

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

UNIVERSITE SAAD DAHLEB
BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des études
universitaires appliquées (D.E.U.A).

Option: Structure

THEME DE SUJET



Présenté par :

Mr. SAHIR Hichem

ET

M^{elle}. BEN ABDALLAH Ouafa

Promoteur :

Mr. ALOUCHE.R

Co-promoteur:

Mr. TSABIT.A

Promotion: 2007/2008

ملخص

يتلخص عملنا في دراسة هيكل طائره ارباص ا 200-330 و بخاصة الجزء الأوسط (القطعة 21/15) و دراسة مختلف العناصر المكونة له و القوى المؤثرة عليه.
نذكر في النهاية أنواع الاعطاب ممكنة الحدوث في هذا الجزء من هيكل الطائرة.

Résume

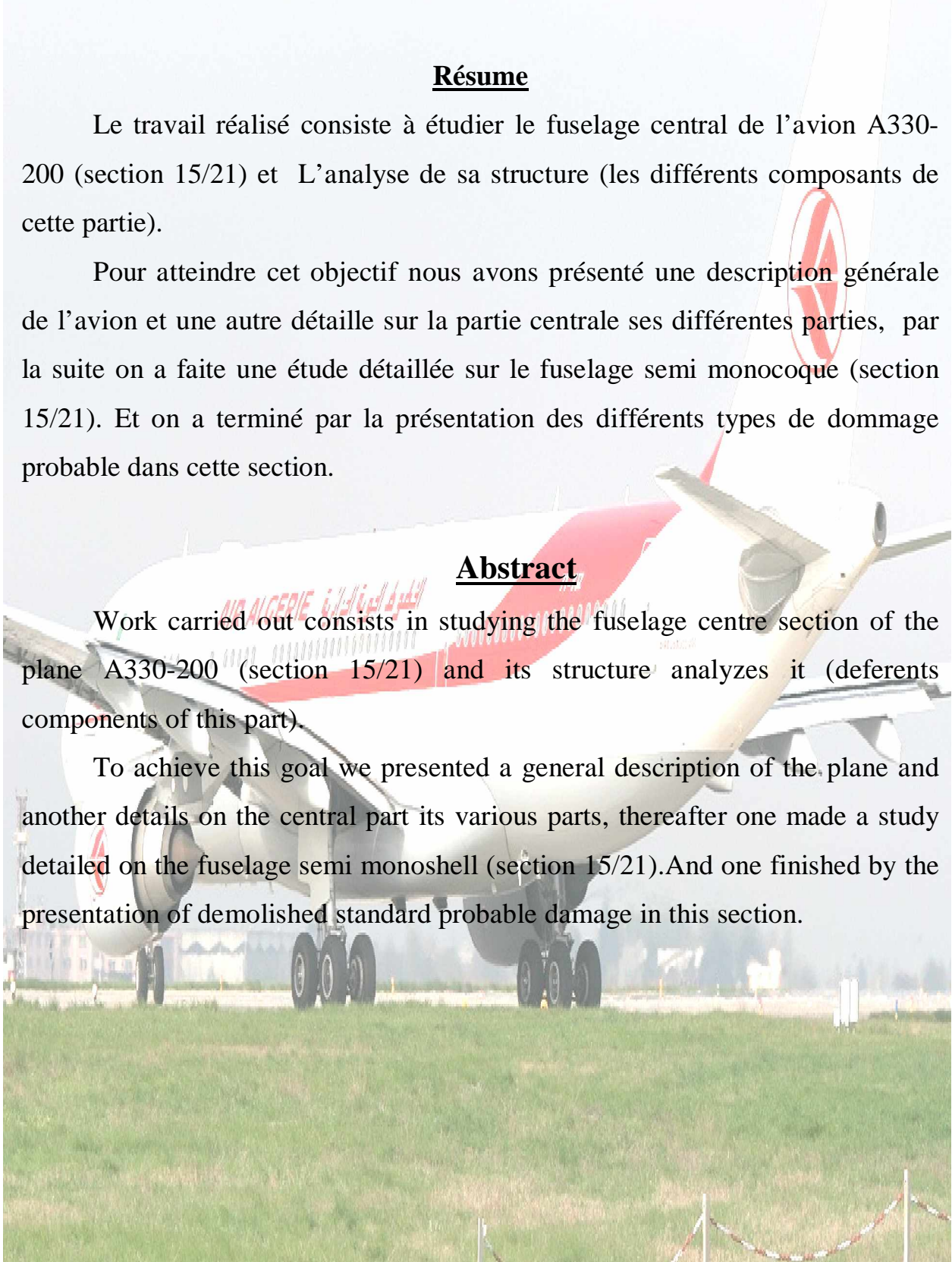
Le travail réalisé consiste à étudier le fuselage central de l'avion A330-200 (section 15/21) et L'analyse de sa structure (les différents composants de cette partie).

Pour atteindre cet objectif nous avons présenté une description générale de l'avion et une autre détaille sur la partie centrale ses différentes parties, par la suite on a faite une étude détaillée sur le fuselage semi monocoque (section 15/21). Et on a terminé par la présentation des différents types de dommage probable dans cette section.

Abstract

Work carried out consists in studying the fuselage centre section of the plane A330-200 (section 15/21) and its structure analyzes it (deferents components of this part).

To achieve this goal we presented a general description of the plane and another details on the central part its various parts, thereafter one made a study detailed on the fuselage semi monoshell (section 15/21).And one finished by the presentation of demolished standard probable damage in this section.





Remerciements

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

*Nous exprimons nos vifs remerciements à notre
Promoteur Mr R. Allouche et à notre encadreur
Mr A. Tsabit pour nous avoir encadré durant notre
travail.*

*Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudes à tous
Les éléments d'AIR ALGERIE notamment l'équipe
de l'atelier CO-1 structures et cellules et tous les
Travailleurs de l'hangar.*

*Nous tenons à exprimer nos sincères Remerciement
A Mr "Neggara. M", Mr "Ouzani. M", Mr "Messise. K"
Mr "Ghalib.H", Mr "Kherbouche.CH".*

*On Remercie Très fort nos amis Ahmed et Abd Elkader
De Air Algérie.*

*Et à tout nos enseignants de l'institut qui nous ont
Encouragé durant toute notre formation.*

*Au membre de jury pour l'honneur qui nous ont
Accordée en acceptant de juger mon travail.*

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

Mes très chers parents que m'ont encouragé et soutenu tout le long de mes études et pour leurs sacrifices, Conseils et leur bonne éducation.

A Ma grand-mère

"Que dieu les protèges"

A Mes frères et sœurs, ma cousine SABAH, Toutes les familles BEN ABDALLAH, MENECEUR Et SAHIR, et particulièrement les parents de HICHEM.

Pour toi HICHEM

A mes amis (ies), Particulièrement MAHIRA, NORA, ZOLA, FATIMA, FAYZA et BRAHIM

Et a Toute ma promotion

B.OUAFI

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

Mes très chers parents que m'ont encouragé et soutenu tout le long de mes études.

A Mes deux grands – mères.

A Mes frangines : Monia, Fatima "Rima" et Fella.

*A Toutes les familles SAHIR, MONSI, BOUBRAOUAT
Et BEN ABDALLAH.*

A Mes tantes et oncles, Notamment Nacer.

A Monsieur Amarouche Krimo et Neggara Mustapha.

*A tous Mes Amis de beb ezouar et blida, Particulièrement
Brahim.*

A Mon Binôme que je l'estime beaucoup OUAFA.

Et a toute Ma Promotion.

