

*République Algérienne Démocratique Et Populaire*  
Ministère de l'Enseignement Supérieur Et de La Recherche Scientifique  
**UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA**  
Faculté Des Sciences De L'ingénieur  
Département D'Aéronautique  
*Option : Structure*

# Mémoire De Fin D'études

*Pour l'Obtention du Diplôme Des Etudes Universitaires Appliquées en  
Aéronautique*

**Thème :**



**Réalisé par :**

Mlle : MEDDAH NADIA  
Mlle : BAKOUCHE KHEDAOUEDJE

**Dirigé par :**

Mr : BELLOUTI RAFIK  
Mlle : BOUDJELLAL HAYET

2006/2007

إن الهدف من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساسا في دراسة منهجية تشغيل, صيانة و مراقبة الهوائي للطائرة النفاذة ايرباص 200-330 , و لقد تمكنا من خلال هذه الدراسة من فهم و استيعا مختلف الأجزاء المكونة لهذا النظام وكذا مبدأ تشغيل هذا النظام و التعرف على منهجية الصيانه .

### **Résumé de travail**

L'objectif de notre travail consiste à faire une étude descriptive, le fonctionnement, la maintenance ainsi que le contrôle du système pneumatique de l'avion A330-200.

Grâce à cette étude, nous avons pu mieux cerner et comprendre les différents organes et composants du système pneumatique et se familiariser aux méthodes de maintenance.

### **The work resume**

The objective of our work consists in making a descriptive study, operation, maintenance as well as the control of the pneumatic system of the A330-200 plane.

Thanks to this study, we could better encircle and include/understand the various bodies and components of the pneumatic system and familiarize ourselves with the methods of maintenance.

A330-200

# REMERCIEMENT

Nous rendons grâce à Dieu, pour nous avoir accordé santé et courage jusqu'à l'aboutissement de nos études et l'accomplissement de ce travail.

Spéciales remerciements à :

Nos très chers parents.

Le promoteur : Mr BELLOUTI RAFIK ;

La co-promoteur : Mlle BOUDJELLAL HAYET ;

Les membres de Jury :

- Mr : ALLOUCHE RACHID
- Mr : RENNANE

Toute l'équipe de la Base d'Air Algérie en particulier :

- Mr: ERROUKREMA;
- Mr: BENZETTA;
- Mr: TABAROUTE;
- Mr: BELHAMISSI;
- AMI OMAR.

Ainsi que l'ensemble des enseignants ayant contribué à notre formation.

Un grand merci à Mr : BENSEGHIR Mohamed.

Et à tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce travail.



# Dédicaces



*Je dédie ce travail de fin d'études*

*A mes très chères au monde mes parents qui m'avaient donner tous ce que j'ai besoin.*

*A mes sœurs Anissa, Houria, Souad.*

*A mes deux frères Mohamed lamine et Chouaib.*

*A mes grands parents.*

*A mes oncles et ses familles surtout mon oncle Farouk et sa modeste femme qui ma beaucoup aider Nassima et mon oncle Rachid ainsi que sa famille.*

*A mes tantes surtout Akila et Rachida et ses familles.*

*A toute ma famille surtout Amina, Lamia, Kenza, Sihem, Hadjer, Amina, Meriem, Zoulikha et Abd el Karim.*

*A ma très chère binôme Nadia et sa belle famille.*

*A mes amis de département : Chouaib, Mustapha, Ghozlène, Lkhier, Latifa, Nasro, Ismahane et El hadj*

*A ma chère sœur Chafika et sa modeste famille.*

*A mes amis : Saleh, Nesrine, Brahim, Linda, Dallel, Rachid, Zahira, Houria, Kamel, Fatouma, Radia, Lamia, Houari, et Mohamed.*

*A tout les Aeronauticiens spécialement la 3 éme année D.E.U.A. et surtout*

*Les structuristes.*



**KHEDAOUEDJE**





# Dédicaces



*Je dédie ce modeste travail*

*A la femme qui ma mise au monde, ma très chère mère et particulièrement a*

*Mon cher père.*

*A mes sœurs Sabrina et Nedjet et leurs maris.*

*A mes frères Sid ali, Nacer-eddine et Mohamed.*

*A mes grandes mères.*

*A toute ma famille surtout Ferielle, Nacer, Fares et surtout la petite Kahina et Hani.*

*A ma sœur et ma binôme KHEDAOUEDJE et sa famille.*

*A mes amis de département : Mustapha, Chouaib, Zouzou, Fatima,*

*Linda, Zakia, Assia, Imene.*

*A ma chère sœur Sabrina et sa modeste famille.*

*A tout mes amies : Nesrine, Chafika, Fifi et Nadia.*

*Les étudiants de ma promotion (3ème année D.E.U.A) et surtout les structuristes.*



NADIA



# SOMMAIRE

## Introduction générale.

### Chapitre I : Description général de l' AIRBUS A330-200.

I.1.Historique de l' A330-200.....	01
I.2.Fuselage.....	04
I.2.1. Généralité.....	04
I.2.2. Description du fuselage.....	06
I.3. Aile.....	10
I.3.1. Généralité.....	10
I.3.2. Description de l' aile.....	12
I.4. Les portes.....	17
I.4.1. Généralité.....	17
.5. Stabilisateurs.....	20
.5.1. Généralité.....	20
.5.2. Stabilisateur horizontal.....	21
.5.2.1. Généralité.....	21
.5.3. Stabilisateur vertical.....	23
.5.3.1. Généralité.....	23
.6. Train d' atterrissage.....	25
.7. Réacteur CF6-80 E1.....	28
.7.1. Le mât.....	29
.7.2. La nacelle.....	29
.8. APU.....	31

### Chapitre : Etude du système pneumatique de A330-200.

II.1. Généralité.....	32
A. Sources pneumatiques d' air.....	35
B. Les servitudes du système pneumatique.....	35
II .2.Les prélèvement d' air.....	36
II.2.1. Prélèvement d' air moteur.....	36
II.2.2. Prélèvement d' air APU.....	36
II.3.Les composants principaux du système pneumatique...	36
II.4.Vannes installées sur un circuit pneumatique et ses commande.....	38
II.4.1.Vannes de pression intermédiaire (IPC).....	38
II.4.2.Vannes de surpression (OPV).....	38

II.4.2.1. transducteurs de pression.....	39
II.4.3. Vanne de prélèvement haute pression (HPV).....	40
II.4.3.1. Description et fonctionnement	41
II.4.4. Vanne de régulation de pression.....	42
II.4.4.1. description –fonctionnement.....	42
II.4.4.2. solénoïde-thermostatique.....	44
II.4.5. Vanne de régulation de température (FAV).....	45
II.4.5.1. Description-fonctionnement.....	45
II.4.5.2. Le thermostat (THC).....	47
II.4.5.3. Sonde de température.....	47
II.4.5.4. precooling.....	48
II.4.6. vanne d'intercommunication.....	49
II.4.7. Vanne de soutirage (APU).....	50
II.5. Les commande du système pneumatique.....	50
II.6. Le système d'indication du système pneumatique.....	51

**Chapitre III : Analyse des pannes du système pneumatique ainsi la maintenance de ce système.**

III.1. Introduction de la recherche de panne.....	53
III.3. Définition de la maintenance.....	53
III.4. Les objectifs de la maintenance.....	53
III.5. Le manuel de la maintenance.....	54
III.6. Contenu du manuel.....	55
III.7. Les méthodes de maintenance.....	55
III.7.1. Maintenance préventive.....	56
III.7.1. les visites.....	56
III.7.1. Documentation de la maintenance préventive.....	58
III.7.2. Maintenance corrective.....	59
III.7.2.1. Navigabilité individuelle.....	60
III.7.2.2. Navigabilité de type.....	60
III.7.2.3. Documentation de la maintenance corrective.....	61
III.7.3. Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarque.....	61
III.8. Les exemples de la maintenance.....	62
III.8.1. Maintenance de Job Cards.....	62
III.9. Exemple des pannes.....	63
III.9.1. Exemple n°01.....	63
III.9.2. Exemple n°02.....	64
III.9.1. Exemple n°03.....	65

III.9.4. Exemple n°04.....	66
III.9.5. Exemple n°05.....	68
III.9.6. Exemple n°06.....	69
III.9.7. Exemple n°07.....	71

**Conclusion générale.**

# LISTE DES FIGURES

## CHAPITRE : Description général de l’AIRBUS A330-200.

<b>Figure. ( I.1 ) :</b> Structure d’avion A330-200.....	02
<b>Figure. ( I.2 ) :</b> Dimensions du AIRBUS A330-200.....	03
<b>Figure. ( I.3 ) :</b> Structure de fuselage.....	05
<b>Figure. ( I.4 ) :</b> Endroit des cloisons étanches.....	08
<b>Figure. ( I.5 ) :</b> Composants du fuselage.....	09
<b>Figure. ( I.6 ) :</b> Système d’armature.....	11
<b>Figure. ( I.7 ) :</b> Structure de l’aile.....	11
<b>Figure. ( I.8 ) :</b> Plan central.....	16
<b>Figure. ( I.9 ) :</b> Aile externe (arrangement général).....	16
<b>Figure. ( I.10 ) :</b> Endroit des nervures et longerons.....	19
<b>Figure. ( I.11 ) :</b> Portes passagers/équipage.....	22
<b>Figure ( I.12 ) :</b> Stabilisateurs.....	22
<b>Figure ( I.13 ) :</b> Plan horizontal réglable (THS) .....	24
<b>Figure ( I.14 ) :</b> Stabilisateur vertical.....	27
<b>Figure ( I.15 ) :</b> Train d’atterrissage.....	27
<b>Figure ( I.16 ) :</b> Train d’atterrissage principal.....	28
<b>Figure ( I.17 ) :</b> Réacteur CF6-80 E1.....	29
<b>Figure ( I.18 ) :</b> Les modules principaux de réacteur CF6-80 E1.....	30
<b>Figure ( I.19 ) :</b> L’emplacement de mât sur l’avion .....	30
<b>Figure ( I.20 ) :</b> Nacelle de réacteur.....	31
<b>Figure ( I.21 ) :</b> Installation de l’APU sur la cône de queue.....	

## CHAPITRE I : Etude du système pneumatique de A330-200.

<b>Figure. ( II.1 ) :</b> Le système pneumatique .....	32
<b>Figure. ( II.2 ) :</b> Les composants du système pneumatique.....	33
<b>Figure. ( II.3 ) :</b> Le schéma du système pneumatique .....	34
<b>Figure. ( II.4 ) :</b> Localisation des composants du système pneumatique.....	37
<b>Figure. ( II.5 ) :</b> Vanne de pression intermédiaire .....	38
<b>Figure. ( II.6 ) :</b> Vanne de surpression.....	39
<b>Figure. ( II.7 ) :</b> Le Transducteur de pression .....	40
<b>Figure. ( II.8 ) :</b> La vanne de prélèvement haute pression .....	40

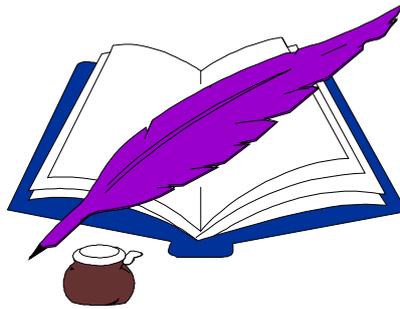
<b>Figure. (II.9) :</b> Les composants de la HPV.....	42
<b>Figure. (II.10) :</b> La vanne de régulation de pression .....	43
<b>Figure (II.11) :</b> Les composants de la PRV .....	44
<b>Figure (II.12) :</b> Le solénoïde thermostatique .....	45
<b>Figure (II.13) :</b> La vanne de soutirage Fan.....	46
<b>Figure (II.14) :</b> Les composants de la FAV.....	46
<b>Figure ( I.15) :</b> Le thermostat de control de la FAV.....	47
<b>Figure ( I.16) :</b> La sonde de température .....	48
<b>Figure ( I.17) :</b> Le precooler .....	48
<b>Figure ( I.18) :</b> La cross bleed valve .....	49
<b>Figure ( I.19) :</b> Localisation des BMC .....	50
<b>Figure ( I.20) :</b> Localisation des loops.....	51
<b>Figure ( I.21) :</b> Localisation des BMC .....	52
<b>Figure ( I.22) :</b> Localisation des BMC .....	52
<b>Figure ( I.21) :</b> Le panneau supérieur 225VU.....	52
<b>Figure ( I.22) :</b> La page Bleed.....	52

**CHAPITRE II : Analyse des pannes du système pneumatique ainsi la maintenance de ce système.**

<b>Figure. (III.1) :</b> Objectif de la maintenance aéronautique .....	54
<b>Figure. (III.2) :</b> Méthode de la maintenance aéronautique .....	55
<b>Figure. (III.3) :</b> Recherche de panne de la vanne de soutirage APU.....	64
<b>Figure. (III.4) :</b> Recherche de panne de la vanne de surpression. ....	66
<b>Figure. (III.5) :</b> Recherche de panne de la position de la vanne de soutirage Fan .....	67
<b>Figure. (III.6) :</b> Recherche de panne de la vanne d'intercommunication..	69
<b>Figure. (III.7) :</b> Recherche de panne du thermostat.....	70
<b>Figure. (III.8) :</b> Recherche de panne de la vanne de soutirage HPV.....	71
	72

# LISTE D'ABREVIATIONS

AMM: Aircraft Maintenance Manuel  
APU: Auxiliary Power Unit.  
BITE: Built In Test Equipment.  
BMC: Bleed Monitoring Computer.  
CRM: Compte Rendu Materiel.  
DSCS: Doors and Espace Slides Control Systeme.  
ECAM: Electrical Centralized Aircraft Monitoring.  
ECB: Electronic Control Box.  
EWD: Engine Warning Display.  
FAV: Fan Air Valve  
FAV CTL: Fan Air Valve Control.  
FTS: Frame Time Selected.  
HF: Haute Fréquence.  
HP: High Pressure.  
HPV: High Pressure Valve.  
MES: Main Engine Start.  
MLG: Main Leading Gear.  
MPD: Maintenance Planning Document.  
NLG: Nose Leading Gear.  
IP: Intermediate Pressure.  
IPC: Intermediate Pressure Check Valve.  
PHR: Plan Horizontal Réglable.  
PRV: Pressure Regulating Valve.  
RAT: Ram Air Turbine.  
THS: Trimmable Horizontal Stabilizer.  
TSM: Trouble Shooting Manuel.



# *Introduction*

# *Chapitre I :*

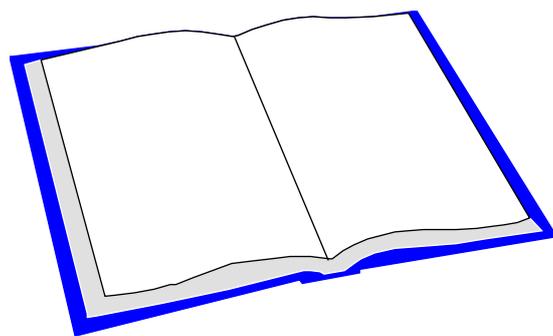
## *DESCRIPTION GENERALE DE L'AIRBUS A330-200*

# *Chapitre II :*

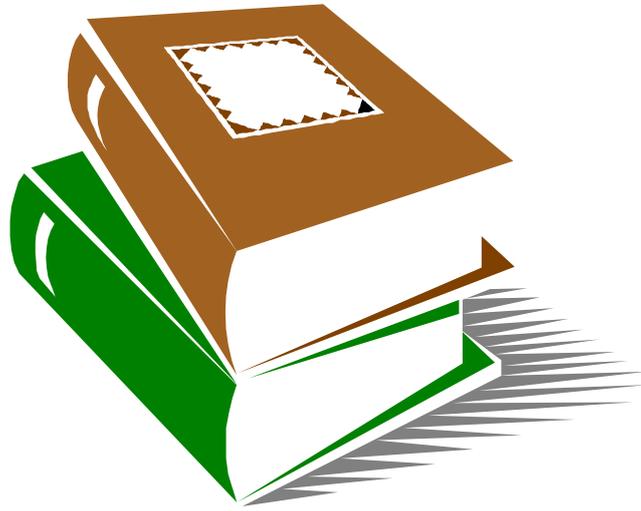
## *ETUDE DU SYSTEME PNEUMATIQUE DE L'A330-200*

# *Chapitre III :*

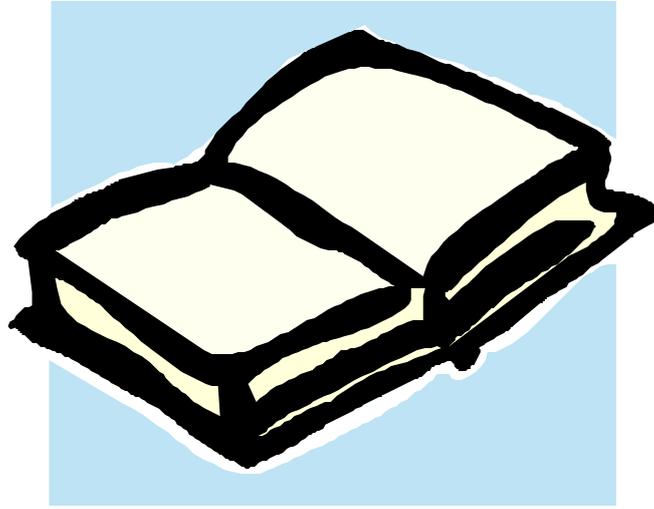
## *ANALYSE DES PANNES DU SYSTEME PNEUMATIQUE AINSI QUE LA MAINTENANCE DE CE SYSTEME*



*Conclusion*



*Références  
Bibliographiques*



# *Annexes*

## INTRODUCTION GENERALE

Dans le domaine de l'Aéronautique l'un des soucis majeur est connaître le bon fonctionnement des différents systèmes.

Parmi Ces systèmes notre étude été cernée sur l'étude du système pneumatique pour l'amélioration du rendement du moteur CF6 -80E1 et ses organes. Equipant l'avion AIRBUS A330-200

Notre travail consiste à faire une étude du système pneumatique qui est l'un des systèmes important de l'AIRBUS A330-200 et connaître ses limites.

Le premier chapitre illustre une généralité sur l'AIRBUS A330-200 ou nous avons attaqué l'historique de cet avion, ses caractéristiques ainsi qu'une description générale de sa structure.

Le deuxième chapitre présente une étude descriptive du système pneumatique ainsi que le fonctionnement de ce système.

Avant de conclure, on présente une analyse des pannes du système pneumatique et ses maintenances.

Nous achèverons notre étude par une conclusion générale.

**.1. Historique de l'avion A 330-200 :**

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de grande 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.

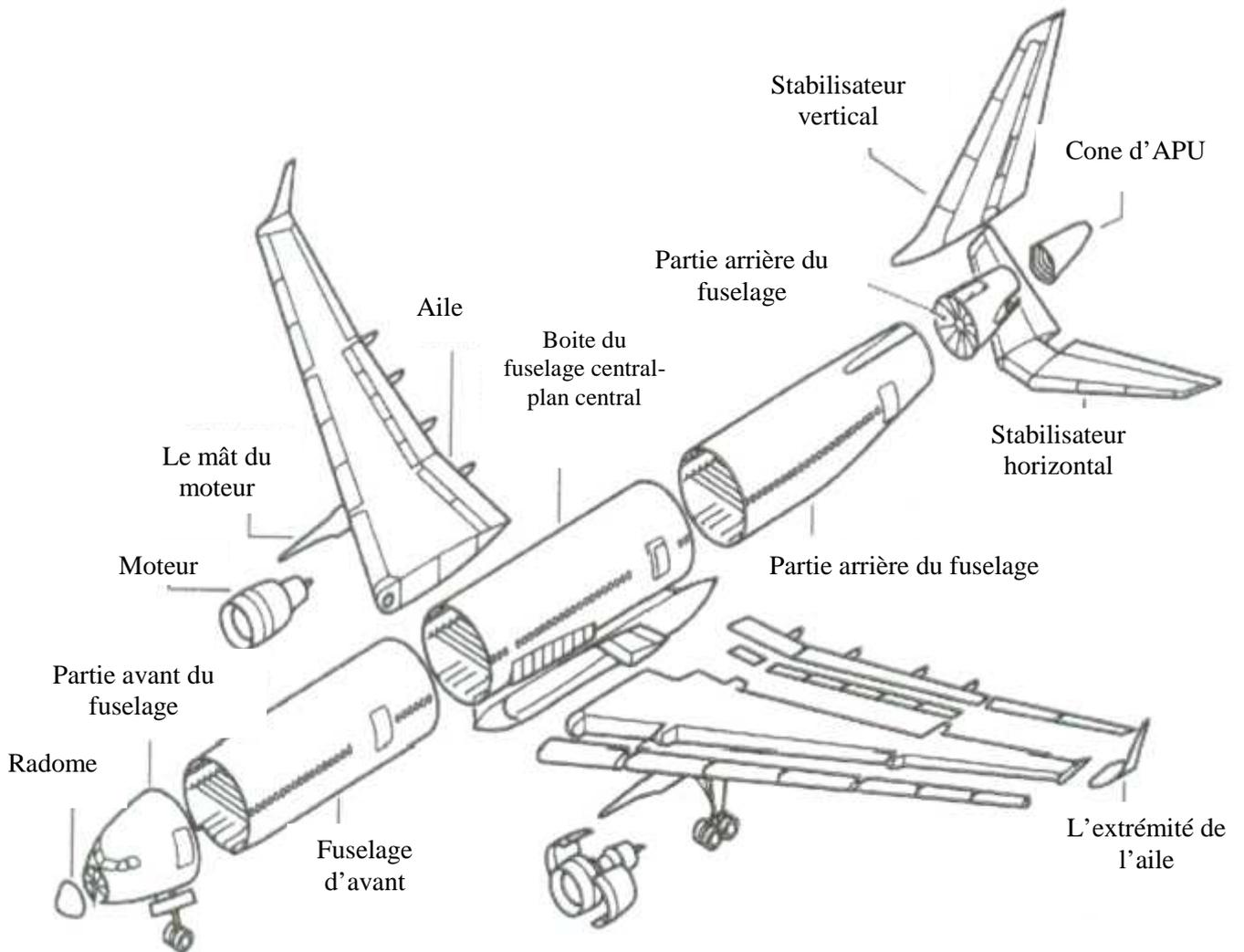
L'A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A320 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

En Mai 2006, un total de 574 A330 ont été commandés dont 413 déjà livrés.

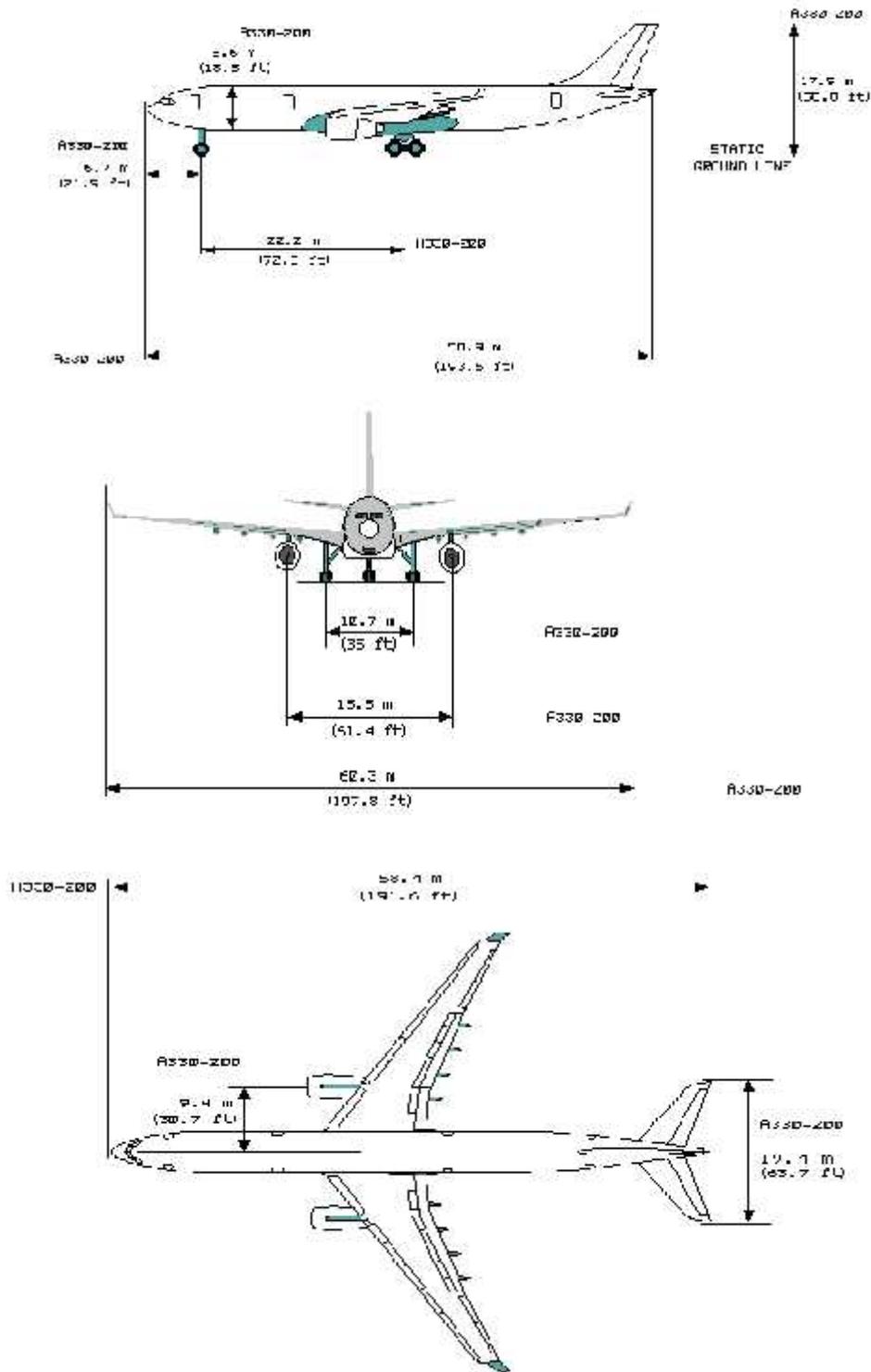
L'A330-200 fut présenté au public le 31 Mars 1992, il réalise son premier vol durant le mois de Novembre de la même année.

