

République ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Saad Dahleb Blida
Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique



Projet de fin d'études

*Pour l'Obtention du Diplôme des Etudes Universitaires Appliquées (DEUA)
en Aéronautique*

Option : Structure

THEME

**ETUDE ET CONTROLE EN MAINTENANCE DE LA
STRUCTURE ATR72-500**

Présenté par :

M^{ELLE} : BOUNAAS IHSENE

Encadré par :

M. BELLOUTI Rafik

M. ABDALLAH EL-HIRTSI Ahmed

Promotion 2006

Remerciement

Je remercie dieu le tous puissant de m'avoir donner le courage et la patience de finir cet étude.

Je tiens à remercier tout particulièrement mon promoteur M^r BELLOUTIE RAFIK ainsi que mon co-promoteur M^r HERTSI ABDALLAH Ahmed pour leur encadrement, leurs conseils, leurs encouragements qu'ils trouvent ici l'expression de notre profonde gratitude.

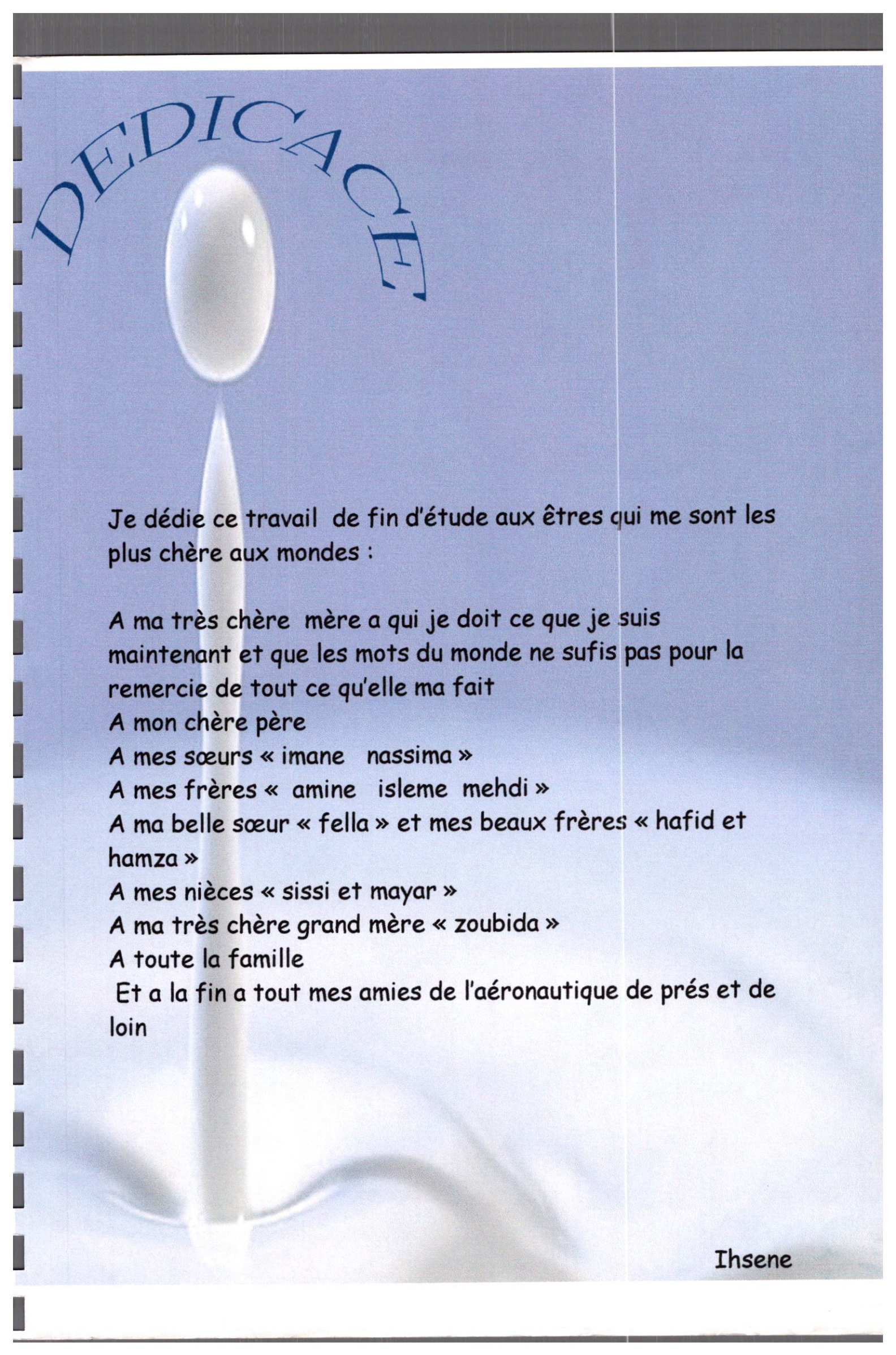
J'adresse également mes remerciements à: M^r BILHAMISSI Abdrahmene, pour son aides pratiques et théoriques et aussi M^{lle} Ahlem et M^{lle} Yasmine.

Je tiens aussi à remercier M^r belloutie hamza et M^{lle} Zarif Hayet et M^r benerebiha adel qui ont contribué au bon déroulement afin que ce travail soit un travail de qualité.

Au membre de jury d'avoir accepté d'honorer par leurs présences et de juger ce travail.

Ihsene

DEDICACE



Je dédie ce travail de fin d'étude aux êtres qui me sont les plus chère aux mondes :

A ma très chère mère a qui je doit ce que je suis maintenant et que les mots du monde ne sufis pas pour la remercie de tout ce qu'elle ma fait

A mon chère père

A mes sœurs « imane nassima »

A mes frères « amine isleme mehdi »

A ma belle sœur « fella » et mes beaux frères « hafid et hamza »

A mes nièces « sissi et mayar »

A ma très chère grand mère « zoubida »

A toute la famille

Et a la fin a tout mes amies de l'aéronautique de prés et de loin

Résumé

Notre étude a basé sur l'ATR72-500 en générale, sa maintenance en particulier.

Et aussi dans notre projet de fin d'étude nous enrichissons avec des cartes des maintenances et les modifications qui sont faite sur l'aéronef.

On conseils les compagnies aérienne de coopéré avec le constructeur car sa maintenance est facile et économique a la fois.

Abstract

Our study based on the ATR72-500 in general, and about it's maintenance in particular.

And also in our project, we enrich with the charts by maintenance the modifications which are made on the aeronef.

Finally we councils the airlines companies to cooperated with the manufacturer because it's maintenance is easy and economic too.

ABBREVIATION

A.C	Courant Alternatif
AL	Aluminium
AMM	Aircraft manual maintenance
ATR	Aircraft transport régional
ATA	Air transport association
BL0	Butteck line
CAA	Civil Aeronautics Board
DVI	Detailed Visual Inspection
FR	Frame
FWD	Forward
GVI	General Inspection Visual
JIC	Job Instruction Card
LH	Left Haud
MOD	Modification
MPD	Multipurpose display
PR	Joint Etancheite
RH	Right Haud
SDI	Special Visual Inspection
SRM	Manuel Structural Preparation
SSI	Structurally Significatif Item
STR	Stringer
SAA	Simulator For Air To-Air
ZL	Zone

SOMMAIRE

Introduction

CHAPITRE I : Généralités Sur L'avion ATR72-500

Historique.....	1
I.1 Généralités.....	2
I.2 Caractéristiques de l'aéronef.....	3
I.3 Présentation de la structure de l'ATR72-500.....	5
I.3.1 Fuselage.....	5
I.3.2 Les portes.....	7
I.3.3 La voilure.....	6
I.3.4 Le stabilisateur.....	7
I.3.5 Les nacelles.....	9

CHAPITRE II : Etude Technologique De La Structure

II.1 Présentation détaillée de l'aéronef.....	11
II.1.1 Fuselage.....	11
II.1.2 Méthode de construction et matériaux.....	13
II.1.3 Voilure.....	19
II.1.4 Les portes.....	27
II.1.5 Le stabilisateur.....	29
II.1.6 Les nacelles.....	32
II.2 Assemblages des pièces.....	35
II.2.1 Rivetage.....	36
II.2.3 Soudage.....	36
II.2.4 Collage.....	37

CHAPITRE III : Maintenance Structurale

III.1. Protection des matériaux contre la corrosion.....	38
III.2. Nature de la corrosion.....	38
III.2.1. Types de corrosion.....	39
III.2.2. Moyens de protection.....	43
III.2.3. Protection des alliages ferreux.....	43
III.2.4. Protection des alliages légers.....	45
III.2.5. Protection par recouvrement métallique.....	46
III.3. Rupture par fatigue.....	50
III.3.1. Définition.....	50
III.3.2. Limite de fatigue.....	51
III.3.3. Importance de la rupture par fatigue en construction aéronautique.....	51
III.4. Maintenance selon la carte ATR.....	52
III.4.1. Les portes.....	53
III.4.2. Le fuselage.....	58
III.4.3. La nacelle.....	73

III.4.4. Le stabilisateur.....	77
III.4.5. Les fenêtres.....	80
III.4.6. La voilure	82

CHAPITRE VI : Modifications Structurales

IV.1 Modification De L'aéronef.....	89
IV.4 Les Portes	89
IV.4.1 Les Pax Servent L'équiper La Porte.....	89
IV.4.2 Sortie De Secours De Structure Casserole Intérieure En Bas Et Autour Des Trous De Drain	90
IV.2 Fuselage.....	91
IV.2.1 Soute Arrière.....	91
IV.2.2 Secteur D'office Et Seuil De Porte De Service.....	92
IV.2.3 Angle D'aileron Dorsale.....	93
IV.2.4 Les Voies Et Les Faisceaux De Plancher.....	94
IV.2.5 Secteur De Toilette.....	95
IV.2.6 Secteur Abaisser.....	96
IV.2.7 Corrosion D'armature De Fenêtre De Carlingue	97
IV.3 Voilure.....	98
IV.3.1 Bord Principal De Charnier.....	98
IV.3.2 Semelle Rapportées De Longerons Avant Et Arrière De Boite Extrême.....	99
IV.3.3 Corrosion Externe D'extérieure De Panneaux De La Boite LWR.....	100
IV.3.4 Porte D'accès De Réservoir De Panneaux Avant	101

Conclusion générale.

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I :

Figure. (I.1). Assemblage de l'avion.....	2
Figure. (I.2). Les caractéristiques de l'avion ATR72-500.....	4
Figure. (I.3). Le fuselage.....	5
Figure. (I.4). Les portes.....	6
Figure. (I.5). La voilure.....	7
Figure. (I.6). Le stabilisateur.....	8
Figure. (I.7). La nacelle	9

CHAPITRE II :

Figure (II.1) : Le fuselage.....	11
Figure II.2 : Les cadres du fuselage.....	13
Figure II-3 : Les poutres de fuselage.....	14
Figure II.4 : Les lisses du fuselage.....	15
Figure II.5 : les panneaux de fuselage.....	15
Figure II.6 : Le centre de fuselage.....	17
Figure II.7 : la voilure.....	19
Figure II.8: les longerons du fuselage.....	21
Figure II.9 : les nervures du fuselage.....	22
Figure II.10 : les ferrures du fuselage.....	23
Figure II.11 : le bord d'attaque	24
Figure II.12 : bord de fuite	25
Figure II.13 : les ailerons.....	26
Figure II.14 : ensembles spoilers	27
Figure II.15 : les portes.....	28
Figure II.16 : le stabilisateur.....	30
Figure II.17 : la nacelle moteur.....	33

CHAPITRE III :

Figure (III.1) : Corrosion de filiforme.....	39
Figure (III.2): Corrosion par piqûres.	40
Figure (III.3): Corrosion galvanique.....	40
Figure (III.4) : corrosion sous contrainte.....	41
Figure (III.5) : Corrosion par fatigue.	41
Figure (III.6) : Corrosion par frottement.....	42
Figure (III.7) : Corrosion microbienne.....	42
Figure (III.8) : Porte d'équipage de passagers.....	55
Figure (III.9) : trappe aérienne de compte de vol.....	56
Figure (III.10) : Porte cargo.....	57
Figure (III.11) : nœud 1 et 2 de la structure de fenêtre.....	59
Figure (III.12) : Jambe tourillon de train d'atterrissage avant.....	62
Figure (III.13) : Section 13 de fuselage.....	63
Figure (III.14) : plate forme arrière de pression d'aile.....	64
Figure (III.15) : Partie central de fuselage.....	66
Figure (III.16) : ferrure support d'aile.....	68

Figure (III.17) : fuselage section arrière	71
Figure (III.18) : surface arrière de cloison de pression	72
Figure (III.19) : Les extrémités de tube 2 et 3	75
Figure (III.20) : section de centre de nacelle	76
Figure (III.21) : Stabilisateur horizontal	78
Figure (III.22) : Boite de longeron de stabilisateur vertical	79
Figure (III.23) : Hublots	81
Figure (III.24) : Longeron arrière de boite intérieur	84
Figure (III.25) : Les fixations des ferrures de nacelle	85
Figure (III.26) : Aile externe du longeron avant	87
Figure (III.27) : Aileron interne	88

CHAPITRE IV :

Figure (IV.1) : Les pax servent d'équiper la porte	90
Figure (IV.2) : compartiment arrière	91
Figure (IV.3) : Secteur d'office et seuil de porte de service :	93
Figure (IV.4) : Angle d'aileron dorsal	94
Figure (IV.5) : Les voies et les faisceaux de plancher	95
Figure (IV.6) : secteur de toilette	96
Figure (IV.7) : Section abaisser	97
Figure (IV.8) : Corrosion d'armature de fenêtre de carlingue	98
Figure (IV.9) : Bord principale de charnière	99
Figure (IV.10) : Semelles rapportées de longeron avant et arrière de boite extrême	100
Figure (IV.11) : Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boite inférieur	101

Introduction

INTRODUCTION

L'ATR 72-500 est la dernière version de la famille des turbopropulseurs ayant le plus réussi dans le monde.

Les fabricants ont regardé la condition aérospatiale de France et des compagnies Alenia de (l'Italie) et ont décidé de faire une coopération pour la naissance d'un nouvel avion de transport régional. Les résultats de leurs travaux ont donné la naissance de l'ATR 72-500.

L'objectif de ce travail consiste à étudier la structure de l'ATR 72-500, nous sommes intéressées à sa technologie, son fonctionnement, son contrôle ainsi que sa maintenance.

Notre travail, effectué au niveau de l'hangar de maintenance d'AIR ALGERIE, est organisé en quatre chapitres.

Le premier chapitre, présente des généralités sur l'aéronef ATR72-500 où nous avons définis son historique et ces caractéristiques, ainsi une description générale de sa structure.

Le deuxième chapitre décrit l'étude technologique de la structure de l'ATR72-500, où nous avons fait une présentation détaillée de chaque élément de sa structure et la méthode de sa construction. Ainsi que les différents types d'assemblages des pièces.

Dans le troisième chapitre, nous avons décrits la maintenance structurale des cartes de cet aéronef et étudié les dommages de corrosion et de fatigue.

Dans le chapitre quatre, nous avons donné les principales modifications structurales de l'ATR72-500.

Finalement nous avons terminé notre étude par une conclusion générale.

Chapitre I

Généralités sur l'avion ATR72-500



Historique

La construction de l'avion ATR (avion de transport régional) a été lancée en octobre 1981 en réponse à une demande nouvellement signalée d'industrie d'un avion régional de 64 à 74 sièges, avec les conditions spécifiques recherchées :

- Flexibilité opérationnelle exceptionnelle dans l'environnement
- Consommation du carburant et l'entretien à moindre coût
- Confort des passagers.

Les fabricants Français et Italien envisagent rapidement une coopération après une annonce officielle dans ce sens par aérospatial le 11 juillet 1980. L'affaire est conclue est signée un accord d'association pour le projet le 4 novembre 1980.

L'ATR est utilisé à une grande partie d'effort de recherche et de développement qui était déjà suivi par aeritalia et aérospatiale pour un nouvel avion.

Les résultats de leurs travaux ont donné naissance de l'ATR 42 et l'ATR 72 les nominations 42 et 72 sont dérivées de leur nombre de places

- La section de fuselage, les gouvernes de direction, l'empennage, les trains et l'équipement cabine sont établies par ALIENIA à NAPELES (Italie)
- Les ailes et les nacelles du moteur sont construites par aérospatial à SAINT NASAIRE (France)
- Les groupes turbopropulseurs sont construits par PRATT et WHITNEY de Canada.
- Les hélices sont construits par HAMILTON-STANDART.

Toutes ces composantes sont alors transportées à TOULOUSE (France) pour l'assemblage final et l'essai en vol.

Vers la fin de 2001, 616 avions ont été délivrés à partir de 652 qui ont été commandés. (256 du type ATR72, 360 du type ATR42), ceci représente 67% de la part du marché mondial en ce qui concerne les turbopropulseurs dont le nombre de sièges varie de 40 à 70 sièges.

CHAPITRE I

GENERALITES SUR L'AVION ATR72-500

I.1 Généralités :

L' avion ATR72-500 a les propriétés suivantes :

- Les sections de fuselage et les empennages sont établis par Alinia (Italie).
- Les ailes et nacelles du moteur sont construites par l'aérospatiale Nasaire (France).
- Les groupes de turbopropulseurs sont construits par Pratt et Whitney de Canada.

Le nouveau ATR72-500 est un bi-turbopropulseur. Il transporte entre 64 à 74 passagers. Il a été transporté à Toulouse (France) pour l'assemblage final et l'essai en vol (figure I.1).

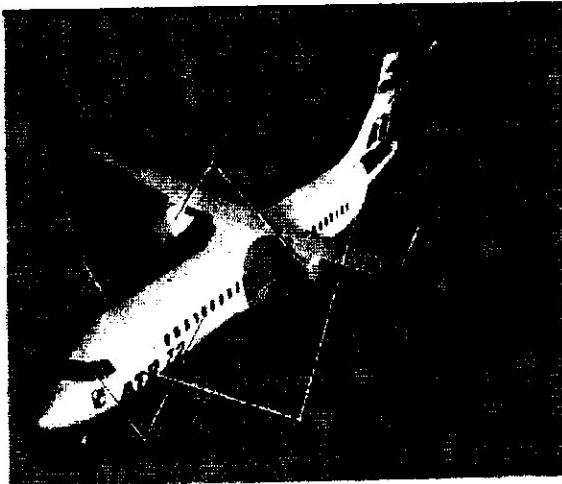


Figure I.1 : Les différents éléments constituant l'ATR 72-500

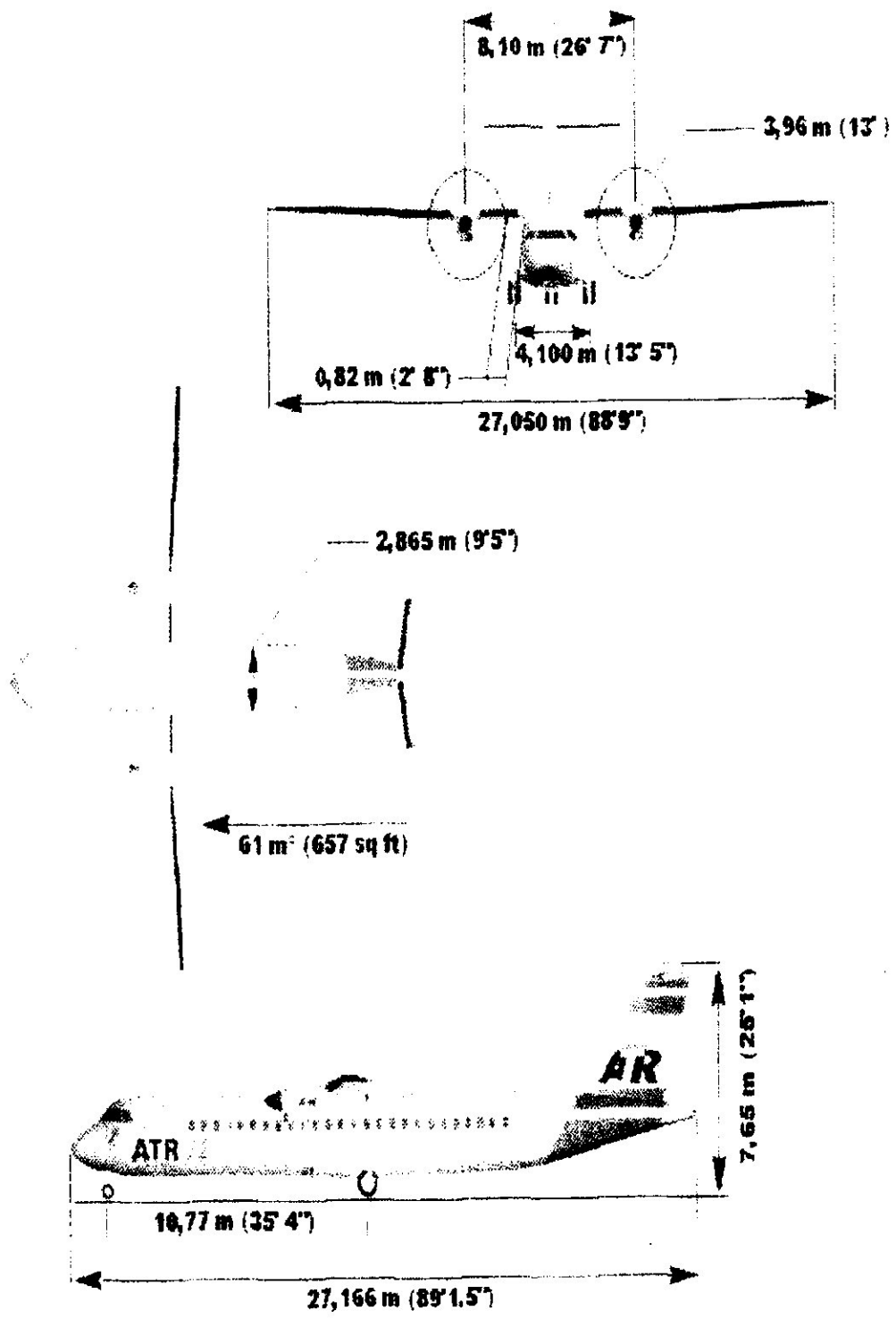


Figure I.2 : Les caractéristiques de l'ATR72-500.

I.2 Présentation de la structure de l'ATR72-500 :

I.2.1 Le fuselage :

Le fuselage de l'avion d'ATR 72 est de construction semi monocoque, conçu selon des critères tolérants de sécurité / dommages pour des raisons structural comme suit (voir figure I.3):

Section 11 : nez de fuselage

Section 13 : section centrale d'avant de fuselage

Section 15 : partie centrale de fuselage

Section 16 : section centrale arrière de fuselage

Section 18 : section de queue de fuselage.

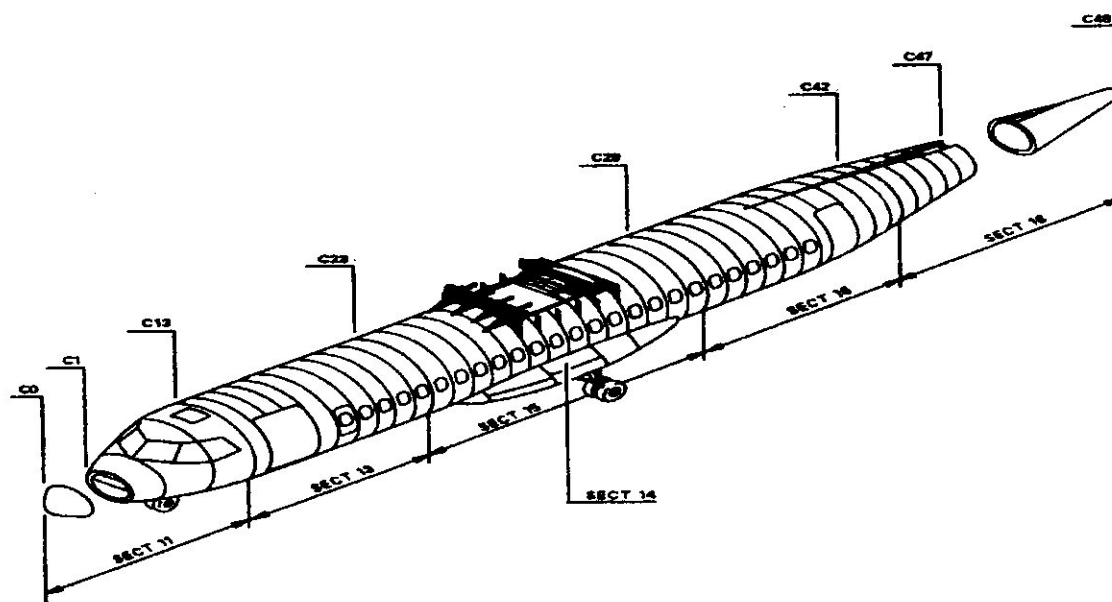


Figure.I.3. Le fuselage

Le fuselage comprend les armatures et les panneaux. Les armatures sont fabriquées en matériel 7075-T6 réalisée dans des épaisseurs de section ensemble. La section transversale de l'armature est de type de C ou de Z généralement obtenue par la formation. Les armature la plupart du temps soumises a une contrainte par des charges plus élevées sont établies dans la pièce forgée d'aluminium usine par 7075-T73 dans la partie inférieur et latérale du fuselage.

Des lisses sont attachées aux armatures, sont faites principalement de matériel 7075, généralement obtenue par la formation. Les lisses sont attachées à d'autres composants de fuselage par des rivets et conçues pour résister à la transmission de la charge.

Les panneaux peuvent être de deux types : peau ou panneaux de plancher. Les panneaux de revêtement sont faits en peau 2024-T3 numérotée par 7076 lisses rivées par T6. Dans la peau, un large double fraisage de liaison et de produit chimique a été utilisé. Dans la section 13 et 16, où les mesures plus minces exigent leur utilisation, les arrêts collés de larme sont employés couramment.

I.2.2 la voilure :

L'ATR est un avion à haute voilure se composant de trois forces :

- Une boîte rectangulaire de centre
- Deux boîtes extérieures trapézoïdales, une pour chaque côté de la boîte plan centrale.

Le plan central et deux toiles, longitudinales appropriées au cisaillement, sont attachées au fuselage avec le boulon d'expansion et attachent le boulon et le centre-fiche aux armatures principales de fuselage (figure 1-4).

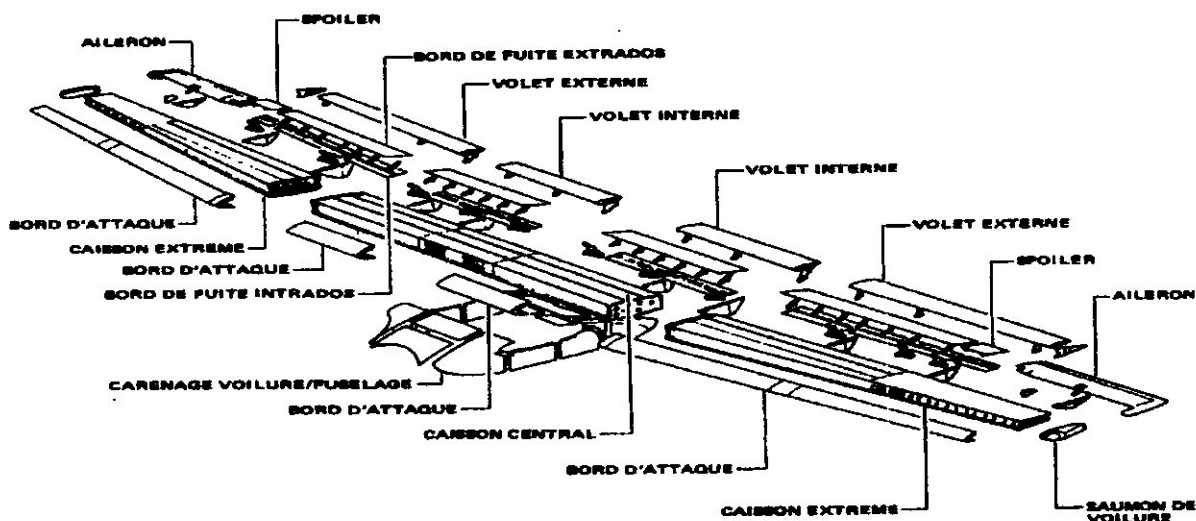


Figure. I.4. La voilure

Les structures secondaires suivantes sont fixées sur les éléments principaux :

- Les saumons,
- Les bords d'attaques,
- Les bords de fuite,
- Les ailerons d'aile,
- Les spoilers d'aile,
- Les carénages.

I.2.2 Les ports :

Cette section couvre toutes les portes externes pour pressuriser des compartiments non pressurisés, système d'avertissement de portes de train d'atterrissage. Il y a plusieurs portes dans l'aéronef (figure I.5)

- Porte de passager/équipes
- Porte de soute de secours
- Port cargo
- Porte de service

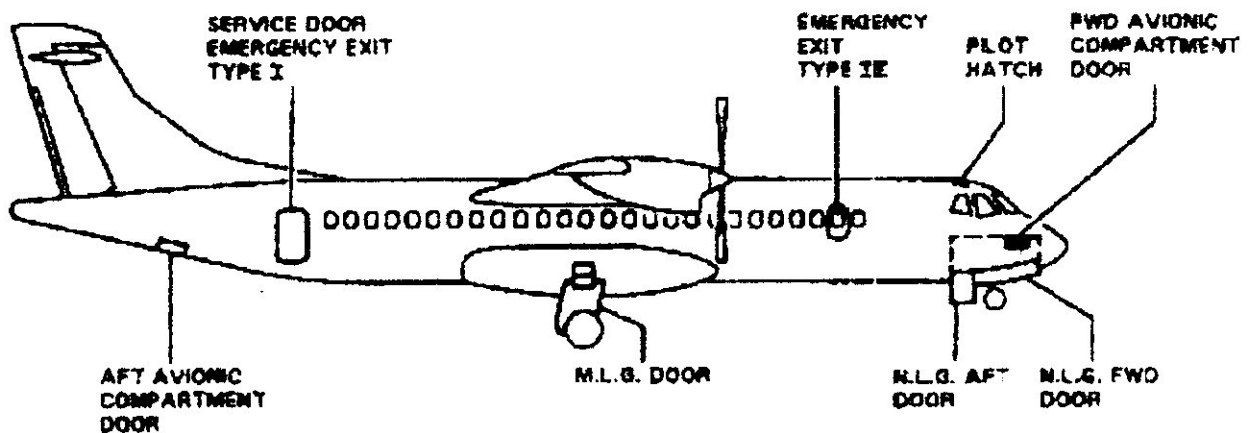


Figure (I.5) les portes

I.2.3 Stabilisateur :

L'ATR est équipé de stabilisateur boulonné à la section de queue du fuselage. Il se compose de :

- Les principaux bords démontables de types courant construction avec les nervures espacées étroites. Ils sont adaptés jusqu'à dessus du longeron avant des brides du fond à l'aide des vis résistantes à la corrosion (en acier inoxydable), le bord principale de stabilisateur horizontal est équipée des initialisation de dégivrage.
- La structure de boîte principale est du type structure d'arc de longeron faite en panneau de sandwich. Les panneaux de revêtement sont fixes aux brides de longeron à l'aide des rivets.

- Les ascenseurs sont adaptés au longeron arrière de stabilisateur horizontal à l'aide de trois charnières pour chacun. La structure d'ascenseur est faite à partir du plastique renforcé par carbone avec le noyau de nid d'abeilles.

Le bord arrière est adapté à une étiquette d'équilibre reliée à la structure d'ascenseur à l'aide d'une charnière de piano. Les ascenseurs sont équipés des klaxons de chauffage.

Le stabilisateur est composé :

- D'un aileron dorsal
- D'un aileron
- Un gouverne de direction

L'aileron dorsal, se compose d'une partie avant et arrière. Il est fixé au fuselage à l'aide de vis et un type courant structure en utilisant les métiers composites pour des panneaux de revêtement.

L'aileron, adapté à la partie arrière de fuselage à l'aide des boulons, inclut une boîte structurale principale, la boîte principale et une margine démontable d'aileron et une structure de longeron avec des panneaux de sandwich est boulonnée à la partie arrière de fuselage.

Le gouverne de direction, est articulée sur le longeron arrière d'aileron à l'aide des charnières d'arbre, dont un inférieur est duel. Les constructions de deux longerons dactylographient et le matériel est plastique renforcé par le carbone.

