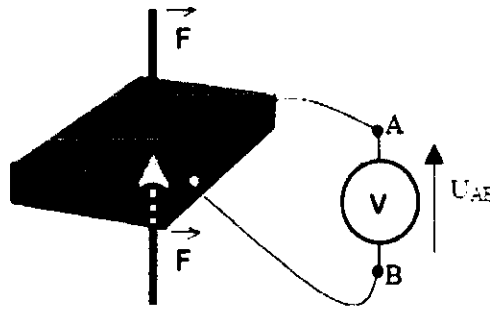


Figure I.5 : Effet piézo-électrique

Exemple (Capteur de pression) :

Lorsqu'un corps (gaz, liquide ou solide) exerce une force  $F$  sur une paroi  $S$  (surface) ; on peut définir la pression  $P$  exercée par ce corps avec la relation ci-dessous :

$$P = F / S$$

$$1 \text{ pascal} = 1 \text{ Newton} / 1 \text{ m}^2$$

On rappelle que  $1 \text{ Kg} = 9,81 \text{ N}$ .

Unités :  $1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa} = 100\,000 \text{ N/m}^2 \approx 10\,000 \text{ Kg/m}^2$

Le capteur de force inséré dans la paroi d'une enceinte où règne une pression  $P$ .

Une face du capteur est soumise à la force  $F$  (pression  $P$ ) et l'autre face est soumise à la force  $F_0$  (Pression extérieures  $P_0$ ).

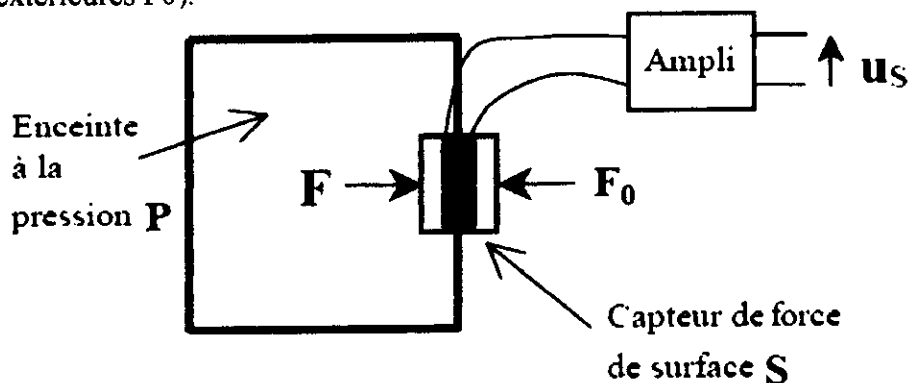


Figure I.6 : Schéma fonctionnelle d'un capteur de pression

On a  $F = P \times S$ ;  $F_0 = P_0 \times S$  et  $U_s = K \times (F + F_0)$  (capture de force,  $K = \text{constant}$ ).

Dons  $U_s = K \times S (P + P_0) = K' (P + P_0) \Rightarrow U_s = K' (P + P_0)$ .

Il s'agit ici d'un capteur de pression qui mesure la somme de la pression extérieure  $P_0$  et de la pression de l'enceinte  $P$ .

### I.6.1.3 Effet d'induction électromagnétique

La variation du flux d'induction magnétique dans un circuit électrique induit une tension électrique (détection de passage d'un objet métallique).

Exemple : Mesure de l'intensité d'un courant électrique sans "ouvrir " le circuit

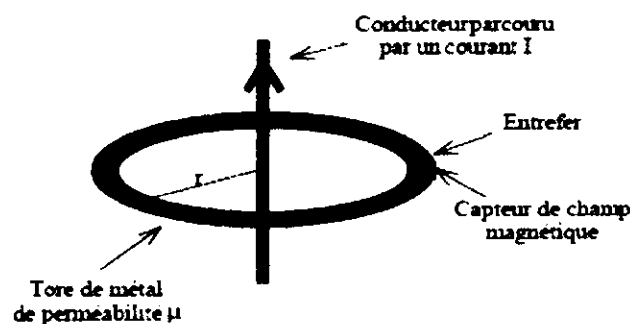


Figure I.6 : Effet d'induction électromagnétique

Le courant  $I$  crée un champ magnétique proportionnel à ce courant  $B = \frac{\mu}{2 \pi r} I$

Le capteur donne une tension  $U_s = k.B = k'.I$  avec  $k$  et  $k'$  constantes.

C'est le principe des pinces ampérométriques (mesure de forts courants de 1000A et plus).

### I.6.1.4 Effet photoélectrique

La libération de charges électriques dans la matière sous l'influence d'un rayonnement lumineux ou plus généralement d'une onde électromagnétique.

Exemple (Les photorésistances) :

Une photorésistance est une résistance dont la valeur varie en fonction du flux lumineux qu'elle reçoit (voir figure I.7).

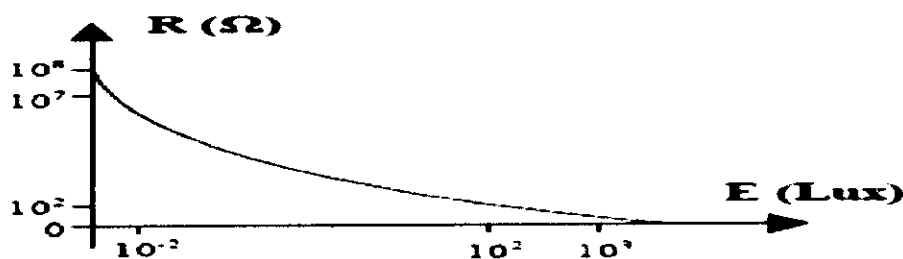


Figure I.7 : Variation de résistance en fonction flux lumineux

Obscurité  $R_0 = 20 M_ (0 \text{ lux})$

Lumière naturelle  $R_1 = 100 k_ (500 \text{ lux})$

Lumière intense  $R_2 = 100 _ (10000 \text{ lux})$ .

Utilisation détection des changements obscurité-lumière (éclairage public).

**I.6.1.5 Effet photovoltaïque**

Des électrons et des trous sont libérés au voisinage d'une jonction PN illuminée, leur déplacement modifie la tension à ses bornes.

Exemple (Les photodiodes) :

Une photodiode est une diode dont la jonction PN peut être soumise à un éclairage Lumineux.

Courbe : Le graphe  $I = f(U)$  pour une photodiode dépend de l'éclairage (Lux) de la Jonction PN.

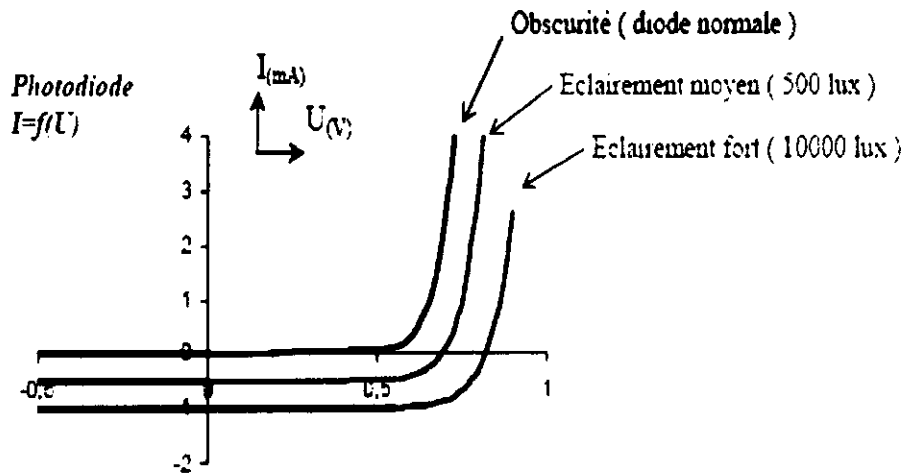


Figure I.8 : Graphe explicatif d'une photodiode

On constate que lorsque la diode est éclairée, elle peut se comporter en générateur

$I = 0 \Rightarrow U \gg 0,7V$  pour 1000lux). On a donc affaire à une photopile (effet photovoltaïque).

Utilisations des photodiodes

Elles sont utilisées généralement dans la transmission de données, détection de passage, et Comptage d'impulsions, ....

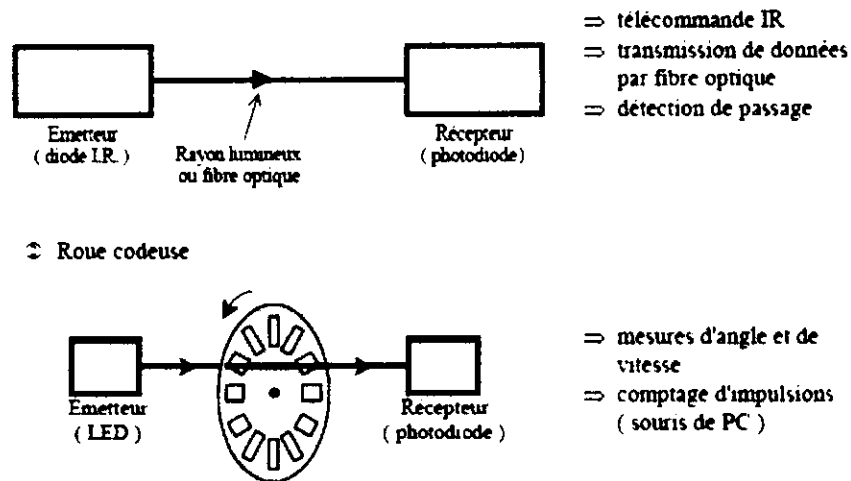


Figure I.9 : Les différentes utilisations d'une photodiode

### I.6.1.6 Effet Hall

Un champ magnétique  $B$  et un courant électrique  $I$  créent dans le matériau une différence de potentiel  $U_H$ .

Exemple

Un barreau de semi-conducteur soumis à un champ magnétique uniforme  $B$  et traversé par un courant  $I$ , est le siège d'une force électromotrice  $U_H$  sur deux de ses faces.

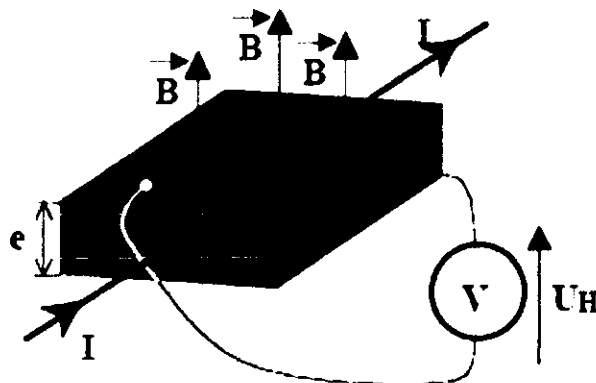


Figure I.10 : schéma explicatif du phénomène de l'effet hall

La tension de Hall  $U_H$  est définie par la relation ci-dessous :

$$U_H = R_H \frac{I \cdot B}{e} \tag{II.1}$$

$R_H$  : constante de Hall (dépend du semi-conducteur)

I : intensité de la source de courant (A)

B : intensité du champ magnétique (T)

e : épaisseur du barreau de silicium.

Si on maintient le courant I constant, on a donc une tension  $U_H$  proportionnelle au champ magnétique B :  $U_H = K.B$  avec K constante égale à

$$R_H = \frac{I}{e} \quad \text{II.2}$$

Le tableau I.1 résume les différentes grandeurs physiques, leurs effets et leurs grandeurs de sortie :

Grandeurs physiques mesurées	Effets utilisés	Grandeurs de sortie
Température	Thermoélectrique	Tension
Flux de rayonnement optique	Photo-émission	Courant
	Effet photovoltaïque	Tension
	Effet photo-électrique	Tension
Force	Piézo-électrique	Charge électrique
Pression		
Accélération	Induction électromagnétique	Tension
Vitesse		
Position (Aimant)	Effet Hall	Tension
Courant		

Tableau I.1. Différents principes physique de mesure

### I.6.2 Capteurs passifs

Il s'agit généralement d'impédance dont l'un des paramètres déterminants est sensible à la grandeur mesurée. La variation d'impédance résulte :

Soit d'une variation de dimension du capteur, c'est le principe de fonctionnement d'un grand nombre de capteur de position, potentiomètre, inductance à noyaux mobile, condensateur à armature mobile.

Soit d'une déformation résultant de force ou de grandeur s'y ramenant, pression accélération exemple : (armature de condensateur soumise à une différence de pression, jauge d'extensomètre liée à une structure déformable).

Grandeur mesurée	Caractéristique électrique sensible	Type de matériaux utilisés
Température	Résistivité	Métaux : platane nickel, cuivre
Très basse température	Constante diélectrique	Verre
Flux de rayonnement optique	Résistivité	Semi-conducteur
Déformation	Résistivité	Alliage de nickel, Silicium dopé
	Perméabilité magnétique	Alliage ferromagnétique
Position (aimant)	Résistivité	Matériaux magnéto résistants Bismuth, antimoine d'indium
Humidité	Résistivité	Chlorure de lithium

Tableau I.2. Différents principes physique de mesure

## I.7 Capteur de débitmètre

### I.7.1 Définition de débit

C'est la quantité de fluide qui s'écoule ou qui est fournie par unité de temps. Dans la pratique on distingue deux catégories de débits, le débit volumique  $Q_v$  et le débit massique  $Q_m$  qui sont liés par la relation suivante :

Débit massique = Débit volumique x masse volumique

(Kg/h)

$$Q_v \text{ (m}^3\text{/s)} = \frac{Q_m \text{ (kg/h)}}{d_{4^{\circ}\text{C}}}$$

II.3

- Le Débit peut être calculé avec la vitesse moyenne du fluide et la section de la conduite :

Débit volumique (m<sup>3</sup>/seconde) = section (m<sup>2</sup>) x vitesses moyenne (m/seconde)

- Le Débit peut être calculé avec le volume de fluide et le temps d'écoulement:

Débit volumique (m<sup>3</sup>/seconde) = volume de fluide écoulé (m<sup>3</sup>)/temps d'écoulement (secondes)

- les relations qui lient le débit et la vitesse du fluide, aux différentes sections sont énoncées dans l'équation de continuité

Le débit massique d'un produit reste constant le long d'un circuit (à conditions opératoires constant).

## I.7.2 Débitmètres volumiques.

### I.7.2.1 Présentation d'un débitmètre volumique

Pour un écoulement laminaire la connaissance de la vitesse du fluide et de la section de la canalisation suffit pour déterminer le débit du fluide (la mesure des pressions statique et totale permet de connaître la vitesse du fluide)

Lors de la mise en place de ces capteurs, on s'attachera à les placer dans des parties droites de canalisation et à distance respectable (en général plusieurs fois le diamètre de la canalisation) de dispositif générant des pertes de charges importantes (coude, restriction, vannes, etc...).

### I.7.2.2 Débitmètre à tube de Pitot

Dans un tube de Pitot voir (Figure I.13), la mesure des pressions statique et totale permet de connaître la vitesse du fluide.

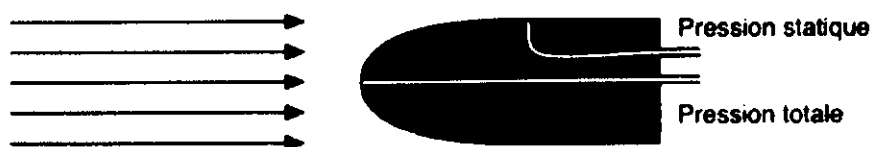


Figure I.13 : Débitmètre à Tube de Pitot

## I.7.3 Principe du calcul de débit

### I.7.3.1 Débitmètre à turbine

Un débitmètre à turbine utilise un rotor à plusieurs ailettes, reposent sur des paliers, dans une section d'une conduite perpendiculaire à l'écoulement (voir figure I.14). Le fluide entraîne le rotor à une vitesse proportionnelle à celle du fluide et, par conséquent, au débit volumique total. Un bobinage magnétique extérieur au débitmètre engendre une tension alternative à chaque fois qu'une des ailettes coupe les lignes de flux magnétique du bobinage.

Chaque impulsion représente donc un volume de liquide distinct.

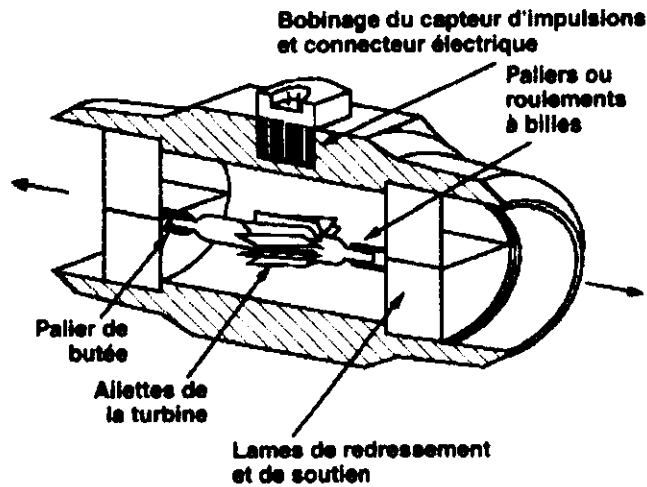


Figure I.14 : Débitmètre à turbine

Le rotor étant habituellement réalisé en un acier inoxydable, il est compatible avec de nombreux fluides. Les paliers nécessaires au soutien du rotor, qui doivent lui permettre de tourner librement à haute vitesse, exigent cependant une grande propreté du fluide du procédé.

