

République Algérienne Démocratique Et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur Et de La Recherche Scientifique

Université SAAD Dahleb De Blida

Faculté Des Sciences De L'ingénieur

Département D'AERONAUTIQUE

Option : Structure

Mémoire De Fin D' Etudes

Pour l'Obtention du Diplôme des Etudes Universitaires

Appliquées en Aéronautique

Thème:

*Etude structurale Et Maintenance
De l'Avion Airbus
[Type A330-200]*

Réalisés par :

*✦ Mr: Bennai Reda
✦ Mr: Yettou Toufik*

Dirigé par :

*✦ Mr: Gherrous Mustapha
✦ Mr: Benhamici Abderahman*

Promotion 2006-2007

ملخص العمل

إن الهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساسا في دراسة منهجية صيانة ومراقبة هيكل الطائرة النفاثة من نوع A330-200 ولقد مكنتنا هذه الدراسة من فهم وإستعاب مختلف الأجزاء هذا النظام هيكل. ولقد كان هدفنا المحوري لهذه الدراسة هو فهم منهجية الصيانة.

Résumé de travail

L'objective de notre travail est de faire une étude descriptive et d'explique comment faire la maintenance structurale pour l'avion A330-200. Grâce à une étude technologie de la structure de l'aéronef, on a pu comprendre et voir clairement leurs différentes composantes. Cependant, le but est aussi de comprendre le principe de la maintenance.

The work resume



REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier le bon dieu de nous avoir donné le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteur Monsieur Gherrous Mustapha et co-promoteur Monsieur Benhamici Abderahman de nous avoir encadré malgré la charge du travail.

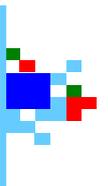
Nous voudrions aussi exprimer notre gratitude à Ribah Fayçal et Amari Khalef pour leurs aides permanents.

Au membre de jury pour l'honneur qui nous a accordé en acceptant de juger notre travail et à tous les enseignants de département qui nous ont encouragés durant notre formation.

Et à tous ceux qui nous ont soutenus de près ou de loin pour la réalisation de ce travail.



Reda et Toufik



DEDICACES

Je dédie ce modeste à mes très chers parents qui m'ont se tenus et encouragés durant tout mon cycle d'étude, et que dieu les protège.

A mes très chers amis Boudour Abderaouf, Mahbid Najib

A mon binôme Toufik et toute sa famille.

A mes amis de département : Ryad, Adel, , Ali, Mohamed, Kemal, Nasreddin, et Lamia

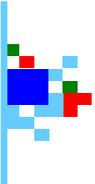
A mes chers parents.

A mes frères.

A tous mes amis.

A tous se qui m'aime et qui ne m'aime pas.

Peda



DEDICACES

Je dédie ce modeste à mes très chers parents qui m'ont se tenus et encouragés durant tout mon cycle d'étude, et que dieu les protégez.

A mon binôme Reda et toute sa famille

A mes Amis: Abdellah, Mouhamed, Bencherki, Hassan, Khaled...

A mes chers parents.

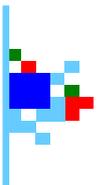
A mes frères sœurs.

A tous mes amis.

A tous se qui m'aime et qui ne m'aime pas.



Toufik





SOMMAIRE

| | <i>Pages</i> |
|---|--------------|
| <i>INTRODUCTION GENERALE.....</i> | <i>1</i> |
| <i>CHAPITRE I : DESCRIPTION GENERALE DE L'AIRBUS A330-200</i> | |
| <i>I.1. Historique.....</i> | <i>3</i> |
| <i>I.2. Réacteur CF6-80E1.....</i> | <i>5</i> |
| <i>I.2.1. Nacelle moteur.....</i> | <i>6</i> |
| <i>I.3. Train d'atterrissage.....</i> | <i>6</i> |
| <i>I.3.1. Manoeuvre de train.....</i> | <i>7</i> |
| <i>I.4. Les commandes de vol sur A330-200.....</i> | <i>8</i> |
| <i>I.5. Les circuits.....</i> | <i>9</i> |
| <i>I.5.1. Circuit carburant.....</i> | <i>9</i> |
| <i>I.5.1.1. Systèmes d'avitaillement.....</i> | <i>10</i> |
| <i>I.5.1.2. Systèmes de mise à l'air libre.....</i> | <i>10</i> |
| <i>I.5.2. Circuit hydraulique.....</i> | <i>11</i> |
| <i>CHAPITRE II : ETUDE TECHNOLOGIQUE DE LA STRUCTURE</i> | |
| <i>II.1. Présentation détaillée de l'aéronef.....</i> | <i>12</i> |
| <i>II.1.1. Fuselage.....</i> | <i>12</i> |
| <i>II.1.1.1. Description du fuselage.....</i> | <i>13</i> |
| <i>II.1.1.2. Détail de la structure.....</i> | <i>18</i> |
| <i>II.1.2. Ailes.....</i> | <i>20</i> |
| <i>II.1.2.1. Description de l'aile.....</i> | <i>21</i> |
| <i>II.1.2.2. Détail de la structure de l'aile.....</i> | <i>23</i> |
| <i>II.1.3. Stabilisateurs.....</i> | <i>27</i> |
| <i>II.1.3.1. Description de stabilisateurs.....</i> | <i>27</i> |
| <i>II.1.3.2. Détail de la structure.....</i> | <i>28</i> |
| <i>II.2. Assemblage des pièces.....</i> | <i>32</i> |
| <i>II.2.1. Rivetage.....</i> | <i>32</i> |
| <i>II.2.1.1. Définition.....</i> | <i>33</i> |
| <i>II.2.1.2. Types de rivetage.....</i> | <i>33</i> |
| <i>II.2.1.3. Rivets à haute résistance.....</i> | <i>33</i> |
| <i>II.2.1.4. Rivet aveugles.....</i> | <i>35</i> |
| <i>II.2.1.5. Choix des éléments de rivetage.....</i> | <i>36</i> |
| <i>II.2.1.6. Vissage et boulonnage.....</i> | <i>37</i> |
| <i>II.2.2. Soudage.....</i> | <i>37</i> |
| <i>II.2.3. Collage.....</i> | <i>38</i> |

| | | |
|-----------|---|----|
| II.3. | Les types des matériaux utilisés dans l'aéronef..... | 39 |
| II.3.1. | Alliages légers..... | 39 |
| II.3.1.1. | Aluminium..... | 39 |
| II.3.1.2. | Alliages d'aluminium..... | 39 |
| II.3.1.3. | Alliages sans traitement thermique ou non trempant..... | 40 |
| II.3.1.4. | Alliages à traitement thermique ou trempant..... | 40 |
| II.3.2. | Alliage ultra léger..... | 41 |
| II.3.2.1. | Alliages de magnésium..... | 41 |
| II.3.2.2. | Alliages magnésium manganèse..... | 42 |
| II.3.2.3. | Alliages magnésium aluminium zinc..... | 42 |
| II.3.3. | Autres métaux usuels..... | 42 |
| II.3.3.1. | Cuivre..... | 42 |
| II.3.3.2. | Etain..... | 44 |
| II.3.3.3. | Nickel..... | 44 |
| II.3.3.4. | Tungstène..... | 45 |
| II.3.3.5. | Molybdène..... | 45 |
| II.3.3.6. | Chrome..... | 45 |
| II.3.3.7. | Titane..... | 45 |
| II.3.4. | Caoutchouc..... | 46 |
| II.3.4.1. | Caoutchouc naturel..... | 46 |
| II.3.4.2. | Caoutchouc synthétique..... | 46 |
| II.3.5. | Matériaux composites..... | 47 |
| II.3.5.1. | Définition..... | 47 |
| II.3.5.2. | Principaux matériaux composites..... | 47 |

CHAPITRE III : MAINTENANCE STRUCTURALE

| | | |
|------------|--|----|
| III.1. | Maintenance aéronautique..... | 52 |
| III.1.1. | Généralités..... | 52 |
| III.1.1.1. | Objectif de la maintenance aéronautique..... | 52 |
| III.1.1.2. | Modes de la maintenance aéronautique..... | 52 |
| III.1.1.3. | Politique de la maintenance aéronautique..... | 53 |
| III.1.1.4. | Evolution des modes de la maintenance aéronautique..... | 54 |
| III.1.2. | Le manuel de la maintenance..... | 55 |
| III.1.3. | Contenu du manuel..... | 55 |
| III.1.4. | Maintenance programmée..... | 56 |
| III.1.4.1. | Les visites..... | 56 |
| III.1.4.2. | Documentation de la maintenance préventive..... | 57 |
| III.1.4.3. | Les inspections programmées..... | 59 |
| III.1.5. | Maintenance non programmée..... | 59 |
| III.1.5.1. | Navigabilité individuelle..... | 59 |
| III.1.5.2. | Navigabilité de type..... | 59 |
| III.1.5.3. | Documentation de la maintenance curative..... | 60 |
| III.1.5.4. | Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarqués..... | 60 |
| III.2. | Etude de défaillances de la structure..... | 64 |
| III.2.1. | La corrosion..... | 64 |
| III.2.1.1. | Protection des matériaux contre la corrosion..... | 65 |

| | |
|--|----|
| <i>III.2.1.2.</i> Types de corrosion..... | 65 |
| <i>III.2.1.3.</i> Moyens de protection..... | 68 |
| <i>III.2.1.4.</i> Protection des alliages ferreux..... | 68 |
| <i>III.2.1.5.</i> Protection des alliages légers..... | 70 |
| <i>III.2.2.</i> La fatigue..... | 74 |
| <i>III.2.2.1.</i> Effet de l'endommagement..... | 74 |
| <i>III.2.2.2.</i> Les différentes sollicitations et leur appellation..... | 75 |
| <i>III.3.</i> Maintenance structurale..... | 76 |
| <i>III.3.1.</i> Fuselage..... | 76 |
| <i>III.3.1.1.</i> Section avant fuselage..... | 76 |
| <i>III.3.1.2.</i> Section arrière de Fuselage..... | 79 |
| <i>III.3.2.</i> Le stabilisateur..... | 80 |
| <i>III.3.2.1.</i> Stabilisateur horizontal..... | 80 |
| <i>III.3.3.</i> Les ailes..... | 81 |
| <i>III.3.3.1.</i> Longeron arrière de boîte intérieur..... | 81 |
| <i>III.3.3.2.</i> Aileron..... | 83 |
| <i>III.4.</i> Modification structurale..... | 84 |
| <i>III.4.1.</i> Compartiment arrière de fuselage..... | 84 |
| <i>III.4.2.</i> Secteur d'office et seuil de porte de service..... | 85 |
| <i>III.4.3.</i> Angle d'aileron dorsale..... | 86 |
| <i>III.4.4.</i> Les voies et les faisceaux de plancher..... | 87 |
| <i>III.4.5.</i> Secteur de toilette..... | 88 |
| <i>III.4.6.</i> Bord principale de charnière..... | 90 |
| <i>III.4.7.</i> Semelles rapportées de longeron avant et arrière de boîte extrême..... | 91 |
| <i>III.4.8.</i> Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boîte inférieure..... | 92 |
| | |
| <i>CONCLUSION GÉNÉRALE</i> | 93 |

BIBLIOGRAPHIE

LISTE DES FIGURES

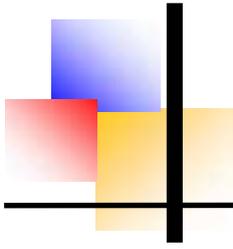
| | |
|--|----|
| Figure (I.1) : Dimensions du l'airbus A330-200..... | 4 |
| Figure (I.2) : Structure d'avion A330-200..... | 4 |
| Figure (I.3) : Réacteur CF6-80 E1..... | 5 |
| Figure (I.4) : Les modules principaux de réacteur CF6-80E1..... | 5 |
| Figure (I.5) : Nacelle de réacteur..... | 6 |
| Figure (I.6) : Train d'atterrissage..... | 6 |
| Figure (I.7) : Train d'atterrissage principal..... | 7 |
| Figure (I.8) : Commandes de vol..... | 9 |
| Figure (I.9) : Les réservoirs de carburant..... | 9 |
| Figure (I.10) : Circuit carburant..... | 10 |
| Figure (I.11) : Comportements hydrauliques..... | 11 |
| | |
| Figure (II.1) : Structure de fuselage..... | 12 |
| Figure (II.2) : Composants du fuselage..... | 13 |
| Figure (II.3) : Endroit des cloisons étanches..... | 13 |
| Figure (II.4) : Système d'armature..... | 14 |
| Figure (II.5) : Nez - partie avant du fuselage..... | 15 |
| Figure (II.6) : Fuselage avant..... | 15 |
| Figure (II.7) : Fuselage central..... | 16 |
| Figure (II.8) : Partie arrière du fuselage..... | 17 |
| Figure (II.9) : Cône - partie arrière du fuselage..... | 18 |
| Figure (II.10) : Structure de l'aile..... | 20 |
| Figure (II.11) : Plan central..... | 21 |
| Figure (II.12) : Aile externe - arrangement général..... | 22 |
| Figure (II.13) : Endroit des nervures et longerons..... | 22 |
| Figure (II.14) : Boîte d'aile..... | 24 |
| Figure (II.15) : Extrémité de l'aile..... | 25 |
| Figure (II.16) : Bord d'attaque..... | 25 |
| Figure (II.17) : Bord de fuite..... | 27 |
| Figure (II.18) : Stabilisateurs..... | 28 |
| Figure (II.19) : Plan horizontal réglable (THS)..... | 29 |
| Figure (II.20) : Stabilisateur vertical..... | 31 |
| Figure (II.21) : Boîte de longeron..... | 31 |
| Figure (II.22) : Bord d'attaque..... | 31 |
| Figure (II.23) : Bord de fuite..... | 31 |
| Figure (II.24) : Extrémité de stabilisateur vertical..... | 32 |
| Figure (II.25) : Support de fixation de stabilisateur vertical..... | 32 |
| Figure (II.26) : Schéma de l'opération de pose (Fixation HI SHEAR)..... | 34 |
| Figure (II.27) : Schéma de l'opération de pose (fixation LOCKBOLT)..... | 35 |
| Figure (II.28) : Schéma de l'opération de pose (fixation TAPER-LOK)..... | 35 |

| | |
|---|----|
| Figure (II.29) : Schéma de l'opération de pose (Rivet <i>CHOBERT</i>) | 36 |
| Figure (II.30) : Schéma de l'opération de pose (Rivet <i>CHEERRY</i>) | 36 |
| Figure (II.31): Matériaux composites sandwich (nid d'abeille)..... | 51 |
| | |
| Figure (III.1) : Objectif de la maintenance aéronautique..... | 52 |
| Figure (III.2) : Modes de la maintenance aéronautique..... | 52 |
| Figure (III.3) : Politique de la maintenance aéronautique..... | 54 |
| Figure (III.4): Multipurpose Control Display Unit (<i>MCDU</i>) | 61 |
| Figure (III.5): Onboard Maintenance System (<i>OMS</i>) | 62 |
| Figure (III.6) : Central Maintenance Computer <i>CMC</i> | 63 |
| Figure (III.7): Central Maintenance System <i>CMS</i> | 63 |
| Figure (III.8) : Corrosion de filiforme..... | 65 |
| Figure (III.9) : Corrosion par piqûres..... | 66 |
| Figure (III.10) : Corrosion galvanique..... | 66 |
| Figure (III.11) : Corrosion par fatigue..... | 67 |
| Figure (III.12) : Corrosion par frottement..... | 67 |
| Figure (III.13) : Corrosion microbienne..... | 68 |
| Figure (III.14) : Diagramme de la limite d'accommodation..... | 74 |
| Figure (III.15) : Nœud 1 et 2 de la structure de fenêtre..... | 77 |
| Figure (III.16) : Jambe de tourillon de train d'atterrissage avant..... | 78 |
| Figure (III.17) : fuselage section arrière..... | 79 |
| Figure (III.18) : Stabilisateur horizontal..... | 80 |
| Figure (III.19) : Longeron arrière de boîte intérieur..... | 82 |
| Figure (III.20) : Aileron interne..... | 83 |
| Figure (III.21) : Compartiment arrière de fuselage..... | 84 |
| Figure (III.22) : Secteur d'office et seuil de porte de service..... | 86 |
| Figure (III.23) : Angle d'aileron dorsal..... | 87 |
| Figure (III.24) : Les voies et les faisceaux de plancher..... | 88 |
| Figure (III.25) : secteur de toilette..... | 89 |
| Figure (III.27) : Bord principale de charnière..... | 90 |
| Figure (III.28) : Semelles rapportées de longeron avant et arrière de boîte extrême... | 91 |
| Figure (III.29) : Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boîte inférieur..... | 92 |

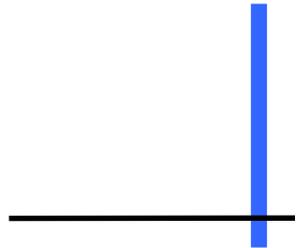
ABBREVIATIONS

| | |
|-------|---|
| ACARS | Aircraft Communications Addressing And Reporting System |
| A.C | Courant Alternatif |
| ADIRS | Air Data Inertial Reference System |
| APU | Auxiliary Power Unit |
| ATSU | Air Traffic Service Unit |
| AL | Aluminium |
| BL0 | Butteck line |
| CAA | Cold Air Advection |
| CCA | Circuit Card Assembly |
| CMC | Central Maintenance Computer |
| CMS | Cabin Management System |
| CSM/G | Constant Speed Motor / Generator |
| DMU | Data Management Unit |
| DVI | Detailed Visual Inspection |
| ECU | Electronic Control Unit |
| EDP | Engine Driven Pump |
| FCDC | Flight Controls Direct Current |
| FCPC | Flight Control Primary Computer |
| FCSC | Flight Control Secondary Computer |
| FMGEC | Flight Management Guidance And Envelope Computer |
| FPPU | Feedback Position Pick-off Unit |
| HF | High Frequency |
| HP | High Pressure |
| FR | Frame |
| FWD | Forward |
| HSMU | Hydraulic System Monitoring Unit |
| GVI | General Inspection Visual |
| IPPU | Instrumentation Position Pick-off Unit |
| JIC | Job Instruction Card |
| LH | Left Haud |
| LP | Low Pressure |
| LRU | Line Replaceable Unit |
| LVDT | Linear Variable Differential Transformer |
| MCDU | Multipurpose Control Display Unit |
| MOD | Modification |
| MPD | Multipurpose display |
| MLA | Maneuver Load Alleviation |
| MSG | Maintenance Steering Guide |
| OMS | Onboard Maintenance System |
| PCU | Power Control Unit |
| POB | Pressure-Off Brake |
| PR | Joint Etancheite |
| RH | Right Haud |
| R/S | Renforce/ Surmonter |
| PTA | Pitch Trim Actuator |

| | |
|------|--|
| RAT | Ram Air Turbine |
| RVDT | Rotary Variable Differential Transformer |
| SAA | Simulator For Air To-Air |
| SFCC | Slat Flap Control Computer |
| SDI | Special Visual Inspection |
| STR | Stringer |
| THS | Trimmable Horizontal Stabilizer |
| ZL | Zone |



INTRODUCTION



INTRODUCTION

Le présent mémoire de fin d'étude D.E.U.A de l'option structure est intitulé «ETUDE STRUCTURALE ET MAINTENANCE DE L'AVION AIRBUS TYPE A330-200». Il traite en première partie l'étude descriptive et technologique de la structure de l'avion et en deuxième partie la maintenance de quelques éléments.

L'avion A330-200 est un biréacteur gros porteur, moyen et long-courrier. Il bénéficie des technologies les plus modernes et notamment des commandes de vols électriques. Airbus a choisi de l'équiper de moteurs General Electric CF6-80E1 développé en coopération avec Snecma.

Ce mémoire comporte trois chapitres classés comme suit :

CHAPITRE 1 : Description Générale De L'avion.

Ce chapitre présent des généralités sur l'airbus A330-200 ou nous avons définis son historique, ces caractéristiques, ainsi qu'une description générale de sa structure

CHAPITRE 2 : Etude Structurale

Ce chapitre présente une étude détaillée de chaque élément de la structure et la méthode de sa construction ainsi que les différents types d'assemblages des pièces

CHAPITRE 3 : Maintenance Structurale

Ce dernier chapitre présent des généralités sur la maintenance structurale de l'A330-200. Il présente aussi les dommages cause par la de corrosion et la fatigue, et enfin les modifications structurales proposées comme remède

I.1. Historique :

Le 27 janvier 1986, l'A330 est officiellement présenté et continue d'évoluer sur les planches à dessins. Il gagne en masse et en performance, intègrent les commandes de vol numériques de l'A320 avec mini manches et les glass cockpits. Quatorze mois plus tard, l'intérêt des compagnies aériennes dépasse largement les espoirs du constructeur qui s'était fixé un seuil de 40 exemplaires commandés par 5 transporteurs pour le lancement de la gamme. En fait, en mars 1987 le carnet de commandes affiche déjà 109 appareils pour 9 clients.

Airbus travaille sur l'A330 présenté au public en octobre 1992. Le biréacteur nécessite beaucoup de travail, puisqu'il faut que chaque motorisation soit approuvée et la campagne d'essais s'étale sur à peu près deux ans, malheureusement marquée le 30 juin 1994 par l'accident du prototype équipé de Pratt & Whitney.

La version 200 est plus petite que 300 d'environ 4m mais elle gagne 2000 km d'autonomie ce qui fait son charme et ce qui explique son succès auprès des compagnies aériennes.

En février 2005, il y a eut 287 airbus A300-200 commandés dont 179 livrés et 238 A330-300 commandés dont 156 livrés.

| Fiche technique de l'Airbus A330-200 | |
|---|---|
| <i>Type d'avion :</i> Avion de ligne | |
| <i>Constructeur :</i> Airbus | |
| <i>Année du premier vol :</i> 1992 | |
| <i>Pays :</i> Europe | |
| <i>Equipage:</i> | 2 Pilotes + équipage commercial. |
| <i>Envergure:</i> | 60,304 m. |
| <i>Longueur:</i> | 58,998 m. |
| <i>Hauteur:</i> | 18,23 m. |
| <i>Surface des ailes:</i> | 361,63 m ² . |
| <i>Masse à vide:</i> | 120 000 kg. |
| <i>Masse maximale au décollage:</i> | 233 000 kg. |
| <i>Distance franchissable:</i> | 6 642 nm (environ 12 300 km). |
| <i>Vitesse de croisière:</i> | 480 Noeuds - Mach 0.82 (environ 888 km/h). |
| <i>Vitesse maximale:</i> | 492 Noeuds - Mach 0.85 (environ 911 km/h). |
| <i>Plafond opérationnel:</i> | 41 100 ft (environ 12 530 m). |
| <i>Capacité:</i> | 253 à 406 passagers. |
| <i>Motorisation:</i> | 2 Réacteurs générale électrique CF6-80E1A3 de 32 700 kg de poussée. |

DESCRIPTION GENERALE DE L'AIRBUS A330-200

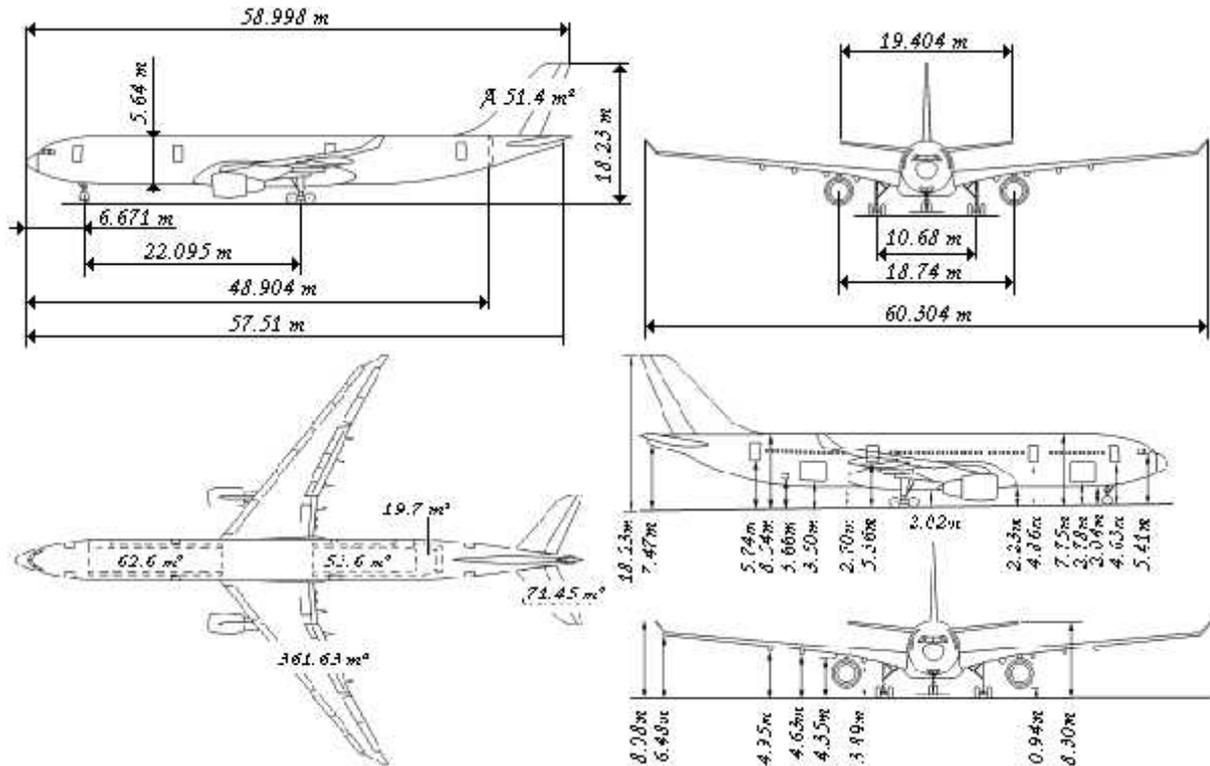


Figure (I.1) : Dimensions de l'airbus A330-200

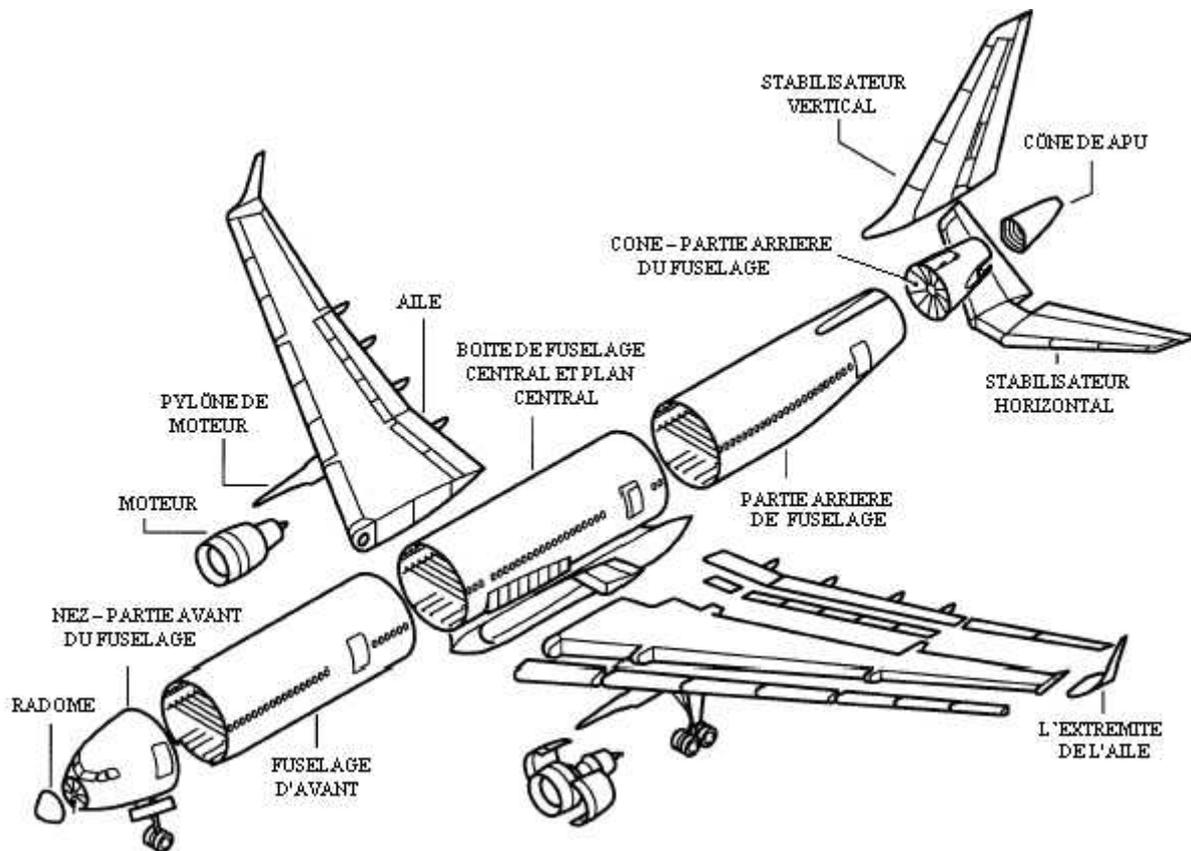


Figure (I.2) : Structure de l'avion A330-200

I.2. Réacteur CF6-80E1:

Le réacteur CF6-80E1 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. 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 ECU (Unit électronique de contrôle moteur). Une des plus importantes particularités du CF6-80E1 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.3)

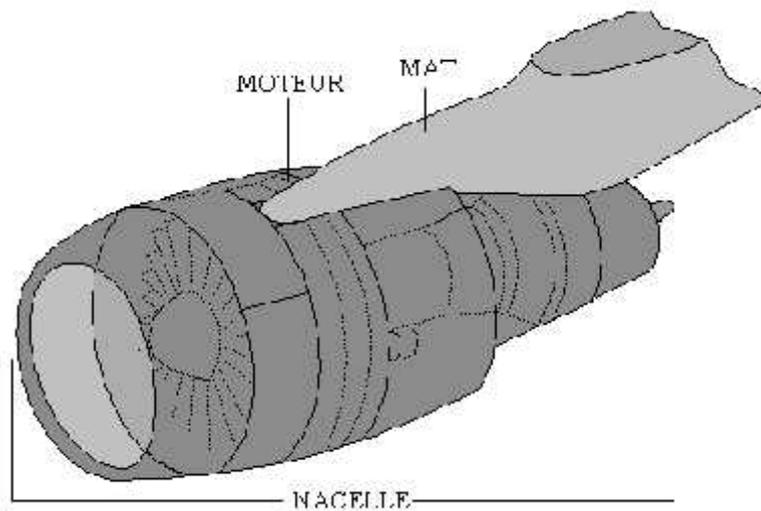


Figure (I.3) : Réacteur CF6-80 E1

Le réacteur CF6-80E1 compose de cinq modules principaux : (Voir figure I.4)

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

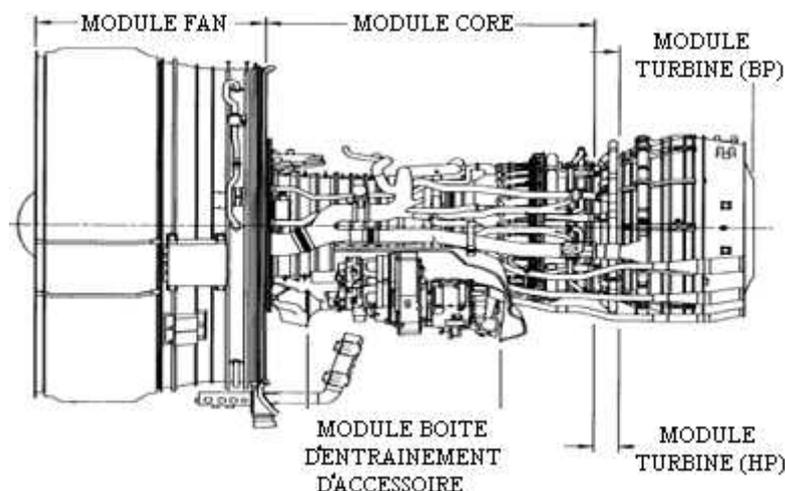


Figure (I.4) : Les principaux modules du réacteur CF6-80E1

1.2.1. Nacelle moteur :

La nacelle de réacteur CF6-80E1 donne la forme aérodynamique au moteur, elle se compose de : (Voir figure : I.5)

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

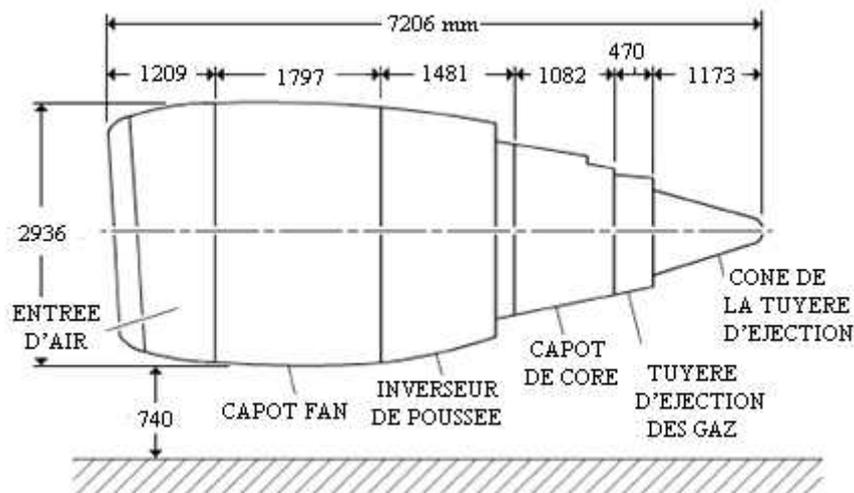


Figure (I.5) : Nacelle de réacteur

1.3. 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 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 déployer. Le train d'atterrissage est un organe complexe de l'avion qui demande beaucoup de soins.