Le rebord arrière adapté dans la section inférieure à un équilibre à étiquette de ressort relié à la structure de gouverne de direction par le piano structural. Le bout de gouverne de direction est équipé du klaxon de chauffage (figure 1-6)

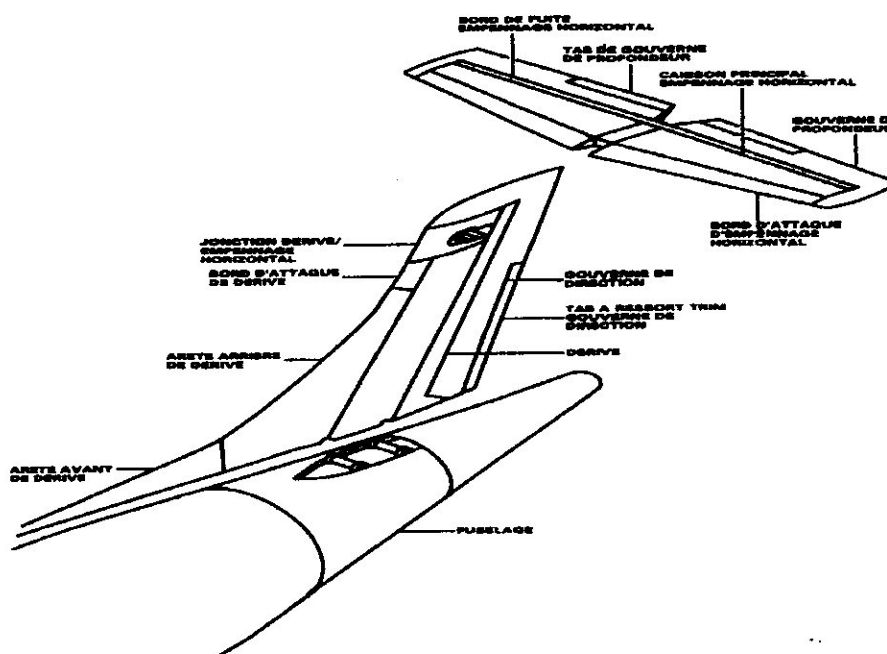


Figure I.6 : Le stabilisateur

I.2.4. Nacelle :

Les nacelles contiennent des moteurs et l'équipement relatif. Elles comportent l'armature principale qui porte de carénage. Nacelle sont fixées sur l'intrados de la boîte du centre et au longeron avant d'aile entre les nervures 10 et 12. Chaque nacelle inclue une section avant, un centre et une section arrière figure (1-7).

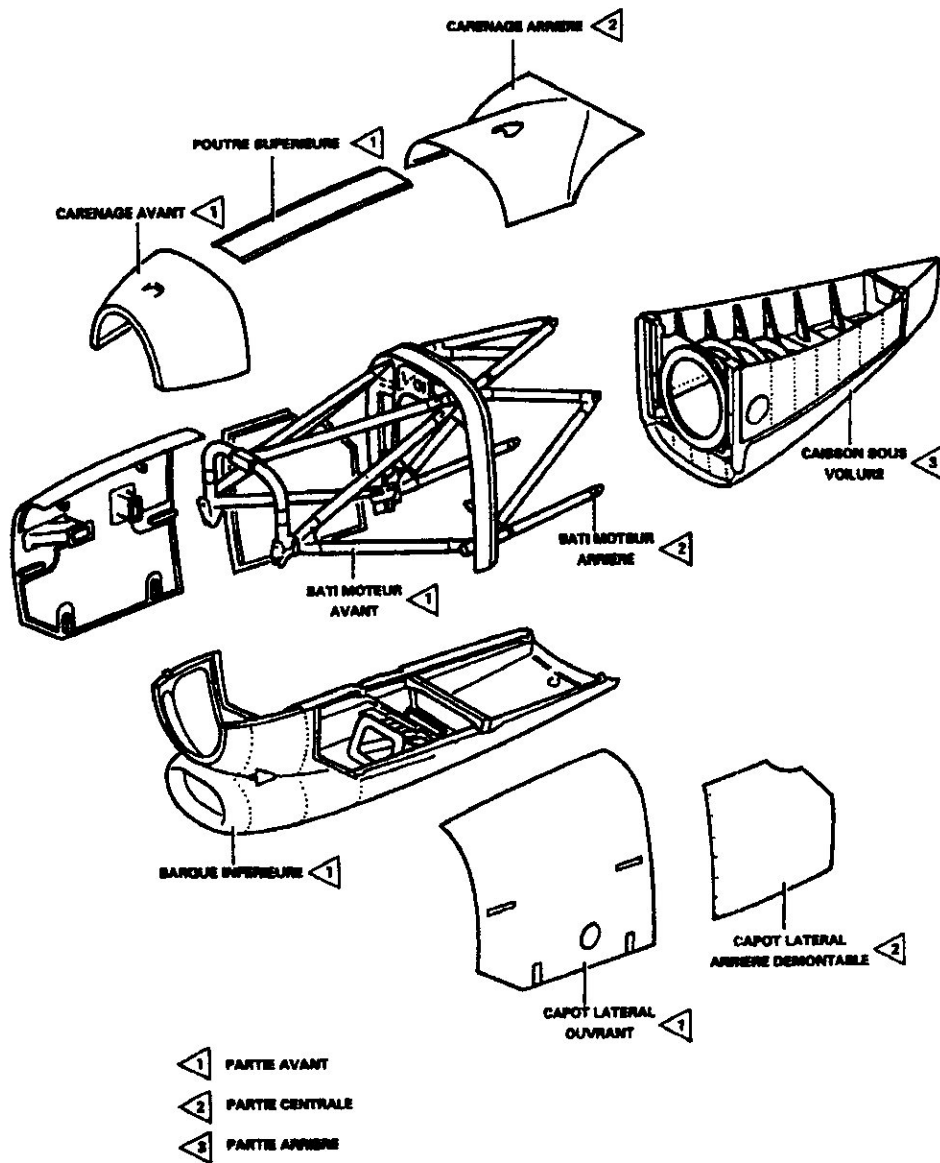


Figure I.7 : La nacelle

- **Section avant** : La section avant de nacelle inclue le bâti de moteur avant qui est attaché au bâti de moteur arrière avec quatre boulons de tension passant par l'armature intermédiaire. Le bâti du moteur avant titanique est une structure de treillis composée de nœuds forgés, soudés et de tubes.

La partie plus inférieure de la section avant de nacelle inclue également le capot d'entrée d'air. S'étend de l'avion de l'armature intermédiaire qui adapte au conduit d'air et à l'armature d'air du radiateur d'huile et à une structure arrière entre l'armature d'intermédiaire et la boîte d'aile de dessous vers l'avant sont attachés à la structure principale à l'avant vers l'avant du moteur montent en avant, l'armature intermédiaire et l'armature vers l'avant de l'aile. La structure de ces éléments se compose de cadre et de carbone titanique, de sandwich ignifuge à namex enduit extérieurement de la mollie en bronze.

Deux capots (A), étant d'avis vers le haut, sont articulés de chaque côté du faisceau supérieur. Ils sont faits de carbone/sandwich ignifuge à namex. Chaque capot est fermé par quatre serrures (B). Le voyage de chaque capot limite par une tige télescopique.

- **Section centre** : le centre section de nacelle inclue le bâti d'aile et sous la boîte d'aile. Le bâti de moteur titanique est une structure de treille composée de nœuds forgés soudés et de tube.
- **Section arrière** : la section arrière de nacelle comporte une structure de boîte de dessous d'aile composée de structure légers de coquille d'alliage. L'armature vers l'avant comporte le mur à l'épreuve du feu. La boîte d'aile de dessous est attachée à l'intrados de la boîte d'aile par deux garnitures verticales attachées à l'armature vers l'avant, boulonnées aux garnitures correspondantes du longeron arrière plus bas couvrez et deux angles assurant lambrissent un conduit métallique, y compris une protection thermique assure l'évacuation chaude de gaz et protège la structure.

Chapitre I

Généralités sur l'avion ATR72-500



Chapitre II

Etude technologique de la structure



CHAPITRE II

ETUDE TECHNOLOGIQUE DE LA STRUCTURE

II.1. Présentation détaillée de l'aéronef :

II.1.1. Le fuselage :

A. Section de fuselage :

Le fuselage de l'ATR72-500 est du type semi-monocoque conçu suivant les critères de tolérants des dommages fiables. Pour des motifs de structure et de production, le fuselage est fabriqué par tronçons structuraux de manière suivante : (Figure II.1).

- Section 11 : désigne le point avant fuselage
- Section 13 : désigne la section centrale avant fuselage
- Section 15 : désigne la section central fuselage
- section 16 : désigne la section central arrière fuselage
- section 18 : désigne la section arrière fuselage
- Carénages aérodynamiques

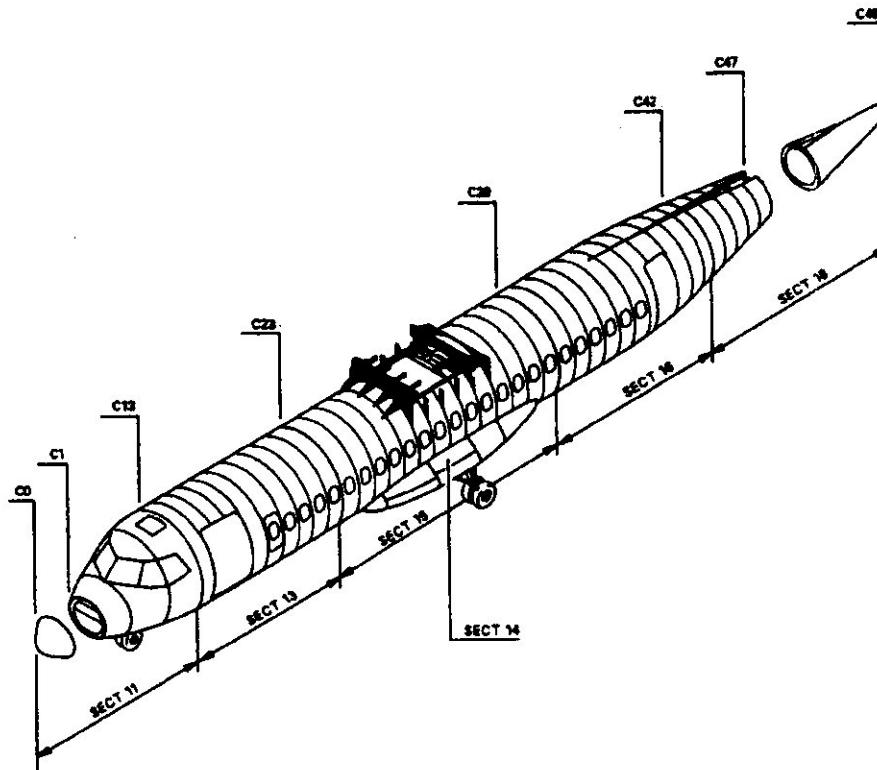


Figure (II.1) : Le fuselage

B. Détail 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'attachement 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 profils 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 couloir : 400 kg/m square
- Sous siège cabine : 200 kg/ m square
- Entrée compartiment passagers, office, toilettes et soute arrière : 400 kg /m square

II.1.2. Méthodes de construction et matériaux :

A. Cadres :

Cinquante cinq cadres montés sur l'avion ATR72-500 et sont fabriqués à partir des matériaux en alliages 7075 et 7050. Ils sont réalisés entre eux par tronçons : la section des cadres est du types « C » ou « Z ».

Les tronçons des cadres sont généralement obtenus par formage. Les cadres sont réalisés pour résister aux charges de cisaillement et pour la pressurisation transmises par revêtement et les lisses (Figure II.2).

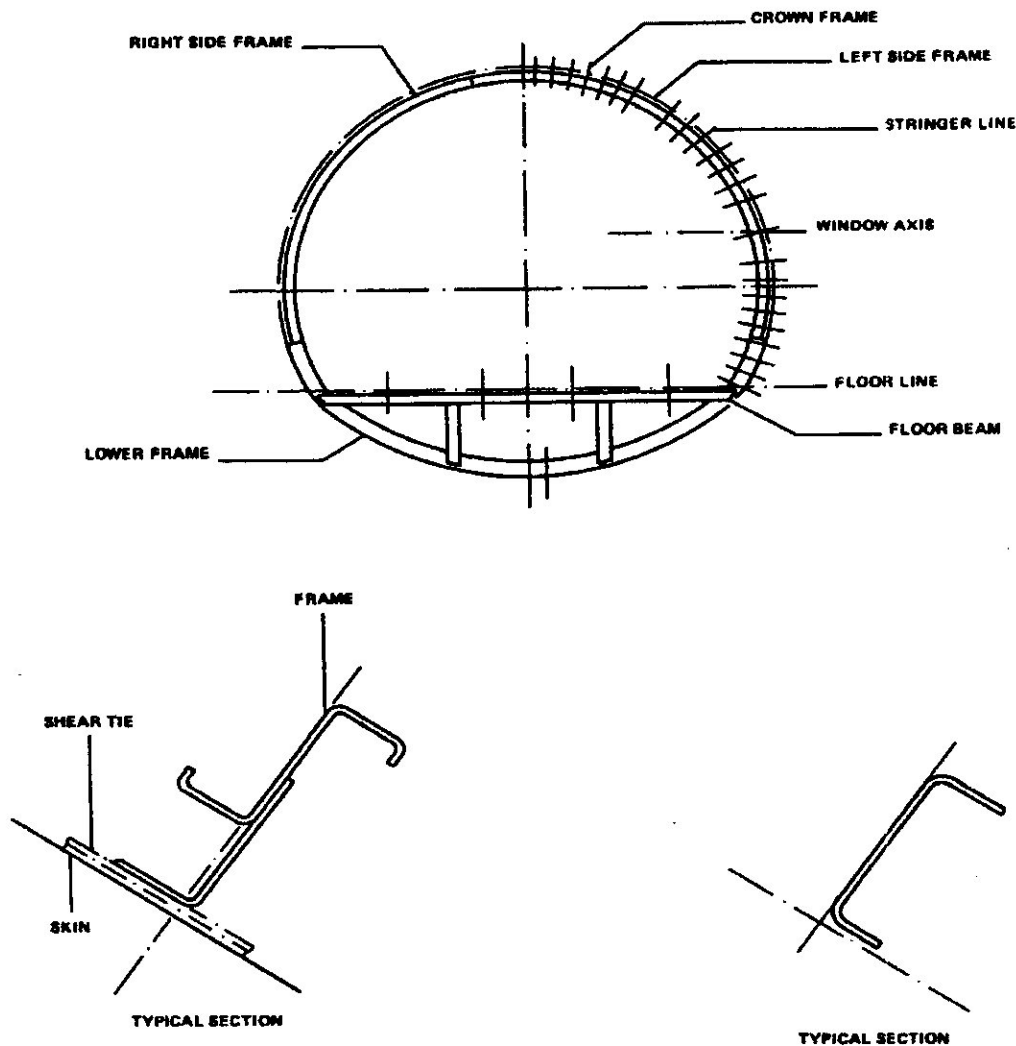


Figure II.2 : Les cadres du fuselage

B. Poutres :

Les poutres montées sur le fuselage de l'ATR72-500 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 lorsque elles sont intégrées aux plaques.

Les poutres sont généralement destinées à renforcer les cadres, les panneaux plancher (ainsi que les rails de siège) et à résister à l'effort de cisaillement (Figure II.3).

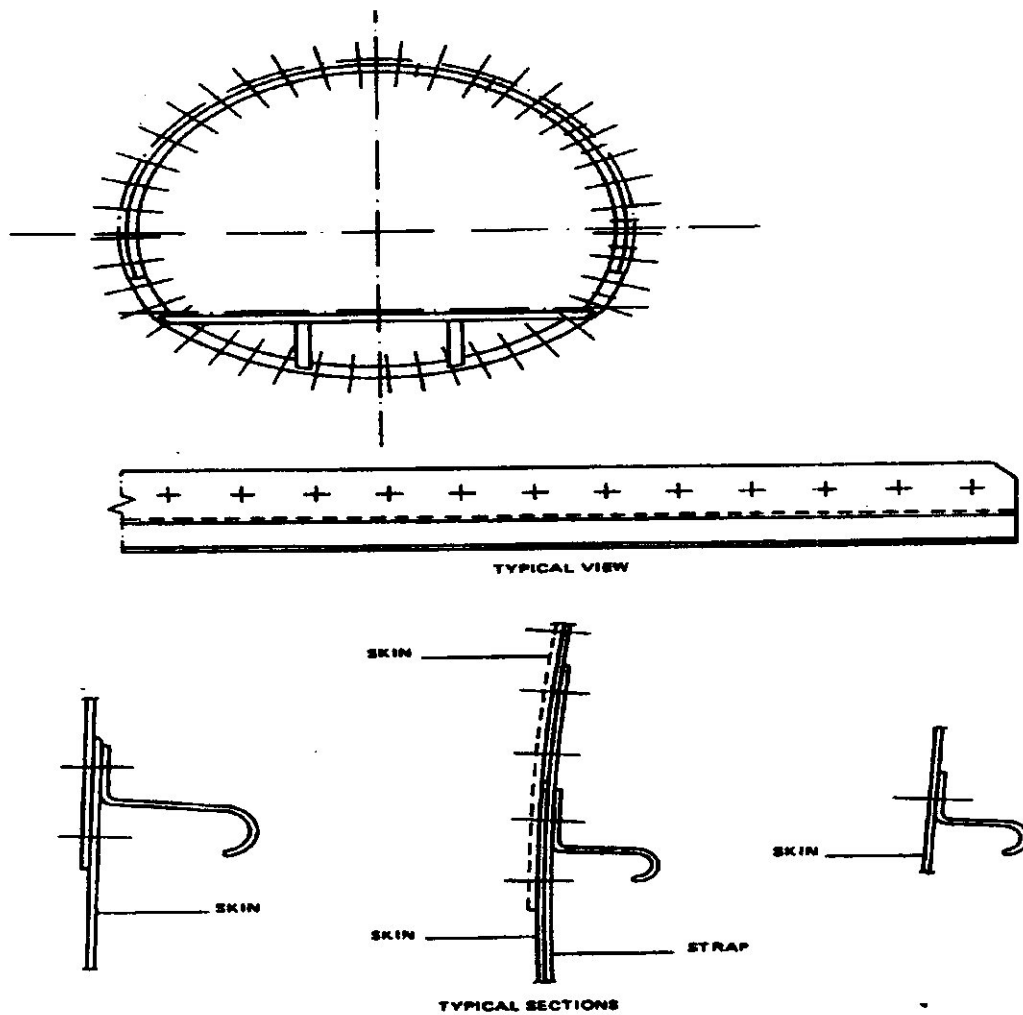


Figure II-3 : Les poutres de fuselage

C. Lisses :

Les lisses montées sur le fuselage de l'ATR72 sont essentiellement fabriquées à partir du matériau 7075. Elles sont généralement obtenues par formage. Elles sont fixées sur les autres composants du fuselage (Figure II-4)

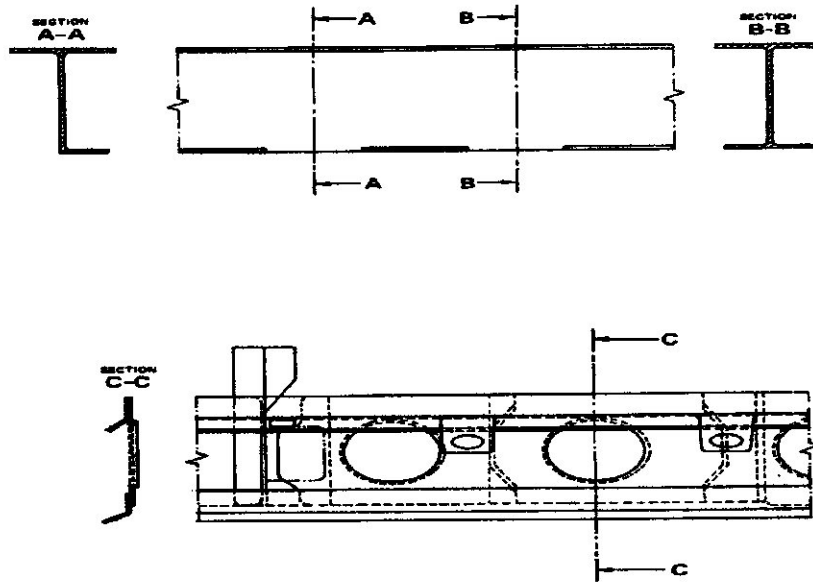


Figure II.4 : Les lisses du fuselage

D. Panneaux de revêtement :

Les panneaux de revêtement du fuselage de l'ATR72 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 (Figure II-5).

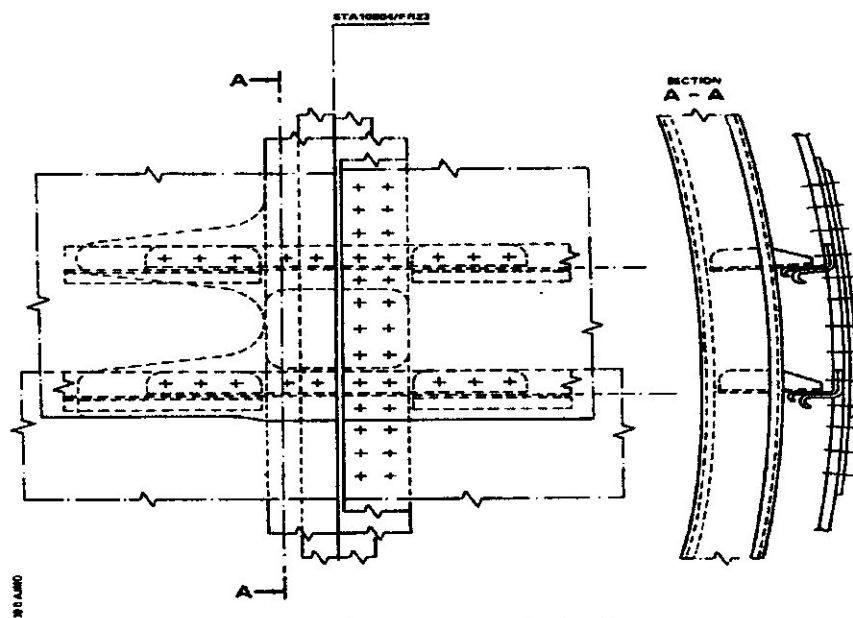


Figure II.5 : les panneaux de fuselage

II.1.2.1. Point avant fuselage :

Le point avant du fuselage comporte le radome cloison pressurisé avant du type plat, le poste de pilotage, la loge roues de train avant ainsi que les ferrures d'attaches du train avant, sortie de secours plafond pour les membres de l'équipage, la porte électronique avant pour les visites internes, les meubles électrique et électronique pour les équipements électrique et électronique.

Plusieurs critères ont été pris en compte pour définir la forme externe avant de fuselage :

- A. Un poste de pilotage spacieux offrant à l'équipage un environnement de travail fonctionnel et confortable,
- B. La disposition des planches de bord,
- C. Une visibilité pilote maximum pour une zone vitrée minimum,
- D. L'aérodynamisme.

Le point avant du fuselage est essentiellement du type sans lisse et l'espacement entre les cadres est réduit de moitié par rapport à la normale, les revêtement sont usinés chimiquement dans le matériau 2024-T3.

II.1.2.2. Tronçon central avant fuselage:

Le tronçon central avant est constitué de 10 cadres. Il comporte la soute avant, la porte correspondante (située sur le côté gauche), le tronçon avant cabine et les hublots correspondants et deux sorties secours du type III de chaque côté.

II.1.2.3. Tronçon central fuselage :

Le tronçon central du fuselage est constitué de quatorze cadres. Il comprend la partie centrale de la cabine et les hublots correspondants, les ferrures d'attache de la voilure et du train principal et le logement de train principal.

Deux cadres usines (C25 et C27) supportent les ferrures d'attache de voilure et du train principal. Ils sont connus en deux sections raccordées à l'axe BLO et délimitent ainsi que l'intermédiaire d'une plaque de pression les logements des trains principaux. La poutre quille assure la continuité nécessaire sur le côté comprend le fuselage. Les charges des trains d'atterrissage sont absorbées par le fuselage des deux caissons.

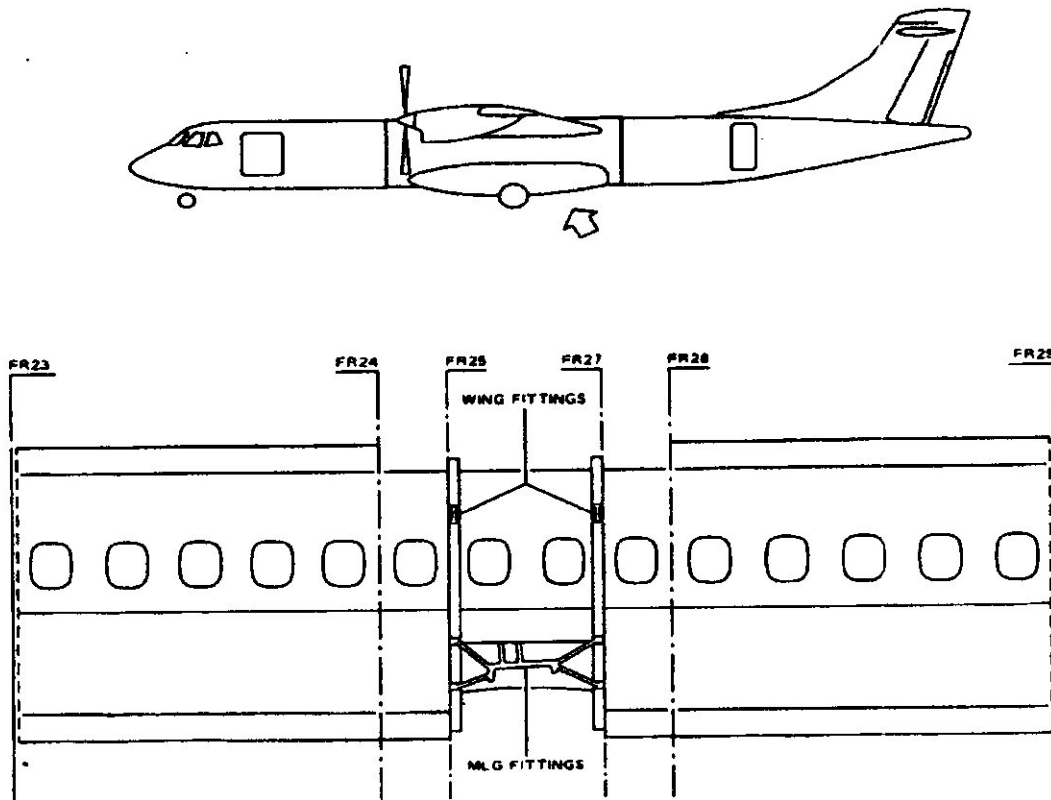


Figure II.6 : Le centre de fuselage

II.1.2.4. Tronçon central arrière fuselage :

Le tronçon central arrière du fuselage est constitué de quatorze cadres, la partie arrière de la cabine et les hublots correspondants, la soute arrière, l'office, le vestiaire, les toilettes, la zone d'entrée avec la sortie de porte de secours de service catégorie I sur le côté droit et d'entrées passagères côté gauche.

II.1.2.5. Tronçon fuselage arrière et structure cône :

- Le tronçon arrière fuselage est constitué de cinq cadres. Il comprend la soute électronique arrière et sa porte ainsi que la cloison pression arrière au cadre 44. celle-ci est du type bombe raidie par des raidisseurs omega.
- Les trois cadres arrière (cloison avant, intermédiaire et arrière) absorbent les charges de la rive. Dans les parties supérieures on trouve des pièces forgées usinées en 7075-T73 tandis que le reste des cadres en feuille coudée
- Le tronçon arrière n'est pas pressurisé
- Le cône arrière est fixe après le cadre 47.

II.1.2.6. carénages aérodynamique :

Ce tronçon comprend :

- Le radome
- Les panneaux de revêtement karman
- Les carénages de train principal

Leur but est d'assurer un profil avion lisse et aérodynamique et de porter de logement de certains composants du system.

A. Radome :

Le radome est attaché avant le cadre 1 qui s'ouvre rapidement. Il est en kevlar avec noyau de nomex

B. panneau de revêtement karman :

Il est placé autour de la zone de jonction voilure/fuselage. Les panneaux sont fabriqués à partir de matériaux composite et sont maintenus par nervures métalliques. Tous les panneaux sont amovibles pour permettre l'accès aux composants du système situés dans le karman.

C. Carénage de train principal :

Il est placé dans la partie inférieure du tronçon 15 (tronçon 14). Les panneaux sont fabriqués à partir d'une structure sandwich kevlar et sont maintenus par des nervures en aluminium. Tous les panneaux permettant l'accès aux composants du système sont amovibles.

Les panneaux de revêtement du train principal rétablissent le profil aérodynamique autour du train principal et permettent le logement de composants des systèmes de conditionnement d'air, de génération hydraulique et l'éclairage.

Les trappes du train principal sont fabriquées à partir d'une structure sandwich kevlar/Nomex.

D. Cône arrière :

Le cône arrière est fixé au cadre 47 à l'aide des vis et se prolonge ensuite d'elle. Il est fabriqué à partir de kevlar, Nomex et nid d'abeille.

II.1.2.7. Karman voilure/ fuselage :

Le karman assure le raccordement aérodynamique entre la voilure et le fuselage. Il est constitué d'un ensemble de panneaux vissés sur une sous-structure métallique solidaire du fuselage. Ces panneaux s'appuient sur le fuselage et sur l'intrados voilure par un joint en caoutchouc.

La jonction avec l'extrados voilure est réalisée par des agrafes saisissant les brides de longerons avant et arrière assurant la continuité de la compatibilité des déformations sous charge.

Ces panneaux sont réalisés en sandwich kevlar/nomex et comportent la métallisation et la protection foudres sous forme de plis ou d'Alumesh.

II.1.3. Voilure :

L'ATR est équipé d'une voilure haute composée de trois éléments : (figure II-7)

- Un caisson central rectangulaire,
- Deux caissons extrêmes trapézoïdaux, une pour chaque côté de la boîte centrale

La surface de la voilure est de (656,4 sq. ft.) son envergure est de 27m (88 ft, 7inch).
Les structures secondaires suivantes sont fixées sur les éléments principaux :

- Les saumons,
- Les bords d'attaque,
- Les bords de fuite,
- Les ailerons,
- Les carénages.

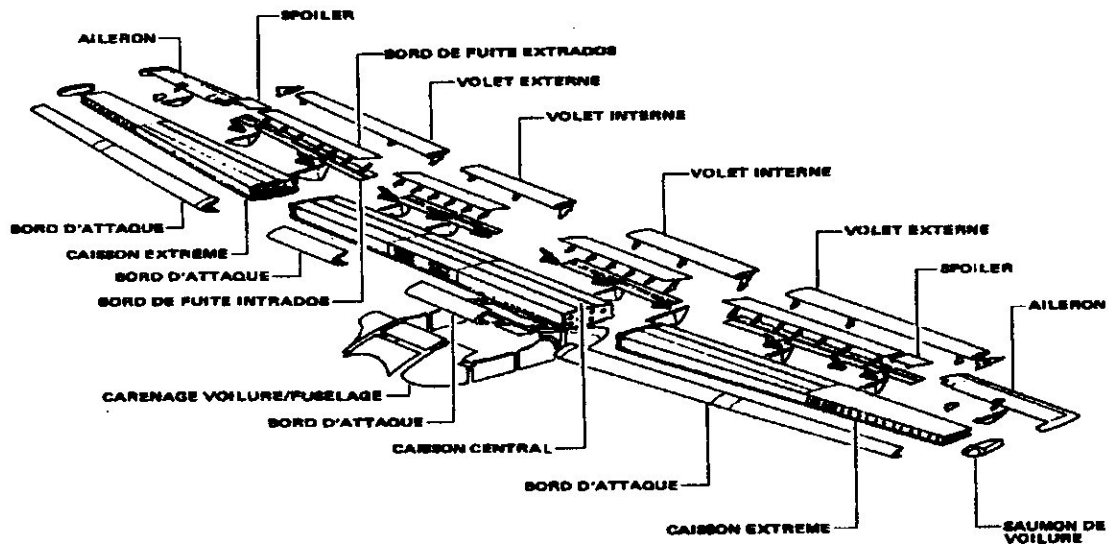


Figure II.7 : la voilure

A. Caisson central :

La structure du caisson central est réalisée en alliage léger et comprend :

- Un longeron avant,
- Un longeron arrière,
- 13 nervures,
- 14 nervures usinées,
- Un revêtement intrados monobloc,
- Un revêtement extradados en quatre éléments

B. Caisson extrême :

Le caisson extrême comprend :

- Un longeron avant,
- Un longeron arrière,
- 18 nervures,
- Un revêtement intrados monobloc,
- Un revêtement extradados en trois éléments.

C. Saumons :

Les saumons de voilure sont situés à l'extrémité des caissons externes. Ils assurent la continuité aérodynamique entre la voilure et le klaxon d'aileron.

D. Bords d'attaque :

Chaque demi voilure comporte six éléments de bord d'attaque :

- Deux bords d'attaque sur la demi-voilure interne
- Quatre bords d'attaque sur la demi-voilure externe.

E. Bords de fuite :

Les bords de fuite comprennent :

- Les volets internes,
- Les volets externes,
- Les bavettes mobiles intrados,
- Les toits de fuite extradados.

F. Aileron :

L'aileron comprend :

- Un caisson travaillant,
- Un tab à ressort,
- Un bord d'attaque de bordant,
- Une come d'extrémité,
- Un dispositif anti-rafale.

G. Spoilers :

Le spoiler est situé au-dessus de l'extrémité du volet externe entre les nervures 21 et 24 au toit de fuite extradados.

H. Carénage :

Les carénages sont situés sur la partie intrados de la voilure.

II.1.3.1. Caisson central :

Le caisson central comprend deux zones carburants situées entre les nervures 4 et 13 à gauche et à droite.

Des nourrices carburant sont situées entre les nervures 4 et 5 à gauche et à droite.

L'accès général à l'intérieur du caisson est assuré par des panneaux extradados démontables.

Des portes de visite sur les panneaux démontables :

- Entre les nervures 1 et 2 cote gauche
- Entre les nervures 4 et 5 cote gauche et droit assurent l'accès au d'intercommunication des réservoirs et aux équipements carburant de nourrices.