**I.7.3.2 Débitmètre à ultrasons**

Un émetteur et un récepteur sont montés en opposition de manière à ce que les ondes acoustiques allant de l'un à l'autre soient à 45 ° par rapport au sens d'écoulement dans la conduite. La vitesse du son allant de l'émetteur au récepteur constitue la vitesse intrinsèque du son, plus un apport dû à la vitesse du fluide. La mesure du temps  $t$  mis par le signal pour parcourir la distance  $L$  permet de connaître la vitesse du fluide et d'en déduire le débit.

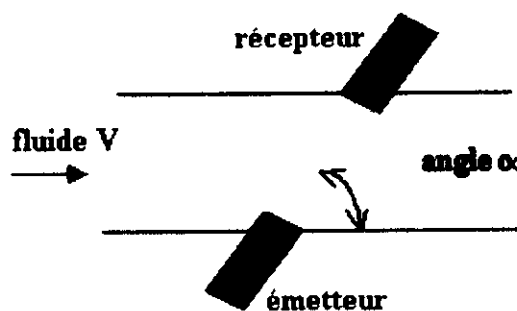


Figure I.15 : Débitmètre à ultrasons

$$t = \frac{L}{C + V \cos \alpha}$$

II.4



$C$  : vitesse de propagation du son dans le fluide

$V$  : vitesse du fluide

$L$  : distance entre émetteur et récepteur

$\alpha$  : angle entre l'onde acoustique et le sens d'écoulement

### I.7.3.3 Débitmètre à effet Vortex

Le principe est basé sur le phénomène de génération de tourbillons, appelé effet Karman. Lorsque le fluide rencontre un corps non profilé, il se divise et engendre des tourbillons (voir figure I.16), de part et d'autre et en aval du corps non profilé. Le nombre de tourbillons formés en aval par unité de temps est proportionnel au débit moyen. Une vitesse précise d'écoulement du fluide est déterminée par le comptage des tourbillons. Cette vitesse est mesurée à l'aide d'un capteur sensible aux variations oscillatoires de pression.

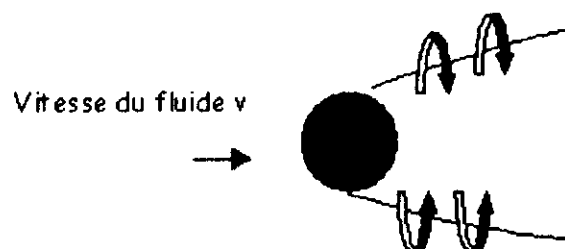


Figure I.16 : Débitmètre à effet Vortex

Vitesse du fluide = fréquence des tourbillons / facteur  $K$

Le facteur  $K$  dépend du nombre de REYNOLDS, mais est pratiquement constant sur une vaste plage de débit.

### I.8 Conclusion

Nous avons essayé dans ce chapitre, de présenter le plus clairement possible le fonctionnement de quelques types de capteur actif ou passif, où on a détaillé leur fonctionnement. Nous avons ainsi situé notre travail par des notions de mécanique de fluide pour comprendre mieux la notion de conversion.

**CHAPITRE II :**

***SYSTEME CARBURANT***

## II. SYSTEME CARBURANT

### II.1 Identification de l'A330-200

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus.

L'A330 partage avec l'A340, le fuselage et les ailes, de même le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320. L'A330-200 a été développé après l'A300, il a effectué son premier vol en 1995. Comparé au A300, 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 la quantité de carburant est par contre largement accru. L'autonomie gagnée est presque de 2000 km. Cet appareil répond donc à la demande créée par la multiplication des vols directs intercontinentaux, il est semblable a celui du B767

- Dimensions

Longueur 58,8 m

Envergure 60,3 m

Hauteur 17,4 m

Aire des ailes 361,6 m<sup>2</sup>

- Masse et capacité d'emport

Max. à vide 120 tonnes

Max. au décollage 230 tonnes

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

- Motorisation

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

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

- Performances

Vitesse de croisière 860 km/h

Vitesse maximale 880 km/h

Vitesse mach 0.86

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

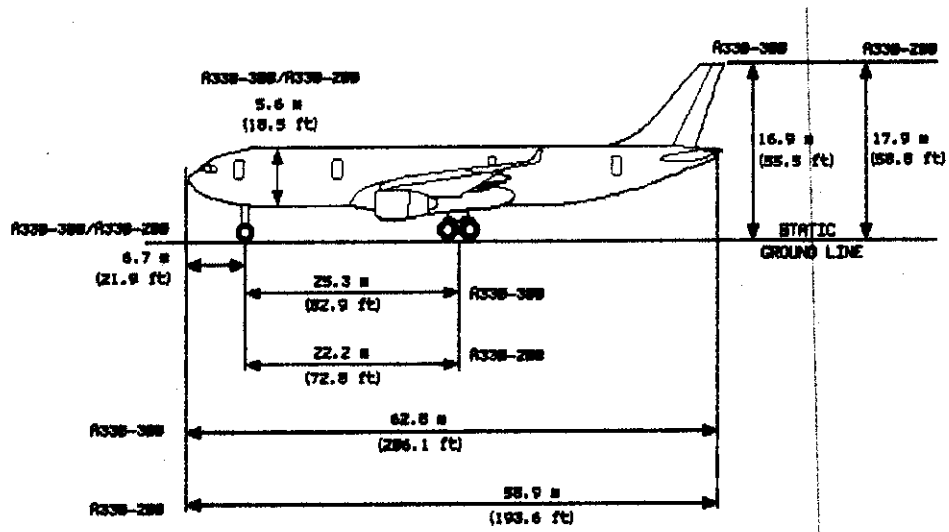


Figure II.1 : Vue de profil de l'avion A330-200

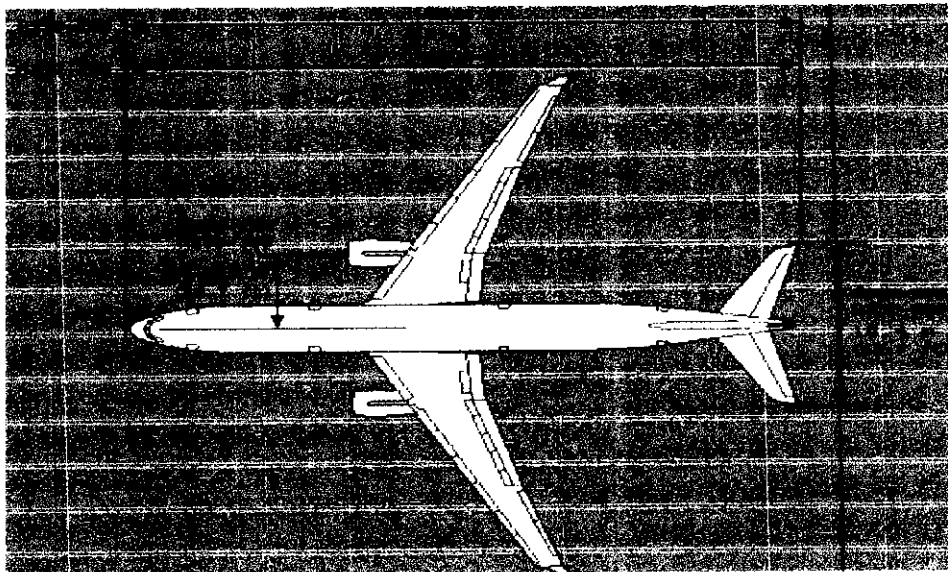


Figure II.2 : Vue de dessus de l'avion A330-200

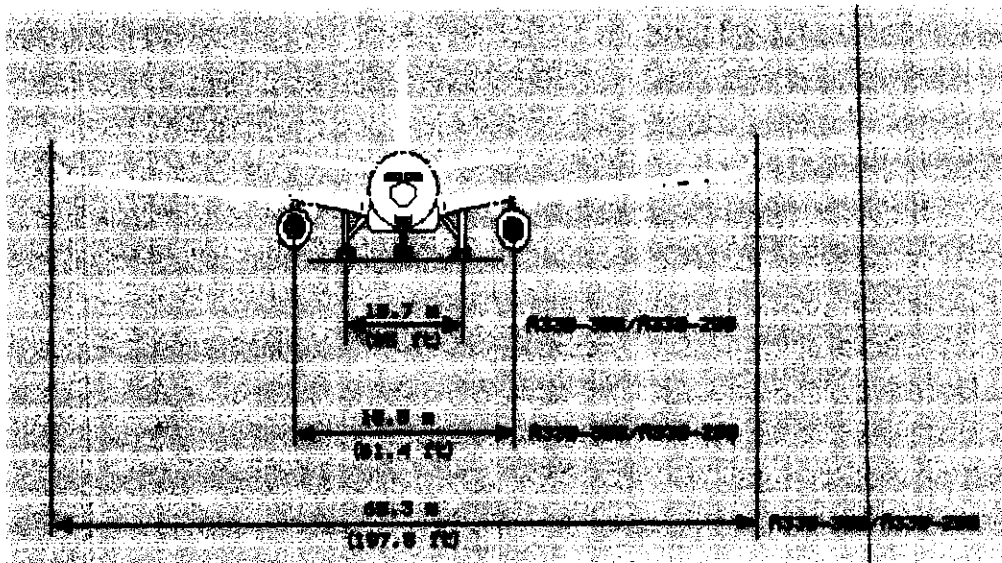


Figure II.3 : Vue de face de l'avion A330-200

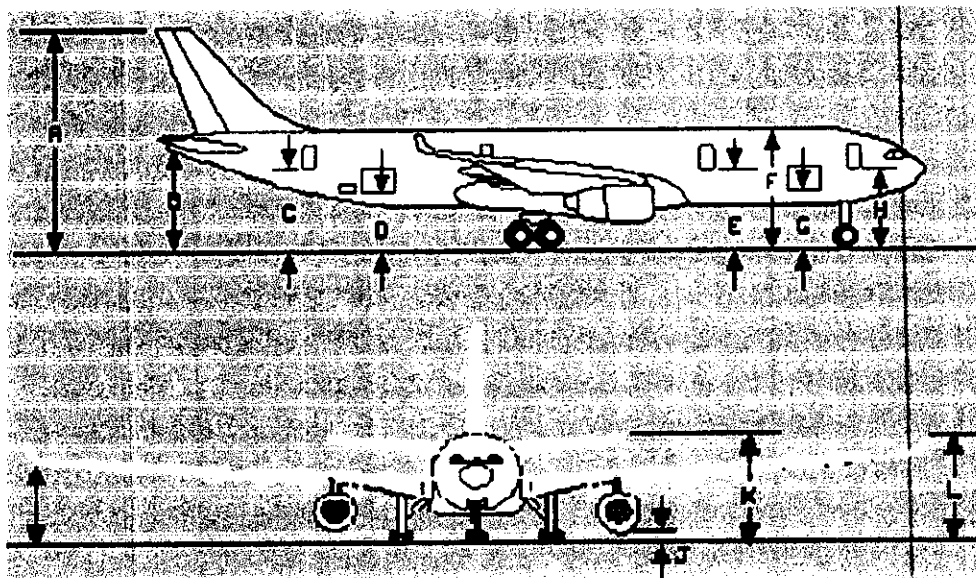


Figure II.4 : Dimension de l'avion A330-200

Le tableau ci-dessous est une traduction à la (fig. II.4)

	Le pois fonctionnel de l'avion à vide		Le pois fonctionnel de l'avion en charge	
	Mètres (m)	Pieds (ft)	Mètres (m)	Pieds (ft)
A	17,2	56,4	16,7	54,9
B	7,5	24,5	7,0	23,0
C	57,8	18,9	5,4	17,8
D	3,4	11,3	3,1	10,3
E	4,8	15,8	4,7	15,5
F	7,7	25,4	7,6	25,2
G	2,7	8,9	2,7	8,7
H	4,6	14,9	4,6	14,9
I	6,5	21,2	6,1	19,9
J1 (GE)	0,77	2,5	0,55	1,80
J2 (PW)	0,73	2,4	0,55	1,80
J3 (RR)	0,67	2,2	0,55	1,80
K	8,3	27,3	7,9	25,9
L	8,0	26,4	7,6	24,9

Tableau II.1 : Dimension de l'avion A330-200

## II.2 Introduction au système carburant de l'A330-200

Le système carburant est conçu pour permettre à l'avion d'effectuer un long rayon d'action. Avec la moindre consommation du carburant et de grande sécurité.

Le système inclut ainsi le circuit de passage du carburant et l'instrumentation électrique nécessaire pour son contrôle. Il indique la quantité du carburant dans les réservoirs, et informe l'équipage le bon fonctionnement du système ou non.

Le système carburant a pour rôle de :

- Stocker le carburant principal dans les réservoirs.
- Contrôler et fournir la bonne quantité de carburant aux réservoirs pendant l'opération de remplissage.
- Fournir le carburant aux moteurs.
- Fournir le carburant au générateur auxiliaire de bord (APU)

- Vérifier les mouvements du carburant dans le réservoir d'équilibre (pendant le vol) pour contrôler le centre de la gravité (CG) de l'avion.
- Largage du carburant en cas de besoin.
- Donner des indications au poste de pilotage pour l'exploitation du système habituelle.
- Donner des indications au poste de pilotage des dommages qui pourraient causer.

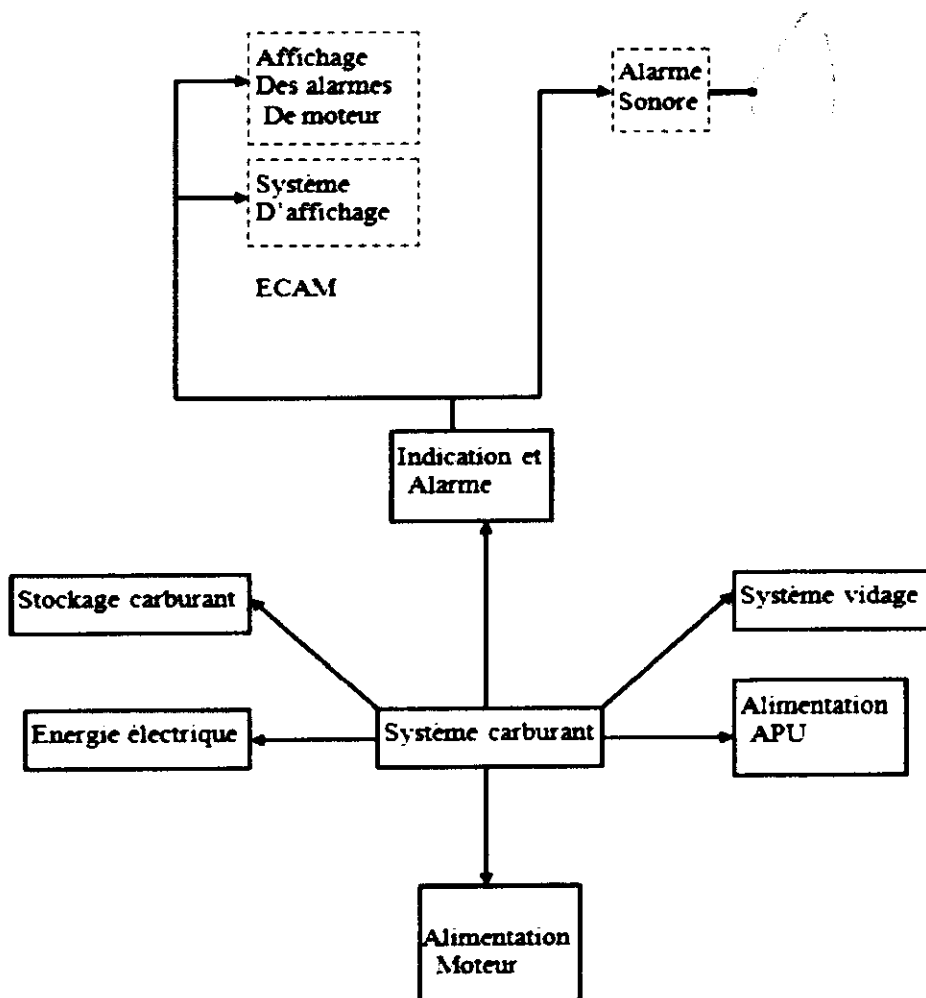


Figure II.5 : Diagramme de système carburant

### II.3 Description du système de stockage

Le système de stockage Contient le carburant pour alimenté les moteurs et l'APU,

Il a pour rôle d'accomplir la tâche suivante

- aides pour protéger l'installation carburant contre le feu
- garder la pression atmosphérique dans le système près à la pression atmosphérique ambiante
- ne laisse pas l'eau se rassembler en réservoir d'équilibre.