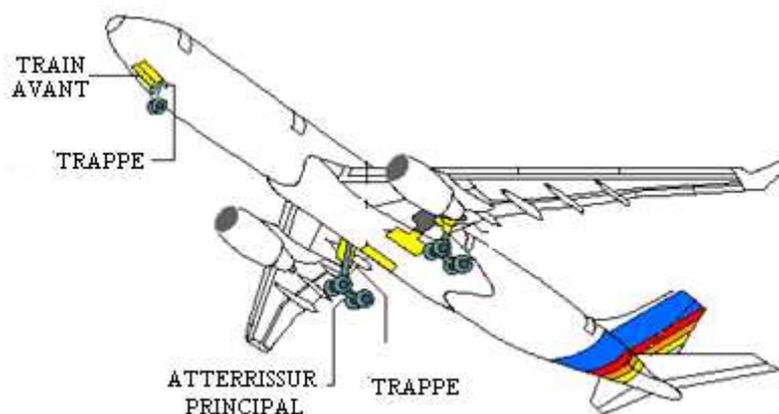


Figure (I.6) : Train d'atterrissage

L'amortisseur est constitué d'une cartouche oléopneumatique. De l'huile en dessous et de l'azote au dessus. La compression de la cartouche comprime l'azote et une partie de l'énergie du choc est absorbé par la production de chaleur. Les roues du train avant se positionnent automatiquement (dans l'axe) lorsqu'elles ne touchent plus le sol. Les trains sont complétés par une protection de queue (sabot, petit train, roulette, ...) qui évitent au fuselage de racler par terre lors de rotations trop cabrées. Les sabots et autres dispositifs de protection de queue sont amortis par amortisseur oléopneumatique.

1.3.1. Manœuvré du train :

Les trains d'atterrissages génèrent énormément de traînée et leur rentrée doit s'effectuer rapidement (performances au décollage). Le train avant s'escamote généralement vers l'avant et les trains principaux peuvent s'escamoter vers l'intérieur du fuselage. Les trains sont complétés par des portes de train qui rétablissent le profil aérodynamique. Les trappes peuvent être manoeuvrées par un vérin ou directement. Les manoeuvres normales sont effectuées par des vérins hydrauliques, des distributeurs de séquence et un sélecteur de commande.

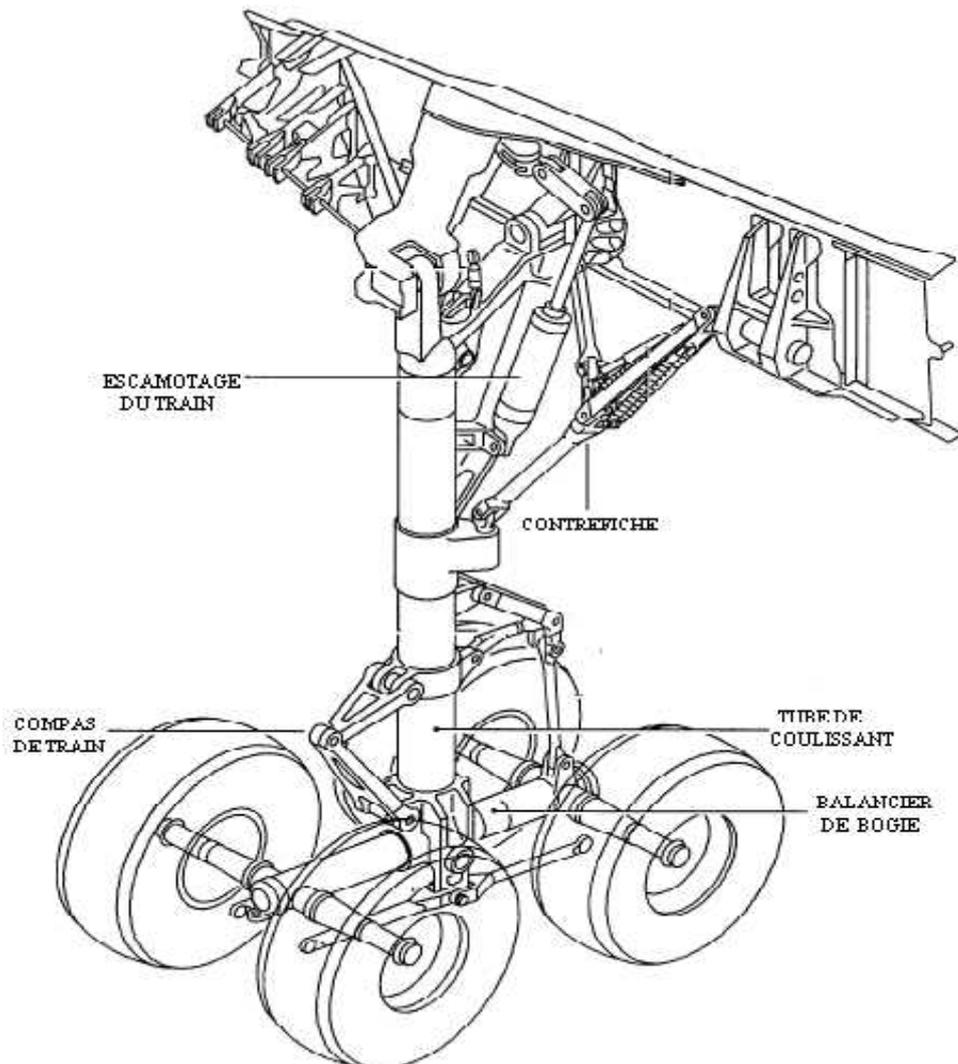


Figure (1.7) : Train d'atterrissage principal

| Caractéristiques générales de train atterrissage A330-200 | |
|--|---|
| Roue : | |
| Roues principales: | 1.397m |
| Roue avant: | 0.710m |
| Dimensions de pneu : | |
| Tain principal : | 1400 x 530 R23 (Radial) |
| Train avant : | 1050 x 395 R16 (Radial) |
| Pression de frein maximum : | 175 Bar |
| Course d'amortisseur : | |
| Tain principal : | 0.730 m |
| Train avant : | 0.390 m |
| Pression de charge d'amortisseur (Azote) : | |
| Tain principal : | 37.14 ±1.36 Bar |
| Train avant : | 1 ^{er} Étage: 12 Bar 2 ^{ème} Étage: 55 Bar |
| l'angle de rotation (pour décollage): | 14° |
| Angle de direction de roue avant: | ± 78° |
| Régime maximum de direction: | 13° /s |
| Durée de vie d'unité de frein : | |
| De base : | 1500 Atterrissages par révision |
| Alternative : | 2500 Atterrissages par révision |

1.4. Les commandes de vol sur A330-200 :

Les commandes de vol sur l'avion peuvent se décomposer en trois groupes :

- ✓ Les commandes primaires.
- ✓ Les commandes secondaires.
- ✓ Les commandes latérales.

Les surfaces de commande de vol sont commandées par trois types d'ordinateurs, selon leurs fonctions :

- ✓ Les ordinateurs de commande de vol primaires (FCPC).
- ✓ Les ordinateurs de commande de vol secondaires (FCSC).
- ✓ Les ordinateurs pilotes de volet et d'aileron (SFCC).

(SFCC) sont employés pour commander les ailerons et les volets.

(THS) peut également être commandé au moyen d'une commande mécanique.

Les gouvernes sont actionnées par l'intermédiaire des déclencheurs d'énergie hydraulique. Deux concentrateurs de données de commande de vol (FCDC) exécutent les fonctions de témoin, d'avertir et de maintenance.

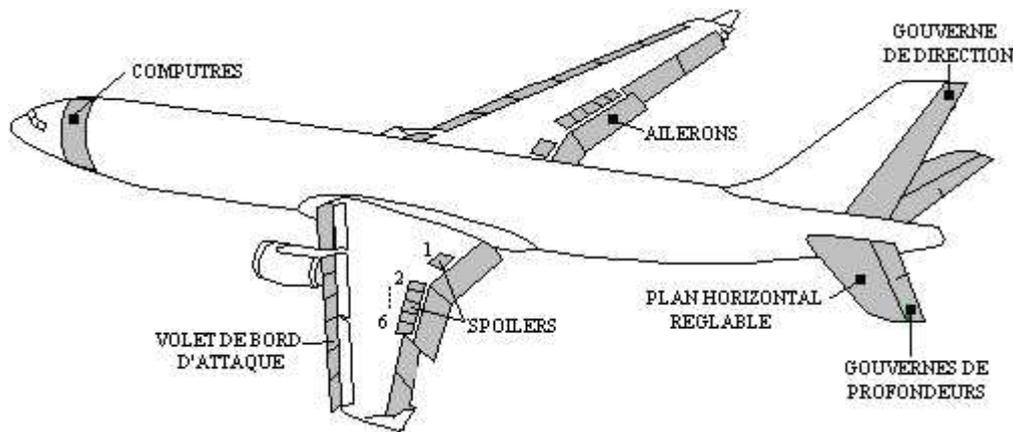


Figure (I-8): Commandes de vol

1.5. Les circuits :

1.5.1. Circuit carburant :

Le circuit de carburant de l'airbus A330-200 comprend trois réservoirs, (Voir figure I.9) des robinets de purge, des vannes d'arrêt, des conduites et de nombreux éléments pour assurer une alimentation adéquate. La portion de la structure interne de l'aile comprise entre les longerons est scellée pour former des réservoirs structuraux. Chacun des trois réservoirs renferme deux pompes d'appoint identiques à moteurs électriques fonctionnant sur être alimenté par n'importe quel réservoir.

Les pompes d'appoint des réservoirs sont équipées de clapets de dérivation. En cas de panne électrique, les pompes mécaniques entraînées par les réacteurs aspirent le carburant à travers les clapets de dérivation du type à battant. Les pompes d'appoint sont situées de façon à fournir la plus grande quantité possible de carburant utilisable et à éviter l'ingestion d'air, quelle que soit l'assiette de vol. de plus, des clapets de retenue situés dans les nervures assurent le maintien de l'alimentation des pompes d'appoint lors des assiettes très cabrées et des grandes inclinaisons.

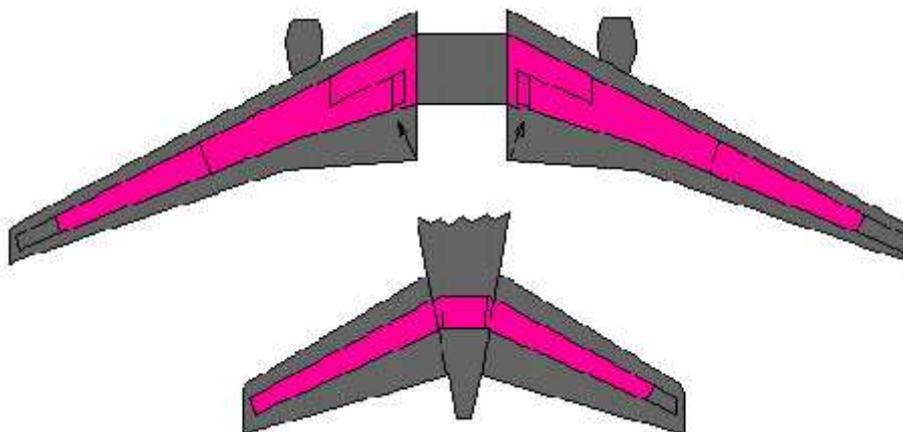


Figure (I.9) : Les réservoirs de carburant

La plupart des éléments du circuit de carburant sont situés à l'intérieur des réservoirs ; toutefois, les éléments constitués d'un seul bloc, tels que les pompes d'appoint, les robinets de purge, les vannes d'arrêt et les jauges à écoulement peuvent être démontés, en y accédant par l'intrados de l'aile ou le longeron avant, sans vidanger les réservoirs (Voir figure I.10).

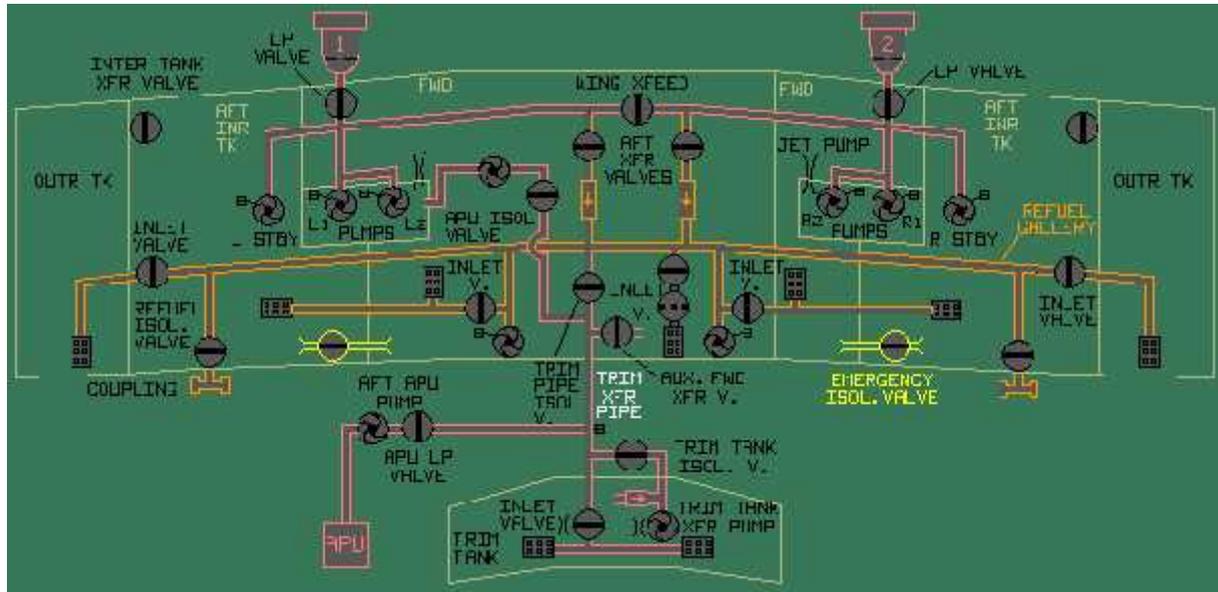


Figure (I.10) : Circuit carburant

I.5.1.1. Systèmes d'avitaillement :

L'A330-200 possède un système d'avitaillement à une seule entrée permettant le remplissage au taux de 19 l/s. Situé dans le bord d'attaque de l'aile droite, à l'extérieur du fuseau moteur, le poste d'avitaillement sous pression, les vannes à solénoïde pour chaque réservoir, des témoins lumineux bleus de position des vannes, des indicateurs de quantité de carburant pour chaque réservoir, un poussoir d'essai des jauges, un interrupteur de commande de puissance auxiliaire d'avitaillement et une prise pour la mise à la terre un contacteur à flotteur dans chaque réservoir ferme automatiquement les vannes d'avitaillement quand les réservoirs sont pleins.

L'alimentation électrique pour l'avitaillement peut provenir de l'APU, d'un groupe de parc (GPU) ou de batterie. On peut aussi effectuer l'avitaillement sans énergie électrique en actionnant les vannes manuellement et en utilisant les jauges à écoulement.

I.5.1.2. Systèmes de mise à l'air libre :

Assure la ventilation des réservoirs, l'évacuation de l'air des réservoirs lors des pleins, le trop plein des tuyaux aboutit pour chaque aile dans un réservoir de mise à l'air libre situé à l'extrémité. La communication avec l'air extérieur s'effectue par une prise qui assure une légère surpression des réservoirs en vol.

1.5.2. Circuit hydraulique :

Parmi toutes les énergies utilisées à bord d'un avion (énergies électrique, pneumatique, hydraulique,...), l'énergie hydraulique est celle qui permet de mettre en jeu les puissances les plus élevées avec la plus grande souplesse d'emploi. Son utilisation est de plus en généralisée, et on peut en juger par la liste (non limitative) des équipements qu'elle peut desservir :

- ✓ Gouvernes (manœuvre par l'intermédiaire des servocommandes).
- ✓ Train d'atterrissage (sortie, rentrée, orientation de la roulette de nez).
- ✓ Hypersustentateurs (sortie, rentrée).
- ✓ Système de freinage.

Les avions sont généralement équipés de 2,3 ou 4 circuits complémentaires indépendants et autonomes montés en parallèle et sans intercommunication entre eux. Ces circuits peuvent alimenter les servitudes soit simultanément (plusieurs circuits aboutissent à une même servitude), soient séquentiellement (circuits principaux alimentent la servitude et le circuit de secours en attente).

- ✓ *Circuits principaux* : Assurent la manoeuvre de toutes les servitudes de l'avion.
- ✓ *Circuits auxiliaires* : Assurent la redondance du circuit principal pour certaines servitudes (commandes de vol).
- ✓ *Circuits de secours ou d'urgence* : Assurent la redondance de toutes les fonctions vitales.

L'avion A330-200 se compose de trois circuits hydrauliques. Ils sont identifiés par ces systèmes ; vert, bleus et jaunes. Ils assurent l'énergie hydraulique à 206 Bars aux utilisateurs de puissance principale. Ceux-ci incluent les commandes de vol, le train d'atterrissage, les portes de soute, les freins, et le générateur électrique de secours (CSM/G). Des services qui ne sont pas utilisés pendant le vol (portes de soute, freins, train d'atterrissage et direction de roue avant) sont isolés de l'alimentation principale.

Chaque système hydraulique possède son propre réservoir. Il y en a donc trois réservoirs, ne diffèrent que par leur volume. Situés dans la section centrale du fuselage ils sont équipés d'un indicateur de niveau, indicateur de température, et d'une quantité de capteurs permettant de transmettre les informations et les défaillances à la centrale des commandes électriques de l'avion. De plus chaque réservoir possède à son extrémité un collecteur de pressurisation. (Voir figure I-11). Tous ses réservoirs fonctionnent donc d'un façon similaire. Cependant les circuits auxquels ils sont rattachés ayant des fonctions et des besoins en fluides hydrauliques divers n'ont pas la même capacité.

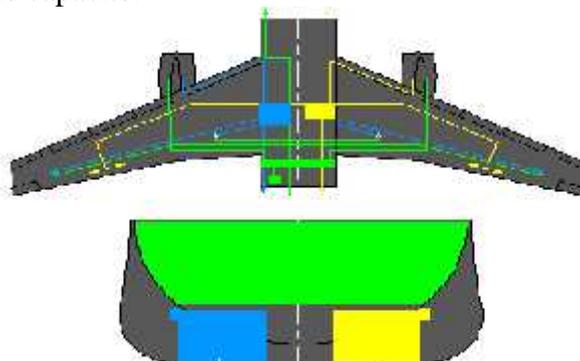
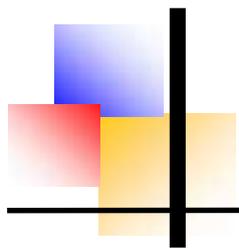
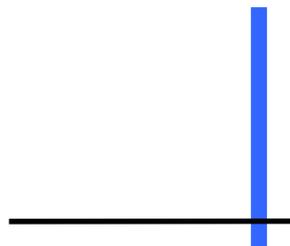


Figure (I-11) : Compartiments hydrauliques.



CHAPITRE - I

DESCRIPTION GENERALE DE L'AIRBUS A330-200



II.1. Présentation détaillée de l'aéronef :

II.1.1. Fuselage :

La structure du fuselage est étudiée par les constructeurs de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques. (Voir figure II.1)

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

- ✓ Efforts de flexion. (verticale et horizontale)
- ✓ Efforts de torsion.
- ✓ Efforts de résistance à la pressurisation.
- ✓ Efforts localisés. (impact à l'atterrissage)

La structure est constituée de cadres soit usinés appelés cadres forts 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.

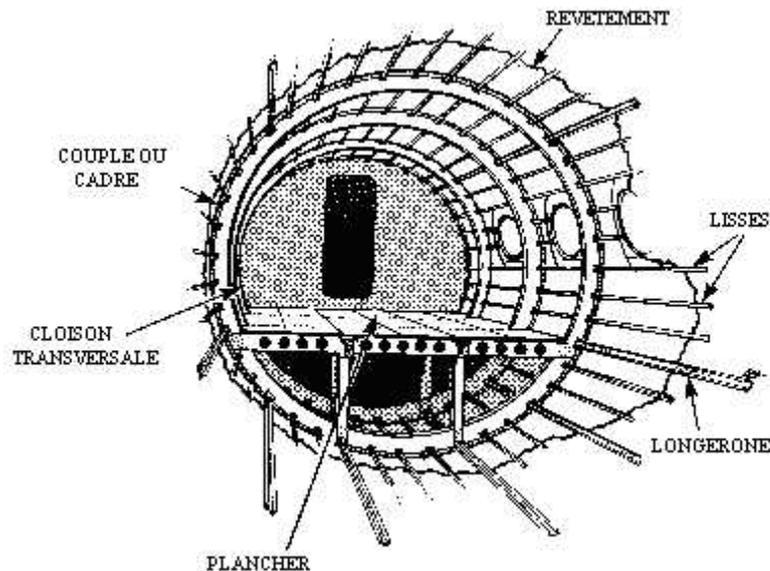


Figure (II.1) : Structure de fuselage

Sur le fuselage, l'alliage 2024 (aluminium cuivre) a longtemps été le seul matériau utilisé. Mais les exigences croissantes des aviateurs et le développement des composites organiques ont changé la structure.

Le fuselage, principal élément de la structure, en terme de masse et de volume, est aujourd'hui l'un des enjeux majeurs des évolutions matériaux procédés. En effet, les rivets, bien que le plus souvent en aluminium, représentent aujourd'hui la part la plus importante de la masse du fuselage. La suppression de ces rivets est donc un enjeu de taille pour les nouvelles générations d'appareils.

Le fuselage contient des parties de structure secondaire, qui ne sont pas utilisées sous des conditions particulièrement contraignantes. Pour ces parties, on essaye surtout de gagner du poids en utilisant des matériaux composites. Le plancher, par exemple, est souvent un panneau sandwich.

II.1.1.1. Description du fuselage :

Les composants principaux du fuselage primaires sont: (Voir figures I.2, I.3 et I.4)

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

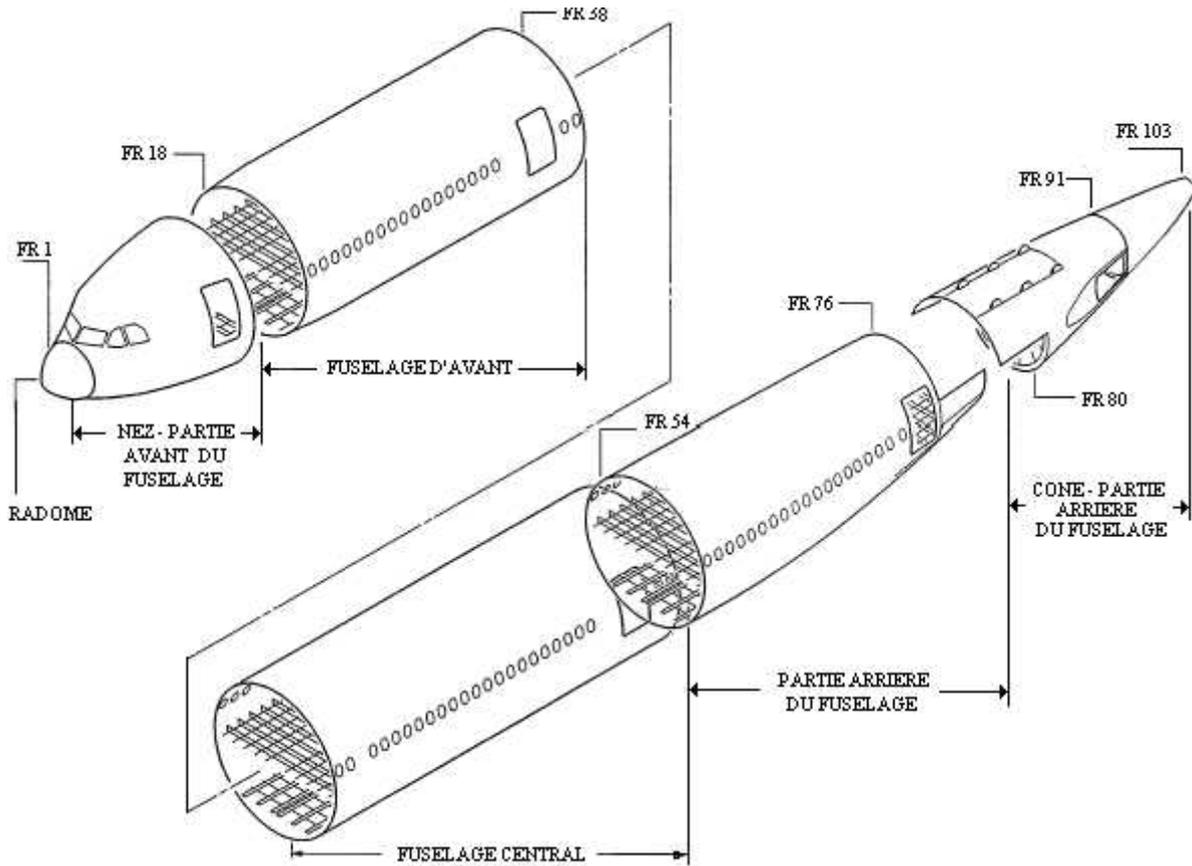


Figure (II.2) : Composants du fuselage

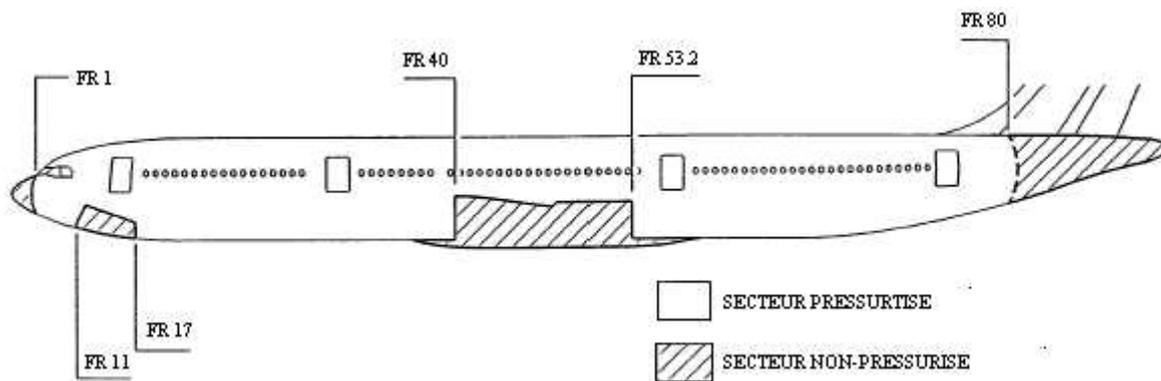


Figure (II.3) : Endroit des cloisons étanches

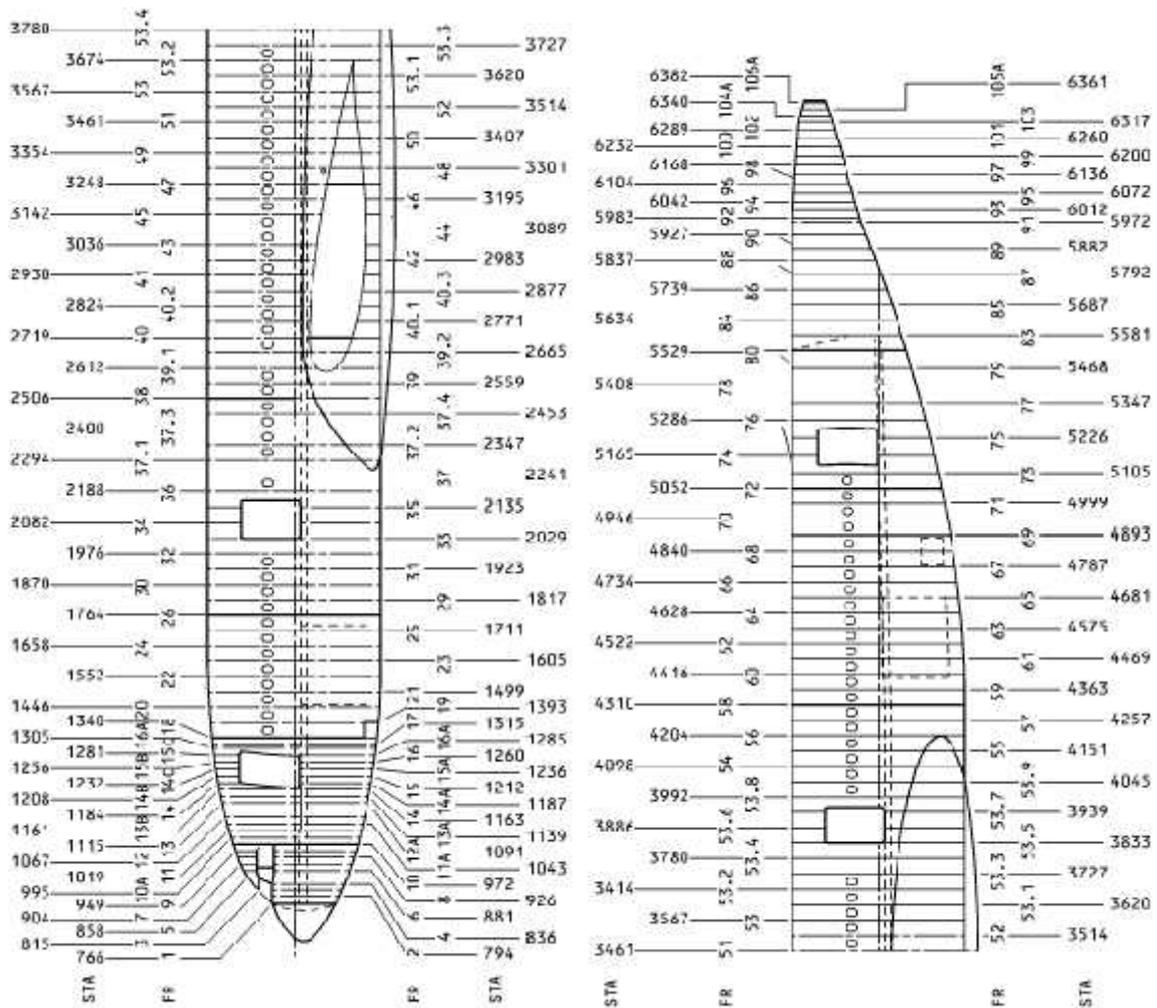


Figure (II.4) : Système d'armature

A. Nez - partie avant du fuselage :

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*.

Le cockpit, la cabine et la soute électronique sont dans la zone pressurisée. La pression de la 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. Qui séparent le compartiment de train d'atterrissage avant de la zone pressurisée.