Le caisson central est fixé au fuselage par l'intermédiaire de 8 ferrures d'intrados fixé au droit des nervures 2 et 4 au niveau des longerons avant et arrière. La liaison est complétée par deux voiles de cisaillement reprenant les charges longitudinales.

Les ferrures de reprise des nacelles moteurs sont situées au niveau de nervures 10, 11 et 12.

Le caisson central comprend trois points de extrados :

- 2 points longeron avant aux nervures 4 gauche et droite
- 1 point longeron arrière à la nervure 0 permettant de hisser l'ensemble de voilure.

Le caisson central comprend deux point de levage intrados, directement au dessous de longeron arrière, aux nervures 10 gauche et droite, permettent le levage vérin de l'avion complet, à l'aide d'un troisième point situe à l'avant de l'avion

A. Longerons :

Les longerons sont constitués (figure II-7)

- D'une âme en 2024 semi usines et raidie par des raidisseurs verticaux,
- D'une semelle intrados (profil extrude) réalisée en alliage 2024,
- D'une semelle extrados (profil extrude) réalisée en alliage 7075.

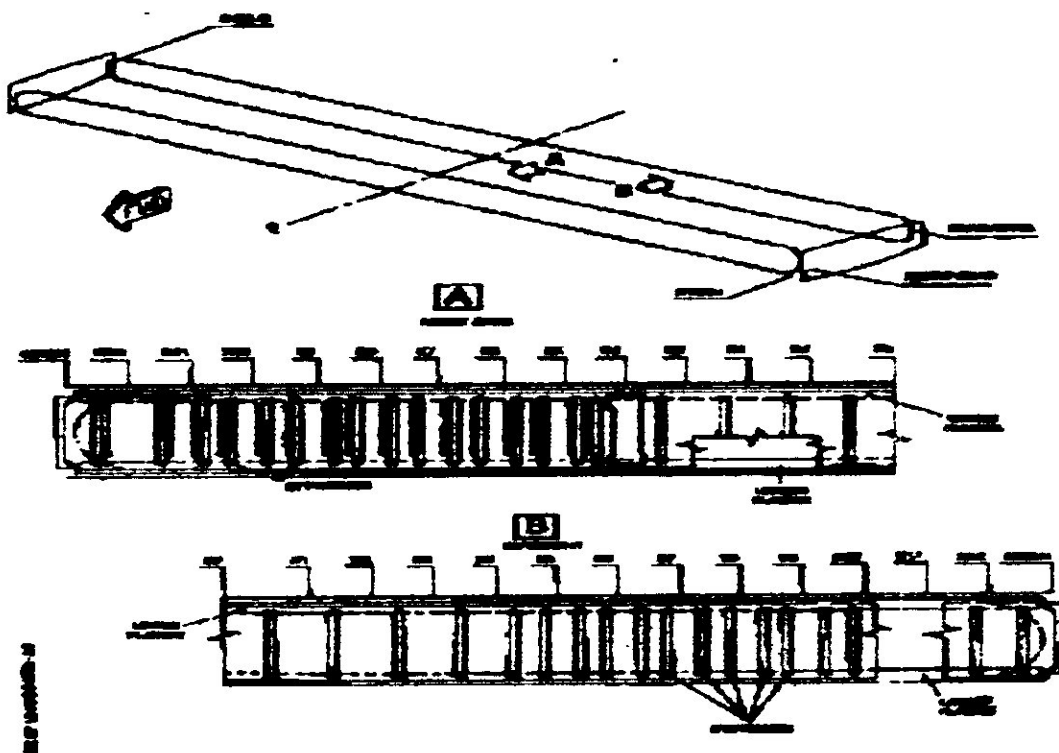


Figure II.8: les longerons du fuselage

B. Nervures :

On a 27 nervures qui composent l'ossature du caisson central figure (II-9).

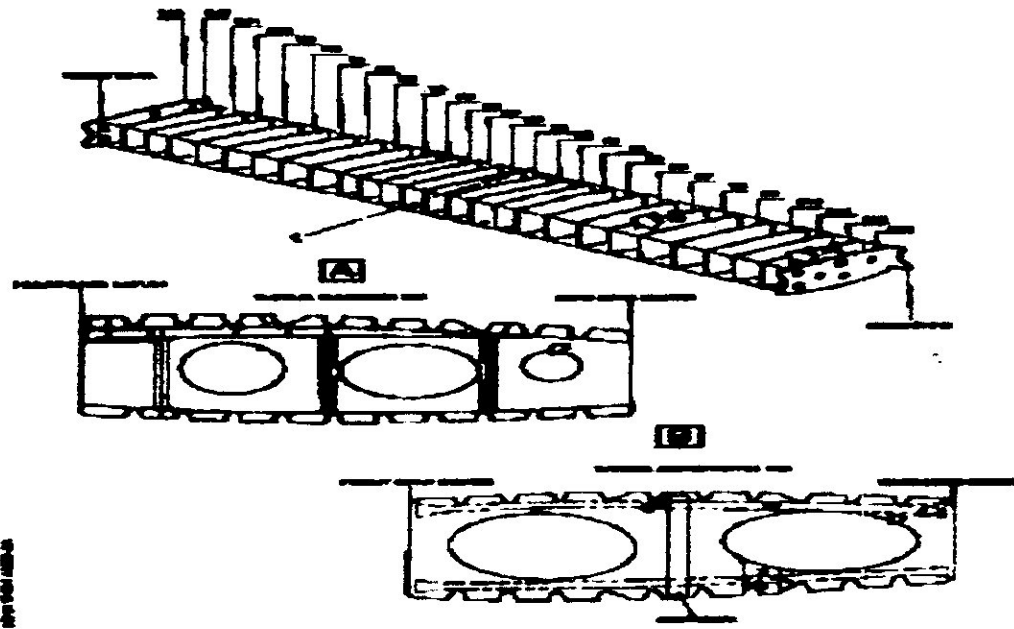


Figure II.9 : les nervures du fuselage

C. Revêtement :

Les revêtements du caisson central sont éclissés sur les longerons avant et arrière et sur les nervures. Ils sont composés de 5 panneaux dont (figureII-10).

:

- 4 panneaux extradors
- 1 panneau intrados.

D. Ferrures :

Le caisson central porte : Les ferrures de liaison voilure/ fuselage

- Les ferrures d'attache moteur
- Les ferrures de liaison caisson central/ caisson extrême
- Portances de volets.

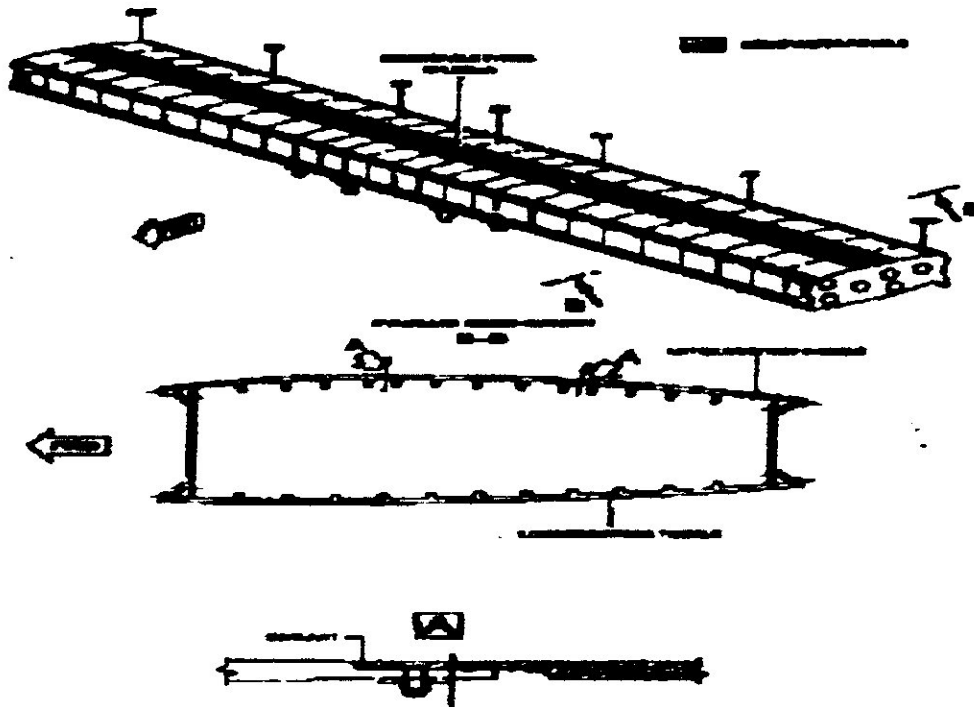


Figure II.10 : les ferrures du fuselage

II.1.3.2. Caisson extrême :

Chaque caisson extrême comprend une zone carburante entre les nervures 13 et 23 constituant un réservoir continu avec la zone carburant adjacent du caisson central.

Le compartiment de mise à l'air libre est situé entre les nervures 23 et 24, l'accès général à l'intérieur du caisson est assuré par un panneau d'extrados démontable.

A. Longerons :

Les longerons des caisson extrêmes sont composite carburant/ époxy.

B. Nervures :

Chaque caisson extrême est constitué de 18 nervures numérotées de 1 à 31.

C. Revêtements :

Les revêtements des caissons extrêmes sont composés de 4 panneaux :

- 1 panneau intrados
- 3 panneaux extrados

II.1.3.3. Saumons :

Les saumons reçoivent à l'avant les feux de navigation. Ils sont réalisés en structure kevlar monolithique et sont protégés contre la foudre par un tissu Alumesh et des bandes métalliques.

II.1.3.4. Bord d'attaque :

Les bords d'attaque de voilure interne sont fixés sur les semelles de longeron. Les bords d'attaque de voilure externe sont fixés sur les attaches qui sont elle-même fixées sur le caisson de voilure entre les semelles de longeron et panneaux de revêtement.

Le bord d'attaque de plan central, située entre les nacelles moteur et le fuselage, est vissé sur la semelle extradados de longeron avant et articulé par charnier piano sur la semelle intrados afin de faciliter l'accès aux circuit avion disposés sur le longeron avant de voilure

A l'exception des deux éléments intermédiaires de bord d'attaque d'extrême qui sont métalliques, les bords d'attaque sont réalisées en structure composite.

Cette structure est constituée d'un double sandwich en composite et comprend les protections nécessaires contre la foudre sous forme de plis d'alumesh et/ou d'alutisse. Ces bords d'attaque assurent la porte de la structure du caisson en cas d'impact avec un oiseau de 4 livres (1,81 kg).

Les bords d'attaque de la voilure externe (métallique et composite) et le bord d'attaque du plan central intègrent des dégivreurs pneumatiques la (figureII-11).

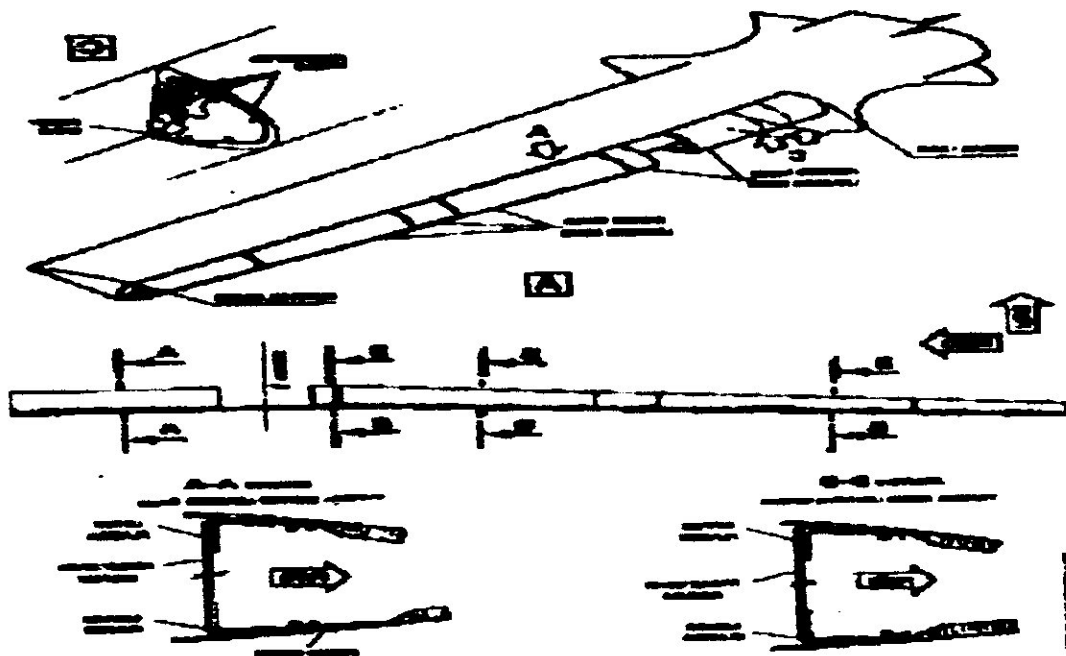


Figure II.11 : le bord d'attaque

II.1.3.5. Bords de fuite :

Chaque volet est articulé sur trois paliers, un palier central et un palier à chaque extrémité. Chaque volet est commandé par un vérin hydraulique au droit de sa partie central.

Les volets interne et externe d'un même coté sont conjugué par une bielle de liaison.

Les panneaux de fuite sont composés d'un élément pour la voilure central et d'un élément pour la voilure extrême..

Les revête mobiles sont fractionnées par le passage des portances volet

Dans la zone aileron, le bord de fuite extrêmement réduit est constitué par un léger débordement des panneaux intrados et extrados (figure II-12).

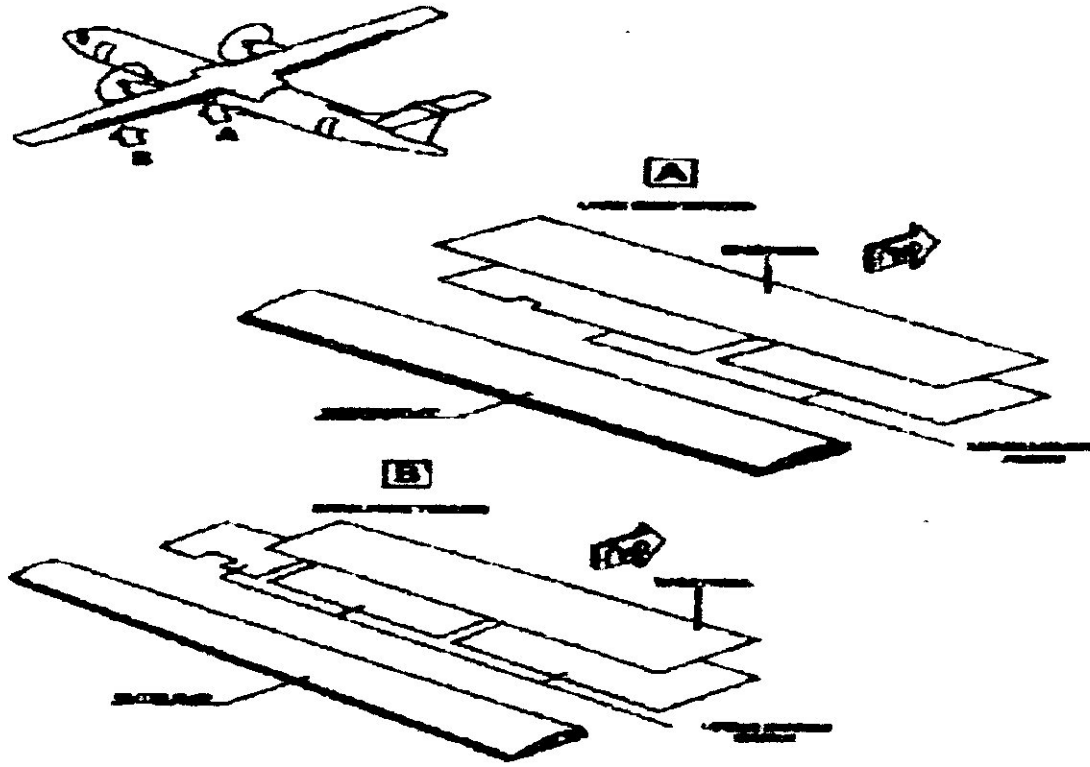


Figure II.12 : bord de fuite

III.1.3.6. Aileron :

L'aileron inclut :

Boite portante de charge composée de panneaux et de nervures de revêtement fait de bandes continues de carbone.

Maille de bronze sur la surface des panneaux de revêtement et des bandes métalliques qui relie la bande au longeron, assurant la protection contre la foudre.

Les roulements d'aileron attachés au longeron avant, le roulement du centre adapte au balancier de commande et prend la charge axiale, le roulement externe dans le dispositif d'accrochage de la liberté axiale.

Étiquette composé de peau, de nervures et de longeron, faits de bandes continues de carbone et bandes métalliques. Il est commandé par le renvoi gauchissement d'ailerons et est articulé sur quatre joints à rotule que l'équilibrage d'étiquette est assuré par le contrepoids

Finissez le klaxon étant donné qu'une partie de l'équilibre aérodynamique. Il reçoit, à l'avant, le reste de contrepoids et un système anti-givrage électrique, il se compose de panneaux de revêtements composés, de protection contre la foudre fournie par la maille en bronze et de bandes métalliques.

Une serrure de rafale permettant la fermeture des ailerons quand l'avion est sur la terre (figure II-13).

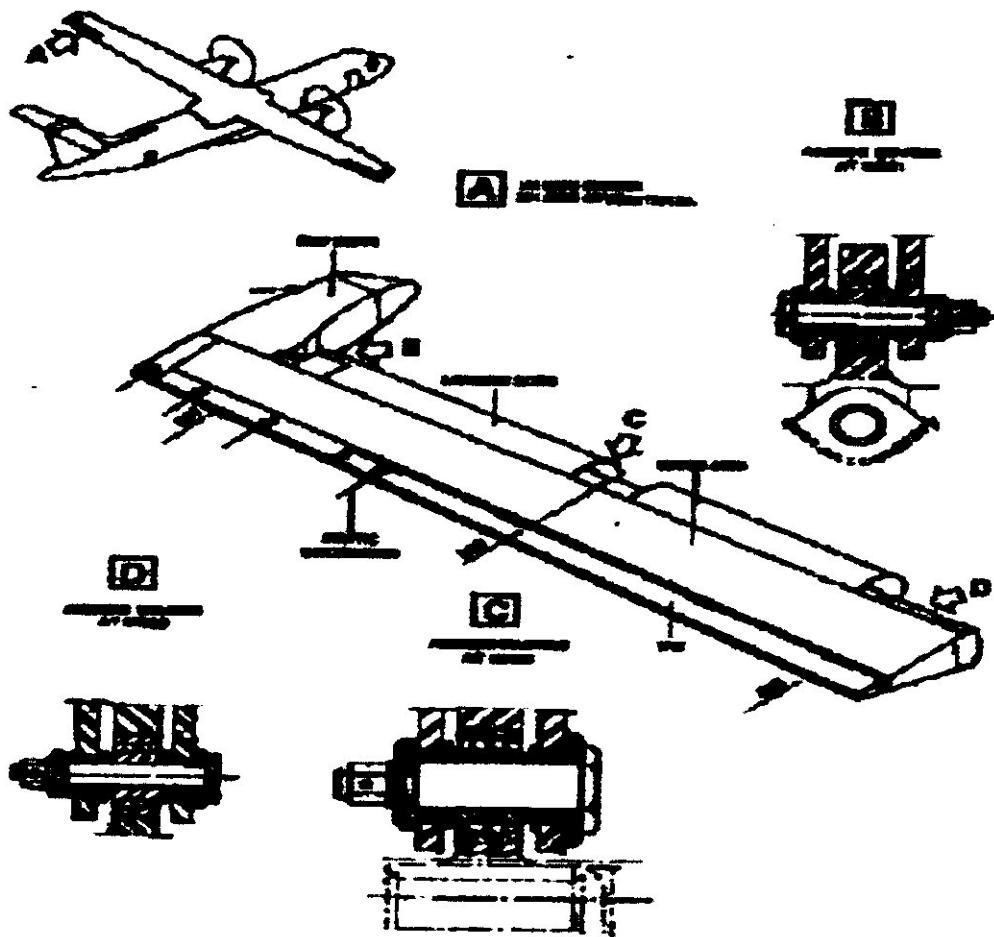


Figure II.13 : les ailerons

II.1.3.7. Ensemble spoilers :

Le spoiler est réalisé en structure sandwich Nida métallique/peaux léger et comprend un arêtier métallique relié aux ferrures d'articulation par des bandes de métallisation.

Il est articulé sur palier des ferrures col de cygne et roulement à rotule et commande par vérin hydraulique au droit de son palier central voir figure (II-14).

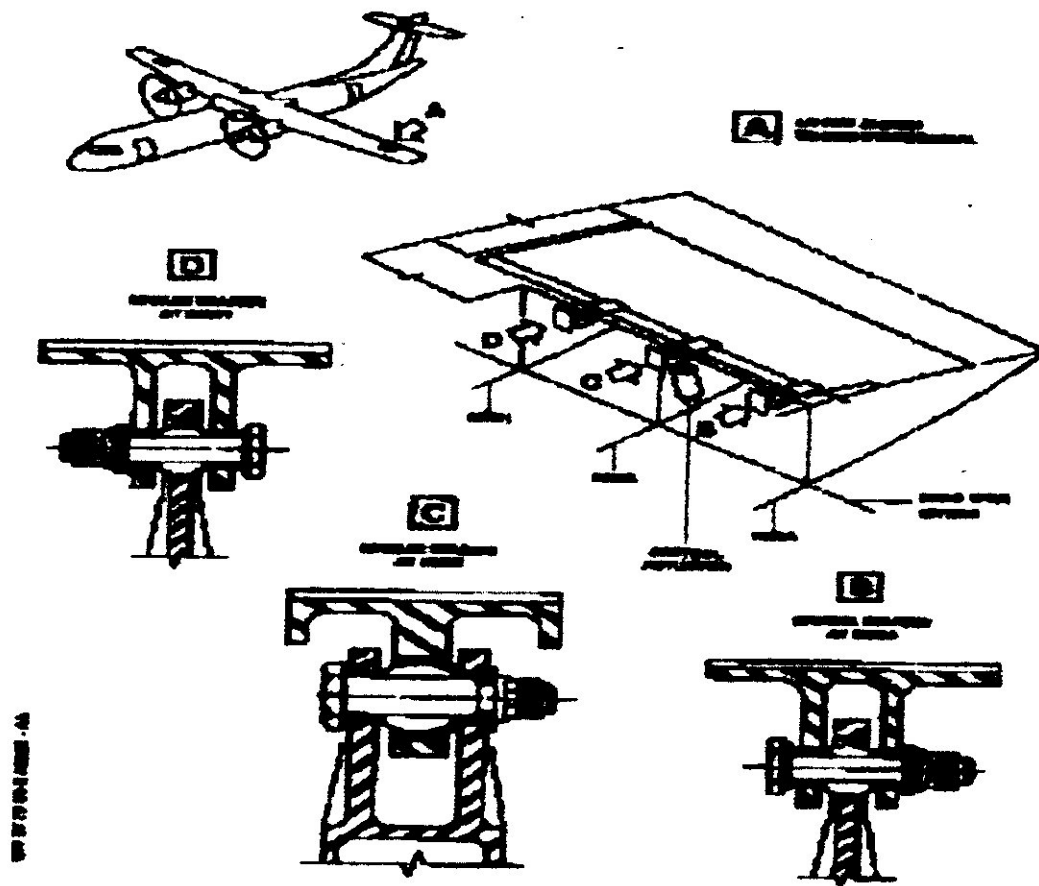


Figure II.14 : ensembles spoilers

II.1.3.8. Carénages :

La voilure est équipée de Carenage pour protéger les potences des hypersustentateurs

Les Carénage de potence de volets sont réalisées en composite de type sandwich
Ils sont de trois éléments :

- Un Carenage avant solidaire du caisson voilure
- Un Carenage arrière en deux éléments solidaires du volet

II.1.4. Les portes :

Cette section couvre toutes les portes externes pour pressuriser des compartiments non pressurisés, system d'avertissement de portes de train d'atterrissage. Il y a plusieurs portes dans l'aéronef (figureII-15)

- Porte de passagers/équipes
- Porte de soute de secours
- Porte cargo
- Porte de service

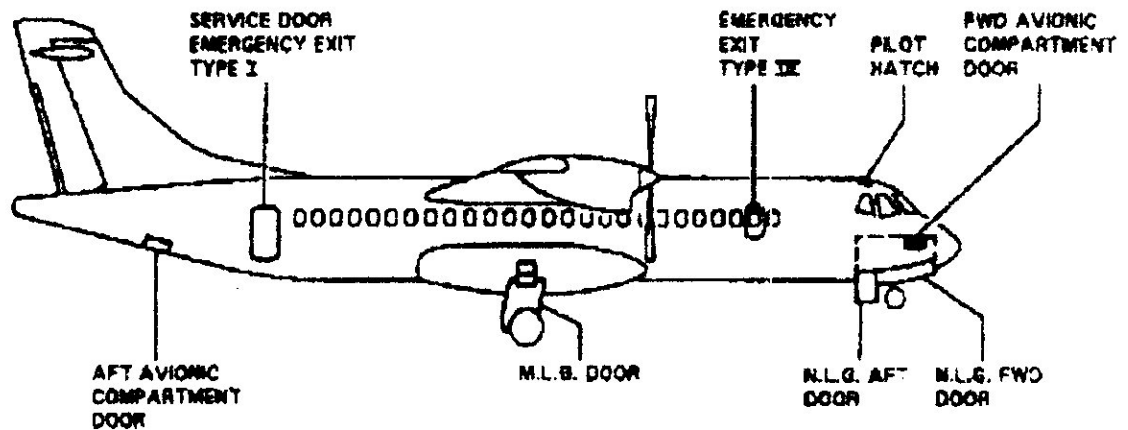


Figure II.15 : les portes

II.1.4.1. Porte de passagers/équipes :

La porte permet d'accéder respectivement aux nombres des passagers et d'équipes (compartiment de vol) et à la cabine passagers. La porte est située entre le cadre 36 et le cadre 39 sur L coté du fuselage.

A. Détails de porte :

La porte de passagers/équipes est articulé du côté inférieure et s'ouvre à l'extérieure et en bas, une fois la porte ouverte elle est soutenue sur la terre par un rouleau.

B. Etapes :

Cinq étapes sont installés sur la surface intérieur de porte et une sixième étape se plie pour protégé le joint de pression quand la porte est en position de sortie, les escaliers est également équipés de lumière de secours qui est incorporée au panneau vertical de deuxième étape pour allume la terre.

C. Prolongation et rétraction de porte :

La rétraction et la prolongation de la porte est obtenue manuellement et le verrouillage/délaçant peut être effectuée à l'aide de deux poignées, intérieurement ou extérieurement au fuselage.

D. Porte de fuselage :

Une porte de passage est installée dans la section supérieure de la peau de porte, elle est articulée du côté inférieure, s'ouvre à l'intérieur est conduit par le dispositif de verrouillage de porte an se fermant et en s'ouvrant

II.1.4.2. Porte de secours des passagers :

La porte de sortie de remorquage de cabine passager est articulée sur le fond (charnière de type de deux broches) et s'ouvre vers l'intérieur, la rotation sur des charnières et tombe vers le bas.

Cinq arrêts sont installés sur la structure de casserole de porte, deux par cotés (avant et arrière) et un du côté supérieure tandis qu'un dispositif de verrouillage simple sert à dépasser ou à rentrer un côté supérieure de boulon de pousse de la porte à la serrure et à ouvrir la porte dans l'ouverture de fuselage.

Le dispositif de verrouillage peut être actionné ou de l'extérieur de l'intérieur, la poignée externe à également la règle de la porte passager pour empêcher la pressurisation de la carlingue au niveau de la porte n'est pas complètement verrouillée. Un joint de pression est installé sur la casserole de porte près de périphérie de peau externe de porte et diminue par la peau de fuselage entourant le coupe-circuit de porte quand la porte est fermée.

II.1.4.3. Porte cargo :

A. Porte de détail :

La porte de soute est articulée du côté supérieure (deux sections continues adjacentes de charnière). La porte est structurale, supportant les deux charges de cisaillement de cercle sont portées par la charnière au bord supérieur et par trois crochets au bord inférieur, alors que les charges de cisaillement sont portées par des garnitures de cisaillement vers l'avant à l'arrière et au côté supérieure de la porte et par des crochets de mécanisme de verrou au fond.

B. Porte de passage :

Une porte de passage, installée sur la peau externe de porte, est articulée du côté inférieur et ouvre vers l'intérieur la porte de passage est conduite par le dispositif de verrouillage. un échec dans le circuit de mise à l'aire libre d'empêcher la pressurisation de la carlingue à un niveau peu sur si la porte cargo n'est pas entièrement verrouillée et n'est pas fermée à clef

II.1.5. Stabilisateur (Empennages) :

Les empennages de L'ATR42 sont fixes sur le tronçon arrière du fuselage.

La configuration a été adaptée du fait de ses bonnes performances particulièrement lorsqu'elle est associée à des turbopropulseurs

Les éléments principaux sont les suivants :

- Empennage horizontal
- Gouverne de profondeur
- Dérive
- Gouverne de direction
- Carenage de jonction empannage horizontal

Les cornes des gouvernes de profondeur et de direction comportent une du système de dégivrage (figure II-16).

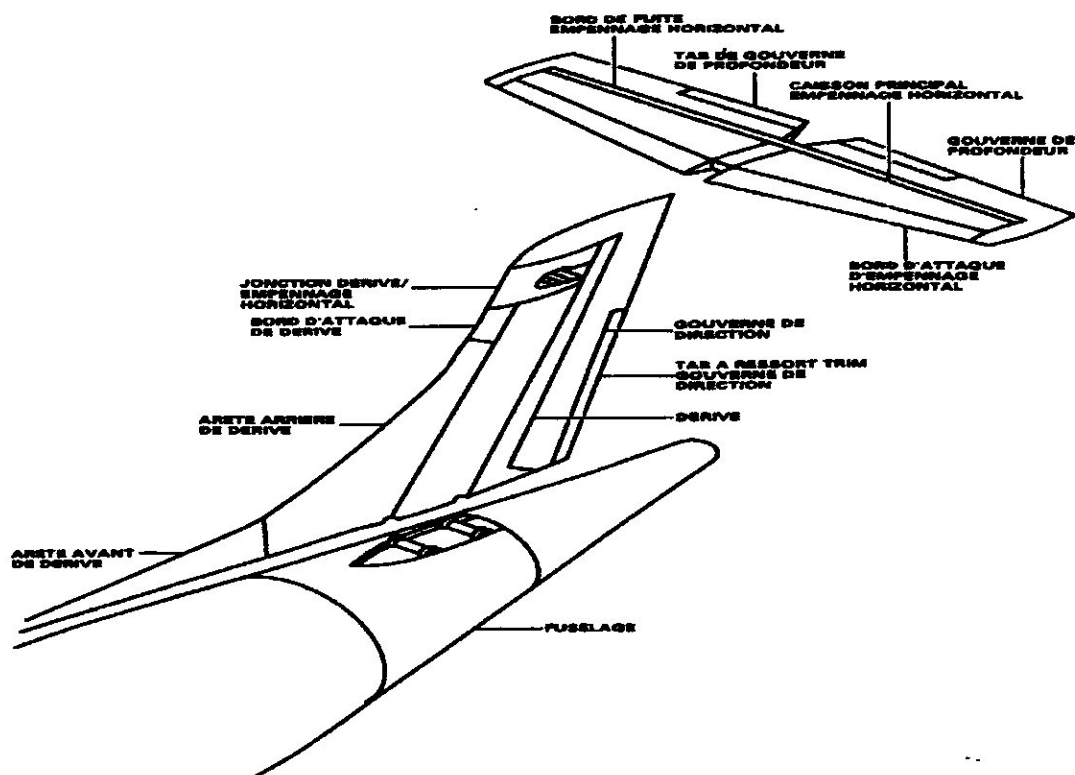


Figure II.16 : le stabilisateur

II.1.5.1. Empennage horizontal :

Pour la disposition générale, l'empennage horizontal de L'ATR72 est de type en porte-à-faux ; il est composé d'un bord d'attaque et d'un caisson principal.

L'empennage horizontal est fixé à l'extrémité supérieure du longeron dérive au moyen de 6 axes.

A. Bord d'attaque :

Le bord d'attaque de l'empennage horizontale est d'un type classique utilisant des nervures métalliques (2024-T42) à faible écartement et des panneaux (2024-T42).

Il est fixé sur les semelles supérieures et inférieures du longeron avant au moyen de vis en acier inoxydable.

B. Caisson principal :

La structure du caisson principal de l'empennage horizontal est du type caisson bi-longeron. Les longeron est de type T en carbone/ époxy pour l'âme et semelle profilées.

Les panneaux de revêtement (fixes sur les semelles de longerons au moyen de plaquettes, écrou et vis) sont en carbone/époxy.

Deux nervures par cote sont montées sur le caisson principal.

Le longeron arrière supporte les ferrures d'attache de la gouverne de profondeur.

II.1.5.2. Dérive :

A. Arête de dérive :

L'arête de dérive est constituée de deux parties :

- L'arête de dérive avant
- L'arête de dérive arrière

L'arête de dérive est fixée au fuselage au moyen de vis. Sa structure de type classique comprend des panneaux de revêtement en matériaux composites. Les nervures sont en 7075-T62.