## II.4 Les réservoirs

Le carburant est maintenu dans six réservoirs qui sont:

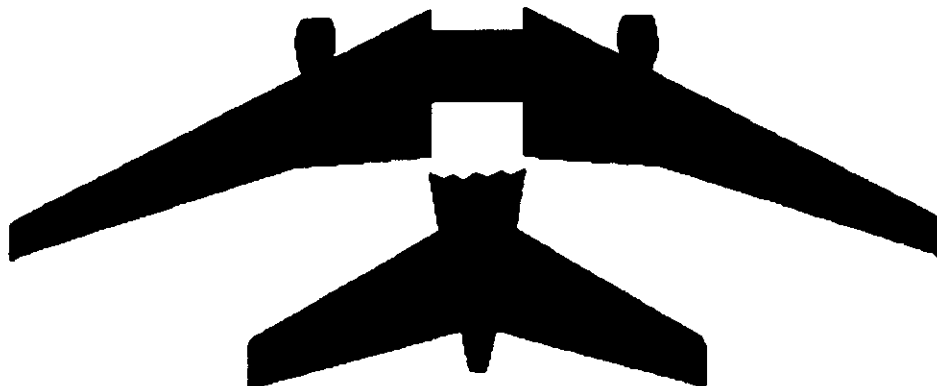


Figure II.6 : Emplacement des réservoirs dans la structure de l'avion

- les réservoirs externes a gauche et a droite (dans les ailes)
- les réservoirs intérieurs a gauche et a droite (dans les ailes)
- le réservoir central (dans le plan central)
- le réservoir d'équilibre (dans le stabilisateur horizontal de Trimmable (THS).
- Il y a cinq réservoirs de carburant dans les ailes et un réservoir dans le (THS).
- Toute la capacité utilisable de carburant est de 139090 litres (36743 US Gal).

La capacité de carburant de chaque réservoir est montrée dans le tableau ci-dessous :

Réservoir Carburant	Extérieur gauche	Intérieur gauche	Central	Equilibre	Intérieur droite	Extérieur droite	total
Volume (litre)	3650	42000	41560	6230	42000	3650	139090
(US gal)	964	11095	10979	1646	11095	964	36743
Poids (kg)	2865	32970	32625	4891	32970	2865	109186
(lb)	6313	72686	71926	10783	72686	6313	240714

Tableau II.2. La capacité des réservoirs

SG = 0,785 (la densité de carburant)



### II.4.1 Les Réservoirs Intérieurs

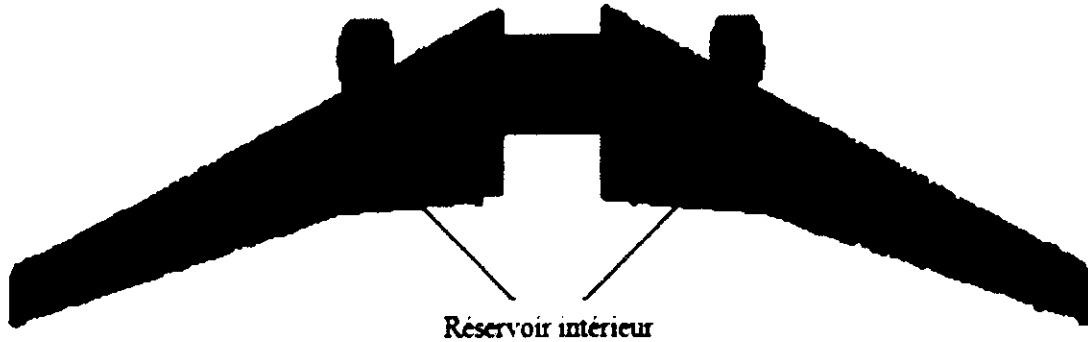


Figure II.7 : représente l'emplacement des réservoirs intérieur

Volume de réservoir intérieur = 42 000 L

Poids = 33 000 kg

### II.4.2 les Réservoir Central

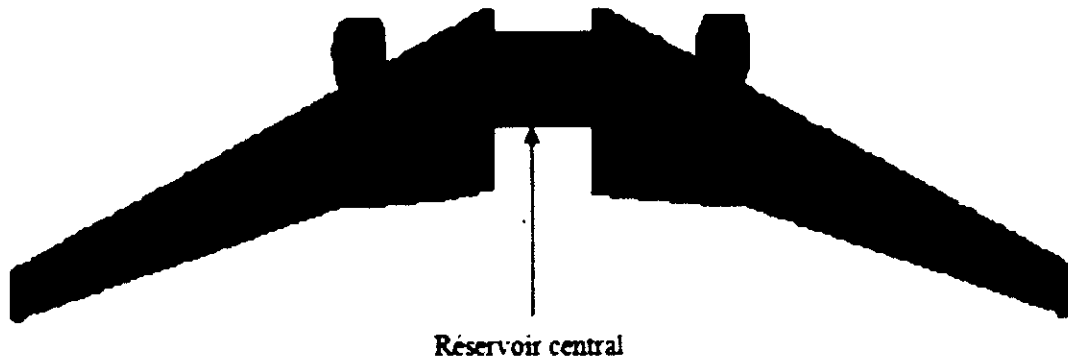


Figure II.8 : représente L'emplacement de réservoir central

Volume de réservoir central = 41560 L

Poids = 32 625 Kg

### II.4.3 Les Réservoirs extérieurs

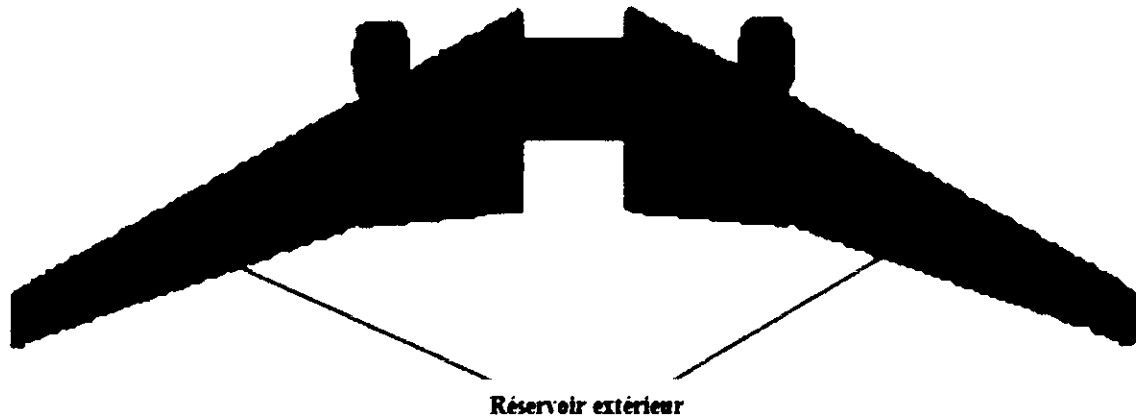


Fig. II.9 : représente L'emplacement des réservoirs extérieur

Volume de réservoir extérieur = 3 650 L

Poids = 2 865 Kg

### II.4.4 Réservoir d'équilibre

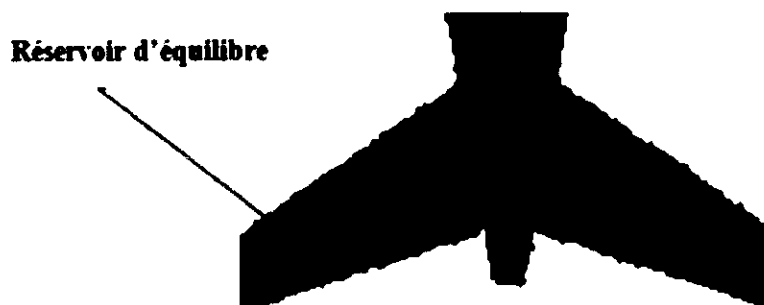


Fig. II.9 : représente L'emplacement de réservoir d'équilibre

Volume de réservoir d'équilibre = 6 230 L

Poids = 4 891 Kg

### II.4.5 Les Réservoirs d'airs

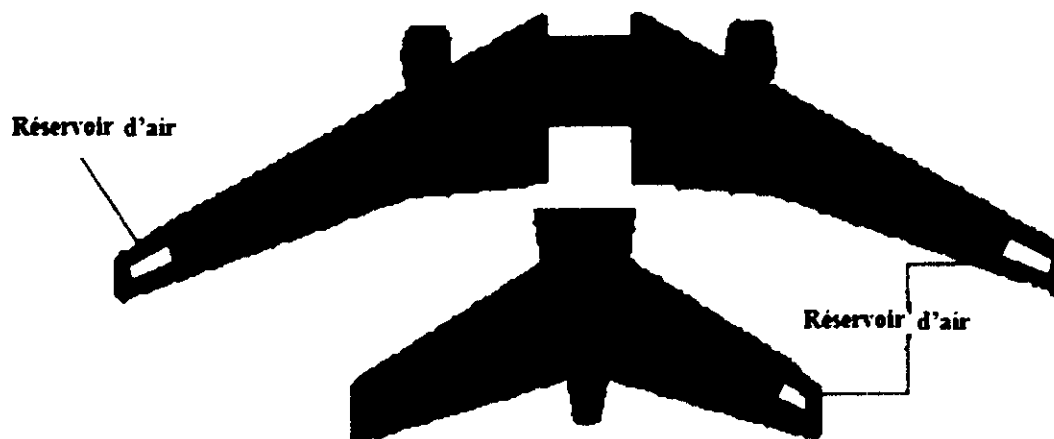


Figure II.10 : représente L'emplacement des réservoirs d'air

Les réservoirs d'air Sont installes à l'extérieur de chaque réservoir externe.

Et du coté droit de réservoir d'équilibre dans le THS.

Après l'opération de remplissage à la capacité maximum des réservoirs, le carburant peut augmenter par 2 % sans débordement dans les réservoirs d'air.

Volume de réservoir d'air dans les ailes: 900 L (240 USA Gallon)

Volume de réservoir d'air dans le réservoir d'équilibre: 115 L (30 USA Gal)

Tous les réservoirs de carburant et réservoirs d'air ont des soupapes de vidage de l'eau à leur plus bas point.

### II.5 Circuit de mise a l'air libre

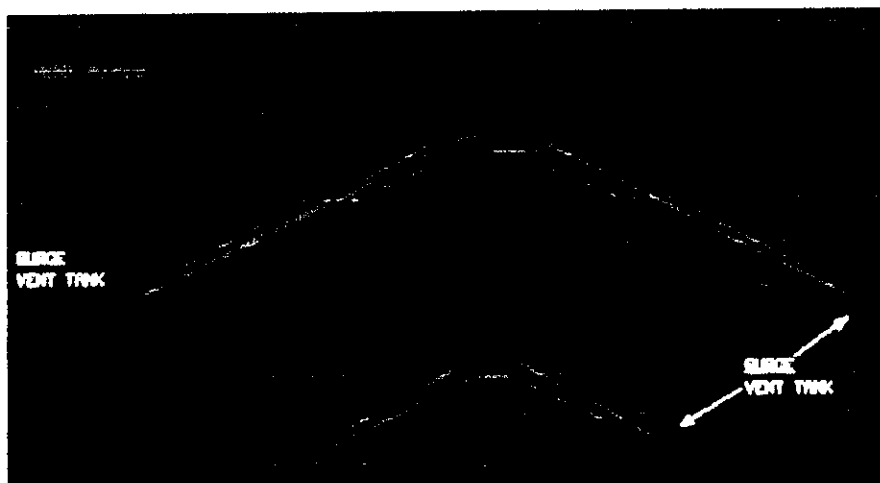


Figure II.11 : représente la tuyauterie de vent

Le circuit de mise à l'air libre de réservoir garde la pression atmosphérique dans les réservoirs de carburant (et les réservoirs d'air) près à la pression atmosphérique ambiante. Le système empêche une grande différence entre ces pressions, qui peuvent endommager la structure du réservoir carburant /avion.

C'est particulièrement nécessaire:

- pendant l'opération de remplissage ou ont vidage
- quand l'avion s'élève ou descend.

Chaque tuyau de passage de réservoir est relié à son réservoir de passage relatif d'air, qui est ouvert à l'atmosphère par une prise de naca.

## II.6 Système de distribution du carburant

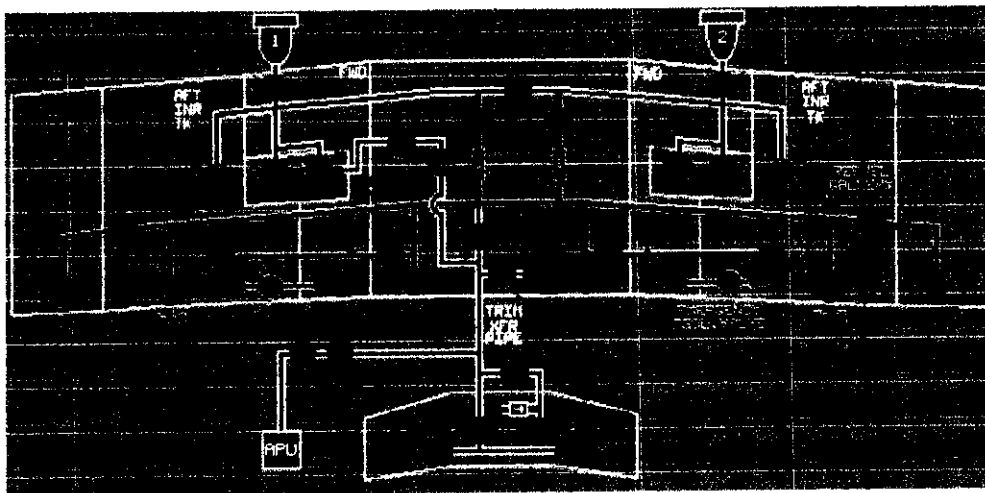


Figure II.12 : Circuit de distribution carburant dans la structure de l'avion

Le système de distribution assure que le carburant:

- soit fourni à tous les moteurs pendant toutes les conditions de vol
- soit fourni à l'APU
- peut être déplacé du réservoir au réservoir selon les besoins
- soit déplacé en avant ou vers l'arrière à la commande d'élasticité de CG de l'avion en vol.

## II.7 Le Circuit De Pompes principales de carburant

Il y a deux pompes principales de carburant en chaque réservoir et une pompe de secours.

Voir figure II.13

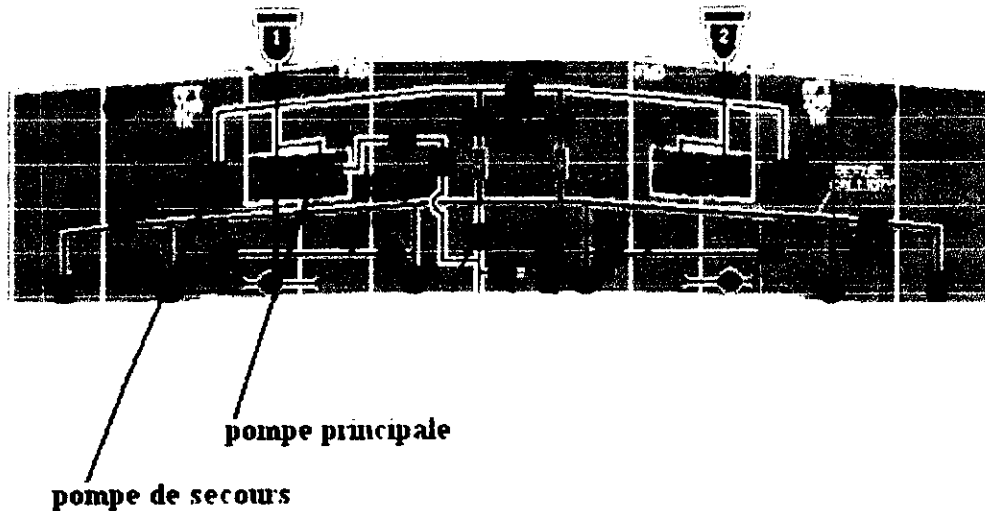


Figure II.13 : pompe principal et de secoure

Les pompes principales fournissent le carburant à leur moteur relatif. Si une pompe principale à une anomalie la pompe de secours relatif démarre automatiquement.

Si les deux pompes principal et de secours ne fonctionne pas, il est possible d'obtenir le carburant par gravitation à partir des pompes du moteur. Le moteur cause une aspiration qui tire le carburant.