S.HICHEM

SOMMAIRE

Chapitre 1:

I- Introduction générale	1
II- Présentation de l'entreprise	2
II-1- Introduction	2
II-2- Historique	3
II-3- Flotte	4
II-3-A- Avion Commerciaux	4
II-3-B- Cargo	4
II-3-C- Commandes	4
II-4- Les Directions de l'entreprise	5
III- Présentation de l'appareil (A330-200)	6
III-1-Introduction	6
III-2-Historique	6
III-3- caractéristique	6
III-3-A- Dimensions	6
III-3-B- Principales caractéristiques d'exploitation	8
III-3-C- Masses de calcul	9

Chapitre 2:

I- Généralité sur les fuselages	10
I-1- Introduction	10
I-2- Différents types de fuselage	10
I-2-D/ Selon la construction	10
I-2-D-1/ Fuselage semi monocoque (A330-200)	10
I-2-D-1/ Fuselage coque	11
I-2-D-1/ Structure en treillis	12

II- Description du fuselage	13
II-1- Arrangement général	13
II-1-A/ Nez - Partie avant du fuselage	14
II-1-B/ Fuselage avant	15
II-1-C/ Fuselage Central	16
II-1-D/ Partie arrière du fuselage	20
II-1-E/ Cône - Partie arrière du fuselage	21
III- Efforts appliquées sur le fuselage central	23
III-1- Généralité	23
III-2- Efforts dus au poids de l'appareil	23
III-3- Efforts dus à la pressurisation	24
III-4- Efforts dus au braquage de la gouverne	24
III-5- Efforts localisés	26
 Chapitre 3:	
I- Analyse Du fuselage (semi – monocoque)	27
I-1- Les longerons	27
I-2- Les couples ou cadres	28
I-3- Les lisse	31
I-4- Le revêtement	33
I-4-A/ Zone 100 (section haute de fuselage)	33
I-4-B/ Zone 200 (section basse de fuselage)	34
I-5- Plancher cabine	36
I-5-a/ Entre FR38 et FR40 et entre FR53.3 et FR54	37
I-5-b/ Sur le caisson central	37
I-5-c/ Au-dessus du puits de train d'atterrissage principal	37
I-6- Les traverses et les Rails des sièges	38
I-7- Cloisons étanches de pression	38
I-7-a/ Cloison étanche de pression avant (FR40)	39
I-7-b/ Cloison étanche de pression arrière (FR53.2)	39

II- Les Assemblages avec le fuselage central	40
II-1- Assemblage FUSELAGE – AILE “caisson central“	40
II-2- Assemblage FUSELAGE – TRAIN D’atterrissage principal	40
III- Les Ouvertures Sur le fuselage central (portes, hublots)	42
III-1- Les porte	42
III-1-a/ Les issues de secours	43
III-1-b/ Les Trappe du train d’atterrissage principal	43
III-1-c/ Porte d’accès de service (visite)	44
III-2- Les Hublots	45
 Chapitre 4:	
I - 1- Introduction	46
I - 2- Les différents types de maintenance	46
I - A- Maintenance programmée	46
I - B- Maintenance non programmée	47
I - a- Les Visites.	
II- Les matériaux aéronautiques	48
II- 1- Introduction	48
II- 2- Les alliages métalliques en feuilles	48
II- 3- Les alliages métalliques forgé, matricé, filé	48
II- 3- Matériaux composites	49
III- Classification des dommages “section 15/21“	50
III-1- Introduction	50
III-3- Catégories de dommage	50
III-3-A/ Damages Réparable	50
III-3-B/ Damages Non Réparable	50
III-4- Différent types des dommages	51
Conclusion	58

Chapitre I :

Tableau	Titre	page
Tab.I.1	Flotte Air Algérie (Avion commerciaux).	04
Tab.I.2	Flotte Air Algérie Cargo.	04
Tab.I.3	Dimensions.	06
Tab.I.4	Principales caractéristiques d'exploitation.	08
Tab.I.5	Masse de calcul.	09

Chapitre II :

Tableau	Titre	page
Tab.II.1	Partitions des panneaux de revêtement.	36

Chapitre I :

figure	Titre	Page
Fig.I.1.	Plans des directions.	05
Fig.I.2.	Vue de profil	07
Fig.I.3.	Vue de face	07
Fig.I.4.	Vue de dessus.	07
Fig.I.5.	Structure d'avion A330-200.	07

Chapitre II :

figure	Titre	Page
Fig.II.1	Fuselage semi monocoque (A330-200).	11
Fig.II.2	Fuselage coque.	12
Fig.II.3	Structure en treillis.	12
Fig.II.4	Composants du fuselage.	13
Fig.II.5	partie avant du fuselage.	14
Fig.II.6	Fuselage avant.	15
Fig.II.7	Fuselage Central.	16
Fig.II.8	Fuselage Central -arrangement de la structure-.	17
Fig.II.9	Fuselage Central - Caisson central -.	18
Fig.II.10	Fuselage Central - quille de faisceau -.	19
Fig.II.11	Fuselage Central -capot de carénage de ventre-.	20
Fig.II.12	Partie arrière du fuselage.	21
Fig.II.13	Cône – partie arrière du fuselage.	22
Fig.II.14	Efforts dus au poids de l'appareil – Au Sol –.	23
Fig.II.15	Efforts dus au poids de l'appareil – En Vol –.	24
Fig.II.16	Efforts dus à la pressurisation.	25
Fig.II.17	Efforts dus au braquage du gouvernail.	25
Fig.II.18	Efforts localisés.	26

Chapitre III :

figure	Titre	Page
Fig.III.1	Fuselage Semi – monocoque.	27
Fig.III.2	Différents types des longerons.	27
Fig.III.3	Les éléments constitutifs de longeron.	28
Fig.III.4	Les Couples (emplacement).	28
Fig.III.5	les couples dans la partie centrale du fuselage (section 15/21).	29

Liste des figures

Fig.III.6	Les Couples (fixation).	31
Fig.III.7	Fixation et emplacement des lisses.	31
Fig.III.8	les lisses (section 15/21).	32
Fig.III.9	Formes des lisses employées en A330-200 (section 15/21).	32
Fig.III.10	Revêtement.	33
Fig.III.11	Les panneaux de revêtement dans la section haute du fuselage central (section 15/21).	35
Fig.III.12	Plancher cabine (section 15/21).	37
Fig.III.13	Les Rail “emplacement et fixation“.	38
Fig.III.14	cloisons étanches de pression “emplacement“.	38
Fig.III.15	Cloisons étanches de pression (section 15/21)	39
Fig.III.16	Attache Fuselage - Aile (section 15/21).	40
Fig.III.17	Attache Fuselage - Aile (section 15/21).	41
Fig.III.18	Attache Fuselage – Trains d’atterrissage principaux.	41
Fig.III.19	Les Ouvertures Sur le Fuselage Central.	42
Fig.III.20	Issue de secours.	43
Fig.III.21	Trappe du Train D’atterrissage Principal.	44
Fig.III.22	Trappes d’Accès du service (visite).	45
Fig.III.23	Les hublots.	45

Chapitre IV :

figure	Titre	Page
Fig.IV.1	Type de dommage “Éraflure“.	51
Fig.IV.2	Type de dommage “Corrosion“.	51
Fig.IV.3	Type de dommage “Corrosion“.	52
Fig.IV.4	Type de dommage “Corrosion“.	52
Fig.IV.5	Type de dommage “Gouge“.	53
Fig.IV.6	Type de dommage “Crique - Crack“.	53
Fig.IV.7	Type de dommage “Bosselure - Dent“.	54
Fig.IV.8	Type de dommage “Entaille - Nick“.	54
Fig.IV.6	Type de dommage “Distortion“.	55
Fig.IV.10	Type de dommage “Abrasion“.	55
Fig.IV.11	Type de dommage “Debonding“, “Delaminating“.	56
Fig.IV.12	Type de dommage “Fretting - Rongement“.	56
Fig.IV.13	Type de dommage “Crease - Pli“.	57
Fig.IV.14	Type de dommage “Mark - Marque“.	57

CHAPITRE : *I*

-*I*- Présentation de l'entreprise Air Algérie.