B. Dérive :

La dérive est fixée sur le fuselage arrière au moyen de 12 axes. L'arête comporte un bord d'attaque amovible et un caisson principal.

1. bord d'attaque :

Le bord d'attaque de la dérive a une structure classique constitution de nervure et de panneaux en carbone/époxy.

Il est amovible et fixe sur les semelles du longeron avant de dérive au moyen de vis en acier inoxydable. Il est muni d'un système de dégivrage pneumatique.

2. Caisson principal :

Le caisson principal de dérive est de type à sept longerons. Les longerons sont du type double T, l'âme et les semelles profilées sont carbone/époxy. Les longerons comportent. A la partie inférieure, la ferrure d'attache sur le fuselage et à la partie supérieure, la ferrure supportant l'empennage horizontal. Les panneaux de revêtement (fixés sur les semelles des longerons au moyen de plaquette, écrou et vis) sont en carbone/époxy.

Le longeron arrière supporte les fixations de la gouverne de direction (3 points, la fixation inférieure étant double).

Le caisson central comprend 7 nervures en carbone/époxy.

II.1.5.3. Gouverne de direction :

Pour la disposition générale. La gouverne de direction de l'ATR42 est articulée en trois points (le inférieur étant double) sur le longeron arrière de dérive. Sa conception est du type bi-longeron.

Le matériau utilisé pour les panneaux de revêtement est le composite carbone, l'âme est de type nid d'abeille (voir annexe).

Le matériau utilisé pour les longerons et les nervures est le tissu fibre de verre/graphite imprégné de résine époxy.

La gouverne de direction est équilibrée dynamiquement et statiquement (au moyen d'un contrepoids placé sur le côté avant de saumon). Le bord fuite comprend à la partie inférieure, un tab de compensateur à ressort fixe sur la structure de la gouverne de direction au moyen d'articulation piano.

II.1.5.4. Gouverne de profondeur :

Pour la disposition générale, l'ATR42 est équipée de deux gouvernes de profondeur symétriques. Chacune d'elles est fixée sur le longeron arrière de l'empennage horizontal au moyen de trois articulations.

Leur structure est du type bi-longeron. Le matériau utilisé pour les panneaux de revêtement est le composite carbone avec le noyau de nid d'abeille et pour les longerons le tissu fibre de verre/graphite.

Les gouvernes de profondeur sont équilibrées statiquement (au moyen de contre poids placés sur le côté avant de la nervure de rive) et dynamiquement (au moyen d'une corne de compensation).

Le bord de fuite comprend un tab de compensation fixe sur la structure de la gouverne de profondeur au moyen d'une articulation piano.

II.1.6. Nacelle moteur :

Les nacelles moteurs sont fixées à l'intrados du caisson central et sur le longeron avant de la voilure, entre les nervures 10 et 12. Chaque nacelle est composée (figure II-17).

A. D'une avant comprenant :

- Un bâti moteur avant
- Une barque
- Une porte supérieure
- Deux capots latéraux ouvrants
- Un carenage supérieur avant.

B. D'une partie centrale comprenant :

- Un bâti moteur arrière
- Une cloison pare-feu
- Un cadre intermédiaire
- Deux capots latéraux arrière
- Un carenage superfin arrière

C. D'une partie arrière comprenant :

- Un caisson sous voilure
- Des carenages

Dans chaque nacelle, le moteur est lié au bâti moteur par cinq attaches souples (trois attaches avant, deux attaches arrière). Un tube de torsion fixe sur le moteur et relie au bâti, assure la transmission du couple moteur.

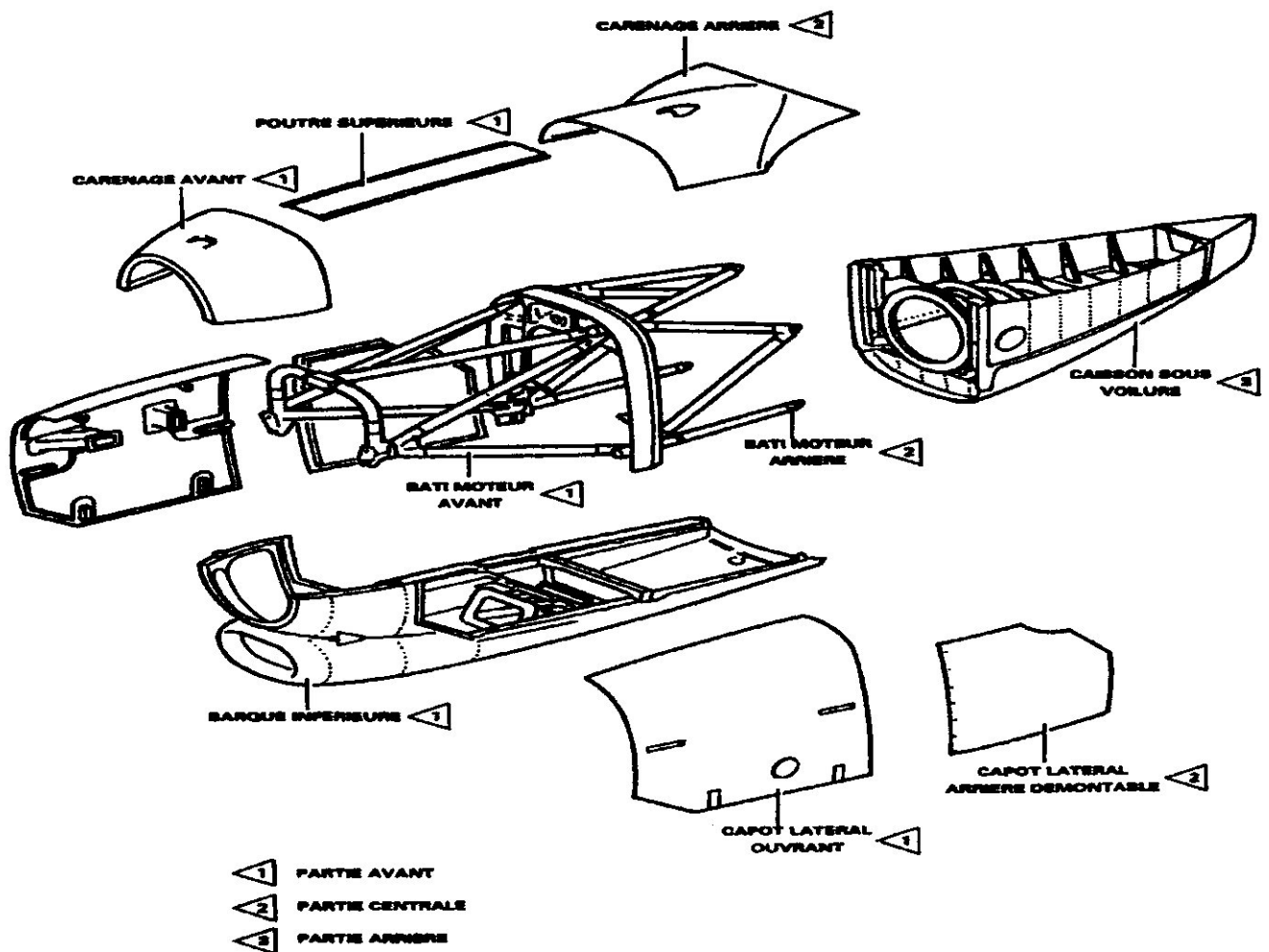


Figure II.17 : la nacelle moteur

II.1.6.1. Partie avant de la nacelle :

A. Bâti moteur avant :

Le bâti moteur avant est fixé au bâti moteur arrière par quatre vis de traction traversant le cadre intermédiaire. Le bâti avant reprend les attaches moteur avant. Le bâti moteur avant en titane, est un treillis constitué de tubes et nœuds matrices soudés.

B. Barque inférieure :

La barque inférieure est constituée :

- D'une structure avant qui s'étend du plan hélice au cadre intermédiaire et qui reçoit le conduit d'entrée d'air et le radiateur d'huile.
- D'une structure arrière entre cadre intermédiaire et le cadre avant caisson sous voilure.

Ces deux éléments sont fixes sur la structure principale au droit de l'arceau avant de bâti moteur avant, du cadre intermédiaire et du cadre avant du caisson sous voilure. La structure de ces éléments est constituée d'une ossature en titane de revêtements en sandwich carbone/Nomex fire-proof revêtu extérieurement d'un grillage de bronze.

C. Poutre supérieure :

La poutre supérieure, en titane relie l'arceau avant du bâti moteur au cadre intermédiaire et porte les articulations des capots latéraux ouvrants.

D. Capots latéraux ouvrants :

Deux capots, ouvrant vers le haut, sont articulés de chaque côté de la poutre supérieure. Ils sont réalisés en sandwich carbone/Nomex fire-proof et recouverts sur leur face externe d'un grillage de bronze comportent les prises d'air et sortie d'air de ventilation des génératrices et alternateur, une trappe d'accès visuel au niveau d'hélice et d'introduction de lance d'extincteur.

Chaque capot est maintenu fermé par quatre verrous. Le débattement de chaque capot est limité au moyen d'une bielle télescopique.

E. Carénage :

Un carénage supérieure avant, en alliage léger (entre l'hélice et les capots ouvrants) complète l'habillage de la partie avant de la nacelle.

II.1.6.2. Partie centrale de la nacelle :

A. Bâti moteur arrière :

Le bâti moteur arrière se fixe en six points sur l'ensemble caisson voilure et caisson sous voilure. Le bâti moteur en titane, est un treillis constitué de tube de noeuds matrices soudés.

B. Tôle pare-feu :

Une cloison pare-feu métallique relie au dessous du moteur le cadre intermédiaire et le cadre avant du caisson sous voilure délimite zone hors feu permettant le raccordement des circuits moteurs avec les circuits avion.

C. Cadre intermédiaire :

Un cadre intermédiaire en titane reprend les attaches moteur arrière.

D. Capots latéraux arrière démontables :

Ces capots donnent accès aux parties chaudes du moteur et sont fixes vis à démontage rapide sur le cadre intermédiaire, la cloison pare-feu supérieure, le cadre avant de caisson sous voilure et la barque inférieure arrière. Ils sont réalisés en sandwich carbone/Nomex.

E. Carénage :

Le carénage supérieur arrière en matériaux composite (entre capots ouvrant et voilure) est revêtu d'Alutiss sur sa face interne et d'Alumesh sur sa face externe.

Ce carénage est fixe par vis sur la nacelle et par pinces sur l'extrême voilure.

II.1.6.3. Partie arrière de la nacelle :**A. Caisson sous voilure :**

Le caisson sous voilure est une structure coque en alliage léger.

Le cadre avant constitue la cloison pare-feu. Le caisson sous voilure fixe à l'intrados du caisson voilure par :

- Deux montants verticaux solidaires du cadre avant, boulonnées sur les ferrures correspondantes de la semelle intrados avant,
- Un cadre arrière en alliage léger, boulonné sur la semelle intrados longeron arrière,
- Deux cornières assurant une liaison continue entre les flancs du caisson sous voilure et le panneau intrados de caisson de voilure.

Un conduit métallique comportant une protection thermique assure l'échappement des gaz chauds et protège la structure du caisson.

B. Carénage :

Deux carenages, inférieur et arrière, sont vissés sur le caisson sous voilure.

- Le carenage inférieur de caisson sous voilure en sandwich kevlar
- Le carenage arrière de caisson sous voilure est en titane.

II.2. Assemblage des pièces :**II.3.1. Préliminaires :**

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 :
Exemple : âme de cadre, équipée de ses raidisseurs.
- L'ensemble partiel ou pièce composée :
Exemple : cadre terminé
- Le sous ensemble :
Exemple : tronçon de fuselage (cadre et revêtement)
- L'ensemble principal :
Exemple : 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.3.2. 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 primordial 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.3.2.1. 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.3.2.2. Types de rivetage :

Il en existe trois :

- 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 au préalable 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.3.4. 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 :

- À 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.
- À la difficulté de contrôler les joints soudés. Les examens radiographique et par ultrasons n'arrivent pas toujours à déceler les défauts internes des soudures (craques, 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.3.5. 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.
- Élimination des concentrations de contraintes au voisinage des trous (rivetage).
- Amélioration de la résistance à la fatigue, meilleure tenue aux vibrations
- Évite 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
- État 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.

Chapitre III

Maintenance Structurale



CHAPITRE III

MAINTENANCE STRUCTURALE

III.1. Nature de 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 :

- 1- Paramètres mécaniques : Contraintes de tous types de vibrations-rayures.
- 2- Paramètres physiques : Différence de potentiel créée par :
 - Un assemblage de métaux à potentiels galvaniques différents ;
 - L'électricité statique due au frottement de l'air.
- 3- 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. 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 ultra-légers 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 croît 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. Types de corrosion :

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

III.2.1.1. 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 (Figure III.1).

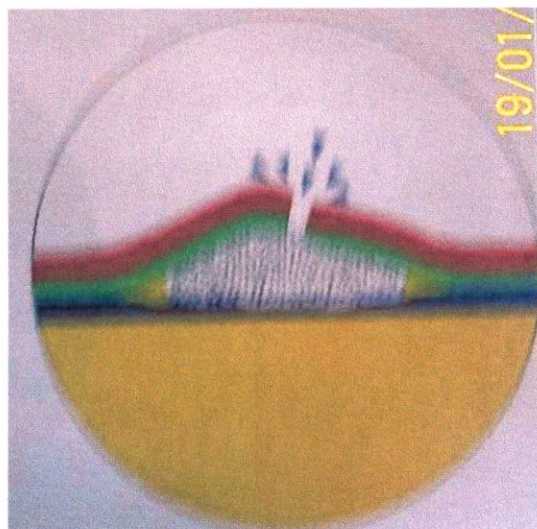


Figure III.1 : Corrosion de filiforme.

III.2.1.2. 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

III.2.1.4. 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 détecter (emploi des rayons x et d'ultrasons) (figure III.4).

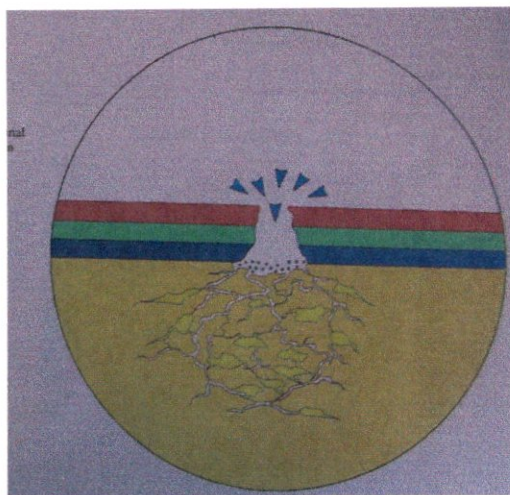


Figure (III.4) : corrosion sous contrainte

III.2.1.5. 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 (Figure III.5).

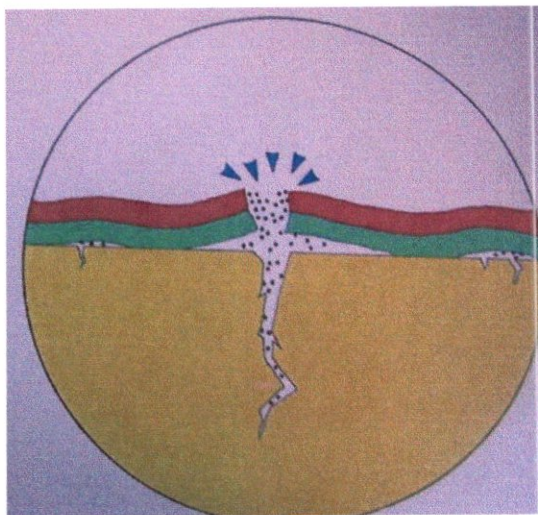


Figure III.5 : Corrosion par fatigue.

III.2.1.6. 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 (Figure III.6).



Figure III.6 : Corrosion par frottement.

III.2.1.7. 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 (Figure III.7).



Figure III.7 : Corrosion microbienne.

III.2.2. 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 microscopique 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.2.3. Protection des alliages ferreux :

III.2.3.1. 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 :

- être épaisses et souples
- avoir un coefficient d'adhérence important
- être dures après séchage afin de résister au frottement et aux chocs
- être insensible à l'action des argents atmosphériques aux huiles moteurs et aux fluides hydrauliques.
- Être résistantes aux rayons ultra-violet 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 cellulósiques : elles sont formées de résine de nitrocelluloses et d'acétone. Recouvrement des ailes et des fuselages métalliques.

III.2.3.2. Protection par procédé électrolytique :

La surface du métal est recouverte par électrolyse d'une couche d'oxyde protecteur ou par galvano-plastie 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.

III.2.3.3. 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 inoxyidable 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.

III.2.3.4. 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 bimétalliques. 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.2.4. Protection des alliages légers :

III.2.4.1. 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
- émaux 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.

III.2.5. Protection par recouvrement métallique :

III.2.5.1. 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.

III.2.5.2. 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).

III.2.5.3. 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'AL pur ; dans le cas où ces deux métaux voisinent. c'est l'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 AL avec des rivets cadmiés. En pareil cas, il vaut mieux employer des rivets zingués.

III.2.5.4. 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.

III.2.5.5. 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 (panneaux des ailes de BOEING).

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 (Procédé BENGOUGH).

III.2.5.6. 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.

III.2.5.7. 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'air : vernis acéto-cellulosique, vernis nitr-cellulosique,
- des produits séchant l'air 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 :

- 1- surcharge appréciable de l'ordre de 80 à 100g par m² de surface protégée (5% du poids dans le cas d'une tôle de 1mm d'épaisseur),
- 2- les peintures introduisent une surépaisseur qui en prohibe l'emploi pour certaines de pièces usinées avec précision.

III.2.5.8. 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.2.5.8.1- Procédés de protection agissant sur l'état de surface du métal :

a) Par revêtement métallique :

On recouvre l'alliage à protéger par un métal protecteur formant une couche imperméable aux liquides et aux gaz. Le procédé de métallisation, qui consiste à projeter sur la surface des pièces un métal fondu, est le seul utilisé. Le métal en fusion sort du pistolet à l'état de fines particules liquides, qui à leur arrivée sur la pièce, se soudent les unes aux autres, on utilise l'aluminium pur ou le duralinox.

b) Par électrolyse :

On dépose une couche d'accrochage à base de zinc que l'on recouvre d'une couche de cuivre intermédiaire. On dépose ensuite sur le cuivre d'autres métaux tels que nickel, chrome, cadmium, argent...

Dans ce procédé, on forme une véritable pile dont le pôle négatif est constitué par la pièce à protéger, le pôle positif par la pièce à protéger, le pôle positif par une électrode en charbon ou en fer, et l'électrolyte par une solution contenant des sels susceptibles de déposer une couche d'oxyde à la surface de la pièce ; est un oxyde de chrome ou de manganèse. La protection obtenue est supérieure à celle du mordantage.

III.2.5.8.2- Procédé de protection par formation de couche superficielle :

a) Formation de couche superficielle par voie chimique (mordantage) :

Ce procédé consiste en un traitement chimique superficiel des pièces en alliages de magnésium au moyen de solution d'acide arsénieux (corps susceptibles de réagir sur ces alliages en donnant une mince pellicule d'un sel insoluble). Ce traitement est réalisé par simple

immersion pendant un temps et à une température bien déterminée, dans des bains dont la composition dépend de l'alliage conféré et de l'état de la pièce (brute ou usinée).

Dans certains cas, ce traitement peut être appliqué au tampon ou par aspersion (cas des pièces de grandes dimensions : fuselage). A l'issue de traitement on opère un rinçage très soigné à l'eau courante froide. Suivi d'un rinçage à l'eau chaude (60 à 80°).

Le mordantage ne peut être appliqué qu'à des pièces parfaitement dégraissées. La teinte obtenue jaune laiton brillant varie avec la durée du traitement et la nature de l'alliage considéré. Elle est d'autant plus foncée que l'alliage contient moins d'aluminium.

La solution acide attaque la peau et les muqueuses. Les ouvriers chargés du mordantage doivent être munis d'un masque de lunettes de protection, porter des gants en caoutchouc, des sabots en bois ou des bottes en caoutchouc.

b) Formation de couche superficielle par voie électro-chimique :

- **Oxydation anodique et fluoration anodique :**

Dans ces procédés on forme sur le métal une couche de protection par électrolyse en courant continu dans un bain contenant 1% de carbonate de soude en présence de sels alcalins, le métal étant placé à l'anode.

Les couches obtenues sont moins dures que celles obtenues sur l'aluminium.

L'oxydation anodique de magnésium est nettement moins efficace que celle de l'aluminium. Par un procédé identique, on réalise une mince couche de fluorure de magnésium à la surface du métal.

III.2.5.8.3- Protection des assemblages de métaux différents :

La protection est faite par assemblage des alliages légers avec d'autres métaux. Il est essentiel de se prémunir contre le risque de corrosion par formation de couples électrolytiques en présence d'humidité. Ce phénomène est particulièrement intense dans le cas d'un assemblage duralumin-cuivre ou laiton. Il est moins accentué avec l'acier ordinaire et dans ce cas c'est l'acier qui est attaqué.

Pour réaliser un assemblage mixte, on doit isoler les deux métaux l'un de l'autre, en ayant soin d'utiliser une matière poreuse susceptible d'être pénétrée par l'humidité. En général, on interpose :

- soit une peinture à base de goudron,
- soit une pellicule métallique déposée par shoopage (zinc -cadmium).

Après rivetage, il y a lieu de protéger également les têtes des rivets.

III.2.5.8.4- Protection et détection de la corrosion dans le domaine aéronautique :

Les problèmes relatifs à la corrosion sont très importants dans le domaine aéronautique ou les cas de détériorations d'avions et même d'accidents dus à la corrosion sont nombreux. Il est donc essentiel que le personnel utilise tous les moyens mis à sa disposition pour lutter contre cette détérioration, caractérisée généralement par des manifestations préliminaires peu visibles.

L'entretien préventif est l'instrument le plus efficace de la lutte anti-corrosion, son domaine d'action, très étendu, peut se concevoir ainsi :

- définition précise des zones ainsi que des périodicités de recherche des altérations des protections et de la corrosion,
- mise en œuvre des moyens et des précautions susceptibles de préserver l'intégrité des protections initiales

En ce qui concerne les cellules d'avions, il est important que le personnel d'entretien ait conscience de la fragilité des revêtements externes de protection et prenne les précautions nécessaires pour éviter toute rayure : utiliser les escabeaux d'accès et les tapis de protection, porter des chaussures à semelles élastomères, ne pas faire traîner sur les structures les caisses à outils ou les éléments démontés, placer les housses de protection lorsque celles-ci sont prévues.

Toute disparition locale d'une protection est l'amorce d'une corrosion :

- Lubrification périodique et essuyage fréquent des éléments particulièrement exposés.
- Contrôle périodique des orifices de drainage des cavités intérieurs.
- Purge fréquente des réservoirs d'essences ou de carburéacteur ; ceci est particulièrement important lors des stationnements d'avions en pays chauds ou humides afin de prévenir la corrosion microbienne des parois des réservoirs.

Les moyens d'investigation sont nombreux mais ils nécessitent très souvent d'être utilisés par un personnel spécialisé compétent ; nous citerons l'emploi des rayons x, la gammagraphie, les courants de Foucault, la magnétoscopie et les ultrasons.

III.3. Rupture par fatigue :

III.3.1. Définition :

On constate que si l'on soumet une pièce à des efforts se succédant à de courts intervalles, la rupture se produit généralement pour des charges nettement inférieures à celles que la pièce supportait si ces mêmes charges étaient ou séparées par des intervalles assez longs.

On explique ce phénomène en supposant qu'entre deux sollicitations, les molécules du corps n'ont pas eu le temps de reprendre leur place primitive et que les efforts agissent alors sur un corps déjà déformé et donc initialement fatigué.

La rupture d'organes sollicités soit par des efforts d'intensité rapidement variable dits ondulés soit par des efforts qui changent de sens, dits alternés, peut ainsi se produire sans qu'à

aucun moment et en aucun point la limite élastique du matériau soit atteinte donc sans qu'il soit possible de déceler une déformation. Ce mode de rupture est dit rupture pas fatigue.

Il est important de connaître le comportement des matériaux appelés à supporter de tels efforts, c'est le but des essais de résistance à la fatigue de flexion rotative qui permettent de déterminer la limite de fatigue représentée par F ou D.

III.3.2. Limite de fatigue :

La limite de fatigue est sensiblement proportionnelle à la charge de rupture en l'absence d'effet d'entaille. Par exemple, un acier de 200 daN/mm de charge de rupture aura une limite de fatigue en flexion rotative de 110daN/mm² environ mesurée sur éprouvette lisse, donc également très élevée.

En présence d'une entaille il n'en est plus même et la limite de fatigue pour une même charge de rupture se trouve abaissée considérablement. L'influence d'une entaille donnée est d'autant plus néfaste que la charge de rupture est plus élevée.

III.3.3. Importance de la rupture par fatigue en construction aéronautique :

Les performances élevées des avions et l'augmentation de la vie des cellules avec un niveau de sécurité accru ont imposé une connaissance plus approfondie du phénomène de fatigue des matériaux et de l'ensemble que constitue la structure. Soumise à des efforts répétés et variables et vol au sol dus aux manœuvres et aux rafales aux cycles de pressurisation du fuselage, aux vibrations produites par les systèmes propulseurs, la structure « Fatigue ».

Pour les avions subsoniques actuels, pour lesquels la résistance à la fatigue de la structure doit permettre un temps d'utilisation de 30 000 heures, le facteur de sécurité doit couvrir les risques de rupture par fatigue.

Dans ce but on doit :

- Estimer les charges appliquées (effort moyen / fort alterné fréquence).
- Connaître le comportement des matériaux et de l'élément de structure à des niveaux de charges moyennes et alternées variées, sur un étalement de cycle des charges appliquées ; par de tels essais on pourra estimer la résistance à la fatigue ou la probabilité de rupture de la structure.

Pour obtenir de telles qualités, on doit :

- abaisser le niveau général des contraintes et éviter leur concentration et éviter leur concentration.
- Choisir des matériaux ayant une bonne résistance à la fatigue.
- élaborer une conception structurale saine
- Adapter les procédés de fabrication et soigner les détails de construction.

Deux conceptions de structure peuvent être envisagées :

- Résistance en fatigue telle que la probabilité de rupture par fatigue soit très faible pendant la durée de la vie de l'avion.
- Résistance résiduelle telle qu'après rupture partielle ou totale d'un seul élément (détectable lors d'une grande visite périodique ou par examen aux rayons x ou par ultrasons) le reste de la structure doit pouvoir supporter les charges limites sans rupture ou déformations rendant le pilotage impossible : (sécurité malgré défaillance partielle).

Les avions de transport civil ont actuellement une structure faiblissant ; elle est justifiée par les calculs, les essais statiques et les essais de simulation des charges réelles.

Ces essais reproduisent aussi fidèlement que possible et dans un temps réduit, les efforts subis par un avion au cours de toute la durée de son utilisation, très riches en enseignement, ils permettent d'observer le comportement des pièces, de détecter l'apparition de criques et d'apporter ainsi les modifications nécessaires.

Pour les avions supersoniques : l'échauffement et le refroidissement de la structure lors d'un vol vont soumettre celle-ci à des cycles de température se combinant soit :

- à température supposée uniforme, à des cycles de charges de vol et de produisant un phénomène de fatigue à chaud.
 - à température non uniforme, à des cycles de contraintes thermiques, produisant un phénomène de fatigue à thermiques.
- En réalité, les deux phénomènes sont simultanés.

Le phénomène de fatigue à chaud est complexe car se superpose un effet de température, un effet de contraintes alternées.

Le phénomène de fatigue à thermiques engendre une hétérogénéité de déformations élastiques et plus souvent plastiques aux points chauds créant des contraintes internes qui produisent des déformations plastiques irréversibles. Celles-ci pourront à froid laisser subsister un état de contraintes ; une répétition de ces effets engendre une sévère fatigue des pièces et en diminue l'endurance.

III.4. Maintenance selon la carte ATR :

Pendant la durée de stage, nous avons pu exécuter des cartes de la check 4ans d'un ATR au niveau des ateliers d'air algérie. Ces cartes classés selon les chapitres ATA 100:

- chapitre 52 : Les portes
- chapitre 53 : Le fuselage
- chapitre 54 : La nacelle
- chapitre 55 : le stabilisateur
- chapitre 56 : Les fenêtres
- chapitre 57 : La voilure

III.4.1. Les portes :

III.4.1.1. Porte de passagers/ équipage :

A. Information générale au sujet d'inspection :

1. cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG-3 (maintenance steering guide) définie pour l'inspection visuelle détaillée de la surface externe de la porte de pax/ équipage (figure III.8).
 - a) types des dommages à rechercher :
 - fente
 - corrosion
 - éraflure et abrasion
 - b) Seulement l'inspection concerner les taches est indiquées dans la carte, "inspection visuelle spécial" manuel d'essai non disruptif.
2. Élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte.
3. Les dommages donnes sont permis dans le document de planification d'entretien (Figure III.8).

B. Inspection visuelle détaillée :

inspectez visuellement pour déceler les dommages de revêtement externe de la porte.

III.4.1.2. Trappe d'issue de secours poste pilotage:

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des taches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée de la surface interne de la trappe de secours (figure III.9).
 - a) Types de dommages a recherché :
 - Fente
 - Corrosion
 - Eraflure
 - Point et abrasion
 - b) Seulement l'inspection concerner les taches est indiquées dans la carte, "inspection visuelle spécial" manuel d'essai non disruptif.
2. Élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte.

B. Inspection visuelle générale :

1. Ouvrez la trappe pilote de secours et enlevez les panneaux d'accès
2. Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter (produit autorisé par utilisation seulement)
3. Inspectez visuellement pour déceler les dommages la surface interne de la trappe pilote de secours
4. Si les dommages sont en contact trouvé le fabricant

III.4.1.3. Porte cargo :**A. Information générale au sujet de l'inspection :**

1. cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG - 3 (maintenance steering guide) définie pour l'inspection visuelle détaillée de la surface externe de la porte cargo (figure III.10).
 - a) type de dommage à recherché :
 - Fente
 - Corrosion
 - Eraflure
 - Point et abrasion
 - b) Seulement les inspections concernées les tâches est indiquées dans la carte, « inspection détaillée spécial » manuelle d'essai non disruptif.
2. Élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 52-31-04 (détection de corrosion sur le revêtement externe autour de la tâche de charnière de piano).
3. Les dommages donnés sont permis dans le bloc, 300 pages de SRM 52-31-00.

B. Inspection visuelle détaillée :

1. Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter en utilisant le produit autorisé.
2. Effectuez l'inspection visuelle détaillée de la corrosion du secteur autour de la charnière de piano de porte cargo.