## II.8 Système de pompe APU

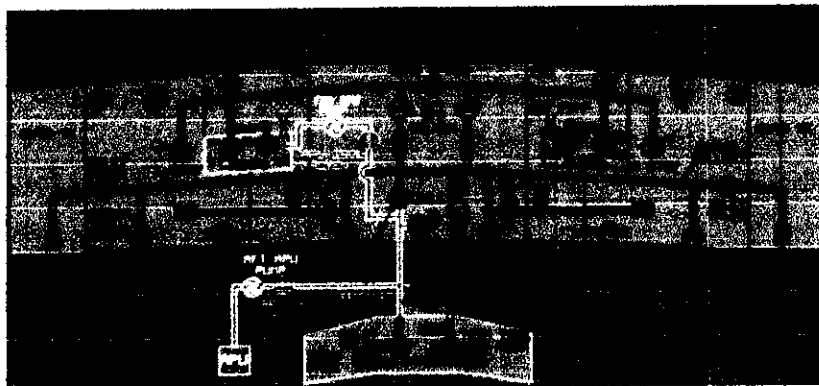


Figure II.13 : représente Le système de pompe de l'APU

Le système de pompe de l'APU est actionnée en toute phase d'opération a deux pompe d'alimentation de carburant une est installer dans la section centrale de l'ail elle fourni le carburant a la ligne de transfert d'équilibre et a la ligne de l'APU quand le système de transfert d'équilibre ne fonctionne pas. Une deuxième pompe est installée dans la section de la queue, elle fournit le carburant de la ligne de transfert du réservoir d'équilibre vers l'APU quand le système de transfert fonctionne.

### II.9 Système d'intercommunication

Le système d'intercommunication a une valve d'intercommunication qui est habituellement fermée. Dans cette configuration il divise le système d'alimentation de carburant de moteur en deux parts (une part pour chaque moteur). Quand la valve d'intercommunication est ouverte, elle relie les lignes de carburant des deux ailes ensemble. Ainsi les deux moteurs peuvent être fournis avec du carburant à partir d'un des ailes ou à partir des deux ailes. L'équipage peut actionner la valve d'intercommunication manuellement.

### II.10 Système de remplissage/vidage (refuel/defuel)

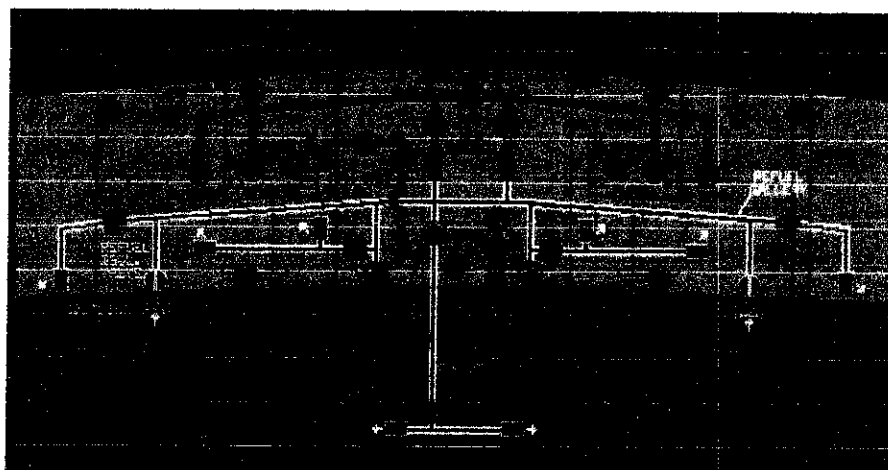


Figure II.14 : représente Le système de remplissage / vidage

Au centre de chaque accouplement une valve d'isolement contrôle le remplissage du carburant fourni. Chaque réservoir a une soupape d'admission dans la quelle laisse le carburant sortir du réservoir de carburant par des diffuseurs.

Les commandes de système remplissage/vidage d'écoulement du carburant dans ou hors de l'avion. Il est possible de CF6-80E1 le remplissage à partir de poste de pilotage ou du panneau de

commande de Remplissage/vidage dans le coté droite abaisse le ventre capot de carénage. Le vidage est seulement commandé du panneau de commande de remplissage / vidage.

Des accouplements de remplissage/vidage sont installés dans le principal bord de l'aile de coté gauche et de coté droite. Ce sont l'interface entre le système de remplissage/vidage et la source externe du carburant. Deux tuyaux peuvent se relier à chaque accouplement de remplissage/vidage.

### II.10.1 Remplissage

Il y a deux procédures différentes pour remplir l'avion.

- Remplissage sous pression (automatique ou manuel).
- Le débordement.

Pour remplir le réservoir de carburant à leur capacité maximale l'avion doit être se conformer a la donnée d'attitude au sol, avec un remplissage a pression de 3.45 bar de quatre tuyau de carburant 33 minutes.

### II.10.2 Vidage

Il y a deux procédures de vidage de l'avion:

- vidage sous pression
- l'aspiration (l'aspiration avec une source externe pour enlever le carburant).

Il est possible d'utiliser les deux procédures à la fois

## II.11 Circuit de transfert principal

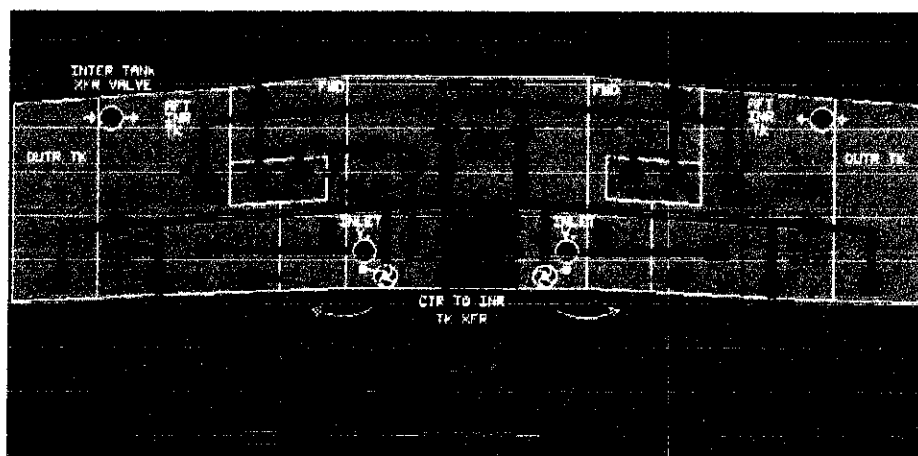


Figure II.15 : Le circuit de transfert principal

Les commandes de système de transfert principales de carburant des réservoirs centrale et externe aux deux réservoirs intérieurs.

Le Système utilise la pompe pour transférer le carburant du réservoir central au réservoir intérieur. par contre du réservoir extérieur au réservoir intérieur se fait par gravité

Le système de commande et de surveillance de carburant (FCMS) contrôle automatiquement ce système mais l'équipage peut le CF6-80E1 manuellement du poste de pilotage en cas de besoin.

## II.12 Système de transfert d'équilibre

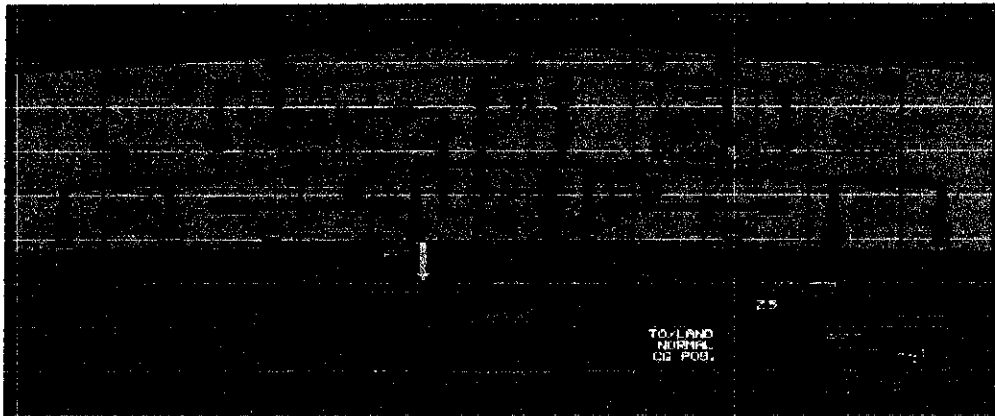


Figure II.16 : Système de transfert d'équilibre

Les commandes de système de transfert d'équilibre control le CG de l'avion.

Pour cette fonction le système transfère le carburant des ails au réservoir d'équilibre, transfert arrière (AFT), et du réservoir d'équilibre aux ails transfert avant (FWD), ce mouvement de carburant change le CG de l'avion. Le système fonctionne automatiquement mais l'équipage peut manuellement placer un transfert vert l'avant. Le FCMS calcule le CG de l'avion et compare le résultat à une valeur cible. Au besoin, le FCMS prend alors une décision pour déplacer le carburant vert l'avant ou vert l'arrière pour contrôler le centre de gravité de l'avion.

### II.12.1 Transfert vert l'avant

Le transfert avant se fait en cas de :

Le CG calculé est moins que la cible CG sans 0,5% corde aérodynamique moyenne.

Le train d'atterrissage et les lamelles sont entièrement rétractés.

Le réservoir d'équilibre n'est pas plein.

L'avion est au dessus de 25500ft (7772m).



### II.12.2 Transfert vert l'arrière

Le transfert arrière se fait en cas de :

Le CG calculé est plus grand que la cible CG.

Le système de largage est placé sur ON.

L'avion est descend en dessous de 24500ft (7468m).

### II.13 Système de largage

Le système de largage permet de jeter une partie du carburant de l'avion en vol. L'équipage commence manuellement l'opération du système de largage à partir de poste de pilotage.

Ce système est utilise quand il y a une nécessité d'atterrir dans un aéroport de dégagement à cause d'une anomalie, mais le problème qui se pose c'est que le poids de l'avion est supérieur que le poids maximal limité à l'atterrissage. La seule solution est de garder le carburant suffisant pour l'atterrissage et larguer le surplus de carburant pour diminuer le poids. Le taux de largage est approximativement 1080 Kg/min.

### II.14 Système de commande et de surveillance FCMS

#### II.14.1 Définition

Le système de commande et de surveillance de carburant reçoit des données pour Commander les différentes opérations de carburant et pour montrer les indications (voire la fig. II.12)

#### II.14.2 Fonctionnement de l'FCMS

- Calculer la quantité de carburant
- Calculer la température de carburant
- Calculer le centre de la gravité (CG.) de l'avion (ainsi que la gestion de vol).
- Commande le CG de l'avion. Par le système de transfèrent d'équilibre.
- Commande le circuit principal de transfert.
- Commande l'opération de remplissage automatiquement.
- Arrêter l'opération de remplissage ou vidage si la configuration de carburant n'est pas sûre.
- Recevez les signaux de niveau de carburant par les sondes de niveau de carburant et prenez les décisions nécessaires.
- Donne les données d'installation carburant à d'autres circuits de bord

- Surveillée l'installation carburant et rapportez les échecs d'installation carburant aux ordinateurs centraux d'entretien (CMC).
- Arrêtez une opération de largage de carburant.
- Commandez le système de drainage.

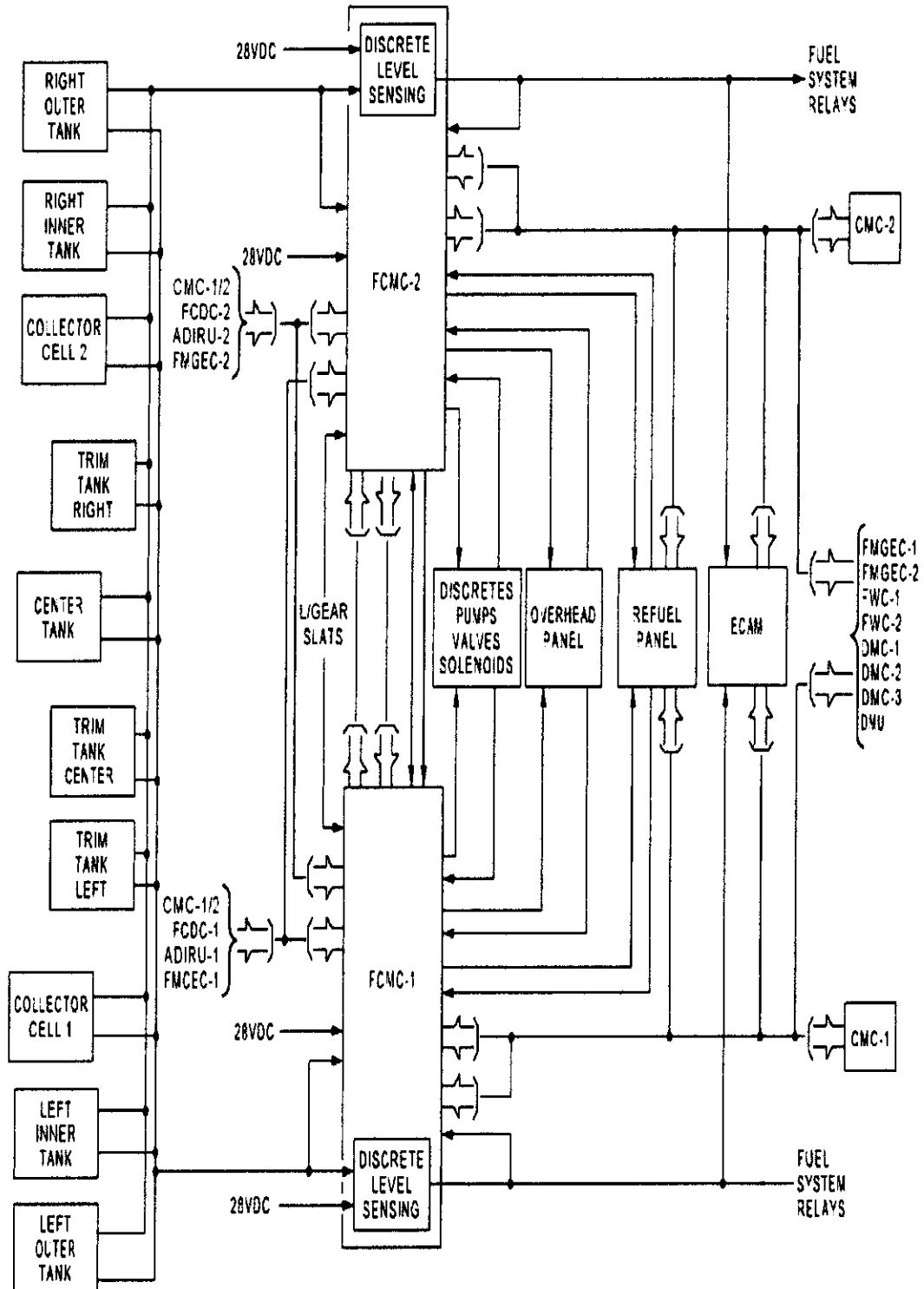


Figure II.12 : Schéma de fonctionnement de FCMS

### II.14.3 Description de FCMS

Le FCMS a deux composants primaires, FCMC1 et FCMC2. Ces ordinateurs rassemblent toutes les données nécessaires des composants d'installation carburant et d'autres circuits de bord. Ils prennent alors les décisions applicables pour commander l'installation carburant.

Une seule FCMC commande le système à la fois. Si le FCMC1 qui est dans la commande s'avère en état inutile (ou donne des données insuffisantes), l'autre FCMC obtient la commande. C'est un procédé de changement.

## II.15 Présentation des différentes sondes et capteur

### II.15.1 Capteur de quantité carburant

Les sondes de mesure de la quantité de carburant sont installées dans tous les réservoirs, chaque sonde permet d'indiquer toutes les changements de niveau de carburant et d'informer l'équipage (voire la figure II.13).

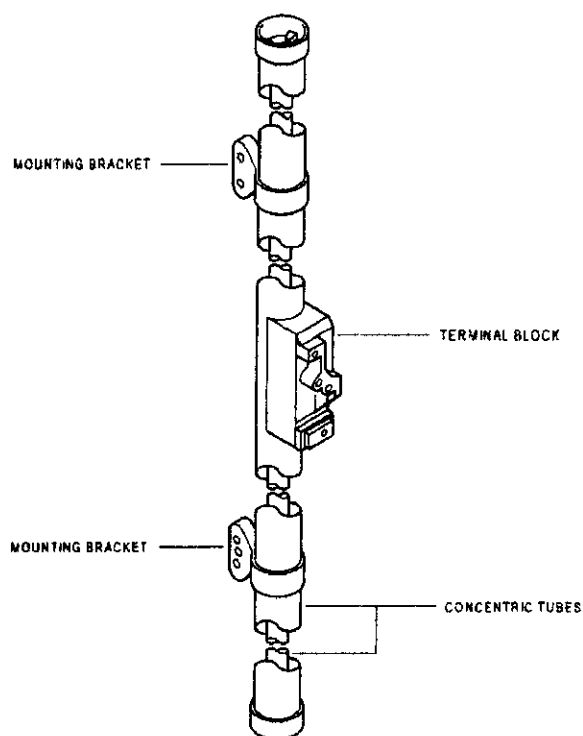


Figure II.13 : Exemple d'une sonde de quantité de carburant

### II.15.2 Capteur de compensation

Il y a trois capteurs de compensation. L'un est installé dans le réservoir central et les deux autres dans les réservoirs intérieurs.