-*II*- Présentation de l'avion A330-200.



I- Introduction :

Les avions dont le A330-200 sont des machines volantes, classées dans la catégorie des Aérodynes “engin plus lourd que l’air“. La structure des ses aérodynes ce variée d’un avion à un autre selon la conception de chaque type, elle est étudiée par les constructeurs de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques tel que : le bon écoulement de l’air, le confort, l’économie, la sécurité et avoir une traînée minimal.

Le type de fuselage souvent utilisé dans l’aviation civil de nos jours est le semi – monocoque. La partie centrale d’un aéronef est considéré toujours comme étant le tronçon le plus important de l’appareil, vu son poids et le nombre des dispositifs logées sur lui. Il soumis au cours du vol à de multiples et nombreux efforts, on site au titre d’exemple : les efforts de torsion, flexion, résistance a la pressurisation et les efforts localisées.

Cette partie de fuselage est constituée de plusieurs composants comme : les couples, les lisses, les longerons, les cloisons étanche, les deux planchers (1 pour la soute et 1 pour la cabine), les rails et des ouvertures tel que : la trappe de train d’atterrissage principal, les hublots, les sortie de secours et les portes de visite qui donnent la forme général du tronçon après l’assemblage (dans l’A330-200 c’est la section 15/21). Chaque composant est produit avec un matériau bien spécifie, il est menacé par des nombreux types de dommage probable.

Dans notre étude on à prie l’exemple de l’A330-200 qui est le plus petit membre de la famille gros porteurs long courrier A330/A340 d’Arbus et sont fuselage central présenté par la section 15/21. Notre travail comprend quatre“4“chapitres :

On a consacré le premier chapitre pour la Présentation de l’entreprise et l’Avion airbus A330-200. Dans le deuxième chapitre on est familiarisé avec la structure de l’avion A330-200 et sa partie centrale pour cela on a fait une généralité sur les fuselages, la description de l’avion et présentation des efforts appliqués sur la section15/21. Dans le troisième chapitre on a fait une Analyse complète sur le fuselage central de l’avion A330-200 qui est de types semi – monocoque (Analyse des composants, les différents assemblages, les ouvertures). Et on termine par le quatrième chapitre là ou on citer les déférents types de maintenance et les déférents matériaux de conception, on donne a la fin une Classification des dommages et on montre les déférents type de dommage probable dans la section15/21 du fuselage (A330-200).

On à achever notre travail par une conclusion.

III- Présentation de l'appareil (A330-200) :

III-1- Introduction :

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché des avions biréacteurs. L' A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

III-2- Historique :

Le 27 janvier 1986, l'A330 (TA.9) est officiellement présenté et continue d'évoluer sur les planches à dessins. Il gagne en masse et en performance.

L'A330-200 est le plus petit membre de la famille gros porteur long courrier A330/A340 d'Airbus Il fut lancé en Novembre 1995 sur un simple constat, Et pour le moment il est l'unique dérivé de l'A330-300.

Cet appareil, dont le fuselage est le plus court de la famille A330, mesure 59 mètres (La version -200 est plus petite que -300 d'environ 4 m), mais il gagne 2000 km d'autonomie ce qui fait son charme et ce qui explique son succès auprès des compagnies aériennes. Il se caractérise par son excellent rayon d'action (11 800 km/ 6 400 nm) et la grande capacité de ses soutes, L'A330-200 affiche un excellent rapport de charge utile/rayon d'action, ainsi qu'un volume d'emport supérieur sur les liaisons moyen courrier et en exploitation à rayon d'action étendu.L'A330-200 accueille 253 passagers en configuration classique (en première classe, classe affaires et classe économique) et 293 passagers en configuration deux classes.

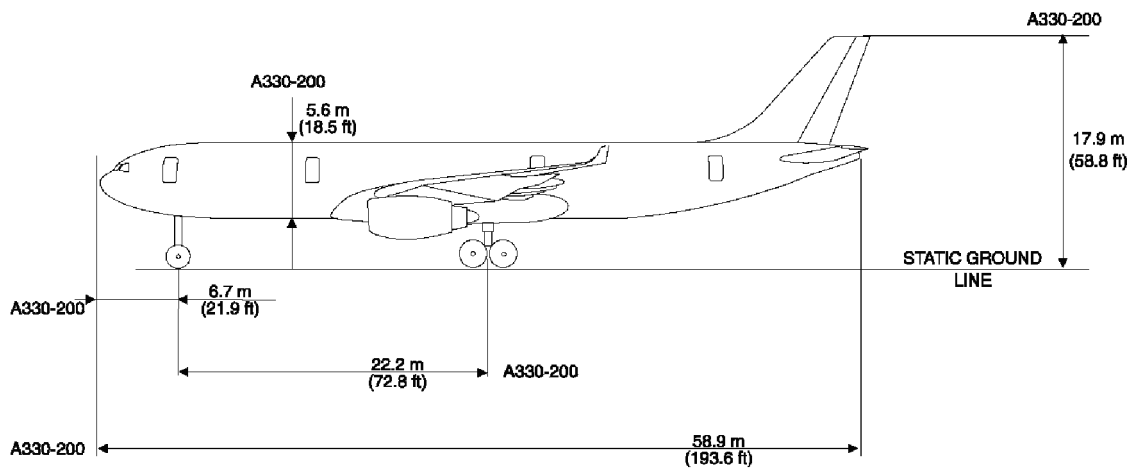
III-3- Caractéristiques :

III-3-A- Dimensions :

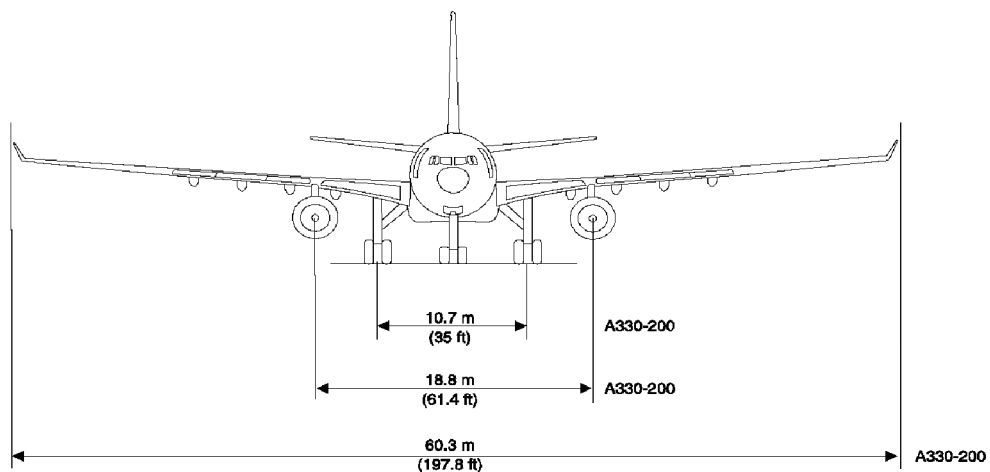
	Pieds (ft)	Mètres (m)
Longueur hors tout	188ft. 8in.	58,8
Hauteur	57ft. 1in.	17,40
Diamètre du fuselage	18ft. 6in.	5,64
Largeur maxi. de la cabine	17ft. 4in.	5,28

Longueur de la cabine	147ft. 8in.	45,0
Envergure (géométrique)	197ft. 10in.	60,3
Surface alaire (référence)	3 892 ft ²	361,6 m ²
Flèche de l'aile (corde de 25%)	30 °	30 °
Empattement	72ft. 10in.	22,2
Voie	35ft. 11in.	10,69