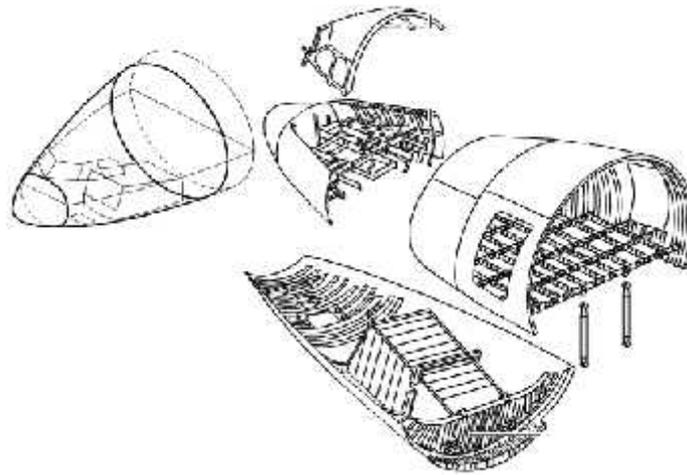


Figure (II.5) : Nez - partie avant du fuselage

B. Fuselage avant:

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

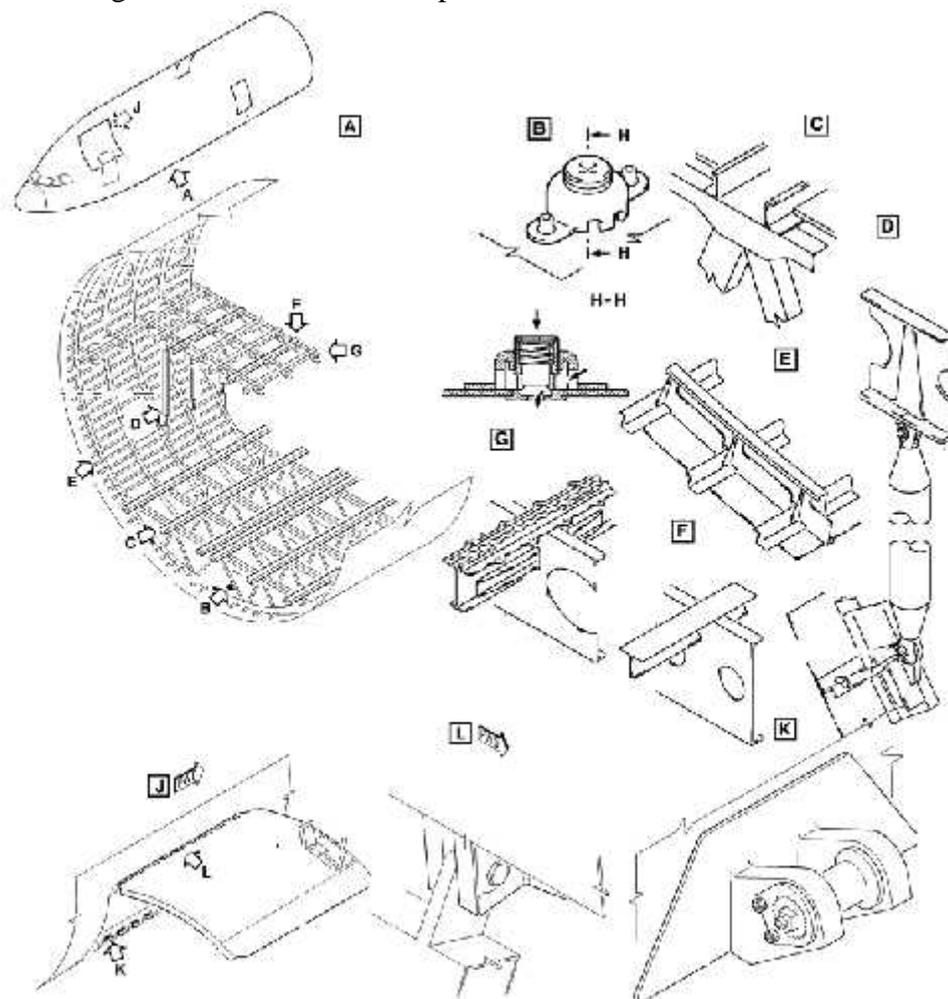


Figure (II.6) : Fuselage avant

C. Fuselage central:

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 et le compartiment de train d'atterrissage principal, et le compartiment hydraulique, sont dans la partie inférieure de l'ensemble. La boîte de centre d'aile est installée entre $FR40$ et $FR47$. La structure se prolonge à travers la largeur du fuselage inférieur. Le compartiment de train d'atterrissage principal est installé entre $FR47$ et $FR53.2$.

Une quille de faisceau est installée dans le fond du fuselage inférieur et s'étend de $FR39$ à $FR53.5$. 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 est installé du côté externe de la partie plus inférieure du fuselage central. La structure est une prolongation au fuselage inférieur et contient la climatisation et l'équipement de servitudes hydrauliques.

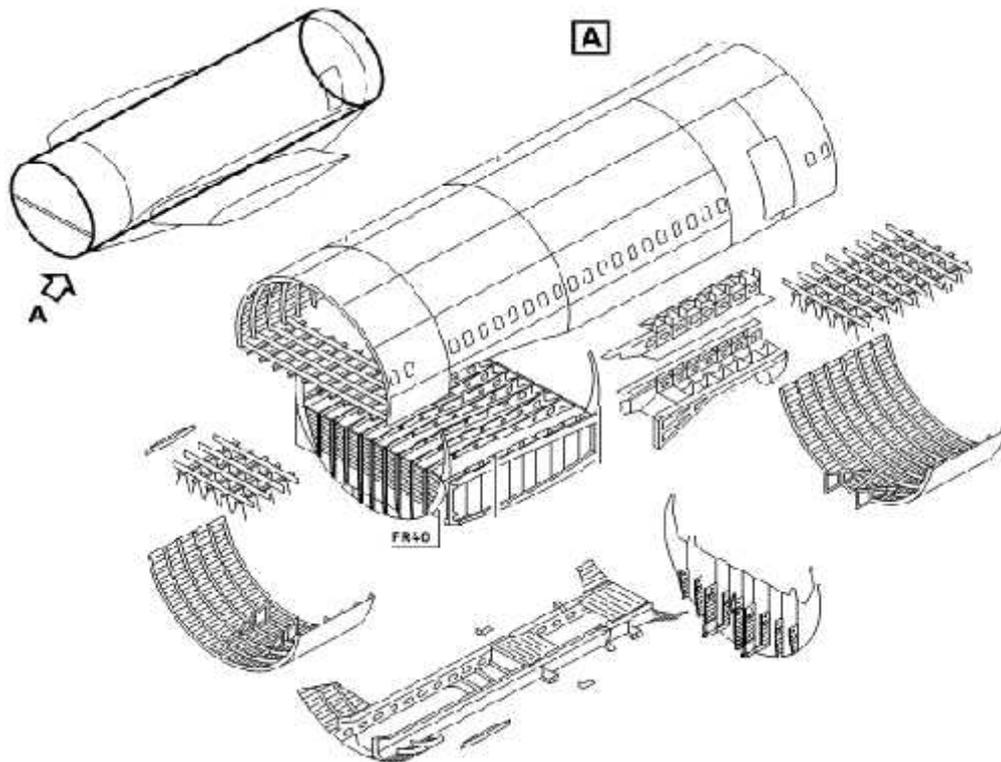


Figure (II.7) : Fuselage central

D. Partie arrière du fuselage:

La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine arrière du passager et la partie inférieure de l'ensemble contient la soute arrière. Toute la partie arrière du fuselage est dans la zone pressurisée.

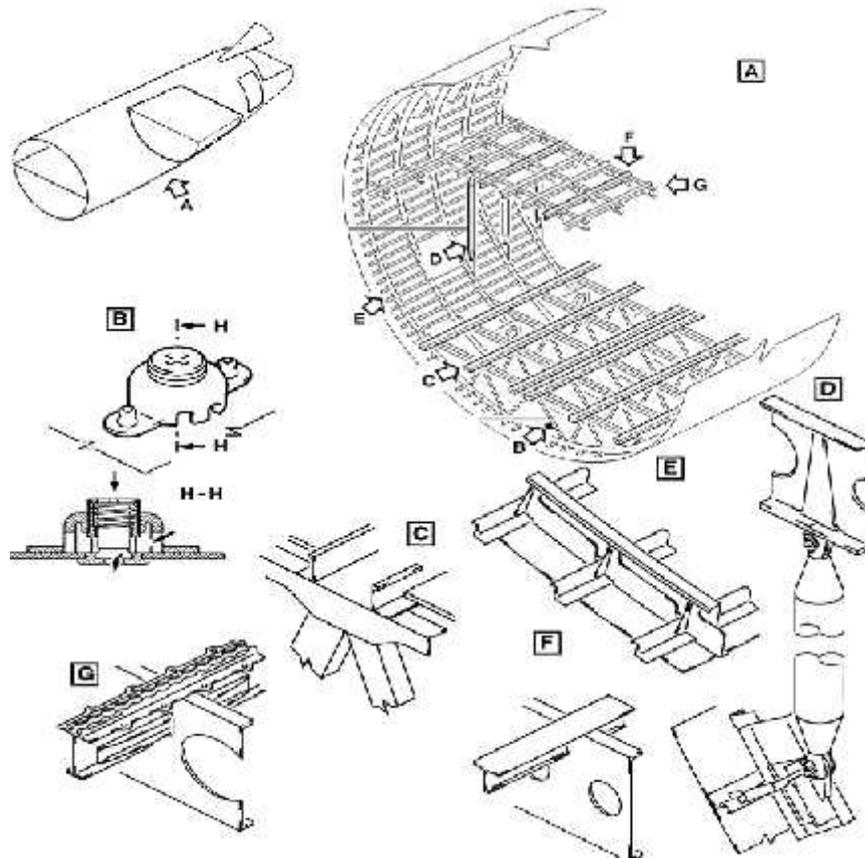


Figure (II.8) : Partie arrière du fuselage

É. Cône - partie arrière du fuselage :

Le cône - partie arrière du fuselage s'étend de $FR80$ à $FR103$. 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 de cône arrière du fuselage fait partie du secteur du fuselage qui n'est pas pressurisé.

Le stabilisateur horizontal est installé entre $FR87$ et $FR91$. Quatre ferrures de fixation de cône arrière sont installées au visage arrière de $FR91$.

Unité de puissance auxiliaire [Auxiliary Power Unit (APU)] est installée entre $FR95$ et $FR101$. Le compartiment de (APU) est une zone indiquée du 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.

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). Le capot de carénage est d'une construction en métal de feuille.

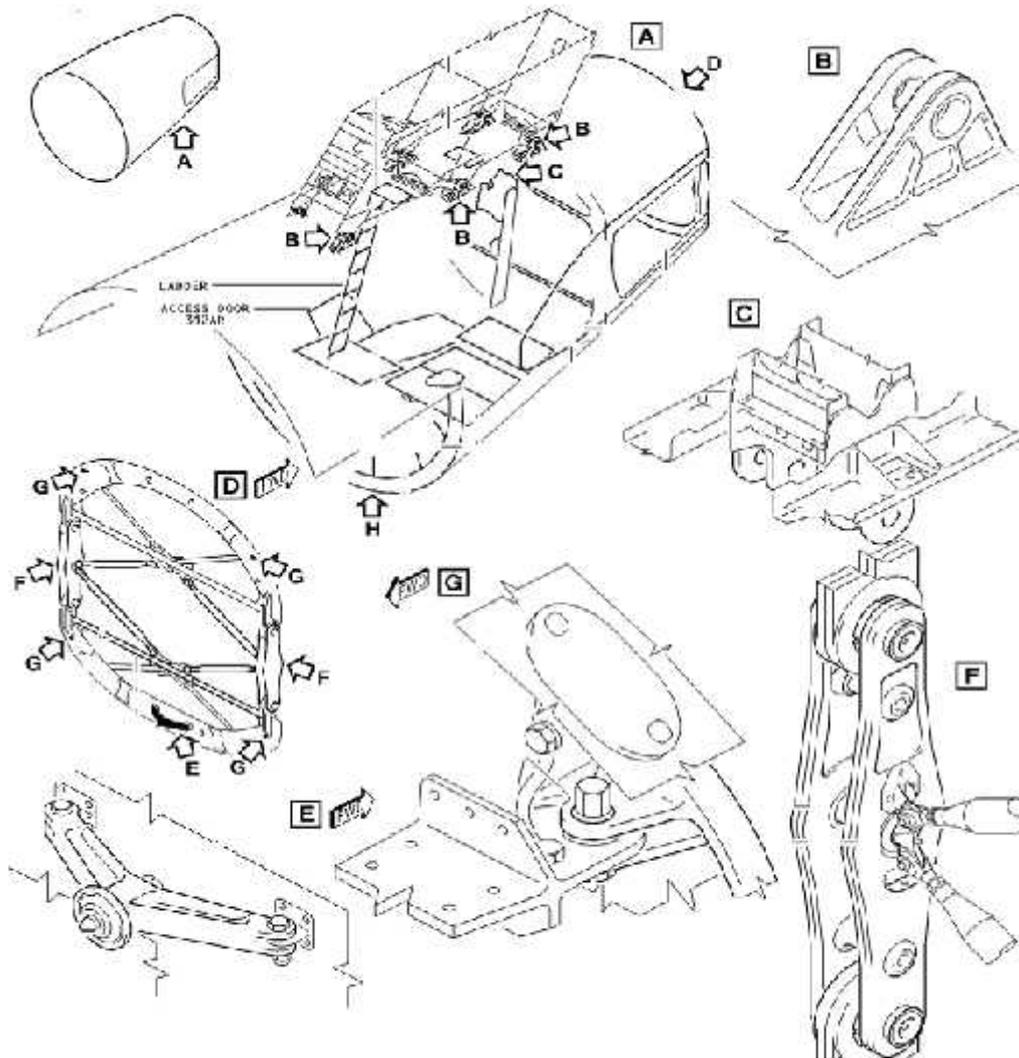


Figure (II.9) : Cône - partie arrière du fuselage

II.1.1.2. Détails de la structure :

La structure monocoque est constituée de cadres et de panneaux. Les cadres du fuselage sont construits par l'alliage d'aluminium 7075-T6. Ils sont fixés aux revêtements de façon à absorber les efforts de cisaillement et augmenter la tolérance aux dommages des panneaux (sur les parties inférieure et latérale du fuselage). Les lisses sont accouplées aux cadres au moyen de colliers de lisses. Leur conception est de type fiable, excepté dans le poste de pilotage où en absorbe les efforts de cisaillement augmenter par la tolérance aux dommages de l'espace dans les cadres.

Les cadres d'introduction d'efforts (cadres principaux à l'aile et à l'attache des trains d'atterrissage) sont constitués de pièces forgées en alliage d'aluminium 7050-T7452 lorsque des charges plus importantes l'exigent.

Les cadres principaux supportant l'empennage vertical sont usinés en 7075-T6 « Z » et formés sur les lobes latéral et inférieur.

Les panneaux du fuselage sont constitués d'un revêtement en composite 2024-T3 par des lisses en alliage 7075-T6 rivetées excepté sur les panneaux latéraux supérieurs.

Les lisses sont découpées dans des plis comportant des profiles uniquement à l'emplacement des cadres les plus élevés. Les procédés les plus souvent utilisés dans le revêtement sont de renfort.

Une poutre renfort traverse le fuselage pressurisé de l'intersection de deux lobes du fuselage pour absorber les charges de torsion provenant des panneaux planchers :

- ✓ Sous l'entrée cabine et couloire : 400 kg/m square.
- ✓ Sous siège cabine : 200 kg/m square.
- ✓ Entrée compartiment passagers, office, toilettes et soute arrière : 400 kg/m square.

A. Cadres :

Les cadres montés sur le fuselage de l'A330-200 sont fabriqués à partir des matériaux en alliages 7075 et 7050. Ils sont réalisés entre eux par tronçons : la section des cadres est des types «C» ou «Z».

Les cadres sont réalisés pour résister aux charges de cisaillement et pour la pressurisation transmises par revêtement et les lisses.

B. Poutres :

Les poutres montées sur le fuselage de l'A330-200 sont fabriquées essentiellement à partir du matériau 7075. Elles comportent une âme et deux plaques disposées différemment sur leur emploi spécifique.

L'âme et les plaques peuvent être intégrées ou rivetées. Les plaques sont généralement profilées ainsi que les âmes lorsqu'elles sont intégrées aux plaques.

C. Lisses :

Les lisses montées sur le fuselage de l'A330-200 sont essentiellement fabriquées à partir du matériau 7075. Elles sont fixées sur les autres composants du fuselage.

D. Panneaux de revêtement :

Les panneaux de revêtement du fuselage de l'A330-200 sont fabriqués essentiellement à partir du matériau 2024. Ils sont renforcés par un système de lisses rivetées ou collées de renforts si nécessaire. Ils sont parfois usinés chimiquement.

II.1.2. Ailes :

Les ailes sont les éléments de la cellule qui produisent la portance en vol, elles sont soumises à des contraintes en flexion et en torsion. (Voir figure II.10)

Elles contiennent :

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

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

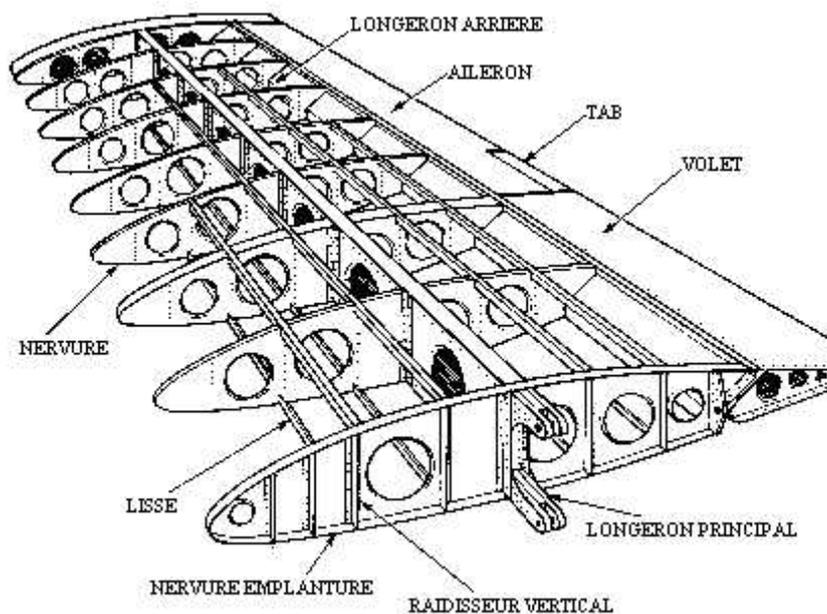


Figure (II.10) : Structure de l'aile

| Définitions relatives à la voilure | |
|---|--|
| Bord d'attaque : | Partie avant de l'aile dans le sens de déplacement. |
| Bord de fuite : | Partie arrière de l'aile dans le sens de déplacement. |
| Intrados : | Face inférieure de l'aile. |
| Extrados : | Face supérieure de l'aile. |
| Profil : | Section de l'aile par un plan vertical parallèle à l'axe longitudinal du fuselage. |
| Emplanture : | Liaison aile fuselage. |
| Saumon : | Partie extrême de chaque demi aile. |

II.1.2.1. Description de l'aile :

L'aile de l'avion A330-200 est une structure continue qui passe par le fuselage entre les FR40 et FR47. (Voir figures II.11, II.12, II.13)

Il se compose de trois parties:

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

A. Plan central :

Le plan central est installé dans le fuselage central entre les FR40 et FR47 est inclut :

- ✓ 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 pour les ailes externes droits et gauches à la nervure gauche 1 et à la nervure droite 1.

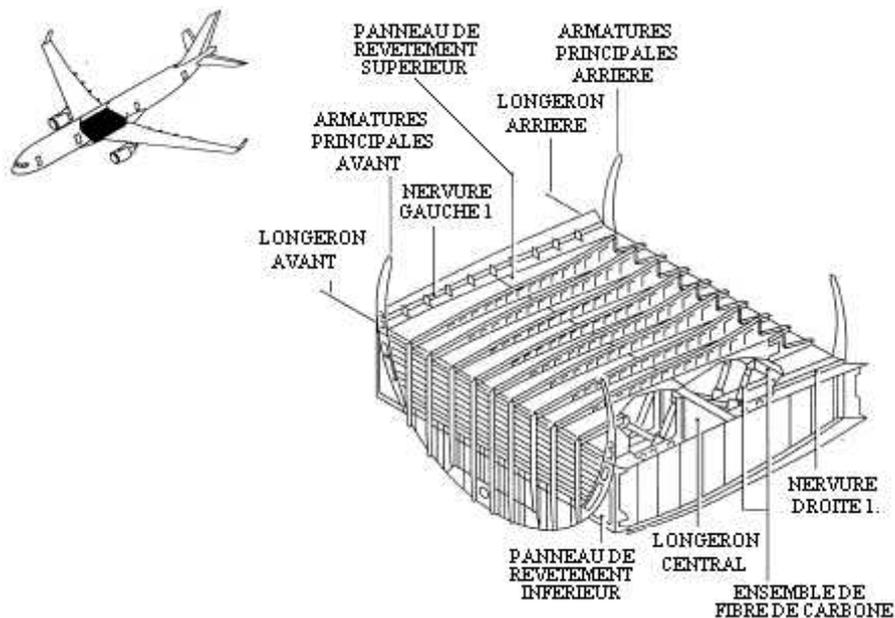


Figure (II.11): Plan central

B. Aile Externe:

Chaque aile externe inclut :

- ✓ Boîte 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.

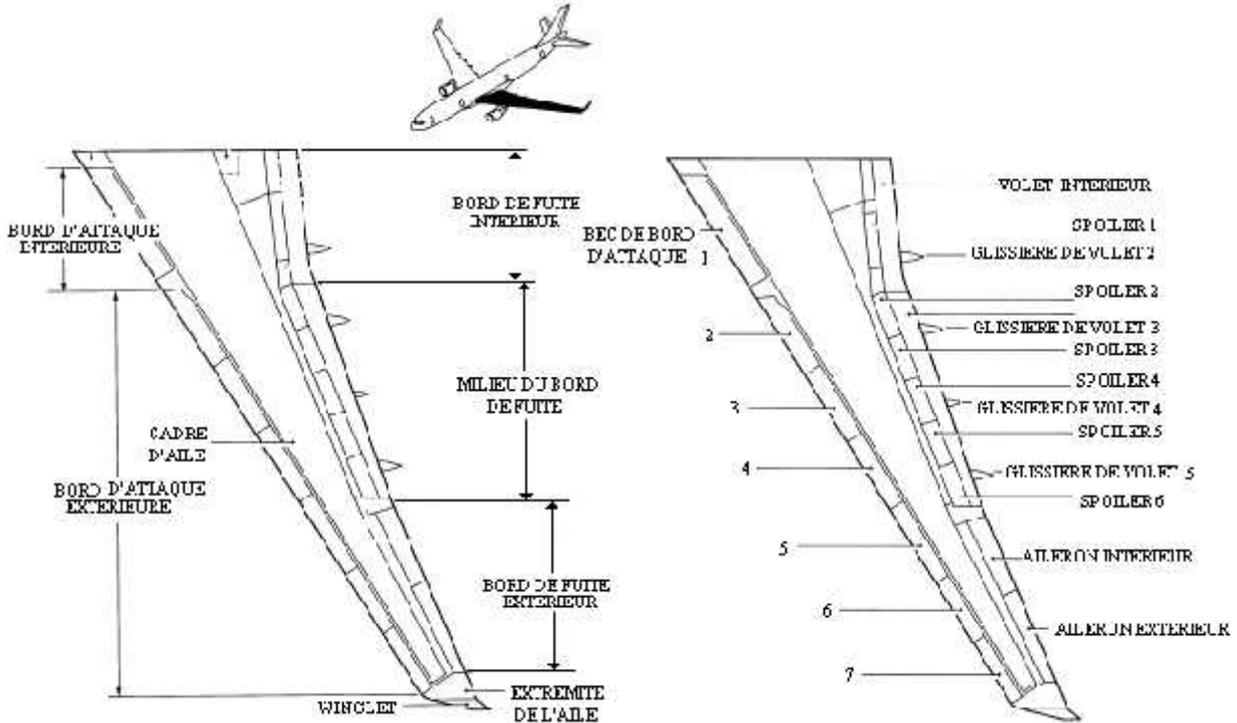


Figure (II.12) : Aile externe - arrangement général

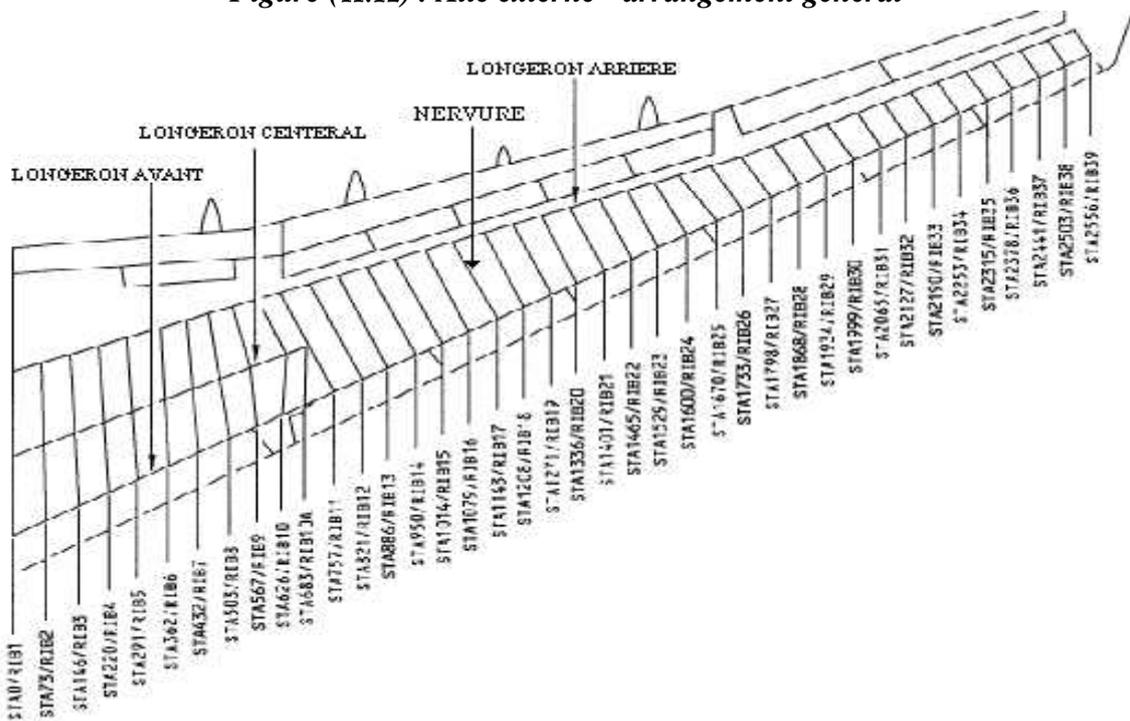


Figure (II.13) : Endroit des nervures et longerons

II.1.2.2. Détails de la structure de l'aile :

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. Les bords d'attaque, les bords de fuite et les volets des ailes, sont en matériaux composites.

A. Boîte d'aile : (Voir figures II.14)

La structure principale de chaque aile externe est la boîte d'aile qui effile de la racine d'aile au saumon. Ses longerons avant et arrière s'étendent de STA0 à STA2556 et sont faits dans trois parts. Le longeron avant a des joints à STA821 et STA1798 et le longeron arrière a des joints à STA568 et à STA1798. Le longeron central s'étend de STA0 à STA757.

La boîte d'aile a 39 nervures. Bien que les nervures soient continues entre les longerons, les nervures RJB2 à RJB11 sont faites en deux parts (pour permettre l'installation du longeron central). Chacun des fonds supérieurs de la boîte 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 boîte d'aile a deux réservoirs de carburant intégraux et un réservoir de passage. Trente trois panneaux du revêtement inférieur donnent l'accès aux réservoirs.

La boîte d'aile a également des fixations pour :

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

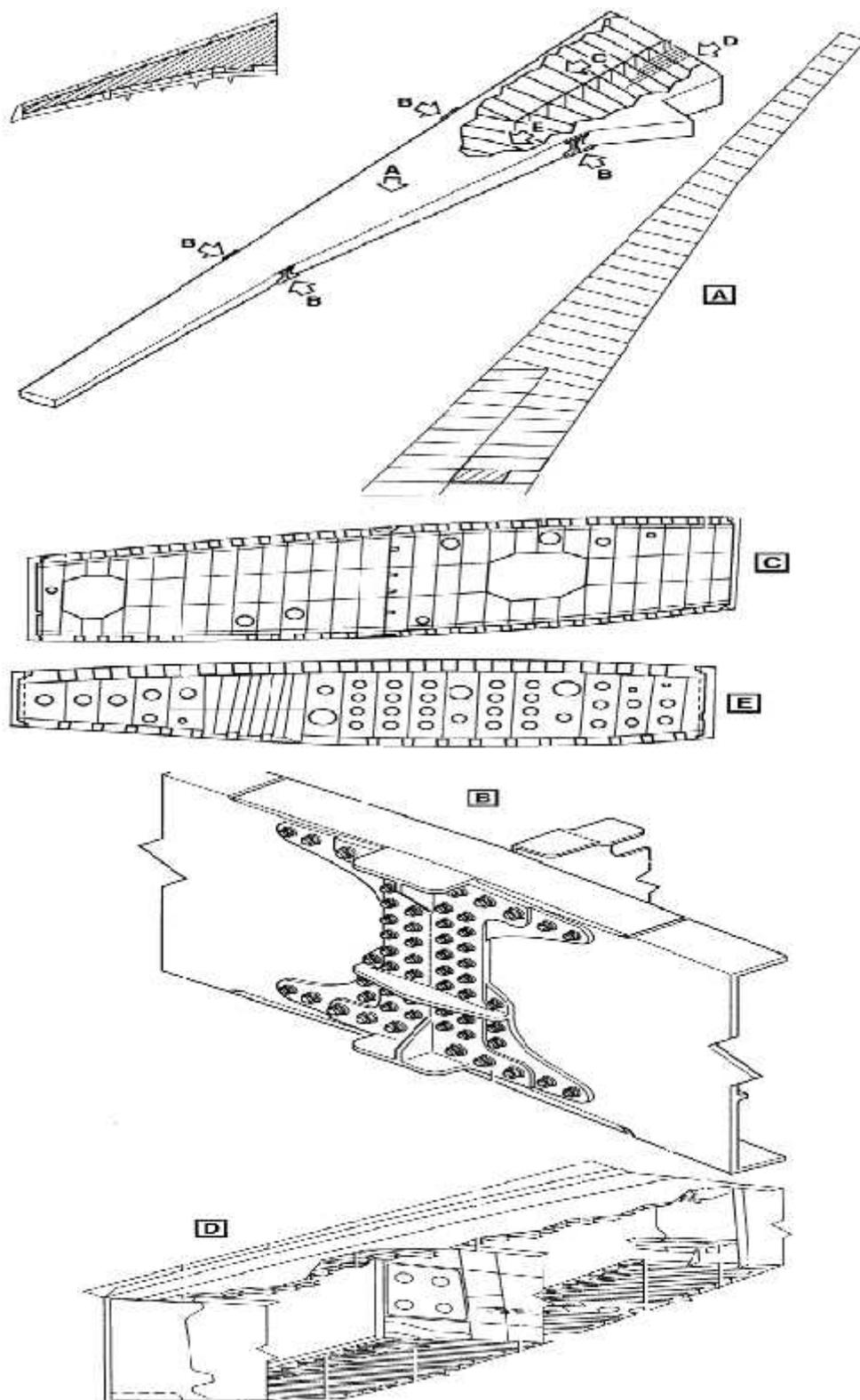


Figure (II.14): Boîte d'aile

B. Extrémité de l'aile:

L'extrémité de l'aile et le montage de la winglet sont installés à la nervure $RIB39$. Il y a deux panneaux d'accès installés sous le joint d'aile incliné à winglet.

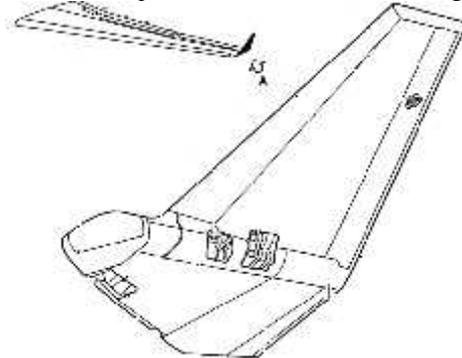


Figure (II.15) : Extrémité de l'aile

C. Bord d'attaque et dispositifs du bord d'attaque :

Le bord d'attaque est situé en avant du 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 bords de bord d'attaque principale est installé 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 $STA2557/RIB39$.

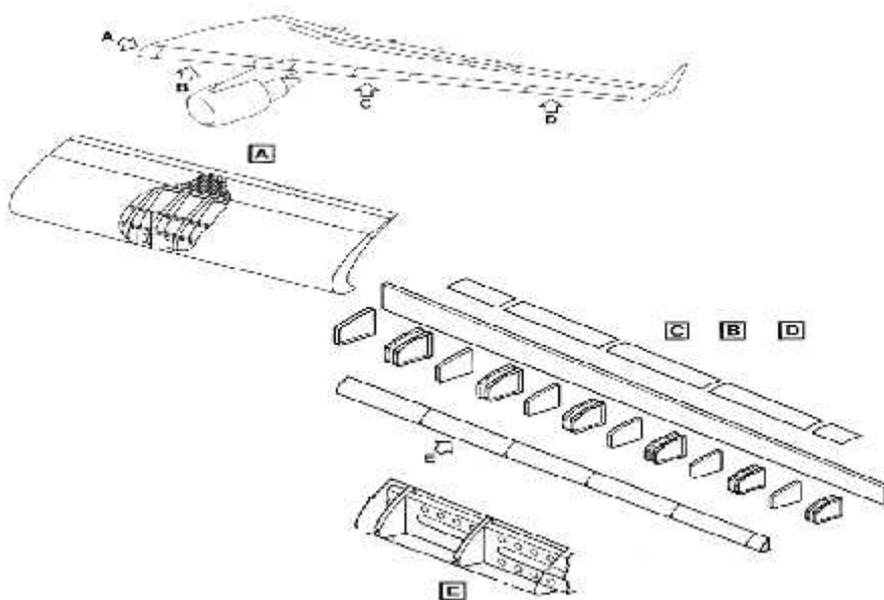


Figure (II.16) : Bord d'attaque

D. Bord de fuite et 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. (Voir figures II.17)

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

- ✓ Le revêtement du caisson.
- ✓ Le panneau de l'extrados.
- ✓ La structure entre le revêtement intérieur fixe et le revêtement extérieur.
- ✓ 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 d'intermédiaire.
- ✓ Les supports de vérin commandent.
- ✓ 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.