**Caractéristiques techniques de l'AIRBUS A 330-200 :**

<p><b>Type d'avion :</b> Avion de ligne</p> <p><b>Constructeur :</b> Airbus</p> <p><b>Année de premier vol :</b> 1992</p>
<p><b>Equipage :</b> 2 pilotes + équipage commercial</p> <p><b>Envergure :</b> 60,30m</p> <p><b>Longueur :</b> 58,9m</p> <p><b>Hauteur :</b> 17,90m</p> <p><b>Surface des ailes :</b> 361,63m<sup>2</sup></p> <p><b>Diamètre du fuselage :</b> 5.60m</p> <p><b>Masse à vide :</b> 120000Kg</p> <p><b>Masse maximale au décollage :</b> 233000Km</p> <p><b>Vitesse de croisière :</b> 480 Nœuds – Mach 0,82 (environ 888Km/h)</p> <p><b>Vitesse Max :</b> 492 Nœud – Mach 0,85 (environ 911Km/h)</p> <p><b>Poussée unitaire :</b> 303-320 KN</p> <p><b>Plafond opérationnel :</b> 41100Ft (environ 12530m)</p> <p><b>Capacité :</b> 253 à 406 passagers</p> <p><b>Motorisation :</b> 2 réacteurs générale électrique CF6-80 E1 de 32700kg de poussée (66870Lbs).</p>



**Figure I.1 : Structure d'avion A330-200.**



**Figure I.2 : Dimension du l'avion A330-200.**

## *1.2.Le fuselage :*

### *1.2.1.généralité :*

Le fuselage constitue la structure principale de l'avion et ses fonctions sont extrêmement variées. Il contient les passagers, le fret, les équipements électroniques de navigation et de communication, les circuits mécaniques, électriques, hydrauliques ou pneumatiques des commandes et les canalisations des systèmes de conditionnement d'air, parfois il supporte ou contient les moteurs et le train d'atterrissage.

Le fuselage d'avion est soumis au cours du vol à de multiples et nombreux efforts :

- Efforts de flexion (vertical et horizontal)
- Efforts de torsion
- Efforts de résistance à la pressurisation
- Efforts localisés (impact à l'atterrissage)

La structure est constituée de cadres soit usinés appelés cadre fort soit de cadres pliés ou cadres tollés reliés par des lisses et des pièces de renforts notamment dans les zones où les efforts sont importants comme par exemple l'accrochage du train d'atterrissage ( voir figure .3 )

### *A.Les couples (cadres) :*

Les couples sont les éléments transversaux qui donnent la forme extérieure du fuselage. Ils assurent la rigidité transversale, ils sont aussi rapprochés les uns des autres que possible, Ils sont numérotés par ordre croissant de l'avant vers l'arrière.

### *B. Les lisses :*

Les lisses sont les éléments longitudinaux nommées raidisseurs du revêtement. Leur nombre est variable d'un avion à un autre. Elles sont fixées au revêtement :

- Par collage dans les zones de faible contraintes.
- Par rivetage dans les zones de fortes contraintes ou par les zones soumises à la corrosion (partie inférieure du fuselage).

*Matériaux employés :*

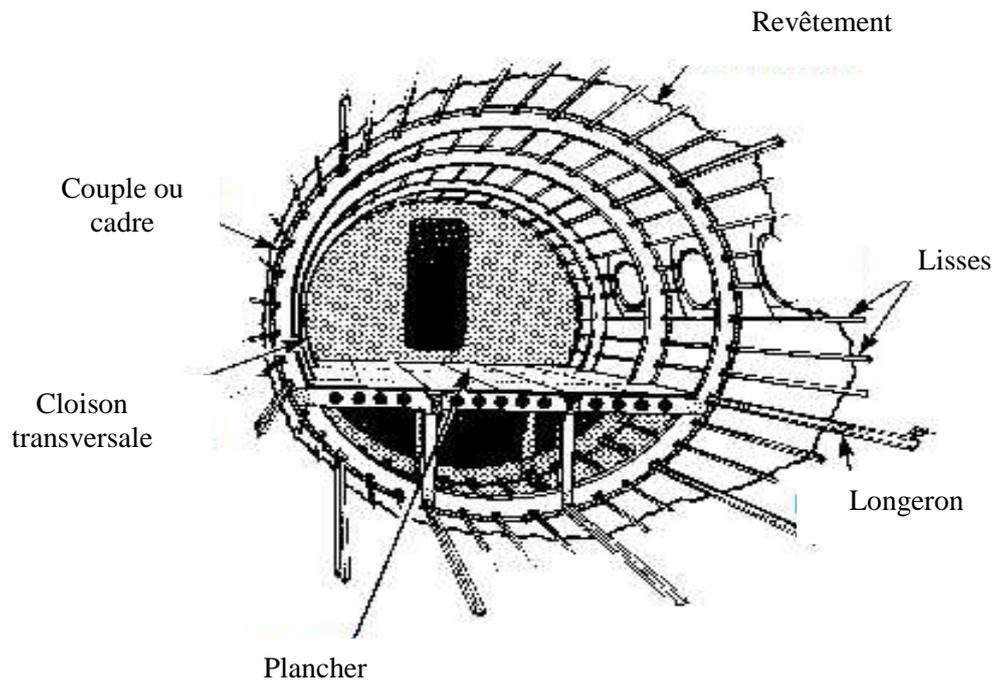
- Duralumin AU4G1 dans la partie supérieure (Traction).
- Zicral AZ5GU dans la partie inférieure (compression).

*C. Le revêtement :*

Le revêtement est un revêtement travaillant, constitué en général de panneaux préconstitués, assemblés par rivetage, collage ou soudage sur les couples.

*Matériaux employés :*

- Duralumin AU4G1 dans la partie supérieure (Traction).
- Zicral AZ5GU dans la partie inférieure (compression).



***Figure I.3*** : Structure de fuselage.

### **I.2.2. Description du fuselage :**

Le fuselage de l'*AIRBUS A330-200* a une structure semi monocoque qui constitue les composants principaux suivant : (voir figure .4 et .5).

- Nez- partie avant du fuselage.
- Fuselage d'avant.
- Partie arrière du fuselage.
- Cône- partie arrière du fuselage.

#### **A. Partie avant du fuselage (Nez) :**

La partie supérieure de l'ensemble inclut le cockpit et la cabine. La partie plus inférieure de l'ensemble inclut le compartiment de train d'atterrissage avant et la soute électronique. Le radôme est attaché sur la face avant de *FR1* (Frame).

Le cockpit, la cabine et la soute électronique sont dans la zone pressurisée. La pression de cloison étanche vers l'avant, sépare le radôme de la zone pressurisée, est installée à *FR1*. Des cadres résistants de pression sont installés dans la partie inférieure du fuselage d'avant. Ces cadres séparent le compartiment de train d'atterrissage avant de la zone pressurisée.

#### **B. Fuselage d'avant :**

La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine et une partie de compartiment des passagers, la partie inférieure de l'ensemble contient la soute avant. Tout le fuselage avant est dans la zone pressurisée.

#### **C. Partie arrière du fuselage :**

Le fuselage central s'étend de *FR38* à *FR54*. La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine. La boîte de centre d'aile, le compartiment de train d'atterrissage principal et le compartiment hydraulique sont dans la partie inférieure de cet ensemble.

La cabine, le plancher, la partie centrale de la voilure et le compartiment du train d'atterrissage principale constituent les parties pressurisées.

La boîte de centre d'aile est installé entre *FR40* et *FR47*. La structure se prolonge à travers la largeur de fuselage inférieur. Le compartiment de train d'atterrissage principal est installé entre *FR47* et *FR53.2*.

Une quille de faisceau est installé dans le fond du fuselage inférieur et s'étend de *FR39* à *FR 53.2*.

Elle garde la résistance de la structure longitudinale du fuselage inférieur et absorbe les charges de recourbement de fuselage.

Le capot de carénage de ventre du fuselage est installé du côté externe de la partie plus inférieure du fuselage central. Cette partie est une prolongation au fuselage inférieur et contient la climatisation et l'équipement de servitudes hydrauliques.

#### *D. Partie arrière du fuselage :*

Le compartiment supérieur de cette partie contient une partie de la cabine et la porte arrière Passager / équipage, et la partie inférieure contient la soute arrière, la porte arrière du compartiment fret et une grande porte pour le fret. Toute la partie arrière du fuselage est dans la zone pressurisée.

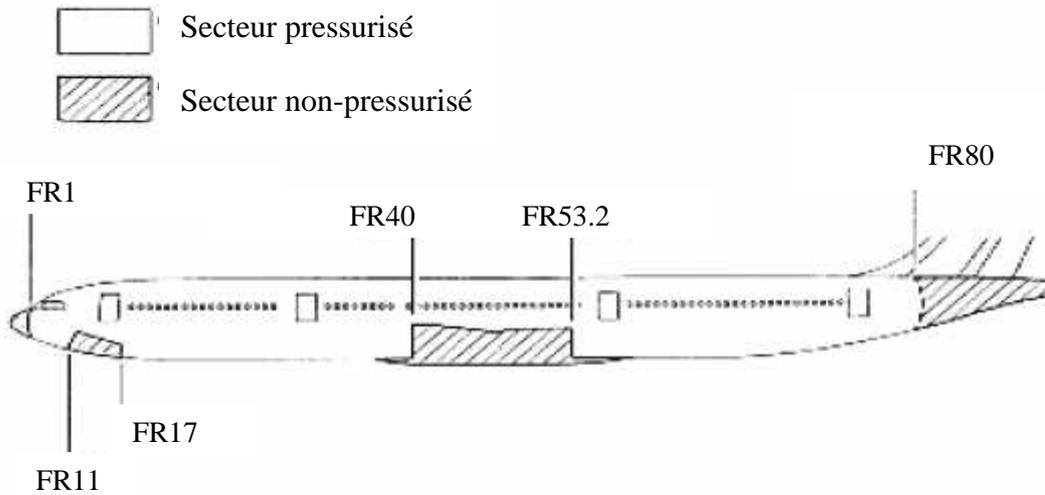
#### *E. Partie arrière du fuselage (Cône) :*

Le Cône est la partie arrière du fuselage s'étend de *FR80* à *FR 103*. Les panneaux du revêtement supérieurs arrière de *FR76* sont également une partie du cône (partie arrière du fuselage). La cloison étanche arrière de pression est installée à *FR80*. La partie du cône fait partie du secteur du fuselage qui n'est pas pressurisé.

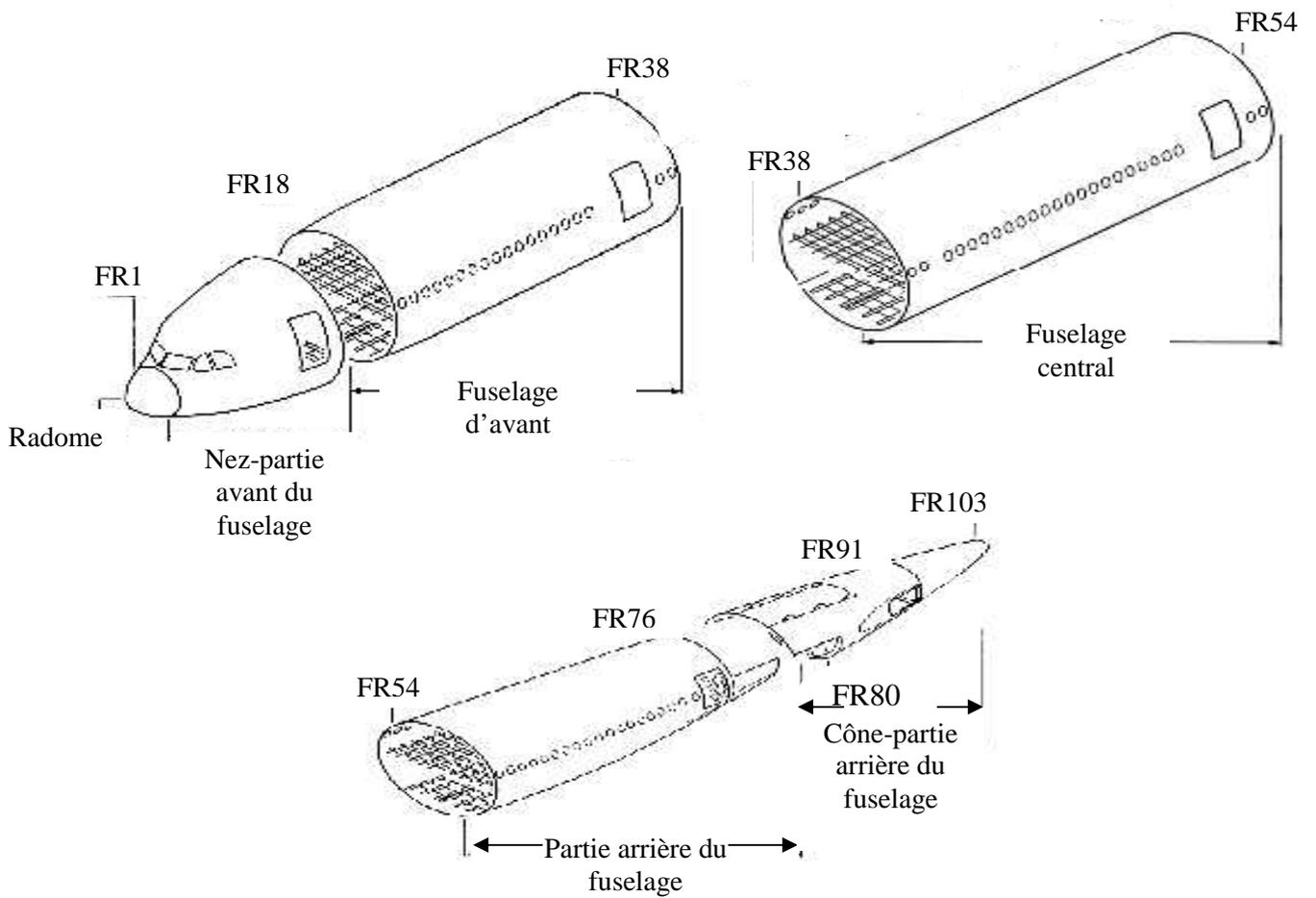
Les stabilisateurs vertical et horizontal sont installés avec un ajustage de précision sur le cône arrière du fuselage. Le stabilisateur horizontal est installé entre *FR87* et *FR91*. Quatre ferrures de fixation de cône arrière sont installées au *FR91*.

Unité de puissance auxiliaire (Auxiliary Power Unit (APU)) est installée entre *FR95* et *FR101*. Le compartiment de (APU) est une zone indiquée feu. Les renforts en métal séparent les murs à l'épreuve du feu de revêtement du cône, qui est fait en alliage d'aluminium. La partie supérieure du compartiment de (APU) a un plafond fort et deux longerons qui sont augmentés la force mécanique du compartiment de (APU).

Les ferrures de fixation de (APU) sont installées aux deux longerons, l'entrée d'air de (APU) est installée entre *FR92* et *FR94*. L'extrémité arrière du cône de *FR103*, est un capot de carénage pour l'échappement de (APU) qui est construit en métal de feuille.



**Figure I.4 : Endroit des cloisons étanches.**



**Figure I.5 : Composants du fuselage.**

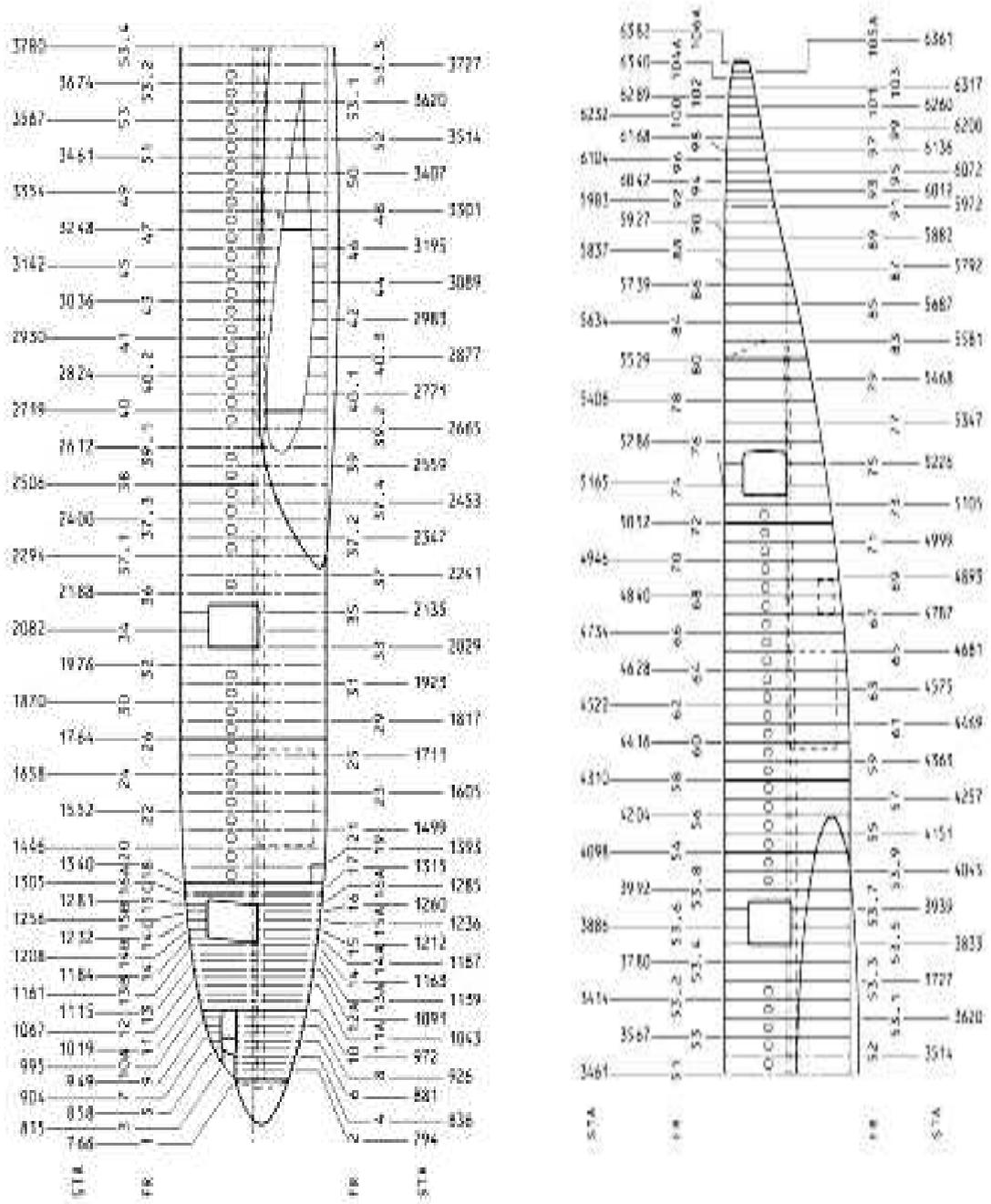


Figure I.6 : Système d'armature.

### *I.3.Aile :*

#### *I.3.1.Généralité :*

Les voilures constituent le système sustentateur principal de l'avion. Elles présentent un plan de symétrie confondu avec celui de l'avion.  
(Voir fig.I.7).

Les ailes sont les éléments principaux de la cellule qui permettent à l'avion de prendre appui sur l'air et de se maintenir en vol. Elles sont épaisses et arrondies à l'avant, plus fines à l'arrière, mais presque plates en dessous : ce profil spécial permet à l'air de s'écouler plus rapidement au-dessus de l'aile qu'au-dessous de celle-ci, lorsque l'avion est en vol, elles sont soumises à des contraintes en flexion et en torsion.

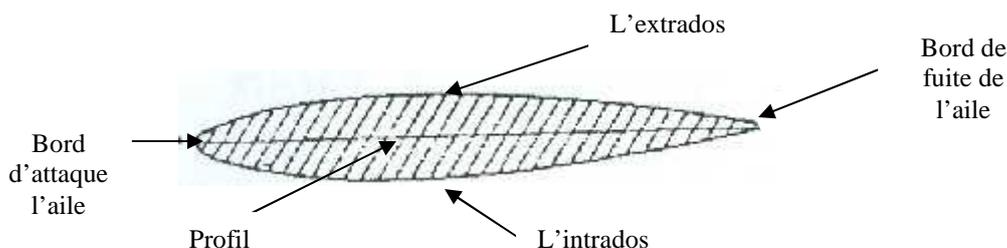
Elles supportent :

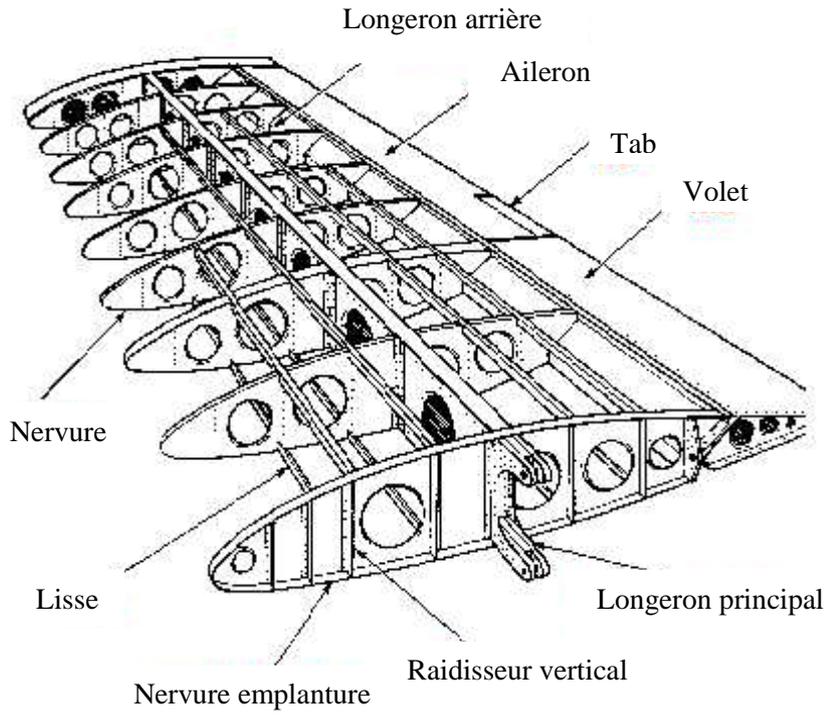
- Les commandes de vol.
- Les dispositifs hypersustentateurs.
- Les aérofreins, les spoilers.
- Les moteurs.

Elles permettent sur beaucoup d'appareils, la fixation du train d'atterrissage, des moteurs ainsi que le logement des réservoirs (carburant)

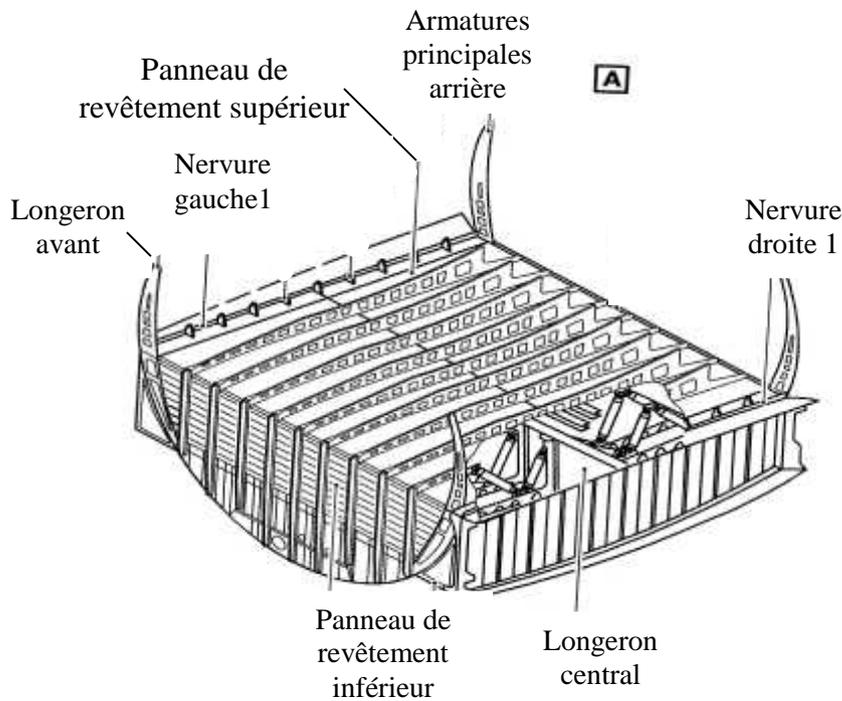
Les ailes supportent les forces qui permettent de maintenir l'avion en vol. Sous leurs effets, les ailes ont tendance à se courber vers le haut. Ainsi, l'extrados (partie supérieure de l'aile) est chargé en compression, tandis que l'intrados (partie inférieure) est chargé en traction. On utilise donc pour l'extrados un alliage d'Aluminium de la série 7000 pour ses bonnes aptitudes en compression et en stabilité. On utilise pour l'intrados, un alliage d'Aluminium de la série 2000, car plus tolérant, à la fatigue et aux dommages. Les bords d'attaque, les bords de fuite et les volets des ailes, sont en matériaux composites.

#### *Définitions relatives à la voilure :*





***Figure I.7 : Structure de l'aile.***



***Figure I.8 : Plan central.***

### I.3.2. Description de l'aile :

L'aile de l'avion A330-200 est une structure continue qui passe par le fuselage entre les *FR40* et *FR 47*. (Voir figures I.8, I.9, I.10).

L'élément fort de l'aile est le longeron principal, Il supporte la majorité des contraintes en flexion, c'est une poutre placée dans le sens de l'envergure, qui va de l'emplanture jusqu'au bout de l'aile.

Il peut y voir un ou plusieurs longerons dans une aile. Dans certaines ailes, les constructeurs placent un faux longeron semblable au longeron principal, il n'est pas rattaché à l'emplanture, il assure la rigidité.

La résistance d'un longeron est proportionnelle au carré de son épaisseur ; cela explique pourquoi les longerons des ailes cantilever vont en s'amincissant depuis l'emplanture, où la concentration des charges est la plus grande, jusqu'au bout d'aile, où les charges sont les moindres.

Les nervures placées perpendiculairement aux longerons, servent à donner une forme à l'aile, à transmettre les efforts du revêtement aux longerons et à maintenir la séparation entre les longerons. Elles peuvent occuper la corde complète de l'aile ou seulement une portion. Le type de construction utilisé est fait de toile de métal.

Elle se compose de trois parties :

- Le plan central (Zone 140).
- L'aile externe gauche (Zone 500).
- L'aile externe droite (Zone 600).

#### *Plan central :*

Le Plan central est installé dans le fuselage central entre les *FR40* et *FR47*, on peut retrouver :

- Longerons d'avant, centraux et arrière (aux *FR40*, 42 et 47 respectivement).
- Panneau de revêtement supérieur et inférieur.
- Deux armatures principales. (aux *FR40* et 47).
- Un ensemble de 54 tiges intégrales de fibre de carbone.
- Nervure gauche 1 et nervure droite 1.

Le Plan central a des attachements avec les ailes externes (droit et gauche) par la nervure gauche 1 et la nervure droite 1.

### *Aile externe :*

Chaque aile externe inclut :

- Boite d'aile.
- Saumon (l'extrémité d'aile).
- Bord d'attaque et dispositif de bord d'attaque.
- Bord de fuite et dispositif de bord de fuite.

### *1.Boite d'aile :*

La structure principale de chaque aile externe est la boite d'aile qui effile de la racine d'aile au saumon. Ses longerons avant et arrière s'étendent de **STA0** et **STA2556**. Le longeron avant a des joints à **STA821** et à **STAI798** et le longeron arrière a des joints à **STA568** et à **STAI768**. Le longeron central s'étend de **STA0** à **STA757**.