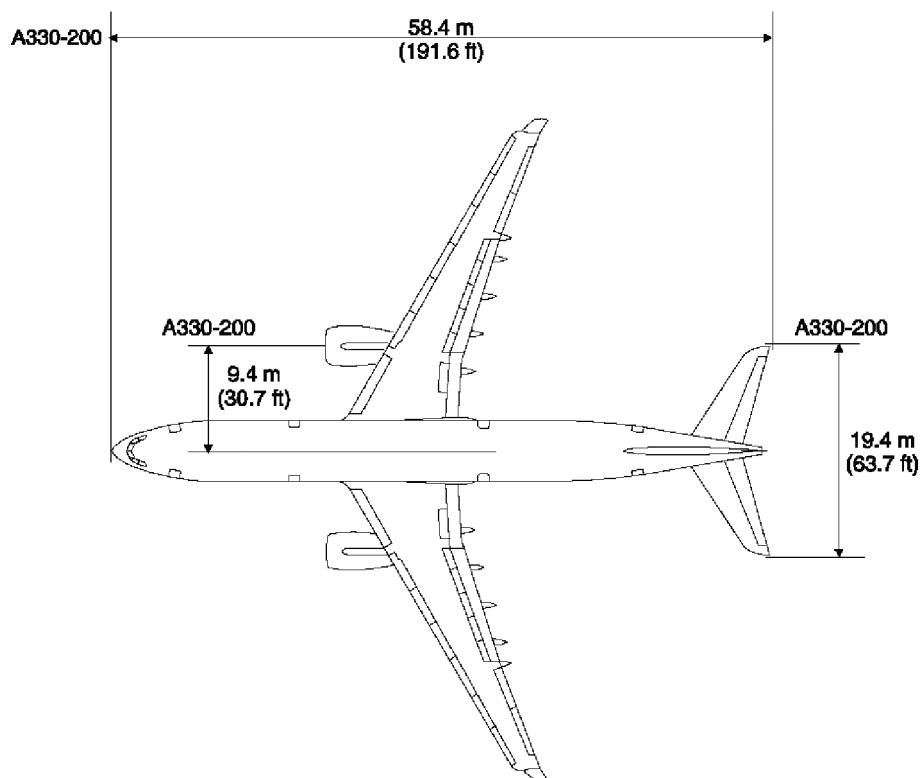
Tableau (I – 3) Dimensions



(Figure I-2) Vue de profil



(Figure I-3) Vue de face



(Figure I-4) Vue de dessus

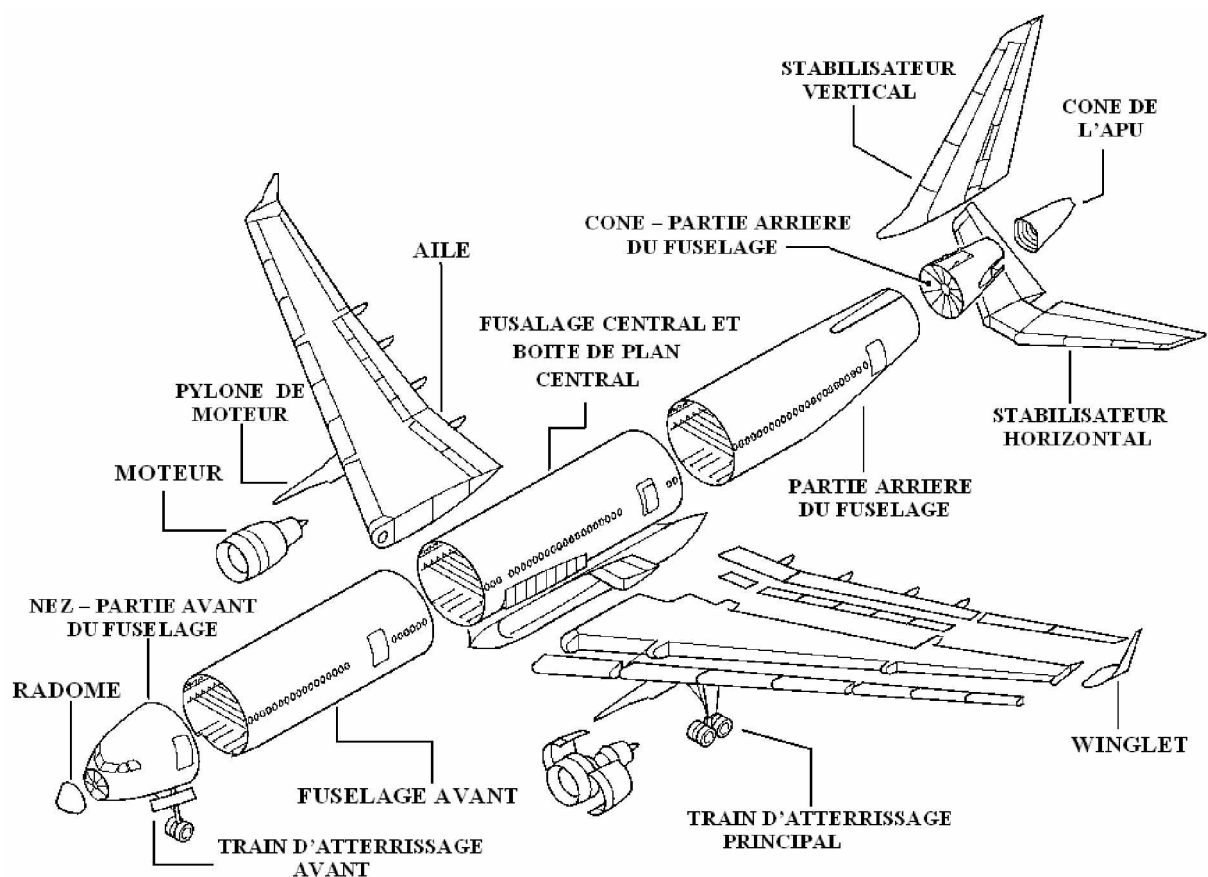
III-3-B- Principales caractéristiques d'exploitation :

	impérial	métrique
Motorisation	2 x CF6-80^E1 ou PW4000 ou RR Trent 700	2 x CF6-80^E1 ou PW4000 ou RR Trent 700
Poussée des moteurs	68 000-72 000 lb. Slst	303-320 kN
Nbre de sièges standard	253 (3-classe) 293 (2-classe)	253 (3-classe) 293 (2-classe)
Autonomie	6 750 nm	12 500 km
Mach maxi. En utilisation normale (Mmo)	0,86 Mo.	0,86 Mo.
Volume en soute standard/option	695 / 486 ft³	19,7 / 13,76 m³

Tableau (I-5) Principales caractéristiques d'exploitation

III-3-C- Masses de calcul :

	<i>impérial</i>	<i>métrique</i>
Masse maxi. au parking	509 (515,7) lbs. x 1000	230,9 (233,9) t
Masse maxi. au décollage	507 (513,7) lbs. x 1000	230 (233) t
Masse maxi. à l'atterrissage	396,8 (401,2) lbs. x 1000	180 (182) t
Masse maxi. sans carburant	370,4 (374,8) lbs. x 1000	168 (170) t
Capacité maxi. de carburant	36 750 US gal.	139 100 l
Masse à vide en ordre d'exploitation type	263,7 lbs. x 1000	119,6 t
Charge marchande type (poids volumétrique)	80,2 lbs. x 1000	36,4 t

Tableau (I-6) Masses de calcul(Figure I-6) Structure d'avion A330-200

II- Présentation de l'entreprise :

II-1- introduction :

Air Algérie (code IATA : AH ; code OACI: DAH) est *la compagnie aérienne nationale algérienne*. Elle fut créée en 1947 sous le nom de C.G.T (Compagnie Générale de Transport) avec un réseau principalement orienté vers la France. Air Algérie est une société par actions dont le capital est de 37 milliards de Dinar algérien.