➤ Volets de bord de fuite :

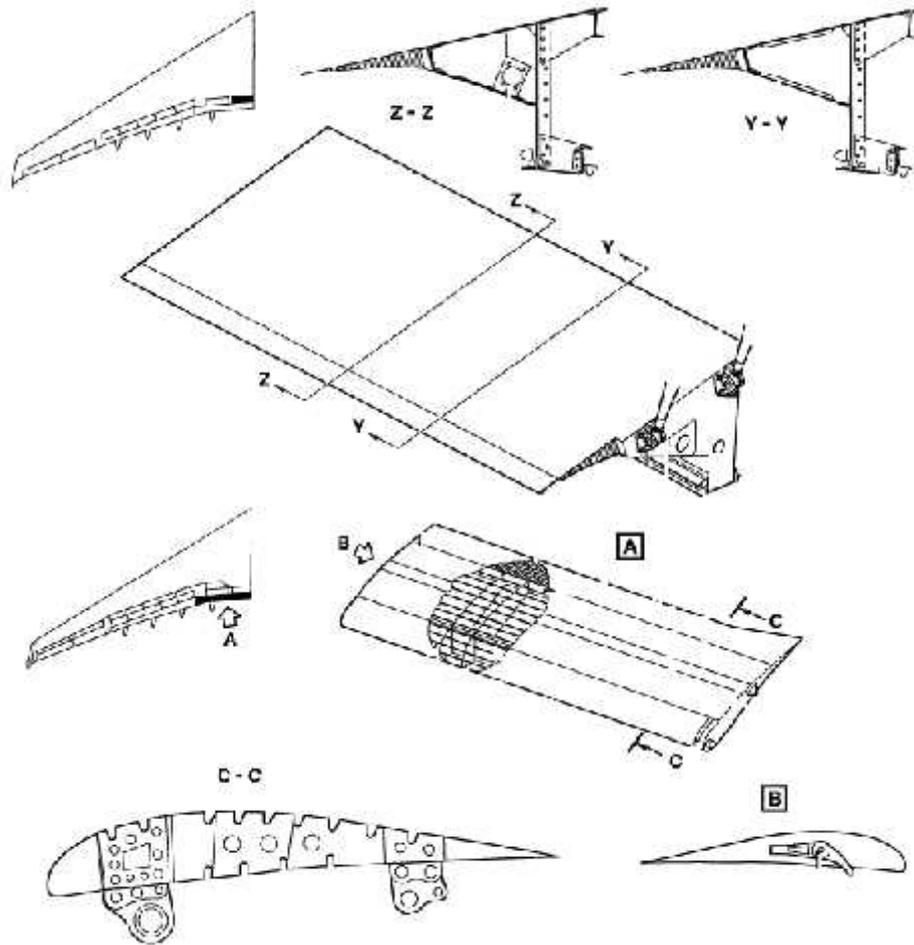
Les volets intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. Le volet intérieur se trouve entre *STA0/RJB1* et *STA757/RJB11* et le volet extérieur entre *STA757/RJB11* et *STA1798/RJB27*.

➤ Ailerons :

Les ailerons intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. L'aileron intérieur se trouve entre *STA1798/RJB27* et *STA2190/RJB33* et l'aileron extérieur entre *STA2190/RJB33* et *STA2557/RJB39*.

➤ 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/RJB5* et *STA568/RJB9*. Les spoilers 2 à 6 sont installés entre *STA757/RJB11* et *STA1734/RJB26*.



Figures (II.17) : Bord de fuite

II.1.3. Stabilisateurs :

II.1.3.1. Description de stabilisateurs :

L'empennage est situé sur la partie arrière du fuselage, a pour rôle d'assurer la stabilité (partie fixe) et la maniabilité (partie mobile) de l'avion (Voir figure I.18, II.19 ; II.20).

Il est composé :

D'un plan vertical est composé d'une partie fixe (dérive) et d'une partie mobile (gouvernes de direction).

- ✓ Le plan horizontal composé du stabilisateur à calage fixe ou variable ainsi que les gouvernes de profondeur.
- ✓ La gouverne de direction est articulée à l'arrière de la dérive et assuré les mouvements de l'avion.
- ✓ Stabilisateur : Il assure le centrage de l'avion (stabilité horizontale en vol). Sa position en hauteur varie d'un type d'avion à un autre.
- ✓ On trouve de ce fait des stabilisateurs fixés plus ou moins haut sur le fuselage, ou sur la dérive.

- ✓ Gouvernes de profondeurs : Elles assurent les mouvements de l'avion autour de l'axe de tangage (piqué ou cabré).
- ✓ Elles sont articulées à la partie arrière du stabilisateur.

Depuis l'avion A330-200 l'empennage n'utilise plus que des composites avancés, à fibres 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 faible masse, 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 monolithiques renforcées.

Les inconvénients de la structure nid d'abeille sont une sensibilité aux chocs et aux dommages par foudroiement et la difficulté d'assemblage avec d'autres éléments.

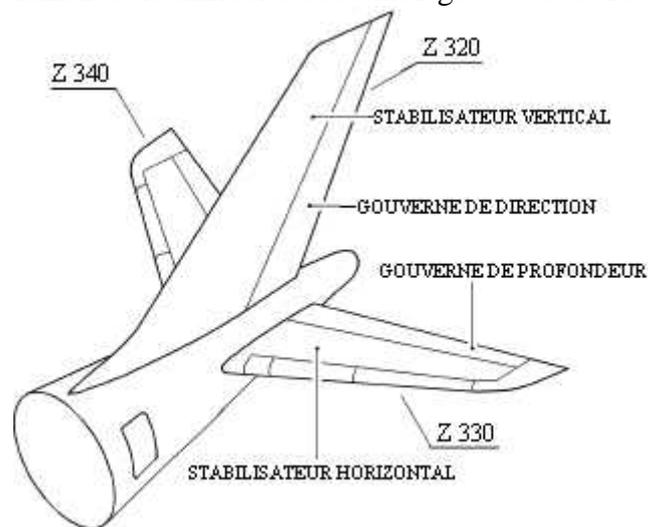


Figure (II.18) : Stabilisateurs

II.1.3.2. Détails de la structure :

A. Stabilisateur horizontal :

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 fournit 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° de nez d'avion en bas à 15.35° de nez d'avion vers le haut.

Le (*THS*) est installé à la section de 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 : (Voire figure I.19)

- ✓ D'une boîte de longeron central.
- ✓ Des boîtes de longeron gauche et droite.
- ✓ Bord d'attaque de gauche et droite.
- ✓ Bord de fuite gauche et droite.
- ✓ Les extrémités de stabilisateur gauche et droit.
- ✓ Tabliers du stabilisateur gauche et droit et le support de fixation de stabilisateur.

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 son support de fixation. Les autres composantes du (THS) sont fixés dans les boîtes de longeron de stabilisateur, et excepté les supports de fixation être démontable pour la réparation et la maintenance. Le (THS) peut être enlevé comme unité complète.

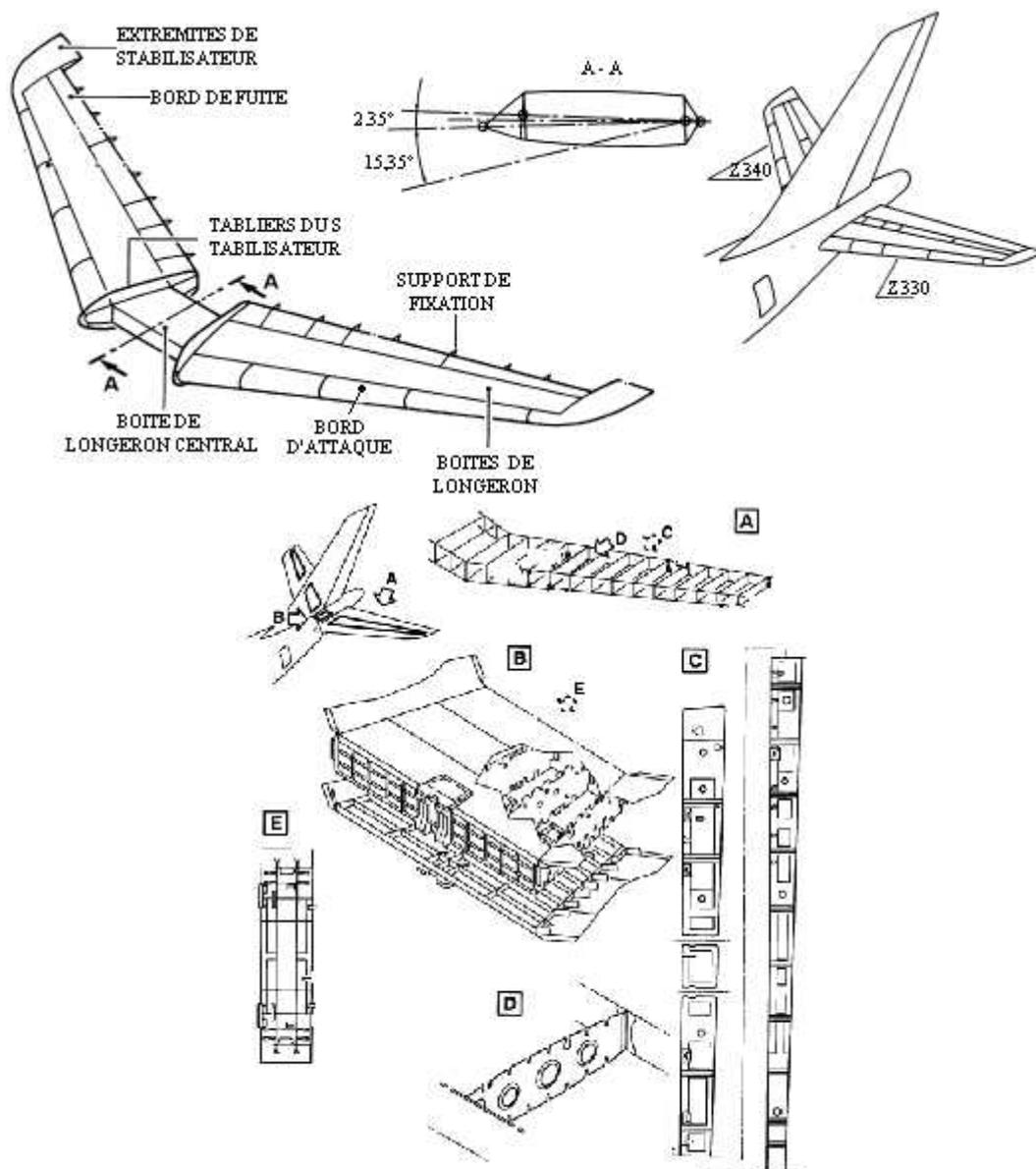


Figure (II.19) : Plan horizontal réglable (THS)

B. Stabilisateur vertical :

Les principaux composants du stabilisateur vertical sont : (Voir figure I.20)

- ✓ La boîte de longeron.
- ✓ Bord d'attaque.
- ✓ Bord de fuite.
- ✓ L'extrémité.
- ✓ Les supports de fixations.

1. Boîte de longeron :

La boîte 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 boîte de longeron.

2. Bord d'attaque:

Le bord d'attaque de stabilisateur vertical a quatre sections que tu peux déposer. Ils sont attachés à l'avant de la boîte 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

3. Bord de fuite:

Le bord de fuite est attaché à l'arrière du stabilisateur vertical. Il a une structure de base et dix panneaux d'accès. Les panneaux donnent l'accès à l'hydraulique de gouverne de direction, aux servocommandes, aux tiges de commande et aux bras de charnière.

4. Extrémité :

L'extrémité est le capot de carénage supérieur du stabilisateur vertical. Il est attaché au dessus de la boîte de longeron et au longeron avant. Le conducteur de foudre pour le stabilisateur vertical est installé sur le bout.

5. Support de fixation :

Le stabilisateur vertical a :

- ✓ Support de fixations principales et raccord transversal de charge, qui attache le stabilisateur vertical à la partie arrière du fuselage.
- ✓ Bras de fixation de gouverne de direction.
- ✓ Support de fixation, qui attache les servocommandes de gouverne de direction au longeron arrière.
- ✓ Support de fixation pour un bras de profile entre le longeron arrière et le bras de charnière.

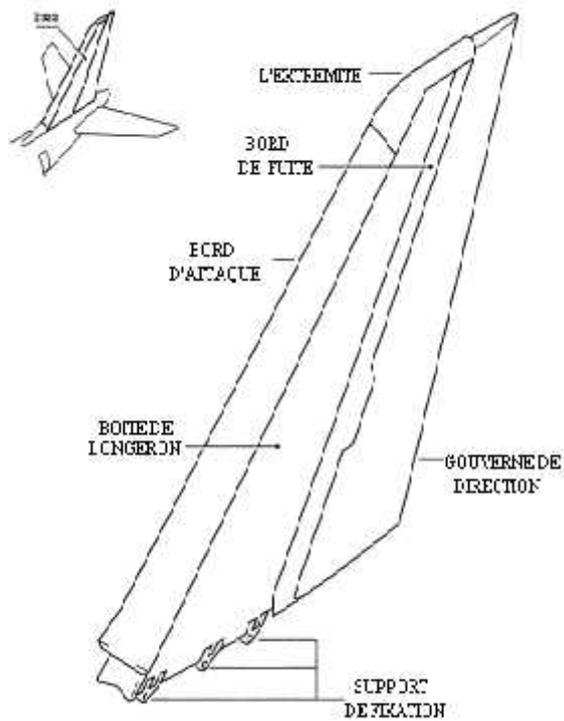


Figure (II.20) : Stabilisateur vertical

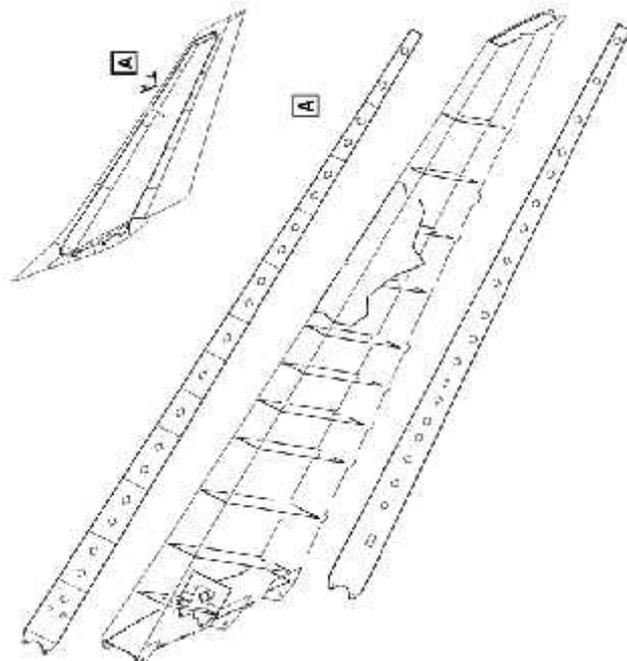


Figure (II.21) : Boîte de longeron

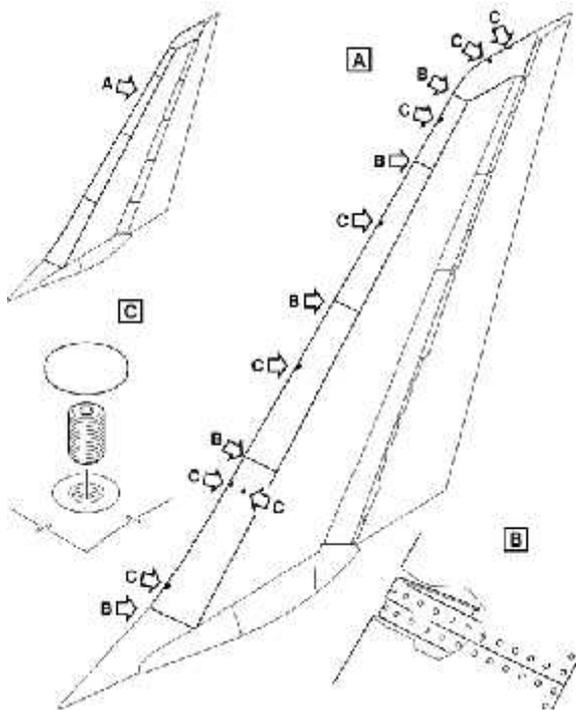


Figure (II.22) : Bord d'attaque

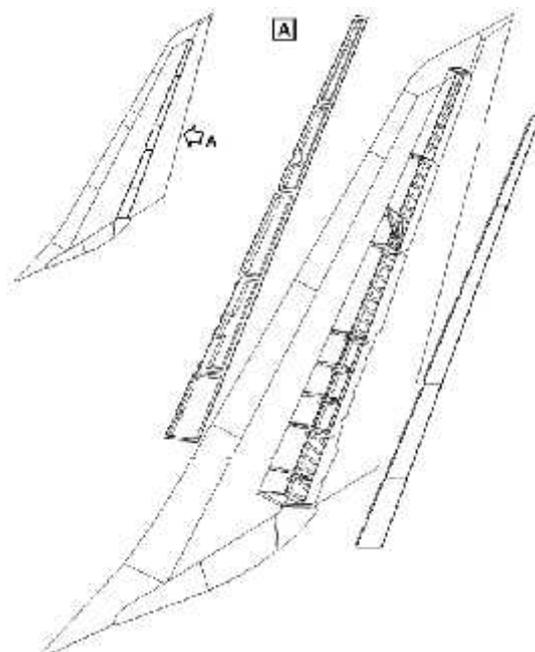


Figure (II.23) : Bord de fuite

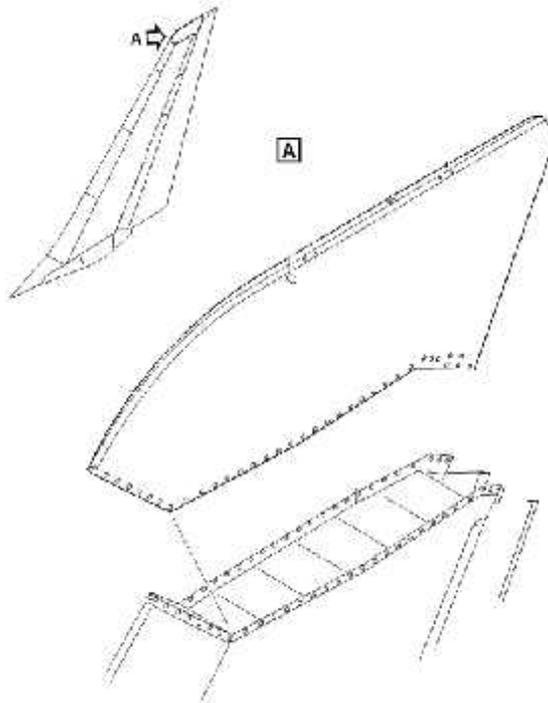


Figure (II.24) : Extrémité de stabilisateur vertical

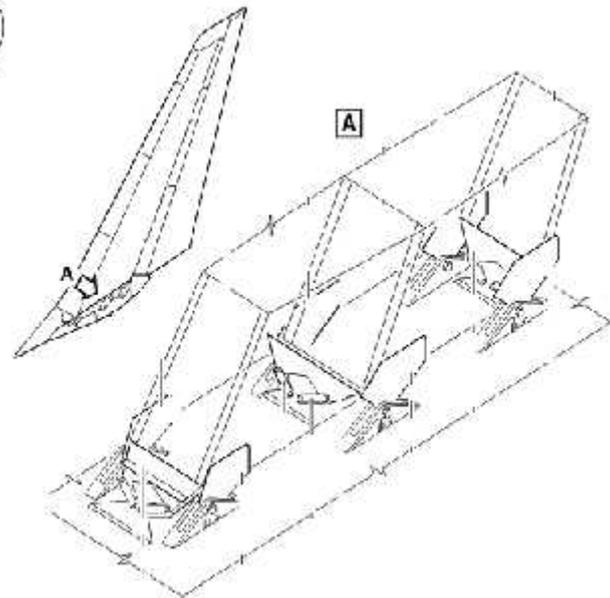


Figure (II.25) : Support de fixation de stabilisateur vertical

II.2. Assemblage des pièces :

La réalisation des ensembles constituant la cellule d'un avion est toujours progressive. Cela signifie que, partant de la pièce primaire ou pièce détachée ou pièce élémentaire (âme ou raidisseur, nervure ou cadre, par exemple), on réalise successivement :

- ✓ L'ensemble primaire : $e\chi$: âme de cadre, équipée de ses raidisseurs.
- ✓ L'ensemble partiel ou pièce composée : $e\chi$: cadre terminé.
- ✓ Le sous ensemble : $e\chi$: tronçon de fuselage (cadre et revêtement).
- ✓ L'ensemble principal : $e\chi$: fuselage complet.

En construction aéronautique, les moyens courants d'assemblage pour la réalisation des divers ensembles sont :

- ✓ Le rivetage.
- ✓ Le boulonnage et le vissage.
- ✓ Le soudage.
- ✓ Le collage.

II.2.1. Rivetage :

Les assemblages par rivetage sont encore actuellement ceux qui sont le plus souvent réalisés dans les structure d'avion. Comme pour seul appareil, le nombre de rivets atteint ou dépasse plusieurs centaines de mille (800.000 pour *CARAVELLE*), on conçoit que le rivetage est une opération primordiale en fabrication aéronautique.

- ✓ La sécurité.
- ✓ Exécution relativement facile ne nécessitant pas l'équipement coûteux.
- ✓ Un contrôle simple.

Il présente par contre les inconvénients suivants :

- ✓ Surface extérieure moins nette, en raison des déformations qu'il entraîne.
- ✓ Diminution des sections de tôles par perçage.
- ✓ Difficultés relatives d'étanchéité.
- ✓ Prix de revient élevé.

II.2.1.1. Définition :

Le rivetage est l'opération qui consiste à assembler deux ou plusieurs tôles par des rivets. Un rivet est une sorte de clou en métal tendre que l'on engage dans des trous préalablement exécutés sur les pièces à assembler. Ce clou porte à l'extrémité opposée à la tête une partie cylindrique débordante dont l'épanouissement exécuté à froid ou à chaud serre énergiquement les parties à assembler.

II.2.1.2. Types de rivetage :

Il en existe trois types de rivetage:

- ✓ Le type apparent : les têtes de rivets restent en relief de chaque côté du joint.
- ✓ Le type fraisé : une des têtes ou bien les deux sont noyées dans un logement réalisé préalablement dans l'une ou dans les deux tôles extérieures du joint.
- ✓ Le type embrevé : la tête d'origine du rivet est noyée dans un embouti (embrèvement) réalisé soit sur la tôle extérieure seule, la tôle intérieure étant fraisée, soit sur les deux tôles constituant le joint.

Ce mode de rivetage n'est utilisé que dans le cas où au moins une des tôles est mince.

II.2.1.3. Rivets à haute résistance :

L'assemblage par rivetage des éléments devant supporter des efforts importants ne peut être effectué avec des rivets en alliage léger. La construction aéronautique a dû utiliser des rivets de conceptions particulières et réalisés en aciers spéciaux ayant une grande résistance.

A. La fixation HI SHEAR:

La fixation est composée de deux parties :

- ✓ Le rivet – en acier de haute résistance ou en acier inoxydable.
- ✓ La bague (coller) – en alliage léger ou en acier inoxydable.

L'outillage spécifique de pose comprend une bouterolle spéciale. La tige du rivet est maintenue par sertissage de la bague (Voir figure II-26).

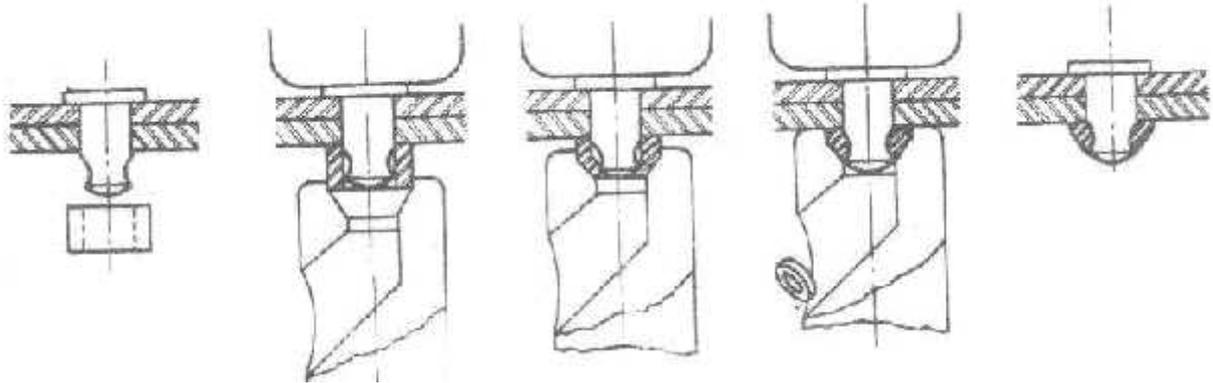


Figure (II.26) : Schéma de l'opération de pose (Fixation HI SHEAR)

B. La fixation LOCKBOLT :

La fixation comprend également deux parties :

- ✓ Le rivet, en acier, ou en alliage de titane. La tige est pourvue de gorges ; la tête peut être plate ou fraisée à 100°.
- ✓ La bague de sertissage, en A-U4G1 pour tige en acier.
- ✓ La forme et la longueur des bagues sont différentes suivant qu'elles sont destinées au cisaillement ou à la tension (Voir figure II-27).

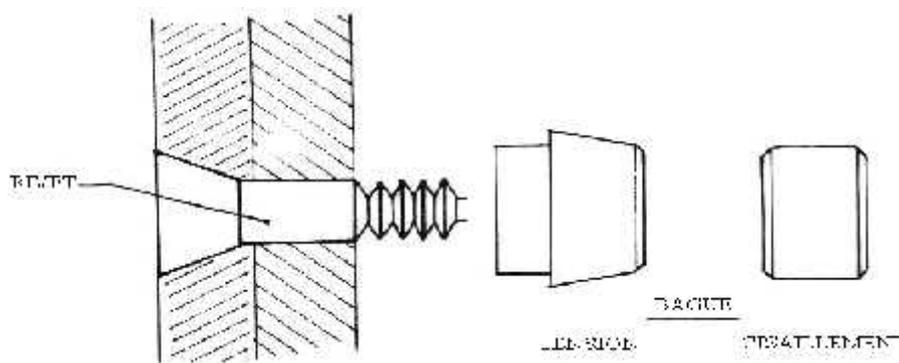


Figure (II.27) : Schéma de l'opération de pose (fixation LOCKBOLT)

C. La fixation TAPER-LOK :

La tige est conique en acier de haute résistance ; elle est emmanchée à force dans l'alésage conique réalisé avec précision dans les éléments à assembler. L'écrou (washernut) est vissé sur la tige (Voir figure II-28).

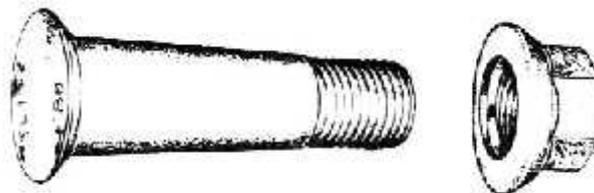


Figure (II.28) : Schéma de l'opération de pose (fixation TAPER-LOK)

II.2.1.4. Rivet aveugles :

Ils sont utilisés à l'assemblage des éléments des structures dont une seule côte est accessible. Le vissage d'une tige insérée dans le corps du rivet permet l'épanouissement d'une corolle derrière la cloison inaccessible. Parmi les rivets aveugles en alliage léger, nous citons :

A. Le rivet *CHOBERT* :

Le plus ancien de cette catégorie. C'est un rivet tubulaire qui se fixe par expansion provoquée par le passage d'une broche en acier dur présentant un renflement conique qui refoule le métal comprimé de l'intérieur vers l'extérieur serrant ainsi les tôles en formant une collerette assurant le rivetage (Voir figure II.29).

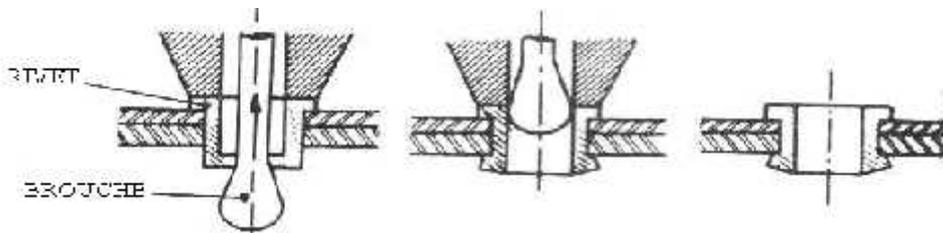


Figure (II.29) : Schéma de l'opération de pose (Rivet *CHOBERT*)

B. Le rivet *CHEERRY* :

La fixation est effectuée par épanouissement et écrasement du bourrelet et par rupture consécutive de la broche (Voir figure II-30). Parmi les rivets aveugles à haute résistance, nous citons :

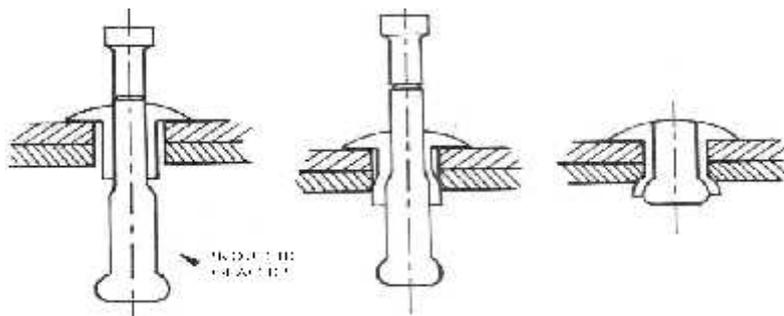


Figure (II.30) : Schéma de l'opération de pose (Rivet *CHEERRY*)

C. Le rivet *JO-BOLT* :

C'est un rivet aveugle à noyau ; il travaille au cisaillement et en tension. Il se compose de trois parties.

II.2.1.5. Choix des éléments de rivetage:**A. Diamètre des rivets :**

1,5 à 2,5 fois l'épaisseur de l'une des tôles, si celles-ci ont la même épaisseur. Au cas, où les tôles sont d'épaisseur différente, le diamètre des rivets doit être au moins égal à l'épaisseur de la tôle la plus épaisse sans être trois fois supérieur de la tôle sur laquelle on forme la tête. On a donc intérêt à former la tête de la côte de la tôle la plus épaisse. $D = 45 e / 15 + e$ (d et e sont exprimés en mm). Les diamètres des rivets sont normalisés :

B. Longueur de la tige :

Elle dépend de l'épaisseur des pièces à assembler et du mode façonnage de la rivure. Il convient de la déterminer expérimentalement pour chaque type de joint. Une longueur erronée peut entraîner une rivure défectueuse.

C. Nombre de rivets :

Le diamètre des rivets étant choisi, on détermine leur nombre N en écrivant qu'ils sont capables de supporter l'effort total F appliqué à l'assemblage. R_g représentant la fatigue de cisaillement admissible.

$$F = N \pi d^2 / 4. R_g \text{ soit } N = 4F / \pi d^2. R_g.$$

D. Espacement des rivets (pas) :

Il faut éviter le déchirement des intervalles entre les rivets. Le pas minimal est de $2,5\emptyset$ (pour les rivures d'étanchéité seulement). Dans le cas d'une rangée unique, le minimum acceptable est de $3 \emptyset$, il est en moyenne compris entre $3,5$ et $5 \emptyset$. Distance de la première rangée de rivets au bord de la tôle (pince). Elle est de l'ordre de $2 \emptyset$.

II.2.1.6. Vissage et boulonnage :

Les assemblages par vissage et boulonnage sont fréquents dans les structures d'avions modernes ; ils sont réalisés au moyen de vis et boulons de différents modèles normalisés. Les vis sont à tête hexagonale, ronde ou fraisée, celle-ci étant employée pour les assemblages nécessitant une surface exempte de toute protubérance. Les corps cylindrique doit être exécuté avec précision. Les vis tolérances étroites, dites calibrées, sont mises en place par ajustement serre, ce qui nécessite un alésage du trou après perçage. Elles sont en acier mi-dur, dur ou inoxydable.

Chaque boulon, vis, écrou, axe démontable doit comporter deux dispositifs indépendants de freinage si leur perte peut empêcher de poursuivre le vol où entraîne une diminution de la capacité des commandes de vol.

Les écrous sont libres ou plusieurs :

- ✓ Les écrous libres, généralement hexagonaux, sont utilisés lorsque l'accessibilité permet leur serrage à l'aide de clés normalisées. Les écrous hexagonaux sont de différents types :
 - Écrous crénelés, freine par des goupilles.
 - Écrous hauts et bas dont le freinage peut effectuer soit par l'interposition d'un frein en tôle, soit par une rondelle spéciale.
- ✓ La sécurité du freinage par contre-écrou est peu fréquente pour une raison de poids.
 - Écrous auto freineurs, généralement choisis car leur montage permet de réaliser un gain de temps, une rondelle en nylon est sertie à l'extrémité de l'écrou dans laquelle la vis vient faire son logement (dispositif valable pour des températures de 60° à 120°C).

Pour des températures supérieures mais n'excédant pas 300° C, on utilise un autre type d'écrou auto freineur en acier : la vis pénètre à force dans un écrou dont une extrémité est déformée ; elle subit de ce fait une pression assurant l'irréversibilité.

Les écrous prisonniers reçoivent par visage toutes les vis dont seules les têtes sont accessibles au moment de l'assemblage. Ils sont généralement du type auto freineur. Ils sont rivés directement sur l'ossature.

Pour le travail de série, on utilise des machines à visser qui sont équipées d'un dispositif de déclenchement automatique ; outre un gain de temps important, elles évitent toute détérioration des têtes de vis.