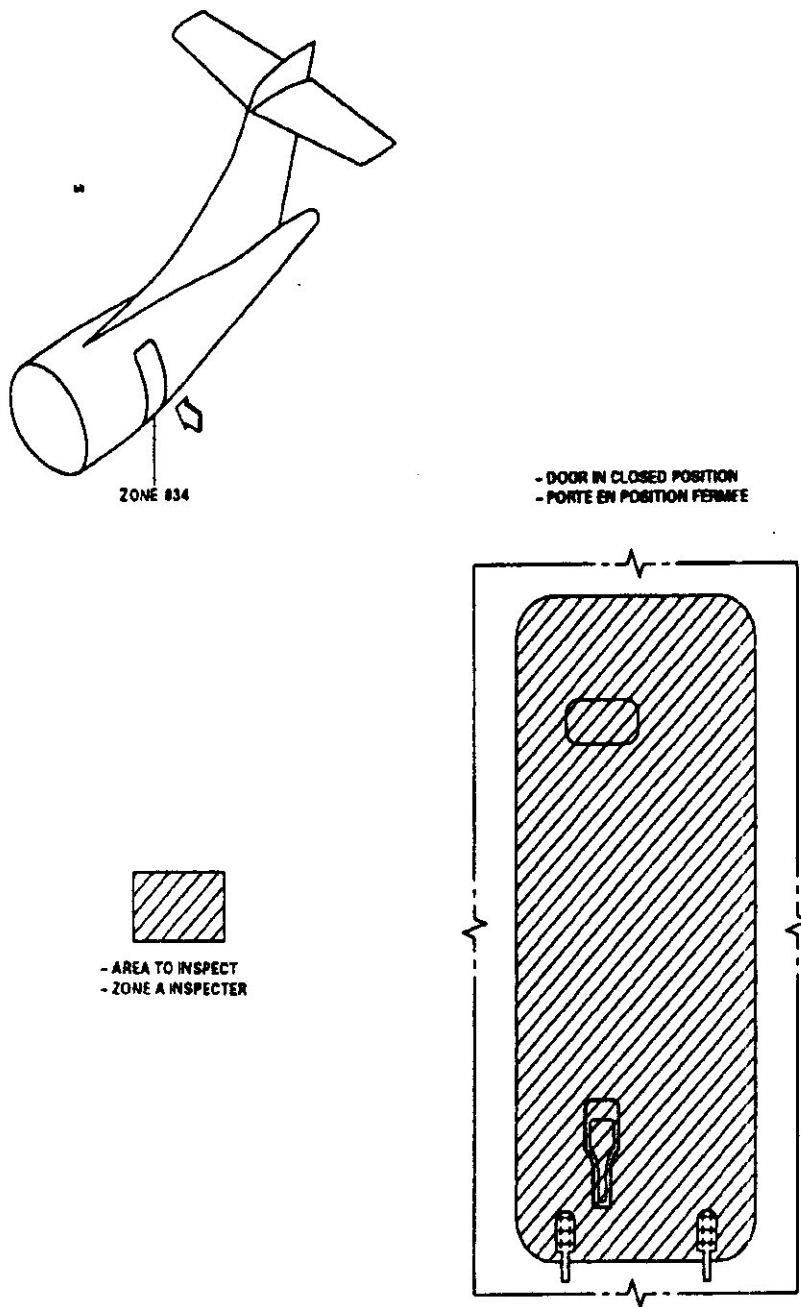


Figure (III.8) : Porte d'équipage de passagers

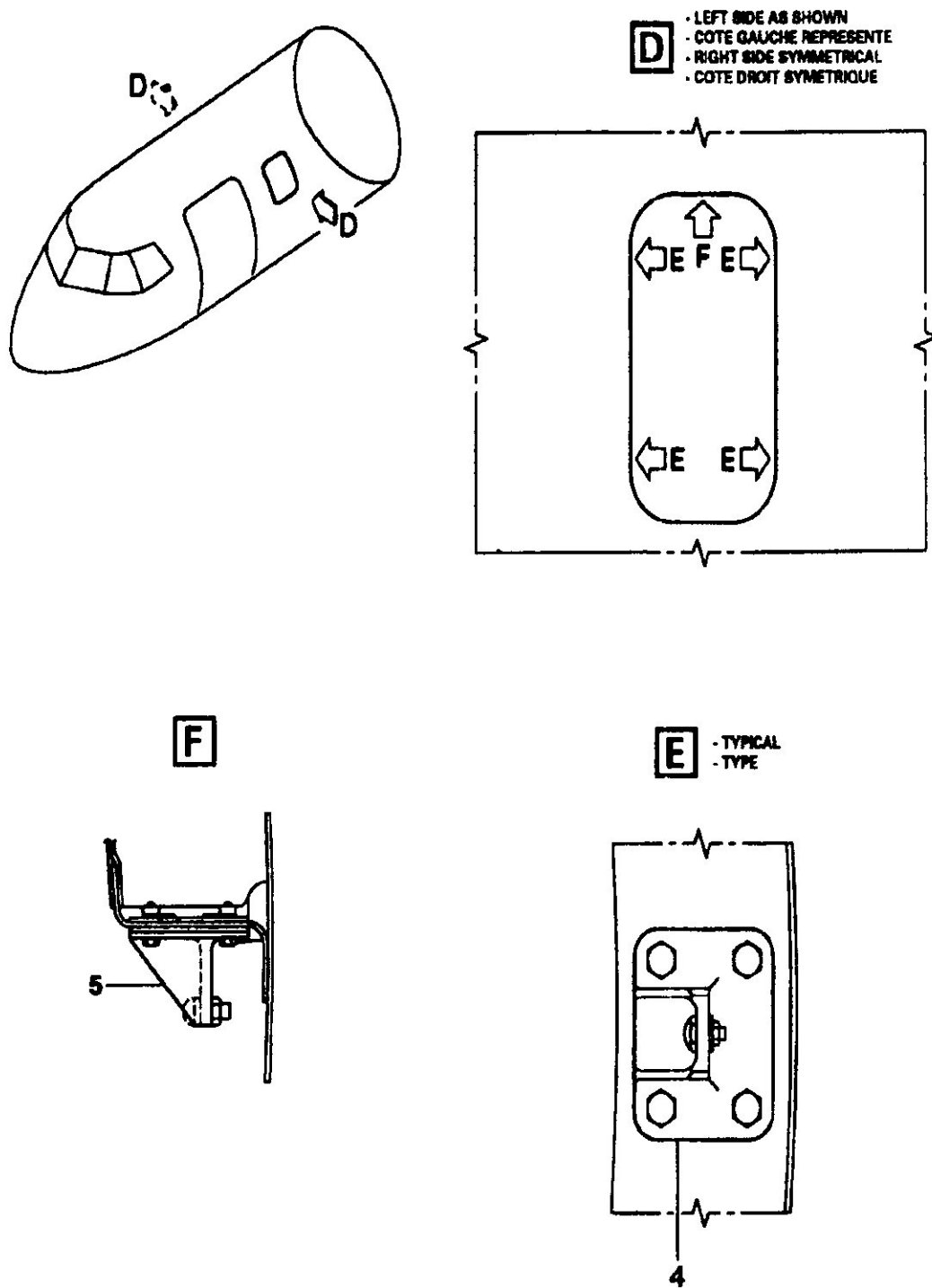
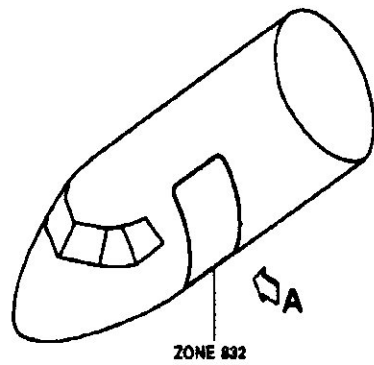


Figure (III.9) : trappe aérienne de compte de vol



A - DOOR IN CLOSED POSITION
- PORTE EN POSITION FERMEE


- AREA TO BE INSPECTED
- ZONE A CONTROLER

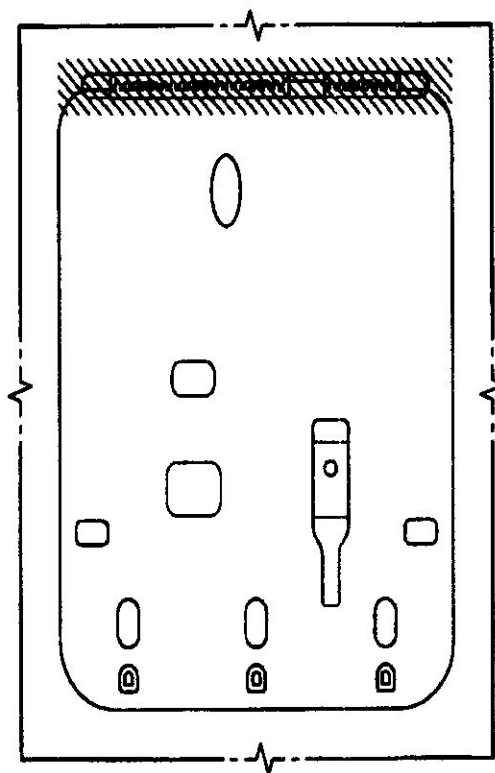


Figure (III.10) : Porte cargo

III.4.2. Fuselage :**III.4.2.1. DVI sur le nœud 1 et le nœud 2 de la structure de fenêtre d'habitable : voir figure****A. Information générale au sujet de l'inspection :**

1. 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 (figure III.11)
 - a) types de dommages a recherché :
 - Crique
 - Corrosion
 - Eraflure
 - Point et abrasion
 - b) seulement les inspections concerner les tâches est indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.
2. article structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 53-11-31 (détection sur le nœud 1 et 2 de côté gauche et droite de fenêtre habitacle)
3. la fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

B. Inspection visuelle détaillée :

1. nettoyez soigneusement le secteur à inspecter.
2. effectuez l'inspection visuelle détaillée du poste, du filon couche et de l'épissure autour du nœud 1 et 2

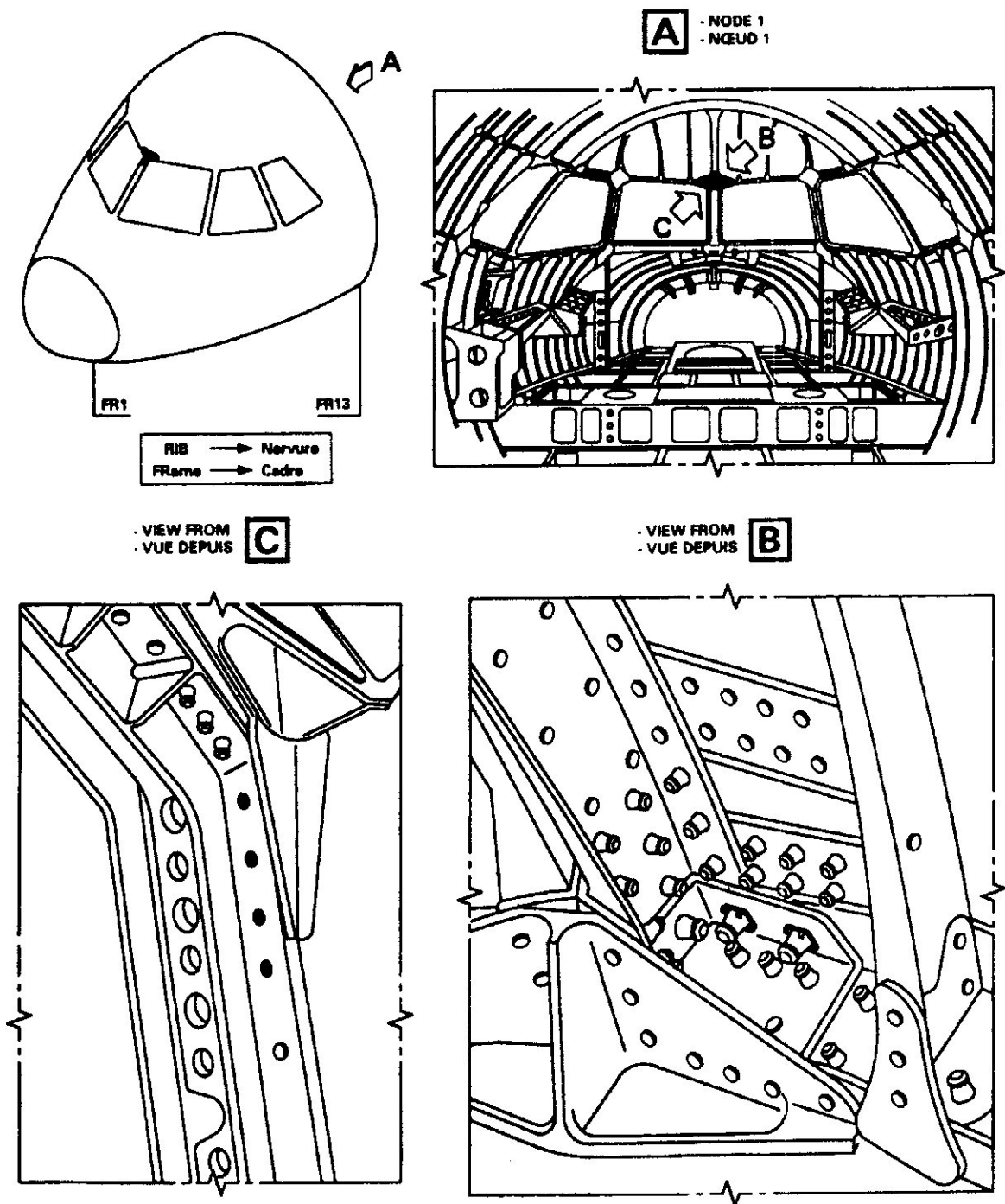


Figure (III.11) : nœud 1 et 2 de la structure de fenêtre

III.4.2.2. Jambe de tourillon de train d'atterrissage avant :**A. Information générale au sujet de l'inspection :**

1. cette carte fournit les information nécessaire pour accomplir des tâches programmées d'entretien résulter 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 taches est inclus dans le document de planification d'entretien (figure III.12)
 - a) type de rappel de dommage a recherché :
 - Crique
 - Corrosion
 - b) 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.
2. structurellement l'élément de signification (SSI) couvert dans cette carte : 53-17-02 (détection de corrosion sur les ferrures d'articulation de train d'atterrissage).
3. la fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

B. Inspection visuelle détaillée :

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

4. nettoyez soigneusement la surface pour inspecter les produit autorises par utilisation seulement
5. 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.
6. si des dommages sont trouves on doit se referer en SRM.

III.4.2.3. Section 13 de fuselage :**A. Information générale au sujet de l'inspection :**

1. Cette carte fournit les information nécessaires pour accomplir des taches programmées d'entretien résultant de l'analyse MSG-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée des voies de siège entre le cadre 13 et le cadre 17 et des voies de siège entre le cadre 17 et le cadre 23 (Figure III.13).
 - a) type de rappel de dommage a recherché :
 - Crique
 - Corrosion
 - b) 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.

2. structurellement l'élément de signification (SSI) couvert dans cette carte : 53-33-00 (détection de corrosion de cadre 13 et cadre 17A)
3. les dommages permis sont donnés dans le bloc 300 pages
4. la fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

B. Inspection visuelle détaillée :

- Nettoyer soigneusement les voies de siège à inspecter (produit autorisé par utilisation seulement)
- Effectuer l'inspection visuelle détaillée des voies de siège entre le cadre 13 le 17 et le 23
- Si des dommages sont trouvés on doit se référer en SRM

III.4.2.4. Plate-forme arrière de pression d'aile :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. Cette carte fournit les informations nécessaires pour accomplir des tâches programmées d'entretien résulter de l'analyse MSG-3 définie pour l'inspection visuelle détaillée de la surface externe de la plate-forme arrière de pression d'aile entre le cadre 27 et le cadre 28 (figure III.14).

c) type de rappel de dommage à recherché :

- Crique
- Corrosion

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

2. structurellement l'élément de signification (SSI) couvert dans cette carte
3. les dommages permis sont donnés dans le bloc 300 pages de SRM 53-11-00
4. la fréquence d'inspection est indiquée dans le document de planification d'entretien (MPD).

B. Inspection visuelle détaillée :

- Nettoyer soigneusement la surface pour inspecter (produit autorisé par utilisation seulement)
- Effectuer l'inspection visuelle détaillée de la surface externe de plate-forme arrière de pression d'aile entre le cadre 27 et le cadre 28
- Si des dommages sont trouvés référez-vous au SRM

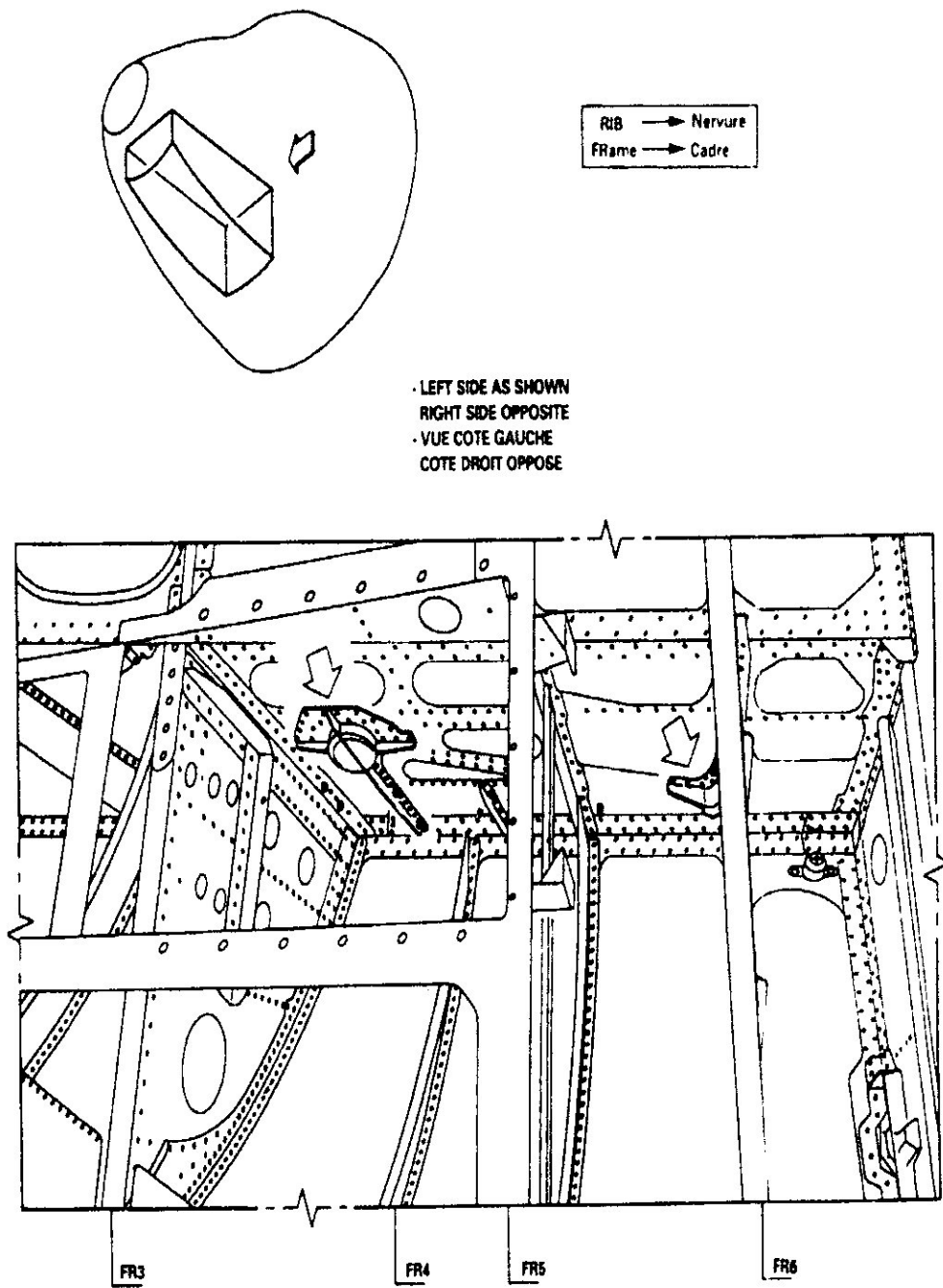


Figure (III.12) : Jambe tourillon de train d'atterrissage avant

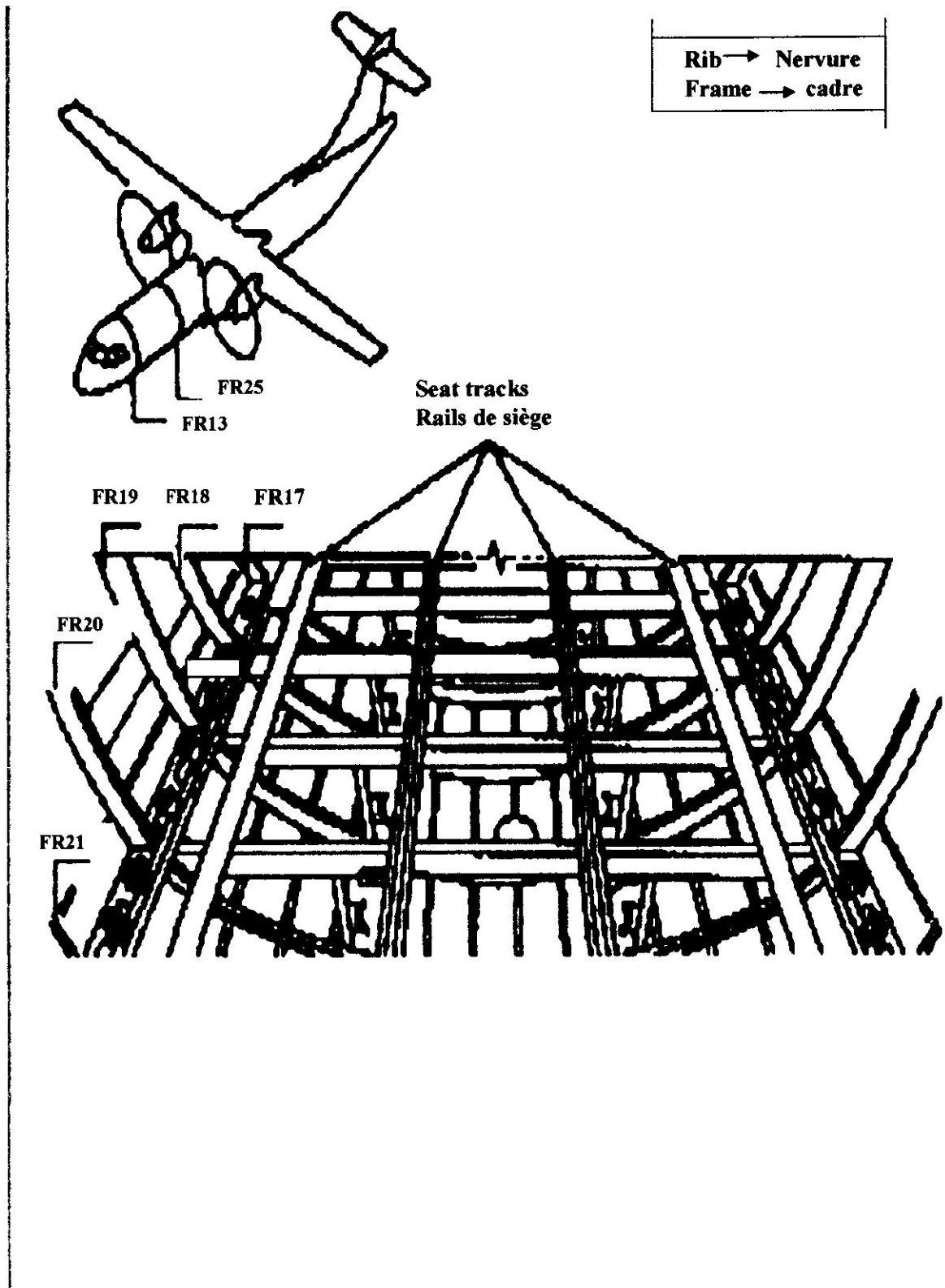


Figure (III.13) : Section 13 de fuselage

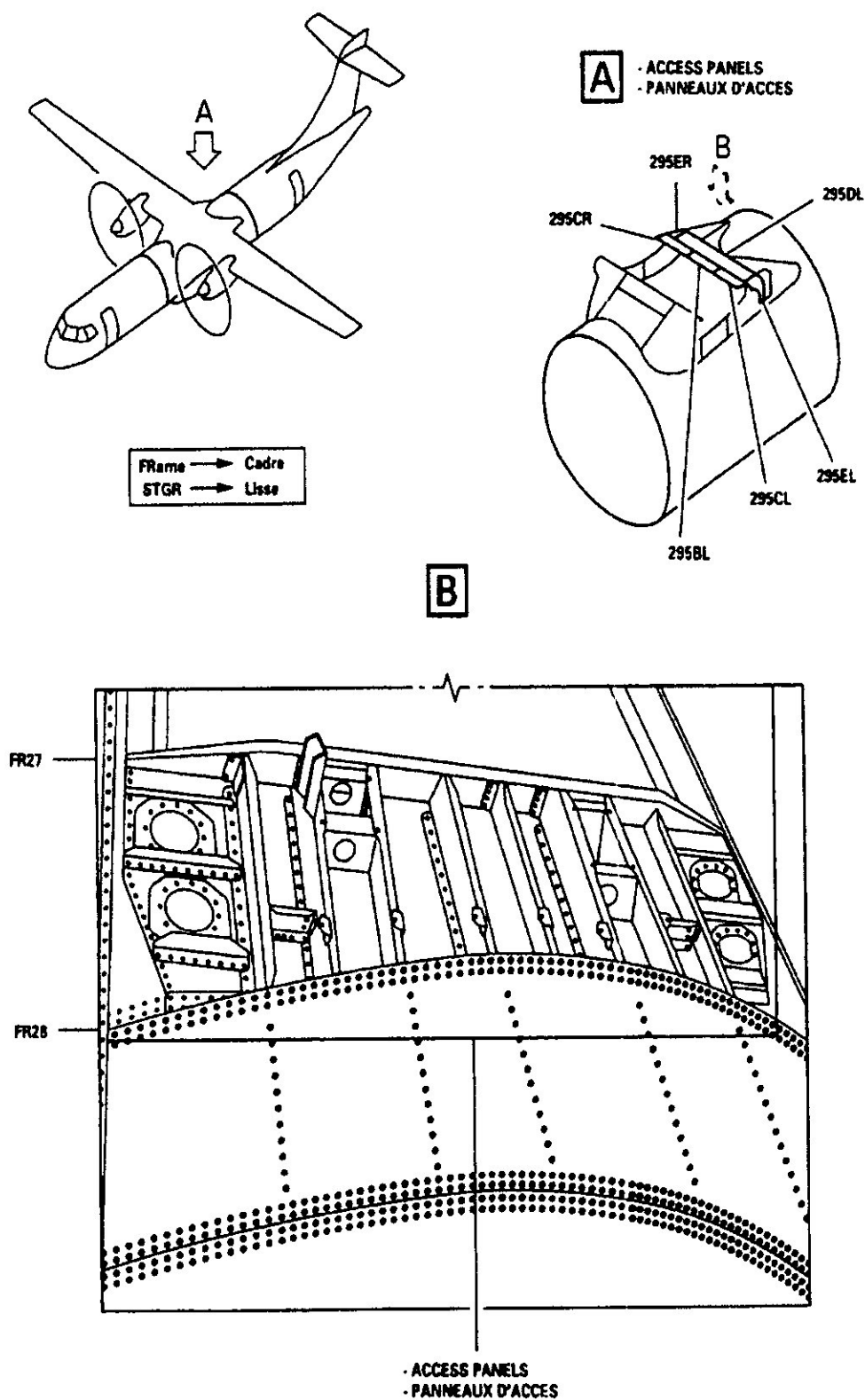


Figure (III.14) : plate forme arriere de pression d'aile

III.4.2.5. Partie central du fuselage :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 surface externe du plat de pression entre le cadre 25 et le cadre 27 (figure III.15)

a) types de dommages a recherché :

- Crique
- Corrosion
- Eraflure
- Point et abrasion

b) seulement les inspections concerner les tâches est indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.

2. article structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte

3. les dommages donnes sont permis dans le bloc, 300 pages de SRM 53-11-00

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

B. Inspection visuelle détaillée :

- Nettoyer soigneusement la surface externe (produit autorisé par utilisation seulement)
- Effectuer l'inspection visuelle détaillée de la surface externe de plate pression entre le cadre 27 et le cadre 28
- Si des dommages sont trouves on doit se referer en SRM

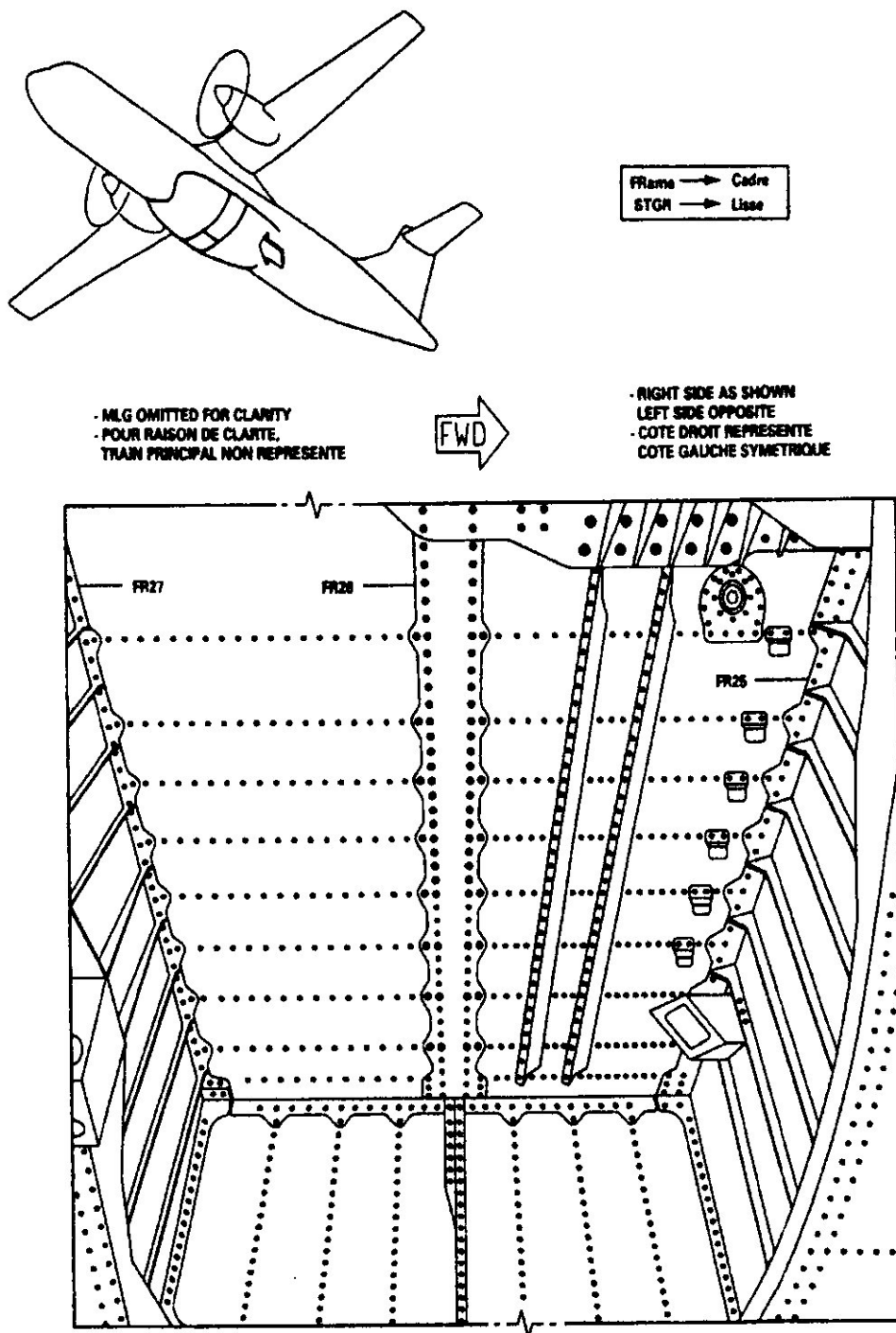


Figure (III.15) : Partie central de fuselage

III.4.2.6. Ferrure support d'aile :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 des ferrures de fixation d'aile à la lisse 7 installée sur le cadre 25 et la cadre 27 (figure III.16).

a) types de dommages à recherché :

- Crique
- Corrosion
- Eraflure
- Point et abrasion

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

2. élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 53-57-00 (détection de crack sur l'ajustage de précision de soutien d'aile).

B. Inspection visuelle détaillée :

- Nettoyer soigneusement la ferrure de fixation d'aile (produit autorisé par utilisation seulement).
- Effectuer l'inspection visuelle détaillée sur la surface complète des garnitures, en se référant plus particulièrement à des crochets de garnitures.
- Si les dommages sont en contact (les ferrures de fixation d'aile sont les éléments de zone réglementée).

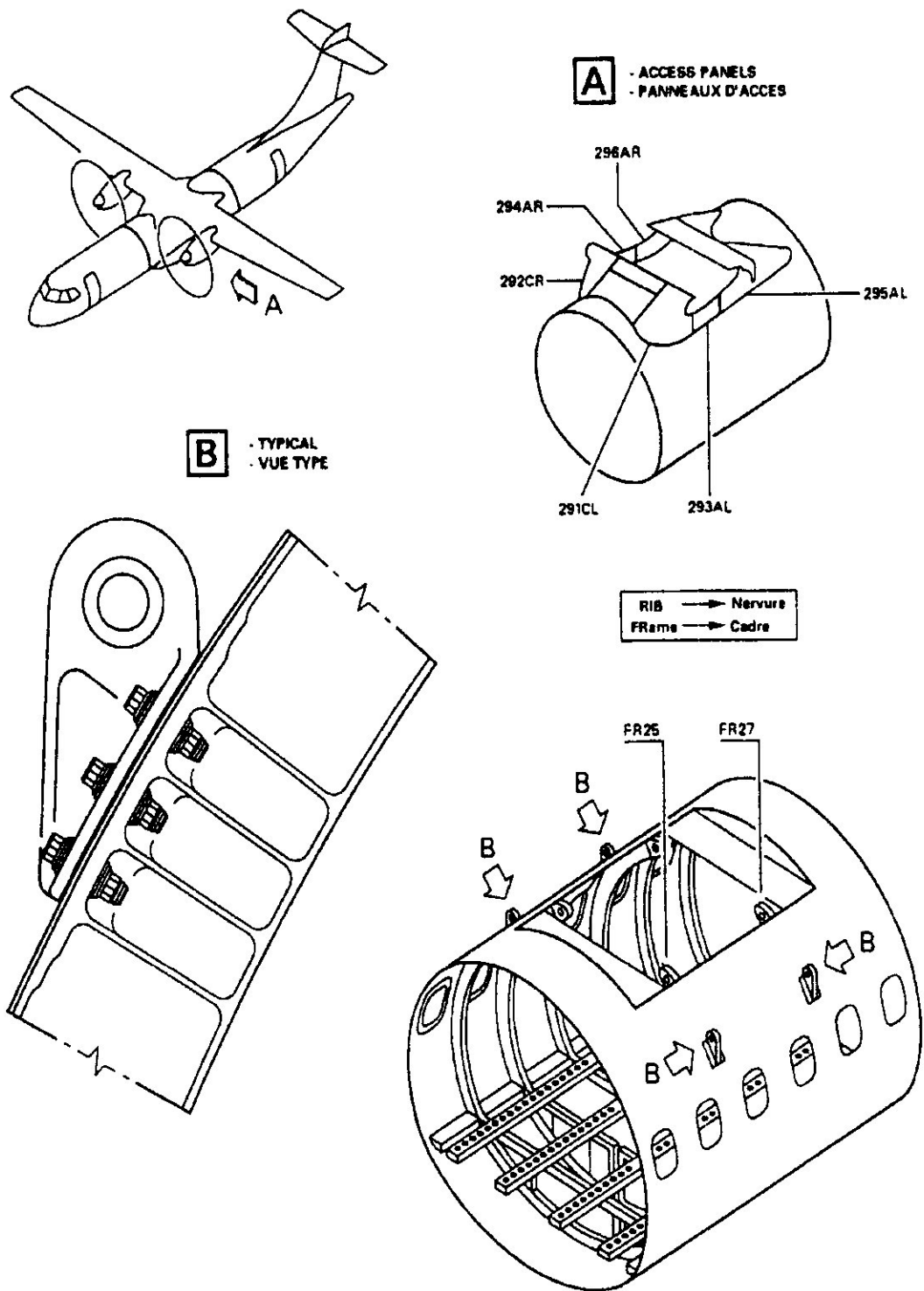


Figure (III.16) : ferrure support d'aile

III.4.2.7. section arrière de Fuselage :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 34 et le cadre 44 (figure III 17).

a) types de dommages a recherché :

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

- b) Dans cette carte il y a l'inspection indiquée au sujet de tâches de "DVI" et les tâches boroscopique de "SDI"

2. Élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est : 53-61-12 (détection sur la main gauche de faisceau entre le cadre 39 et 40).
3. Les dommages autorisés sont donnés dans le bloc 300 pages de SRM 53-61-00
4. La fréquence d'inspection est indiquée dans le document planification d'entretien (MPD)

B. Inspection visuelle détaillée :

1. Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter en utilisant le produit autorisé
2. Effectuer l'inspection visuelle détaillée du faisceau de main gauche et droite de cadre 34 à 44.