Le réseau couvert par Air Algérie est de 96 400 Km, soit 2.4 fois le tour de la Terre. Plus de 3000000 de passagers et près de 20.000 tonnes de fret sont transportés chaque année par la compagnie aussi bien à travers le réseau international que le réseau domestique.

Le réseau international, dense de 45 villes desservies dans 30 pays en Europe, Moyen-Orient, Maghreb, Afrique et Amérique (Canada), est adossé à un réseau domestique reliant 31 villes. En 2003, le nombre de vols quotidiens en programme de pointe a atteint les 120 vols. De plus, Air Algérie a produit près de 5 milliards de sièges kilomètres offerts (SKO) et a réalisé 3,3 milliards de passagers kilomètres transportés (PKT).

Il existe un réseau de vente comprenant 150 agences en Algérie et à l'étranger relié à un système de réservation et distribué à travers les GDS auprès desquels Air Algérie est abonnée.

De plus, la compagnie s'ouvre aux longs courriers, indispensable pour suivre le "boom" économique du pays. Une ligne Alger Montréal est en service depuis le 15 juin 2007.

Autres activités :

- Des charters pétroliers avec environ 500 000 passagers par an.
- Des charters Oumra et Hajj qui transportent les pèlerins vers les lieux Saints de l'Islam
- Un centre ou commissariat hôtelier (catering) qui permet à Air Algérie de couvrir ses besoins au départ d'Algérie, ainsi que l'assistance des autres compagnies.

Le ministre des Transports, M. Maghlaoui, a fait part de la création d'une filiale d'Air Algérie pour la couverture des lignes intérieures et envisage d'acquérir 11 autres appareils.

II-2- Historique :

1947 : Création de la C.G.T. (Compagnie Générale de Transport) avec un réseau principalement orienté vers la France.

1962 : Recouvrement de l'indépendance de l'Algérie.

1963 : L'État prend 51% du capital d'Air Algérie.

1970 : L'État porte sa participation au capital d'Air Algérie à 83%.

1972 : Le 15 décembre de l'année 1972, l'État porte sa participation à 100% en rachetant les 17% encore détenus par Air France.

1973 : L'État décide d'intégrer à Air Algérie la Société de Travail Aérien.

1983 : L'entreprise est scindée en deux entités distinctes, l'une pour les lignes intérieures (I.A.S.) et l'autre pour les lignes internationales.

1984 : Les deux entités citées ci-dessus sont à nouveau fusionnées en une seule entreprise à laquelle revient la charge de la gestion des aéroports.

1987 : Air Algérie est déchargée de la gestion aéroports.

1997 : Air Algérie devient une société par actions avec un capital de 2,5 milliards DA.

1998 : Libéralisation du transport aérien. Crash 7TVEE, faisant 5 morts.

2000 : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards de dinars.

2002 : Le capital d'Air Algérie est porté à 14 milliards de dinars.

2003 : Crash le plus grave de l'histoire d'Air Algérie (Boeing 737) à Tamanrasset, faisant 102 morts et 1 survivant.

2006 : Crash d'un avion cargo d'Air Algérie (Italie), faisant 3 morts (Membres de l'équipage).

2007 : Ouverture de la ligne directe Alger - Montréal.

2007 : décès du président "Mohamed Tayeb Benouis", âgé de plus de 60 ans.

2008 : Nomination du nouveau PDG "Abdelwahid Bouabdallah".

II-3- Flotte :

Le programme de renouvellement de la flotte, permet à l'entreprise d'aligner une flotte nouvelle, conforme aux réglementations de l'aviation civile internationale. La moyenne d'âge des avions algériens est passée de 17 ans en 2003 à 3,5 ans en 2006. Le transfert des activités de maintenance dans la nouvelle base de maintenance récemment acquise permettra l'entreprise l'obtention du certificat JAR 145 dans le but de commercialiser ses capacités supplémentaires.

II-3-A- Flotte Air Algérie (Avion Commerciaux) :

5	Airbus A330-200
3	Boeing 767-300
5	Boeing 737-600
10	Boeing 737-800
6	ATR 72-500

[Tableau \(I – 1\) Flotte Air Algérie “Avion commerciaux”](#)

II-3-B- Flotte Air Algérie cargo :

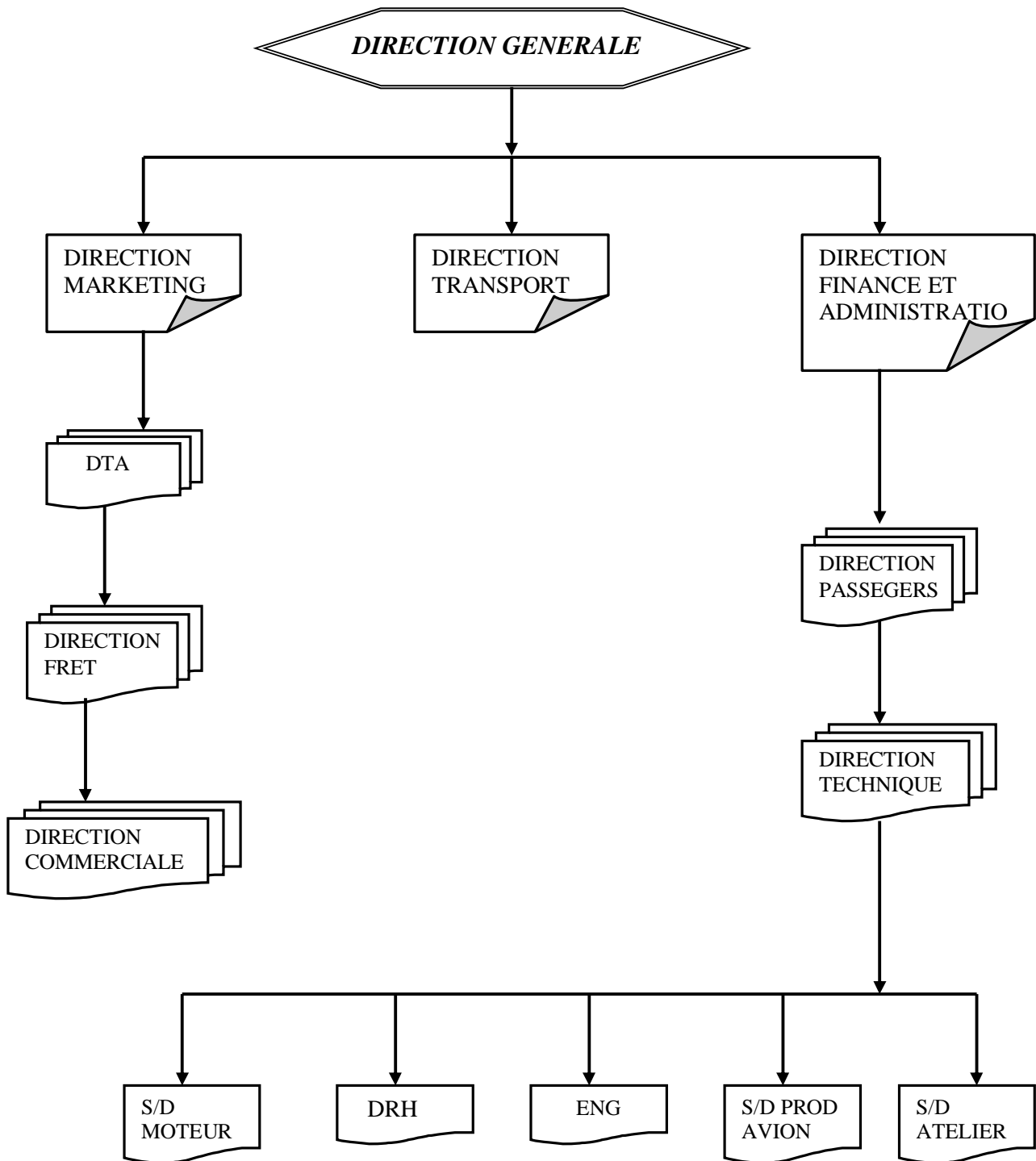
1	Boeing 737-200
1	Lockheed L-100-30 Hercules (L-382G)

[Tableau \(I – 2\) Flotte Air Algérie “Cargo”](#)

II-3-C- Commandes :

Probablement, sans décider encore, la compagnie attend l'autorisation pour demander trois “3” nouveaux avions.