Pour les assemblages importants réalisés par boulons (attaches de voilure sur le fuselage, attaches l'empennage sur le fuselage, etc...) où un serrage précis de l'écrou est exigé, un couple de serrage est défini pour chacun de ces assemblages et le serrage est effectué par une clef dynamométrique qui est à la fois un instrument de travail et un moyen de contrôle.

II.2.2. Soudage :

Nous désignons par soudage le procédé, et par soudure le résultat. L'assemblage par soudage en fabrication aéronautique occupe une place importante. En ce qui concerne la construction des cellules, il est encore relativement limité. Ceci est dû :

- ✓ la faible soudabilité des alliages légers type *A-U4G*, bien que celle-ci soit bonne pour l'aluminium ainsi que pour les alliages *A-G3* et *A-G5*.
- ✓ la difficulté de contrôler les joints soudés. Les examens radiographique et par ultrasons n'arrivent pas toujours à déceler les défauts internes des soudures (criques, retassures, hétérogénéité de grain).

Ce moyen d'assemblage est cependant, appliqué avec soin, économique et sûr. La qualification professionnelle de la soudure en fabrication aéronautique, est sanctionnée par l'obtention d'un certificat de l'institut de soudure renouvelable annuellement après essais.

Les métaux et alliages ne sont pas tous également soudables, soit qu'ils présentent des différences en ce qui concerne l'exécution proprement dite des soudures, soit que les propriétés mécaniques du joint réalisées sont plus ou moins satisfaisantes.

Le degré de soudabilité d'un métal ne peut être déterminé que par des essais de laboratoire ou d'atelier. Nous rappelons que la soudabilité est l'aptitude, plus ou moins grande que présentent les différents métaux à donner un joint soudé dans lequel le métal n'est pas notablement altéré et conserve sensiblement ses propriétés.

II.2.3. Collage :

Le collage a été utilisé en fabrication aéronautique dès le début de l'aviation pour l'assemblage des éléments de cellule en bois. Pour les autres matériaux, notamment les métaux, le collage, dernier-né des procédés d'assemblage s'est imposé en raison de l'amélioration et du contrôle.

Les avantages du collage sont à la fois d'ordre technique et d'ordre économique :

- ✓ Permet de conserver les caractéristiques dues à l'écrouissage ou aux traitements thermiques.
- ✓ Gain de poids – on évite l'augmentation de section compensant les trous des rivets ; gain du poids des têtes des rivets ou boulons.
- ✓ Elimination des concentrations de contraintes au voisinage des trous (rivetage).
- ✓ Amélioration de la résistance à la fatigue, meilleure tenue aux vibrations.
- ✓ Evite les modifications de structure cristalline se produisant au soudage.
- ✓ Indifférence aux épaisseurs des éléments à assembler.
- ✓ Simplification des outillages – le collage ne nécessite pas de machines importantes et les outillages spécialisés sont généralement simples.
- ✓ Diminution du nombre de pièces détachées – cet avantage est notamment mis en valeur dans la structure en nid d'abeilles où raidisseurs et goussets sont remplacés par l'élément de remplissage. Le collage est en outre le seul moyen d'assemblage pour les structures composites comprenant des matériaux très différents par leurs propriétés physiques et mécaniques.
- ✓ Etat de surface - les surfaces des revêtements ne présentent pas des déformations locales comme celles dues au rivetage et au soudage.
- ✓ Réalisation de joints étanches.
- ✓ Assemblage de matériaux différents en évitant la formation de couples galvaniques, ce qui améliore la résistance à la corrosion.

II.3. Les types des matériaux utilisés dans l'aéronef :

II.3.1. Alliages légers :

On appelle alliages légers les alliages dont la densité est comprise entre 2 et 3. Le métal de base des alliages légers est l'aluminium. Les alliages légers sont l'élément de base de la construction aéronautique actuelle.

II.3.1.1. Aluminium :

Il fut découvert vers 1825 par DAVY et WOELHER et obtenu en quantité appréciable pour la première fois par SAINTE-CLAIRE DEVILLE. Métal précieux à ses origines, l'aluminium est aujourd'hui le chef de file des métaux non ferreux. La préparation électrique de l'aluminium, la seule employée à l'heure actuelle, est due à HEROULT. On obtient par ce procédé un métal assez pur.

L'aluminium est un des éléments les plus répandus à la surface du globe (composition de l'écorce terrestre : AL 8,13 %, fer 5,01%, cuivre 0,01%). Le kaolin, les argiles, les feldspaths, les micas, sont des silicates d'aluminium plus ou moins mêlés à des silicates de fer, magnésium, potassium, etc....

Pratiquement, l'extraction de l'aluminium est à peu près uniquement faite jusqu'à maintenant à partir de la BAUXITE. Ce nom vient de ce que la première exploitation de ce minerai eut lieu près du village des baux en 1824. La bauxite est une alumine hydratée qui renferme 50 à 70% d'alumine, 20% environ d'oxyde de fer Fe_2O_3 , 5% de silice et des constituants mineurs. De nombreux gisements de bauxite sont exploités dans le monde.

II.3.1.2. Alliages d'aluminium :

Les propriétés mécaniques de l'aluminium pur sont améliorées par l'addition d'éléments d'alliages sans que soient pour autant altérées ses caractéristiques les plus intéressantes.

L'aluminium présente l'avantage de s'allier facilement à la plupart des métaux usuels. Nous étudierons les divers alliages ayant trouvé de larges emplois industriels et notamment en construction aéronautique.

Les alliages de l'aluminium se partagent en deux grandes familles :

- ✓ Les alliages dits "*sans traitement thermique ou non trempant*" pour lesquels un traitement de trempe n'apporte pas d'augmentation sensible des caractéristiques mécaniques. Ce sont les alliages aluminium manganèse (AL-Mn), aluminium magnésium (AL-Mg), aluminium silicium (AL-Si).
- ✓ Les alliages "*à traitement thermique ou trempant*" pour lesquels les éléments additions permettent une amélioration des caractéristiques mécaniques lorsque l'on procède à un traitement thermique de trempe.

Ce sont essentiellement les alliages à base de cuivre ($AL-Cu$), à base de magnésium et de silicium ($AL-Mg-Si$), à base de zinc et de magnésium ($AL-Zn-Mg$) ou à base zinc, de magnésium et de cuivre ($AL-Zn-Mg-Cu$).

Par contre, tous les alliages sont susceptibles des traitements d'adoucissement communément appelés recuit.

II.3.1.3. Alliages sans traitement thermique ou non trempant :

A. Alliage aluminium magnésium :

Les alliages aluminium magnésium les plus employés contiennent 3%, 5% ou 7% de magnésium. Ce sont les alliages $A-G3$; $A-G5$; $A-G7$ connus sous les noms commerciaux de $DURALINOX$ ou $ALUMAG$.

On a ajouté de petites quantités de manganèse et de chrome qui améliorent les caractéristiques mécaniques, la soudabilité et la résistance à la corrosion.

B. Alliages aluminium silicium :

L'expérience montre que la coulabilité de ces alliages et donc leur facilité d'utilisation en fonderie augmente avec la teneur en silicium.

Les alliages les plus classiques auront une teneur en silicium voisine de 12%. L'alliage le plus simple de ce type est l'alpax $A-S 13$.

Dans certains cas où l'on recherche des propriétés particulières, on dépasse largement cette teneur en silicium, on améliore ainsi les caractéristiques de frottement notamment au contact des surfaces d'acier. Nous citons les alliages du type $A-S 22 U$ à 22% de silicium et de cuivre utilisés pour fabriquer les pistons de moteur.

II.3.1.4. Alliages à traitement thermique ou trempant :

A. Alliages aluminium cuivre :

Des alliages à 4% et 6% de cuivre sont utilisés comme alliages de fonderie et de forge. On ajoute en générale une petite quantité de magnésium : $A-U5GT$.

B. Alliages duralumin :

L'addition d'éléments d'alliages comme le magnésium, le silicium, le nickel permet d'améliorer les propriétés des alliages au cuivre dans les domaines de la forgeabilité des caractéristiques mécaniques à froid et à chaud, de la tenue à la fatigue, de la facilité de traitement thermique et de la résistance à la corrosion.

C. Alliages aluminium - zinc :

Les alliages binaire aluminium zinc sont peu intéressants, seuls les alliages riches en aluminium et contenant au maximum 10% de zinc et 2% de magnésium sont à considérer. Les compositions les plus courantes en France et à l'étranger contiennent de 5 à 8% de zinc et 2,5 à 3% de magnésium auxquelles s'ajoutent en petite quantité certains éléments d'alliage comme le cuivre et le chrome.

II.3.2. Alliages ultra légers :

On appelle alliage ultra légers les alliages dont la densité est inférieure à 2. Le métal de base des alliages ultra légers est le magnésium.

➤ Magnésium :

Il fut découvert en 1808 par DAVY dans la magnésie et préparé à l'état pur par le chimiste français BUSSY en 1830. Une méthode électrolytique de production est mise au point en 1885 par deux savants allemands.

Aussi est-ce dans ce pays qu'apparurent les premiers alliages de magnésium sous le nom D'ELEKTRON METALL. Cette industrie s'est largement développée et à la fin de la dernière guerre la production mondiale était de 240.000 T.

➤ Elaboration :

Comme l'aluminium, le magnésium est extrêmement répandu dans la nature, sa teneur moyenne dans l'écorce terrestre atteint 3%, l'eau de mer en contient près de 1,4kg par m³ sous forme de chlorure et de sulfate. Les principaux minerais utilisés comme matières premières sont :

- ✓ La dolomie : carbonate double magnésium et de calcium dont il existe en France des gisements très importants.
- ✓ L'eau de mer : principale source de magnésium utilisée aux U.S.A.
- ✓ La carnallite : chlorure double de magnésium et de potassium exploitée en Allemagne ; c'est la source la plus ancienne utilisée industriellement.

II.3.2.1. Alliages de magnésium :

Le magnésium pur est très peu utilisé comme matériau de construction, par contre les alliages de magnésium sont très employés, particulièrement en fonderie, les teneurs d'éléments d'alliage utilisés sont telles qu'elles n'influencent pas sur l'extrême légèreté du magnésium, car les alliages de magnésium comportent au moins 90% de métal pur.

Bien que possédant des caractéristiques mécaniques inférieures à celles des alliages d'aluminium, leur faible densité permet à résistance égale des pièces, de réaliser un gain de

poids important. Leur utilisation est donc intéressante en aéronautique et pour la fabrication d'organes animés de grandes vitesses (réduction des effets inertiels).

II.3.2.2. Alliages magnésium manganèse :

Ce sont des alliages binaires à 2% environ de manganèse. Leur symbole est *G-M2*. Le rôle du manganèse est d'améliorer la résistance à la corrosion.

II.3.2.3. Alliages magnésium aluminium zinc :

Composition :

- ✓ La teneur en aluminium peut varier de 3 à 10%.
- ✓ La teneur en zinc de 0,5 à 3%.
- ✓ La teneur manganèse de l'ordre de 0,35 – 0,5%.

II.3.3. Autres métaux usuels :

II.3.3.1. Cuivre : (symbole chimique Cu)

A. Elaboration :

Les principaux minerais de cuivre sont : la *MALACHITE* qui est un oxyde de cuivre, que l'on trouve au Chili et dans l'Oural la *CHALCOSINE* ou *CHALCOPYRITE* qui est un sulfure de pyrite cuivreux répandu surtout au *CANADA*, aux *ETATS-UNIS*, en *U.R.S.S.* et en Allemagne ; on désigne ce minerai sous le nom de matte. Le cuivre est obtenu en traitant la malachite au four électrique par réduction avec du charbon ou en effectuant la transformation de la matte en cuivre dans un genre de convertisseur, le fer surnageant sous forme de scories et le soufre étant évacué, le métal est ensuite affiné par voie électrolytique.

B. Utilisation :

Après l'acier, le cuivre est l'un des métaux industriels le plus répandu mais étant donné le rapport de sa résistance à sa densité, il est peu utilisé en construction aéronautique. On réalise en cuivre les appareils où doit se produire un grand échange de calories : radiateurs d'huile échangeurs, quoique la nécessité de l'étamer pour le préserver de la corrosion réduise ses qualités thermiques. En raison de son faible coefficient de frottement, on l'utilise sous forme d'alliage dans les coussinets, bagues, etc... sa grande malléabilité le fait employer pour tubulures notamment de faible diamètre car il permet des plis de plus faible rayon que le duralumin. Pur ou faiblement allié (arsenic - argent - cadmium) il est très utilisé dans l'industrie électrique : fils, lames, contacts. Le cuivre est enfin utilisé pour protéger par recouvrement certains métaux oxydables : cuivrage.

C. Alliage à base de cuivre :

L'addition d'éléments au cuivre diminue la conductibilité thermique et électrique mais elle permet d'obtenir des caractéristiques mécaniques supérieures, des facilités de moulage pour fonderie et une résistance à la corrosion améliorée.

➤ **Bronze :**

La caractéristique principale des bronzes est d'avoir une dureté supérieure à celle de chacun des composants. Ce sont des alliages cuivre, étain, pouvant contenir d'autres éléments : zinc, phosphore, plomb. Le premier améliore les qualités de fonderie, le second la résistance à l'usure et le troisième l'usinabilité. La dureté augmente avec la teneur en étain. La le bronze ce trempe, ce qui l'adoucit et accroît sa malléabilité. Il est antimagnétique.

➤ **Bronze normal :**

Composition : Cui 85% - Etain : 8% - Zinc : 5% - Plomb : 2%.

Très peu utilisé en aéronautique.

➤ **Bronze au plomb pour coussinets de moteurs :**

Composition : Cui 74% - Plomb : 24% - Etain : 2%.

Il est toujours utilisé associé à une coquille en acier. Avec une coquille de 0,8mm d'épaisseur, on obtient une résistance de 3 DAN/mm².

➤ **Bronze zinc nickel :**

Composition : Cui 55% - Zinc : 40 à 45% - Nickel : 3 à 5%

➤ **Les laitons :**

Ce sont des alliages de cuivre et de zinc, souvent appelés improprement cuivres jaunes, pouvant contenir d'autres éléments notamment du plomb (facilite l'usinage), du nickel et de manganèse (améliorent les caractéristiques mécaniques et la résistance à la corrosion).

On les divise en trois catégories se différenciant par la teneur par zinc :

- ✓ Alliages de 65% de Cui et de 35% de Zn.
- ✓ Alliages de 54% de Cui et de 46% de Zn.
- ✓ Alliages allant de 54 – 46 % à l'alliage à Zn presque pur.

Les laitons de la première catégorie sont très malléables à froid, mais fragiles à chaud. Ceux de la deuxième catégorie sont moins malléables mais forgeables à chaud. Ceux de troisième catégorie sont très fragiles.

Les caractéristiques mécaniques des laitons sont très différentes suivant la température de recuit.

D. Utilisation :

Moins coûteux que les bronzes, les laitons ont les mêmes propriétés générales, à l'exclusion de celles de frottement. Ils possèdent de bonnes propriétés de fonderie, une grande aptitude à la déformation et s'usinent facilement.

II.3.3.2. Etain (symbole Sn) :**A. Elaboration :**

Le seul minerai exploité est la *CASSITERITE* qui est un oxyde renfermant de 4 à 78% d'étain, on le trouve en *MALAISIE* et en *AUSTRALIE*, en Bolivie, en Angleterre et en France.

On élimine les principales impuretés qui sont le *QUARTZ* et le *FER* et le *L'ÉTAİN* est ensuite obtenue par fusion réductrice ; on peut également obtenir l'étain par électrolyse du minerai préalablement traité par la soude.

B. Utilisation :

L'étain s'allie très bien en toute proportion au cuivre, au plomb, au zinc. Il est utilisé pour les soudures (étain + plomb), pour les fusibles (étain + plomb + bismuth), est entre dans la composition du métal antifriction (étain + antimoine + cuivre)

II.3.3.3. Nickel (symbole Ni) :**A. Elaboration :**

Les minerais de nickel sont la garniérite et la nouméite ; ce sont des silicates de nickel et de magnésium que l'on trouve en Nouvelle Calédonie, en Suède (8% de *Ni*) et les pépites nickélifères exploitées au Canada (3% de *Ni*). Le nickel ne se trouve à l'état natif que dans les aérolithes.

Les traitements pour obtenir le métal sont différents suivant l'origine de ces minerais et assez complexes. Ils consistent à les transformer en oxydes, à opérer ensuite la réduction en présence de charbon de bois et à affiner par voie d'électrolyse.

Ni Utilisation :

Le nickel est peu employé pur sauf les traitements électrolytiques (nickelage) ou il recouvre les principaux métaux d'une couche inoxydable. Sa température de fusion élevée permet de l'utiliser dans la réalisation des résistances électriques.

Ses alliages sont nombreux et variés : les ferronickels (*Ni* : 10 à 25% - *Fe* : 90 à 75%) ; les aciers inoxydables – les alliages non ferreux : bronze – maillechort- métal –invar – alliage constantan (*Ni* = 50%).

II.3.3.4. Tungstène (symbole W) :

Le tungstène se trouve à l'état de tungstate du fer ou de manganèse. C'est un métal très lourd (densité : 19,2). Il fond à 3660° environ. Il est très ductile et peut être étiré en fils extrêmement mince.

Tungstène communique à l'acier une grande qualité, celle de prendre énergiquement la trempe ; d'où son utilisation comme métal d'addition dans le nombreux acier alliés et notamment dans ce utilise par la fabrication des outils de coupe (aciers à coupe rapide), ou il donne une dureté et une résistance stable jusqu'à la température du rouge.

II.3.3.5. Molybdène (symbole Mo) :

Le molybdène est largement disséminé dans la nature sous de très faibles teneurs (granits en renfermant 12 à 75g par tonne – météorites). Le principal minerai est la molybdénite, sulfure naturel). Le molybdène est un métal blanc de densité 10,2. Son point de fusion est 2.570°C ; il est très réfractaire. Il a des utilisations nombreuses : lampe à incandescences et fluorescence anodes, cathodes et grilles de tubes électronique électrodes des tubes de rayon X . En raison de son point de fusion très élevé, il équipe en résistances des fours électriques pouvant fonctionner jusqu'à 2.200°.

Mais c'est surtout sous forme d'alliage et spécialement d'aciers spéciaux que molybdène a trouvé ses débouchés les plus importants par suite de ses propriétés de les durcir, d'élever leur résistance mécanique et de faciliter leur trempe. Nous le trouvons notamment dans la composition des aciers inoxydables, des aciers réfractaires, des aciers de construction (pièces mécaniques), des aciers à outils.

II.3.3.6. Chrome (symbole Cr) :

Il se trouve à l'état naturel sous forme de fer chromé ou chromite, exploité comme minerai de chrome, on le trouve dans les divers pays : Rhodésie, U.R.S.S., Turquie, Afrique du sud, Grèce, Cuba, c'est un métal gris clair, dur et cassant. Sa densité est 7,1. Il fond à 1,620°C.

Le chrome est utilisé pour la protection des métaux oxydables, chromage et pour accroître la dureté superficielle de certaines pièces : chromage dur, chromisation. Il entre comme métal dans la composition de nombreux aciers alliés auxquels il confère ses qualités de dureté et d'inoxidabilité.

II.3.3.7. Titane (symbole Ti) :

Le titane est extrêmement répandu dans l'écorce terrestre, mais pratiquement deux minerais sont actuellement exploités :

- ✓ Le *RILITE* : est un oxyde de titane de fer TiO_2 avec quelques impuretés en faible teneur ; gisements abondants aux U.S.A., en Australie, à Madagascar.

- ✓ *L'ILMÉNITE* : est du titane de fer TiO_2, FeO ; plus abondant que le rutile, mais son traitement est rendu délicat par la présence du fer.
- ✓ Le *SPHÈNE* : est un titane silico-calcaire.

Le principal obstacle à l'isolement du titane est sa grande affinité pour les gaz qui le rendent fragile. On est donc amené à la préparer sous vide ou sous atmosphère inerte.

II.3.4. Caoutchouc :

Le caoutchouc est un élastomère (matière présentant une haute élasticité et la possibilité d'une grande déformation) élaboré dans son état premier par des plantes de natures botaniques diverses. Il est constitué principalement par un hydrocarbure non saturé.

II.3.4.1. Caoutchouc naturel :

Il ne représente plus que 30% de la production totale, 3,5 millions de tonnes en 1976. Il est produit par l'Indonésie et la Malaisie (70% à elles deux de la production naturelle) puis par la Thaïlande, Ceylan, Brésil, Libéria.

Le caoutchouc est obtenu dans la plantation d'extrême orient, à partir du latex, que l'on fait écouler par excision de l'écorce d'hévéa. Le latex est filtré sur tamis, additionné d'un anti-ferment, puis mélangé à un coagulant (acide formique ou acide asitique) dans des bacs, d'où il sort sous forme de plaques ou de rubans. Les plaques de coagulat sont lavées, pressées et gaufrées par machines à presser, puis séchées, fumées, triées et comprimées.

Ce sont les feuilles fumées. Les rubans de coagulat sont déchiquetés, ce qui permet un lavage plus parfait que celui des feuilles. Le caoutchouc présente un ensemble de propriétés bien équilibrées pour application mécanique. Résistance à la traction : 210 à 310 DAN/cm^2 . Dureté shore : 20. Allongement à rupture % : 600 à 800.

Le caoutchouc n'est utilisé qu'à l'état brut pour la confection des semelles et pour la préparation de colles par dissolution des feuilles dans un solvant approprié (benzène, essence minérale, trichloréthylène). Dans presque tous les cas, il doit être additionné d'éléments permettant de préparer des mélanges vulcanisables.

II.3.4.2. Caoutchouc synthétique :

La seconde guerre mondiale vit l'apparition du caoutchouc synthétique. Les principaux pays producteurs sont les États-Unis, l'U.R.S.S. et loin derrière, le Canada, la France, l'Allemagne, la Grande Bretagne. En 1976, sa production a été de 7,85 millions de tonnes. Le caoutchouc naturel est très concurrencé par le synthétique, élastomère de synthèse, pour des raisons techniques, économiques et stratégiques.

Les applications du caoutchouc sont très nombreuses. Consommation mondiale : 6 millions de tonnes environ.

La fabrication des pneumatiques absorbe environ 75% de la production. Les autres applications sont, par ordre d'importance décroissante : Le caoutchouc industriel : amortisseur, joints, isolement des câbles.

II.3.5. Matériaux composites :

Leur développement constitue un des aspects de l'évolution en construction aéronautique. Les progrès de l'aviation et de l'astronautique sont liés à l'amélioration du rapport résistance/poids des matériaux, tandis que les exigences des vols supersoniques et de la propulsion posent parallèlement le problème de la tenue en température des structures élaborées.

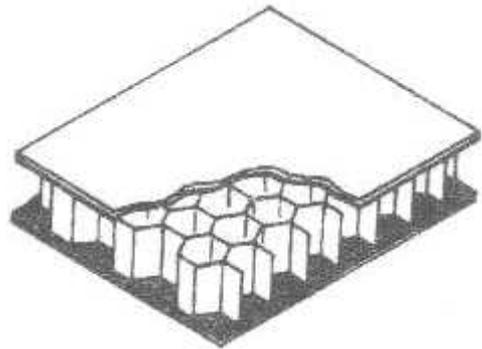
II.3.5.1. Définition :

Un matériau composite est constitué par l'assemblage d'éléments très différents par leurs propriétés physiques et leurs caractéristiques mécaniques ; un matériau composite est essentiellement hétérogène.

II.3.5.2. Principaux matériaux composites :

A. Les sandwichs :

Le but est d'obtenir un matériau de faible densité et ayant une grande inertie. C'est ainsi que pour augmenter la résistance d'une gouverne par exemple, au lieu de soutenir les tôles du revêtement par des raidisseurs de plus en plus serres, on remplace ceux-ci par un soutien constitué par un matériau léger.



Les premières réalisations en sandwich ont consisté à fabriquer des revêtements constitués de deux tôles collées sur le matériau de remplissage.

Elles ont utilisé le bois de balsa comme élément de remplissage, le sens des fibres étant perpendiculaire à la surface de la tôle (densité du balsa : $0,12$ – charge rupture au cisaillement : 130 DAN/cm^2). Les tôles de revêtement d'extrados et d'intrados étaient collées sur le balsa (colle *REDUXE*).

L'inconvénient est que, s'agissant d'un élément naturel, ce bois présente des caractéristiques très variables et en outre, il est sensible aux agents chimiques. Actuellement, les éléments de remplissage sont constitués par des nids d'abeilles ainsi appelés par analogie avec la structure alvéolaire hexagonale des gâteaux de cire des abeilles.

La fabrication moderne des sandwichs fait appel :

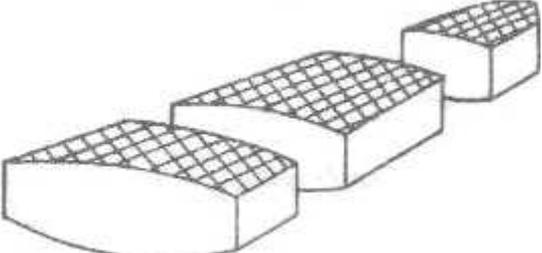
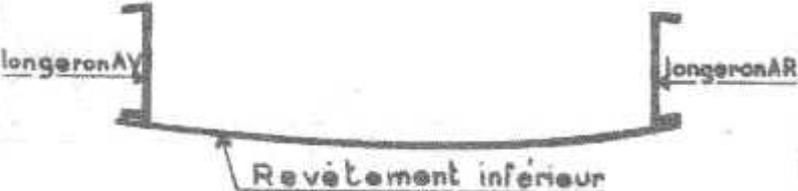
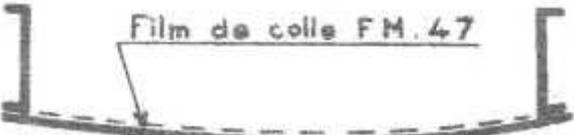
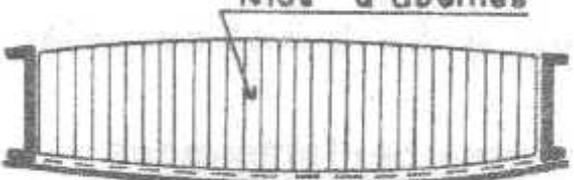
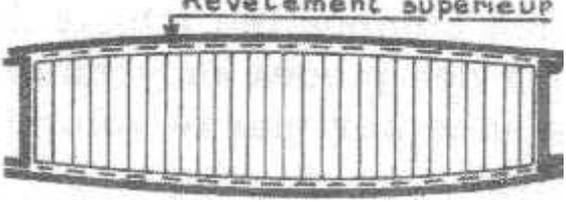
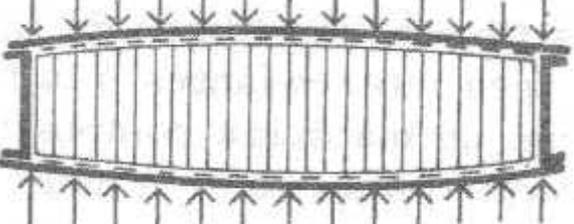
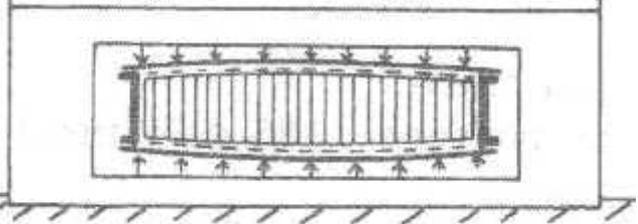
- ✓ *A des matériaux de remplissage ou des revêtements non métalliques tels que* : Nids d'abeilles en carton imprègne de résine phénolique ou en tissu de verre imprègne de résine polyester – revêtements en stratifié verre résine. L'utilisation est limitée à des cloisons, des carénages, des radomes et autres structures secondaires.
- ✓ *A des matériaux de remplissage métalliques aluminium et alliages légers* : A5 - A-G3 (5052) - A-G5 (5056) - A-U1 (2024). Les nids d'abeilles sont réalisés à partir de bandes de clinquant (tôle très mince 15 à 40 microns d'épaisseur). Deux méthodes sont utilisées : par ondulation – par expansion.

Dans la méthode par ondulation, on colle des tôles préalablement ondulées ; revêtues d'adhésif, celles-ci sont mises en contact après un léger chauffage. Le nid d'abeille est suffisamment rigide pour être manipulé. On passe ensuite le "pain" à l'étuve pour polymérisation.

Dans la méthode par expansion, on utilise un certain nombre de feuilles de clinquant correctement empilées. Une presse chauffante soumet le bloc à un cycle de chauffage et de pression destiné à la polymérisation de l'adhésif. On obtient ainsi des empilages de faible hauteur (de 28 à 35 mm pour 800 tôles environ). C'est la forme non expansée du matériau. Par simple étirage, on réalise une configuration en forme de cellules hexagonales.

Les formes désirées pour l'utilisation des nids d'abeilles sont obtenues par sciage (scie à ruban) et par fraisage. Pour éviter toute déformation des alvéoles au cours du travail, on colle le nid d'abeilles sur une plaque avec un produit dont le point de fusion est de l'ordre de 75° et on remplit les alvéoles avec ce même ingrédient. Une fusion suivie d'un rinçage à l'eau chaude libère le pain de nid d'abeille formé.

L'assemblage pour constituer la structure composite comprend diverses opérations tableaux ci-après.

| CROQUIS | OBSERVATIONS |
|---|--|
|  | <p>sciage et préparation des éléments de nids d'abeilles</p> |
|  | <p>mise en place du revêtement inférieur et des longerons</p> |
|  | <p>mise en place du film de colle F.M. 47</p> |
|  | <p>mise en place des éléments de nids d'abeilles</p> |
|  | <p>mise en place du 2^{eme} film de colle revêtement supérieur</p> |
|  | <p>mise en pression</p> |
|  | <p>étuvage polymérisation 170°C pendant 1h1/2 140°C ou pendant 10h</p> |

B. Aciers spéciaux :

Les matériaux sandwichs sont réalisés par des feuilles ondulées qui sont soudées sur les tôles de revêtement. Ils sont particulièrement destinés aux applications exigeant une bonne tenue en température, leur domaine d'utilisation pouvant s'étendre, selon les alliages utilisés de 150 à 1400° C.

Les nids d'abeilles acier sont réalisés à partir des aciers 17-7 PH et acier inoxydable Z 12 CN 18-8 (§ 3.4.3.). Le nid d'abeilles est en générale à cellules carrées obtenues à partir de rubans de 0,03 à 0,05 mm d'épaisseur ; la cote de la carre est de 4 à 7 mm. Le nid d'abeilles peut être brase ou soude sur le revêtement.

Dans le soudage réalisé par le procédé *SCIACKY*, chaque bande est soudée sur place à la précédente et au revêtement, feuille après feuille ; le nid d'abeilles est fabriqué directement au moment de la constitution du panneau.

La bande élémentaire est munie sur la tranche de petits bords tombés permettant le soudage par points, ou continu sur la tôle de revêtement.

On réalise des panneaux sandwichs en Ω , en \mathcal{V} , en \mathcal{X} ; ces panneaux ainsi que les nids d'abeilles en acier oxydables sont utilisés sur les avions supersoniques volant à Mach 2 et au-delà.

Les panneaux sandwichs permettent une utilisation maximale des performances des matériaux ; en outre, les cavités de la structure alvéolaire participent à l'amortissement du bruit (Voir figure II.31).

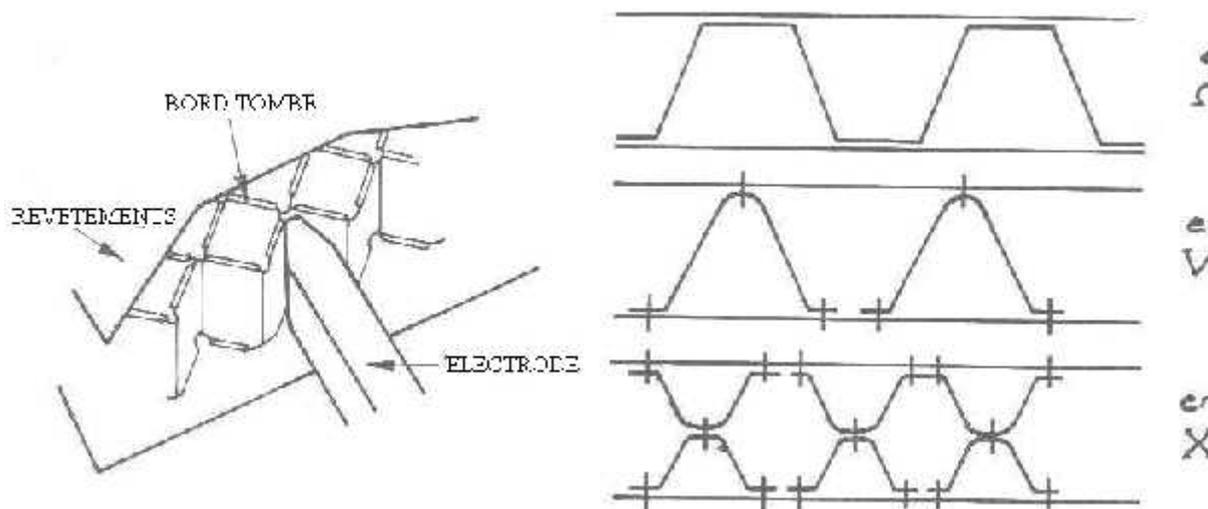
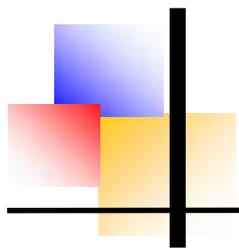


Figure (II.31): Sandwich (nid d'abeille)

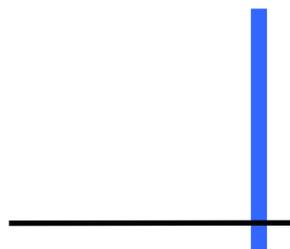
C. Matériaux composites à hautes performances :

On désigne ainsi des matériaux hybrides constitués de fibres à hautes performances, alignées, soit par un alliage métallique qui mères soit par un résine organique, soit par un alliage métallique qui donnent la cohésion à l'ensemble. La matière agglomérante porte le nom de matrice.