La boite d'aile a 39 nervures, bien que les nervures soient continue entre les longerons, les nervures **RIB2** à **RIB11** sont faites en deux parties (pour permettre l'installation du longeron central). Chacun des fonds supérieurs de la boite d'aile a quatre panneaux de revêtement qui se prolongent en avant du longeron avant et à l'arrière du longeron arrière. La structure du bord de fuite est attachée par ces projections aux longerons avant et arrière.

Les lisses donnent la force aux panneaux de revêtement de dessus et de bas. La boite d'aile a deux réservoirs de carburant intégraux et un réservoir de passage. Trente trois panneaux de revêtement inférieur donnent l'accès aux réservoirs.

La boite d'aile à également des fixations pour :

- Le bord d'attaque et le dispositif de bord d'attaque.
- Le saumon et la dérive.
- Le bord de fuite et le dispositif de bord de fuite.
- Le pylône de support moteur.
- Le train d'atterrissage principal.

## 2. Extrémité de l'aile :

L'extrémité de l'aile et le montage de la winglet sont installés à la nervure **RIB39**. On retrouve aussi deux panneaux d'accès installés sous le joint d'aile incliner à winglet.

## 3. Bord d'attaque et les dispositifs du bord d'attaque :

Le bord d'attaque est situé à l'avant entre le longeron avant et le caisson d'aile. Il inclut l'intérieur et l'extérieur du bord d'attaque et le sommet et le fond du panneau.

Les becs de bord d'attaque principal sont installés sur l'aile comme suit :

- Le bec de bord d'attaque 1 est entre STA73/RIB2 et STA626/RIB10
- Le bec de bord d'attaque 2 est entre STA626/RIB10 et STA1015/RIB15
- Le bec de bord d'attaque 3 est entre STA1015/RIB15 et STA1337/RIB20
- Le bec de bord d'attaque 4 est entre STA1337/RIB20 et STA1601/RIB24
- Le bec de bord d'attaque 5 est entre STA1601/RIB24 et STA2000/RIB30
- Le bec de bord d'attaque 6 est entre STA2000/RIB30 et STA2253/RIB34
- Le bec de bord d'attaque 7 est entre STA2253/RIB34 et STA2557/RIB39

## 4. Bord de fuite et les dispositifs du bord de fuite :

La structure du bord de fuite à l'arrière du longeron arrière de la boîte d'aile est inclut à l'intérieur, milieu et l'extérieur du longeron arrière du bord de fuite.

L'intérieur du longeron arrière du bord de fuite inclut :

- Le revêtement de caisson.
- Le panneau de l'extrados.
- La structure entre le revêtement intérieur fixe et le revêtement extérieur.
- Le panneau fixe inférieur de l'aile.

Le milieu et longeron arrière de bord de fuite incluent :

- Les nervures de charnière.
- Les nervures intermédiaires.
- Les supports de vérin de commande.
- Les panneaux de haut et de bas.

Les dispositifs de bord de fuite sont :

- Les deux volets de bord de fuite.
- Les deux ailerons.
- Les six spoilers.

### *5. Volets de bord de fuite :*

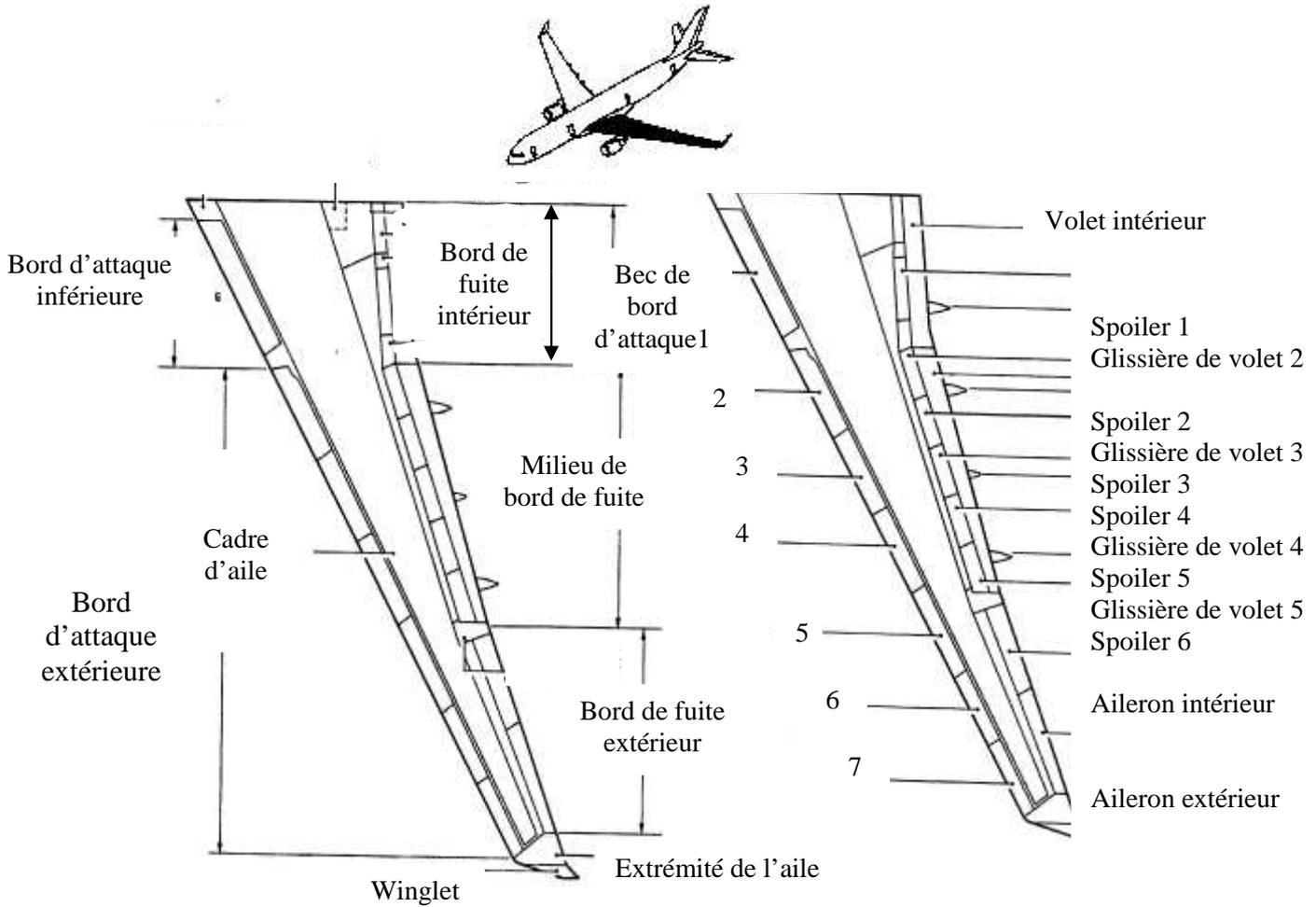
Les volets intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. Les volets intérieurs se trouvent entre *STA0/RIB1* et *STA757/RIB11* et les volets extérieurs entre *STA757/RIB11* et *STA1798/RIB27*.

### *6. Ailerons :*

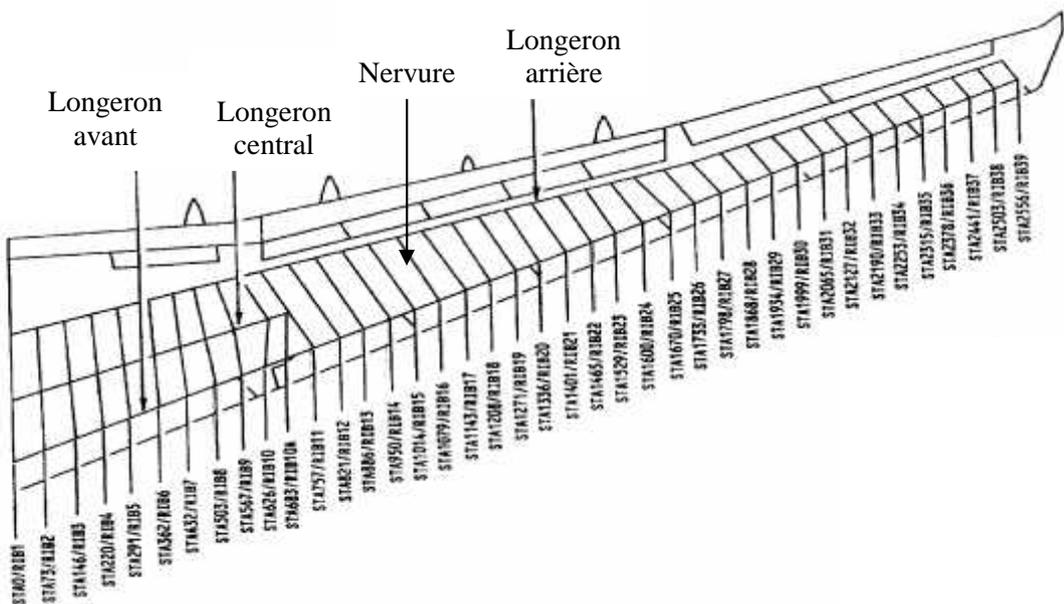
Les ailerons intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. Les ailerons intérieurs se trouvent entre *STA1798/RIB27* et *STA2190/RIB33* et les ailerons extérieurs entre *STA2190/RIB33* et *STA2557/RIB39*.

### *7. Spoilers :*

Il y a six spoilers installés sur l'extrados de chaque aile, vers l'avant des volets de bord de fuite. Le spoiler 1 est installé entre *STA291/RIB5* et *STA568/RIB9*. Les spoilers 2 à 6 sont installés entre *STA757/RIB11* et *STA1734/RIB26*.



**Figure I.9 : Aile externe (arrangement général).**



**Figure I.10 : Endroit des nervures et longeron.**

## *1.4. Les portes :*

### *1.4.1. Généralités :*

Les portes sont des ensembles amovibles qui ferment les divers compartiments de l'avion et permettent l'entrée et la sortie de ces compartiments par les passagers, l'équipage, le personnel d'entretien et de service. Les portes sont installées dans l'avion pour donner accès aux différents compartiments

Nous pouvons actionner les portes mécaniquement ou hydrauliquement. Toutes les portes externes sont alignées avec le fuselage quand elles sont fermées.

L'avion est équipé d'un système de commande (DSCS) qui surveille la position de certaines des portes. Des indicateurs mécaniques sont également installés sur quelques portes pour indiquer les fermetures / le blocage ou le déblocage de la porte correspondante.

L'avion a six portes passagers/équipages et deux portes de sortie de secours. Elle a deux portes de sortie d'urgence ; une dans chaque côté de la cabine.

Elles sont désignées par porte 3L (Z834) et porte 3R (Z844).

Elles sont utilisées pour l'évacuation des passagers et de l'équipage en cas d'urgence uniquement.

Les portes de sortie d'urgences sont des portes qui s'ouvrent à l'extérieure et d'une façon parallèle avec le fuselage. On peut les actionner de l'intérieur de fuselage comme on peut le faire de l'extérieur. (Voir figure .11).

### *A. Portes de compartiment cargo :*

L'avion a trois portes de compartiment cargo, elles donnent accès aux trois compartiments cargo pour le chargement et le déchargement de fret et des bagages, elles sont installées côté inférieur droit du fuselage. Les portes de compartiment fret avant et arrière (Z821 et Z822) s'ouvrent à l'extérieur du fuselage. Elles sont ou bien verrouillées ou déverrouillées manuellement de l'extérieur de l'avion. Il y a un système hydraulique qui ouvre et ferme ces portes. La grande porte arrière du compartiment cargo (Z833) s'ouvre dans le fuselage, on peut l'actionner de l'intérieur et de l'extérieur de l'avion, cette porte est verrouillée manuellement.

### ***B. Portes d'accès et de service :***

Les portes d'accès sont installées dans l'avion pour l'inspection et l'entretien de la structure.

Ces portes de service sont installées dans le fuselage pour donner accès pour l'entretien des systèmes.

Elles s'ouvrent et se ferment manuellement.

### ***C. Portes intérieures fixes :***

Plusieurs portes intérieures fixes sont installées dans l'avion. Elles donnent accès d'un compartiment à un autre

Les portes sont installées dans des zones fixes qui divisent les compartiments adjacents.

Elles nous donnent accès aux différents systèmes installés et aux équipements d'entretien.

### ***D. Trappes de train d'atterrissage :***

Les trappes de train d'atterrissages donnent une protection au train d'atterrissages lorsque l'avion est en vol. Elles sont attachées au fuselage par le compartiment de train d'atterrissages. Elles sont actionnées hydrauliquement et commandé électriquement.

Elles s'ouvrent/ se ferment pendant la sortie et la rétraction du train d'atterrissages. On peut les actionner indépendamment pour l'entretien.

### ***E. Portes diverses :***

On peut inclure dans les portes diverses :

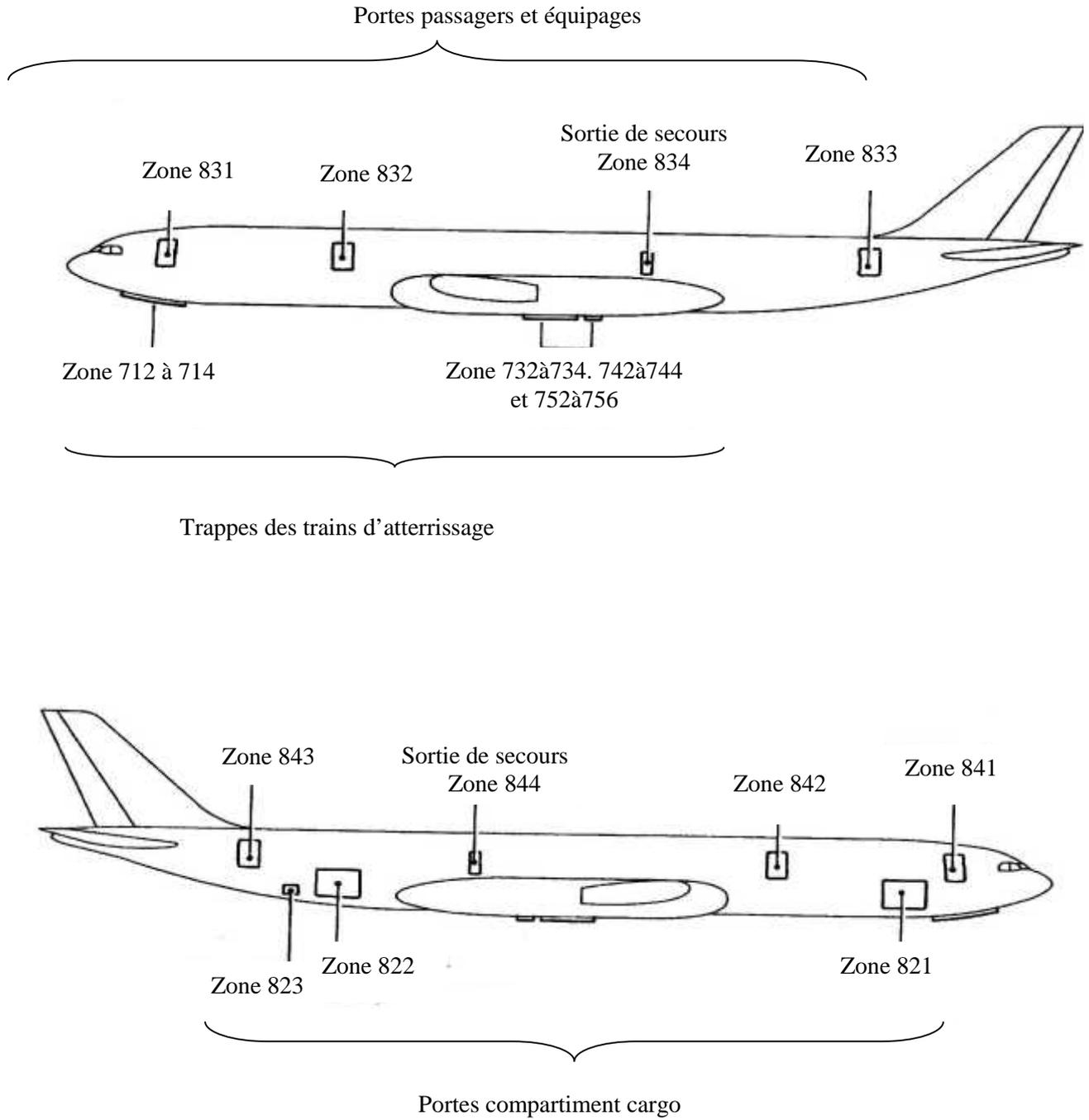
- La porte de la turbine dynamique (RAT)
- La porte de dégagement de la suppression de compartiment APU.

### ***Système d'avertissement :***

Des avertissements liés aux portes sont indiqués électriquement et mécaniquement, ils sont donnés comme des indications visuelles ou auditives.

Les types d'avertissements donnés sont :

- Avertissements liés aux portes.
- Avertissements liés à la glissière de secours.
- Avertissements de pression résiduels.



**Figure I.11 : Portes d'avion.**

## *.5. Stabilisateurs :*

### *.5.1. Généralité :*

L'empennage est situé sur la partie arrière du fuselage, l'empennage comprend :

- L'empennage horizontal qui se compose :

D'une partie qui assure la stabilité en tangage, cette partie peut être fixe mais sur les avions modernes, elle est généralement mobile : c'est le stabilisateur ou plan horizontal réglable (PHR).

D'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de tangage : ce sont les gouvernes de profondeur.

- L'empennage vertical qui se compose :

D'une partie fixe qui assure la stabilité de route : c'est la dérive.

D'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de lacet : c'est la gouverne de direction. (Voir figure .12)

Sur l'avion A330-200 l'empennage est réalisé par des matériaux composites avancés à fibre de verre et de carbone. Les panneaux latéraux, qui sont les pièces de plus grande dimension ont une structure sandwich à nid d'abeille.

Cette structure offre :

- Une bonne résistance aux forces et aux moments.
- Une grande rigidité en flexion.
- Une excellente tenue en fatigue.
- Une bonne tenue à la fatigue due aux vibrations soniques.
- Une résistance après traitement de surface aux conditions d'environnement et au fluide hydraulique.
- Un faible coût de production comparé aux pièces similaires renforcées.

Ses inconvénients sont :

- Une sensibilité aux chocs et aux dommages par foudroiement.
- La difficulté d'assemblage avec d'autres éléments.

## *1.5.2. Stabilisateur horizontal :*

### *.5.2.1. Généralité :*

Le plan horizontal réglable (Trimmable Horizontal Stabilizer <THS>) est une structure à une seule pièce montée à travers, et supportée par la section de queue de fuselage. Le stabilisateur horizontal représente la structure porteuse pour gouverne de profondeur gauche et droite.

L'angle d'incidence du (THS) peut être mécaniquement ajusté à l'aide d'une molette de commande de compensation située dans le compartiment de vol. Sa gamme de déplacement est de 2.35° du nez d'avion en bas à 15.35° du nez d'avion vers le haut.

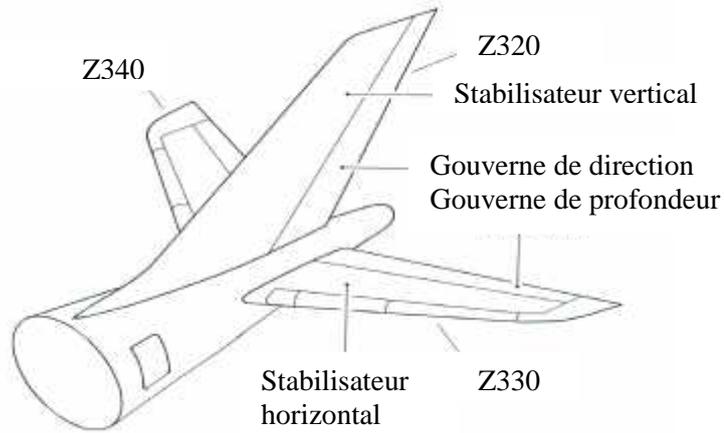
Le (THS) est installé à la section de la queue, et attaché au fuselage à trois points par le vérin de THS et par les deux points de charnière de chaque côté du fuselage.

Le (THS) comporte : (Voir figure .13)

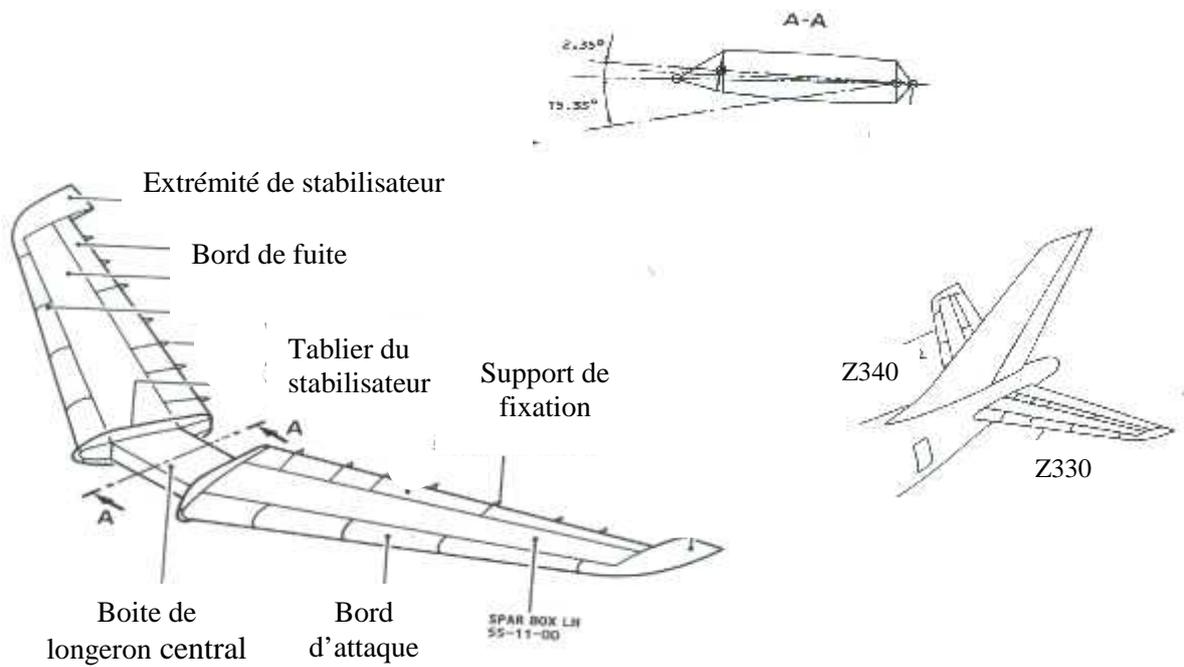
- Une boîte de longeron central.
  - Des boîtes de longeron gauche et droit.
  - Bord d'attaque de gauche et droite.
  - Bord de fuite gauche et droite.
  - Les extrémités de stabilisateur gauche et droit.
  - Tabliers de stabilisateur gauche et droite et support de fixation de stabilisateur.
- } Constitue un réservoir de carburant supplémentaire

Le composant structural principal du (THS) est la boîte de longeron de stabilisateur et toutes les charges sur le stabilisateur horizontal sont transmises par la boîte de longeron central et sont support de fixation.

Les autres composants du (THS) sont fixés dans les boîtes de longeron de stabilisateur, sauf les supports de fixation qui sont démontable à la réparation et la maintenance. Le (THS) peut être enlevé comme unité complète.



**Figure I.12 : Stabilisateurs.**



**Figure I.13 : Plan horizontal réglable (THS).**

### **.5.3. Stabilisateur vertical :**

#### **.5.3.1. Généralité :**

Le stabilisateur vertical est attaché au dessus de la partie arrière du fuselage. Sa structure est fixée par des ferrures avec la gouverne de profondeur, elle est fonctionnée par trois unités servocommande.

Le stabilisateur vertical peut être enlevé comme une seule unité.

Les composants principaux du stabilisateur vertical sont :  
(Voir figure .14)

#### **A. Boite de longeron :**

La boite de longeron est un composant structural primaire du stabilisateur vertical, c'est une partie du stabilisateur vertical qui est attaché au fuselage. Tous les autres composants du stabilisateur vertical sont fixés dans la boite de longeron.

#### **B. Bord d'attaque :**

Le bord d'attaque de stabilisateur vertical a quatre sections qui peut être déposé. Ils sont attachés à l'avant de la boite de longeron. La section inférieure donne l'accès à l'antenne à haute fréquence (*HF*). Les quatre sections donnent une forme aérodynamique à l'avant du stabilisateur vertical.

#### **C. Bord de fuite :**

Le bord de fuite est attaché à l'arrière du stabilisateur vertical. C'est la structure de base qui inclut dix panneaux d'accès. Ces panneaux donnent accès au système hydraulique de gouverne de direction, aux servocommandes, aux tiges de commande et aux bras de charnière.

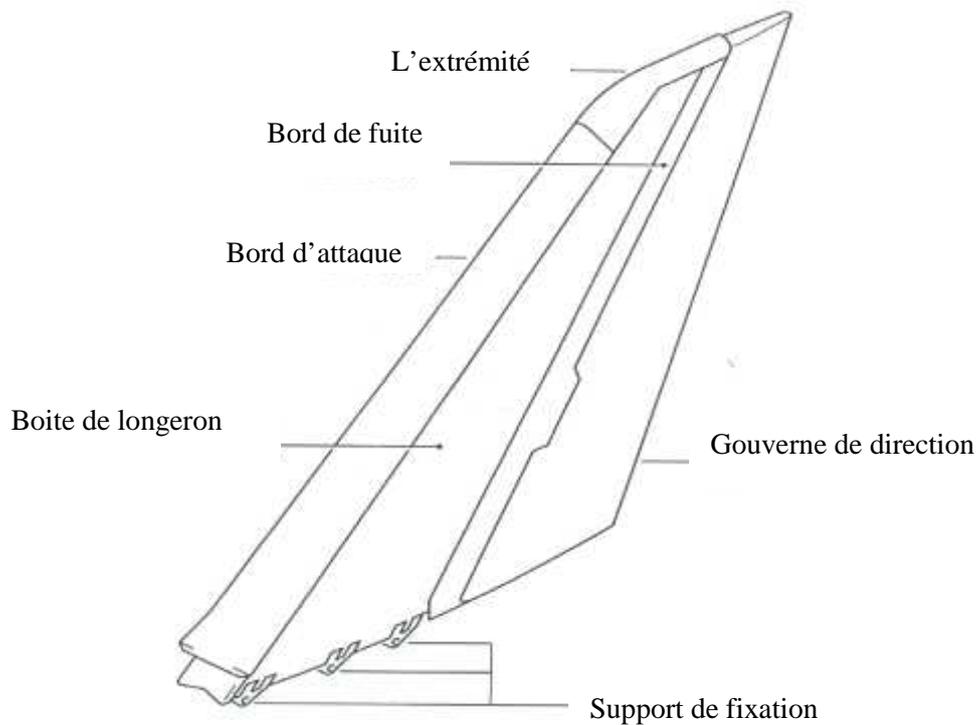
#### **D. Extrémité :**

L'extrémité est le capot de carénage supérieur du stabilisateur vertical. Il est attaché au dessus de la boite de longeron et au longeron avant. L'indicateur du stabilisateur vertical est installé au bout.