II-4- Les divers Directions de l'entreprise :



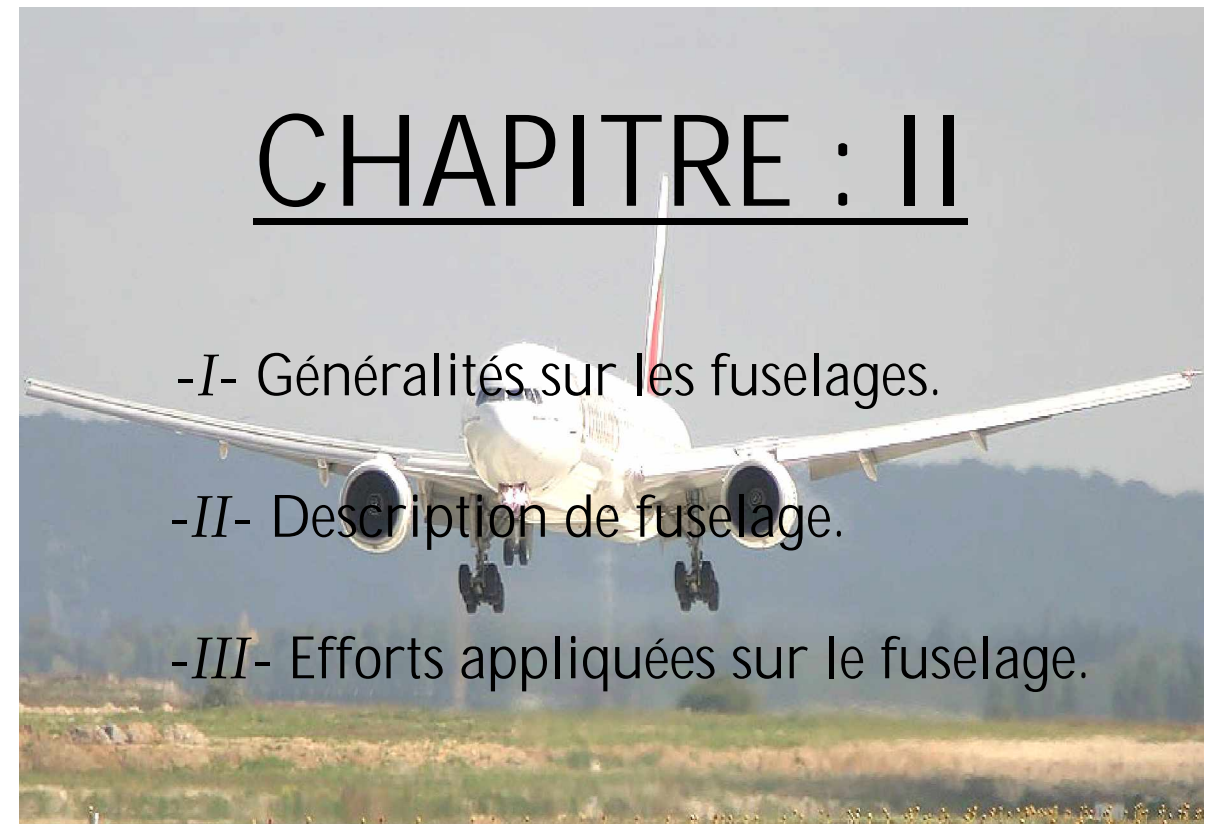
[\(Figure I -1\) plan des directions](#)

CHAPITRE : II

-I- Généralités sur les fuselages.

-II- Description de fuselage.

-III- Efforts appliquées sur le fuselage.



II- Description du fuselage:

II-1- Arrangement général :

Le fuselage est divisé en plusieurs sections pour des raisons de fabrication. Les sections de fuselage sont numérotées de 10 jusqu'au 19, elles occupent cinq parties (composants) principales du fuselage qui sont :

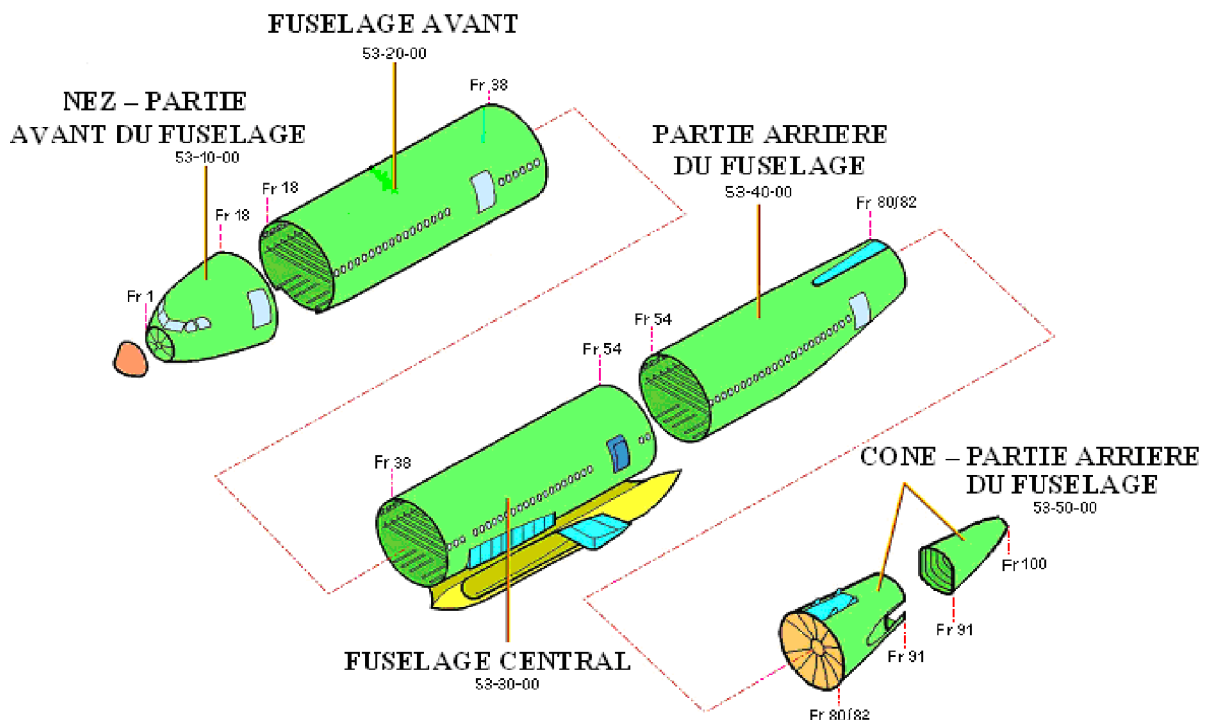
A- Nez – Partie Avant du Fuselage (section 11/12).

B- Fuselage Avant (section 13/14).

C- Fuselage Central (section 15).

D- Partie Arrière du Fuselage (sections 16/17.18).

E- Cône – Partie Arrière du Fuselage (section 19/19.1).