Note : inspecter l'intrados du faisceau de pli entre le cadre 39 et le cadre 40 au moyen d'un boroscope flexible.

III.4.2.8. Surface arrière de cloison de pression :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 surface arrière de cloison étanche arrière de pression (figure III.18).

a) types de dommages a recherché :

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

- b) seulement les inspections concerner les tâches est indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.

2. élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 53-81-12 (détection de corrosion de surface arrière de cloison).
3. les dommages donnes sont permis dans le bloc, 300 pages de SRM.

B. Inspection visuelle détaillée :

- Nettoyez soigneusement le secteur à inspecter en utilisant le produit autorisé.
- Effectuer l'inspection visuelle détaillée de la surface arrière de cloison étanche de pression.

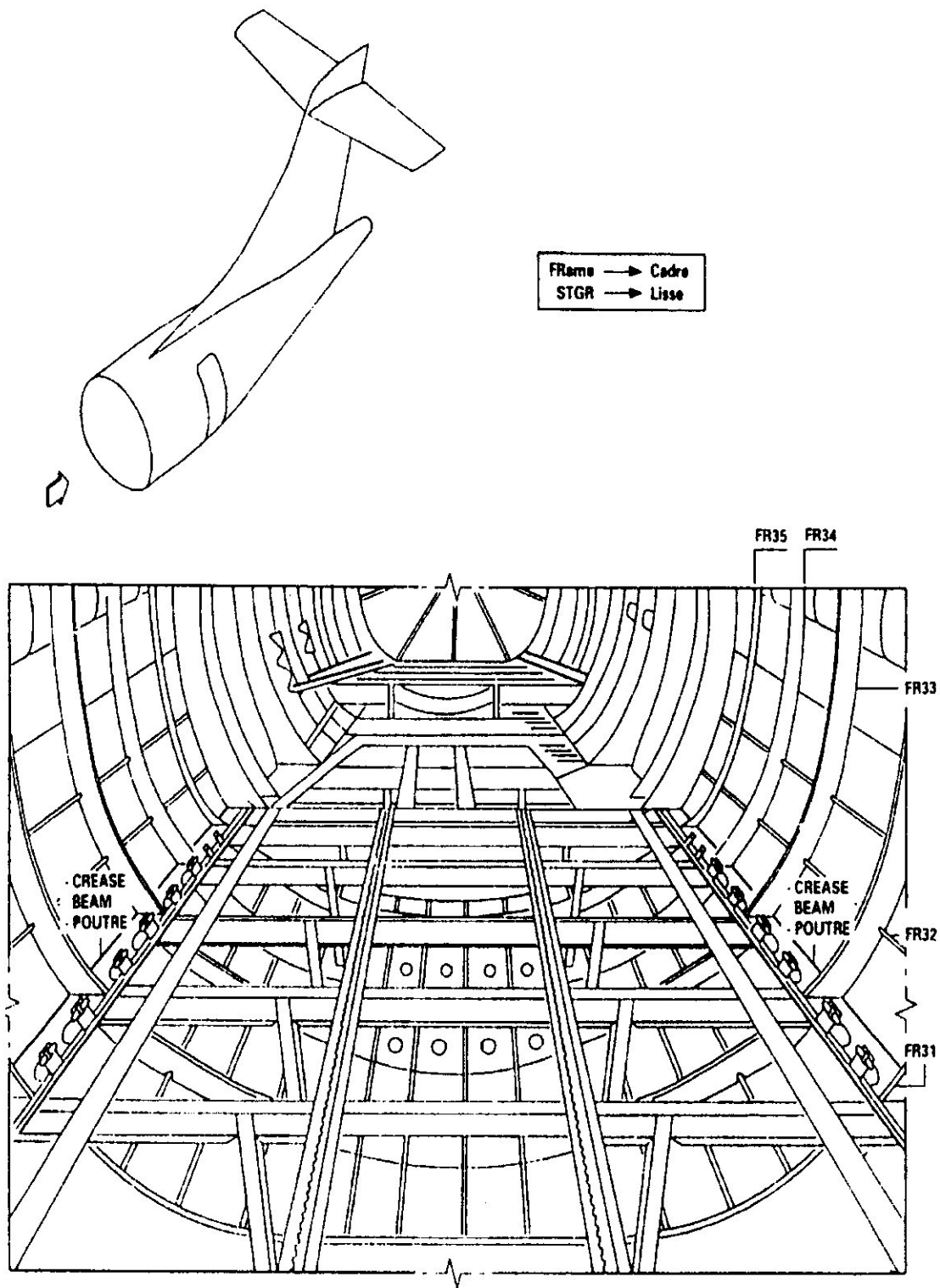


Figure (III.17) : fuselage section arrière

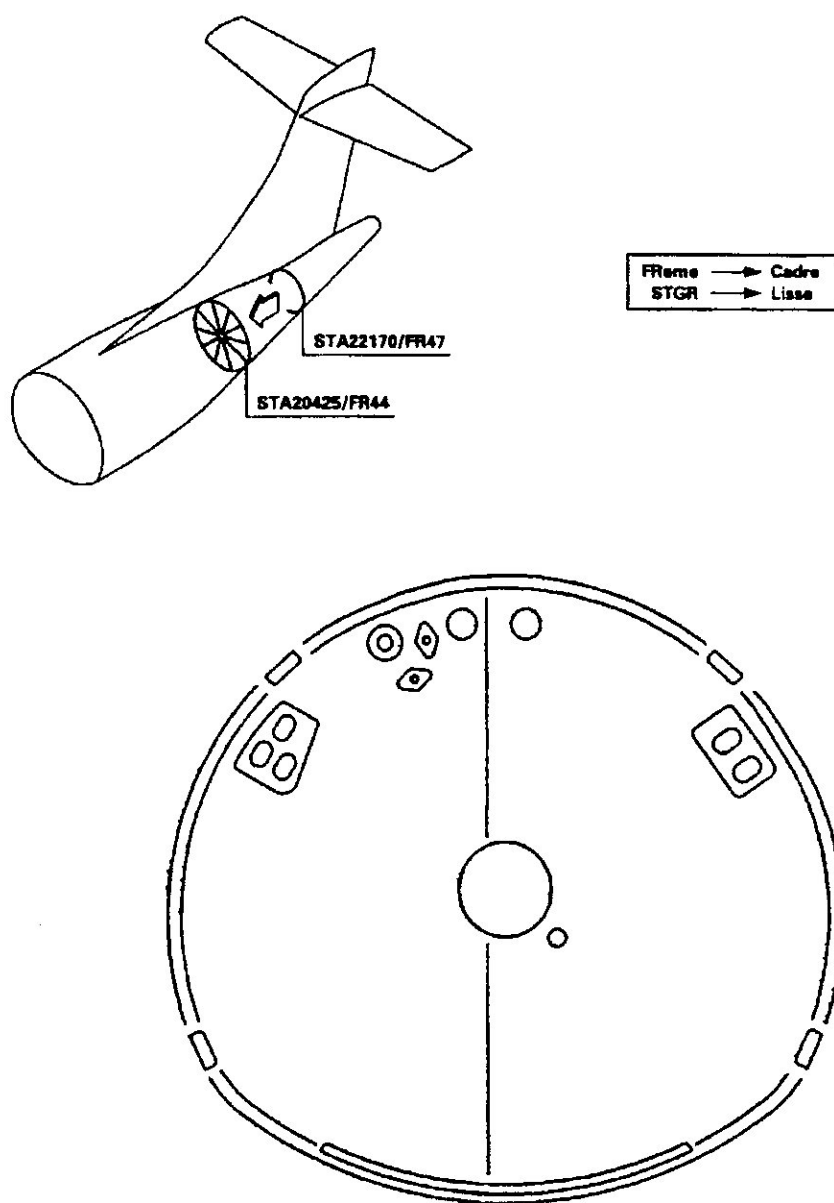


Figure (III.18) : surface arrière de cloison de pression

III.4.3. La nacelle :

III.4.3.1. L'extrémité de tube 2 et 3 de carcasse arrière :

A. Information générale au sujet d'inspection :

1. Cette carte fournit des informations nécessaires pour la préparation de l'inspection et de procédé d'inspection visuelle détaillée du bâti moteur (figure III.19).

a) Type des dommages vérifiés :

- Dommages environnementaux
- Dommage de fatigue
- Dommage de corrosion
- Dommages accidentels

B. Inspection de bâti arrière de moteur :

1. Inspection de tube de bâti :

- Inspecter les tubes 1, 2, 3, 6, 7 et 8 aussi bien que les tiges 4 et 5 composant le bâti de moteur pour vérifier la fente avec l'attention spécial aux soudures et sur des tête de tige.

2. Inspection des ferrures avant et arrière de la fixation de jonction :

- Inspecter les ferrures 9, 10, 11, et 12 pour déceler les fissures au chapes et au jonction avec des ferrures avant de fixation (par le cadre intermédiaire)

Note : utiliser le miroir pour inspecter la partie arrière de ferrure.

3. Inspection des ferrures de fixation arrière de montage d'aile :

- Inspecter les ferrures 16, 17, 18, 19 et des chapes de ramassage sur le plan de longeron et celle sur la boîte d'intrados.

C. Installation de calorifuger :

1. Rubans adhésifs de contrôle (3) pour des dommages, an cas de dommages remplacent le tube.
2. Installent calorifuge (1) sur le tube diagonal du bâti arrière de moteur selon l'enregistrement de position pendant le déplacement et le freiner à la file.
3. La tension du file de freinage doit être suffisante afin d'empêcher n'importe quel mouvement de l'armature.

D. Plan rapproché avant de fermer des capots :

1. Assurez- vous que le secteur de capot est dégagé des outils et des élément divers de l'équipement avant de fermer les capots.

E. Précautions avant de fermer :

1. Avant installer les capots, assurez-vous qu'aucun dommage accidentel n'a été causé
2. Faites attentions pour ne pas endommager.

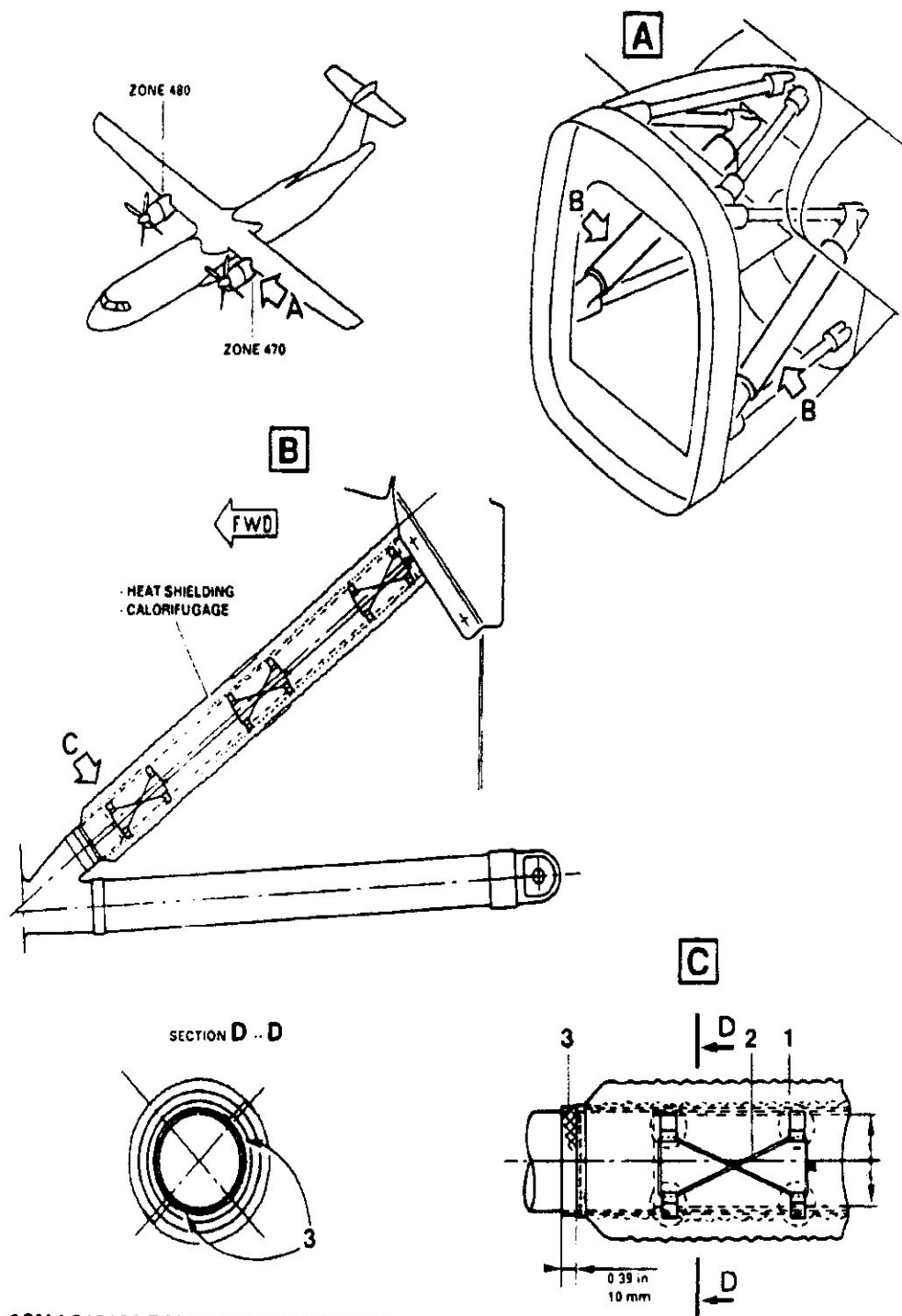
III.4.3.2. Section de centre de nacelle :

A. Préparation :

1. Vérifier que le moteur est arrêté
2. Installer l'opération d'interdiction de mise en garde des commandes des moteurs
3. Installer les plateformes d'accès au moteur (figure III.20).

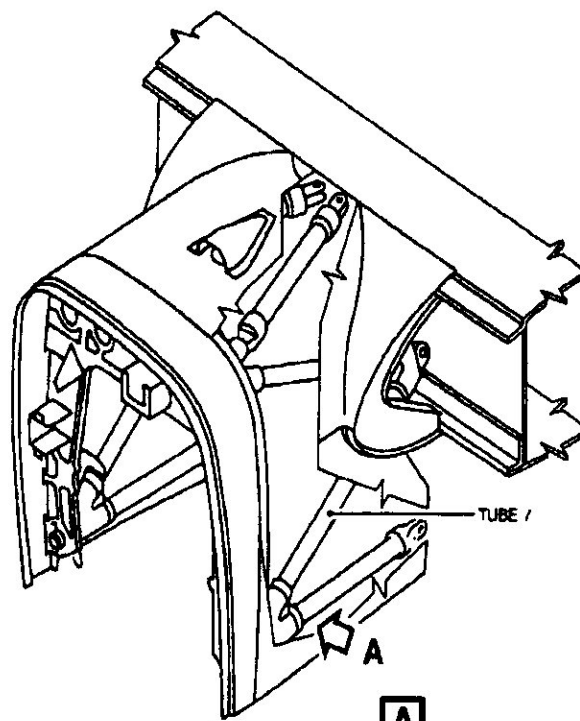
B. Inspection visuelle détaillée de l'ajustage de précision avant sur le tube7, au bâti moteur :

1. Nettoyer soigneusement l'ajustage de précision avant sur le tube 7, avec un tissu non pelucheux.
2. Effectuer une inspection visuelle détaillée de l'ajustage de précision pour des fissures.



9SMJ 542161 RAI 00110-003 AAB/FAB

Figure (III.19) : Les extrémités de tube 2 et 3



A

TUBE 7 FORWARD FITTING
FERRURE AV TUBE 7

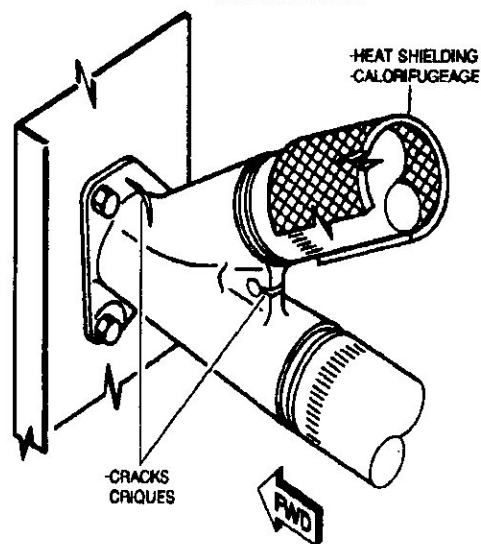


Figure (III.20) : section de centre de nacelle

III.4.4. Le stabilisateur :

III.4.4.1. Stabilisateur horizontale :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 (figure III.21)
 - a) types de dommages à recherché :
 - Crique
 - Corrosion
 - b) seulement les inspections concernées les tâches est indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.
4. élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 55-14-31 (détection de la corrosion sur la ferrure de fixation).
5. les dommages donnés sont permis dans le bloc, 300 pages de SRM

B. Inspection visuelle détaillée :

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

III.4.4.2. Boîte de longeron de stabilisateur verticale :

A. 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 peaux externe époxy de la boîte de stabilisateur verticale (figure III.22)

- a) types de dommages à recherché :
 - Eraflures
 - Trous
 - Impression
 - b) seulement les inspections concernées les tâches est indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.
2. élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte est 55-31-01 (détection des dommages d'impact sur le revêtement).
 3. les dommages donnés sont permis dans le bloc, 300 pages de SRM.

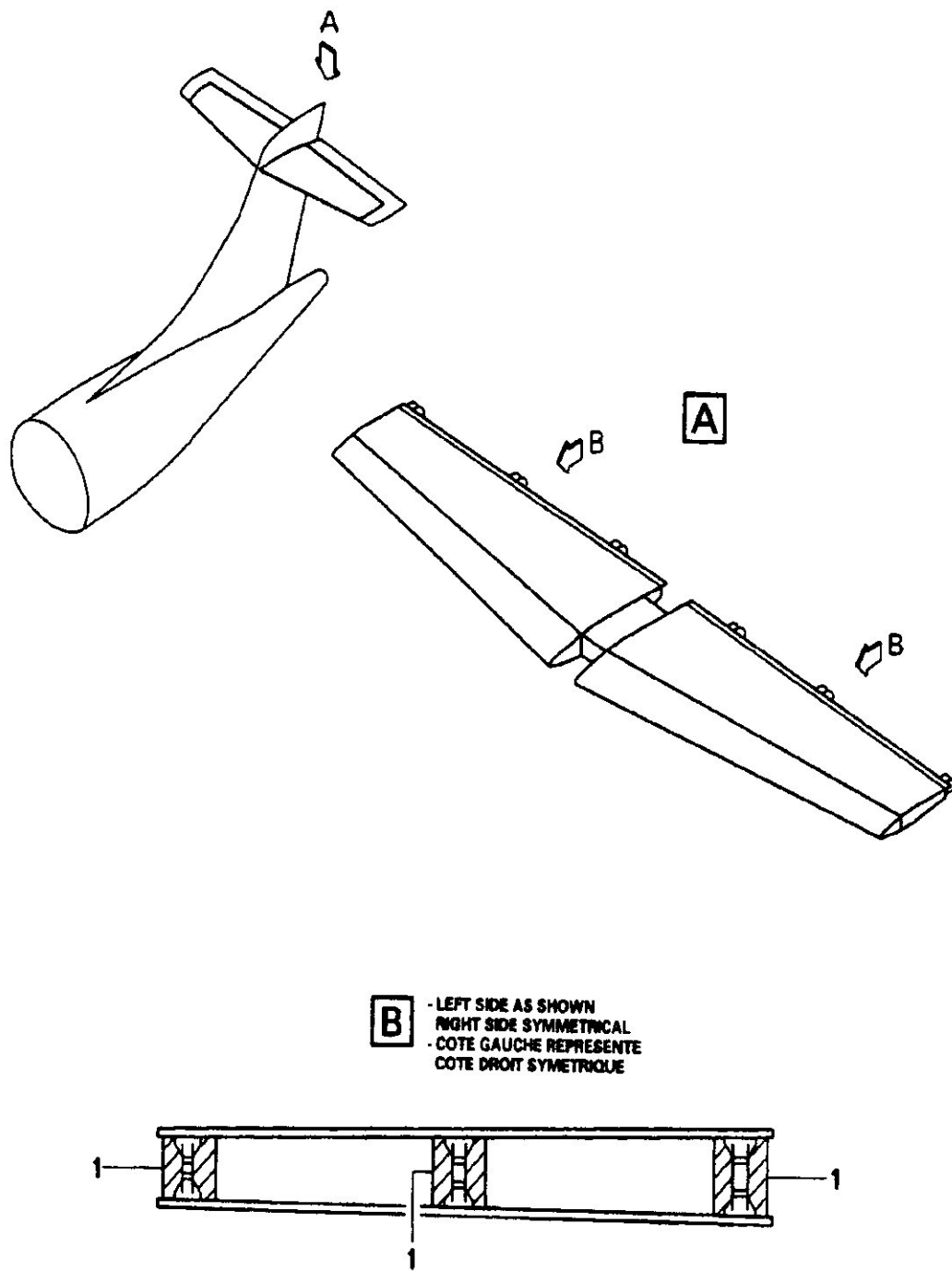


Figure (III.21) : Stabilisateur horizontal

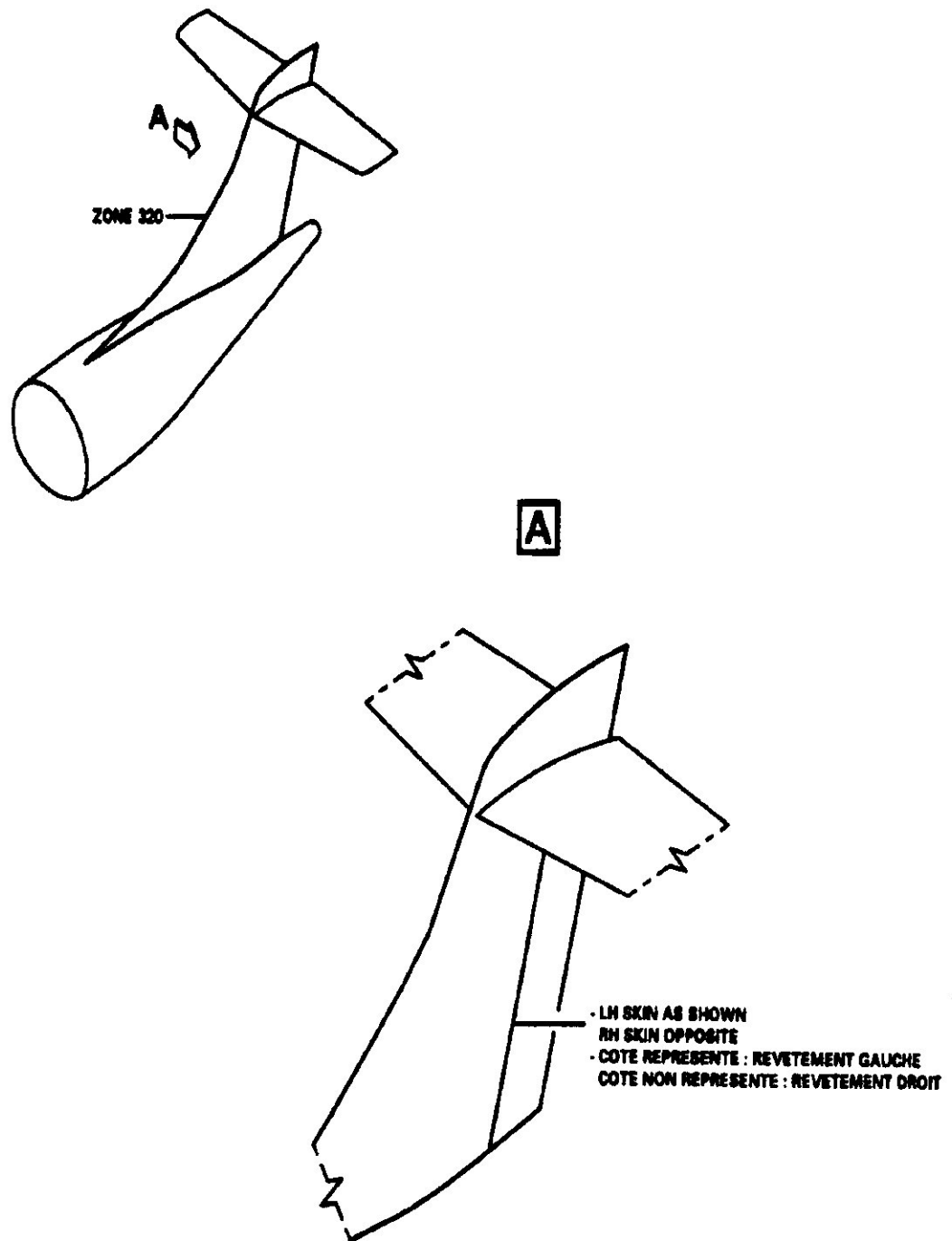


Figure (III.22) : Boite de longeron de stabilisateur vertical

III.4.5. Les fenêtre :

III.4.5.1. Hublots :

A. Inspection visuelle détaillée :

Description :

1. Cette inspection peut être effectuée de l'intérieur de l'A/C, aucun déplacement n'est exigé.
2. Pièces impliquée : (hublots standard)
3. type de dommages :
 - claquement ou décollement dans le plan.

Inspection :

1. Inspecter soigneusement :

Partie évidente du bord à base de rainure sur la surface extérieure du carreau externe au rayon circulaire de mélange (figure III.23).

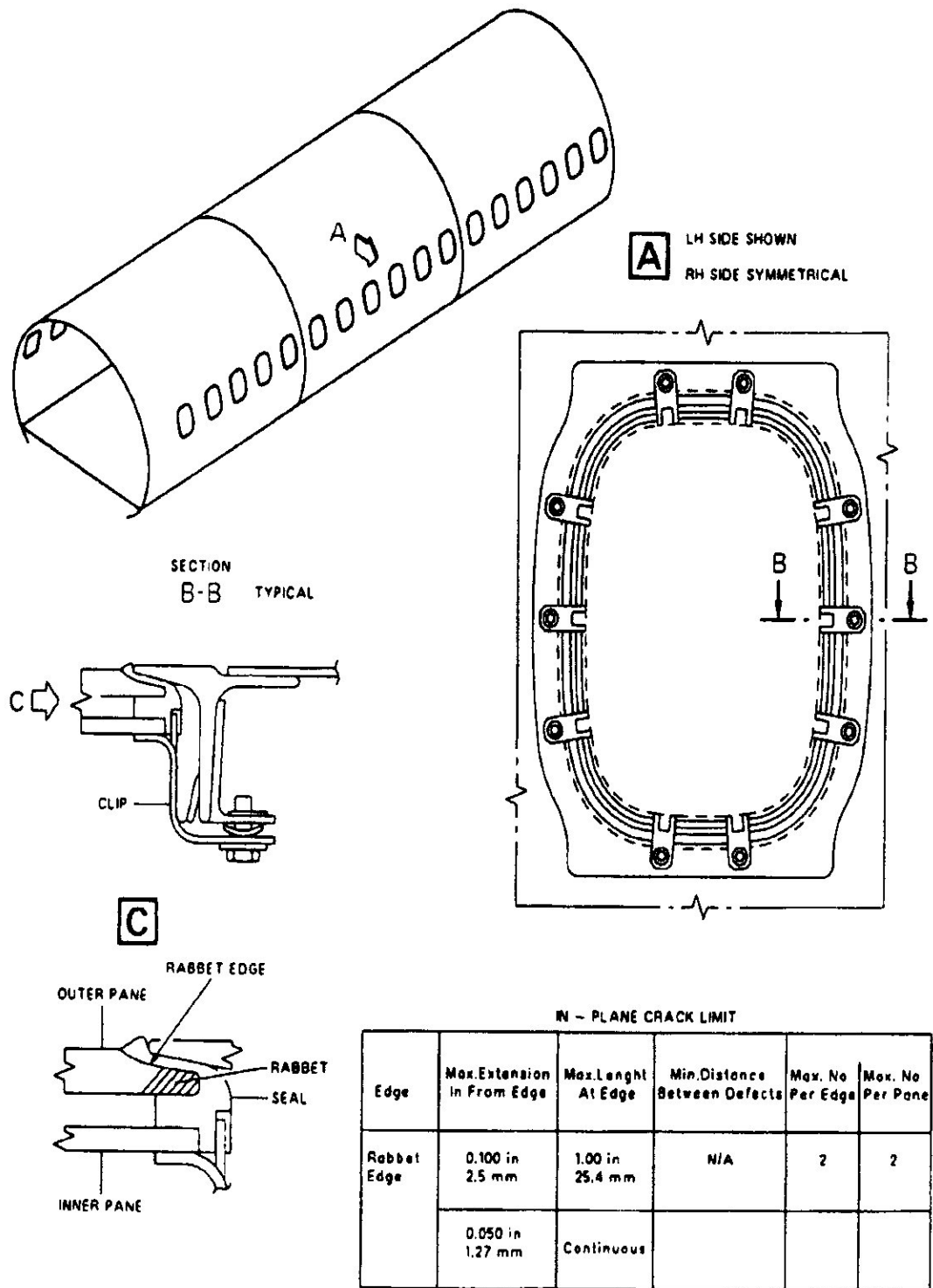


Figure (III.23) : Hublots

III.4.6. La voilure :

III.4.6.1. Longeron arrière de boîte intérieur :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 (figure.III.24).
 - a) types de dommages à rechercher :
 - Eraflures
 - Trous
 - Impression
 - b) seulement les inspections concernées par les tâches indiquées dans la carte, "inspection détaillée spécial" manuel d'essai non destructif.
2. élément structurellement significatif (SSI) couvert dans cette carte.
3. les dommages permis sont indiqués dans le bloc.

B. Inspection visuelle détaillée du longeron arrière de boîte intérieur :

1. Nettoyer le secteur à inspecter.
2. Inspection visuelle détaillée du longeron arrière.
Note : au besoin employer une lampe ou un miroir.
- a) 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.
- b) 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 bord arrière.
3. Reconstituer la protection supérieure et inférieure de brides.

III.4.6.2. fixation de ferrure de nacelle à la nervure 11 :**A. Information générale au sujet de l'inspection :**

1. cette carte fournit l'information nécessaire pour exécuter la préparation d'accès et procède l'inspection visuelle détaillée des fixations de la ferrure de nacelle (figure III.25).
2. Types de dommage :
 - Dommage de fatigue
 - Dommage de corrosion
 - Dommages accidentels
 - Dommages environnementaux

B. Inspection visuelle détaillée de fixation de ferrures de nacelle à la nervure 11 :

1. secteurs propres à inspecter avec un tissu non plucheux.
2. effectuent une inspection visuelle détaillée de la fixation de ferrure de nacelle à la nervure 11 pour le ressuage.