Les compensateurs permettent de corriger la quantité de carburant en prenant compte les propriétés physiques du carburant pendant toutes les phases de vol.

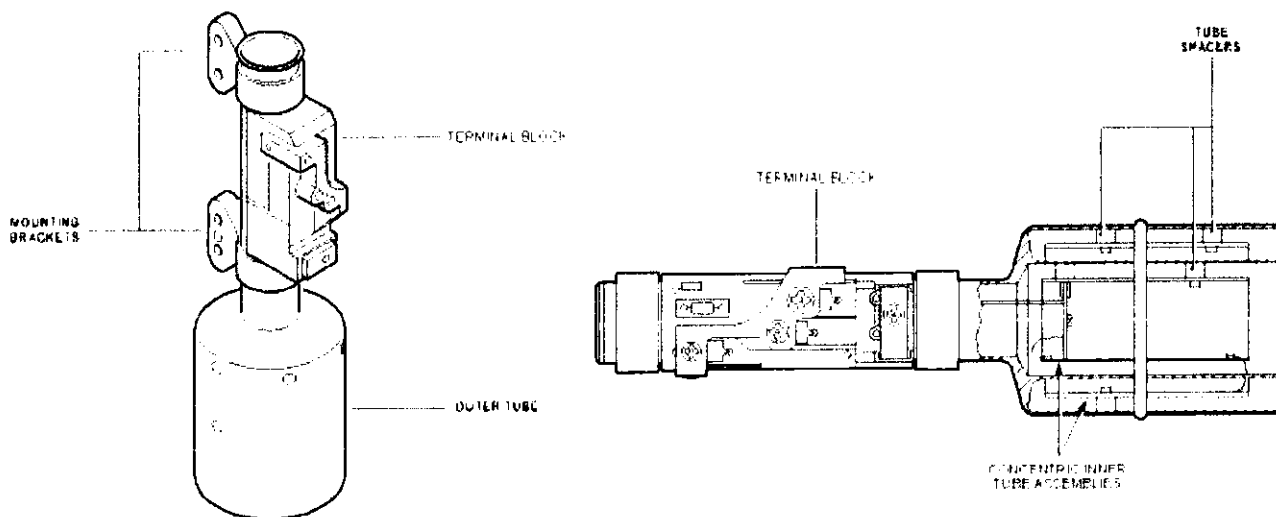


Figure II.14 : Exemple d'une sonde de compensateur

### II.15.3 Capteur de Densitomètre

Il y a deux capteurs de densitomètre et qui sont installés seulement dans les réservoirs intérieurs. Il permet de calculer la densité de carburant.

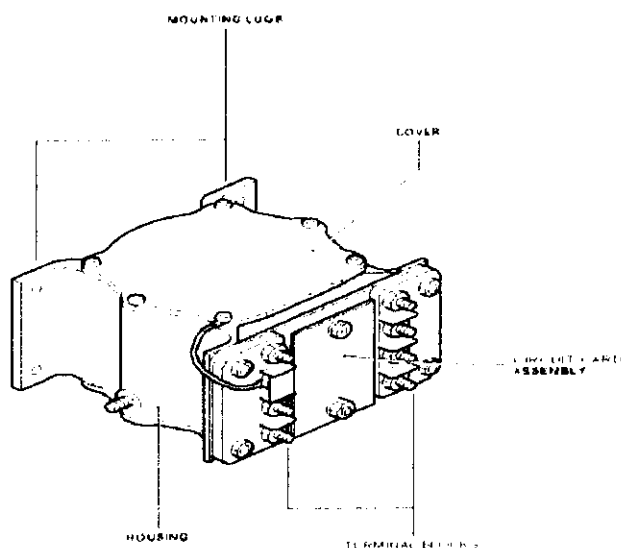


Figure II.15 : Exemple d'une sonde de densitomètre

➤ **Remarque :**

Il existe d'autres capteurs de niveau :

Capteur de haut niveau : il est installée dans tout les réservoirs, permet de contrôlé le niveau de carburant dans les réservoirs et informe l'équipage quant on obtient le haut niveau le FCMS ferme les valves relative.

Capteur de bas niveau : il est installé dans les réservoirs intérieurs, centraux et d'équilibre.

Capteur de température : il est installée dans les deux réservoirs intérieurs, coté gauche de réservoir extérieur et de coté droite de réservoir d'équilibre, il informe l'équipage lors des opérations de remplissage de carburant.

## **II.16 Conclusion**

Nous avons essayé dans ce chapitre, de présenter le plus clairement possible le fonctionnement du système carburant et leur instrumentation (commande, surveillance). Nous avons ainsi enrichis notre travail par des illustrations des sondes et des schémas fonctionnels afin de donner l'importance de ces sondes au niveau de l'avion.

**CHAPITRE III :**

**TRANSMETTEUR D'ÉCOULEMENT  
DE CARBURANT**

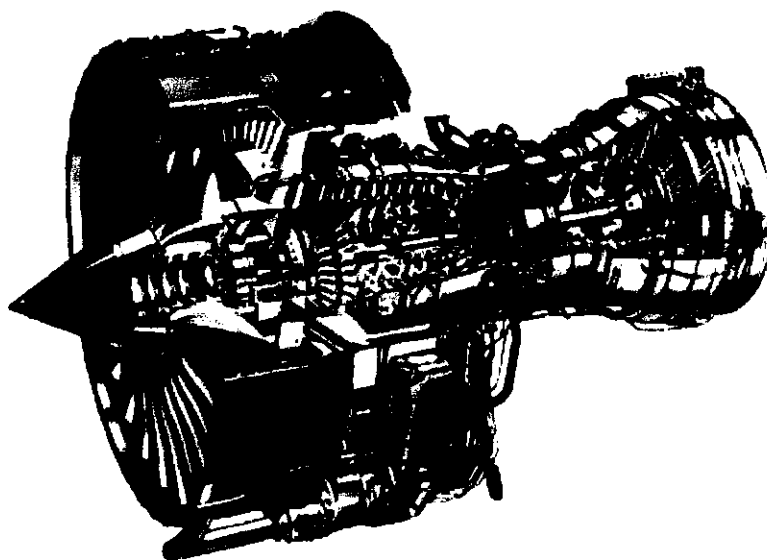


Figure III.1 : Le moteur CF6-80E1

### III.1.2 Les partitions du moteur CF6-80E1

- Compresseur à basse pression (LP) / turbine : Le rotor à vitesse réduite (N1) se compose de d'un étage compresseur LP de signal (soufflante avant) relié à quatre étage de turbine de basse pression (LP).
- Compresseur / turbine intermédiaires de pression : le rotor de vitesse intermédiaire N2 se compose de huit étage de compresseur intermédiaire à huit étages relié a un étage de turbine IP.
- Compresseur (HP) / turbine à haute pression : le rotor de haute vitesse du N3 se compose d'un compresseur de haute pression (HP) à six-étage relié à une turbine d'une seule étage de HP
- Chambre de combustion : la chambre de combustion annulaire est équipée avec 24 Injecteur de carburant et 2 bougies.
- Boîte d'engrenages des accessoires : la boîte d'engrenages des accessoires, située au fond de la caisse de ventilateur, reçoit le couple des accessoires montés par boîte de vitesse horizontale d'entraînements de rotor de HP.

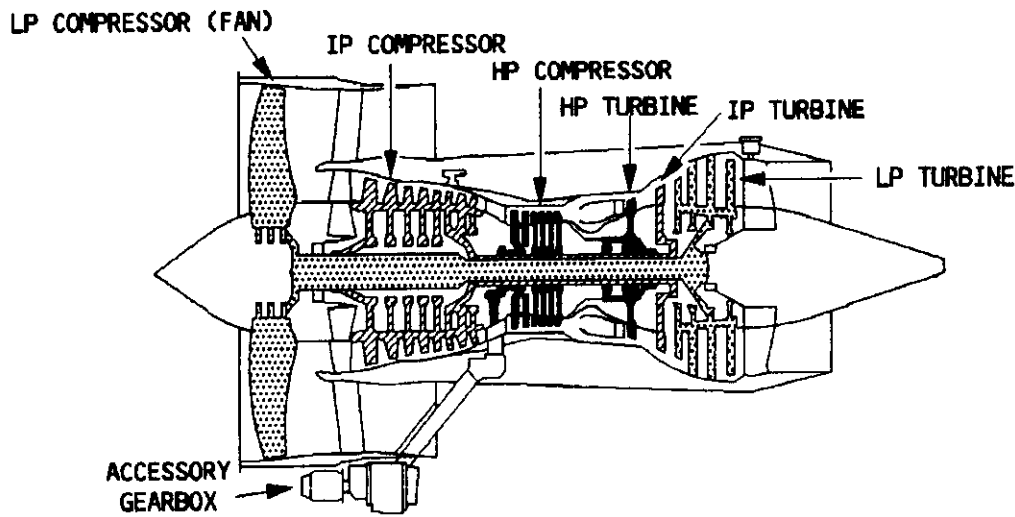


Figure III.2 : Vue représentatif de différents étages du moteur CF6-80 E1

### III.1.3 Installation carburant dans le moteur

L'installation carburant dans le moteur assure l'écoulement de carburant au débit exigé pour mettre en place et conserver la puissance de moteur.

L'écoulement exigé est un ensemble des conditions de fonctionnement tel que l'accélération, l'altitude, le nombre de mach, la température de l'air d'admission, etc...

L'installation carburant dans le moteur est divisée en trois fonctions principales :

- Distribution.
- Commande.
- Affichage

#### III.1.3.1 Distribution de carburant

Le carburant assuré à partir des réservoirs d'avion coule par la poussée des pompes. Lors de la sortie de la pompe, il traverse un épurateur et passe à l'étape de la haute pression, puis traverse l'échangeur de chaleur et le filtre de carburant. Le filtre de carburant inclut un élément filtrant et un servo de lavage, l'élément filtrant filtre tous le carburant assuré à partir de la pompe. Par contre le servo de lavage filtre seulement celui assuré à l'élément hydromécanique (HMU). Le carburant sort alors de l'orifice du servo d'alimentation du filtre principal de carburant et traverse le servo réchauffeur de carburant et dans le servo de chauffage sur le HMU. Quand le jet principal d'écoulement sort le filtre de carburant, il passe par la section régulatrice de carburant de HMU.

Le HMU est une commande électro-hydraulique. Il dose l'écoulement correct de carburant au système de la combustion du moteur et dévie l'écoulement excessif de nouveau à l'endroit inter-



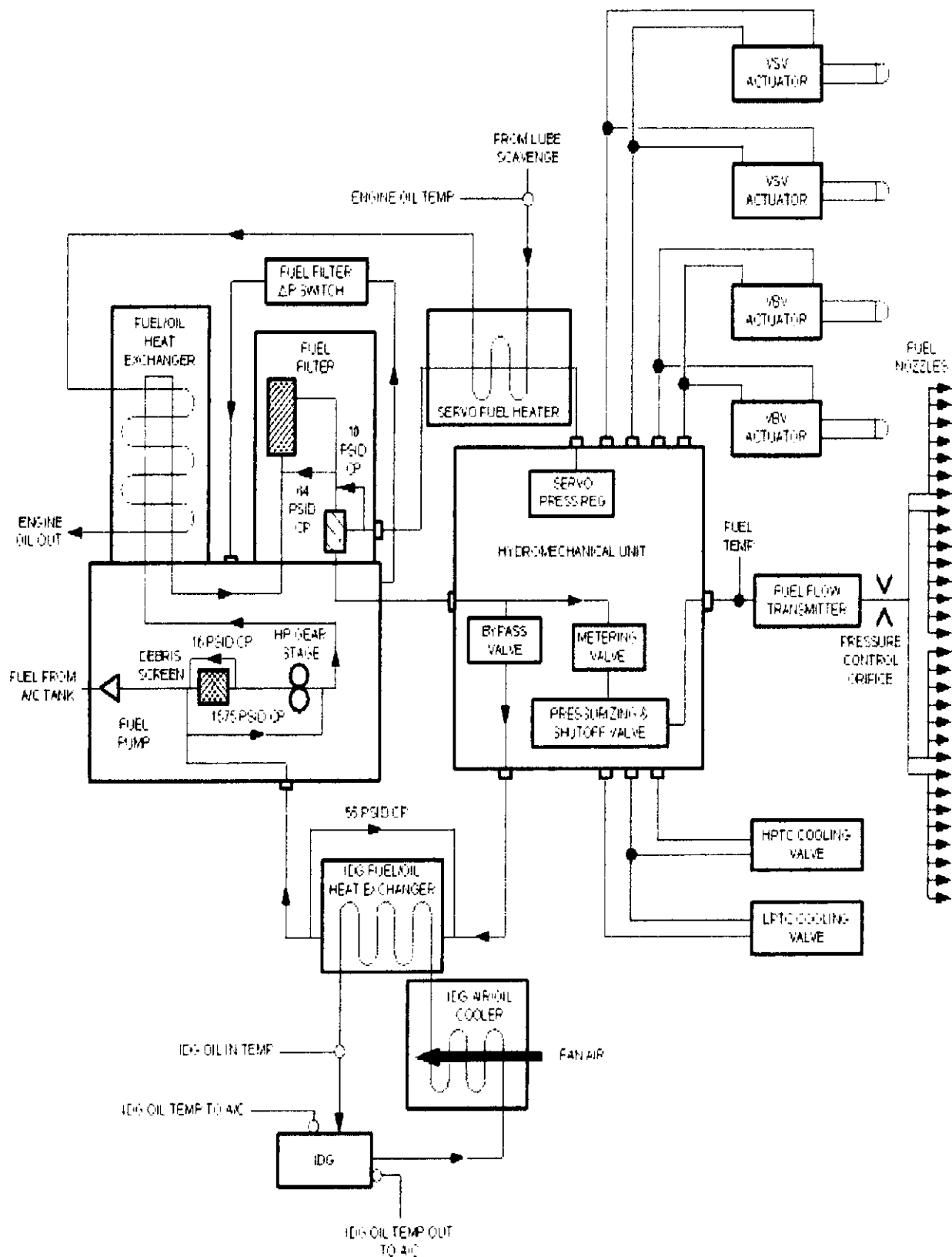


Figure III.3 : Chaine de distribution de carburant

### III.1.3.2 La Commande électronique du moteur

Chaque moteur possède un système électronique numérique de control de pleine autorité FADEC (Full Authority Digital Electronic Control). IL est appelé aussi EEC (Engine Electronic Control) ou commande électronique de moteur. Son rôle est de faire la gestion du moteur.

Le FADEC possède deux voies en redondance, avec un canal actif et l'autre en veille. Si un canal échoue, l'autre prend automatiquement le control.

Il possède un alternateur magnétique pour une source interne d'énergie.

Il est monté sur la caisse du ventilateur "Fan".

L'unité d'interface de moteur (EIU) Engine Interface Unit transmet au FADEC les données qu'il emploie pour faire la gestion du moteur.

Le FADEC comprend une boucle locale d'asservissement directement reliée au dispositif de mesure de débit voire la figure ci-dessous.

Le système FADEC surveille aussi le carburant et le moteur pour assurer une exploitation sûre et satisfaisante.