#### **E. Support de fixation :**

Le stabilisateur vertical contient :

- Un support de fixations principales qui attache le stabilisateur vertical à la partie arrière du fuselage.
- Un bras de fixation de gouverne de direction.
- Un support de fixation qui attache les servocommandes de gouverne de direction au longeron arrière.
- Un support de fixation pour un bras de profil entre le longeron arrière et le bras de charnière.



**Figure I.14 : Stabilisateur vertical.**

## .6. Train d'atterrissage :

Les masses et les vitesses d'atterrissage des avions modernes ont atteint des valeurs élevées qui imposent des charges extrêmement fortes au moment de l'impact et au cours de la décélération.

On demande au train d'atterrissage une fiabilité considérable dans la capacité d'absorber les chocs, de freiner l'avion, de se rétracter et de se déployer. Le train d'atterrissage est un organe complexe de l'avion qui demande beaucoup de soins.

L'avion comporte :

- Deux trains d'atterrissage principaux (MLG) et trappes.
- Un train d'atterrissage avant (NLG) et trappes.

Le système de train inclut :

- Trains et trappes.
- Système de déploiement et de rétraction pour les trains et les trappes.
- Système de freinage et les systèmes relatifs.
- Une commande de direction. (Voir fig.I.15)

Le train supporte l'avion au sol et fournit le moyen de manœuvrer, il sert à freiner l'avion au sol et parfois, selon les modèles, à procurer un freinage aérodynamique en vol d'une façon comparable aux aérofreins :

Il supporte les charges latérales lors du roulage au sol et lors des atterrissages et des décollages en condition de vent de travers. La plupart du temps, le train d'atterrissage n'a aucune utilité en vol et il crée une traînée.

Comme celle-ci augmente avec le carré de la vitesse, il s'impose d'installer un train escamotable sur les avions rapides.

Les trappes peuvent être manoeuvrées par un vérin ou directement. Le train d'atterrissage est fixé à la cellule de l'avion en dessous des ailes ou sous le fuselage.

L'ensemble du train d'atterrissage est constitué des éléments suivants :  
(Voir fig.I.16)

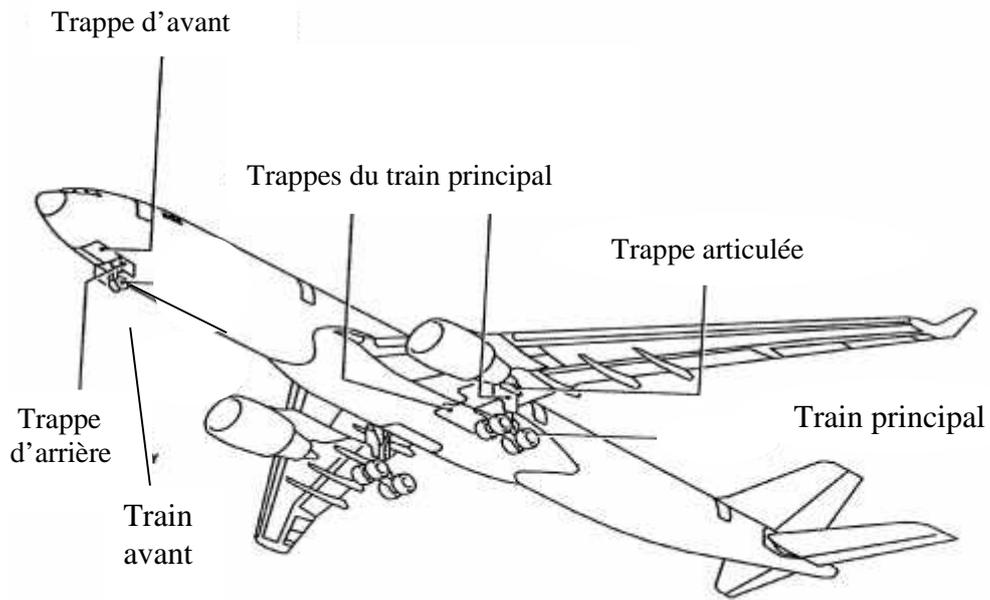
- Le fût qui renferme généralement l'amortisseur ce dernier sert à absorber l'impact et les secousses du roulage. L'ensemble est souvent désigné – par l'expression jambe à amortisseur ;
- Les biellettes de contrefiche qui maintiennent le fût vertical et le renforcent
- Les compas, qui maintiennent les roues dans l'axe de roulement ;
- Les essieux ;
- Les roues ;

- Les freins et leurs accessoires ;
- Les pneus.

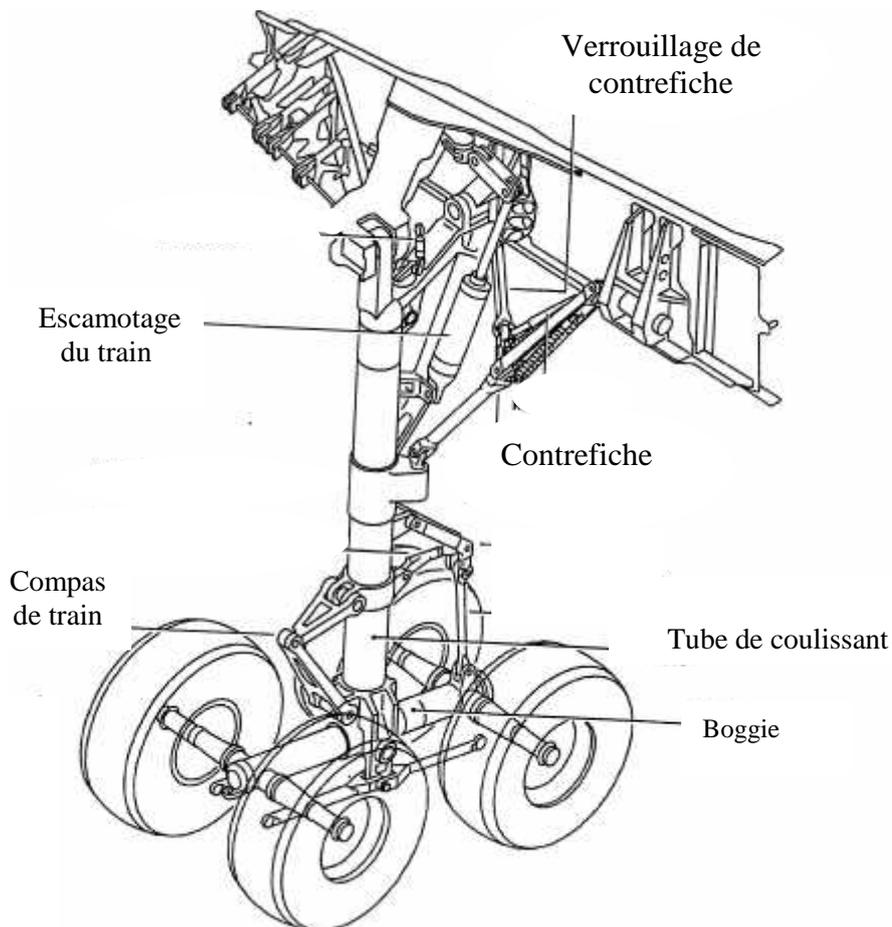
Les trains présentent une bonne visibilité pendant le roulage avec une bonne stabilité au roulage par vent de travers.

Les trains principaux supportent la plus grande partie des efforts ; le train avant est généralement moins chargé (sauf lors du freinage à l'atterrissage), il assure la maniabilité lors du roulage.

<b>Caractéristiques générales de train d'atterrissage du AIRBUS A330-200 :</b>	
<b>Roue :</b>	
Roues principales :	1,397m
Roue avant :	0,710m
<b>Dimensions de pneu :</b>	
Train principal :	1400x 530R23 (Radial)
Train avant :	1050x395R16 (Radial)
Pression de frein maximum :	175 Bar
<b>Course d'amortisseur :</b>	
Train principal :	0.730m
Train avant :	0.390m
<b>Pression de charge d'amortisseur (Azote) :</b>	
Train principal :	37.14 ± 1.36 Bar
Train avant :	1ère étage : 12 Bar 2ème étage : 55 Bar
L'angle de rotation (pour décollage) :	14°
L'angle de direction de roue avant :	± 78°
Régime maximum de direction :	13°/ s
<b>Durée de vie d'unité de frein :</b>	
De base :	1500 Atterrissages par révision
Alternative :	2500 Atterrissages par révision



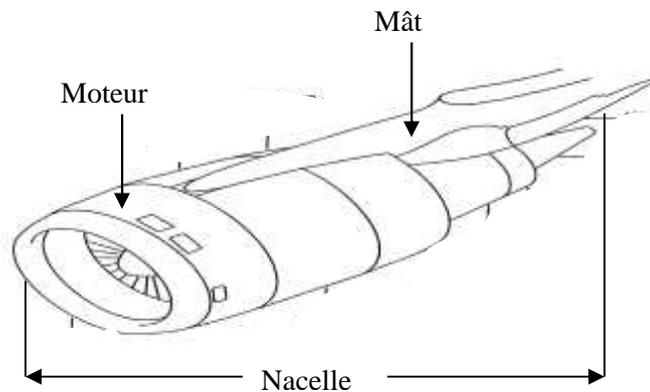
***Figure I.15 : Les Trains d'atterrissage.***



***Figure I.16 : Train d'atterrissage principal.***

### **.7.Réacteur CF6-80 E1 :**

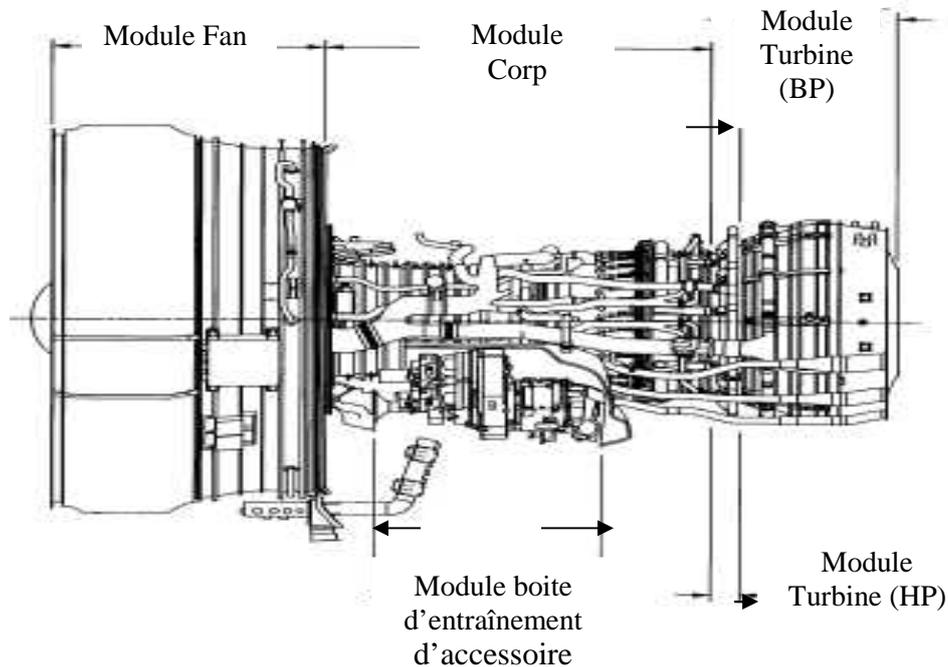
Le réacteur CF6-80 E1 de général électrique équipant l'Airbus A330-200 est un moteur double corps, double flux. Ce moteur est caractérisé par un taux de dilution élevé par rapport aux autres moteurs et une faible vitesse d'éjection. Il est équipé d'un système tels que le circuit de carburant qui est asservie et régulé à l'aide d'un calculateur numérique ECV (Unit électronique de contrôle moteur). Une des plus importante particularité du CF6-80<sup>E1</sup> est qu'il est de conception modulaire permettant le changement d'un module sans le désassemblage général du moteur. Ainsi qu'une longue durée de vie et une grande rentabilité. (Voir figure I.17).



**Figure I.17 : Réacteur CF6-80 E 1.**

Le réacteur CF6-80 E1 se compose de cinq principaux modules :  
(Voir figure I.18).

- Module fan.
- Module core.
- Module turbine haute pression.
- Module turbine basse pression.
- Module boîte d'entraînement d'accessoire.



**Figure I.18 : Les modules principaux de réacteur CF6-80 E1.**

### ***1.7.1. Le mât :***

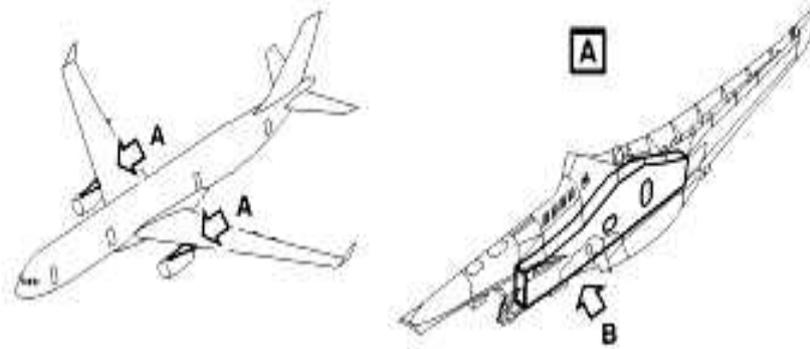
Les mâts de moteur sont installés sous chaque demi d'aile pour :  
(Voir figure I. 19)

- Supporter le moteur.
- Permettre le cheminement et l'attachement de tous les systèmes qui sont relié au moteur (câblages électriques, hydrauliques, prélèvement d'air et de carburant).

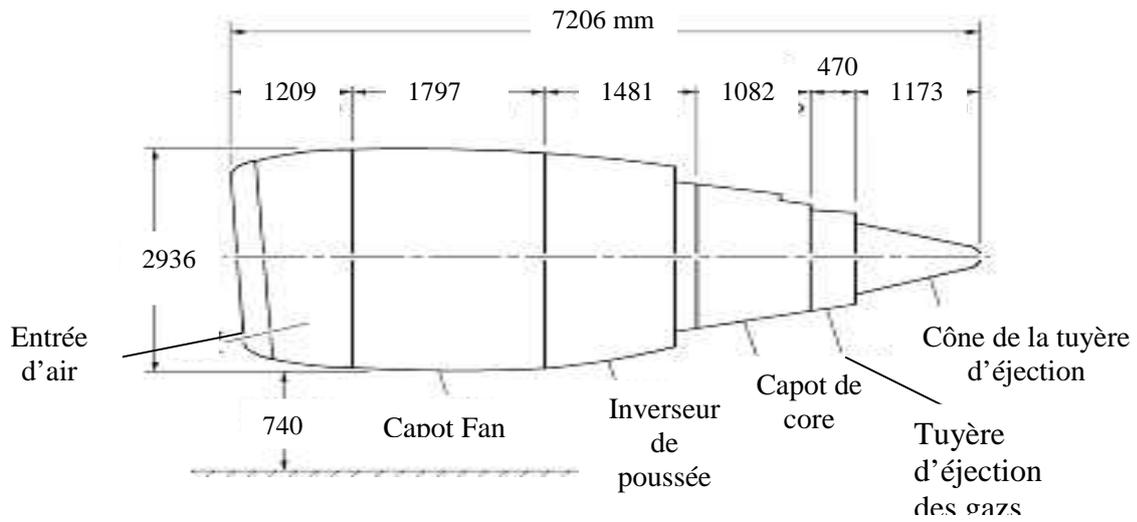
### ***1.7.2. La nacelle :***

La nacelle de réacteur CF6-80E1 donne la forme aérodynamique au moteur, elle se compose de : (Voir figure I.20)

- Le capot d'entrée d'air.
- Les capots de moteur.
- L'inverseur de poussée.
- Capots de corp moteur.
- La tuyère d'éjection.



**Figure 1.19 : L'emplacement de mât sur l'avion.**



**Figure 1.20 : Nacelle de réacteur.**

**.8.APU (Auxiliary Power Unit) :**

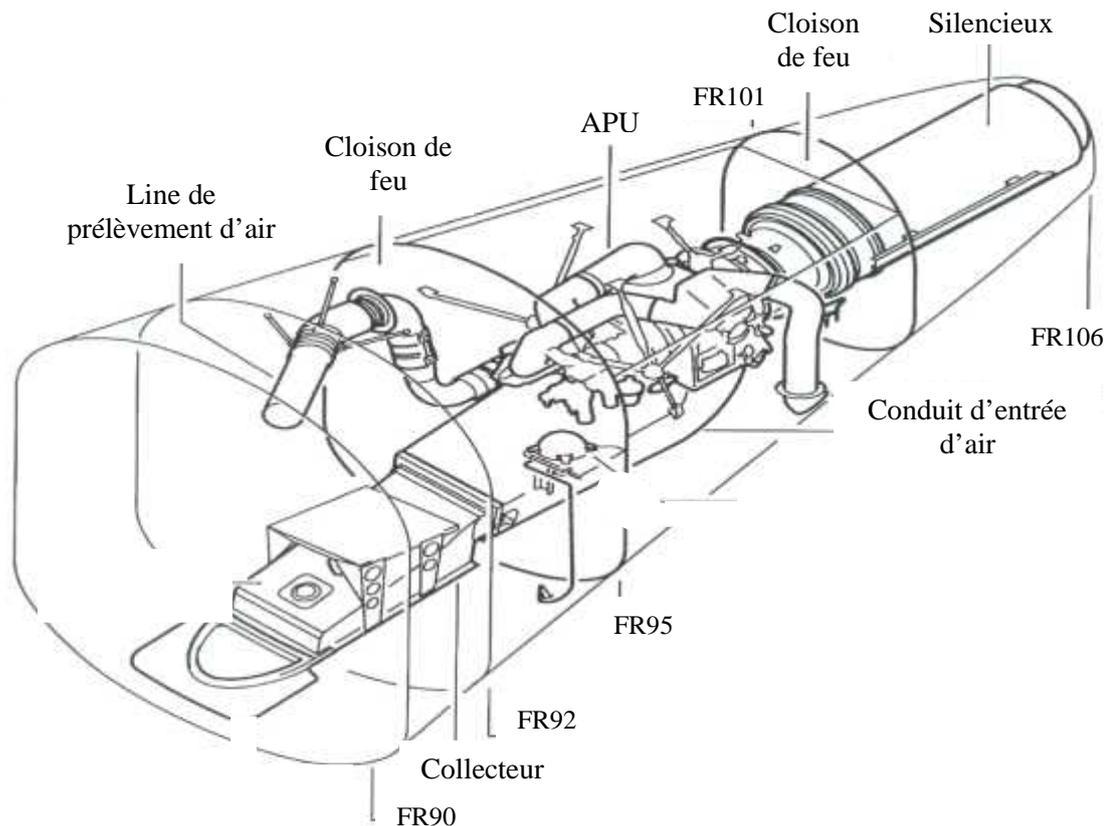
L'APU (Auxiliary Power Unit) est un petit réacteur qui fournit l'énergie pneumatique et électrique pour l'avion.

APU et ses compartiments mécaniques électriques relatifs sont installés dans la cône de queue du fuselage entre FR 95 et FR101. (Voir figure .21).

On peut fonctionne L'APU au sol et on vol pour :

- Le fonctionnement du système de control d'air (ECS) pour le conditionnement d'air et la pressurisation de fuselage.
- Le démarrage de moteur (MES).

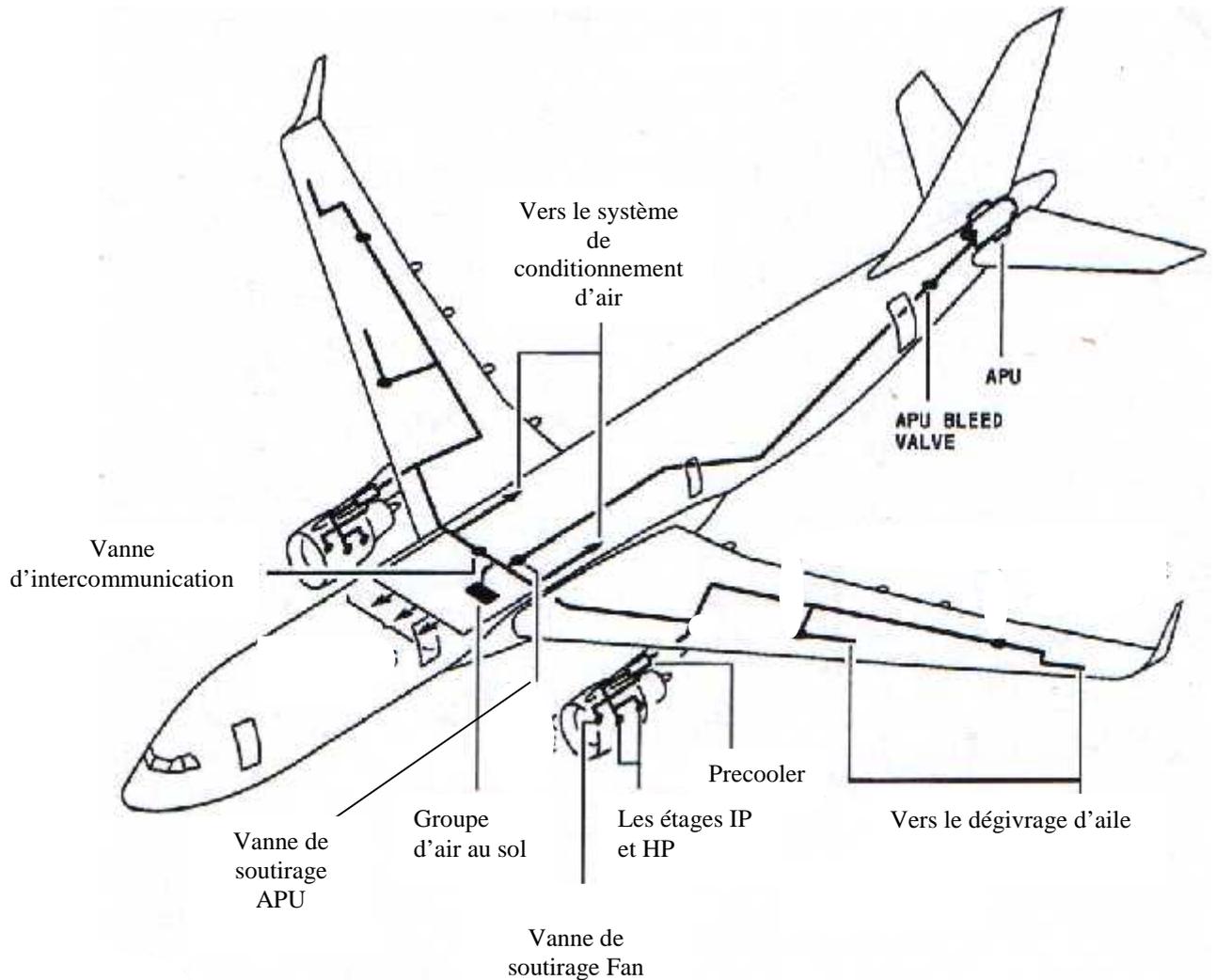
Le fonctionnement de l'APU est géré par une boite électronique de control (ECB).



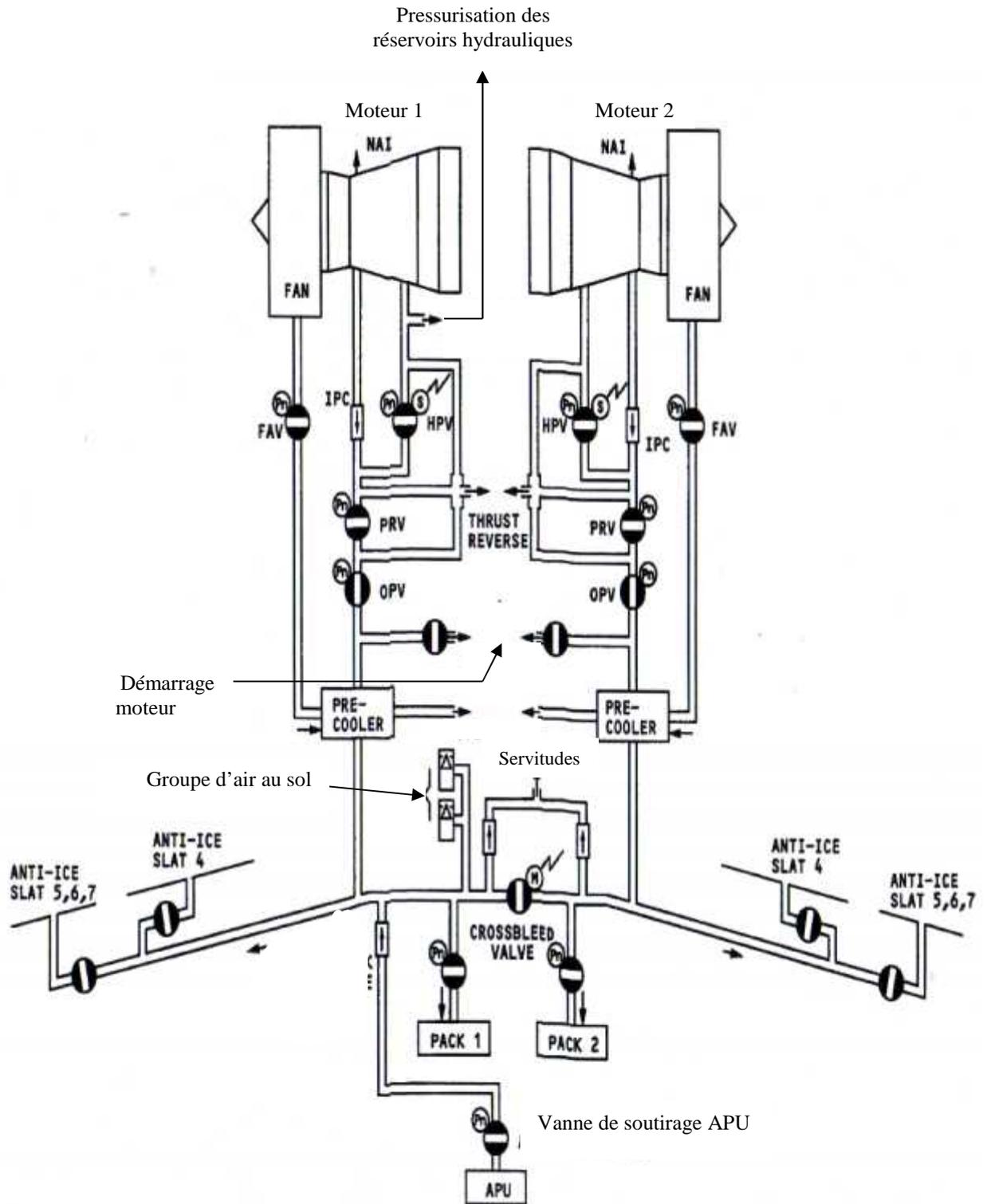
**Figure I.21 : Installation de l'APU sur la cône de queue.**

**II.1. Généralité :**

Dans ce chapitre on présente la description et le fonctionnement du système pneumatique. Ce système pneumatique prend l'air comprimé des sources d'air et alimente en air comprimé les différents systèmes à travers des conduits. (Voir figure II.1, II.2 et II.3).