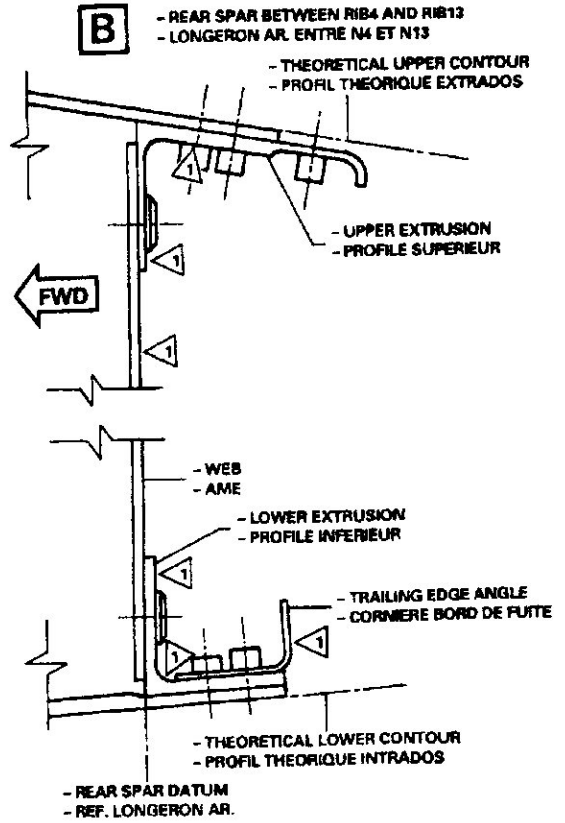
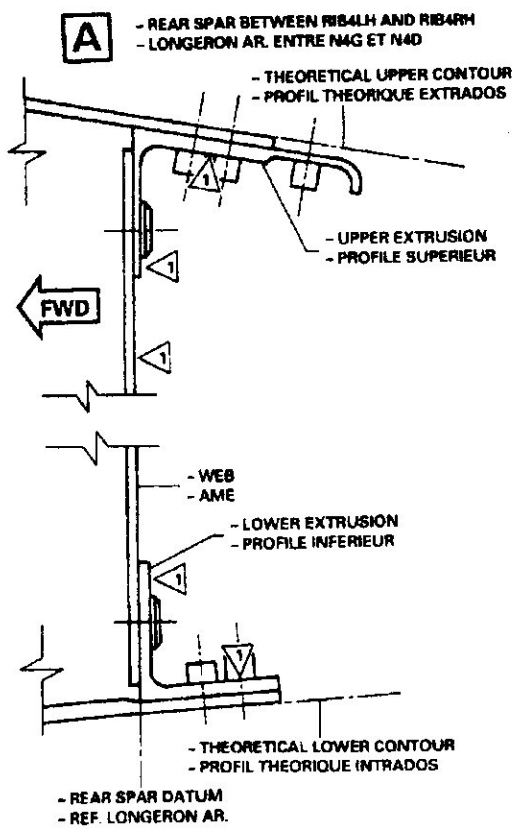
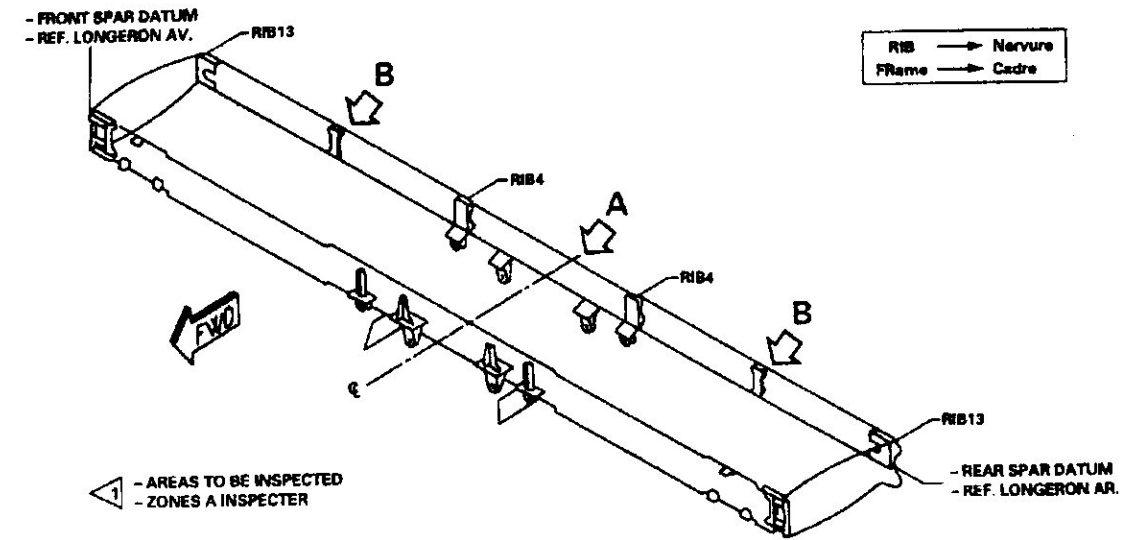


Figure (III.24) : Longeron arrière de boîte intérieure

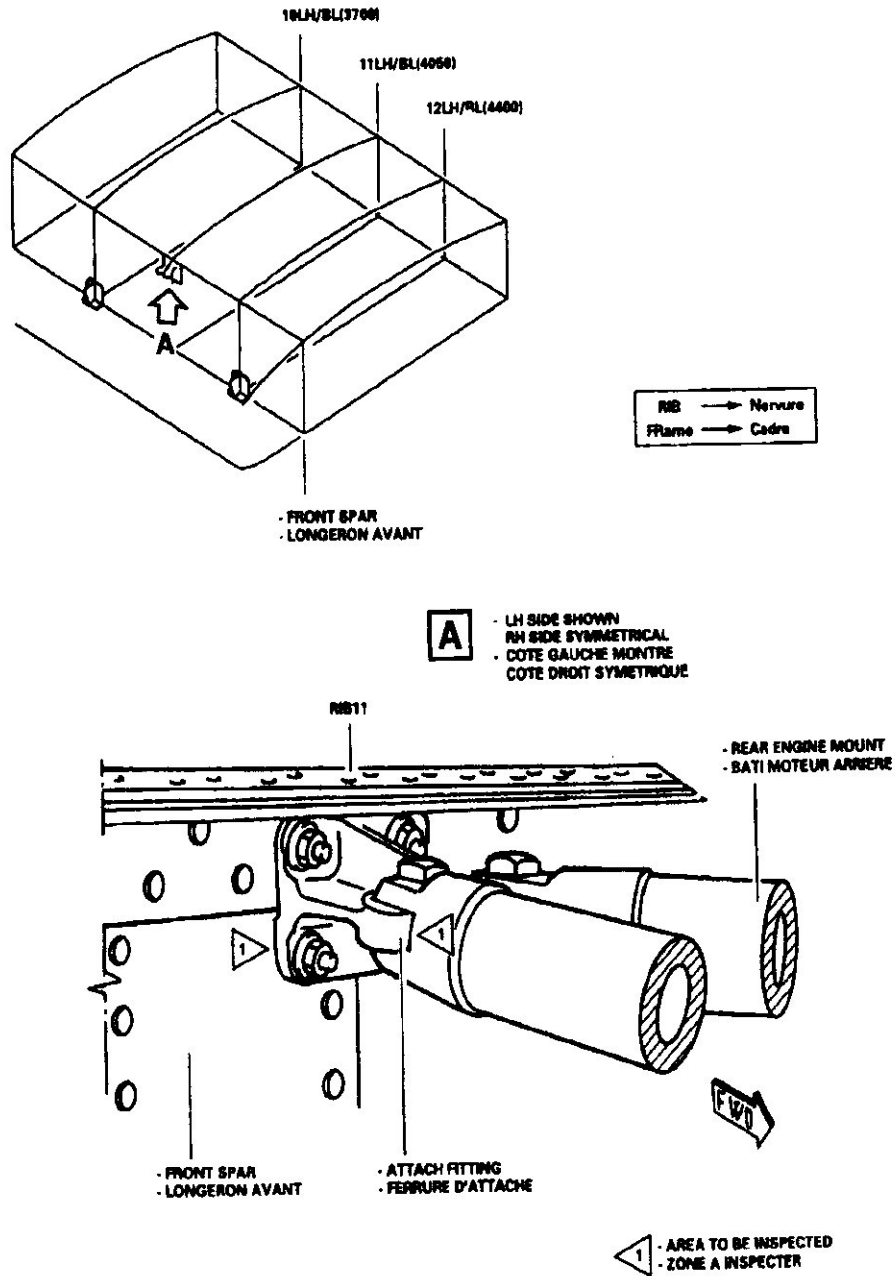


Figure (III.25) : Les fixations des ferrures de nacelle

III.4.6.3. Aile externe du longeron avant :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. Cette carte fournit l'information nécessaire pour exécuter la préparation d'accès et procède l'inspection visuelle détaillée d'aile externe du longeron avant (figure III.26)
2. Types de dommage :
 - Dommages de fatigue
 - Dommages de corrosion
 - Dommages accidentels
 - Dommages environnementaux

B. Inspection visuelle détaillée du longeron avant de la N13 à la N31 :

1. nettoyer le secteur à inspecter avec le matériel
2. effectuer une inspection visuelle détaillée des brides du longeron avant de la N13 à la N31 pour des impacts.
3. Effectuer l'inspection visuelle détaillée de brides du longeron avant de la N13 à la N31 pour le décollement

III.4.6.4. Aileron intérieur :

A. Information générale au sujet de l'inspection :

1. 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 (Figure III.27).
2. Types de dommage :
 - Dommages de fatigue
 - Dommages de corrosion
 - Dommages accidentels
 - Dommages environnementaux

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

1. nettoyer soigneusement toutes les pièces à inspecter
2. effectuer une inspection visuelle détaillée pour des fissures et de la corrosion

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

1. effectuer l'inspection visuelle détaillée d'aileron intérieur (N5 d'aileron)
2. tout écaillage de peinture peut être le signe d'un impact.

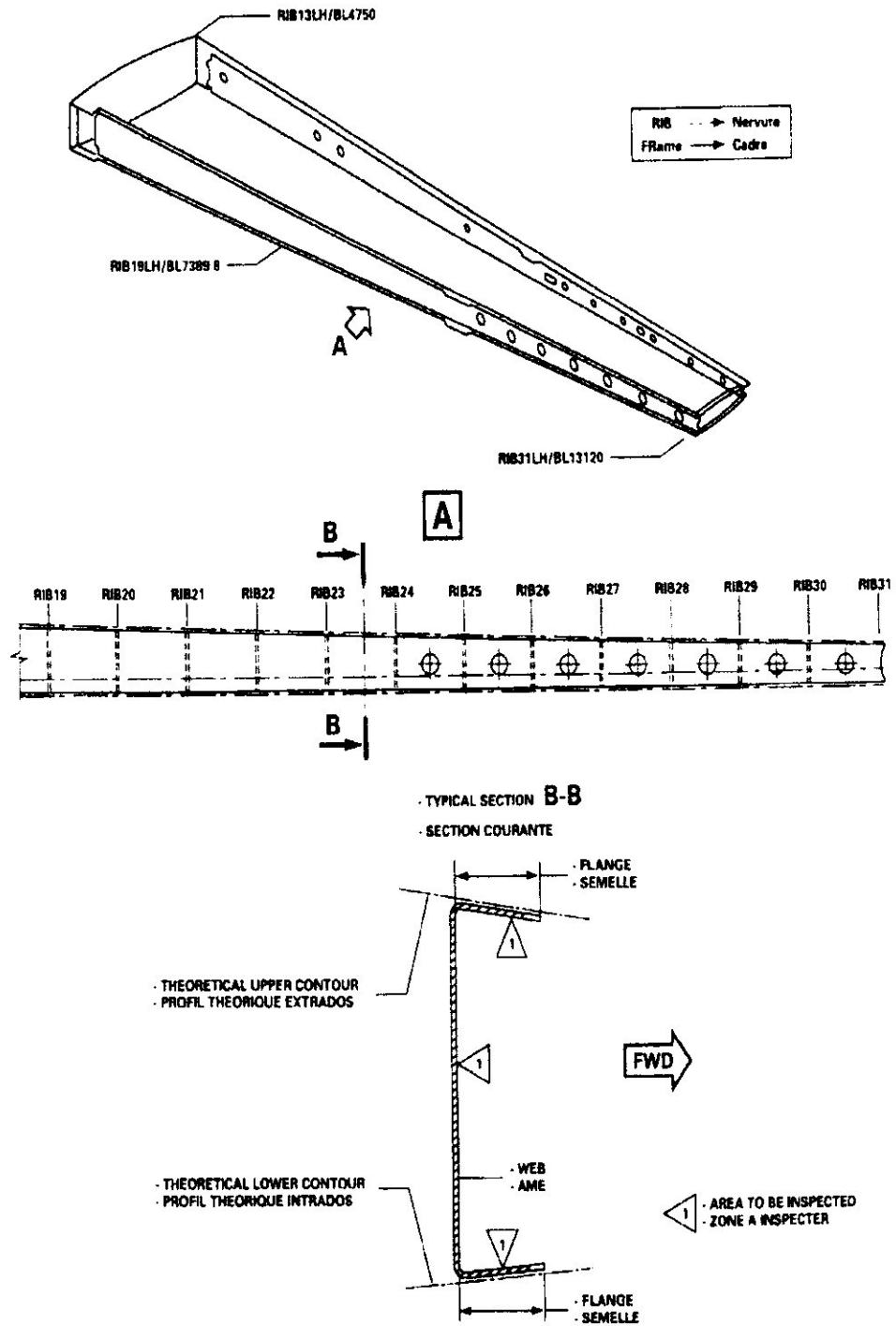


Figure (III.26) : Aile externe du longeron avant

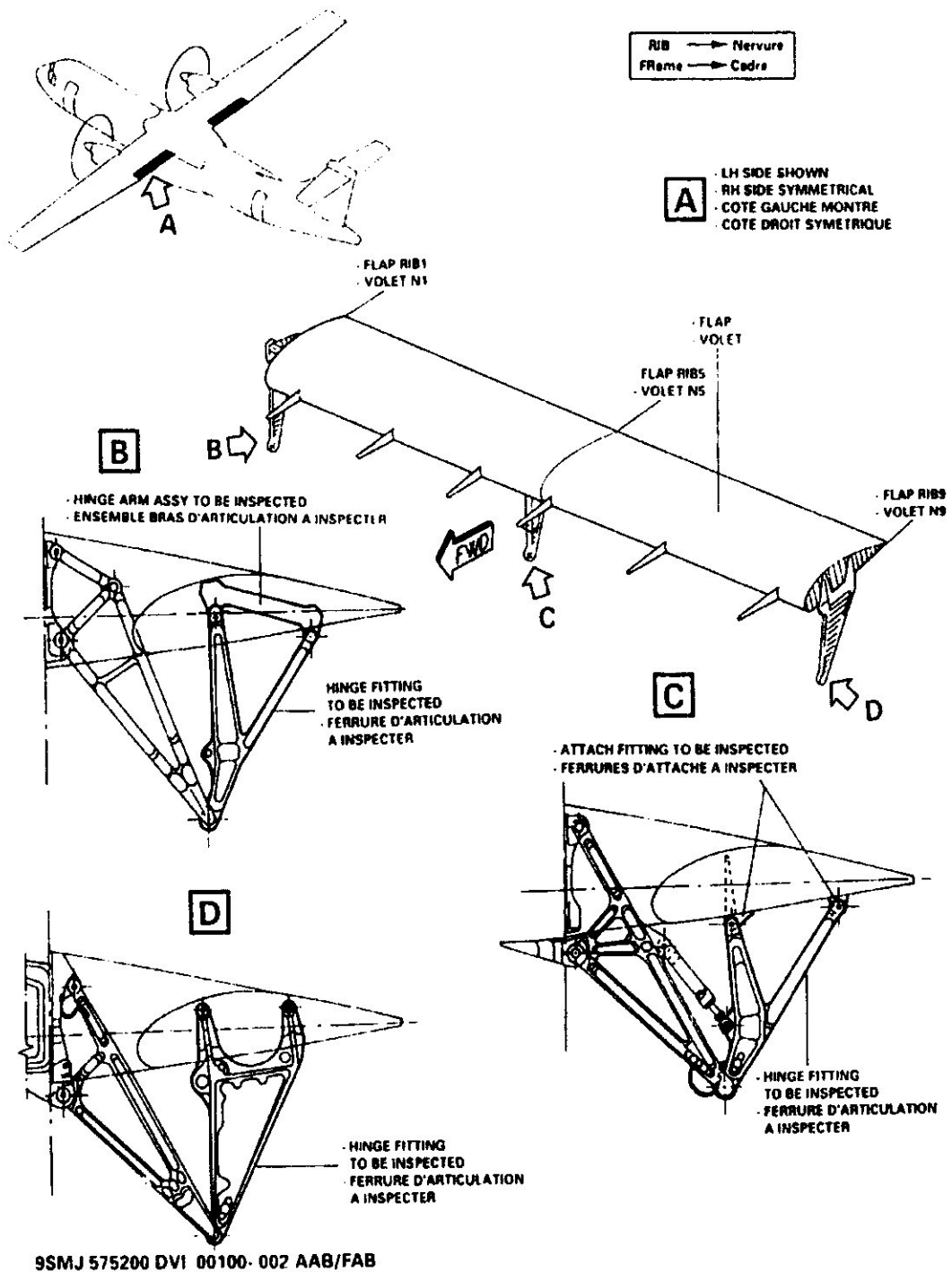


Figure (III.27) : Aileron interne

Chapitre IV

Modification structurale



CHAPITRE IV

MODIFICATION STRUCTURALE

IV.1. Modification de l'aéronef :

Des modifications et des réparations ont été introduites sur la structure afin de palier à différents défauts structuraux constatés en exploitation. *Sous ombre de construction*

IV.4. Porte :

IV.4.1. Les pax servent d'équiper la porte :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est la plupart du temps située dans les secteurs suivants (Figure IV.1) :

- Sur la structure en fait un pas (autour des écrous à rivet)
- Entre la casserole et la peau interne.
- Au secteur de jonction des escaliers et de la peau interne.
- Sur la casserole et sur la boîte interne de la porte (cadre, membrure intermédiaire)

La corrosion est fondamentalement provoquée par pénétration de l'eau, rétention d'humidité.

Action corrective de production :

- Appliquer AV30 dans la boîte de fin de porte
- Installer les rivets aveugles
- Utiliser le PR entre la peau intérieure et la casserole de bride
- Ajouter 3 trous s'écoulant sur la toile de casserole dans le secteur supérieur et inférieur
- Installer les rivets entre PR.
- Remplacer cavité de PR.
- Appliquer le joint démontable entre l'ensemble d'escalier.
- Nouveau concept des dispositifs de réparation de couverture.
- Nouveau concept du dispositif de réparation de couverture.
- Installer une soupape de vidange additionnelle.
- Ajouter le mastic démontable entre la bande emballage et l'ensemble d'escalier.
- Changer les couvertures.

Amélioration de programme d'entretien :

ATR72 :

L'amélioration a été faite sur la carte 52-11-02-DVI-10000 (INT : 2ans) (porte d'équipage des passagers).



Figure (IV.1) : Les pax servent d'équiper la porte

IV.4.2. Sortie de secours de structure casserole intérieure en bas et autour des trous de drain :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est située de la côte inférieure de la casserole de porte en bas et autour des trous de drain.

Elle est due au piégeage de condensation de l'eau à l'intérieur de la structure par des trous de drain branchant par l'humidité.

Action corrective de production :

- Replacer les trous pilotes convenables de logement de boulon.
- Remplacer les couvertures isolantes sur la cargaison, le passager, les portes de secours et la trappe.

Amélioration de programme d'entretien :

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

IV.2. Fuselage :

IV.2.1. Compartiment arrière :

Nature de corrosion des défauts constatés :

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

- a) appui de la plancher au niveau de la lisse 14
- b) faisceaux de plancher
- c) abaissez les cadres.

La corrosion est due à la pénétration de la porte de service et de drainage insuffisant sur la partie inférieure de la soute (Figure IV.2).

Action corrective de production :

- Changer le type répulsif de protection de l'eau du LPS3 en AV8.
- Ajouter les trous s'écoulants sur les cadres inférieurs dans la section 16 au cadre 35, 36, 40, 42 pour l'ATR72 et au cadre 35, 36, 38, 39, 40, 42 pour l'ATR42
- Ajouter la soupape de vidange supplémentaire sur l'ATR72
- Ajouter les trous s'écoulants au STR 17, 18, 19, 20, 21 droite et au côté gauche.

Amélioration de programme d'entretien :

ATR72 :

- Tache ZL-141-GVI-10020 devient ZL-141-GVI-10050, INT. 2CCA
- Tache ZL-141-GVI-10030 INT. Était 8CCA est 2CCA.

263

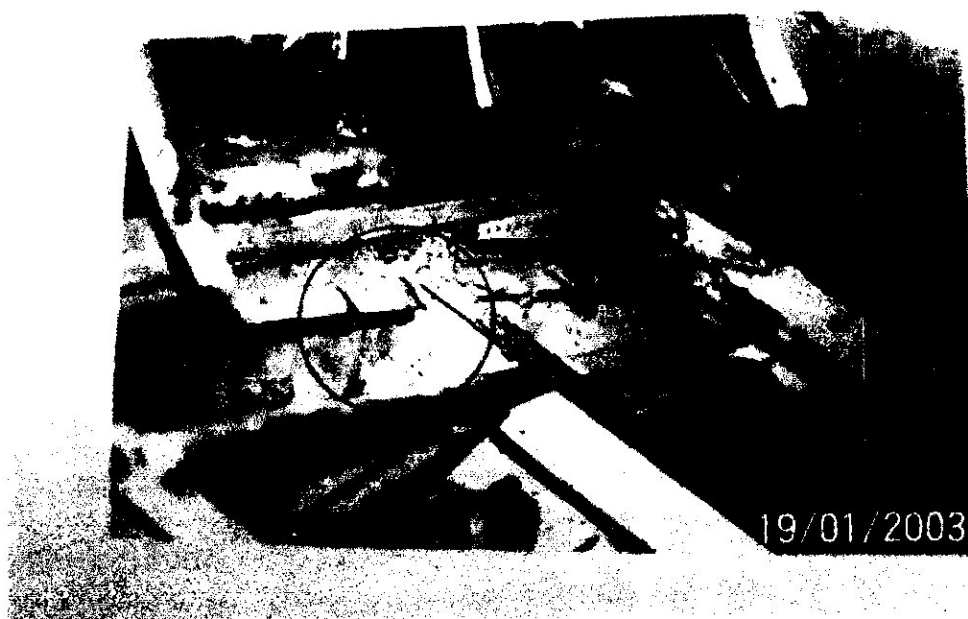


Figure (IV.2) : compartiment arrière

IV.2.2. Secteur d'office et seuil de porte de service :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est située principalement dans les secteurs suivants (figure IV.3) :

- a) Segment inférieur de cadre 36 et de cadre 37.
- b) Faisceaux de plancher entre le cadre 36 et le cadre 39.
- c) Lisse 16 et 17.
- d) 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 stoptoque 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 :

ATR72 :

- Tache ZL-141-GVI-10020 (section inférieure arrière de cadre 27 et 33 de fuselage) devient ZL-141-GVI-10050 (section inférieure arrière de cadre 33 et 44).
- Tache ZL-141-GVI-10030 (section inférieure arrière de cadre 33 et 44 de fuselage) était 8CCA est 2CCA.

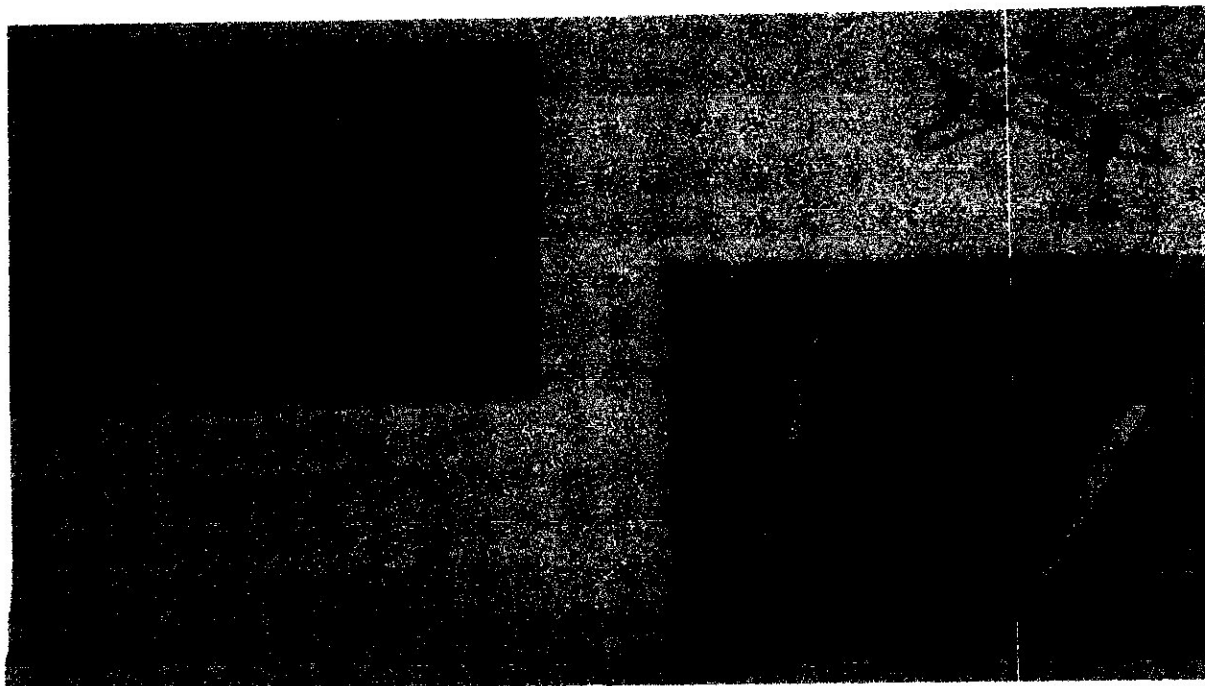


Figure (IV.3) : Secteur d'office et seuil de porte de service :

IV.2.3. Angle d'aileron dorsale :

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 (figure IV.4).

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.

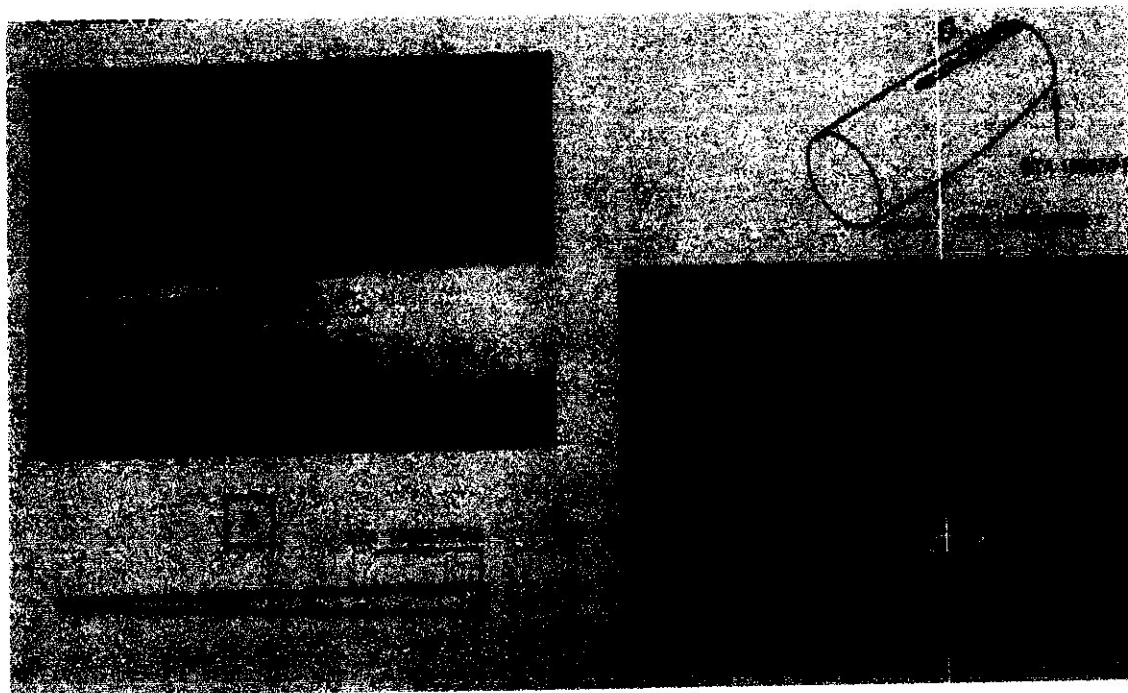


Figure (IV.4) : Angle d'aileron dorsal

IV.2.4. 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 (figure IV.5).

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 écrou d'agrafe (pour les panneaux de plancher d'attachement et le faisceau de plancher) avec les écrou à river fixes dans le secteur de porte.
- Changer les écrous existants d'agrafe à l'installation des panneaux et posez les voies

Amélioration de programme d'entretien :

ATR72 :

- 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.

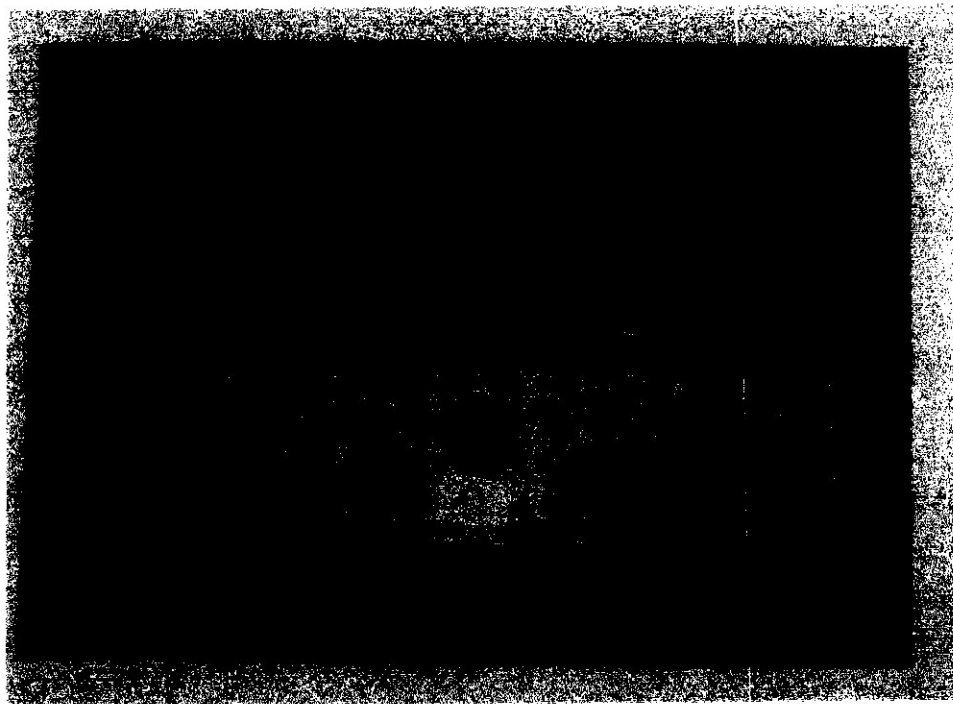


Figure (IV.5) : Les voies et les faisceaux de plancher

IV.2.5. 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 (figure IV.6).

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 ATR72 et l'ATR42.
- Ajouter la soupape de vidange supplémentaire sur l'ATR72.
- Déplacer la soupape de vidange sur l'ATR42.
- Ajouter les trous s'écoulant à STR17, 18, 19, 20, 21 côtes gauches et de rhéus.
- 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 cachotage 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 de programme d'entretiens :

ATR72 :

- Tâche ZL-141-GVI-10020 (section inférieur arrière de cadre 27 et 33 de fuselage) devient ZL-141-GVI-10050 (section inférieur arrière de cadre 33 et 44 de fuselage) (INT : 2CCA)
- Tâche ZL-141-GVI-10030 INT. Etait 8CCA est 2CCA.

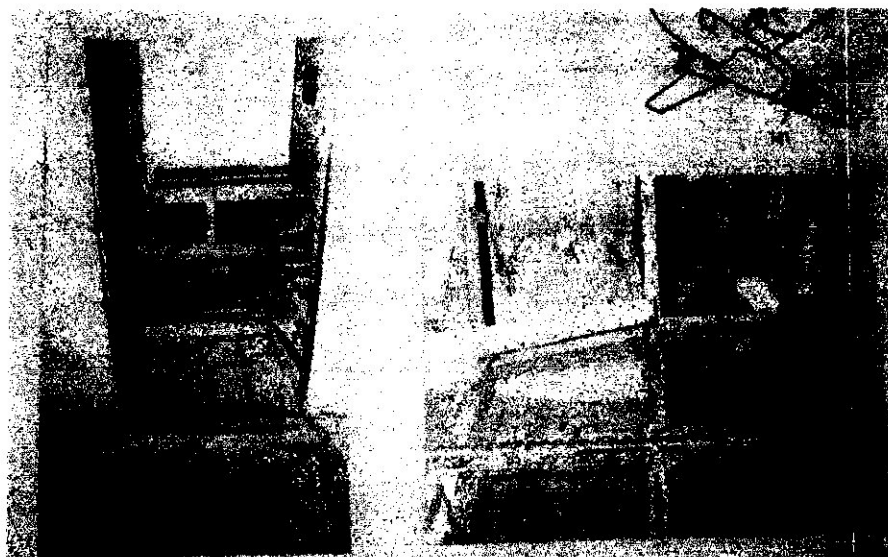


Figure (IV.6) : secteur de toilette

IV.2.6. Section abaisser :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est située sur les éléments suivants (figure IV.7) :

- a) Panneaux de quille.
- b) Lisse dans la section inférieure.
- c) Abaisser les armatures.