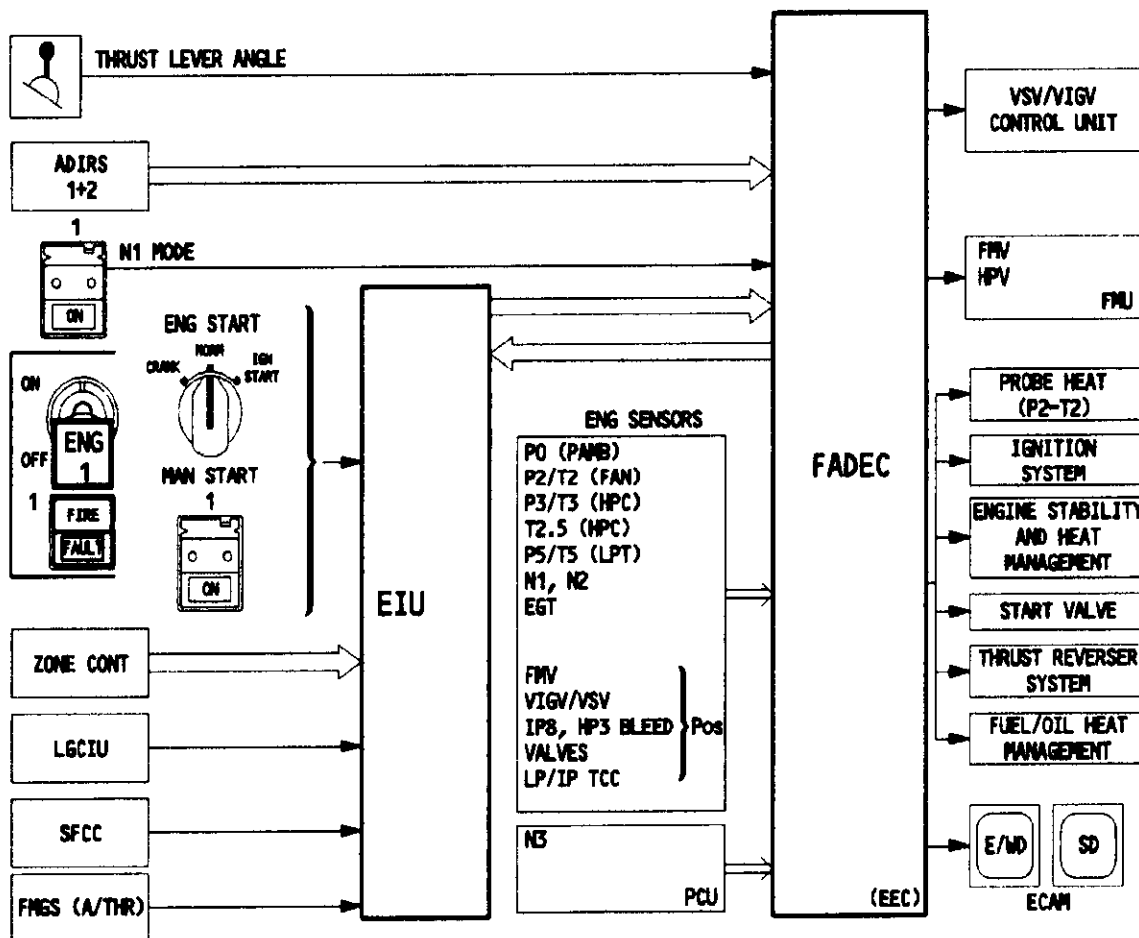


Figure III.4 : Le FADEC et son environnement

III.1.3.3 L'affichage sur l'ECAM

Comme tout les systèmes qui existent à bord de l'avion, les périphérique d'indication sont nécessaires pour gérer le vol en toute sécurité ; pour cela le système FADEC par l'ECU Fournie des informations sur ces propre paramètre (carburant utiliser, débit de carburant, température, pression...) sur des écrans de visualisation voir (figure III.5).

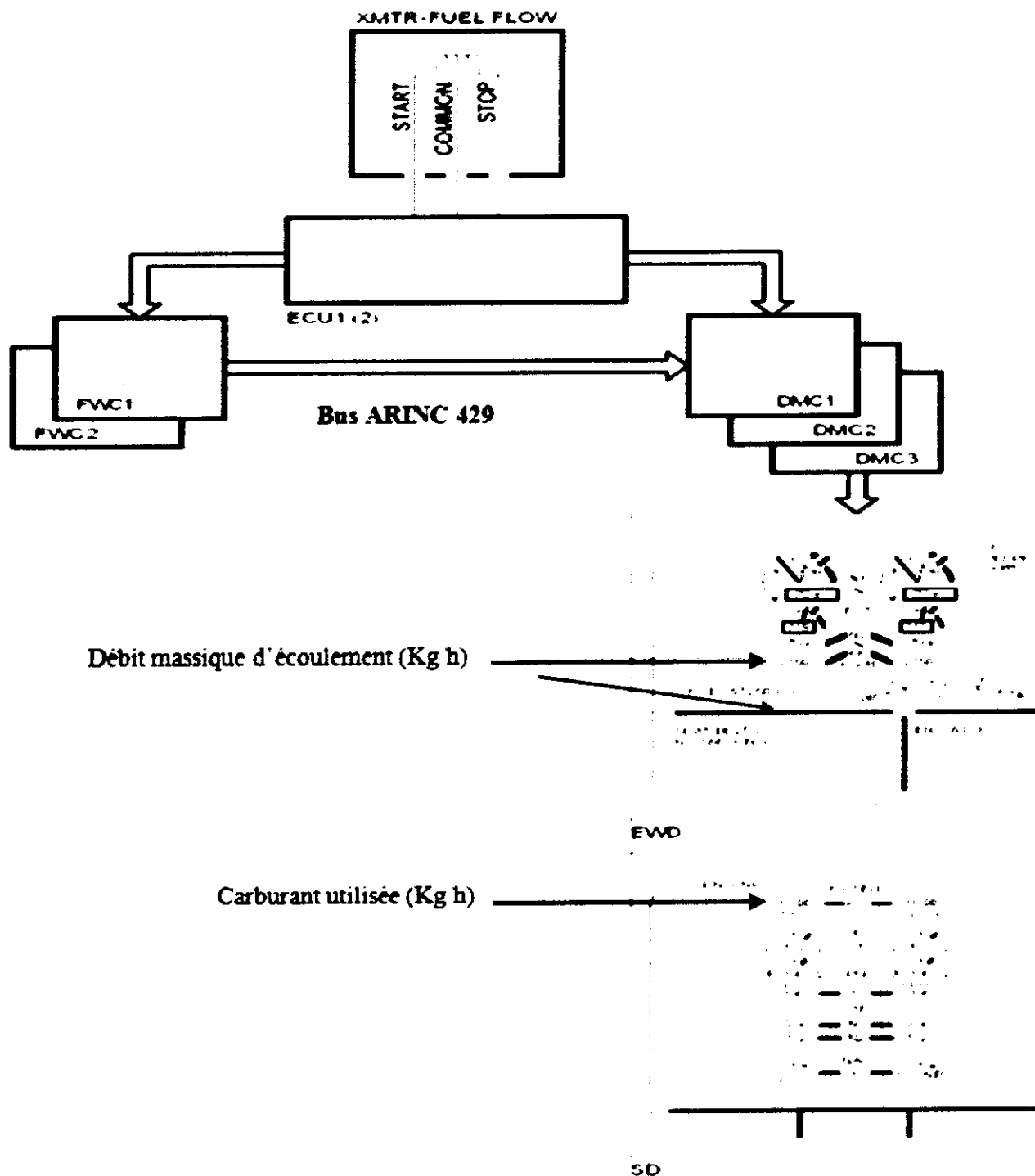


Figure III.5 : Chaine de mesure de (débit et carburant utilisée)

Les fonctions de surveillance et d'affichage électronique sur L'avion, sont unique pour les deux membres d'équipage, l'ECAM affiche les informations moteurs d'avion par l'intermédiaire de deux afficheur : l'EWD et SD.

- L'affichage d'Engine/Warning (EWD)

EWD est placé sur l'unité de visualisation supérieure installée sur la partie centrale du tableau de bord. Il présente l'information courte composée par les indications primaires du moteur, l'information de configuration d'aile, et des messages d'alerte en cas de n'importe quelle panne.

- L'affichage de système (SD),

SD se situe sur l'unité de visualisation inférieure (DU) (Display Unit) installée sur la partie central du tableau de bord au dessous de EWD. Il présente les messages de l'état d'avion, et les diagrammes synoptiques selon la configuration et le système de ce dernier.

Beaucoup de pages sont disponible aux divers systèmes correspondant d'avion.

-le seul instrument qui gère ces données avant l'affichage et le responsable fondamentale est l'ordinateur de gestion d'affichage DMC.

#### **III.1.4 L'ordinateur de gestion d'affichage (DMC)**

Trois ordinateurs identiques installés dans la soute électronique (DMC 1, DMC 2, DMC3) sont responsables pour acquérir des données et des paramètres de divers circuits de bord, pour les recueillir sur le lien A629 à l'unité de visualisation qui produit des signes conventionnels pour les affichages sur le cockpit.

L'affichage des paramètres carburant de moteur est surveillée par :

- L'affichage d'avertissant du moteur (EWD), pour affiché la valeur de débit.
- Le système d'affichage (SD), pour affiché le carburant utilisée.
- les voyants d'avertissement et d'alarme.

L'indicateur ECAM couvrent les principaux paramètres au niveau du moteur.

L'indication d'écoulement de carburant est montrée par la couleur verte et est donnée en Kg/h. L'indication sur l'EWD (Engine warning display) est entre 0 et 30000 KG/h.

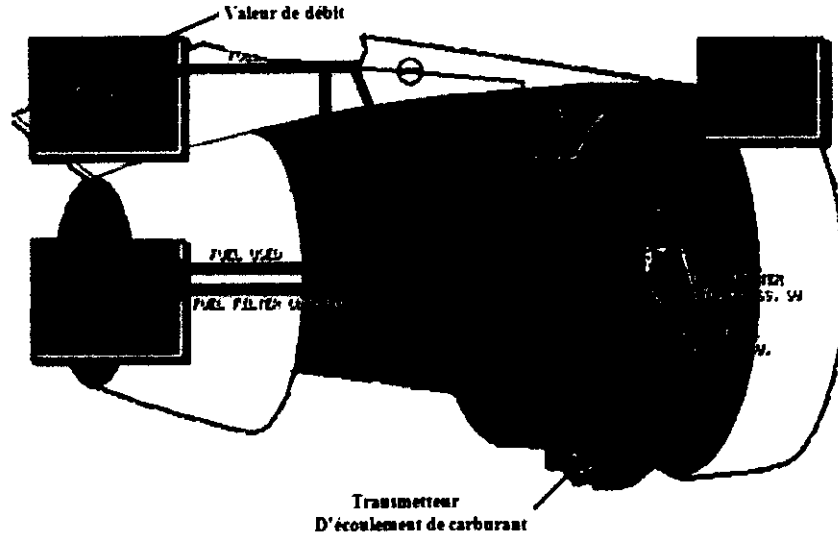


Figure III.5 : L'affichage sur l'ECAM

### III.2 Notion sur le bus ARINC 429

#### III.2.1 Description D'ARINC

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

Ce bus est un bus de données simple utilisant un seul émetteur et de 1 à 20 récepteurs par bus. On le retrouve dans des avions tels que les AIRBUS A310/320 et A330/A340, et dans de nombreux autre système avionique.

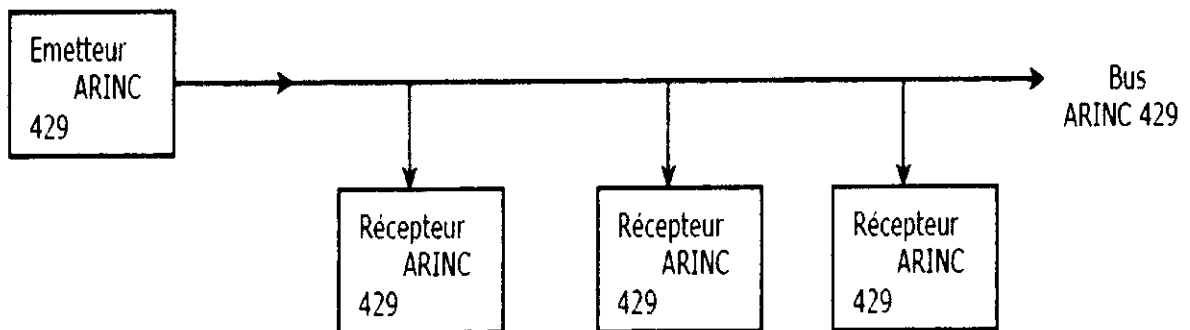


Figure III.6 : Architecture d'ARINC

### III.2.1.1 Support physique

Il s'agit d'une structure point à point. La communication est unidirectionnelle et pour une communication bidirectionnelle entre les systèmes, on utilise deux bus, un dans chaque direction. Un bus ARINC 429 utilise deux fils pour transmettre un encodage bipolaire avec Retour à Zéro, dit "RZ". Les mots de 32 bits sont séparés par 4 bits-time NULL, il n'y a donc pas besoin d'un 3<sup>ème</sup> fil pour le signal d'horloge. Le bus unidirectionnel utilise une paire torsadée. Le bus ARINC 429 supporte deux types de débit : un haut débit de 100Kbps pour les 'hautes' données (1% des données) et un faible débit variant entre 12Kbps et 14,5Kbps pour les 'basses' données.

### III.2.1.2 Niveau liaison

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

Nous sommes ici dans le cas d'une liaison point à point, donc le système de contrôle est aussi point à point.

Trois protocoles sont définis dans ARINC 429 pour les données numériques, discrètes ou fichiers. Les transferts de données numériques ou discrètes sont effectués en utilisant un champ SAL (System Address Label) unique pour identifier la donnée contenue dans chaque mot.

Le label définit le type de donnée du mot. Le Bit de parité permet de vérifier la validité de la transmission.

de bus ARINC 429

Catégorie : BUS AVIONIQUE

Exemple d'utilisation: Airbus A310, A340, Boeing du 727 au 767 ....

Débit: Deux débits sont normalisés:

\* Lo speed 12.5 kbits/seconde.

\* High speed 100 kbits/seconde.

Support physique: Paires torsadées.

Codage RZ Bipolaire avec retour à zéro.

Format d'un mot : 32 bits

Niveaux de tension par rapport à la masse « ground » : +5V, 0V, -5V : AOUT et BOUT

Niveaux de tension de sortie différentielle : +10V, 0V, -10V : (AOUT - BOUT)

Niveaux logique RZ : 1, NULL, 0.

### III.3 Transmetteur d'écoulement de carburant

#### III.4.1 Définition de transmetteur d'écoulement de carburant

L'émetteur de débit carburant est un dispositif qui mesure la masse totale d'écoulement du carburant, qui est assurée à la chambre de combustion de moteur. Son signal d'impulsion électrique est accède dans l'ECU. Ce dernier transforme ce signal en signal numérique. Ce signal numérique est alors transmis par le DMC ou le FWC et le DMC à L'ECAM pour l'affichage comme présenter sur la figure précédente.

L'utilisation d'un débitmètre massique peut permettre une régulation plus précise du débit de carburant en comparaison avec l'utilisation d'un débitmètre volumique. En effet, le besoin du moteur est généralement exprimé en masse de carburant.

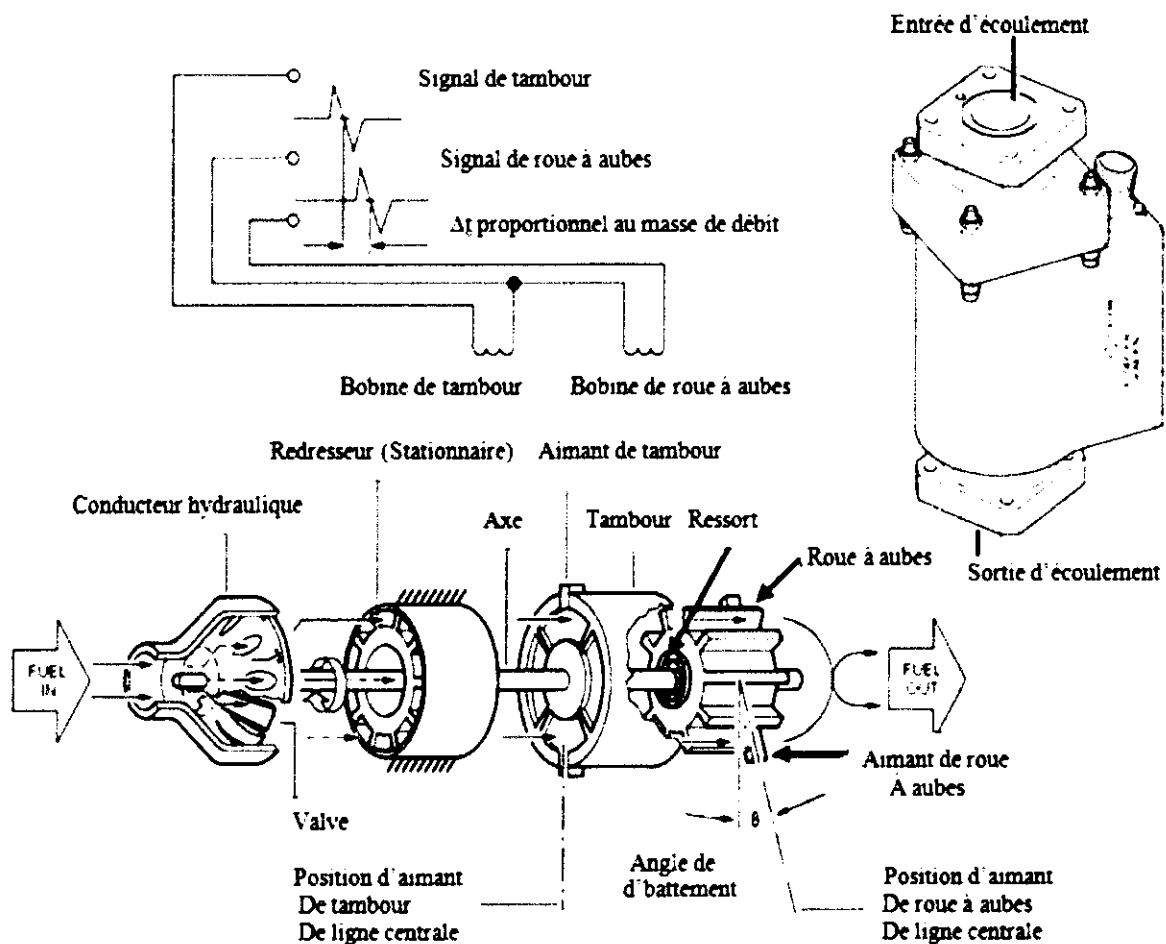


Figure III.8 : Transmetteur d'écoulement de carburant

### III.4.2 Principe de fonctionnement

L'admission du carburant à l'émetteur d'écoulement est dirigé par un générateur de remous celui-ci établie un écoulement de vortex qui entraîne un rotor.