***Figure II.1 : Le système pneumatique.***



**Figure II.2 :** Le schéma détaillé du système pneumatique.



## **A. Les sources pneumatiques d'air :**

Les moteurs d'avion, l'APU et une source d'air au sol sont les sources qui alimentent l'air comprimé dans le système pneumatique.

### **1. Les moteurs :**

Les moteurs d'avion sont les principales sources d'air comprimé en vol. Le prélèvement d'air est pris du 8<sup>ème</sup> et/ou 14<sup>ème</sup> étage du compresseur de moteur. La température et la pression d'air comprimé fournis par le moteur sont contrôlés.

### **2. Unité de puissance axillaire (APU) :**

L'APU est aussi une source principale d'air comprimé au sol, l'air comprimé est fourni par le module de compresseur de charge (Load –compresser module), cet air peut être utilisé par d'autres systèmes en vol.

L'APU peut fournir de l'air comprimé

- En montée : du niveau de la mer jusqu'à ce que l'avion arrive à 23000 ft (7010m)
- En descente : de 21000 ft (6400m) jusqu'au niveau de la mer

### **3. Un groupe d'air au sol :**

Ce groupe est une source d'air de secours en cas de panne de l'APU au sol, il y a deux connecteurs haute pression installés au dessus du fuselage. A travers ces connecteurs la source d'air alimente le système pneumatique en air comprimé.

## **B. Les servitudes du système pneumatique :**

Le système pneumatique est de fournir l'air comprimé pour les servitudes suivantes :

- Conditionnement d'air.
- Démarrage moteur.
- Dégivrage des voilures et d'entrée d'air.
- Pressurisation des réservoirs d'eau.
- Pressurisation des réservoirs hydraulique.
- Inversion de poussée.

## **II.2. Le prélèvement d'air :**

### **II.2.1. Prélèvement d'air moteur :**

Sur le compresseur, deux prises de pression sont installées sur deux étages du compresseur permettant ainsi de prélever de l'air sur le moteur en fonction des différentes phases de vol de l'avion.

Par exemple pendant le décollage lorsque le moteur fonctionne en pleine puissance, l'air est prélevé sur l'étage haute pression HP (14<sup>ème</sup> étage). Pendant la croisière l'air est prélevé sur l'étage de pression intermédiaire IP (8<sup>ème</sup> étages) qui offre une pression plus faible mais qui pénalise moins le moteur et sa consommation du carburant. Ceci est réalisé à l'aide de deux composants :

- Un clapet anti retour IP qui empêche l'air prélevé de retourner dans le moteur.
- Une vanne HP qui peut être ouverte ou fermée en cas nécessité.

### **II.2.2. Prélèvement d'air APU :**

Le compresseur de l'APU alimente les servitudes pneumatiques au sol et en vol jusqu'à ce que l'avion arrive à 23000ft (7010m).

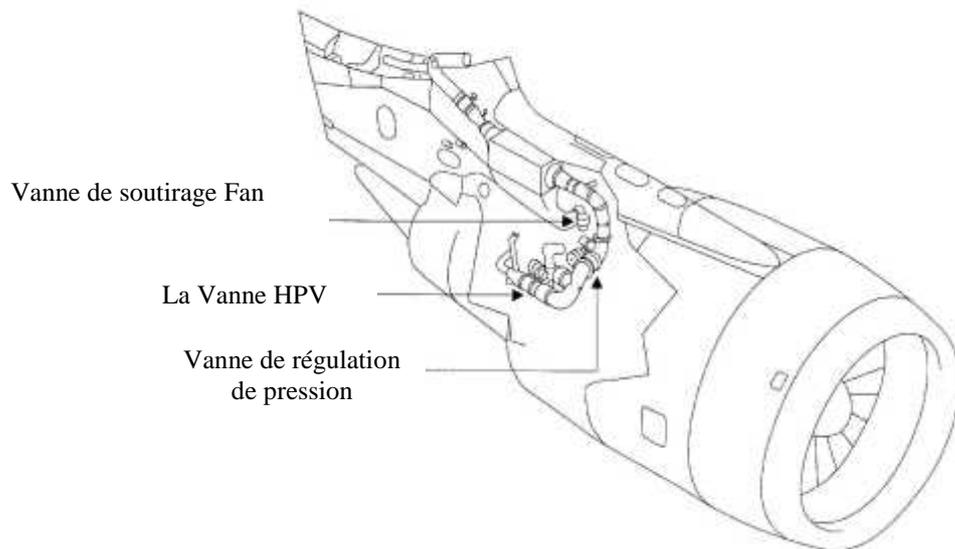
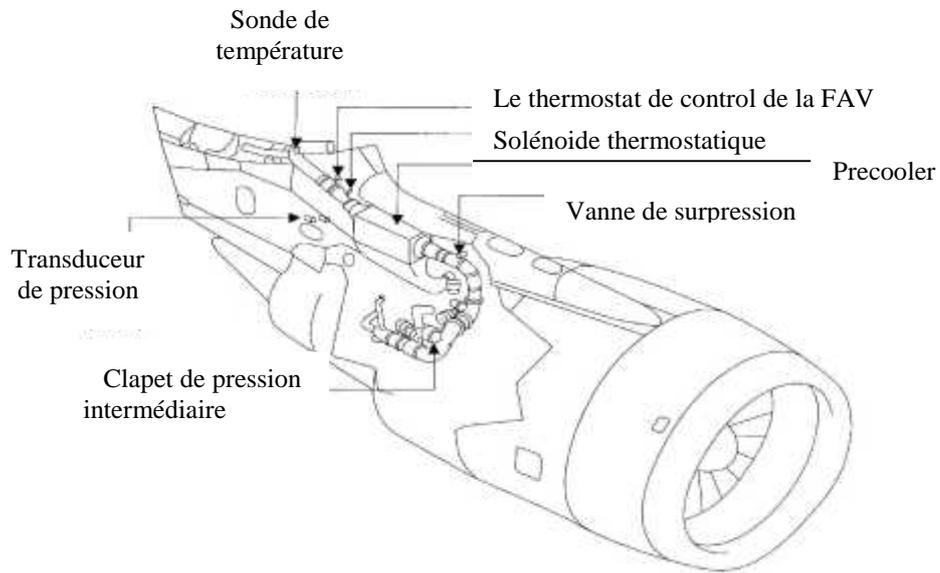
Le système pneumatique est alimenté par l'APU à travers la vanne régulatrice de soutirage APU (La pression est d'environ 40 PSI).

Un clapet anti retour isole le circuit pneumatique de l'APU, du débit inverse.

## **II.3. Les composants principaux du système pneumatique :**

Les différents composants du système pneumatique sont :

- Le conduit d'air comprimé de l'APU installé dans le carénage du fuselage entre l'APU et le conduit d'intercommunication (crossbleed).
- Le conduit de crossbleed est installé dans le ventre.
- Le conduit de soutirage d'air du moteur est installé dans les ailes.
- Les deux (BMC) sont installés dans la soute électronique.
- Les indicateurs sont installés dans le cockpit.
- Le système de régulation de température et de pression est installé dans le moteur. (voir figure II.4).



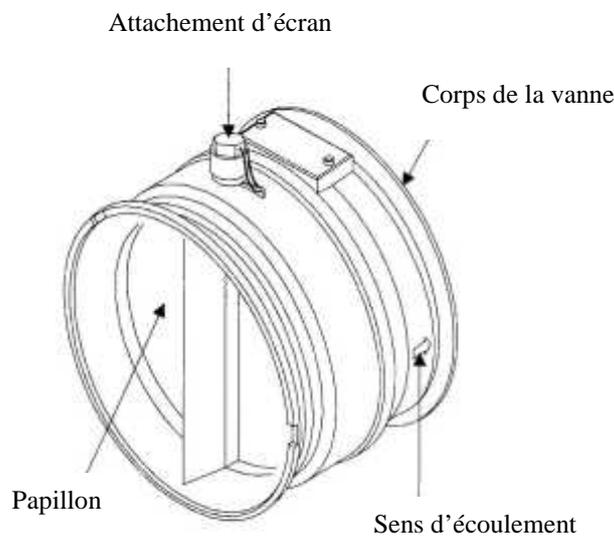
***Figure II.4 : Localisation des vannes pneumatiques.***

## II.4. Vannes installées sur un circuit pneumatique et ses commandes :

Ces vannes sont du type à « papillon » elles peuvent être pneumatiques, électropneumatiques ou électriques

### II.4.1. Vanne de pression intermédiaire (IPC) :

Chaque moteur possède une IPC munie d'un papillon. Un ressort de rappel maintient le papillon dans la position fermée quand la pression en amont de la vanne est insuffisante. Une goupille d'arrêt interdit au deux demi papillon de se positionner dans le même coté de l'axe (voir figure II.5).

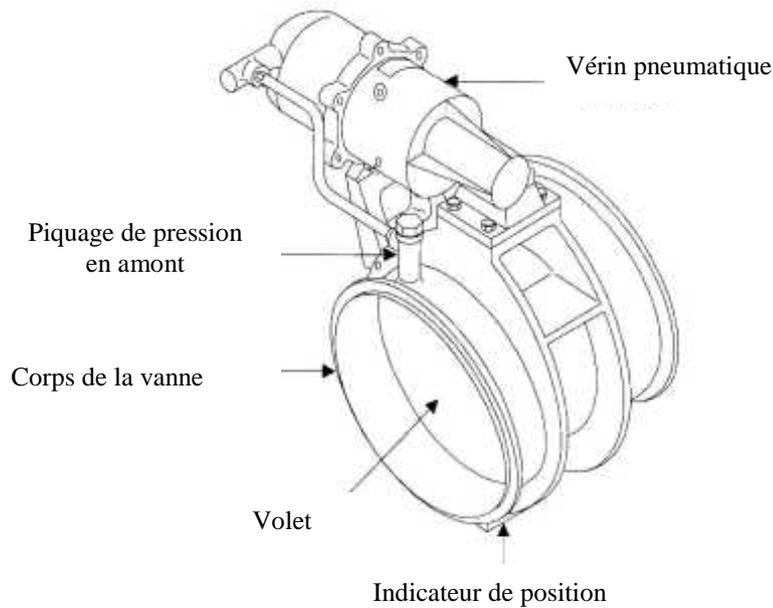


**Figure II.5 : Vanne de pression intermédiaire.**

### II.4.2. Vanne de surpression (OPV) :

La vanne de surpression protège le système pneumatique en aval du système dans le cas où la PRV (vanne de régulation de la pression) ne fonctionne pas correctement. Elle fonctionne pneumatiquement, elle est toujours ouverte.

La OPV se commence à se fermer à 75 PSI, elle se ferme carrément à 85 PSI et ouvre à 49 PSI (voir figure II.6).



**Figure II.6 : Vanne de surpression.**

#### **II.4.2.1. Transducteurs de pression :**

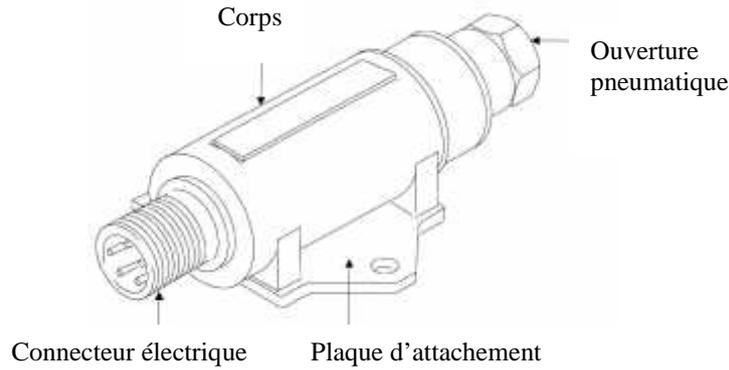
Il existe deux Transducteurs de pression qui sont connectés vers les conduits pneumatiques (Voir figure II.7).

##### ***A. Transducteur de pression transférée (Pt) :***

C'est une ligne de sens qui connecte le transducteur de pression transférée aux conduits pneumatique du PRV (en amont du PRV). Chaque transducteur de pression transférée est électriquement connecté au son BMC correspondant. Ce transducteur surveille la pression en amont du la HPV et l'information sera transmise au pilote et au calculateur.

##### ***B. Transducteur de pression régulée (Pr) :***

C'est une ligne de sens qui connecte le transducteur de pression régulée aux conduits pneumatique du PRV (en aval du PRV). Chaque transducteur de pression régulée est électriquement connecté au son BMC correspondant. Ce transducteur surveille la pression en aval du la PRV. Son indicateur de position est monté sur l'axe de rotation.



**Figure II.7 : Le transducteur de pression.**

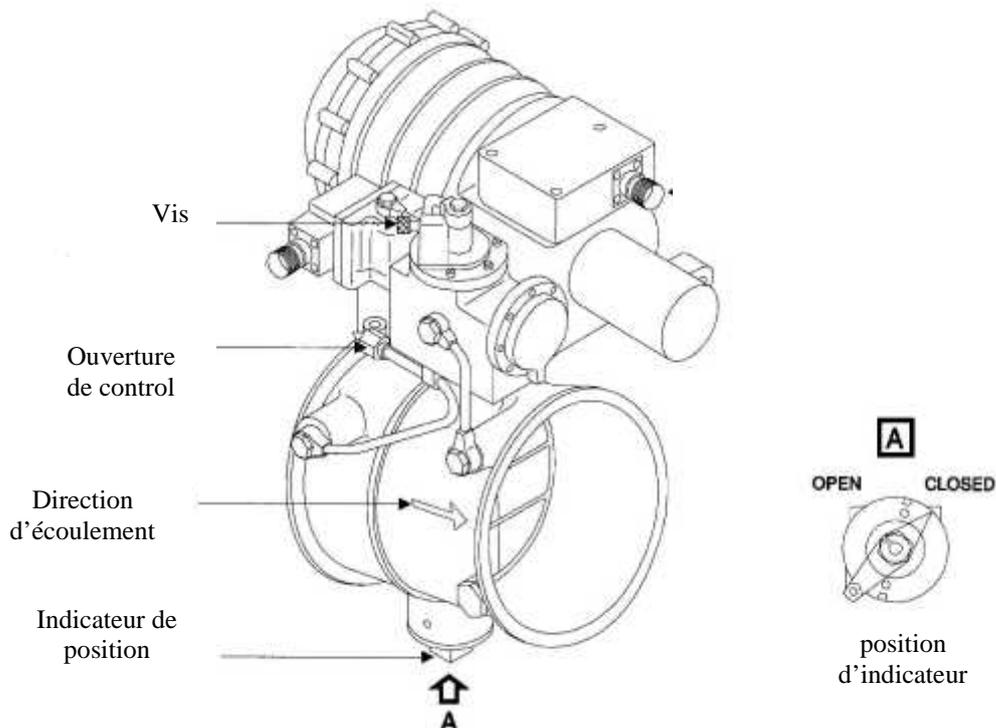
### **II.4.3. Vanne de prélèvement haute pression (HPV) :**

La vanne de prélèvement haute pression (HPV) fonctionne pneumatiquement pour :

- Limiter la pression
- La commutation entre les étages IP et HP du compresseur.

Elle est commandée par un solénoïde et régule la pression à 36 PSI, elle est fermée lorsque la température en amont est supérieure à 105 PSI.

La HPV munie d'un indicateur de position empêche le papillon de se verrouiller en position fermée à l'aide d'un vis de purge (voir fig. II.8).



**Figure II.8 : La vanne de prélèvement haute pression.**

### **II.4.3.1. Description et fonctionnement :**

Cette vanne se compose principalement :

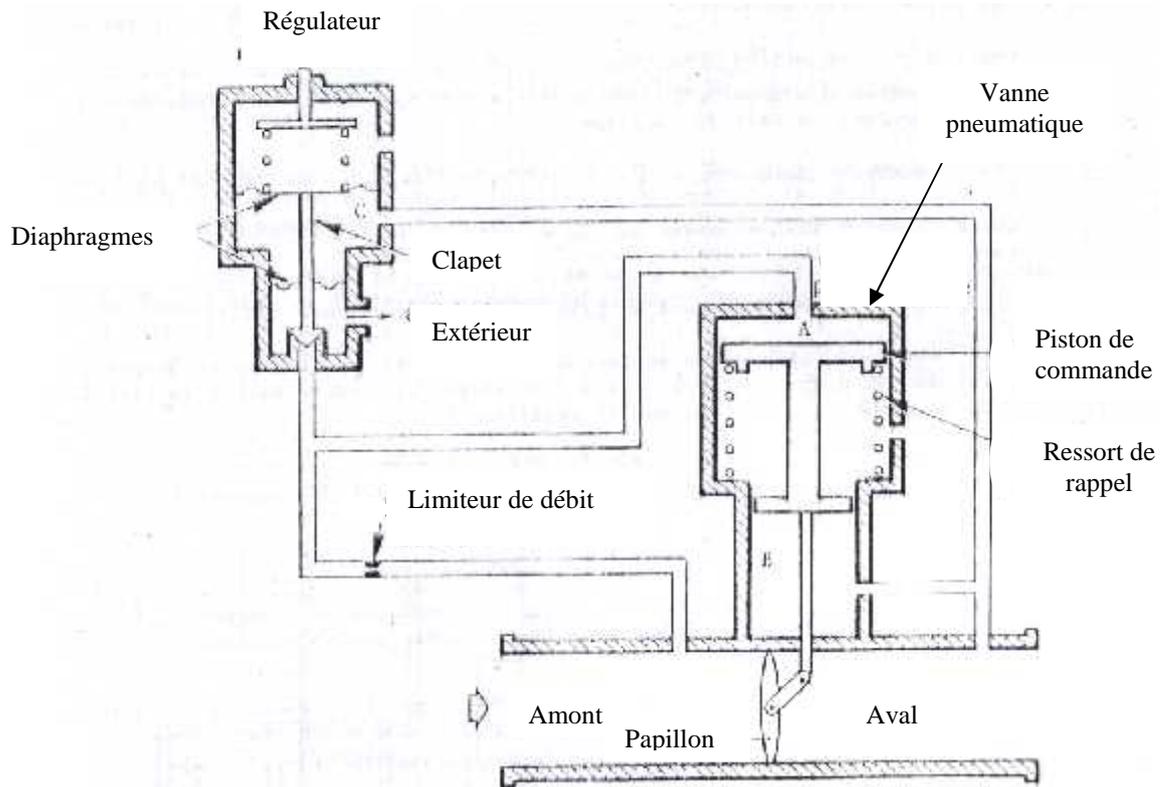
- D'une vanne pneumatique comportant deux chambres A et B séparées par un piston double muni d'un ressort de rappel.
  - La chambre A est soumise à la pression amont du papillon.
  - La chambre B est soumise à la pression aval du papillon.
  
- D'un régulateur comportant un clapet solidaire de 2 diaphragmes.
  - Le diaphragme grand surface et soumis à l'action d'un ressort de réglage sur sa face supérieure et reçoit la pression aval du papillon sur sa face inférieure (chambre C).
  - Le diaphragme petite surface est soumise à la pression aval du papillon sur sa face supérieure (chambre C) et à la pression extérieure sur sa face inférieure.

A la mise en pression, la pression en amont du papillon provoque l'alimentation de la chambre A ; le papillon s'ouvre.

L'ouverture du papillon permet l'alimentation des chambres B et C. Cette alimentation de la chambre B crée une contre-pression qui s'ajoute à l'action du ressort, ce qui limite la vitesse de déplacement du papillon.

L'alimentation de la chambre C crée une force qui s'oppose à l'action du ressort.

Lorsque la pression en aval du papillon atteint la valeur de régulation, le clapet s'ouvre et la pression de commande de la vanne pneumatique diminue brusquement. (Voir figure II.9).



**Figure II.9** : Les composants de la HPV.

#### II.4.4. Vanne de régulation de pression (PRV) :

Cette vanne fonctionne pneumatiquement pour réguler la pression d'air du moteur, elle commence à s'ouvrir à partir de 8 PSI.

La PRV est contrôlée par un solénoïde thermostatique. Qui agit sur la vanne par la commande engine 1 bleed (engine 2 bleed) ou bien par la manette de coupe feu.

La PRV est contrôlée « fermer » dans le cas où il y'a :

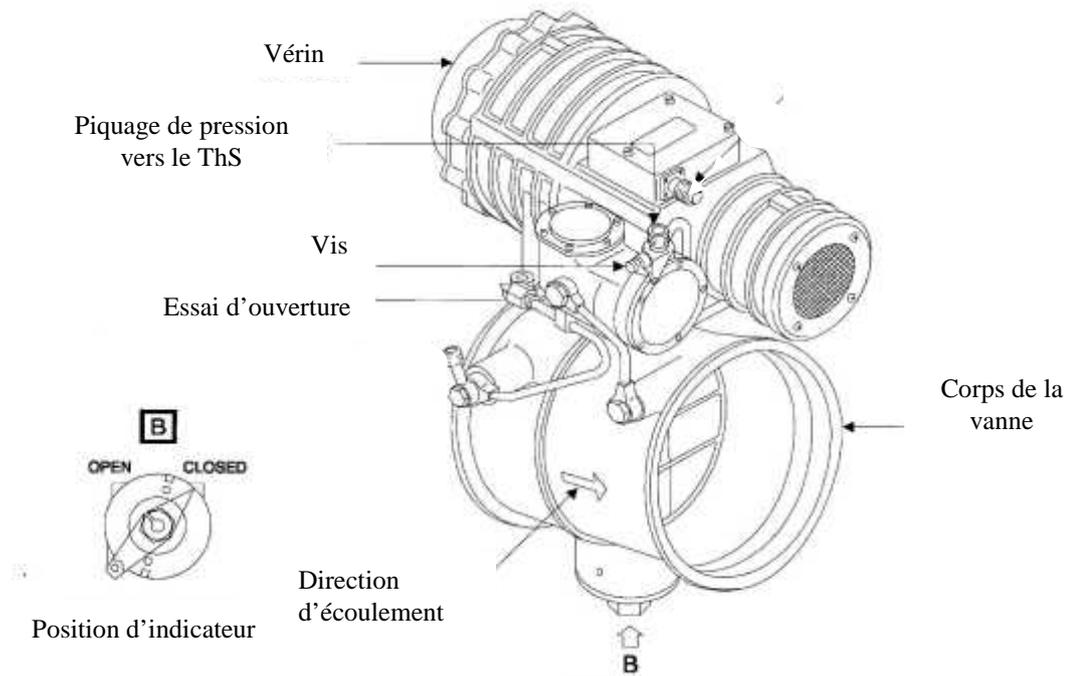
- Une fuite.
- Un mauvais dans le moteur.
- Une défaillance dans le soutirage APU (voir. Figure II.10)

##### II.4.4.1. Description et fonctionnement :

Cette vanne se compose principalement :

- D'une vanne pneumatique comprenant un piston de commande du papillon et un ressort de rappel confirmant la position de la vanne ;
- D'un clapet à solénoïde, à bille ;

- D'un interrupteur de commande à deux positions. « Ouvert », « fermé » ;



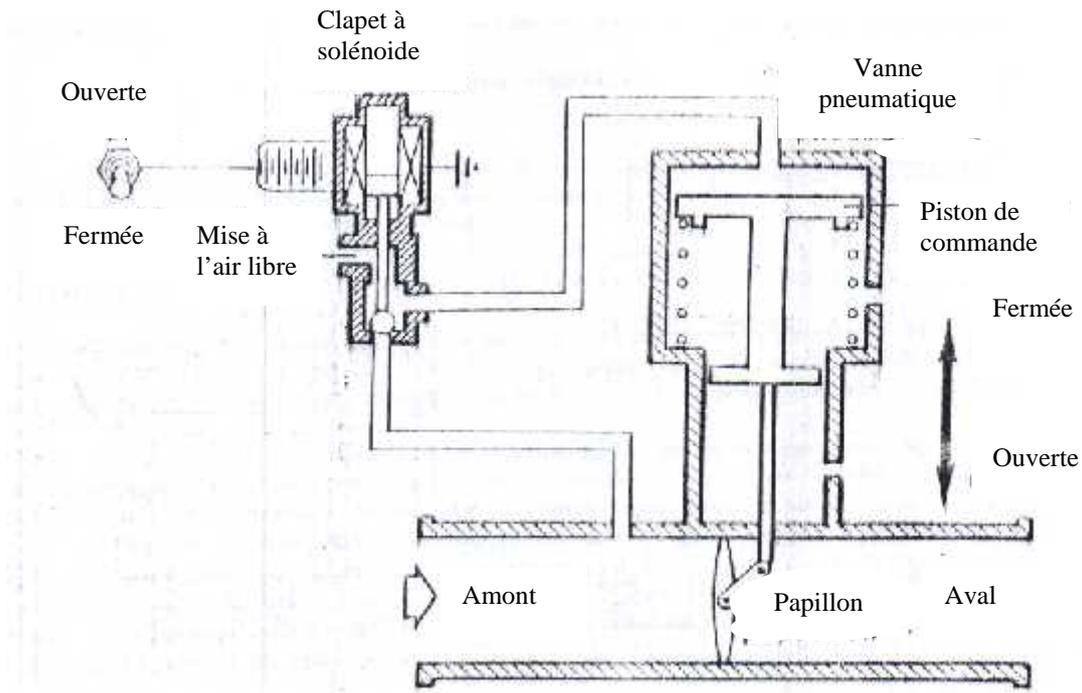
***Figure II.10 : La vanne de régulation de pression.***

*Interrupteur de commande sur « fermé » :*

Le solénoïde n'est pas alimenté ; la bille est maintenue sur son siège par un ressort. La chambre A de la vanne pneumatique est mise à l'air libre. Le papillon est fermé par l'action du ressort de rappel sur le piston de commande.

*Interrupteur de commande sur « Ouvert » :*

Le solénoïde est alimenté ; la bille se soulève, la chambre A est alimentée par la pression amont du papillon, lorsque la force pressante appliquée sur la grande surface du piston est supérieure à la force du ressort de rappel ; le papillon s'ouvre (voir figure II.11).



**Figure II.11** : Les composants de la PRV.

#### II.4.4.2. Solénoïde thermostatique (ThS) :

Le solénoïde thermostatique est un moteur électrique qui assure le contrôle de la vanne de régulation de pression. (Voir figure II.12).

Le ThS est constitué de :

- Un thermostat.
- Un solénoïde de la vanne.
- Un sous assemblage de non retour.