[\(Figure II-4\) Composants du fuselage](#)

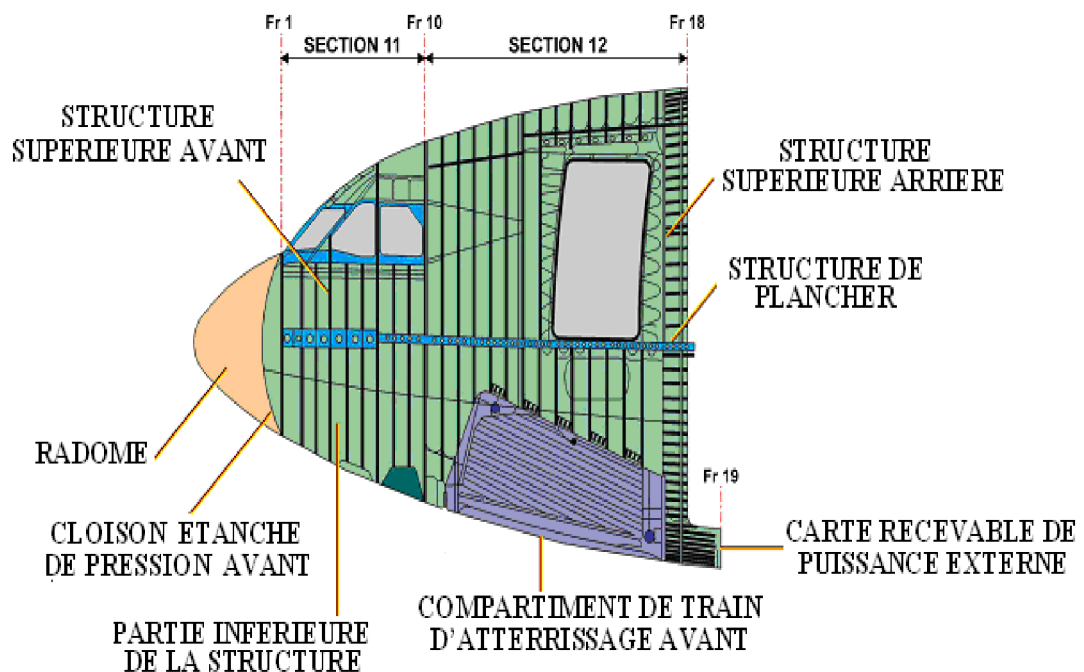
II-1-A/ Nez - Partie avant du fuselage :

Cette partie du fuselage inclut la section 11 entre le FR1 et le FR10, et la section 12 entre le FR10 et le FR18. Le panneau de revêtement inférieur s'étend jusqu'au FR19, Le radôme est attaché sur la face avant du FR1.

La structure principale de cette partie du fuselage est divisée en trois (3) pièce :

- A-1/ La structure supérieure avant (secteur d'habitacle "cockpit") entre le FR1 et FR10.
- A-2/ La structure supérieure arrière entre le FR10 et le FR18 qui inclut la cabine.
- A-3/ La structure inférieure entre le FR1 et le FR18 qui inclut le compartiment de train d'atterrissage avant et la soute électronique.

Le cockpit, la cabine et la soute électronique sont dans la zone pressurisée qui se prolonge du FR1 jusqu'au FR18. La pression de la cloison étanche avant sépare le radôme de la zone pressurisée. Les cadres résistants de pression sont installés dans la partie inférieure du fuselage avant, ils séparent le compartiment de train d'atterrissage avant (entre le FR10 et le FR17) de la zone pressurisée.



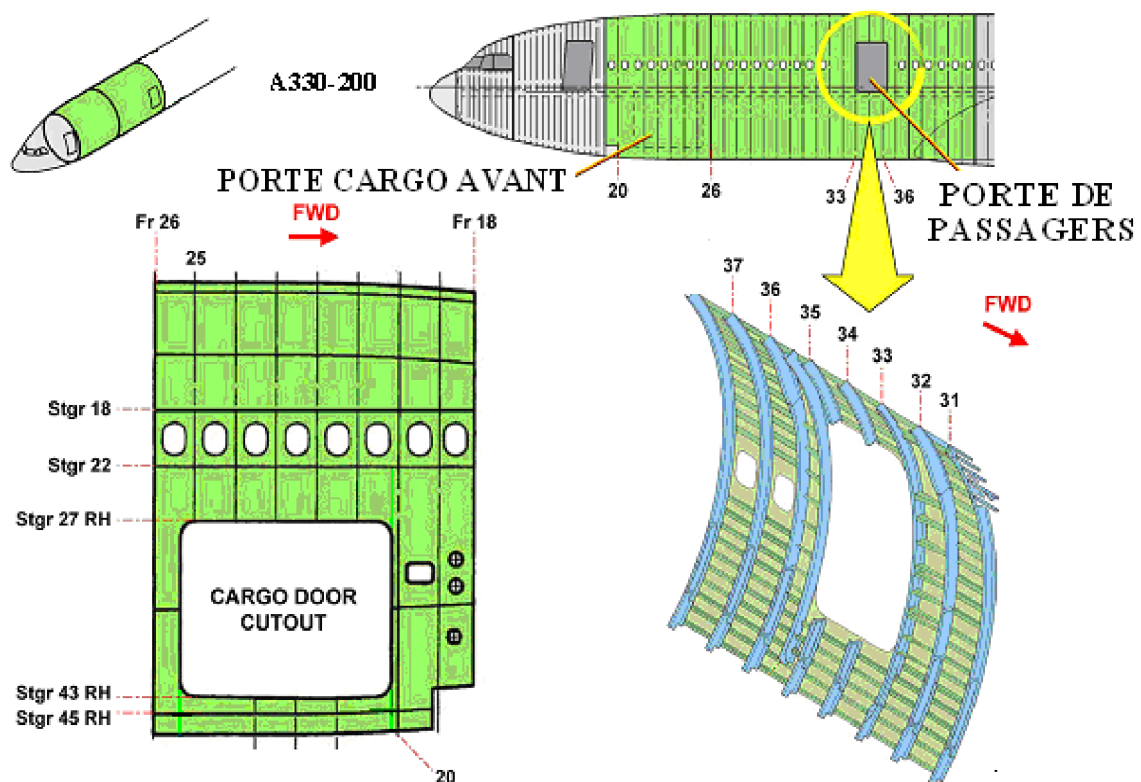
(Figure II-5) Nez – partie avant du fuselage

II-1-B/ Fuselage avant:

Le fuselage avant est un secteur pressurisé, il se divise en deux sections principales. La section 13 se prolonge entre le FR18 et le FR26 et La section 14 se prolonge entre le FR26 et le FR38.

La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine et une partie du compartiment central des passagers. Les mi-portes de passager sont installées entre le FR33 et le FR36 au côté droit du fuselage. Les armatures des hublots de cabine est installées entre les armatures du fuselage et les lisses (Stgr) 18 et 22.