Un aimant de départ et d'arrêt est monté sur ce rotor . L'aimant de départ est monté dans le plan d'une bobine. Chaque rotation du rotor produit une impulsion du signal de départ. Le deuxième aimant fixé au rotor est un aimant d'arrêt. L'aimant d'arrêt passe sous une lame qui est attachée à une turbine. L'aimant d'arrêt également monté au logement produit une impulsion d'arrêt, l'émetteur d'écoulement envoie ces impulsions à l'ECU. Ce dernier dédouble l'entrée au canal A et B

A la fin l'ECU traduit la différence de temps des impulsions en signal numérique qui correspond a la masse d'écoulement. Une fois que l'ECU convertit ces impulsions, il envoie ce signal au poste de pilotage pour l'affichage.

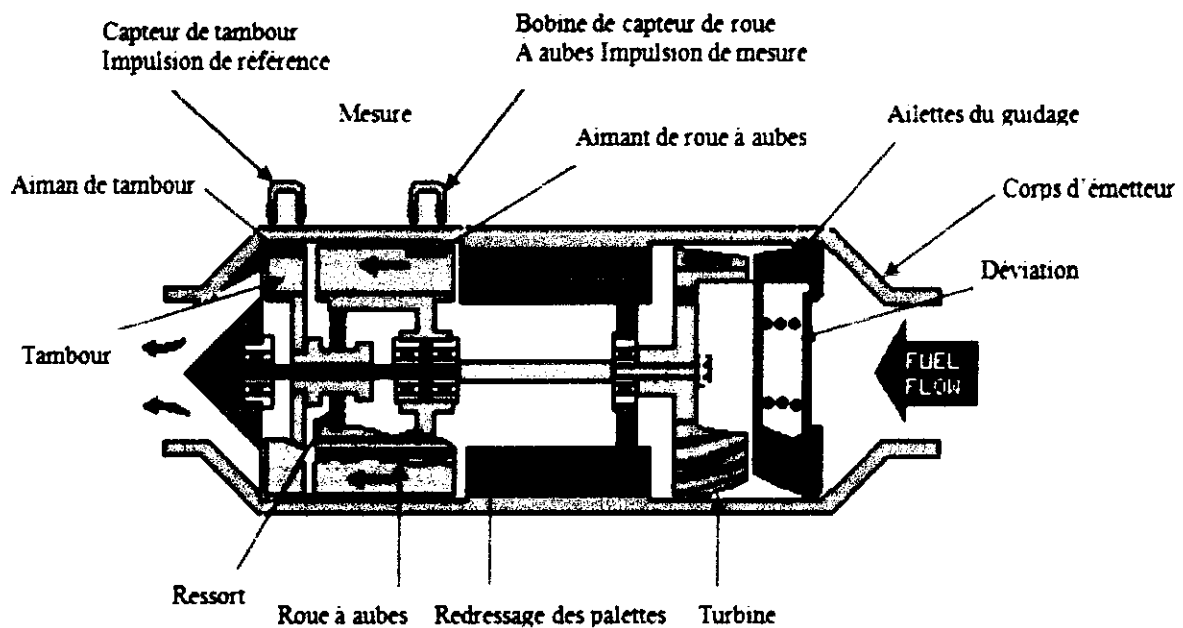


Figure III.9 : Représente le fonctionnement de transmetteur de carburant



### III.4.3 Emplacement de transmetteur de carburant

Le transmetteur d'écoulement de carburant est situé sur le côté droit de la boîte d'engrenages, juste au-dessous de l'élément hydromécanique.

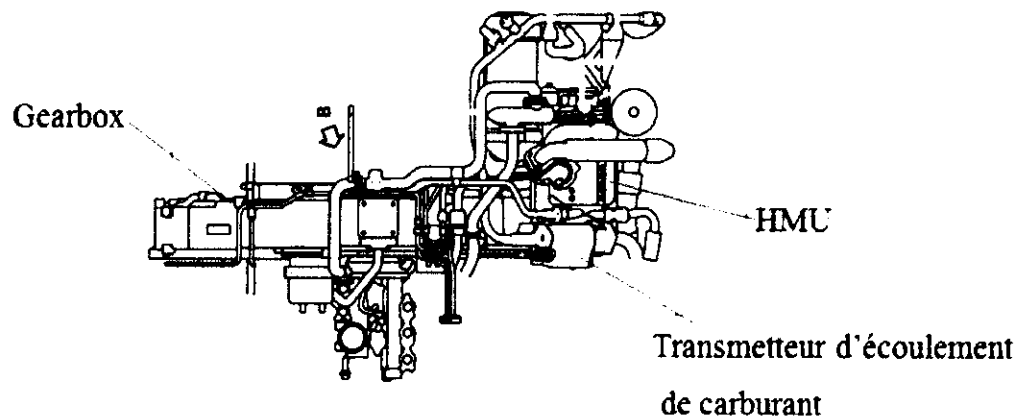


Figure III.10 :L'emplacement de l'émetteur de carburant

### III.5. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons étudié le transmetteur d'écoulement de carburant avec son environnement. Comme tout capteur le débitmètre carburant (transmetteur d'écoulement), possède toute une chaîne de mesure, cela traduit par une grandeur de la masse carburant consommé affichée sur un équipement de bord spécifique.

**CHAPITRE IV :**

**MAINTENANCE DU DEBIMETRE  
CRBURANT**

## IV. MAINTENANCE DU DEBITMETRE CARBURANT

### IV.1 Généralités sur la maintenance

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

Dans cette partie on va présenter les types de la maintenance, et quelque panne concernant le débitmètre et son environnement.

#### IV.1.1 Définition générale

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

#### IV.1.2 Les différentes types de la de maintenance

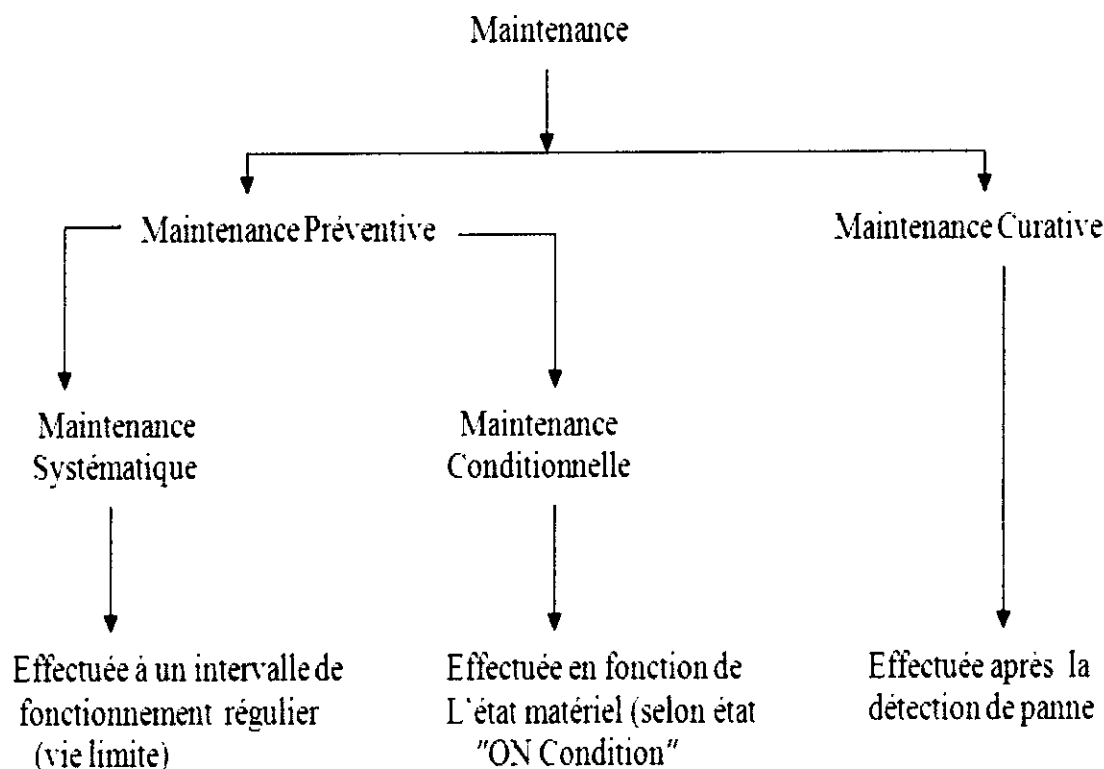


Figure IV.1 Différents types de maintenance

### **IV.2.1 La maintenance préventive**

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités normalement

- **Maintenance systématique**

C'est une maintenance préventive effectuée selon un échéancier établi en fonction du temps ou du nombre d'unités d'usage.

- **La maintenance conditionnelle**

C'est la maintenance préventive subordonnée à un type d'évènement prédéterminé révélateur de l'état de dégradation d'un bien

### **IV.2.2 La maintenance curative**

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

## **IV.3 La maintenance embarquée**

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

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

### **IV.3.1 Niveaux de maintenance**

L'information de défaillance délivrée par le CMS correspond à plusieurs niveaux de maintenance. Un test est effectué avant la procédure de remplacement et de l'installation afin de vérifier si le système de l'opération est correct.

#### **Maintenance de ligne**

Cette maintenance est caractérisée par l'intervention rapide du personnel de la maintenance en un court délai et elle se limite à l'isolation et au remplacement de l'équipement défaillant, cette action consiste à identifier et confirmer la condition de la défaillance, l'isolation de la défaillance et le remplacement de l'unité défaillante.

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

**Hangar ou maintenance de base principale**

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

**Maintenance dans l'atelier**

Ces actions de maintenances sont effectuées dans des intervalles réguliers

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

**IV.4 Les documents utilisés dans la maintenance**

On distingue plusieurs documents nécessaires pour la maintenance comme l'indique-la Figure IV.2.

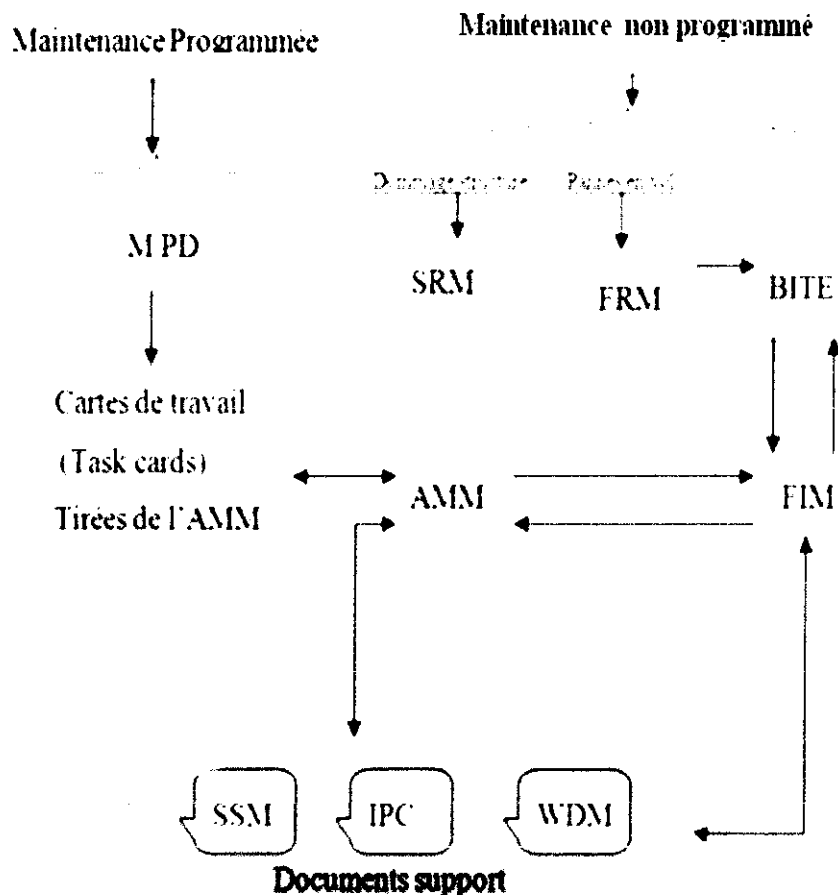


Figure IV.2 Les différents Manuels utilisée pour la maintenance

#### a) MPD (manuel planning data)

C'est le manuel de planification de maintenance, il définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, les compagnies aériennes l'utilisent pour faire des cartes de tâches (check List) qui sont utilisées par les techniciens durant la maintenance programmée voir la figure IV.1.

#### b) AMM (Aircraft Maintenance Manuel)

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

La partie 1 : est un manuel appelé " SDS" (Système description Section). Il apporte des descriptions en interfaces, les fonctions, les opérations des systèmes et des sous systèmes.

La partie 2 : comprend les procédures à utiliser lors de la maintenance :

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

#### c) SSM (Schematic System Manuel)

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

#### d) WDM (Wiring Diagram Manuel)

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

#### e) IPC (Illustrated Part Catalog)

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

#### f) CRM (Crew Report Manuel)

C'est le manuel de rapport de vol (Panne reportées), il fournit les codes des pannes, et il est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et le personnel de maintenance.

g) CMM (Composant Maintenance Manuel)

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

h) MPD (manuel planning data)

C'est le manuel de planification de maintenance, il définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, les compagnies aériennes l'utilisent pour faire des cartes de tâche (check List) qui sont utilisées par les techniciens durant la maintenance programmée voir la figure IV.1.

i) AMM (Aircraft Maintenance Manual)

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

La partie 1 : est un manuel appelé " SDS" (Système description Section). Il apporte des descriptions en interfaces, les fonctions, les opérations des systèmes et des sous systèmes.

La partie 2 : comprend les procédures à utiliser lors de la maintenance :

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

j) SSM (Schematic System Manual)

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

k) WDM (Wiring Diagram Manual)

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

### l) IPC (Illustrated Part Catalog)

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

### m) CRM (Crew Report Manuel)

C'est le manuel de rapport de vol (Panne reportées), il fournit les codes des pannes, et il est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et le personnel de maintenance.

### n) CMM (Component Maintenance Manuel)

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

### o) FIM (Fault Isolation Manuel)

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

- Observée par le pilote et mentionnée dans le CRM (Cockpit resources management) "Système de gestion des ressources humaines au cours de pilotage", ou dans le FRM (flight report Manuel).
- Ou bien détecté par le CDU (Control Display Unit).

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

### p) SRM (Structural Repair Manuel)

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

## IV.5 L'équipement d'essai incorporé BITE :(Built In Test Equipment)

Le BITE fournit dans un avion les fonctions suivantes.

- Mise en mémoire des pannes rencontrées en vol
- La déclaration de l'état des pannes en vol et au sol



- Les fonctions d'essais incorporées servaient à isoler les unités défectueuses, la vérification de la performance spécifiée d'un équipement et les essais au niveau du système.

#### IV.5.2 Le but de bite

- Aider le technicien à accomplir les tâches de maintenance de l'avion
- L'amélioration de l'efficacité des activités de maintenance.
- Réduction des coûts de maintenance.
- Les simplifications des procédures de maintenance (technicien)
- En plus faciliter la correction des problèmes en labo.
- Détecter les conditions de défaillance du système hôte.
- Assister le mécanicien lors de l'isolation d'une défaillance.
- Aider le mécanicien à établir le bon fonctionnement du système hôte.

#### IV.5.3 Diverses classes de pannes

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

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

- GO : l'avion (A/C) peut continuer de voler sans instruction.
- GO IF : conditions à respecter (essais, disponibilité de système, conditions atmosphériques).
- NO GO : intervention obligatoire avant la sortie de l'avion en service.
- Observée par le pilot et mentionnée dans le CRM (Cockpit resources management) "Système de gestion des ressources humaines au cours de pilotage", ou dans le FRM (flight report Manuel).
- Ou bien détecté par le CDU (Control Display Unit).