Ce solénoïde est alimenté dans le cas où :

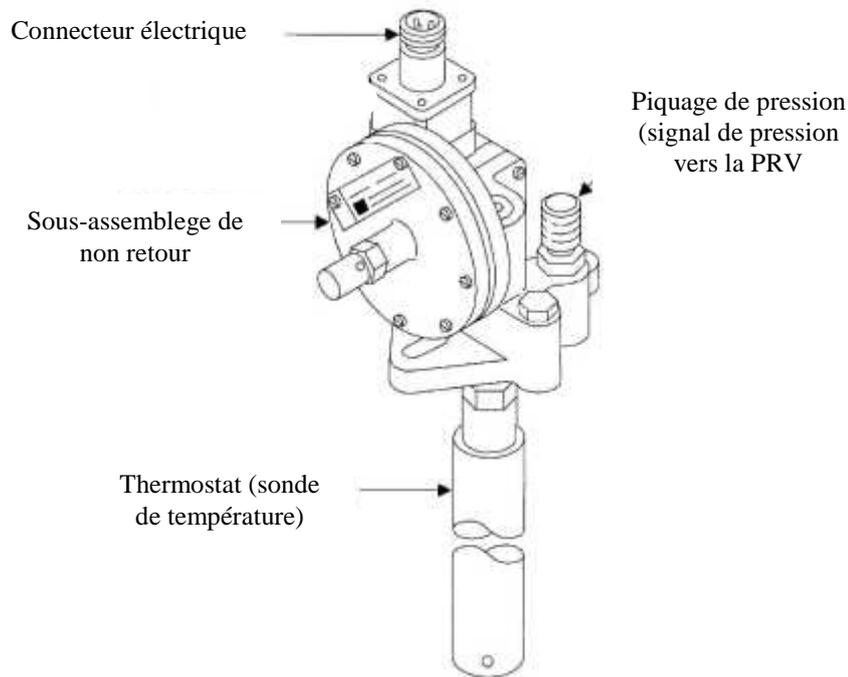
- Le bouton poussoir de Engine bleed off est actionné (arrêt de soutirage).
- Le bouton poussoir de la manette de coupe feu est actionné.

Il est aussi alimenté à travers le BMC dans les cas suivants :

- Mauvais fonctionnement.
- Soutirage APU.
- Démarrage moteur.

Le ThS ferme la PRV lorsque :

- La température à la sortie de precoolier est supérieure à 235°C.
- La pression après le precoolier est supérieure à la pression de la PRV.



**Figure II.12 : Le solénoïde thermostatique.**

#### **II.4.5. Vanne de régulation de la température (FAV) :**

La vanne de soutirage fan régule pneumatiquement le débit d'air venant de fan vers le precoolier.

Elle est munie d'un indicateur de position qui empêche le papillon de se verrouiller en position fermé à l'aide d'un vis de purge.

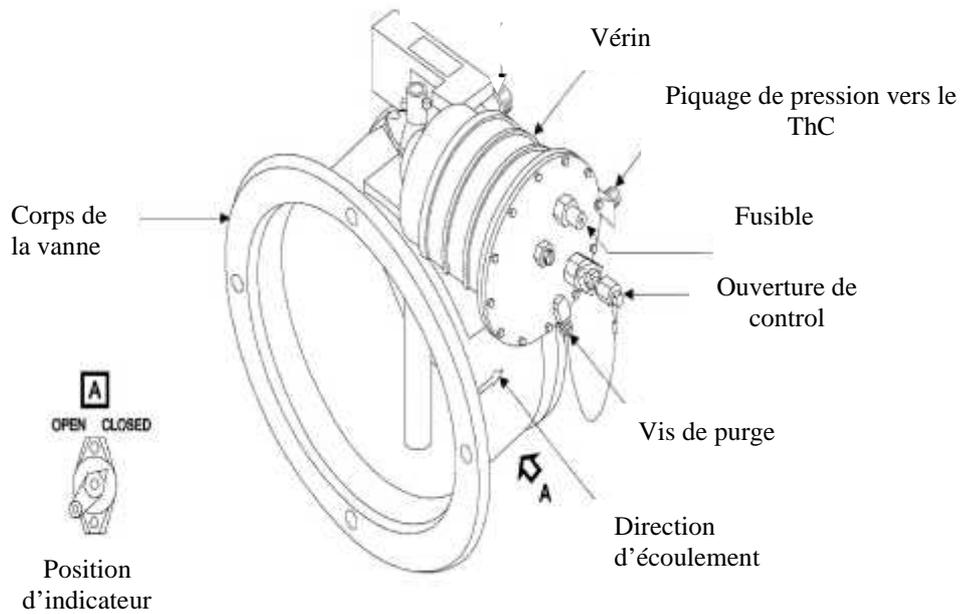
La FAV est contrôlée par un thermostat (FAVCTL) (voir. Figure II.13)

##### **II.4.5.1. Description et fonctionnement :**

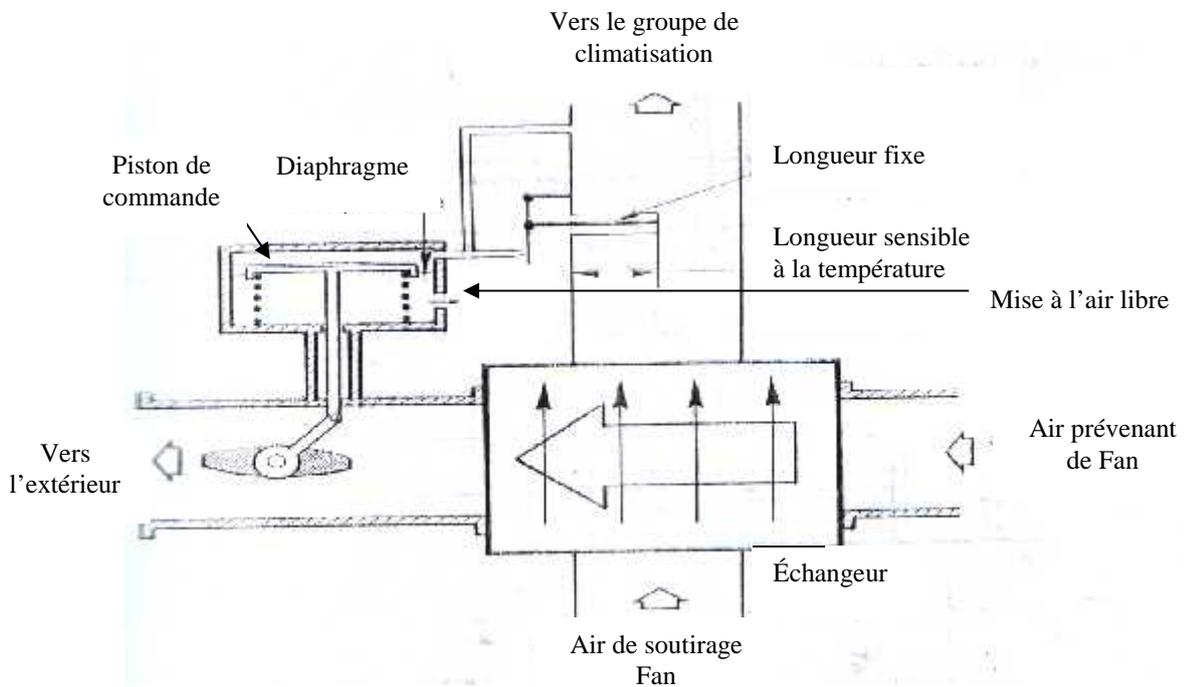
Le contrôle de la température de l'air de soutirage est assuré par une sonde installée dans le conduit d'alimentation de collecteur de soutirage en aval de l'échangeur.

Si la température, à ce niveau, devient excessive, la sonde se dilate et entraîne un levier qui ouvre l'orifice du gicleur de la chambre fermeture de la vanne pneumatique.

Cette vanne s'ouvre, le débit d'air du fan traversant l'échangeur augmente, la température de l'air du collecteur pneumatique diminue. (Voir. Figure II.14)



**Figure II.13 : La vanne de soutirage Fan.**



**Figure II.14 : Les composants de la FAV.**

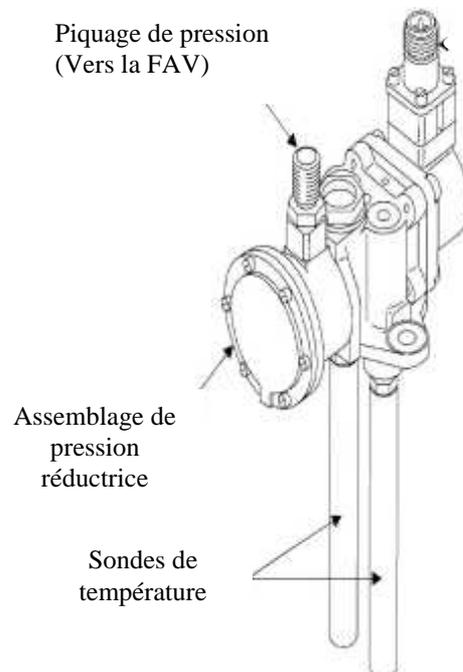
### II.4.5.2. Le thermostat (ThC) :

Le ThC est un thermostat situé en amont du precooler, il contrôle la vanne de soutirage fan (Voir figure II.15)

Il est constitué de deux sondes de température et un solénoïde

Les deux températures sont :

- 200°C : opération normale, le solénoïde n'est pas alimenté donc la première sonde fonctionne.
- 150°C : le solénoïde est alimenté par le BMC, lorsque on a une demande de basse température et l'antigivrage est en position OFF alors la deuxième sonde fonctionne.



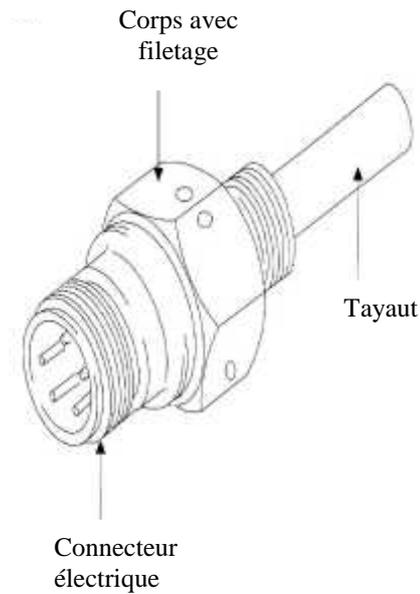
**Figure II.15** : Le thermostat de control de la FAV.

### II.4.5.3. Les sondes de température (Temperature sensor) :

Ces sondes de température sont installées en amont du precooler, chaque sonde est connectée électriquement au BMC.

Le signal des sondes de température est utilisé par le BMC pour les fonctions suivantes :

- L'indication de la température sur la page ECAM.
- La surveillance de régulation de température. (Voir figure II.16).

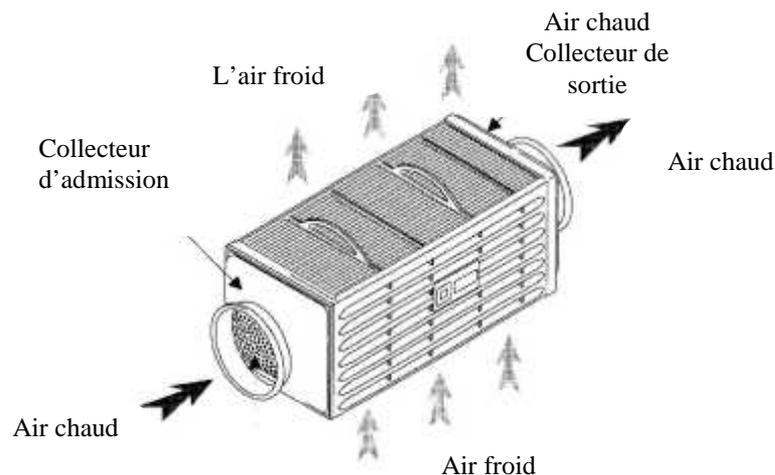


**Figure II.16 : La sonde de température.**

**II.4.5.4. Precooler :**

C'est un échangeur de chaleur air/air Il est constitué de petit tube ou passe l'air chaud qui sera refroidie par l'air froid venant de fan

Le precooler est alimenté sur l'un de ses cotés par de l'air chaud venant du compresseur et sur l'autre coté par l'air froid prélevé sur le canal d'air du fan (voir .figure II.17).



**Figure II.17 : Le precooler.**

### II.4.6. Vanne d'intercommunication (Cross bleed valve) :

C'est une vanne d'intercommunication entre les deux moteurs. Cette vanne est contrôlée électroniquement en fermeture, elle est grée par deux moteurs électriques. (Voir. Figure II.18).

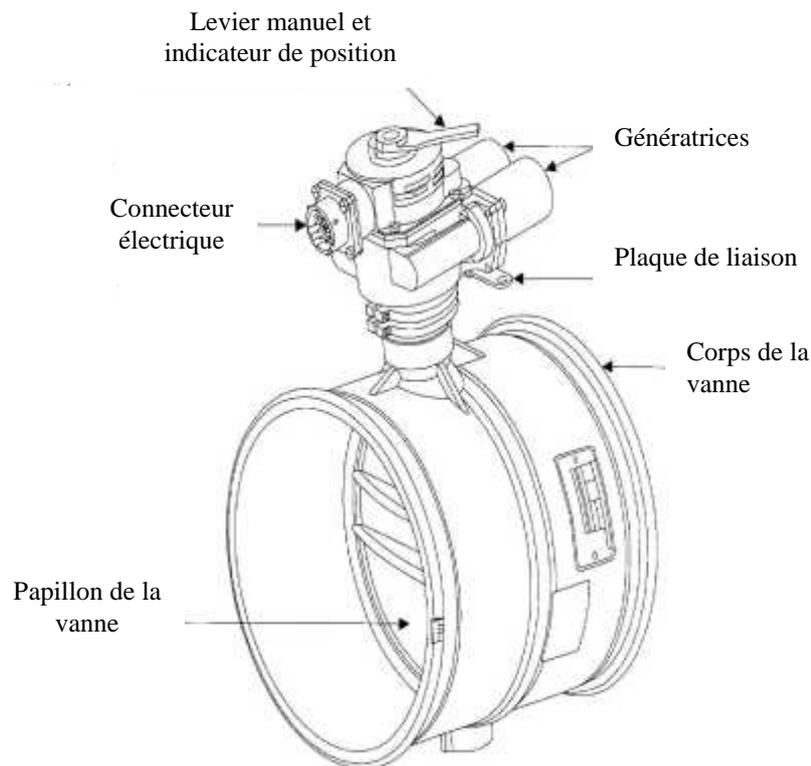
Le premier moteur est utilisé au mode automatique, et le deuxième moteur est utilisé au mode manuelle.

Sa fermeture ou ouverture est indiquée au BMC à travers le microswitch.

La position de la vanne est contrôlée par le sélecteur de soutirage (ouvert / fermé) sur le panneau supérieur.

La position « ouvert » est utilisée dans les cas suivants :

- Fournir de l'air au circuit de conditionnement.
- Démarrage moteur.
- Panne de soutirage sur l'un des moteurs.
- Démarrage du groupe d'air au sol.



**Figure II.18 : La cross Bleed valve.**

### II.4.7. Vanne de soutirage APU (APU check valve) :

C'est une vanne à papillon anti retour. Elle protège l'APU en cas d'inversion d'écoulement dans le cas où on a une autre source qui fournit l'air comprimé à haute pression.

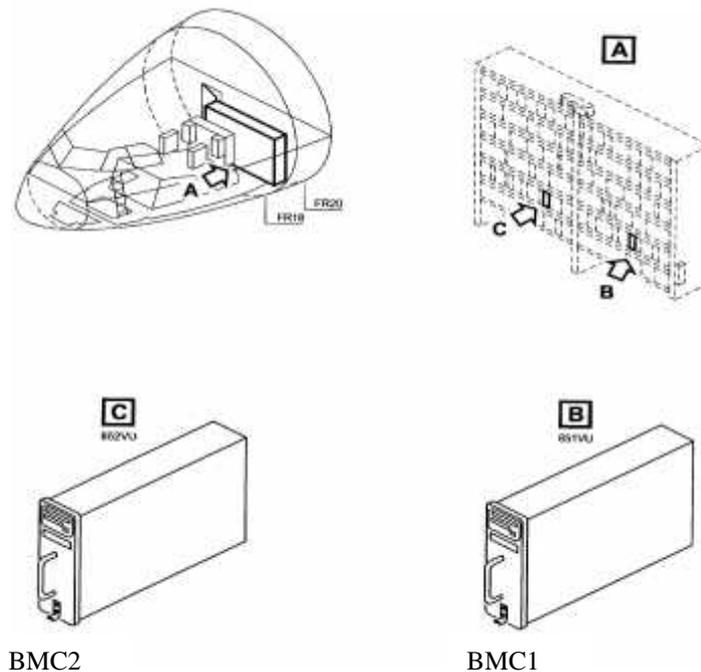
### II.5. Les commandes du système pneumatique (BMC) :

Le système pneumatique est commandé par deux ordinateurs appelés BMC, ils sont installés dans la soute électronique. (Voir. Figure II.19)

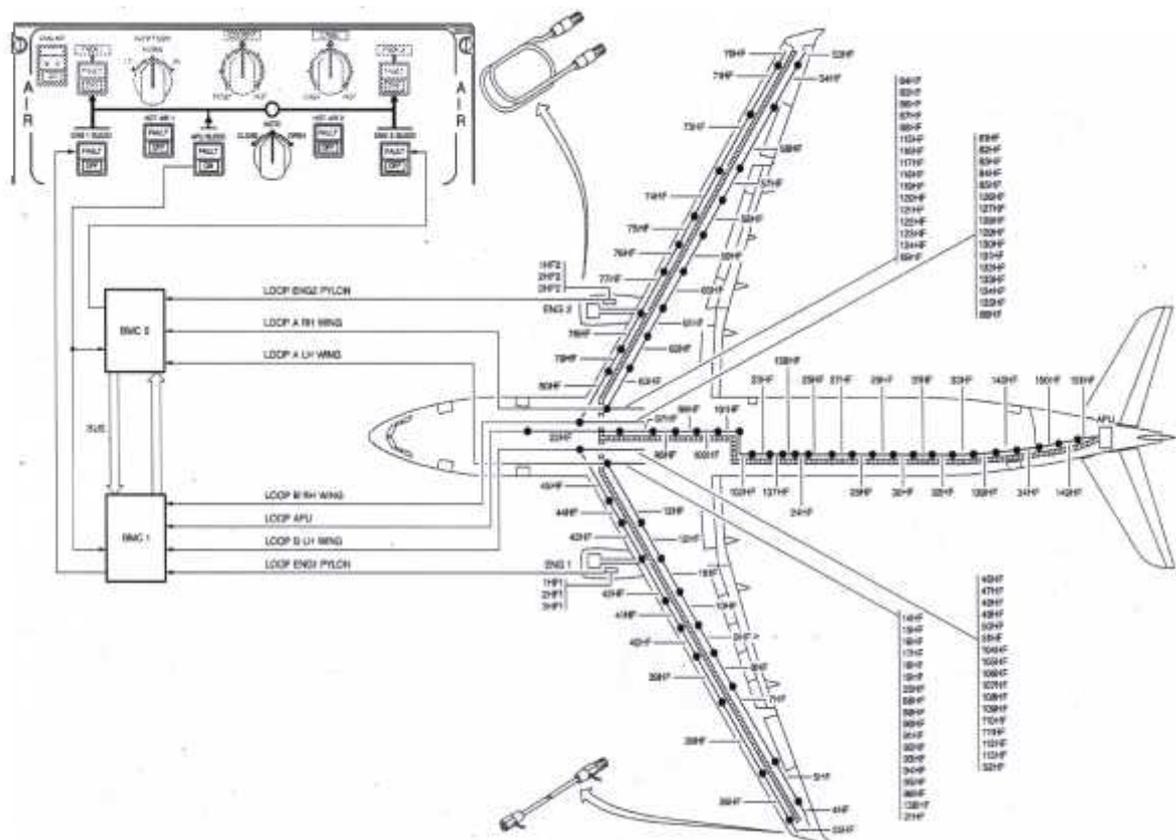
Les deux BMC surveillent les fuites d'air au long des conduits pneumatiques.

Chaque BMC gère trois loops :

- Un loop dans le mât.
- Un loop dans l'aile gauche.
- Un loop dans l'aile droite (Voir. Figure II.20).



**Figure II.19 : Localisation des BMCs.**



**Figure II.20 : Localisation des loops.**

## II.6. Le système d'indication du système pneumatique :

Ce système d'indication du système pneumatique possède des sous-systèmes suivants :

- Le système contrôle de pression et de température.
- Le système de détection de fuite.

Le système d'indication contrôle :

- La pression de température d'air soutiré dans les conduits.
- La position des différentes vannes (ouverte où fermée).

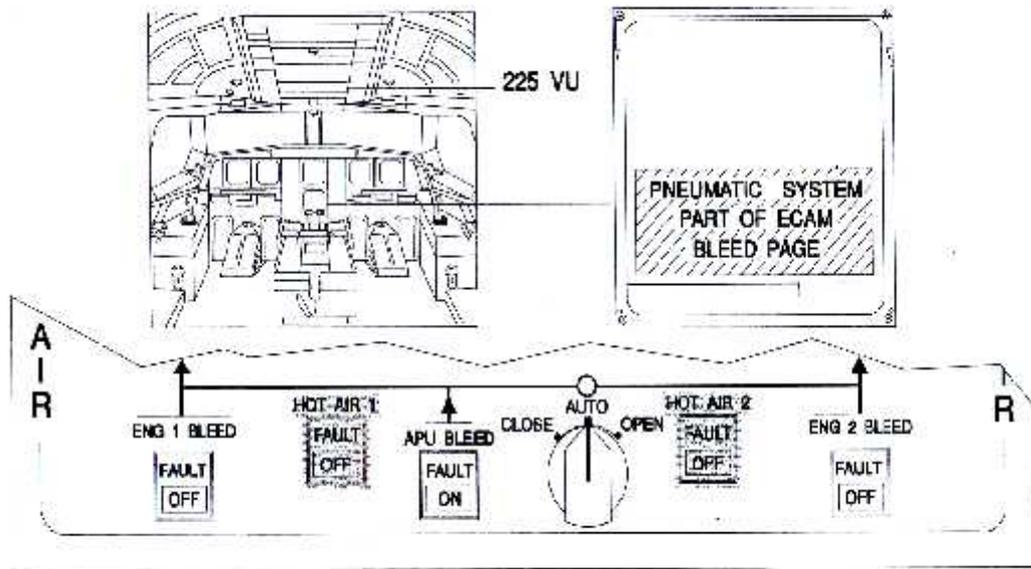
Les éléments de détection de surchauffe qui sont installés à proche des conduits.

L'opération et le contrôle du système pneumatique sont fait automatiquement, les (BMC) sont gérés et contrôlés.

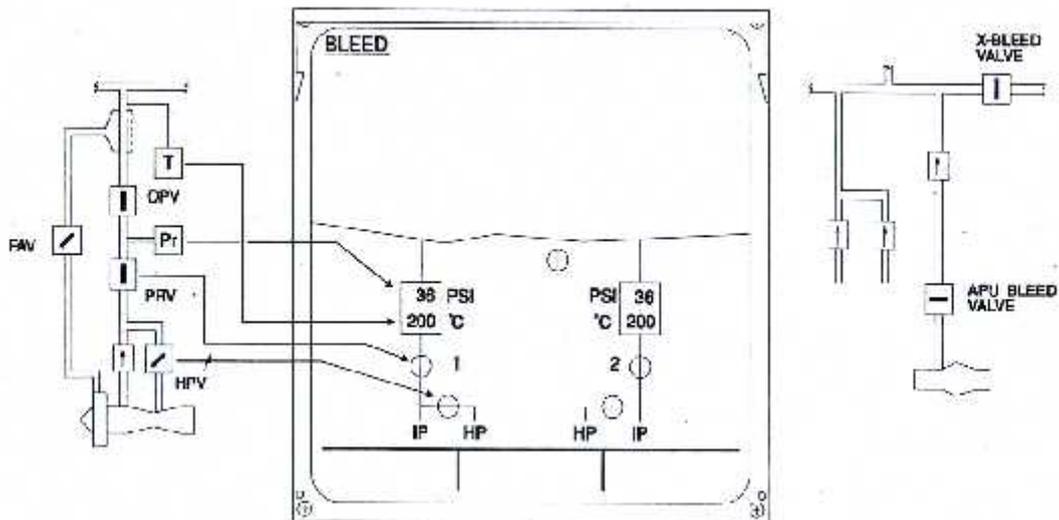
Le contrôle du système pneumatique peut se faire à partir du cockpit

Le bouton poussoir et l'interrepteur de sélection sur le panneau supérieur 225VU contrôlent le fonctionnement manuel. (Voir. Figure II.21)

Tout les informations du circuit pneumatique son affichés dans la page BLEED (Voir figure II.22)



**Figure II.21 : Le panneau supérieur 225VU.**



**Figure II.22 : La page Bleed.**

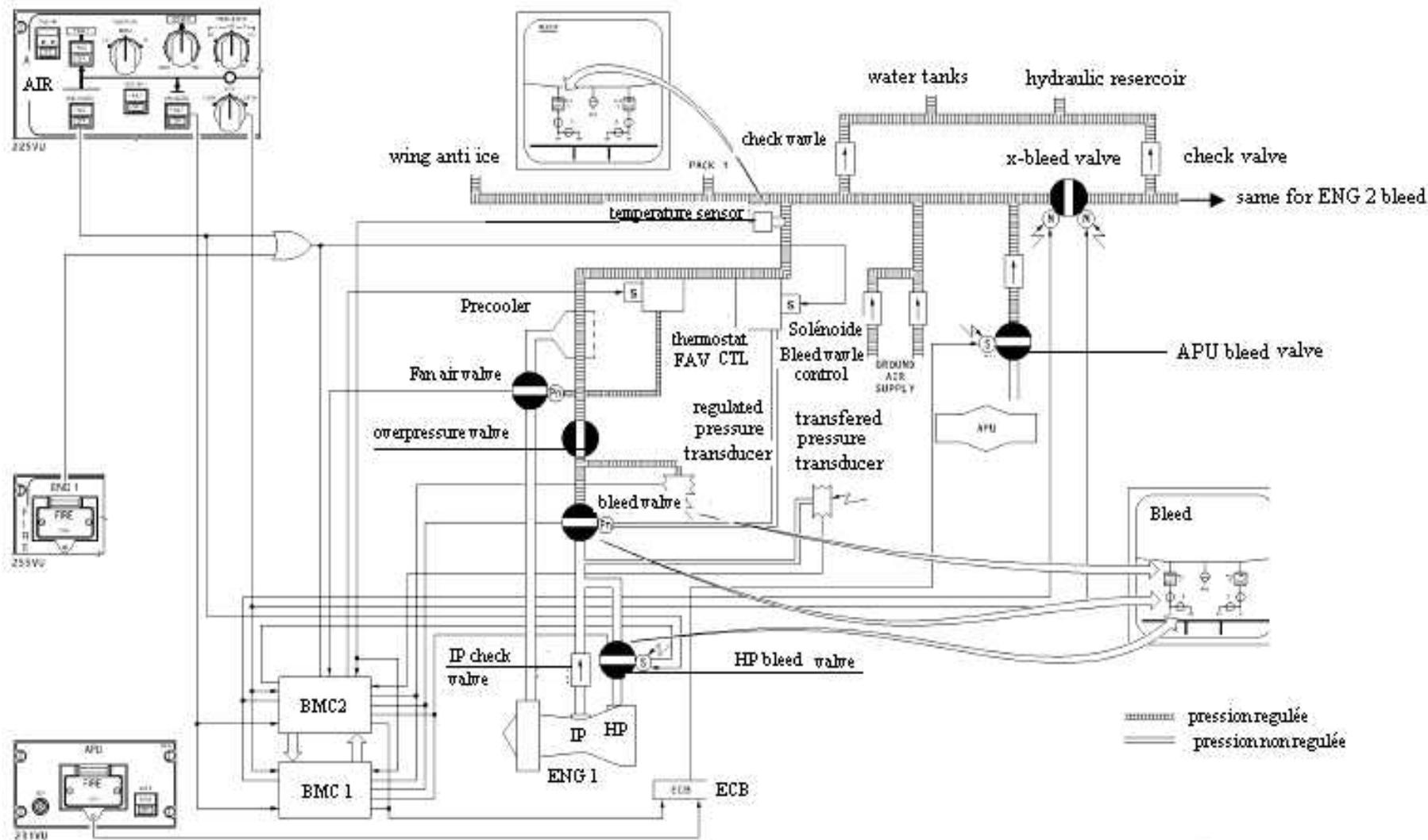


Figure III.3: Les composants du système pneumatique

### **III.1. Introduction de la recherche de panne :**

Dans ce chapitre on va étudier les procédures de recherche de panne et la maintenance des différentes pannes.