CHAPITRE - II

ETUDE TECHNOLOGIQUE DE LA STRUCTURE



III-1. Maintenance aéronautique :

III-1.1. Généralités:

La maintenance d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certaines de ses éléments en état d'être exploités normalement :

- ✓ Vérifications.
- ✓ Réparations.
- ✓ Modifications.
- ✓ Révisions.
- ✓ Inspections.

III.1.1.1. Objectif de la maintenance aéronautique :

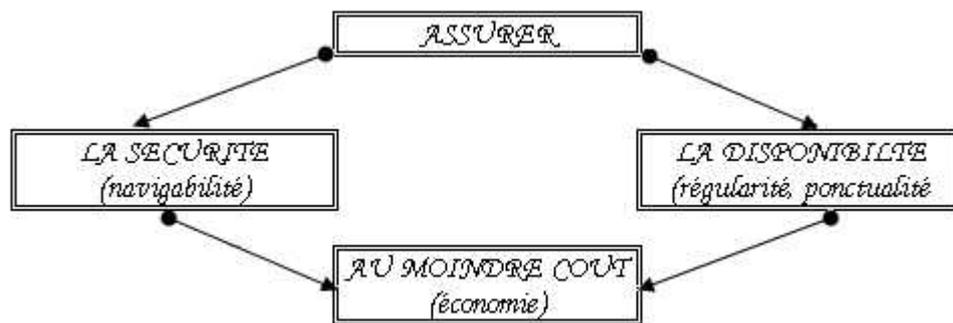


Figure (III.1) : Objectif de la maintenance aéronautique

- ✓ Empêcher la défaillance (maintenance préventive).
- ✓ Réparer la défaillance (maintenance curative).

III.1.1.2. Modes de la maintenance aéronautique :

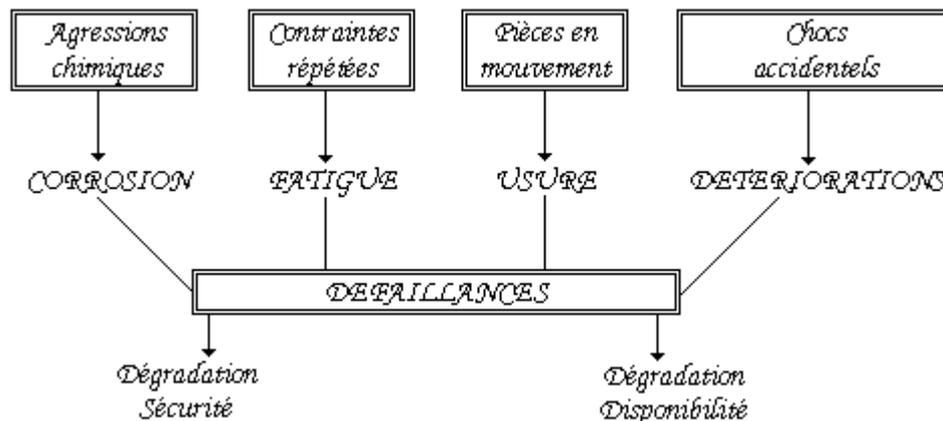


Figure (III.2) : Modes de la maintenance aéronautique

Un avion est un ensemble très complexe qui, de ce fait, nécessite une certaine maintenance. Il est en effet essentiel de minimiser les risques de pannes, à la fois pour trois raisons :

A. La sécurité :

C'est une exigence réglementaire, et commerciale. L'aéronef doit, au cours du temps, conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de sa certification (performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et des propulseurs, sécurité et disponibilité des systèmes et équipement...).

B. La disponibilité :

Un aéronef représente un investissement coût x . Une compagnie aérienne recherche donc des taux d'utilisation élevés. Pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte directe pour la compagnie, mais nuisent aussi à son image auprès du passager. Eviter, dans une certaine mesure, cet inconvénient par un volant important d'aéronefs de réserve ou par des affrètements auprès d'autres transporteurs n'est pas satisfaisant économiquement. La notion de régularité d'un service public intervient aussi.

C. L'économie :

Nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs est dictée, entre autres, par des impératifs économiques. Mais entretenir des aéronefs nécessite une organisation, des moyens matériels et humains qui coûtent cher. Le troisième objectif est de minimiser le coût d'entretien. Ainsi il faut trouver le meilleur compromis économique possible entre les deux premiers objectifs et le troisième.

III.1.1.3. Politique de la maintenance aéronautique :

La politique de la maintenance et sa stratégie consiste à définir les objectifs technico-économiques relatifs à la prise en charge du matériel d'une entreprise par le service de maintenance (Voir figure III.3).

On a deux politiques distinctes :

- ✓ La maintenance préventive.
- ✓ La maintenance curative.

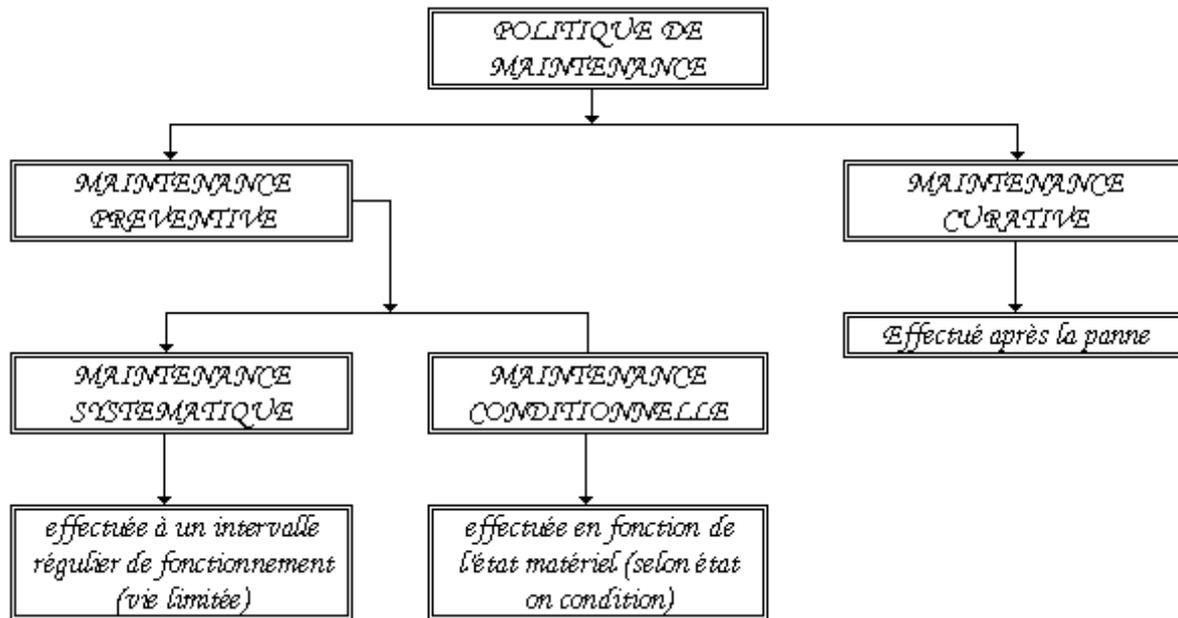


Figure (III.3) : Politique de la maintenance aéronautique

III.1.1.4. Evolution des modes de la maintenance aéronautique :

A. Temps limite :

Les avions « primitifs » avaient une aérodynamique et des systèmes de propulsion médiocres. Dans ces conditions, toute redondance de système, entraînant une charge supplémentaire à soulever, était à exclure. Une défaillance, quelle qu'elle fût, pouvait avoir des conséquences graves. Il s'agissait donc de maintenir constamment en bon état tous les éléments de l'aéronef : pour cela, l'idée la plus immédiate consiste à réviser l'élément (ou à le remplacer par un élément neuf ou révisé) avant l'instant présumé de sa défaillance, en adoptant une certaine marge de sécurité. En de la loi d'usure (plus ou moins bien connue) de l'élément, on définit (un temps limite, appelé aussi potentiel) qui peut être soit une limite de vie, soit un intervalle maximal entre révision. Il est exprimé, suivant le cas, en heures de vol, en cycles de fonctionnement ou temps calendaire. Le concept de temps limite, qui a longtemps été le seul utilisé, s'applique encore à certaines parties de l'aéronef, nous verrons plus loin auxquelles.

B. Maintenance selon état :

La méthode des temps limites présentait l'inconvénient majeur de rejeter ou de soumettre à révision des éléments qui auraient pu rester utilisables un certain temps. Une meilleure connaissance des paramètres significatifs de l'usure (*ex.* : nombre et longueur de criques pour la structure, températures d'un moteur, etc.) et de leurs lois d'évolution, associées à la progression des possibilités de détection ou de mesure de ces paramètres de (bancs d'essais, moyens non destructifs, courants de Foucault..., meilleur accessibilité des éléments, etc.), a permis d'en venir à un mode d'entretien plus évolué, dit « selon vérification de l'état » (ou selon état) : à intervalles fixes, l'élément fait l'objet d'une vérification des paramètres significatifs de son état (cette vérification ne nécessite pas forcément le démontage de l'élément).

Si la vérification conclut au bon état de l'élément, c'est-à-dire si les paramètres significatifs restent à l'intérieur d'un domaine prédéterminé, l'utilisation de l'élément peut se poursuivre jusqu'à la prochaine inspection programmée. Dans le cas contraire, l'élément est remis en bon état ou réformé. Par rapport à la méthode des temps limites, on économise donc des actions correctives inutiles. Comme les temps limitent, les périodicités de vérification sont exprimées en heures, en cycles ou en temps calendaire.

III-1.2. 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 que le simple maintien de l'aptitude au vol: les moyens de radiocommunications et de radionavigations et les équipements spéciaux exigés en transport 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 différentes 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-1.3. Contenu du manuel:

Le manuel comprend les sections suivantes :

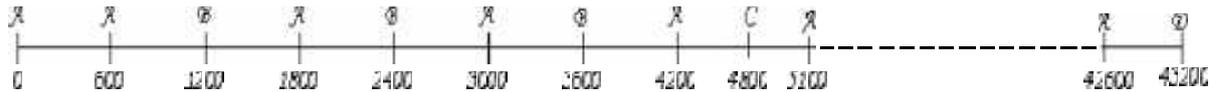
- ✓ Instructions générales.
- ✓ Périodicités des visites.
- ✓ Mode de maintenance, limites de l'utilisation et de stockage des composants ou ensembles.
- ✓ Inspections spéciales.
- ✓ Vols de contrôle.
- ✓ Tableau des opérations de maintenance.

Le manuel indique ce qu'il doit être fait et n'indique pas comment on doit le faire. Les procédures d'exécution sont généralement définies dans les manuels établis par le constructeur du matériel (manuel de maintenance, manuel de révision générale...)

III-1.4. Maintenance programmée :**III.1.4.1. Les visites:**

La maintenance des aéronefs doit être organisée 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 le suivant:

**A. Visite pré vol (où "transit") :**

Qui peut éventuellement être faite par l'équipage: vérification des pleins d'huile, de l'état et du gonflage des pneumatiques, 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 visite (A) des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. Durée : 2 - 3 jours.

E. Visite C:

Toutes les 4800 heures environ (1 an), des inspections supplémentaires entraînent des démontages pour vérifier des parties d'accès difficile. Durée : environ 1 semaine.

F. Visite D : (où grandes visite (GV))

Tous les 5 à 9 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. Durée : environ 1 mois.

Remarque : 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...). La terminologie peut également différer.

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

III.1.4.2. Documentation de la maintenance préventive :

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

- ✓ Maintenance Planning Document (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).

Dans cette partie on va définir quelques documents et ces fonctions.

A. Maintenance Planning Document : (MPD)

Le document de planification de la maintenance définit les tâches à accomplir pour chaque visite programmée, on utilise le (MPD) pour faire les cartes de travail que va utiliser le personnel de la maintenance pour effectuer les tâches demandées.

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 placées symétriquement à l'un ou l'autre côté de la ligne centrale d'avion, la tâche est assignée un nombre simple de 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. Aircraft Maintenance Manuel : (*AMM*)

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

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

- ✓ Installation / désinstallation des différents composants.
- ✓ Position des composants.
- ✓ Réglage des systèmes 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.

C. 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 number).
- ✓ 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

D. 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 ect ... 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 à 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.1.4.3. Les inspections programmées :

Les éléments des différentes parties du circuit hydraulique ont des fonctions variées, ils sont soumis à des conditions très dures.

La sécurité ne peut être garantie, pour cela le service de planification effectué la prévention des pannes avec comme objectifs supplémentaires, la détection des points faibles et l'obtention d'un parfait fonctionnement en effectuant des visites périodiques et inspection intervenant a des potentiel déterminés a l'avance par le constructeur et réalisés suivant un planning confectionnée sur la base des leurs et cycles de fonctionnement des éléments de circuits hydraulique dans une période déterminé le service de planification a également pour rôle d'étudier la disponibilité de l'avion et les travaux a effectuer , ainsi la diminution des frais d'exploitation de la flotte ce qui permet une meilleure exploitation.

C'est à dire d'arriver à mettre a la disposition de la flotte pour éviter au maximum les retards des avions et leur immobilisations.

III-1.5. Maintenance non programme :**III.1.5.1. Navigabilité individuelle :**

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié (*COMPTE RENDU MATERIEL - CRM*) dont l'analyse, faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, reporté jusqu'au retour à la base principale d'entretien, reporté à la prochaine visite programmée) .le compte rendu matériel, instrument du dialogue entre les navigants et le service d'entretien, est 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 (vol en turbulence forte, atterrissage dur, foudroiement...)

III.1.5.2. 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 modifications, 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 : service bulletins - *SB*) répertoriés par chapitre *ATA*. Certaines de ces recommandations, en réparations ou changements de pièces douteuses, à effectuer dans des délais variables, parfois immédiatement. Si la consigne n'est pas appliquée dans le délai requis, l'aéronef est interdit de vol. Un bulletin servisse peut recommander une tache à effectuer une seule fois, ou à intervalles réguliers. Dans ce cas, elle est incorporée au programme de maintenance.

III.1.5.3. Documentation de la maintenance curative :**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, report 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 turbulente 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 ATA 100.
- ✓ Détails des travaux effectués avec relevés éventuels (P/N, S/N monté, S/N déposé, etc.).
- ✓ Signatures (technicien exécutant, chef d'équipe, contrôleurs).

III.1.5.4. Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarqué :

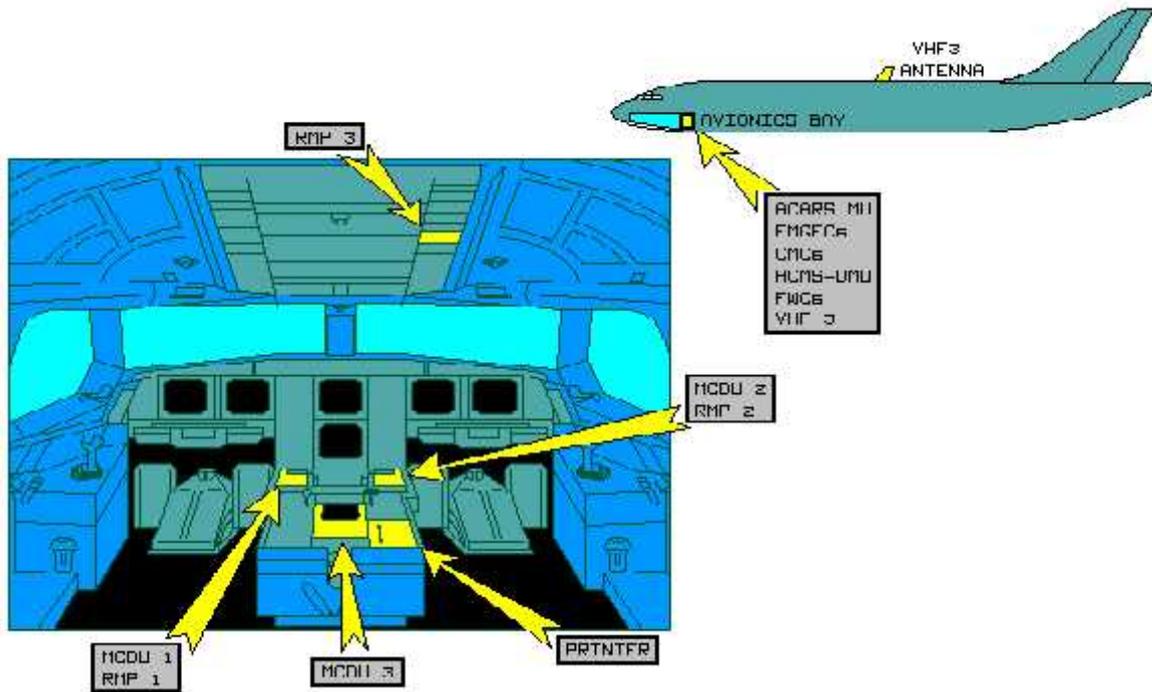
L'avion A330 possède une technologie informatisée pour une recherche de panne rapide et précise, il comporte les systèmes suivants :

A. Multipurpose Control Display Unit : MCDU (Voir figure : III.4)

Le (MCDU) [Unité de visualisation universelle de commande]. Il fournit les moyens pour le pilote à manuellement insèrent des paramètres de commande de système et choisissent le mode de fonctionnement. Quand une clef de mode est serrée, la page active de données pour le mode choisi est l'addition montrée le (MCDU) fournit des possibilités d'afficheur de (FMGEC) comme le vérification des données saisies dans la mémoire. Le (MCDU) est également l'interface opérationnelle aux l'unité de gestion de non vol (ACARS, ADIRS, DMU MAINT, ATSU, CMC).

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

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



Note: (MCDU 3) est employé comme support en vol.

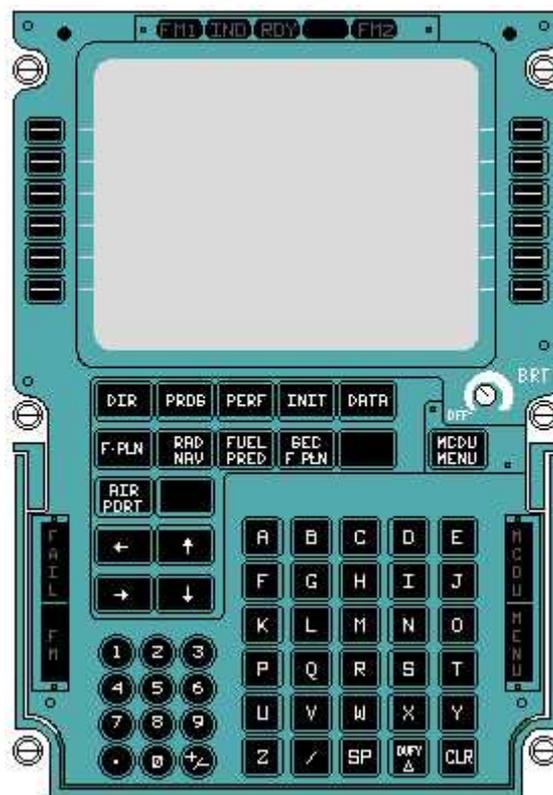


Figure (III.4): Multipurpose Control Display Unit (MCDU)

1- Onboard Maintenance System: OMS (Voir figure : III.5)

Le (OMS) [à bord du système de maintenance] comporte les systèmes ci-dessous:

- ✓ Le système central de maintenance [central maintenance system (CMS)].
- ✓ En haut et en bas le système de chargement de données.
- ✓ Le système impression de rapport.

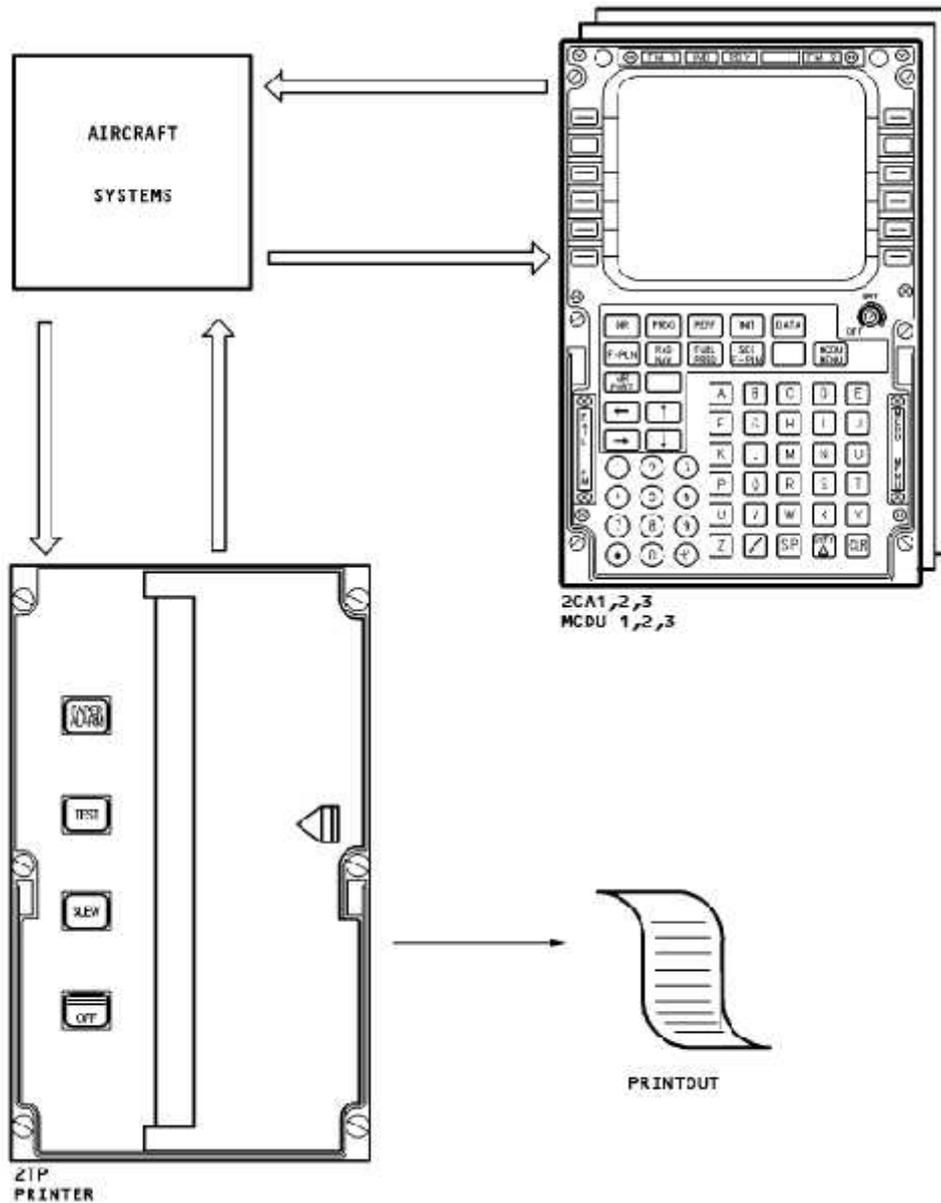


Figure (III.5): Onboard Maintenance System (OMS)

2-. **Central Maintenance Computer : CMC** (Voir figure : III.6)

Le (CMC) [ordinateur central de maintenance] acquiert et des processus (accomplit, des corrélations, apprises par cœur et des présents) les données transmises par les Bites et les avertissements qui ont lancé la plainte d'équipage.

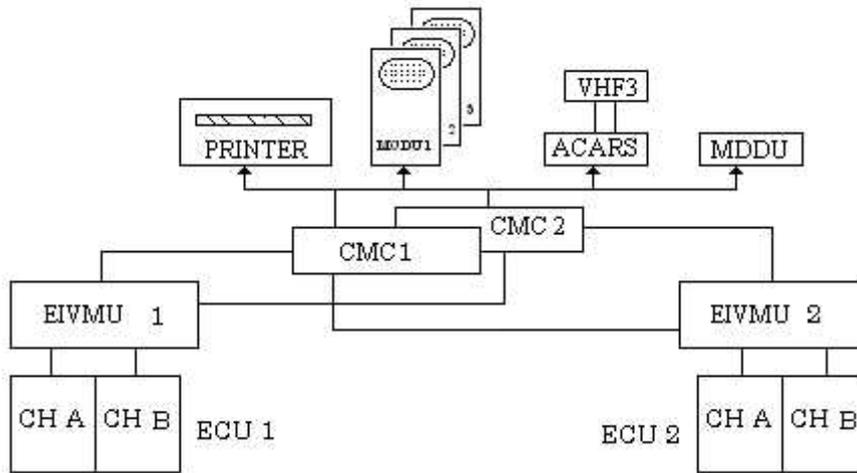


Figure (III.6) : Central Maintenance Computer CMC

3-. **Central Maintenance System : CMS** (Voir figure : III.7)

Le (CMS) [système central de maintenance] surveille des données de BITE afin d'enregistrer la panne de système.

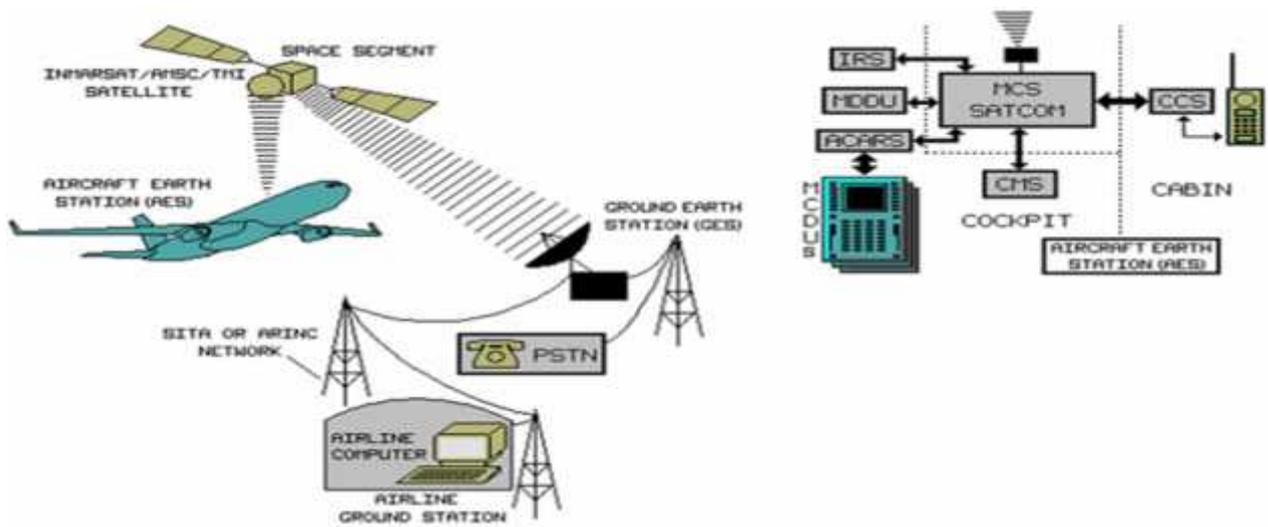


Figure (III.7) : Central Maintenance System CMS

B. Trouble Shooting Manual TSM :

Le manuel (*TSM*) [Manuel de recherche de pannes] 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 (*MCDU*) afin d'identifier le numéro correcte de cette dernière.

C. Built-in test equipment BITE :

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

III-2. Etudes des défaillances de la structure :

Parmi les différents problèmes causants les défaillances sont :

- ✓ La corrosion.
- ✓ La fatigue.

III-2.1. La corrosion :

Dans le domaine aéronautique, la corrosion atmosphérique vient en tête des différents types de corrosion. Le premier stade se manifeste par le ternissement du métal. La vitesse de corrosion des différents métaux varie suivant la composition et le degré d'humidité de l'atmosphère. Les différences de comportement des métaux sont encore plus marquées lorsqu'on compare les effets de la corrosion dans différentes régions géographiques. L'aluminium et ses alliages se recouvrent d'une pellicule protectrice qui conserve ses propriétés dans une atmosphère peu polluée ; cependant, la présence de particules de chlorures dans l'air (régions côtières) peut provoquer une intense corrosion. Le magnésium et ses alliages se corrodent rapidement dans une atmosphère humide.

Le phénomène de corrosion peut se produire sous l'action de paramètres de trois ordres :

- ✓ Paramètres mécaniques : Contraintes de tous types de vibrations rayures.
- ✓ Paramètres physiques : Différence de potentiel créée par :
 - Un assemblage de métaux à potentiels galvaniques différents ;
 - L'électricité statique due au frottement de l'air.
- ✓ Paramètres chimiques :
 - Oxygène de l'air – électrolyte des batteries.
 - Chlorure de sodium (sel marin).
 - Présence de résidus de fabrication donnant, en présence d'humidité, naissance à des acides.

Les paramètres chimiques sont les plus dangereux car leur action est insidieuse.

III.2.1.1. Protection des matériaux contre la corrosion :

Les bonnes conservations d'un matériau dépendent :

- ✓ Du choix judicieux du matériau utilisé pour sa réalisation.
- ✓ Du soin apporté à son élaboration.
- ✓ De l'habileté technique avec laquelle il a été mis en œuvre.
- ✓ Des traitements spéciaux qu'il a subis.
- ✓ De la nature du service demandé à ce matériau.

Mais également des moyens utilisés pour le protéger de la corrosion, c'est à dire de l'attaque permanente des agents atmosphériques et de ceux qui sont propres au milieu dans lequel il est utilisé. Tous les matériaux : alliages ferreux, alliages légers à base d'aluminium, alliages ultralégers à base de magnésium, doivent être protégés.

En construction aéronautique, les effets de la corrosion sont encore plus graves que dans les autres constructions, car la corrosion s'effectue sur des structures qui sont généralement de faibles épaisseurs et subissant de fortes contraintes ; la diminution de résistance prend donc une importance relative élevée.

Dans la technologie actuelle, le problème de la corrosion revêt de multiples aspects et son importance croit de la même manière que les progrès de l'industrie aéronautique en raison de l'emploi de plus en plus varié des métaux et des alliages. Des formes nouvelles de corrosion, particulièrement insidieuses, viennent s'ajouter à celles déjà connues, ce qui remet sans cesse en question les moyens de protection.

III.2.1.2. Types de corrosion :

Nous n'indiquons ci-après que les aspects de la corrosion les plus fréquemment rencontrés en aéronautique.

A. La corrosion filiforme:

La corrosion filiforme se produit sur les plaques d'aluminium. Ce type de corrosion peut commencer aux rivets et se prolonge le long de la surface de la feuille peinte au dessous de la peinture. Les dommages ne peuvent pas être vus jusqu'à ce que la corrosion casse la couche de peinture (Voir figure III.8).

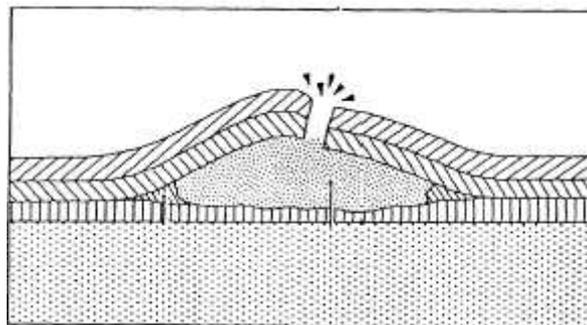


Figure (III.8) : Corrosion de filiforme

B. La corrosion par piqûres :

Dès qu'une perturbation locale modifie le régime de conservation du film protecteur, les brèches microscopiques créées constituent des voies d'attaque ponctuelles de l'alliage sous-jacent. Cette corrosion se transforme à bref délai en corrosion fissurant. L'aluminium et ses alliages offrent un terrain favorable à ce processus de corrosion quand l'intégrité du film d'aluminium est altérée (Voir figure III.9)

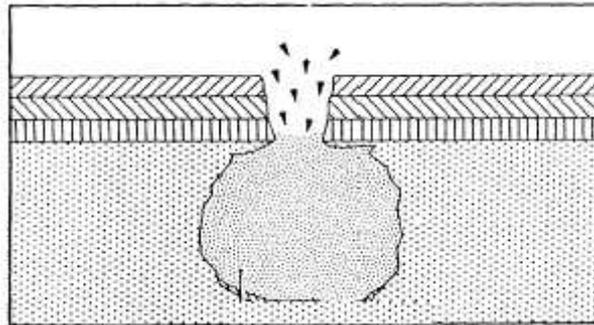


Figure (III.9) : Corrosion par piqûres

C. La corrosion galvanique :

Entre deux métaux dissemblables plongés dans un électrolyte, existe une différence de potentiel. Si ces métaux sont en contact (c'est-à-dire connectés électriquement), un courant électrique s'établit. Le métal le moins noble (qui a un potentiel de dissolution moins élevé dans la série galvanique) joue le rôle d'anode (Voir figure III.10).