Action corrective de production :

- Installer les filets en nylon sous des couvertures isolantes pour ne pas limiter l'écoulement d'eau aux trous drain
- Ajouter les nouveaux trous s'écoulant STR 18, 19, 20 et 21.
- Ajouter les trous s'écoulant sur l'angle de sécurité des cadres de quille à BLO.
- Installer les filets en nylon sous des couvertures isolantes pour ne pas limiter.
- Changer le type hydrofuge de protection LPS3 en AV8
- Ajouter les trous s'écoulant sur les cadres inférieurs au BLO
- Ajouter la valve supplémentaire de drainage sur l'ATR72
- Déplacer la valve de drainage sur l'ATR42.

- Ajouter le trous STR17, 18, 19, 20, 21 cote de drainage LH/RII
- Nouveaux concept des couvertures courantes et des dispositifs courants de fixation.

Amélioration de programme de production :

ATR72 :

- Tâche ZI-121-GVI-1000-1 (section inférieure arrière de fuselage) : INT. Était 2CFH est 2CFH ou 2CCA, nouveaux panneaux d'accès supplémentaires.
- Tâche ZI-141-GVI-10020 (section inférieure arrière de cadre 27 et 33 de fuselage) devient ZI-141-10050 INT. 2CCA.
- Tâche ZI-141-GVI-10030 (section inférieure arrière de cadre 33 et 44 de fuselage) était 8CCA est 2CCA.
- Tâche ZI-141-GVI-10040 (section inférieure arrière de cadre 27 et 33 de fuselage), INT. 2CCA.

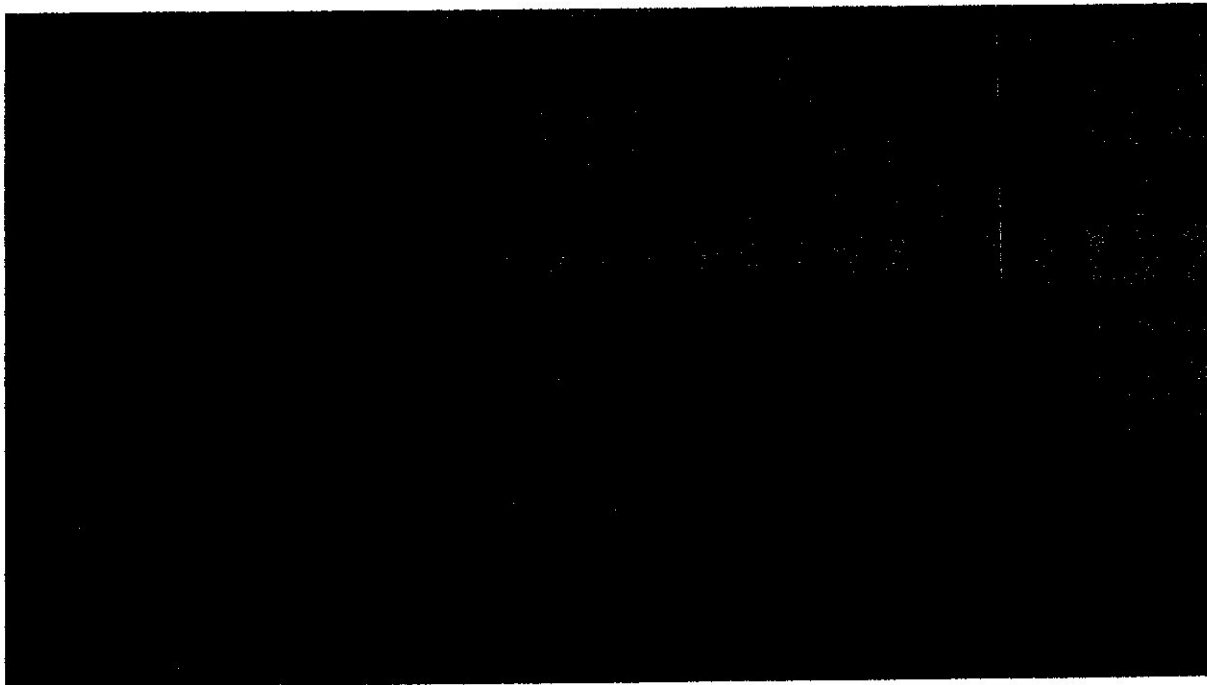


Figure (IV.7) : Section abaisser

IV.2.7. Corrosion d'armature de fenêtre de carlingue :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion était due au manque de protection extérieure du secteur entre le cadre de fenêtre et le joint avec la condensation de l'eau/ pénétration.

Action corrective de production :

L'amélioration de procédé de production pour présenter la protection extérieure, s'est améliorée d'A/C MSN061 (chronique et anodisée)

Amélioration de programme d'entretien :

Il n'existe aucune amélioration par le programme d'entretien.



Figure (IV.8) : Corrosion d'armature de fenêtre de carlingue

IV.3. Voilure :**IV.3.1. 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 figure (IV.9) :

- a) Principal appui de charnière de trou de bord
- b) 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 de programme d'entretien :

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

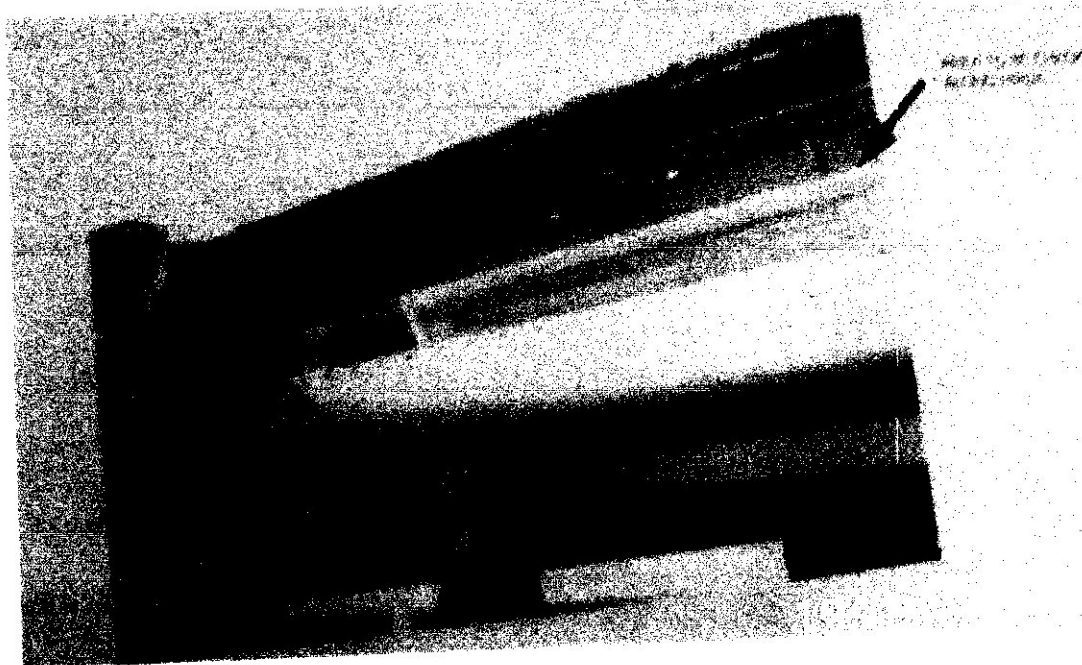


Figure (IV.9) : Bord principale de charnière

IV.3.2. Semelles rapportées de longeron avant et arrière de 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 accélère les phénomènes (figure IV.10).

Action corrective de production :

- Remplacer le matériel des semelles, rapportées de longeron inférieur et arrière par l'alliage 7175/17351 entre la nervure 19 et la nervure 30.
- Chanfrein le bord pointu des semelles rapportées de longeron d'extrados inférieur, pour le longeron avant et arrière.

Amélioration de programme d'entretien :

Il n'existe aucune amélioration pour le programme d'entretien.

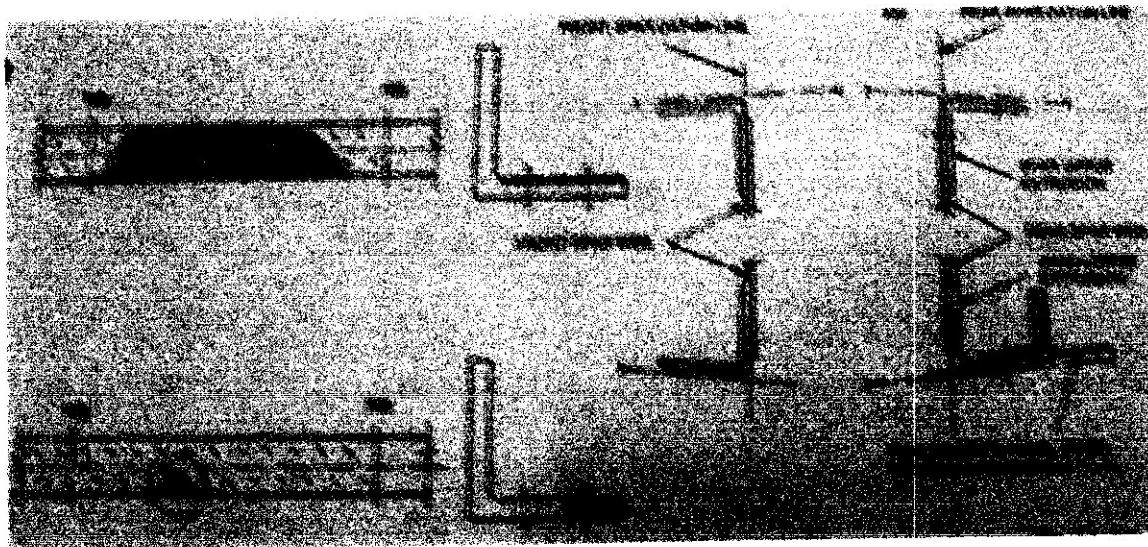


Figure (IV.10) : Semelles rapportées de longeron avant et arrière de boîte extrême

IV.3.3. Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boîte inférieur :

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 (figure IV.11).

Action corrective de production :

Il n'existe aucune action corrective de production.

Amélioration de programme d'entretien :

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

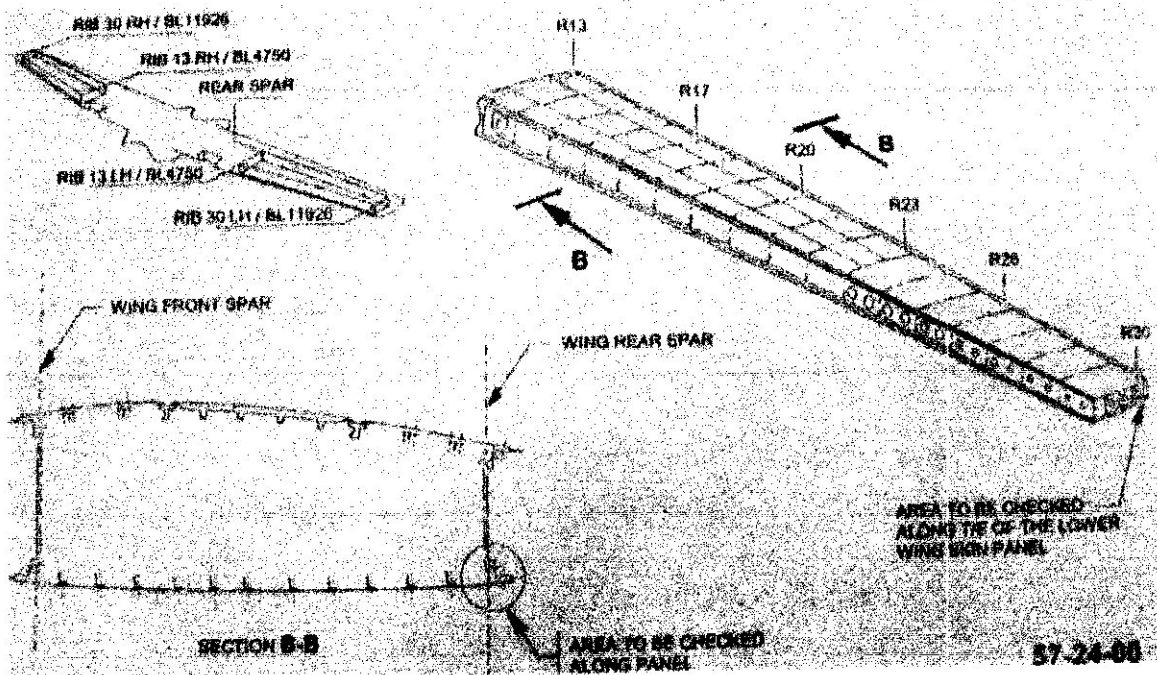


Figure (IV.11) : Corrosion externe d'extérieure de panneaux de la boîte inférieure

IV.3.4. Porte d'accès de réservoir de panneaux avant MOD. 2980 :

Nature de corrosion des défauts constatés :

La corrosion est localisée dessus :

- a) Secteur démontable d'attaches de panneau.
- b) Logement démontable de porte d'accès de panneaux

La protection insuffisante des vis et des phénomènes de rongement peut être cause de la corrosion.

Action corrective de production :

- Sur tout le panneau supérieur démontable, remplacer l'appui de collier
- Appliquer le boudin de mastic entre la porte d'inspection et les panneaux supérieurs

Amélioration de programme d'entretien :

ATR72

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

Conclusion

CONCLUSION GENERALE

Dans ce travail nous avons étudié le contrôle et la maintenance de la structure de l'ATR 72-500.

Notre stage pratique nous a permis d'enrichir nos connaissances dans le domaine aéronautique, en général, et l'étude, le contrôle et la maintenance de l'ATR72-500 en particulier.

La synthèse de cette étude conduit à la conclusion générale suivante :

Comme on a constaté que la structure de cet aéronef est compliquée ainsi son contrôle, et les exigences demandées à assurer le bon fonctionnement dans les meilleures conditions. Et sa maintenance nécessite un entretien permanent, des personnels très qualifiés et des outils spéciaux.



Annexe

1. Les types des matériaux utilisés dans l'aéronef :

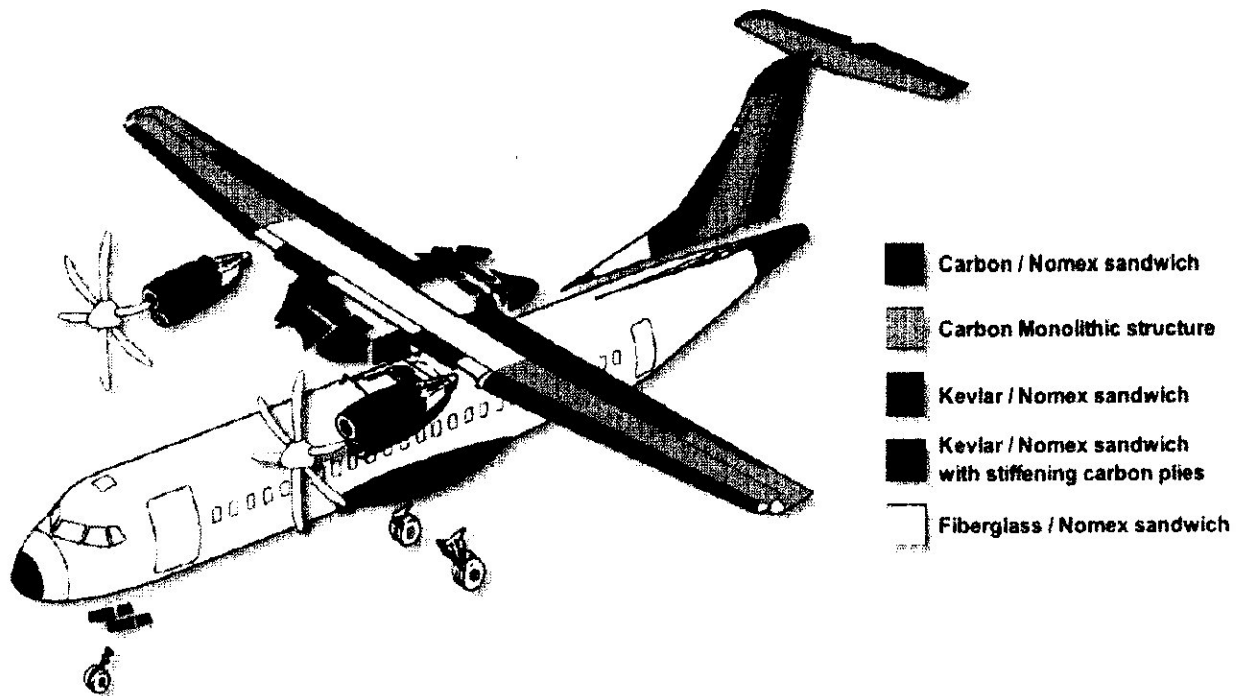


Figure (A.1) : les types des matériaux

1.1. Alliages légers :

1.1.1. Définitions :

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.

1.1.2. Aluminium :

Il fut découvert vers 1825 par DAVY et WOEHLER 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.

❖ **Elaboration :**

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.

1.1.3. 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

Mécanique. 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.

1.1.4. Alliages sans traitement thermique ou non trempant :

- **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.

- **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.

1.1.5. Alliages à traitement thermique ou trempant :

- **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.

- **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.

- **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.

1.2. Alliage ultra-legers :

1.2.1 Définition :

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

1.2.2. 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.

1.2.3. 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).

1.2.4. 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.

1.2.5. 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%.
-

1.3. Autres métaux usuels :

1.3.1. Cuivre : (symbole chimique Cu)

❖ **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.

❖ **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.

1.3.2. 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.

Parmi les différentes catégories de bronze nous citerons :

- **Bronze normal :**

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

Très peu utilise en aéronautique.

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

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

Il est toujours utilise associe 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 frageable à chaud. Ceux de troisième catégorie sont très fragiles.

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

- ❖ **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.

1.3.3. Etain (symbole Sn) :

- ❖ **Elaboration :**

Les seul minerai exploite est la CASSITERITE qui est oxyde renferment de 4 à 78% d'étain, on le trouve en MAIAISIE et en AUSTRALIE, en Bolivie, en Angleterre et en France.

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

- ❖ **Elaboration :**

L'étain s'allie très bien en toutes proportion au cuivre, au plomb, au zinc. Il est utilise

pour les soudures (étain + plomb), pour les fusibles (étain + plomb + bismuth), est entre dans la composition du métal antifriction (étain + antimoine + cuivre)

1.3.4. Nickel (symbole Ni) :

❖ Elaboration

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

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.

❖ 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 varient : les ferro-nickel (Ni : 10 à 25% - Fe : 90 à 75%) ; les aciers inoxydables – les alliages non ferreux : bronze – maillechort- métal –invar – alliage constantan (Ni = 50%).

1.3.5. Tungstène (symbole w) :

Le tungstène se trouve à l'état de tungstate de 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 minces.

Tungstène communique à l'acier une grande qualité, celle de prendre énergiquement la trempe ; d'où son utilisation comme métal d'addition dans les nombreux aciers alliés et notamment dans ceux utilisés 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.

1.3.6. Molybdène (symbole Mo) :

Le molybdène est largement disséminé dans la nature sous de très faibles teneurs (granits en renfermant 12 à 75 g 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 électroniques ; électrodes des tubes de rayons X.

En raison de son point de fusion très élevé, il équipe les 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.

1.3.7. 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.

1.3.8. Titane (symbole Ti) :

❖ Elaboration :

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

- Le RUTILE : 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 le préparer sous vide ou sous atmosphère inerte.

1.4. 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.

1.4.1. 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 coagulât sont déchiquetés, ce qui permet un lavage plus parfait que celui des feuilles.

Le caoutchouc présente un ensemble de propriétés bien équilibré pour application mécanique. Résistance à la traction : 210 à 310 dan/cm². 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.

1.4.2. Caoutchouc synthétique :

La seconde guerre mondiale vit l'apparition du caoutchouc synthétique. Les principaux pays producteurs sont les Etats-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.

❖ Utilisation :

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.

1.5. 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.

1.5.1. 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.

1.5.2. principaux matériaux composites

A. Les sandwichs :

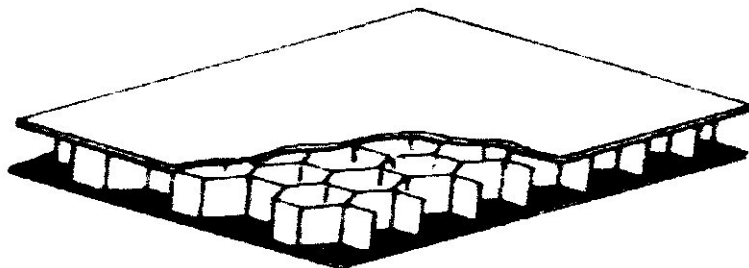


Figure (A.2): le nid d'abeille

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 : 130dan/cm²). 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 imprégné de résine phénolique ou en tissu de verre imprégné 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-UG1 (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

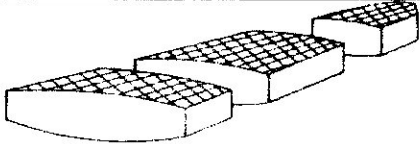


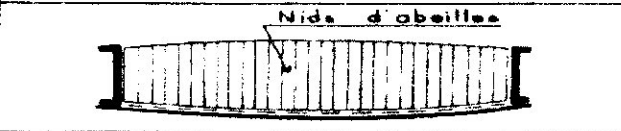

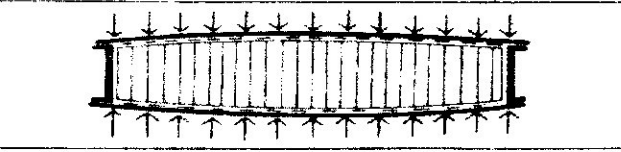
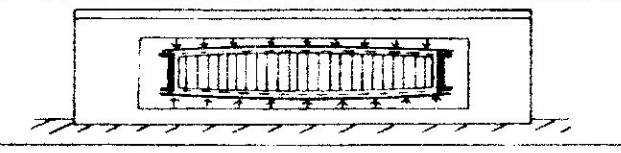
suffisamment rigide pour être manipulé. On passe ensuite le "pain" à l'étuve pour polymérisation.

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 schématisées ci-après.

N° des Opérations	Croquis	Observations
1		Sciage et préparation des éléments de nids d'abeilles
2		Mise en place du revêtement inférieur et des longerons
3		Mise en place du film de colle F.M. 47
4		Mise en place des éléments de nids d'abeilles
5		Mise en place du 2 ^{ème} film de colle F.M. 47 et du revêtement supérieur
6		Mise en pression
7		Etuve Polymérisation 170°C pendant 1h1/2 140°C pendant 10h
8	Ventouse et ultra sons	Contrôle Vérification

Tableaux d'assemblage de composite

- **Aciers spéciaux :**

Les matériaux sandwichs sont réalisés par des feuille 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 parti 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 réalise par le procédé SCIAKY, 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 V, en 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 figure (II.3).

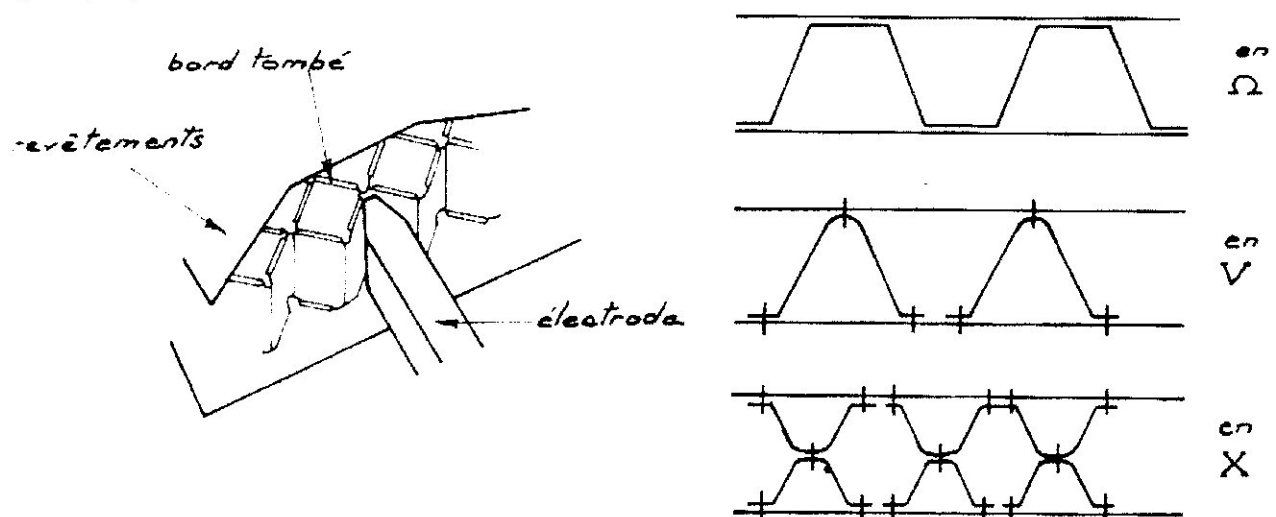


Figure (A.3): Sandwich (nid d'abeille)

1.5.3. 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.

2. LES DIFFERENTS TYPE DES RIVETS

2.1. Rivets à haute résistance :

L'assemblage par rivetage des éléments devant supporter des efforts importants ne peut être effectuée 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.

Nous citerons à titre d'exemples :

❖ 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 figure (II-4).

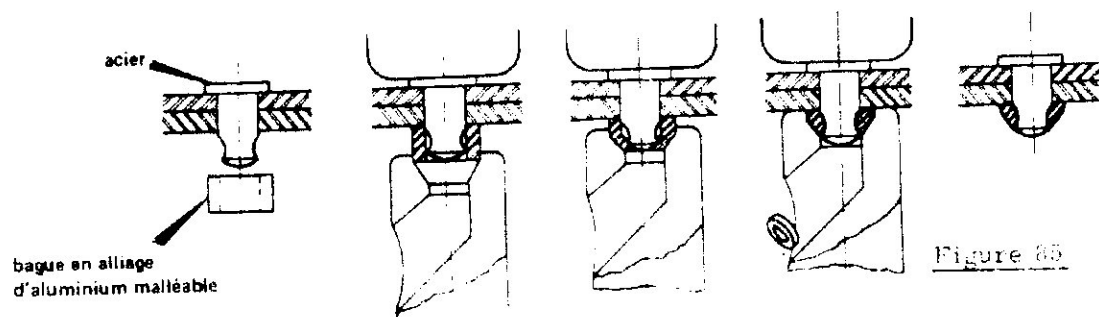


Fig. (A.4) : HI SHEAR

❖ 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 figure (II-5).

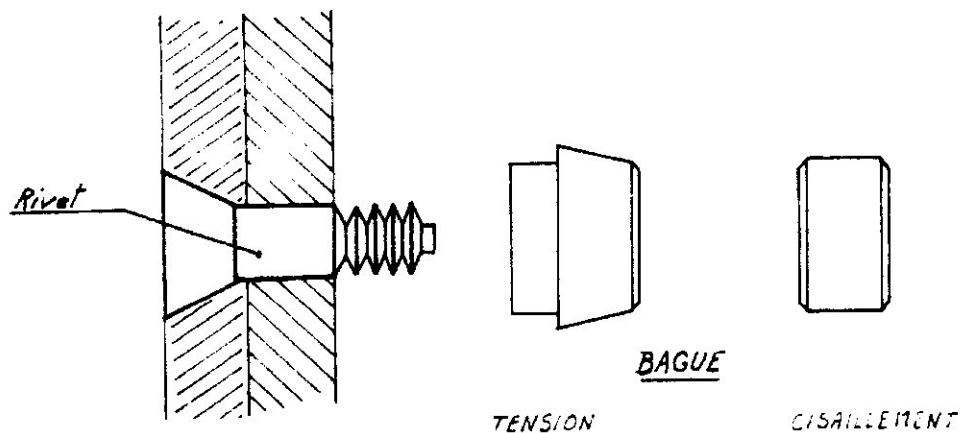


Schéma de l'opération de pose

Figure (A.5) : LOCKBOLT

- ❖ **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 figure (II-6).

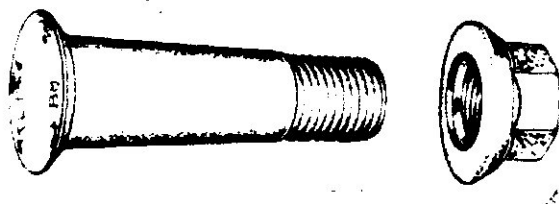


Schéma de l'opération de pose

Figure (A.6) : TAPER-LOK

- ❖ **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 :

- **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 figure (II.7)

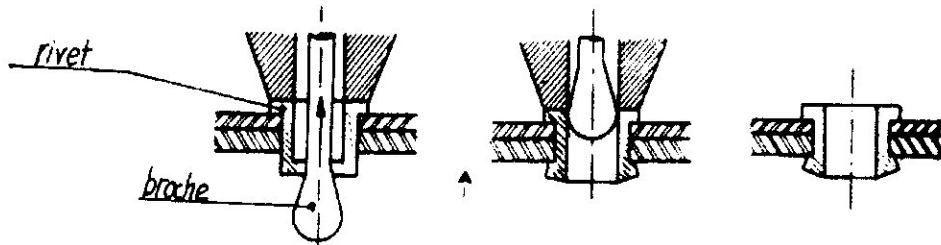


Figure (A.7): CHOBERT

- **Le rivet CHERRY :**

La fixation est effectuée par épanouissement et écrasement du bourrelet et par rupture consécutive de la broche figure (II-8).

Parmi les rivets aveugles à haute résistance, nous citons :

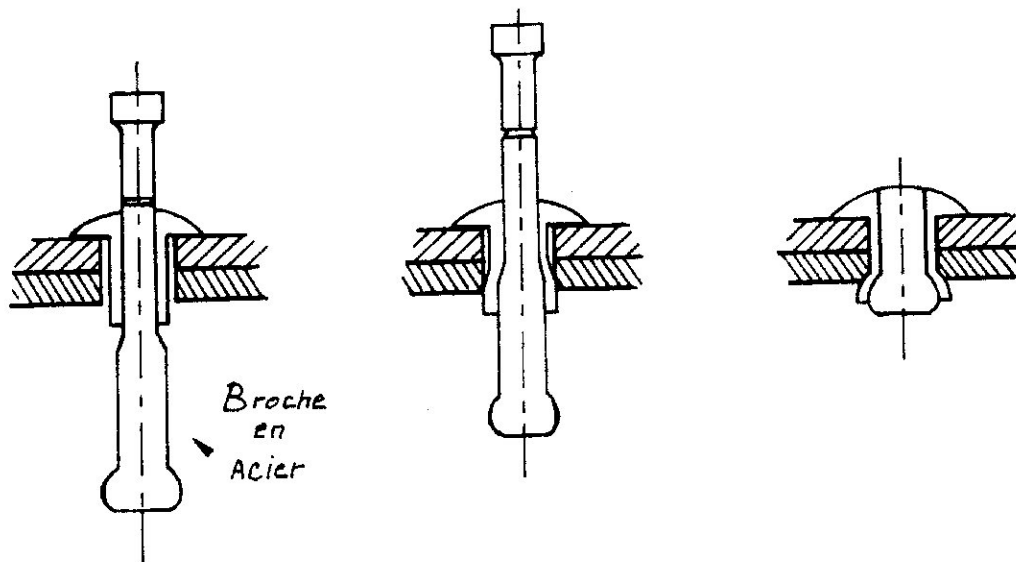


Figure (A.8) : CHERRY

- **Le rivet JO-BOLT :**

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

2.2. Choix des éléments de rivetage:

- ❖ **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 du côté de la tôle la plus épaisse.

$$D = 45 e / 15 + e \quad d \text{ et } e \text{ sont exprimés en mm}$$

Les diamètres des rivets sont normalisés :

- ❖ **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.

- ❖ **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.

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

- ❖ **Espacement des rivets (pas) :**

Il faut éviter le déchirement des intervalles entre les rivets.

Le pas minimal est de 2,5 d (pour les rivures d'étanchéité seulement). Dans le cas d'une rangée unique, le minimum acceptable est de 3 d , il est en moyenne compris entre 3,5 et 5 d .

- ❖ **Distance de la première rangée de rivets au bord de la tôle (pince)**

Elle est de l'ordre de 2 d .

2.3. 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 cylindriques doivent être exécutés avec précision. Les vis tolérances étroites, dites calibrées, sont mises en place par ajustement serré, 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 écrou 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.



Conclusion

CONCLUSION GENERALE

Dans ce travail nous avons étudié le contrôle et la maintenance de la structure de l'ATR 72-500.

Notre stage pratique nous a permis d'enrichir nos connaissances dans le domaine aéronautique, en général, et l'étude, le contrôle et la maintenance de l'ATR72-500 en particulier.

La synthèse de cette étude conduit à la conclusion générale suivante :

Comme on a constaté que la structure de cet aéronef est compliquée ainsi son contrôle, et les exigences demandées à assurer le bon fonctionnement dans les meilleures conditions. Et sa maintenance nécessite un entretien permanent, des personnels très qualifiés et des outils spéciaux.

Bibliographie

[1] AMM ADOC NAVIGATION

[2] CORROSION INSPECTION : avion de transport régional, France, doc. N°: DS/ET
531.0129/91. 1986.

[3] G-CASSOU TECHNOLOGIE GENERALE : Institut aéronautique JEAN MERMOZE.
Edition 1979. paris.

[4] MANUEL D'ENTRETIEN : Air Algérie, avion ATR 72-500.

[5] RESISTANCE DE MATERISUX BOULOGUE 1980.