A chaque avarie survenue en fonctionnement, les erreurs de fonctionnement ne doivent pas dépasser un certain intervalle de tolérance pour cela la panne doit être éliminée avant une exploitation ultérieure de l'appareil.

Le but principal de la recherche de panne est de détecter les défauts engendrant un néfaste comportement des pièces et de fournir des données concrètes pour juger l'état des systèmes.

### **III.2. Etape de dépannage :**

- Plainte équipage (panne), CRM : message de panne.
- Recherche de panne.
- Pose/dépose (maintenance).
- Test de bon fonctionnement.
- Compte rendu.
- Restitution.

### **III.3. Définition de la maintenance :**

La maintenance est définie comme étant « l'ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir, un bien dans un état spécifié, on est en mesure d'assurer un service bien déterminé ».

La maintenance c'est donc effectuer des opérations de dépannage, de graissage, des visites, de remplissage, d'alimentation etc. ... ; permettant de conserver le potentiel d'un matériel du coût global optimum.

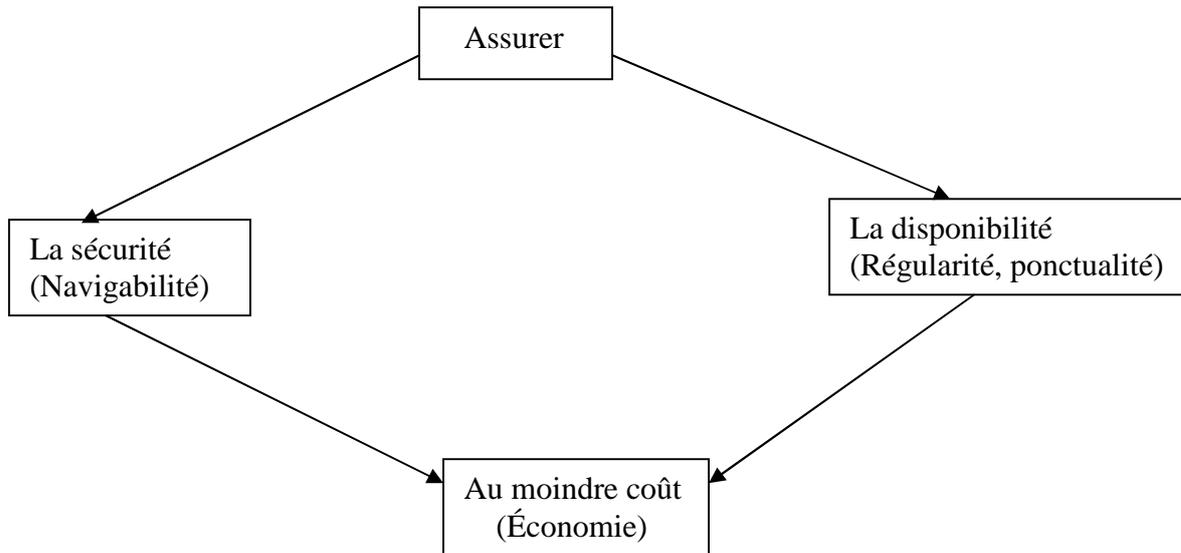
### **III.4. Les objectifs de la maintenance aéronautique :**

La maintenance doit assurer la rentabilité des investissements matériels de l'entreprise, en mettant le potentiel d'activité, tenant compte de la politique définie par l'entreprise ; pour cela, elle se fixe des objectifs suivants :

- Maintenir l'équipement dans un état acceptable.
- Assurer la disponibilité maximale de l'outil de production à un prix raisonnable.
- Fournir un service qui élimine les pannes en tout instants.
- Augmenter la durée de vie de l'outil de production.
- Entretenir le maximum d'économie et d'assurer ces performances de haute qualité, assurer un fonctionnement sûr et efficace à tout moment.
- Obtenir un rendement maximal.

Maintenir les installations dans des conditions hygiéniques acceptables.

- Réduire au maximum les coûts de maintenance.
- Réduire les temps d'arrêt.



**Figure III.1 : Objectif de la maintenance aéronautique.**

### **III.5. Le manuel de la maintenance :**

Le manuel de la maintenance doit décrire le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude d'un avion à être exploité en transport aérien commercial .ce qui va plus loin qu'un le simple maintien d'aptitude en vol : les moyens de radiocommunications et de radionavigations et les équipements spéciaux exigées en transports public doivent être couverts. Le manuel de la maintenance doit être déposé par l'entreprise de transport aérien pour chaque type d'avion qu'elle exploite. Ce manuel doit être approuvé par le ministère chargé de l'aviation civile par l'intermédiaire du bureau VERITAL.

Il doit inclure :

- La définition de la doctrine de maintenance et des concepts de maintenance adoptés.
- La liste des inspections spéciales et les cas dans lesquelles elles sont exigées.
- La liste des différents opérations relatives à ces visites et inspections.
- L'identification des opérations devant faire l'objet d'un contrôle systématique.

Le manuel doit servir au personnel de la maintenance de transport aérien pour préparer, lancer, et dans une certaine mesure, conduire les opérations de maintenance du matériel volant. Il doit servir aussi au bureau VERITAL pour s'assurer que l'entreprise effectue un suffisant pour maintenir l'aptitude des avions à être exploités en transport commercial. L'entreprise doit s'assurer qu'il est connu et mis en application par le personnel de maintenance.

### **III.6. Contenu du manuel :**

Le manuel comprend les sections suivantes :

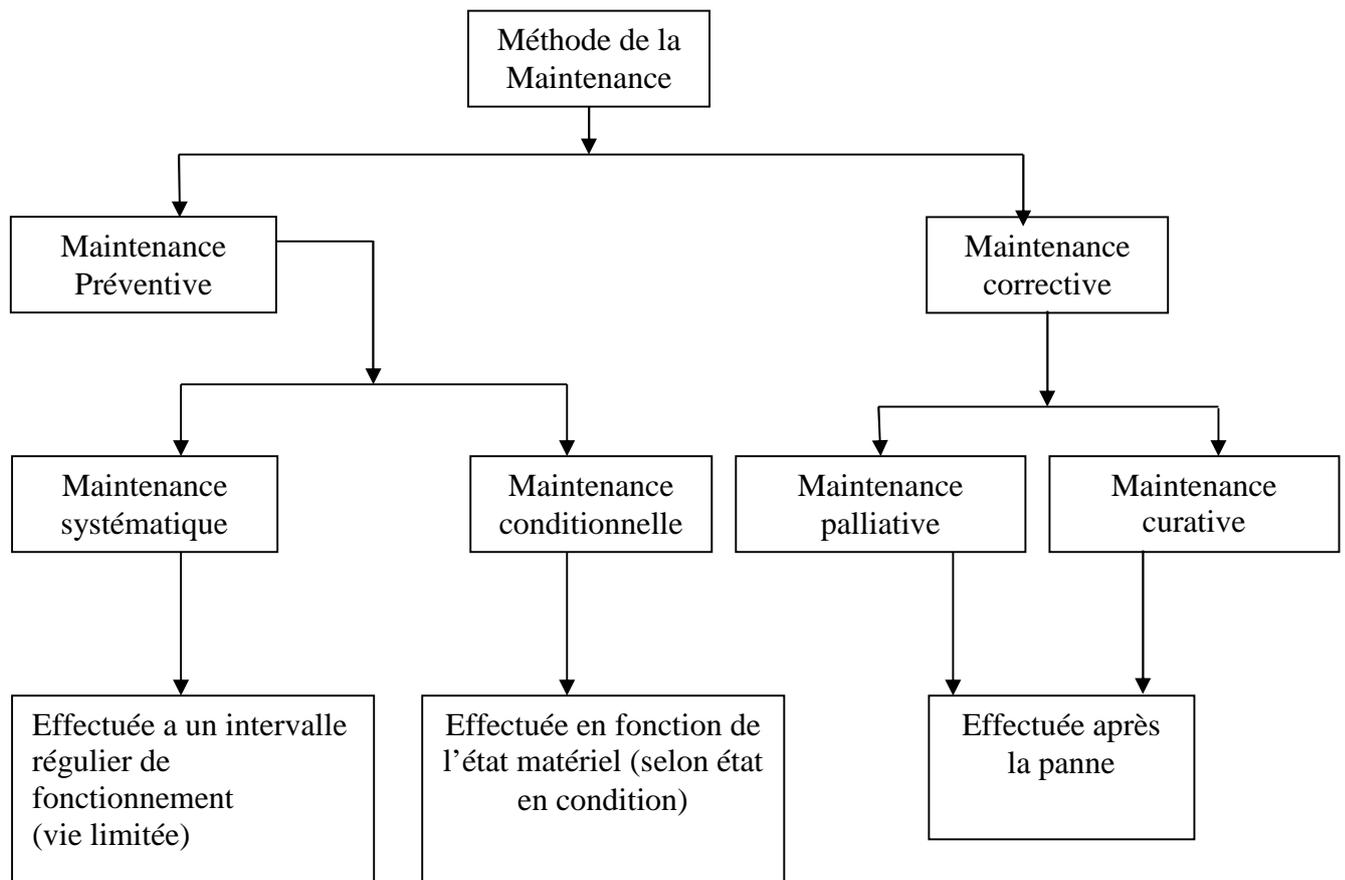
- Instructions générales.
- Périodicités des visites et le mode de maintenance ainsi les limites de l'utilisation et de stockage des composants ou ensembles.
- Inspection spéciale.
- Vols de contrôle.

Les procédures d'exécution sont généralement définies dans les manuels établis par le constructeur du matériel (manuel de maintenance de révision générale...)

### **III.7. Les méthodes de maintenance :**

Toutes les méthodes de maintenances sont devisées de deux concepts.

- Maintenance préventive.
- Maintenance corrective.



**Figure III.2 : Les méthodes de la maintenance aéronautique.**

### **III.7.1. Maintenance préventive :**

Maintenance effectuée dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu. Le programme de la maintenance préventive comporte des activités fondamentales suivantes :

- Inspection périodique et surveillance des machines
- Entretien des unités de l'entreprise pour éviter les perturbations de production.

#### **Avantages :**

- Coût de chaque opération est prédéterminé.
- Meilleure gestion financière.
- Les arrêts et les opérations sont programmés en accord avec la production.
- Augmentation de la sécurité.

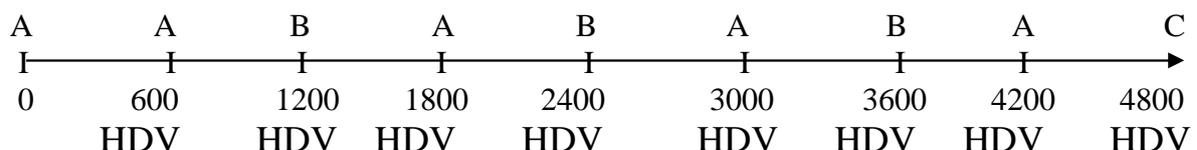
#### **Inconvénients :**

- Le coût des opérations est élevé, car la périodicité sur la durées de vie minimum des composants.
- L'intervention est anticipée pour rester en phase avec d'autres arrêts.
- Le démontage même partiel d'un appareil insiste aux changements de pièce par précautions.
- La multiplicité des opérations de démontage accroît le risque d'introduction de nouvelles pannes « défaut démontage ».

#### **II.7.1.1. Les visites :**

La maintenance des aéronefs doit être organisé en un tout cohérent de façon à minimiser les temps d'immobilisation. Il s'agit donc de grouper des opérations élémentaires de maintenance d'importance et de périodicité comparables. Ces groupes d'opérations sont appelés visites.

Le schéma classique de maintenance de l'airbus A330-200 (long-courrier) est les suivants :



### **A. Visite pré vol (transit) :**

Cette visite peut éventuellement être faite par l'équipage comme la vérification des pleins d'huile et de l'état et de gonflage des pneumatiques ainsi que des freins et des amortisseurs, vérification visuelle de l'absence de fuites, etc.

### **B. Visite journalière (vj) :**

Elle comporte les opérations de la visite pré vol, d'autres vérifications portant par exemple sur l'état général du fuselage et de la voilure, des entrées d'air des moteurs, etc. La tendance est à espacer ce type de visite à 3 jours.

### **C. visite A :**

Toutes les 600 heures de vol, soit tous les mois environ, inspections visuelles plus détaillées des systèmes et composants de la structure, par exemple le train d'atterrissage, la surface des ailes, les moteurs et leur fixation, les prises d'air, le mécanisme des parties mobiles de la voilure, les portes, l'oxygène, les systèmes de détection de fumées, etc. durée : quelques heures.

### **D. Visite B :**

Toutes les 1200 heures ou 3 mois environ, on ajoute à la visites (A) des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. La durée est de : 2-3 jours.

### **E. Visite C :**

Toutes les 4800 heures environ (1 an). Ces inspections supplémentaires entraînent des démontages pour vérifier des parties d'accès difficile. Sa durée d'inspection est d'environ 1 semaine.

### **F. visite D :**

Tous les 5 ans, une vérification complète de l'avion est effectuée, avec examen minutieux de tous les systèmes et de toute la structure. La cellule est pratiquement remise à neuf. La durée d'inspection est d'environ 1 mois.

Remarquons que la terminologie A, B, C, D et les périodicités ci-dessus sont données à titre d'exemple. Les périodicités de visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour un même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (Utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières...).

Afin d'éviter des temps d'immobilisation trop long, on peut « découper en morceaux » les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien fractionnel (ou progressif).

### **III.7.1.2. Documentation de la maintenance préventive :**

Pour procéder à la maintenance préventive nous avons besoins des documents suivants :

- maintenance planning documents (MPD).
- Aircraft Maintenance Manuel (AMM).

D'autres documents sont utilisés en plus pour ce type de maintenance comme par exemple :

- System schematics Manuel (SSM).
- Wiring diagram Manuel (WDM).
- Structural Repair Manuel (SRM).
- Illustrated Parts Catalogue (IPC).

#### **A. Nombre de tâche : (task number) :**

Chaque tâche est identifiée par un nombre spécifique de (MPD) tâche. Quand une tâche s'applique aux zones principales spécifiques place symétriquement à l'un ou l'autre coté de la ligne centrale d'avion, la tâche est assignée à un nombre simple de la tâche.

Le manuel a un système de numération de chapitre suivant la norme ATA comme suit :

XX-YY-ZZ

XX : chapitre ATA.

YY : sub –système ou sous sub-système.

ZZ : Unité (composant).

#### **B. Maintenance Planning Document (MPD) :**

Le document de planification de la maintenance définis les tâches a accomplir pour chaque visite programmé, on utilise le (MPD) pour faire les cartes de travail que va utilisé le personnel de la maintenance pour effectuer les taches demandée.

#### **C. Aircraft Maintenance Manuel (AMM) :**

Le manuel de maintenance de l'avion est constitué deux parties, la premier partie pour rôle de d'écrire le systèmes.

La deuxième partie contient les procédures à utiliser lors de la maintenance :

- Installation /désinstallation des différents composants.
- Position des composant.
- Réglage des système et les testes associer a ces systèmes.
- Inspection visuelle et générale des zones critique.
- Procédures de nettoyage et les procédures associer à la peinture.
- Méthodes de réparation des éléments.

#### **D. Illustrated Parts Catalogue : (IPC)**

Ce document nous donne les informations nécessaires des composants d'un système, ces informations sont

- Numéro d'identification des composants (part nombre).
- Schéma détaillé du composant et ses éléments (part illustration).
- Les services bulletin (SB) en exercices.
- Les numéros d'identification (P/N) interchangeable des éléments et composants.

#### **E. La maintenance planning data :**

Contient la taches a exécuté lors d'une maintenance mais il ne contient pas la façon de procéder. C'est pour cela qu'on se réfère au (AMM) qui a partir des taches déjà définie on peut (savoir la façon de procéder) connaître la tâche à effectuer et pour obtenir aussi les moyens de travail tel que l'outillage les graisses et autre, mais pour pouvoir utilisé les produits consommable comme les joints, colliers, attaches etc.... on va se réfère au (IPC)

Cette configuration de ces trois documents qui vont ensemble va permettre au technicien de la maintenance d'effectuer sa tâche préparant a l'avance tous les ingrédients nécessaires consommable ainsi que l'outillage afin d'exécuter sa tâche dans les meilleurs conditions et dans de bref délai.

Tous les documents cités ci-dessus sont soumis périodiquement à une mise a jour par le constructeur.

#### **III.7.2 Maintenance corrective :**

C'est une maintenance effectuée après la détection d'une défaillance, cette maintenance se compose de deux types :

- Maintenance palliative : comprend des interventions de type de dépannage.
- Maintenance curative : comprend des interventions de petite réparation.

### **Avantages :**

- Simplicité travail.
- Utilisation maximale des matériels (l'exploitation).
- Economie des pièces.

### **Inconvénients :**

- Organisation difficile de l'intervention et l'impossibilité de prévisions
- Arrêt imprévu de la machine donc perturbation de production donc un coût de réparation plus élevé celui de l'intervention avant l'accident, parce que les dégâts sont plus importants.

#### **III.7.2.1. Navigabilité individuelle :**

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié (Compte rendu -CRM) dont l'analyse, faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, reportée jusqu'au retour à la base principale d'entretien ou reportée à la prochaine visite programmée .Le compte rendu matériel est un instrument du dialogue entre les navigants et le service d'entretien, c'est un élément essentiel pour la maintien et de la sécurité.

Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (vol en turbulence forte, atterrissage dur et foudroiement).

#### **III.7.2.2. Navigabilité de type :**

Le constructeur peut recommander certains travaux grâce à la connaissance qu'il acquiert des problèmes rencontrés en service sur ses produits, étant régulièrement informé par les utilisateurs.

Des modification, des vérifications ou des révisions sont ainsi recommandées par le constructeur, avec l'approbation des services officiels , dans des documents appelés bulletins service (en anglais : services bulletins-SB)ce sont des répertoires par chapitre ATA. Certaines de ces recommandations sont des réparations ou changements de pièces douteuses et à effectuer dans des délais variables, parfois immédiatement.si la consigne n'est pas appliquée dans le délai requis, l'aéronef est interdit de voler et un bulletin service peut recommander une tâche à effectuer une seule fois, ou à intervalles réguliers. Dans ce cas elle est incorporée au programme de maintenance.

### **III.7.2.3. Documentation de la maintenance corrective :**

#### ***A. Le compte rendu du matériel (CRM) :***

Le (CRM) est le seul document relatif au matériel qui suit en permanence l'avion et qui permet de tenir informés les services d'entretien sur le fonctionnement des équipements et circuits avions.

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié, dont l'analyse faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, report jusqu'au retour à la base principale d'entretien, reportée à la prochaine visite programmée). Le CRM est un instrument de dialogue entre l'équipage et le personnel de maintenance au sol et aussi un élément essentiel pour le maintien de la sécurité. Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (atterrissage dur, foudroiement, vol en atmosphère en turbulence forte...)

#### ***B. La fiche de travaux supplémentaires (FTS) :***

Ce sont des travaux d'application occasionnelle enregistrés sur la (FTS) pour corriger les anomalies signalées ou constatées.

Chaque feuille de (FTS) doit porter les renseignements suivants :

- Immatriculation et type de l'avion.
- Type de visite.
- Date.
- Heures cellule.
- Nature des travaux à exécuter.
- Description des anomalies et origines des travaux avec son code ATA100.
- Détails des travaux effectués avec relevés éventuels (P/N, S/N monté, S/N déposé, et etc...).
- Signatures (technicien exécutant, chef d'équipe, contrôleurs).

### **III.7.2.4. Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarqués :**

L'avion A 330-200 possède une technologie informatisée pour une recherche de panne rapide et précise, il comporte les systèmes suivants :

### ***A. Unité de visualisation universelle de commande (MCDC) :***

Le (MCDC) (Multipurpose contrôle display unit). Il fournit les moyens pour le pilote à manuellement insèrent des paramètres de commande de systèmes et choisisse le mode de fonctionnement. Quand une clef de mode est série, la page active de donnés pour le mode choisi est l'adition montrée le (MCDC) fournit des possibilités d'afficheur de (FMGEC) comme le vérification des données saisies dans la mémoire. Le (MCDC) est également l'interface opérationnelle aux l'unités de gestion de non vol (ACARS, ADIRS, DMU, MAINT, ATSU, CMC).

La fonction ci-dessous est également disponible par le MCDC :

- Impression de rapport.
- Transmission des données de BITE sur un disque.

### ***B. Manuel de recherche de panne (TSM) :***

Le manuel (TSM) (Trouble Shooting Manuel) est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et réparer les pannes d'avions. L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne TSM (TSM, TASK). Pour cela on utilise les données du TSM avec celles de l'avion (MCDC) afin d'identifier le numéro correcte de cette dernière.

### ***C. Le manuel d'équipement d'essai incorpore BITE :***

Le manuel (BITE) donne plus d'information sur les pannes observées par l'équipage de l'avion, il donne aussi des procédures claires et faciles qui aboutissent à la référence TSM (TSM, TASK) et qui correspond à la panne observée.

## **III.8. Les exemples de la maintenance :**

### **III.8.1. Maintenance de JOB CARDS :**

Job cards ou carte de travail sont des documents issue directement de l'AMM, chaque tâche exigée par le MPD nous revoyons directement à une adresse de l'AMM ou la procédure. Concernant cette tâche est expliqué en détaille elle contient des informations sur l'outillage nécessaire le consommable ainsi que la position de l'élément à traité et la façon de la procéder pour effectuer cette tâche. Toute ces informations sont réunies dans ces documents afin d'éviter au technicien qui agit sur le circuit pneumatique de perdre un précieux à cherche chaque fois la tâche dans un nombre important de volume de l'AMM l'engineering à procéder à la création de Job cards nécessaire pour chaque visite ainsi l'ensemble de celle –ci réunies permettra à l'équipe de maintenance de deviser les tâches équitablement entre eux facilitant d'une façon considérable de travail économisant une grande somme d'argent à la compagnie

**CHAPITRE : II ANALYSE DES PANNES DU SYSTEME PNEUMATIQUE AINSI  
OU MAINTENANCE DE CE SYSTEME**

en réduisant le temps d'immobilisation de l'appareil pour en la maintenance à son minimum permettant au service opération d'utiliser au maximum les capacités de l'avion.

### **III.9. Exemple des pannes :**

#### **III.9.1. Exemple n°01 : panne au soutirage APU**

Message de la panne sur la page EWD	Description de l'anomalie du composant en panne	Interprétation	Tâches
Air APU Bleed Fault	Vanne de soutirage (59KH7) généré par le BMC1/ BMC2	-Câblage. -Vanne de soutirage. -ECB (59KD)	49-62-00-810-805

#### **A. références des informations :**

Références : (AMM)	Désignation :
49-00-00-710-801	Test opérationnel de l'APU.
49-61-34-000-801	Démontage du ECB (59KD).
49-61-34-400-801	Montage du ECB (59KD).

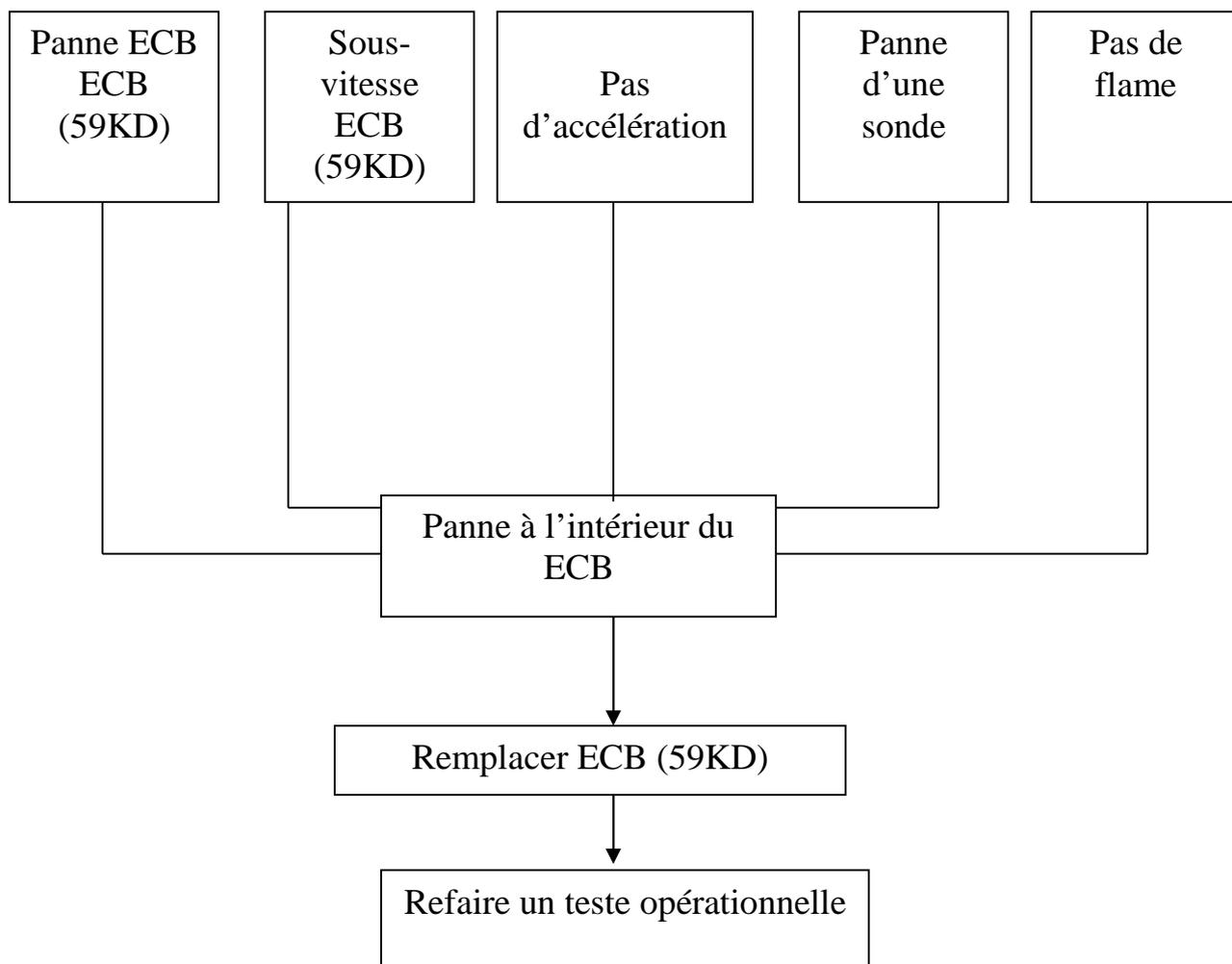
#### **B. Confirmation de la panne :**

Faire un teste opérationnelle de l'APU (Réf.AMM : tâche 49-00-00-710-801).