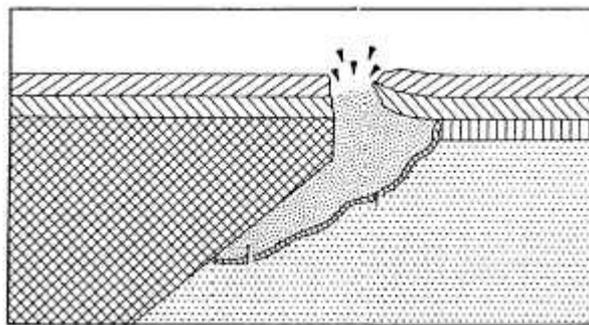


Figure (III.10) : Corrosion galvanique

D. La corrosion sous contrainte :

Elle prend naissance à partir d'un défaut de surface ou d'une corrosion par piqûres ; les contraintes modifient alors l'état électrique du réseau cristallin. Les problèmes de fissuration par corrosion sous tension concernent essentiellement les alliages d'aluminium à haute résistance mécanique, d'une manière générale, cette fissuration est inter granulaire par suite de l'association des facteurs électrochimiques et mécaniques.

Ce type de corrosion est particulièrement dangereux parce qu'il est difficile à déceler (emploi des rayons x et d'ultrasons).

E. La corrosion par fatigue :

La corrosion par fatigue se développe en présence de charges externes à partir de fissures superficielles dues à une corrosion chimique ou électrochimique (Voir figure III.11).

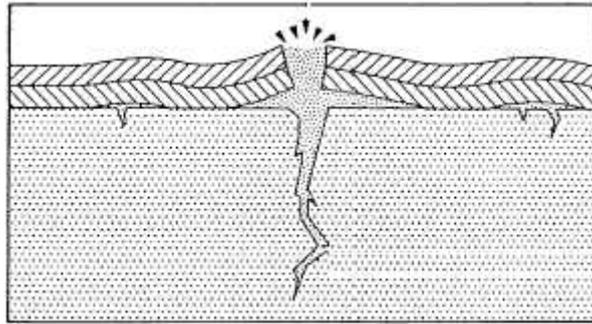


Figure (III.11) : Corrosion par fatigue

F. La corrosion par frottement :

La corrosion par frottement est le résultat de micromouvements entre deux surfaces fortement chargées dont l'une au moins est métallique. Le frottement détruit les couches de protection favorisant ainsi l'oxydation. Ce phénomène peut engendrer, également, des corrosions sous contrainte et par fatigue (Voir figure III.12).

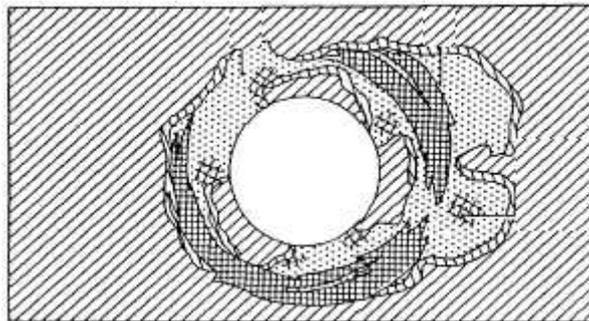


Figure (III.12) : Corrosion par frottement

G. La corrosion microbienne :

La corrosion microbienne se développe dans les réservoirs structuraux de carburéacteur des avions stationnant en régions chaudes et humides. Elle est principalement provoquée par les déjections acides de micro-organismes se nourrissant des produits d'étanchéité et résidus en suspension dans le kérosène. Ce type de corrosion est particulièrement insidieux, car il donne naissance à des corrosions sous contrainte et par fatigue et il ne peut être détecté que par des inspections minutieuses des réservoirs (Voir figure III.13).

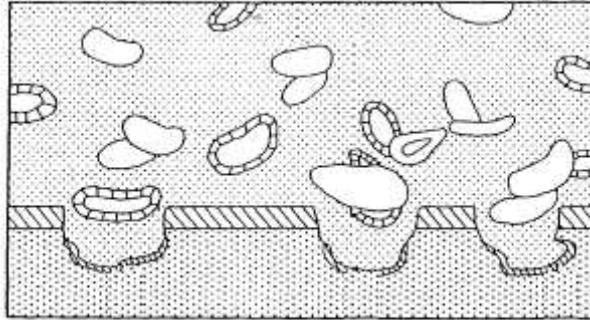


Figure (III.13) : Corrosion microbienne

III.2.1.3. Moyens de protection :

La protection contre la corrosion des alliages couramment utilisés en recouvrant les surfaces exposées d'une mince couche inaltérable isolant le métal du milieu corrosion.

L'élément protecteur peut être :

- ✓ Déposé sur les surfaces : revêtement non métallique ou revêtement métallique différent du métal de base.
- ✓ Formé à partir du métal lui-même par réaction chimique convenable.
- ✓ Les surfaces à protéger doivent être préparées avec soin ; elles doivent être exemptes de toute matière grasse ou d'oxydes.

Le décapage peut être effectué mécaniquement (grenaille ou jet de sable), chimiquement ou par électrolyse. Le dégraissage est obtenu par immersion des pièces dans un bain chaud de soude caustique étendue d'eau ou de trichloréthylène. L'utilisation des ultrasons au cours du dégraissage chimique permet de réaliser une économie substantielle (main d'œuvre solvant) car, provoquant des alternances de pression et de dépression, ils créent un véritable martelage microscopie décollant les salissures adhérentes au métal.

L'identification d'un procédé de protection doit comporter la mesure précise de l'épaisseur totale de la couche protectrice ainsi que les tolérances admissibles sans cette précaution des pièces bien que soigneusement tracées risquent de ne plus s'ajuster lorsqu'elles ont été recouvertes du revêtement.

III.2.1.4. Protection des alliages ferreux :

A. Protection par peinture :

Ce sont des produits de recouvrement formés de matières colorantes et susceptibles, après application de sécher plus ou moins rapidement.

Qualités requises :

Pour protéger efficacement les métaux, les peintures doivent satisfaire les qualités suivantes :

- ✓ Etre épaisses et souples.
- ✓ Avoir un coefficient d'adhérence important.

- ✓ Etre dures après séchage afin de résister au frottement et aux chocs.
- ✓ Etre insensible à l'action des agents atmosphériques aux huiles moteurs et aux fluides hydrauliques.
- ✓ Etre résistantes aux rayons ultraviolets et aux variations de température (sol–altitude)

Classification :

Les peintures peuvent être classées en trois catégories bien distinctes :

- ✓ Peintures à l'huile : mélanges d'huile de lin, d'essence de térébenthine et de couleur.
- ✓ Peintures laquées : obtenues par addition de résines aux peintures à l'huile.
- ✓ Peintures cellulosiques : elles sont formées de résine de nitrocelluloses et d'acétone. Recouvrement des ailes et des fuselages métalliques.

B. Protection par procédé électrolytique :

La surface du métal est recouverte par électrolyse d'une couche d'oxyde protecteur ou par galvanoplastie d'une mince couche de métal insensible à l'action oxydante. Les dépôts électrolytiques sont du domaine de l'électrochimie, c'est-à-dire qu'ils trouvent leur explication dans les lois de l'électrolyse d'une part et celle de la chimie d'autre part.

Ces procédés, dont les prix d'installation et d'entretien sont assez élevés, sont ceux qui donnent les meilleurs résultats pour une protection complète contre les oxydes alcalins, l'eau de mer, etc.

Les dépôts les plus communs sont :

- ✓ Ceux du cuivre ou cuivrage : les bains dont les compositions sont complexes et variées comprennent soit du sulfate de cuivre et de l'acide sulfurique, soit un mélange de cyanure de potassium, de sulfate de soude et de sulfate de cuivre. Les anodes sont en cuivre pur.
- ✓ Ceux du nickel ou nickelage : le nickelage se fait soit directement sur pièces préparées très soigneusement, soit cuivrage intermédiaire. Les bains contiennent du sulfate de nickel, du sulfate double de nickel et d'ammonium et du chlorure de sodium les anodes sont en nickel pur.
- ✓ Ceux du chrome ou chromage : il a sur le nickelage certains avantages : il ne ternit pas résiste à la chaleur et donne une surface dure le chromage donne un très bel aspect blanc bleuté les bains sont à base d'acide chromique et d'acide sulfurique étendu ; ils sont chauffés vers 50° il est recommandé de déposer le chrome sur un dépôt intermédiaire de cuivre au lieu de nickel.

Nous pouvons citer la chromisation qui est également un moyen de résistance à la corrosion. Les dépôts électrolytiques de chrome dur et de nickel permettent outre la protection contre la corrosion d'augmenter la résistance à l'usure par « arrachement de métal » assemblages soumis à vibrations.

- ✓ Ceux de cadmium ou cadmiage : le dépôt de cadmium est imperméable et a une inaltérabilité supérieure à celle du nickel.

Un procédé de cadmiage sous vide évite la fragilisation des pièces par réacteurs consiste à faire diffuser une couche de cadmium dans une couche de nickel préalablement déposée sur l'acier de base.

C. Protection par procédé chimique :

La surface extérieure de la pièce est soumise à une attaque chimique qui transforme la couche superficielle du métal en une pellicule inattaquable par la plupart des produits connus, ce procédé, connu sous le nom de phosphatation ou parkérisation (procédé Parker), transforme la surface métallique en un phosphate insoluble et inoxydable à l'aide de paranoïdes. L'opération dure de 30 à 50 minutes et se fait dans des bains de sels chauffés à 100°C. Les pièces prennent un aspect gris noir cristallin. La bondérisation est une parkérisation effectuée avec un sel accélérateur oxydant réduisant l'opération à quelques minutes.

Le nickelage chimique (type *KANIGEN*) est utilisé pour déposer un alliage nickel-phosphore.

D. Protection par placage métallique :

On distingue la métallisation à chaud, le placage galvanique, la métallisation par projection, les feuilles ou tôles bimétalliques.

En Amérique, les feuilles bimétalliques sont laminées à partir de lingots eux-mêmes bimétallique. En Allemagne et en suisse, on pratique plutôt le placage ou pelattage en soudant la couche de placage sur le métal de base par laminage à chaud ; cette technique, développée en vue de la protection des alliages légers, a été étendue aux tôles en fer et en acier. Le pelattage peut être pratiqué au laminoir avec tous les métaux dont le point de fusion est supérieur à 750-800°. Comme recouvrement protecteur, on utilise les aciers inoxydables, le nickel, le cuivre, l'argent et leurs alliages.

III.2.1.5. Protection des alliages légers :

A. Protection par revêtement non métallique :

Les surfaces doivent être dégraissées et décapées très sérieusement afin d'assurer une bonne adhérence.

Les principaux revêtements utilisés sont :

- ✓ Peintures ordinaires et matières plastique de bonne qualité.
- ✓ Peintures vernissées à aspect brillant.
- ✓ Peintures à base de brai et de poudre d'aluminium pur.
- ✓ Peintures glycérophtaliques (procédé *AIRLESS*).
- ✓ Laques nitro-cellulosique à séchage rapide.
- ✓ Résines vinyliques, phénoliques.
- ✓ Emaux vitrifiés spéciaux cuits vers 540 °C.
- ✓ Caoutchouc- collé sur l'alliage léger.

Procédé par recouvrement par projection de fibres :

Ce procédé consiste en la projection simultanée ou alternative d'un adhésif (résine) et d'une fibre (textile ou minérale).

Les buts poursuivis sont : l'isolation phonique et thermique, l'étanchéité et la résistance à la corrosion.

La surface du métal est préparée comme pour l'application des peintures. On utilise comme adhésif les résines émulsionnées dans l'eau.

B. Protection par recouvrement métallique :

1. Projection de métal :

C'est une métallisation par projection violente à l'aire comprimée de fines gouttelettes obtenues par vaporisation après fusion au chalumeau d'un fil de zinc ou d'aluminium. Les pièces soumises à ce traitement doivent être préalablement sablées afin d'augmenter l'adhérence du métal d'apport. On peut également utiliser le cadmium.

Les progrès réalisés dans l'outillage (chalumeau au plasma) vont permettre la projection de métaux très durs (tantale – molybdène – alliages réfractaires). On peut également projeter des résines pour assurer la protection des pièces.

2. Procédé par placage :

Il s'effectue avec des feuilles d'aluminium pur ou légèrement allié appliquées sur la billette et laminées en même temps que celle-ci. Ce procédé principalement utilisé pour la protection des tôles en duralumin (Vidal).

3. Procédé par cadmiage, nickelage ou chromage électrolytiques :

La réussite est fonction des qualités d'homogénéité du métal de base. Le cadmiage présente un double avantage :

- ✓ Le cadmium métal est peu attaqué.
- ✓ Il est auto protectrice à la fois par rapport aux alliages légers et aux alliages ferreux.

Toutefois, cet avantage disparaît lorsqu'il s'agit de protéger l' \mathcal{AL} pur ; dans le cas où ces deux métaux voisinent. C'est l' \mathcal{AL} qui tend à se déposer sur le cadmium. Ce point est important car on peut être tenté d'assembler des tôles en alliage léger déjà protégées par un revêtement en \mathcal{AL} avec des rivets cadmiés. En pareil cas, Il vaut mieux employer des rivets zingués.

4. Protection par traitement chimique :

On provoque la formation d'une mince couche superficielle d'oxyde imperméable et inaltérable. Ce mode de protection s'appelle la protalisation.

Le traitement consiste en un séjour d'une dizaine de minutes des alliages d'aluminium, préalablement dégraissés, dans un bain chaud oxydant, suivi d'un rinçage à l'eau courante, la température peu élevée (20°C) nécessaire à cette réaction, ajoute encore à la simplicité de ce procédé de protection.

La surface d'une pièce traitée prend une teinte variant du jaune au vert selon la composition de l'alliage. Alors que la surface métallique naturelle se laisse difficilement mouiller, la surface protalisée permet l'étalement des liquides, la couche ainsi formée à la surface des alliages légers possède des propriétés protectrices que l'épreuve du brouillard salin met en évidence. C'est ainsi qu'une exposition de 600 heures a laissé intactes des éprouvettes de duralumin protégé par protalisation, alors que l'alumine était rapidement apparue sur le métal non traité. Cette couche permet une meilleure adhérence des peintures à condition bien entendue de peindre des surfaces parfaitement sèches.

5. Procédé indique ou anodisation :

La pièce à protéger est prise comme anode ; l'oxygène produit par la décomposition de l'électrolyte se porte à l'anode.

L'anodisation en milieu sulfurique est le procédé le plus utilisé ; il crée à la surface de l'alliage une couche d'alumine de 5 à 30 micros. Cette couche est poreuse (ce qui permet de la colorer) ; on la rend ensuite compacte par colmatage dans l'eau bouillante. Après colmatage, cette couche, colorée ou non, est très dure, continue, transparente et isolante au point de vue électrique.

L'oxydation anodique ne peut être pratiquée qu'avec des électrolytes dont les anions contiennent de l'oxygène ; électrolyte doit en outre attaquer dans une certaine mesure le métal traité et être capable de dissoudre, fut-ce très lentement, la pellicule protectrice oxydée, sans quoi l'oxydation s'arrête dès que la pellicule a une épaisseur infime.

Un procédé spécial permet d'obtenir des couches très épaisses et très dures résistant à l'abrasion.

L'anodisation en milieu chromique (bain constitué par une solution aqueuse d'acide chromique ou de chromate) est particulièrement utilisée pour la protection des assemblages.

6. Protection des alliages de magnésium :

La protection des alliages de magnésium s'effectue à deux stades successifs : par procédé chimique galvanique ou électrolytique peinture.

En effet, les couches de protection obtenues par voies chimiques, galvaniques ou électrolytiques sont insuffisantes pour constituer une protection efficace en service des pièces en magnésium. On leur adjoint des peintures et vernis utilisés déjà pour la protection des autres métaux.

7. Protection par peintures et vernis :

Pour obtenir une bonne adhérence des peintures, les surfaces doivent être propres, exemptes de matières grasses et largement rugueuses.

On utilise :

- ✓ Des produits séchant l'aire : vernis acéto-cellulosique, vernis nitr-cellulosique.
- ✓ Des produits séchant l'aire ou au four : vernis à base de résine synthétique.
- ✓ Des produits séchant au four : vernis à base de résine synthétique vernis à l'asphalte.

Ces produits résistent parfaitement à un séjour de plusieurs mois dans l'eau de mer. La protection obtenue par application de peinture ou vernis présente de bonnes caractéristiques, toutefois, ce mode de protection crée deux genres d'inconvénients :

- ✓ Surcharge appréciable de l'ordre de 80 à 100g par 2 m de surface protégée (5% du poids dans le cas d'une tôle de 1mm d'épaisseur).
- ✓ Les peintures introduisent une surépaisseur qui en prohibe l'emploi pour certaines de pièces usinées avec précision.

8. Protection par graisse et vaseline :

Un procédé de protection simple consiste à enduire la surface des pièces en alliage de magnésium d'une graisse ou mieux d'un film de vaseline parfaitement neutre. Ce procédé particulièrement efficace lorsqu'on superpose ce film à la couche de mordantage, est appliqué couramment pour le stockage des tôles pour les intérieures d'un grand nombre de pièce de fonderie tels que carter et boîtier renferment des mécanismes fonctionnant normalement dans l'huile. Il importe de vérifier au préalable que la graisse ou la vaseline utilisée soit rigoureusement exempte de produits acides.

III-2.2. La fatigue :

On entend par fatigue ou endommagement par fatigue, la modification des propriétés des matériaux consécutive à l'application de cycle d'efforts, cycle dont la répétition conduit à la rupture des pièces constituées à ces matériaux. Il y a donc fatigue dès que l'on est en présence d'effort dans le temps, mais ce qui est particulier à la fatigue c'est qu'on fait, les ruptures peuvent être des contraintes faibles souvent inférieures à la limite de rupture du matériau et même à la limite d'élasticité, cet endommagement par fatigue ne s'accompagnant, en générale d'aucune modification apparente de forme ou d'aspect de la pièce. L'origine de la rupture étant due à une fissuration progressive qui s'est étendue jusqu'à ce que la section transversale restante ne puisse plus supporter l'effort appliqué.

III.2.2.1. Effet de l'endommagement :

On considère qu'il faut distinguer pour les métaux : (Voir figure III.14)

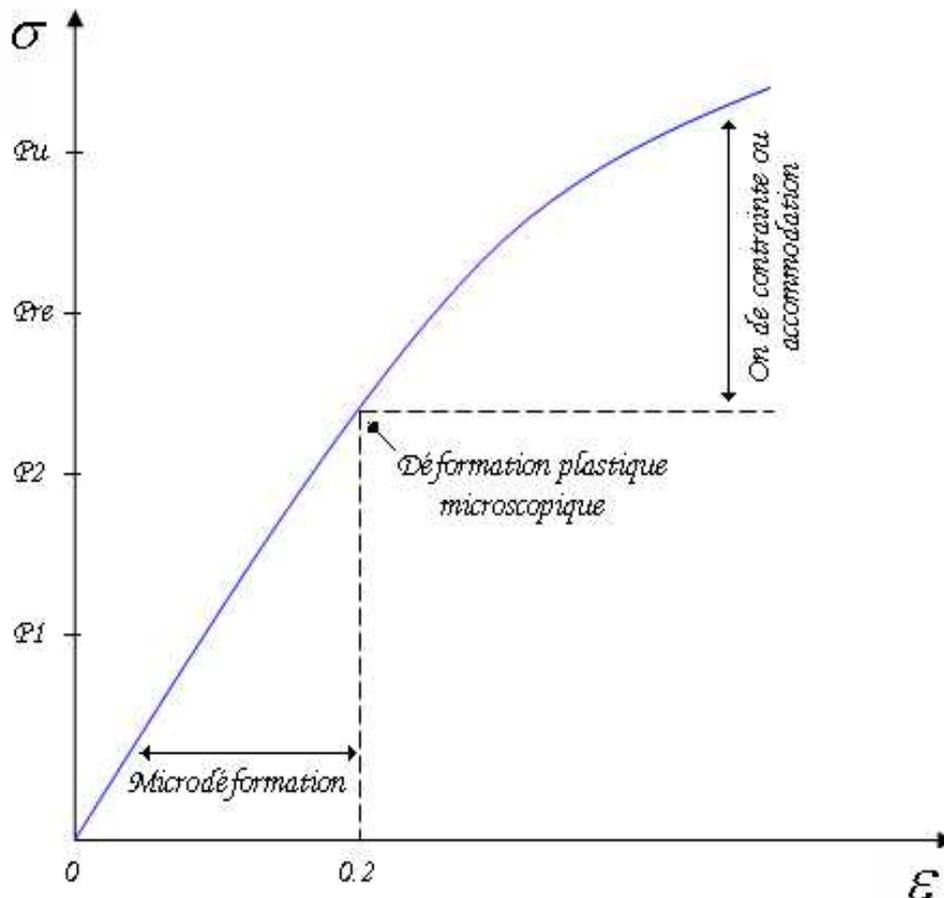


Figure (III.14) : Diagramme de la limite d'accommodation

A. La limite micro élastique :

Qui est la valeur de la contrainte au dessous de la quelle le cycle effort - déformation est purement linéaire à l'aller comme au retour, en conséquence, l'aire de ce cycle est nulle.

B. La limite élastique :

Qui est le plus général contrainte pour la quelle le cycle reste fermé sur lui-même, sans que l'aire soit nulle, dans ce domaine, la déformation conserve caractère réversible mais s'accompagne d'une dissipation d'énergie. On constate qu'au-dessus de la limite élastique ou le premier cycle effort déformation n'est plus fermé sur lui-même, la répétition de cycles d'efforts peut amener, au bout d'un certain temps, leur fermeture.

On désigne ce phénomène sous le nom d'accommodation et on appelle limite d'accommodation la limite de contrainte à ne pas dépasser pour qu'il se produise. Au-delà de la limite d'accommodation, le cycle effort – déformation ne se reforme plus sur lui-même et évolue constamment en ce traduisant par une déformation rémanente. Il en résulte que dans tous les métaux, les efforts de fatigue entraînent toujours une déformation plastique locale, dans le grain du matériau le plus sollicité.

III.2.2.2. Les différentes sollicitations et leur appellation :

En général les sollicitations de fatigue résultent d'efforts combinés entre sollicitations statiques et variables, on peut distingues trois cas de sollicitations variables :

A. Sollicitations alternées :

Les efforts changent de sens alternativement, un cas particulier est celui ou les valeurs extrêmes sont égales et de signes contraires :

$$\pm C a : \text{Amplitude de la composante alternative.}$$

B. Sollicitation répétée :

Les efforts sont toujours de même sens et varient de zéro à une valeur, soit positive soit négative, les valeurs extrêmes sont (0) et (+C) ou (0) et (-C), la valeur moyenne est

$$C_m = \frac{C}{2} \quad \text{ou} \quad C_m = -\frac{C}{2}$$

C. Sollicitations ondulées :

La variation des efforts a lieu de peut et d'autre d'une certaine valeur moyenne non nulle (C_m), soit positive soit négative, la valeur minimale différente de zéro, la valeur moyenne algébrique est : $C_m = C_{max} + C_{min}/2$.

On peut distingues aussi à l'autre rapport de contrainte qui est à distinguer du rapport : $\frac{C_a}{C_m}$ = Amplitude de la composante alternative - composante continue.

D'une façon générale, tout effort périodique peut être considère comme la résultante d'un effort constant ou statique (C_m) et d'un effort alternatif d'amplitude (C_a).

Si $C_m < C_a$, les efforts sont alternés, si $C_m = 0$, ils sont alternés symétriques.

Si $C_m = C_a$, les efforts sont répétés.

Si $C_m > C_a$, les efforts sont ondulés.

III-3. Maintenance structurale :

La maintenance structurale de l'A330-200 exécute des cartes des chaque 5 ans au niveau des ateliers :

- ✓ Le fuselage.
- ✓ Le stabilisateur.
- ✓ Las ailes.

Note : Ces cartes classées selon les chapitres ATA 100

III-3.1. Fuselage :**III.3.1.1. Section avant fuselage :****A. DVI sur le nœud 1 et le nœud 2 de la structure de fenêtre d'habitable :****➤ Information générale au sujet de l'inspection :**

Cette carte fournit les informations nécessaire pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MGS-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée du nœud 1 et du nœud 2 de la structure de fenêtre d'habitable (Voir figure III.15).

Types de dommages a recherché :

- ✓ Crique.
- ✓ Corrosion.
- ✓ Eraflure.
- ✓ Point et abrasion.

Seulement les inspections concernent les tâches indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.

Article structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 53-11-00 (détection sur les nœuds 1 et 2 de côté gauche et droite de fenêtre habitacle).

La fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

➤ **Inspection visuelle détaillée :**

Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter.

Effectuez l'inspection visuelle détaillée du poste, du filon couche et de l'épaisseur autour du nœud 1 et 2

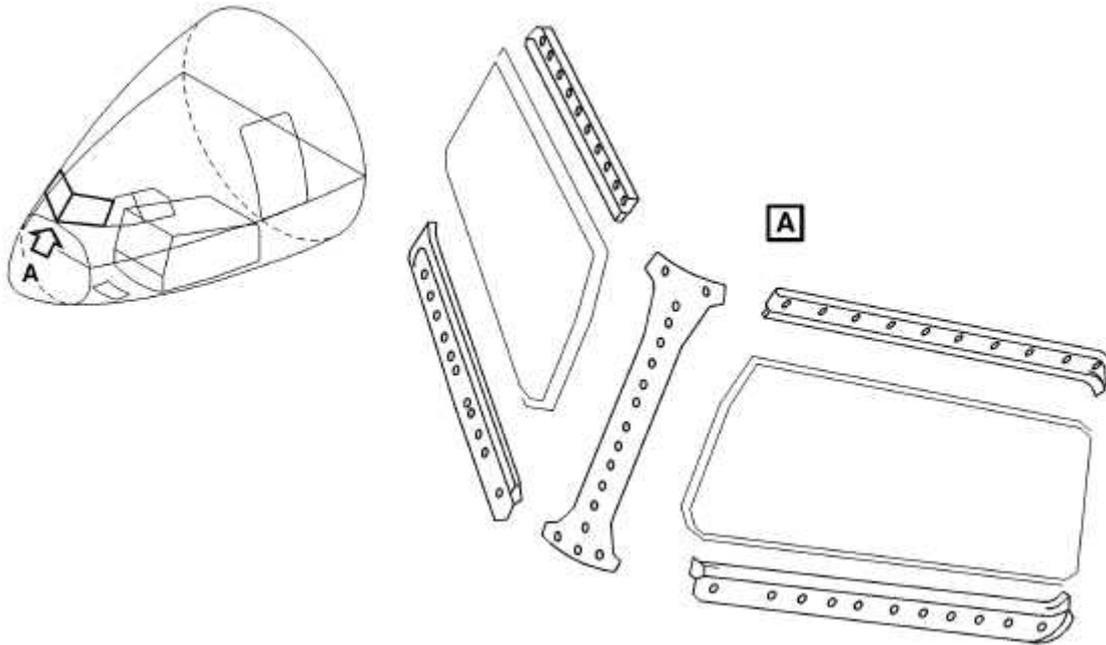


Figure (III.15) : Nœud 1 et 2 de la structure de fenêtre

B. Jambe de tourillon de train d'atterrissage avant :

➤ **Information générale au sujet de l'inspection :**

Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée de la main gauche et les ferrures d'articulation de la jambe droite et de la contrefiche de tourillon de train avant lambrissent des tâches est inclus dans le document de planification d'entretien (figure III.16).

Type de rappel de dommage a recherché :

- ✓ Crique.
- ✓ Corrosion.

Seulement au sujet de l'inspection visuelle détaillé des taches sont indiquées dans cette carte. L'inspection spéciale détaillée est incluse dans le manuel d'essai non destructif.

Structurellement l'élément de signification (SSI) couvert dans cette carte : 53-11-00 (détection de corrosion sur les ferrures d'articulation de train d'atterrissage).

La fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

➤ **Inspection visuelle détaillée :**

Note : pour effectuer l'inspection emploie les glaces, les loupes et un baroscope flexible selon les besoins.

Nettoyez soigneusement la surface pour inspecter les produit autorises par utilisation seulement.

Effectuez l'inspection visuelle détaillée des ferrures d'articulation de main gauche et de droite de la jambe de tourillon de train avant et du panneau de contrefiche.

Si des dommages sont trouves on doit se référer en SRM.

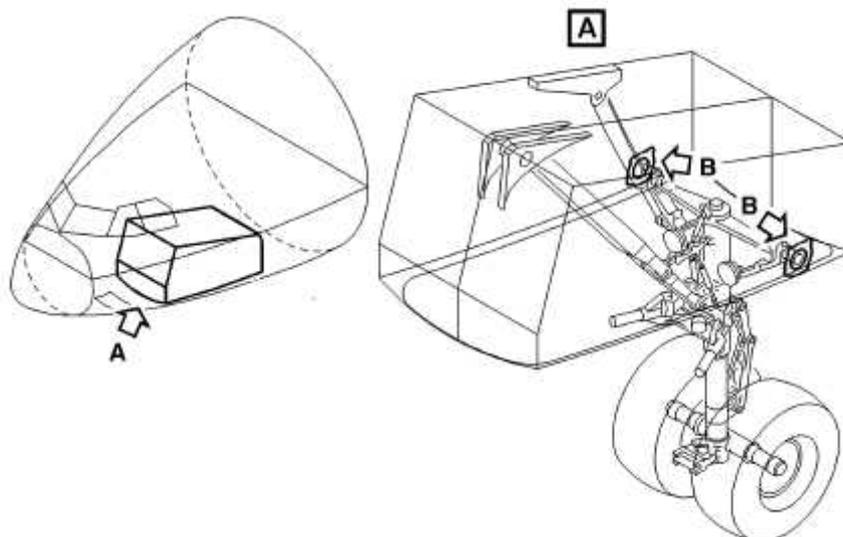


Figure (III.16) : Jambe de tourillon de train d'atterrissage avant

III.3.1.2. Section arrière du Fuselage :

➤ Information générale au sujet de l'inspection :

Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MGS-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée de la main de faisceau gauche et droite entre le cadre 53 et le cadre 73. (Voir figure III 17).

Types de dommages a recherché :

- ✓ Crique.
- ✓ Corrosion.
- ✓ Eraflure.
- ✓ Point et abrasion.
- ✓ Impact.

Dans cette carte il y a l'inspection indiquée au sujet de tâches de "DVT" et les tâches boroscopique de "SDI".

Elément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est : 53-41-12 (détection sur la main gauche de faisceau entre les cadres 53 et 73).

Les dommages autorisés sont donnés dans le bloc 300 pages de SRM 53-41-00.

La fréquence d'inspection est indiquée dans le document planification d'entretien (MPD).

➤ Inspection visuelle détaillée :

Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter en utilisant le produit autorisé.

Effectuer l'inspection visuelle détaillée du faisceau de main gauche et droite de cadre 50 à 75.

Note : inspecter l'intrados du faisceau de pli entre le cadre 53 et le cadre 73 au moyen d'un baroscope flexible.

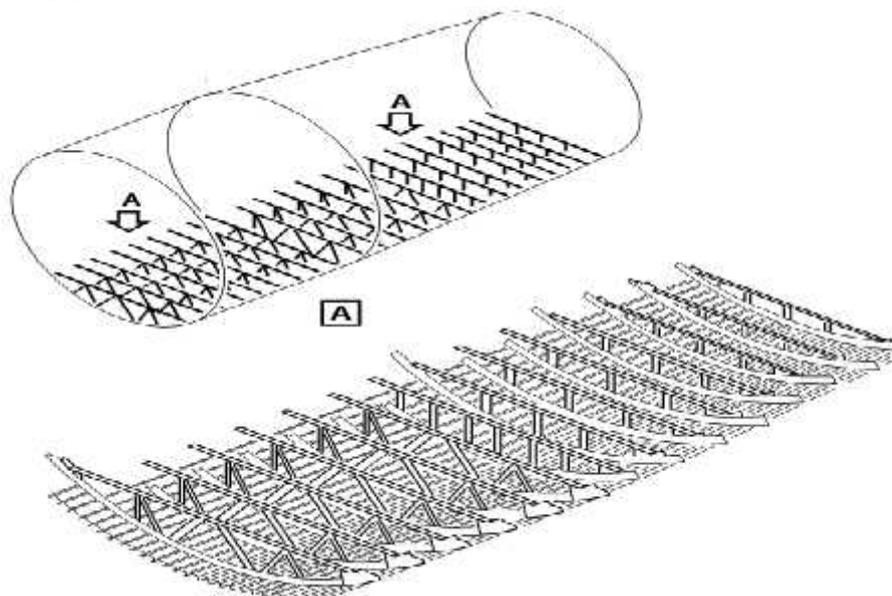


Figure (III.17) : fuselage section arrière

III-3.2. Le stabilisateur :**III.3.2.1. Stabilisateur horizontal :****➤ Information générale au sujet de l'inspection :**

Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse *MSG-3* définie pour l'inspection visuelle détaillée de ferrures reliant le stabilisateur horizontal aux gouverne de profondeur. Cette tâche est incluse dans le document de planification d'entretien (*Voir figure III.18*).