L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne (FIM TASK).

Pour cela on utilise les données du FIM avec celles de l'avion CDU (Control Display Unit) afin d'identifier le numéro correct de la procédure.

#### q) SRM (Structural Repair Manuel)

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

#### IV.5 L'équipement d'essai incorporé BITE :(Built In Test Equipment)

Le BITE fournit dans un avion les fonctions suivantes.

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

##### IV.5.2 Le but de bite

- Aider le technicien à accomplir les tâches de maintenance de l'avion
- L'amélioration de l'efficacité des activités de maintenance.
- Réduction des coûts de maintenance.
- Les simplifications des procédures de maintenance (technicien)
- En plus faciliter la correction des problèmes en labo.
- Détecter les conditions de défaillance du système hôte.
- Assister le mécanicien lors de l'isolation d'une défaillance.
- Aider le mécanicien à établir le bon fonctionnement du système hôte.

##### IV.5.3 Diverses classes de pannes

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

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

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

##### IV.5.3.1 Les Pannes de classe 1

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

Par les messages (niveau 1, 2,3) sur EWD" Engine/warning display (EWD)

Par des drapeaux sur PFD (primary flight display ou sur la navigation display (ND) ou sur le SD system display

Par des messages sonores dans le cockpit.

#### **IV.5.3.2 Les panne de classe 2**

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

#### **IV.5.3.3 Les Panne de classe 3**

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

### **IV.6 Les catégories d'alarme**

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

- Niveaux 0 :

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

- Niveaux 1 :

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

- Niveaux 2 :

Il correspond à une situation normale de l'avion, l'action corrective peut être différée. Ce niveau comprend principalement des pannes de système n'ayant aucune conséquence directe sur la structure de l'avion. La l'arme est visuelle de couleur ombre accompagnée d'un sonore mono coup.

- Niveaux 3 :

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

#### IV.7 Exemple de la maintenance curative

On prend comme exemple la panne de l'émetteur d'écoulement qui est le sujet

##### IV.7.1 Pannes probables de l'émetteur d'écoulement de carburant

Perte du signal de l'émetteur d'écoulement de carburant sur le moteur1.

##### VI.7.1.1 Causes Possible

On peut trouver sept cause comme le montre la figure IV.3

1-ECU (4000ks)

2-HMU (4000)

3-Filtre de carburant

4-Harnais-électrique (4274ks)

5-Harnais-électrique (4275ks)

6-Boite électrique de bifurcation (4502ks)

7-Transmetteur d'écoulement carburant (4010ks)

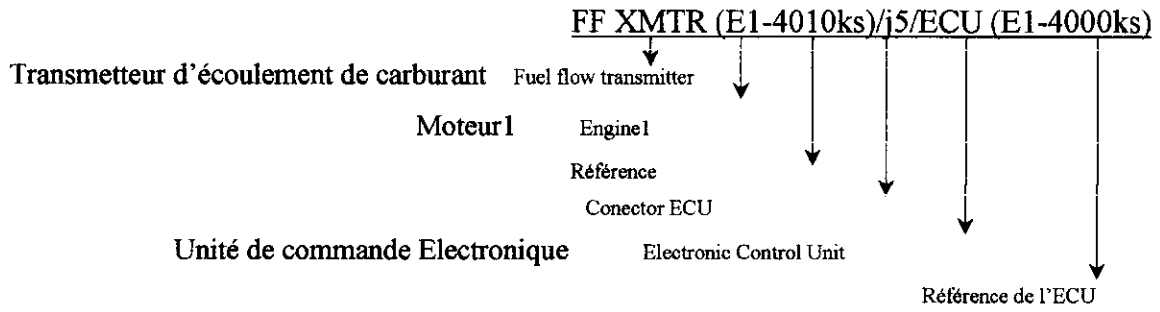
Figure IV.3 : Les pannes possibles causées

##### VI.7.1.2 Confirmation de défaut

Faire l'essai opérationnel du FADEC sur la terre avec l'interruption du moteur, (sur les deux canaux).

**IV.7.1.2.1 Analyse de panne**

Si l'essai nous donne le message d'entretien suivant :

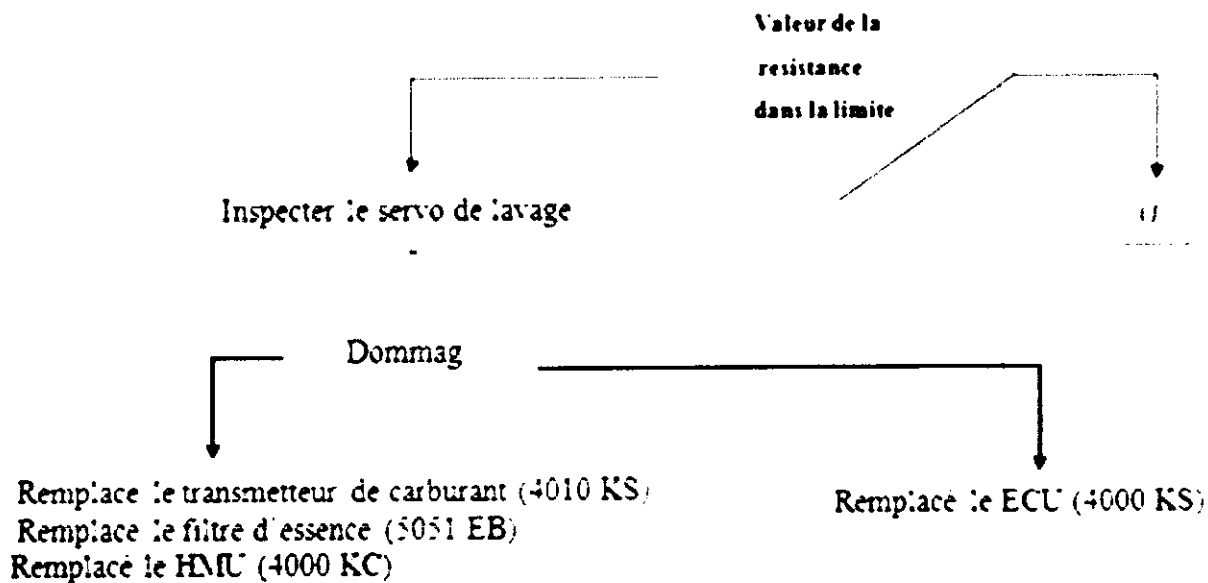
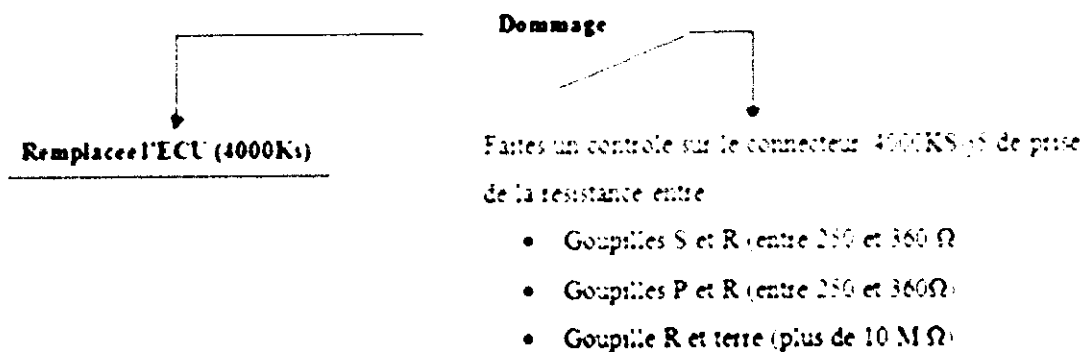


On doit faire la procédure détaillé dans la figure IV.4.

**Transmetteur d'écoulement de carburant (4010ks)**

Ouvrez les portes de capot de ventilateur

Debranchez le connecteur 4000KS j5 de prise de l'ECU s'assurent que les goupilles ne sont pas pliées ou ne sont pas entres dans le connecteur au connecteur de réceptacle d'ECU.

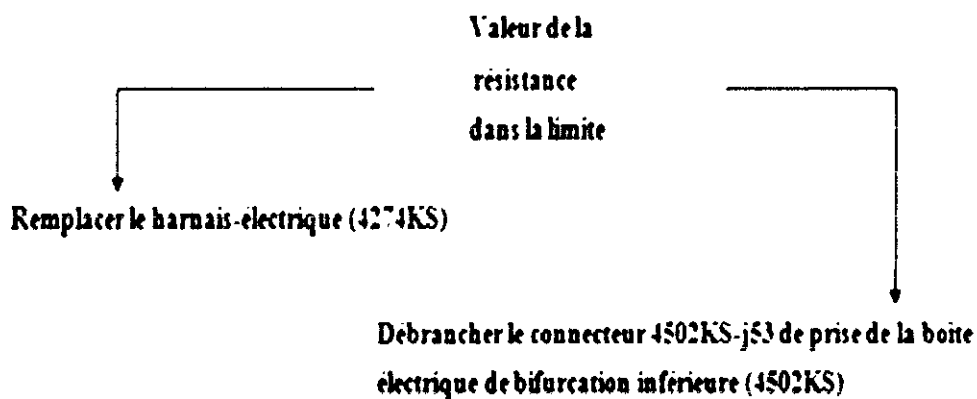


11

Débrancher le connecteur 4502KS-j51 de prise de la boîte électrique de bifurcation inférieure (4502KS)

Faites un contrôle sur le connecteur J-51 de réceptacle, de la résistance entre :

- Pin P et R (entre 250 et 360  $\Omega$ )
- Pin G et R (entre 250 et 360 $\Omega$ )
- Pin R et terre (plus de 10 M  $\Omega$ )



Faites un contrôle sur le connecteur J-53 de réceptacle, de la résistance entre :

- Pin P et R (entre 250 et 360  $\Omega$ )
- Pin G et R (entre 250 et 360 $\Omega$ )
- Pin R et terre (plus de 10 M  $\Omega$ )

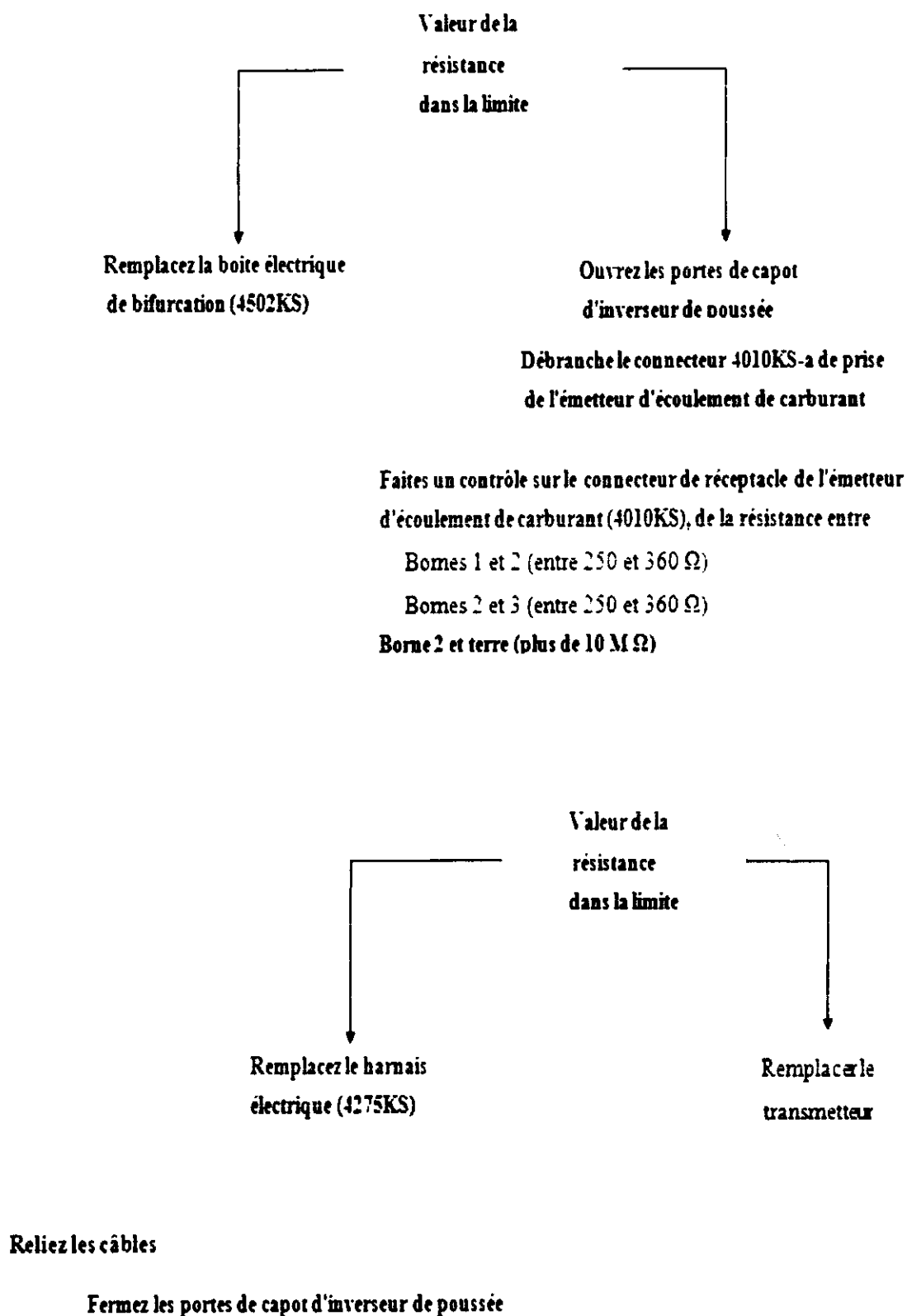


Figure IV.4 : Procédure de maintenance



La perte du signal de carburant utilisé sur le moteur 1, montre en couleur ambre XX

- Si l'essai donne le message d'entretien FF XMTR (E1-4010ks)/j5/ECU (E1-4000ks), vérifiée la perte du signal du défaut d'émetteur d'écoulement de carburant sur le moteur 1:
- Si l'essai donne le message d'entretien alternateur (E1-4044ks)/j7/ECU (E14000ks) ou alternateur (E1-4044ks)/j8/ECU (E1-4000ks), vérifiez le défaut d'alternateur de PMA sur le canal A ou canal B sur le moteur 1.

FF XMTR (E2-4010KS)/J5/ECU (E1-4000KS):

La perte du signal de carburant utilisé sur le moteur 2, montre en couleur ambre XX.

Remarque :

Pour le deuxième moteur les mêmes procédures à suivre.

#### **Conclusion :**

La maintenance suivant les normes internationales de l'aéronautique est tout un ensemble de procédure, c'est-à-dire toutes les étapes sont liées les unes avec les autres.

Ce chapitre nous a permis de bien comprendre la stratégie à suivre dans la vérification ou l'entretien du transmetteur carburant qu'est notre sujet d'étude.



***CONCLUSION GENERALE***

## **CONCLUSION GENERALE**

En conclusion nous pouvons dire que ce travail nous a permis de consolider un acquis théorique de niveau assez élever

De même on à découvert tout un système complexe concernant la mesure du débit de carburant dans A330-200 reliant plusieurs domaine tel que la mécanique de fluide (densité et régime d'écoulement) dans le HMU et l'informatique par le bus ARINC429 et le calculateur ECU Ainsi nous A permet de connaître les différentes techniques de maintenance, et d'approfondir nos connaissances concernant la détection de panne et l'intervention dans les différente étapes de la résolution de aces dernnier.au quel nous avons appris a utiliser les manuelle les différentes documentation

En fin, nous espérons que ce modeste travail, sera d'une utilité importante pour les étudiants future.



***BIBLIOGRAPHIE***

## BIBLIOGRAPHIE

### Les Manuels :

- [1] AMM Chapitre ATA 28, 73 (air bus) A330-200-2006
- [2] TSM Chapitre ATA 73 (air bus) A330-200 2006
- [3] ASM chapitre ATA 73 (air bus) A330-200 2006
- [4] Livre: Line Maintenance Course A330-200 (Volume 1 course Tex book)  
CF6-80E1 Edition: Décembre 2003.

### Theses:

- (1) Etude du débitmètre carburant sur les avions

Fait par :

Mr: Jorge Gomes

Promotion 2007

- (2) Etude et maintenance du système carburant dans l'A330-200

Fait par : Mr: ZARROUKI Walid Melle : HAMADOUCHE Fatiha

### Les Site web:

[www.sensorique.fr.st/](http://www.sensorique.fr.st/)

[www.snecma.com](http://www.snecma.com)

[www.wikipedia.com](http://www.wikipedia.com)