Appuyer sur le bouton poussoir principal de l'APU pendant 3 minutes avant la sélection du bouton poussoir de démarrage APU.

#### **C. Recherche de panne :**

Si l'APU est arrêté automatiquement durant les opérations du test. Le rapport de l'arrêt du l'APU donne les messages suivants :



**Figure III.3 : Recherche de panne de la vanne de soutirage APU.**

**III.9.2. Exemple n°02 : Fuite d'air au niveau de l'aile gauche.**

Message de la panne sur la page EWD	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâches
Air L wing leak STS maintenance BMC2	Fuite au niveau de l'aile gauche	Fuite au niveau de la canalisation pneumatique de dégivrage détecté par les loops.	36-22-00-810-904

**A. Références des informations :**

Références : (AMM)	Désignation :
36-11-00-720-802	Teste de fuite du système de soutirage d'air du moteur

**B. Confirmation de la panne :**

Faire le test de fonctionnement du système de soutirage d'air moteur et appliquée seulement sur l'aile gauche. (Réf. AMM: 36-11-00-720-802).

**C. Recherche de panne :**

- Réparer les conduits qui provoquent la fuite.
- Après le vol suivant, assurez vous que la panne a disparue.

**III.9.3. Exemple n°03 : Verrouillage de la vanne de surpression.**

Message de la panne sur la page EWD	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâches
Overpressure valve	La vanne de surpression est verrouille ouverte dans le moteur 1	La vanne de surpression est bloquée	36-11-00-810-971

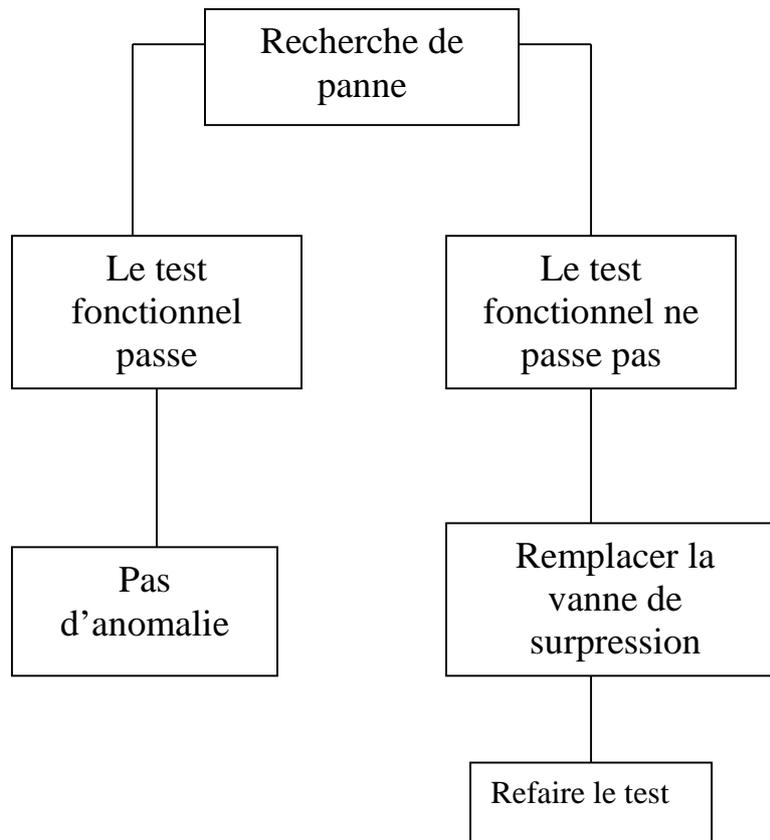
**A. Références de panne :**

Références : (AMM)	Désignation :
36-11-53-000-802	Dépose de la vanne de surpression (13HA1 ,13HA2)
36-11-53-400-802	Installation du la vanne (13HA1 ,13HA2)
36-11-53-720-802	Teste de fonctionnement de la vanne de surpression (13HA1 ,13HA2)

**B. Confirmation de la panne :**

- Sur le panneau 225VU, s'assurer que tous les boutons poussoir Engine Bleed sont sur OFF.
- Test fonctionnel du la vanne de surpression (Réf : AMM 36-11-53-720-802).

**C. Recherche de la panne :**



***Figure III.4 : Recherche de panne de la vanne de surpression.***

**III.9.4. Exemple n°04 :**

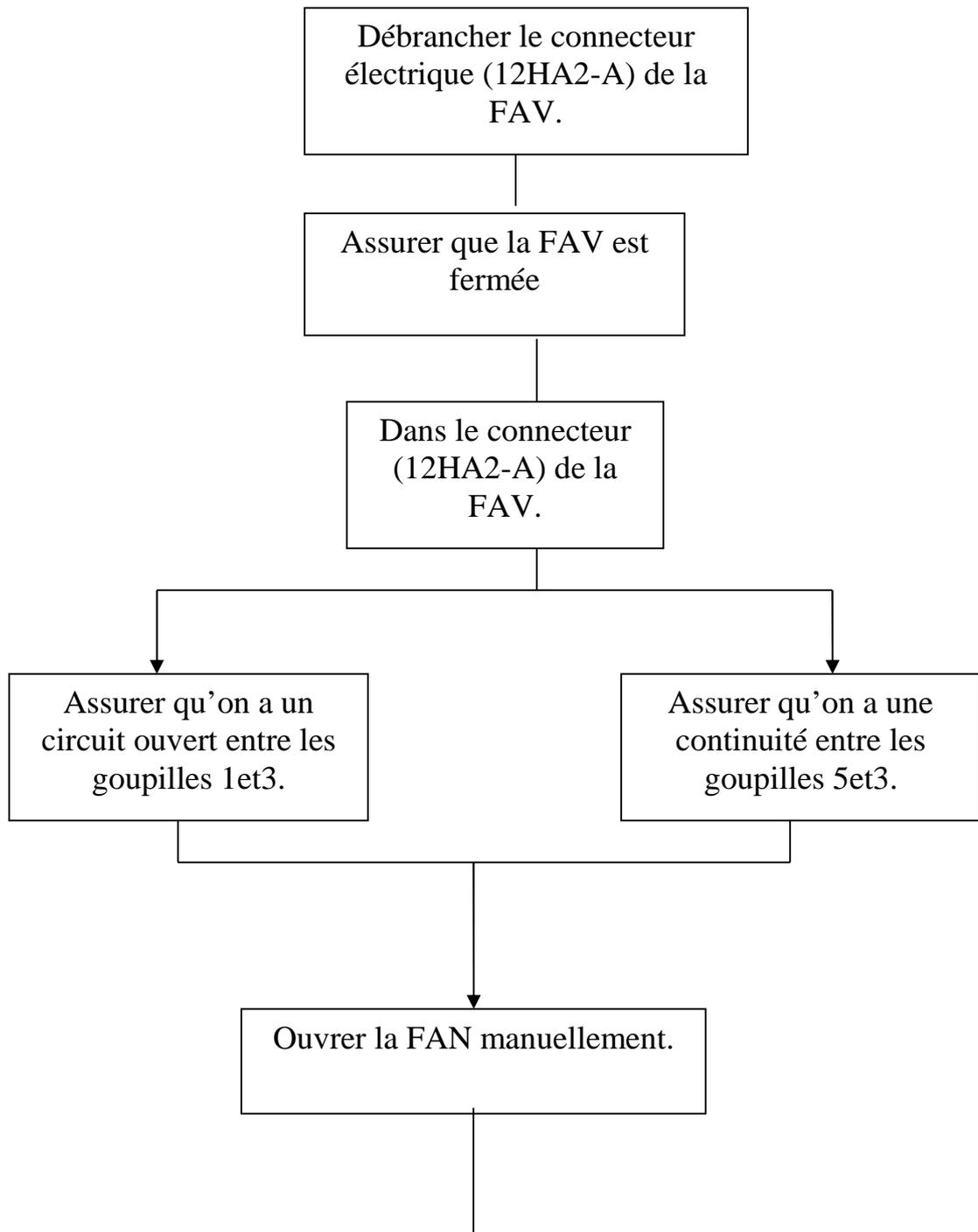
Perte d'indication de la position de la FAV du moteur 2.

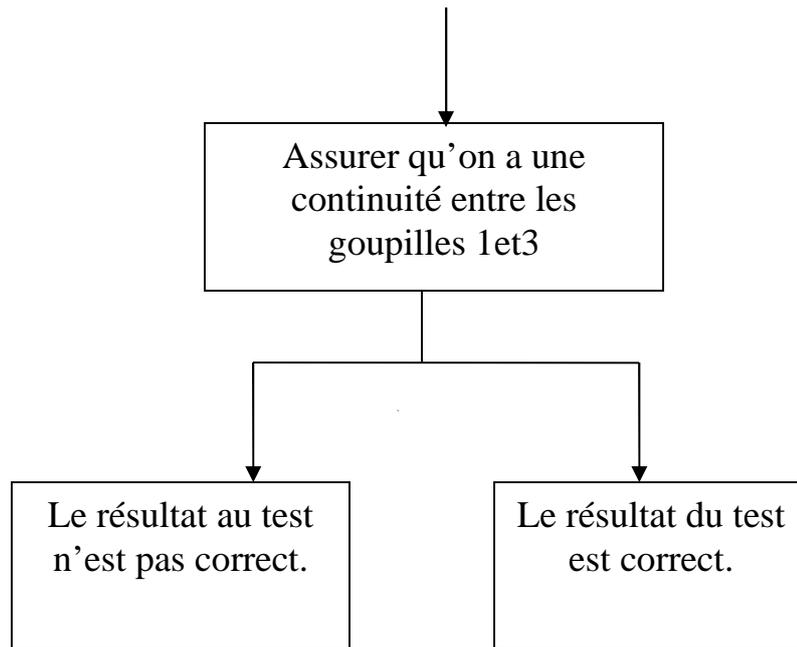
Message de la panne sur la page ECAM	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâches
Fan air valve (12HA2)	L'indication de la position de la vanne de soutirage fan n'est pas transmise au pilot.	FAV, moteur2 (12H12). Cablage de moteur 2 jusqu'au BMC2 (1HA2).	36-11-00-810-944

**A. Références de panne :**

Références (AMM) :	Désignation :
36-11-54-000-802	Dépose de vanne FAV -
36-11-54-400-802	Installation du vanne de soutirage Fan

**B. Recherche de la panne :**





**Figure III.5 : Recherche de panne de la position de la vanne de soutirage Fan.**

### III.9.5. Exemple n°05 : vanne d'intercommunication

Message de la panne sur la page ECAM	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâche
X-Bleed valve (6HV).	La position de la vanne est désaccord par le switch.	-vanne d'intercommunication. -Cablage d'avion.	36-12-00-810-804.

#### A. Références de panne :

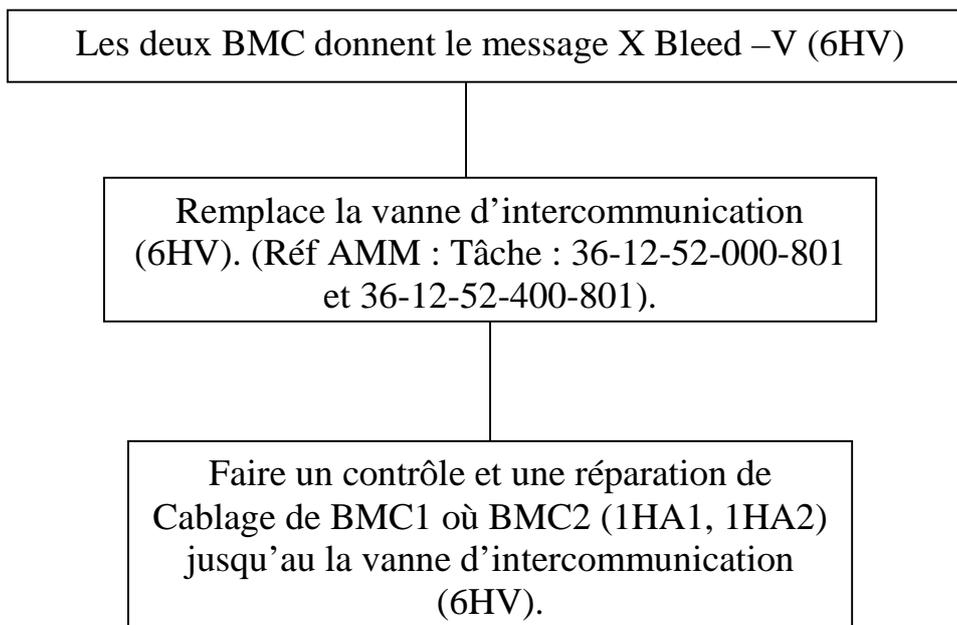
Références (AMM) :	Désignation :
36-11-00-740-802	Test BITE du BMC1 ou BMC2.
36-11-34-000-801	Dépose de BMC (1HA2, 1HA2).
36-12-34-400-801	Installation de BMC (1HA1, 1HA2).
36-12-52-000-801	Dépose de la vanne d'intercommunication (6HV).
36-12-52-400-801.	Installation de la vanne d'intercommunication (6HV).
49-00-00-860-801.	Démarrage de l'APU.
49-00-00-860-802.	Arrêt de l'APU.

**B. Confirmation des pannes :**

- Démarrage de L'APU (Réf.AMM : Tâche : 49-00-00-860-801).
- Faire le test BITE du BMC1et BMC2 (Réf AMM : Tâche : 36-11-00-740-802).
- Arrêter L'APU (Réf-AMM : Tâche : 49-00-00-860-802).

**C. Recherche de panne :**

1.



**Figure III.6: Recherche de panne de la vanne d'intercommunication.**

2.

Si l'un des BMC donne le message X Bleed- V (6HV).

- Il faut remplacer le BMC (Réf.AMM : Tâche : 36-11-34-000-801 et 36-11-34-400-801).
  - Faire un control et une réparation de cablage du BMC.
- Et en fin faire le test de la conformation des pannes.

**III.9.6. Exemple n°06 : vanne de soutirage Fan.**

Message de la panne sur la page ECAM	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâche
Thermostat (5HA2) Fan Air valve.	La température régulée par le FAV du moteur2est basse.	Cablage.	36-11-00-810-945.

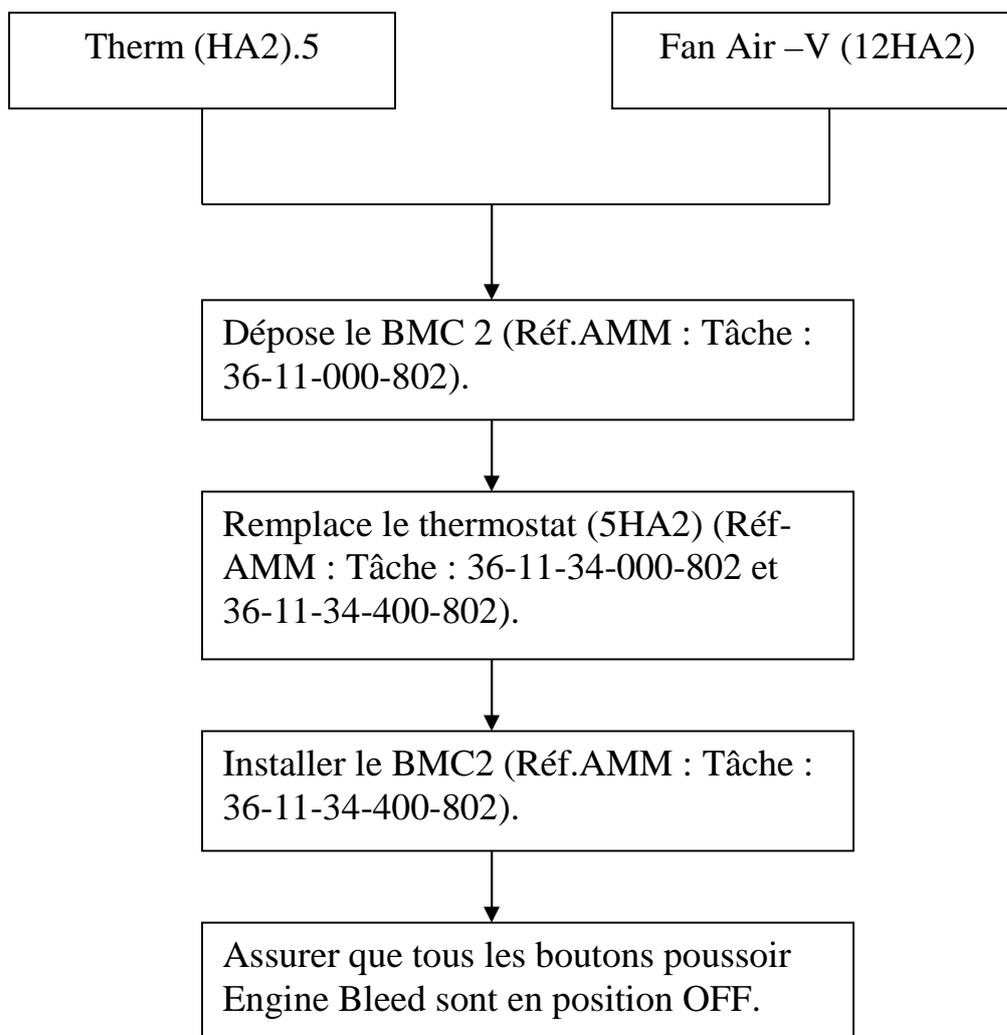
**A. Références des informations :**

Références (AMM) :	Désignations :
36-11-00-740-804.	Test BITE de BMC.
36-11-34-000-802.	Dépose de BMC (1HA1, 1HA2).
36-11-34-400-802.	Installation de BMC (1HA1, 1HA2).

**B. Confirmation des pannes :**

- Dans le panneau supérieur 225VU, Assurer que tout les boutons poussoir Engine Bleed sont en position OFF.
- Faire le test BITE de BMC (Réf.AMM : Tâche : 36-11-00-740-804).

**C. Recherche de panne :**



***Figure III.7 : Recherche de panne du thermostat.***

**III.9.7. Exemple n°07 : vanne de soutirage à haute pression :**

Message de la panne sur la page ECAM	Description de l'anomalie et du composant en panne	Interprétation	Tâche
HP Bleed Valve (4000HA).	La vanne de soutirage à haute pression est tombée en panne.	-HPV. -Transducteur de pression transférée.	36-11-00-801-957.

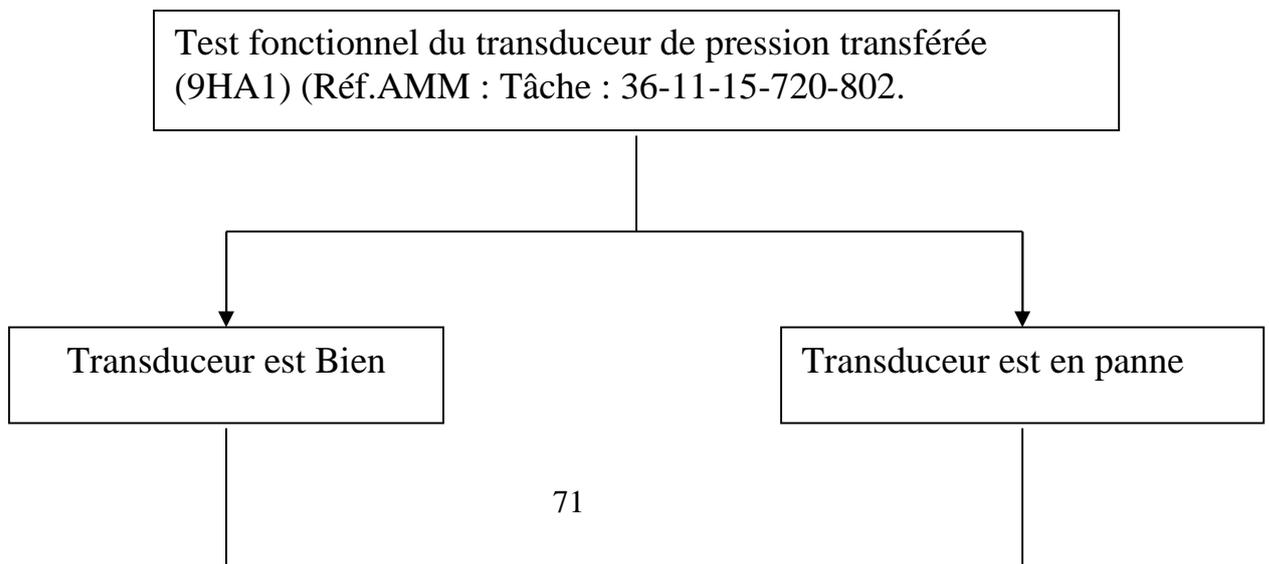
**A. Références des informations :**

Références (AMM) :	Désignations :
36-11-15-000-802.	Dépose de transducteur de pression transférée (9HA1, 9HA2)
36-11-15-400-802.	Installation de transducteur de pression transférée (9HA1, 9HA2).
36-11-15-720-802.	Test de fonctionnement du transducteur de pression transférée
36-11-51-000-802.	Dépose la HPV (4000 HA).
36-11-51-400-802.	Installation de la HPV.

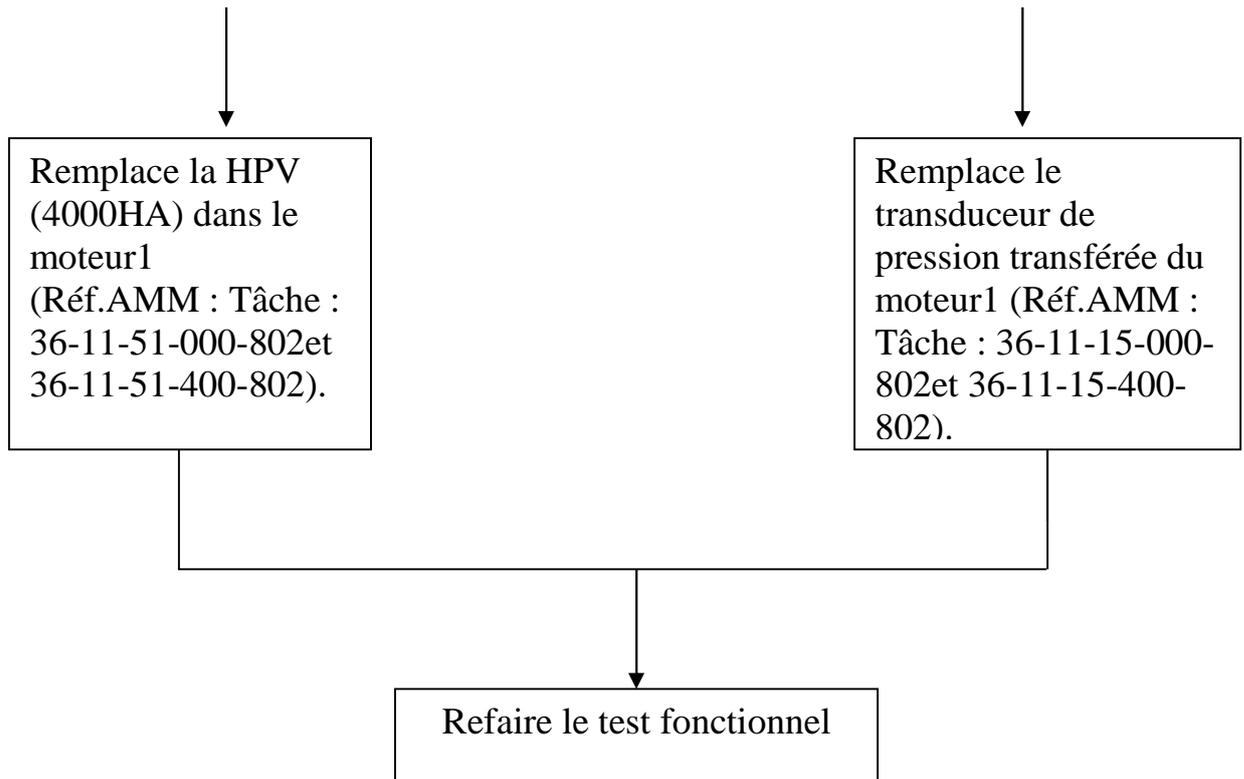
**B. Confirmation des pannes :**

Dans le panneau 225 VU, Assurer que tous les boutons poussoir sont en position OFF.

**C. Recherche de panne :**



**CHAPITRE : II ANALYSE DES PANNES DU SYSTEME PNEUMATIQUE AINSI  
QUE MAINTENANCE DE CE SYSTEME**



**Figure III.7 : Recherche de panne de la vanne de soutirage HPV.**

## CONCLUSION GENERALE

Au terme de cette étude qui nous a été soumise dans le cadre du mémoire de fin d'études, nous avons concentré tous nos efforts sur la partie descriptive de système pneumatique et sa maintenance

De ce modeste travail nous avons pris connaissance de:

- La description et réunir les caractéristiques de circuit.
- Différentes composantes du système pneumatique.
- Connaître les différentes méthodes de maintenance de circuit.

Nous avons également appris l'utilisation des différents documents de maintenance qui gèrent la maintenance programmée et non programmée de circuit.

A la fin de cette étude nous avons conclu que L'A330-200 est une structure très compliquée ainsi la maintenance de cette avion

Enfin espérant que les promotions à venir auront la chance d'éclaircir beaucoup plus les améliorations appliquées sur le système pneumatique des ces nouvelles générations d'avion et les bénéfices de ces modifications récentes par les nouvelles technologies

## Références bibliographiques

1. Jean Mermoz « Cellule et Système ». 1991.
2. « Dictionnaire de l'Aéronautique et de l'espace ».Anglais – Français.  
Vol 1. 7<sup>ème</sup> édition.
3. CD Rom: AMM A330.
4. CD Rom: TSM A330.