Types de dommages à rechercher :

- ✓ Crique.
- ✓ Corrosion.

Seulement les inspections concernées par les tâches indiquées dans la carte, "inspection visuelle détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.

Élément structurellement significatif (*SSI*) couvert dans cette carte est *55-14-31* (détection de la corrosion sur la ferrure de fixation).

Les dommages autorisés sont permis dans le bloc, 300 pages de *SRM*

➤ Inspection visuelle détaillée :

Nettoyer soigneusement la surface externe (produit autorisé par utilisation seulement).
Effectuer l'inspection visuelle de ferrure horizontale.

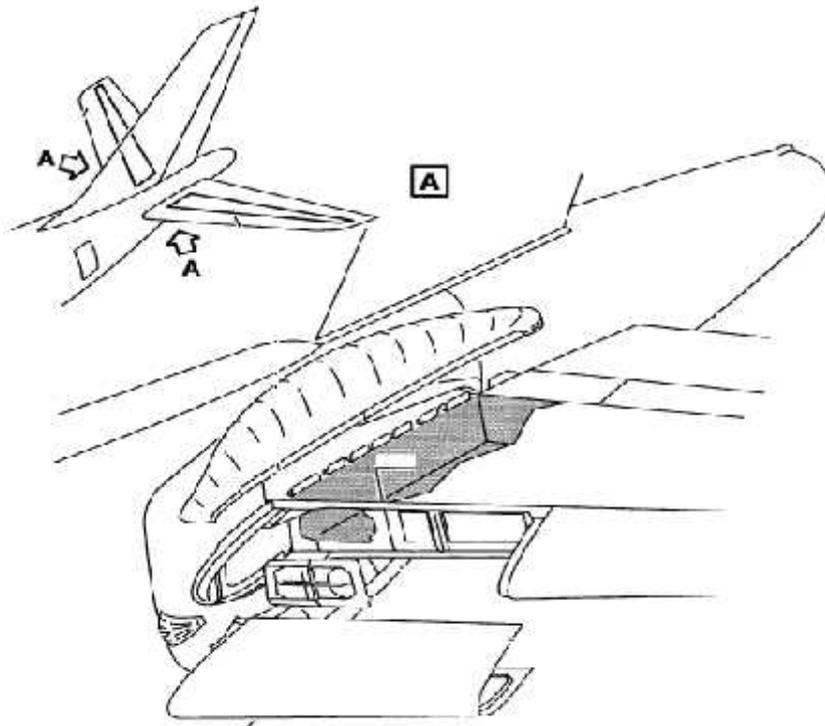


Figure (III.18) : Stabilisateur horizontal

III-3.3. Les ailes:**III.3.3.1. Longeron arrière de boîte intérieure :****➤ Information générale au sujet de l'inspection :**

Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée du longeron arrière de boîte intérieure (Voir figure.III.19).

Types de dommages à rechercher :

- ✓ Eraflures.
- ✓ Trous.
- ✓ Impression.

Seulement les inspections concernées par les tâches indiquées dans la carte, "inspection visuelle détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.

Élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte.
Les dommages permis sont indiqués dans le bloc.

➤ Inspection visuelle détaillée du longeron arrière de boîte intérieure :

Nettoyer le secteur à inspecter.

Inspection visuelle détaillée du longeron arrière.

Note : au besoin employer une lampe ou un miroir.

Une inspection visuelle détaillée effectuée entre le N4 droite et le N4 gauche :

- ✓ Brides inférieures et supérieures du longeron arrière avec une attention particulière au niveau du secteur de ramassage d'attache.
- ✓ Nervure du longeron arrière.

Entre la nervure 4 et la nervure 13 (côté gauche et droite), effectuer une inspection visuelle détaillée de :

- ✓ La bride supérieure du longeron arrière avec une attention particulière de ramassage d'attache.
- ✓ La bride inférieure du longeron arrière avec une attention particulière de ramassage d'attache entre la bride et l'angle.
- ✓ Nervure du longeron arrière de rebord arrière.

Reconstituer la protection supérieure et inférieure de brides.

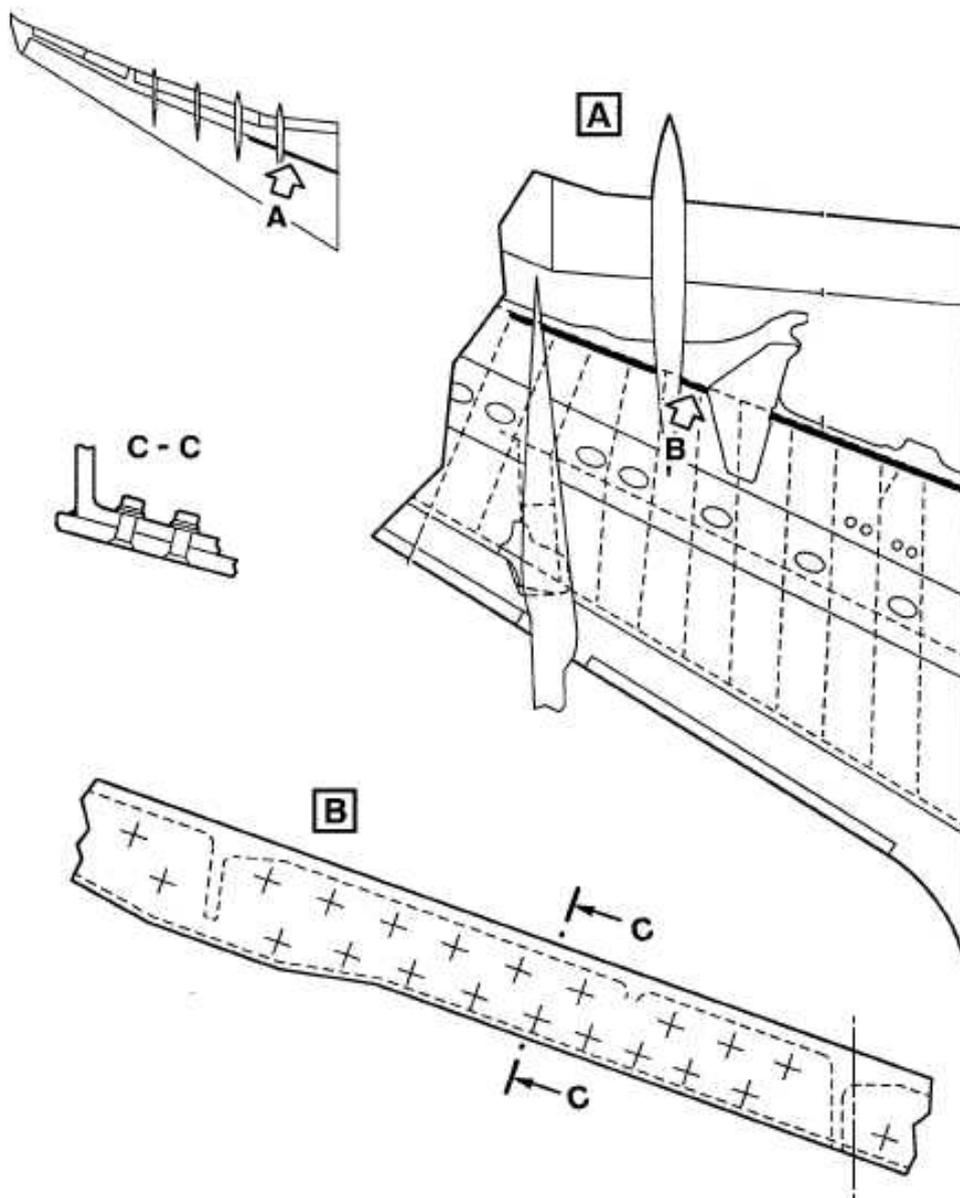


Figure (III.19) : Longeron arrière de boîte intérieure

III.3.3.2. Aileron :

➤ **Information générale au sujet de l'inspection :**

Cette carte fournit l'information nécessaire pour exécuter la préparation d'accès et procède l'inspection visuelle détaillée pour de fixation des ferrures d'aileron intérieur (Voir Figure III.19).

Types de dommage :

- ✓ Dommages de fatigue.
- ✓ Dommages de corrosion.
- ✓ Dommages accidentels.
- ✓ Dommages environnementaux.

Inspection de fixation des ferrures d'aileron intérieur de nervure 1, 5 et 9 de l'aileron :

- ✓ Nettoyer soigneusement toutes les pièces à inspecter.
- ✓ Effectuer une inspection visuelle détaillée pour des fissures et de la corrosion

Inspection de l'intrados d'aileron intérieur (N5 d'aileron) :

- ✓ Effectuer l'inspection visuelle détaillée d'aileron intérieur (N5 d'aileron).
- ✓ Tout écaillage de peinture peut être le signe d'un impact.

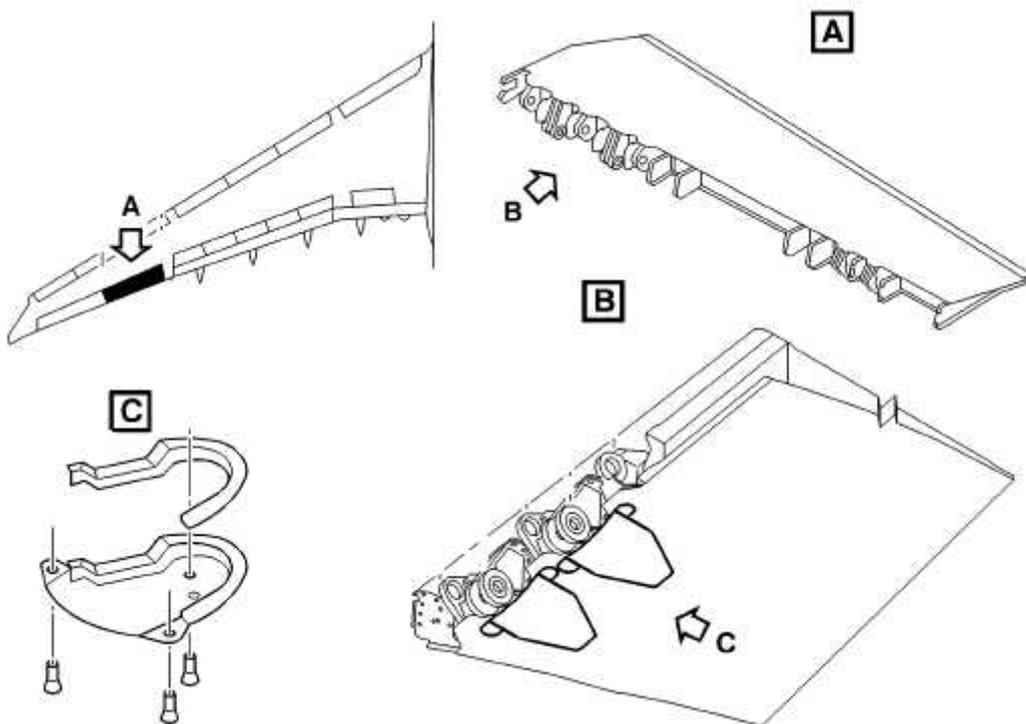


Figure (III.20) : Aileron interne

III-4. Modification structurale :**III-4.1. Compartiment arrière de fuselage:****➤ Nature de corrosion des défauts constatés :**

La corrosion est la plupart du temps située dans les secteurs suivants :

- ✓ Appui de la planche au niveau de la lisse 14.
- ✓ Faisceaux de plancher.
- ✓ Abaissement des cadres.

La corrosion est due à la pénétration de la porte de service et de drainage insuffisante sur la partie inférieure de la soute (Voir figure III.20).

➤ Action corrective de production :

- ✓ Changer le type répulsif de protection de l'eau du LPS3 en AV8.
- ✓ Ajouter les trous s'écoulant sur les cadres inférieurs dans la section 16 au cadre 35, 36, 40, 42 pour l'ATA53 et au cadre 35, 36, 38, 39, 40, 42 pour l'ATA53.
- ✓ Ajouter la soupape de vidange supplémentaire sur l'ATA53.
- ✓ Ajouter les trous s'écoulant au STR 17, 18, 19, 20, 21 droite et au côté gauche.



Figure (III.21) : Compartiment arrière de fuselage

III-4.2. Secteur d'office et seuil de porte de service :**➤ Nature de corrosion des défauts constatés :**

La corrosion est située principalement dans les secteurs suivants (Voir figure III.21) :

- ✓ Segment inférieur de cadre 36 et de cadre 37.
- ✓ Faisceaux de plancher entre le cadre 36 et le cadre 39.
- ✓ Lisse 16 et 17.
- ✓ Seuil de porte de service.

➤ Action corrective de production :

- ✓ La modification consistant en pulvérisant PR sur la structure de plancher : rails, poutre transversale, cadres, peau, lisse, faisceau de pli sous l'office et toilettes.
- ✓ La modification consistant en pulvérisant PR sur la structure de plancher : rails, poutre transversale, cadre, peau, lisse, faisceau de pli sous l'office et toilette.
- ✓ Pour améliorer le seuil de porte de service contre la corrosion :
- ✓ Installer la vis de plate à l'aide du PR sous la tête.
- ✓ Ajouter les trous à flasque sur l'enchaînement du drainage de l'eau.
- ✓ Ajouter les nouveaux trous de drainage au streptocoque 16 et 17
- ✓ Changer le type hydrofuge des LPS3 en AV8.
- ✓ Augmenter la longueur des tubes au dessous de drain vers le fond de fuselage.
- ✓ Installer un boudin de mastic entre les composants de plancher et les rails et le composant de plancher eux-mêmes.
- ✓ Installer un boudin de mastic entre les composants de plancher et les rails et le composant de plancher eux-mêmes.
- ✓ Changer les agrafe-écrous avec des écrous d'ancre à l'installation des panneaux de plancher et au faisceau de plancher des voies de siège.
- ✓ Changer la conception d'enchaînement de seuil pour permettre un nettoyage facile et un meilleur drainage.
- ✓ Supprimer le canal de drain.
- ✓ Agrandissez les trous de drain et couvrez-les de filtre démontable.
- ✓ Changer les agrafe-écrous avec des écrous d'ancre à l'installation des panneaux de plancher et au faisceau de plancher des voies de siège.
- ✓ Ajouter les filtres.
- ✓ Augmenter la longueur des tubes de drain.

➤ Amélioration des programmes d'entretien :

Tache AMM 53-57-01 / 10020 (section inférieure arrière de cadre 27 et 33 de fuselage) devient AMM 53-57-01 / 10050 (section inférieure arrière de cadre 33 et 44).

Tache AMM 53-57-02 / 10030 (section inférieure arrière de cadre 33 et 44 de fuselage) était 8CCA est 2CCA.



Figure (III.22) : Secteur d'office et seuil de porte de service

III-4.3. Angle d'aileron dorsal :

➤ **Nature de corrosion des défauts constatés :**

La corrosion est située sur les angles d'aileron dorsale attaches au fuselage.

Elle est principalement due aux dommages de la protection d'écrou d'agrafe et de la protection non appliquée après reprise, pour ajuster l'installation des écrous d'agrafe sur l'angle.

Elle commence à partir du bord de l'enchaînement vertical et à partir des trous à l'attachement de panneau d'aileron dorsal (Voir figure III.22).

➤ **Action corrective de production :**

- ✓ Changez les traitements thermiques d'angle T62 à T73.
- ✓ Ajoutez la protection de téflon sur la bride supérieur.
- ✓ Changez les tailles de plaque d'écrou.

➤ **Améliorations de programme d'entretien :**

Il n'y a aucune amélioration pour le programme d'entretien.

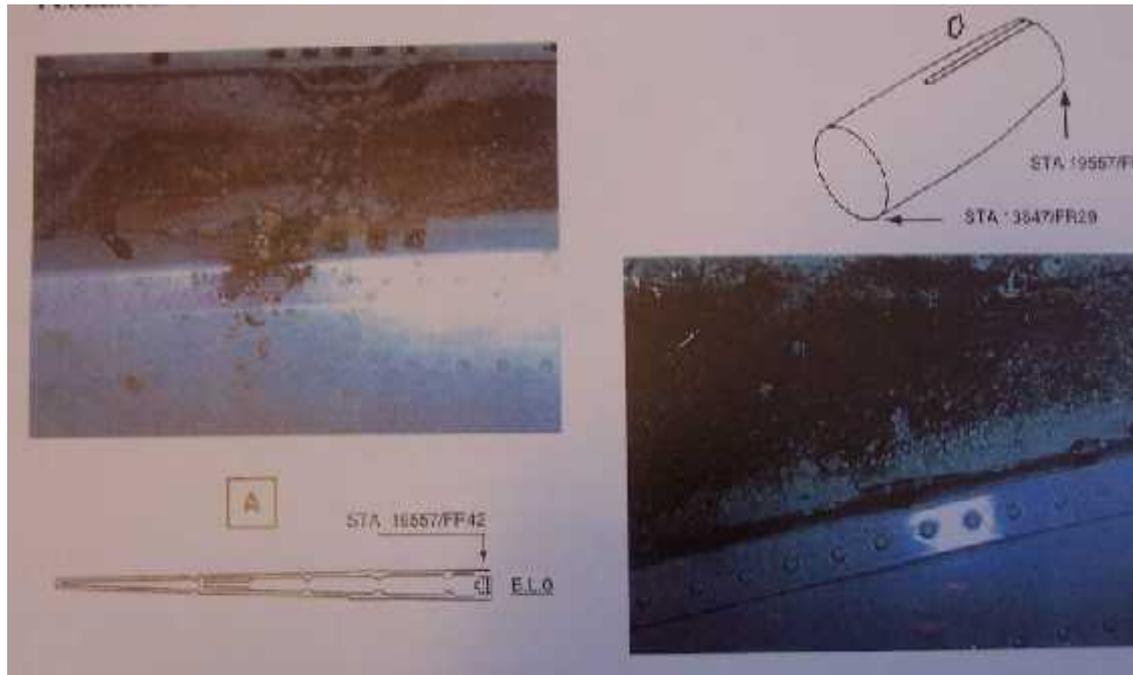


Figure (III.23) : Angle d'aileron dorsal

III-4.4. Les voies et les faisceaux de plancher :

➤ **Nature de corrosion des défauts constatés :**

La corrosion est la plupart du temps situé dans les secteurs suivants.

Trous utilisés pour l'installation des écrous d'agrafe attachant les panneaux de plancher.

Inter section entre la voie de siège et le faisceau de plancher.

Secteur dans la proximité de l'ouverture de porte.

La corrosion est principalement due à l'humidité particulièrement dans les secteurs de porte, et à l'installation d'écrou d'agrafe endommageant la protection voie de siège (Voir figure III.23).

➤ **Action corrective de production :**

- ✓ Appliquer le *PR* aux voies de siège que les extrémités ont localisées près de la porte et des toilettes.
- ✓ Changer le type répulsif de protection de l'eau de *LPS3* en *AV8*.
- ✓ Installer un boudin de mastic entre les composants de plancher et le rail et le composant de plancher eux-mêmes.
- ✓ Changer les écrous d'agrafe (pour les panneaux de plancher d'attachement et le faisceau de plancher) avec les écrous à riber fixes dans le secteur de porte.
- ✓ Changer les écrous existants d'agrafe à l'installation des panneaux et posez les voies.

➤ Amélioration du programme d'entretien :

Amélioration qui a été faite sur 533300-DVI-10000 Int : 4 ans (FR13 à FR17A) c'est la section 13 de fuselage.

Amélioration qui a été faite sur 536300-DVI-11000 Int : 4 ans (FR35 à FR44) c'est la section 16 de fuselage.



Figure (III.24) : Les voies et les faisceaux de plancher

III-4.5. Secteur de toilette :

➤ Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion a été trouvée sous la structure de plancher sur les éléments suivants :

- ✓ Appuis.
- ✓ Membrures intermédiaires.
- ✓ Appui de plancher.
- ✓ Appuis de toilette.
- ✓ Faisceau de pli.
- ✓ Glissez, affrontez et élevez le seuil.

La corrosion est principalement due à la condensation et à l'humidité de l'eau venant du débordement d'apparat de toilette (Voir figure III.25).

➤ Action corrective de production :

- ✓ Changer le type répulsif de protection de l'eau des LPS3 en AV8.
- ✓ Ajouter le trou s'écoulant sur les cadres inférieurs section 16 au FR35, 36, 40, 42, pour ATA72 et l'ATA42.
- ✓ Ajouter la soupape de vidange supplémentaire sur l'ATA72.
- ✓ Déplacer la soupape de vidange sur l'ATA42.
- ✓ Ajouter les trous s'écoulant à STR17, 18, 19, 20, 21 côtes gauches et de rhésus.
- ✓ Remplacer le matériel et la protection de l'aluminium filon couche de porte de toilette de 2024T3 + CAA par l'aluminium 7175T7351 + SAA.
- ✓ Améliorer le cahotage par l'ensemble humide des attaches.
- ✓ Installer le boudin de mastic entre les composants de plancher et les rails et le composant de plancher eux-mêmes.

➤ Amélioration du programme d'entretien :

Tâche AMM 53-68-47 / 1050 (section inférieur arrière de cadre 27 et 33 de fuselage) devient AMM 53-68-48 / 1070 (section inférieur arrière de cadre 33 et 44 de fuselage) (INT: 2CCA).

Tâche AMM 53-68-45 / 1030. Etait 8CCA est 2CCA.



Figure (III.25) : secteur de toilette

III-4.6. Bord principale de charnière :**➤ Nature de corrosion des défauts constatés :**

Les débuts de corrosion d'un secteur non protégé en raison des besoins et de lui de conductivité électrique est principalement situé sur les éléments suivants (Voir figure III.26) :

- ✓ L'appui principal de la charnière du trou de bord.
- ✓ Connecter les secteurs non protégé de charnier alutisse et de métallisation.

➤ Action corrective de production :

Installer une cale de liaison titanique protégée d'IVD (gisement de vapeur d'ion) entre le principale alutisse de charnier de bord.

➤ Amélioration du programme d'entretien :

Il n'y a aucune amélioration du programme d'entretien.

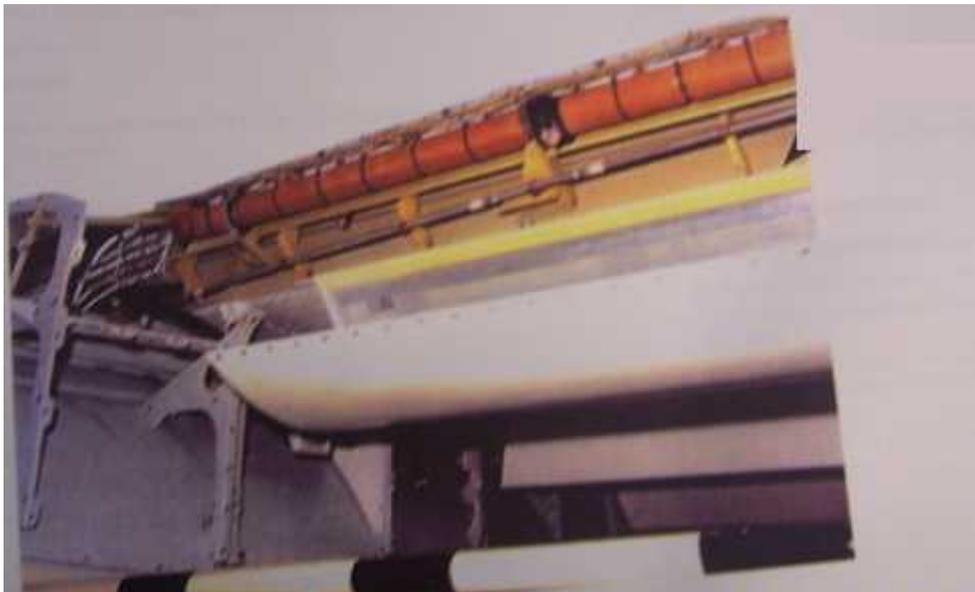


Figure (III.27) : Bord principale de charnière

III-4.7. Semelles rapportées du longeron avant et arrière de la boîte extrême :

➤ Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est principalement trouvée de bonne cote d'extrémité gauche des semelles reportées de longeron arrière inférieure et dans un certain cas sur les chapeaux supérieurs du longeron arrière et sur les chapeaux inférieurs et supérieurs du longeron avant.

La corrosion a pu être due aux défauts de protection sur des chapeaux, particulièrement à la pénétration de l'eau de bord liée aux agents environnementaux qui accélèrent les phénomènes (Voir figure III.27).

➤ Action corrective de production :

Remplacer le matériel des semelles, rapportées de longeron inférieur et arrière par l'alliage 7175T7351 entre la nervure 19 et la nervure 30.

Chanfreiner le bord pointu des semelles rapportées du longeron d'extrados inférieur, pour le longeron avant et arrière.

➤ Amélioration du programme d'entretien :

Il n'existe aucune amélioration du programme d'entretien.

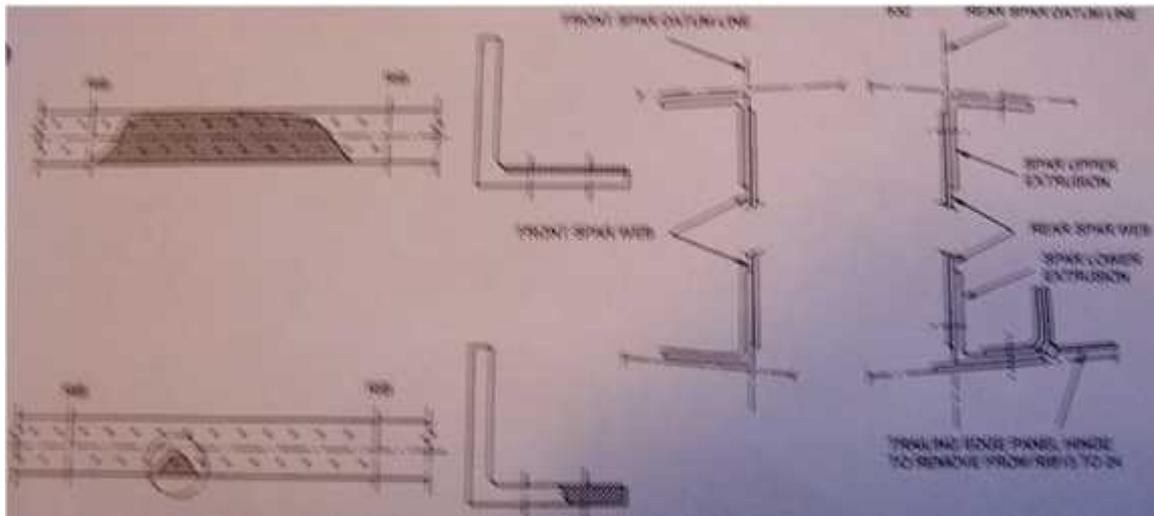


Figure (III.28) : Semelles rapportées du longeron avant et arrière de boîte extrême

III-4.8. Corrosion externe des panneaux extérieurs de la boîte inférieure :**➤ Nature de corrosion des défauts constatés :**

La corrosion est principalement située dans le secteur des attaches de panneau de revêtement inférieur d'aile à surmonter et renforcer.

Ceci a pu être provoqué par la peinture ébréchant autour du trou lié aux agents environnementaux (Voir figure III.28).

➤ Action corrective de production :

Il n'existe aucune action corrective de production.

➤ Amélioration du programme d'entretien :

Il n'y a aucune amélioration du programme d'entretien.

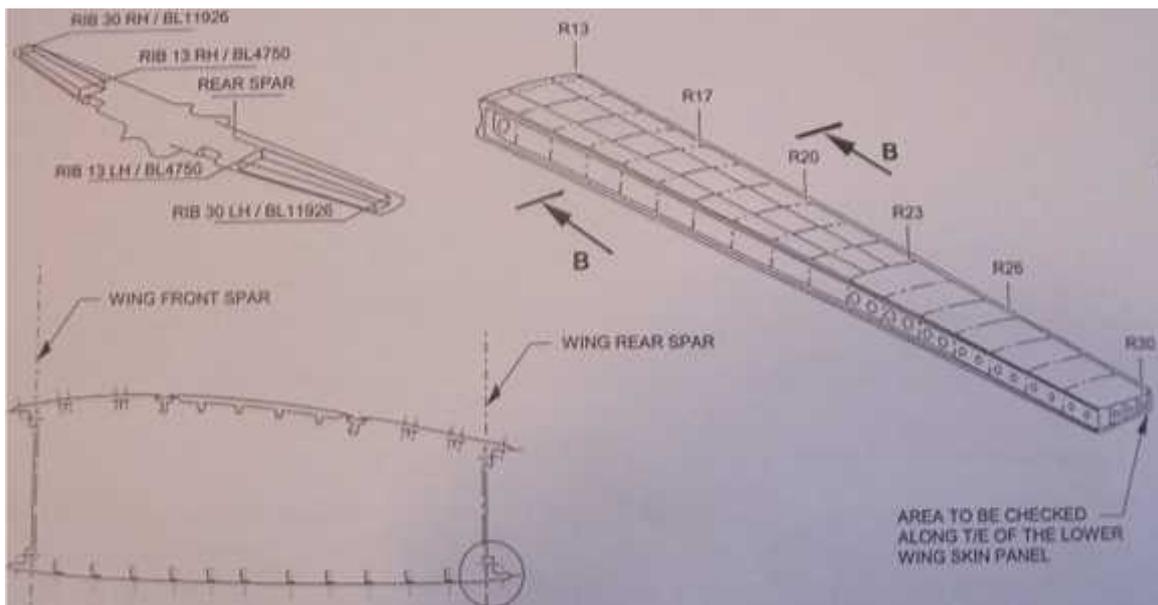
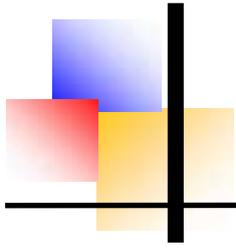
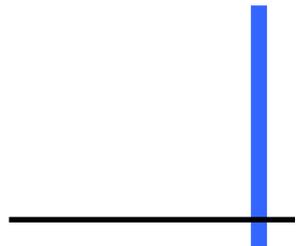


Figure (III.29) : Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boîte inférieure



CHAPITRE - III

MAINTENANCE STRUCTURALE



CONCLUSION

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 « description de l'avion » ainsi que la partie « maintenance et modification structurale ».

La synthèse de cette étude conduit à la conclusion générale suivante. On a constaté que la structure de cet aéronef est très compliquée. De même que pour son contrôle et pour les exigences demandées à assurer un bon fonctionnement dans les meilleures conditions. Aussi, sa maintenance nécessite un entretien permanent, un personnel très qualifié et des outils spéciaux.

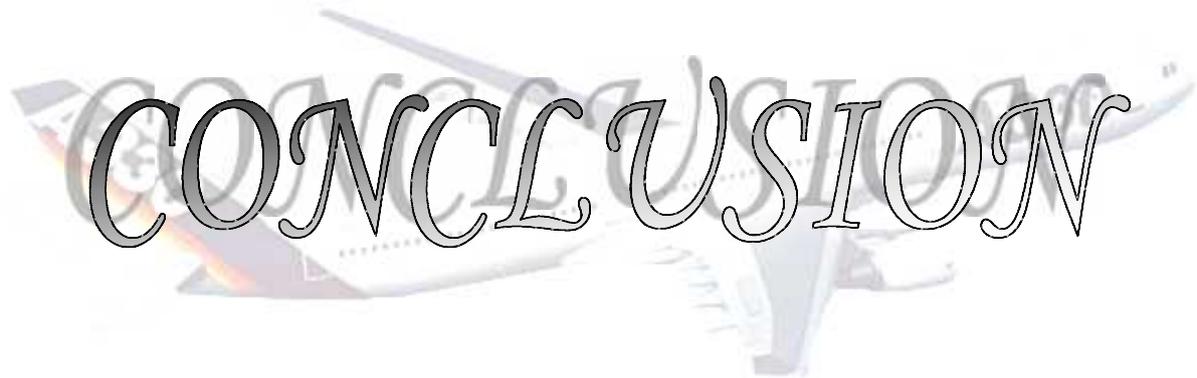
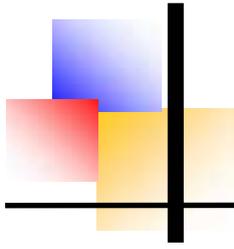
Nous avons également appris l'utilisation des différents documents de maintenance qui gèrent la maintenance programmée et non programmée de la structure.

La maintenance de cet avion est une nouvelle génération de conception. Sa facilité de maintenance en piste est due à sa haute technologie et à sa fiabilité de réparation suite aux nouveaux systèmes d'indications (MCDU, MDDU et PRINTER...) qui permettent au pilote et au technicien de localiser la panne.

Malgré les difficultés rencontrés et les moyens qui sont limités, c'est à dire le manque de documents et de personnes qualifiées dans le domaine, nos efforts ont conduit à l'élaboration d'un fructueux mémoire.

Mon collègue et moi avons fait preuve de beaucoup d'abnégations et de ténacité pour la réussite de notre travail et on souhaite qu'il apporte un plus au sein de notre département. On souhaite aussi, qu'il aura une suite dans le domaine de la fiabilité des systèmes.

Nous espérons que nous avons atteint notre but.

A large, faded, light-blue background image of a commercial airplane in flight, viewed from a low angle. The word "CONCLUSION" is superimposed over the center of the image in a large, white, outlined, serif font.

CONCLUSION