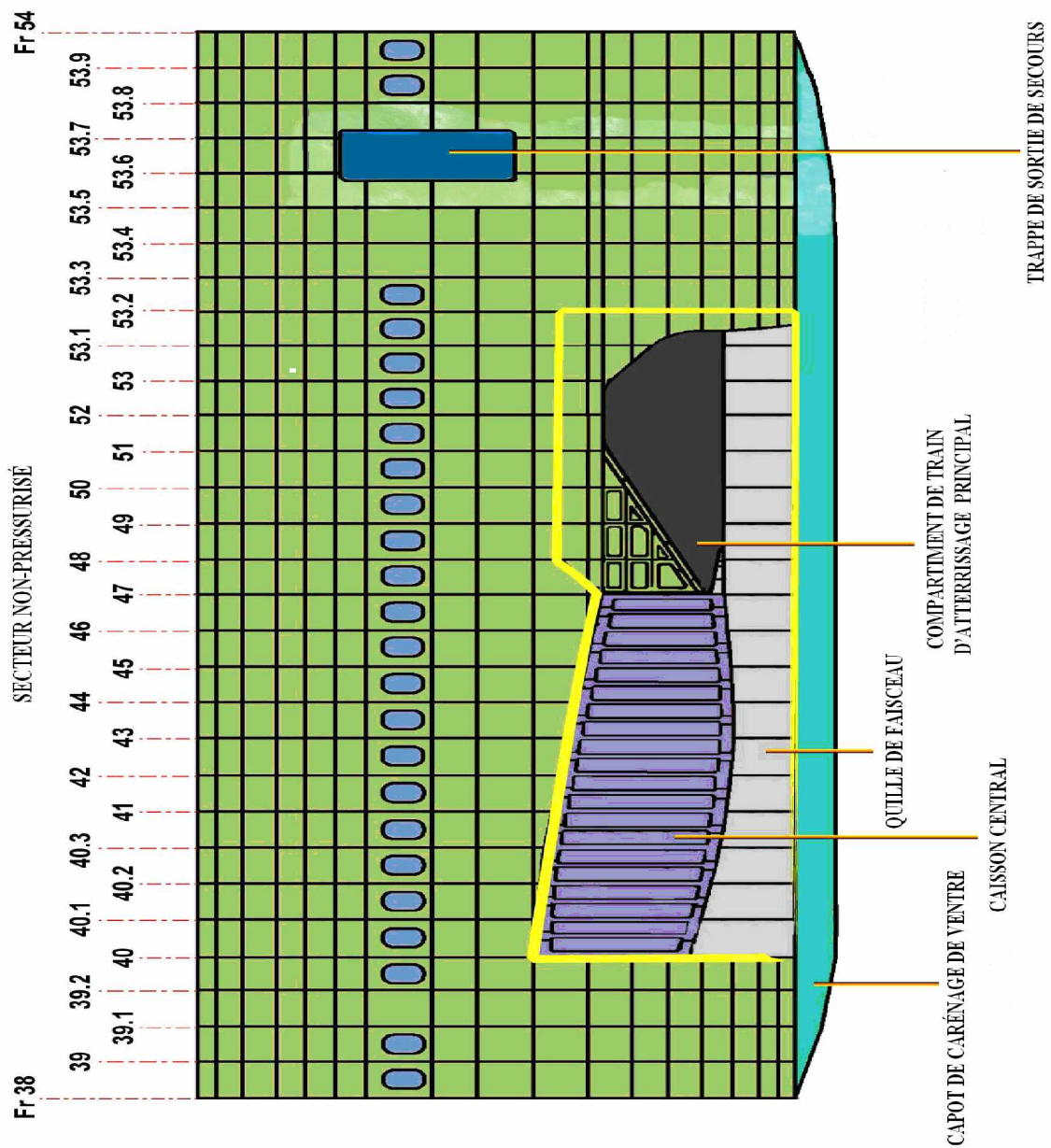
La partie inférieure de l'ensemble contient la soute avant. La porte cargo avant est installée au côté droit du fuselage entre le FR20 et le FR26. Une cloison est installée au FR20 entre la soute avant et la soute électronique.



(Figure II-6) Fuselage avant

II-1-C/ Fuselage Central :

Le fuselage central (section 15/21) s'étend du FR38 au FR54. Il inclut des issues de secours. Les zones pressurisées s'étendent du FR38 jusqu'au FR54 dans le fuselage supérieur qui contient une partie de la cabine, et du FR38 au FR40 et du FR53.2 jusqu'au FR54 pour le fuselage inférieur qui contient : Le caisson central (centre d'aile), le compartiment de train d'atterrissage principal et le compartiment hydraulique. Les zones non pressurisées s'étendent du FR40 jusqu'au FR53.2 dans le fuselage inférieur.



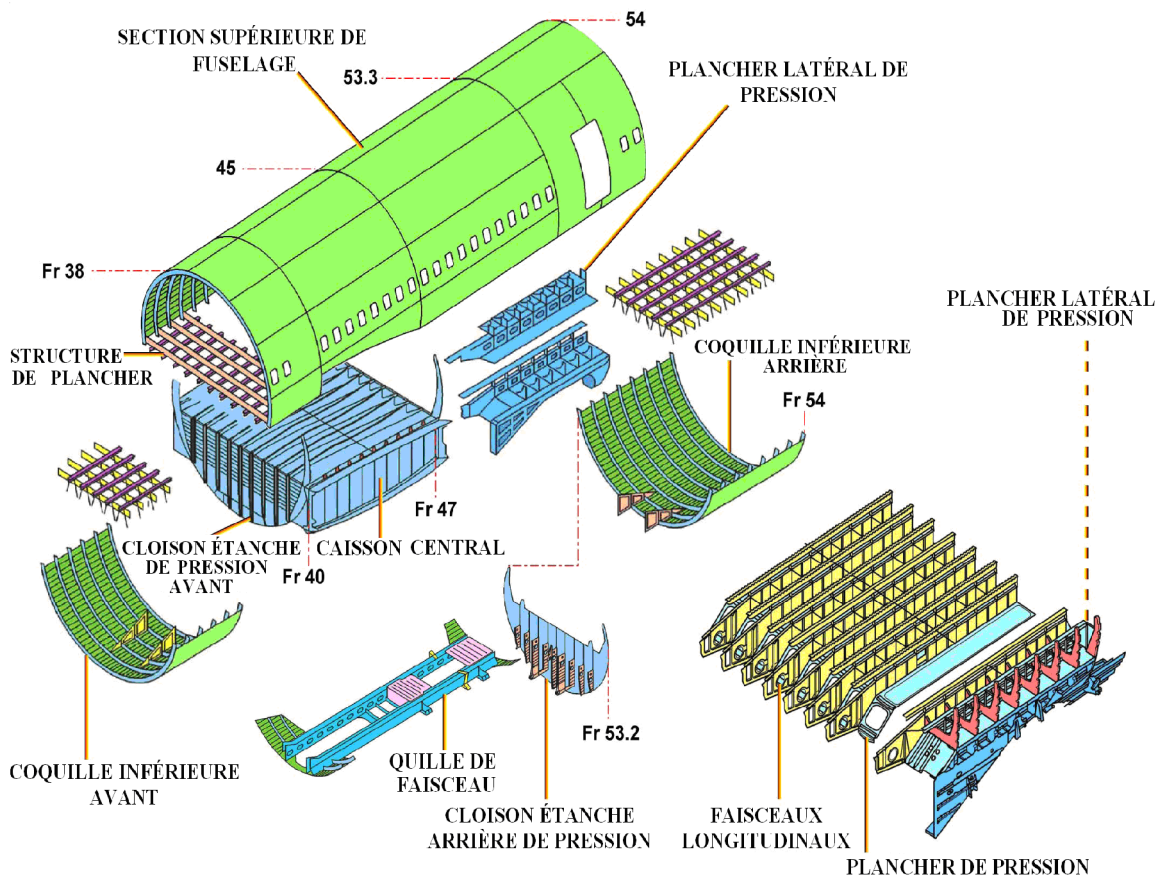
(Figure II-7) Fuselage Central

La section supérieure de fuselage (FR38 jusqu'au FR54) se compose de :

- Des Armatures.
- Des Lisses.
- Des Armatures de sortie de secours entre FR53.5 et FR53.8.
- Panneaux de revêtement et plancher (Structure de soutènement).

La section inférieure de fuselage se compose de :

- Le caisson central, inclut une cloison étanche avant de pression (FR 40) et la structure de soutènement de plancher.
- La quille de faisceau entre le FR40 et le FR53.3.
- La cloison étanche arrière de pression formée par le membre inférieur du FR53.2.
- Le plancher horizontal de pression s'étendant du caisson central FR47 jusqu'au FR53.2, avec des faisceaux longitudinaux et un appui de plancher de la carlingue.
- Des planchers latéraux de pression s'étendant du FR47 jusqu'au FR53.2.
- Le fuselage inférieur vers l'avant entre le FR38 et le FR40.
- Le fuselage inférieur arrière entre le FR53.2 et le FR54.

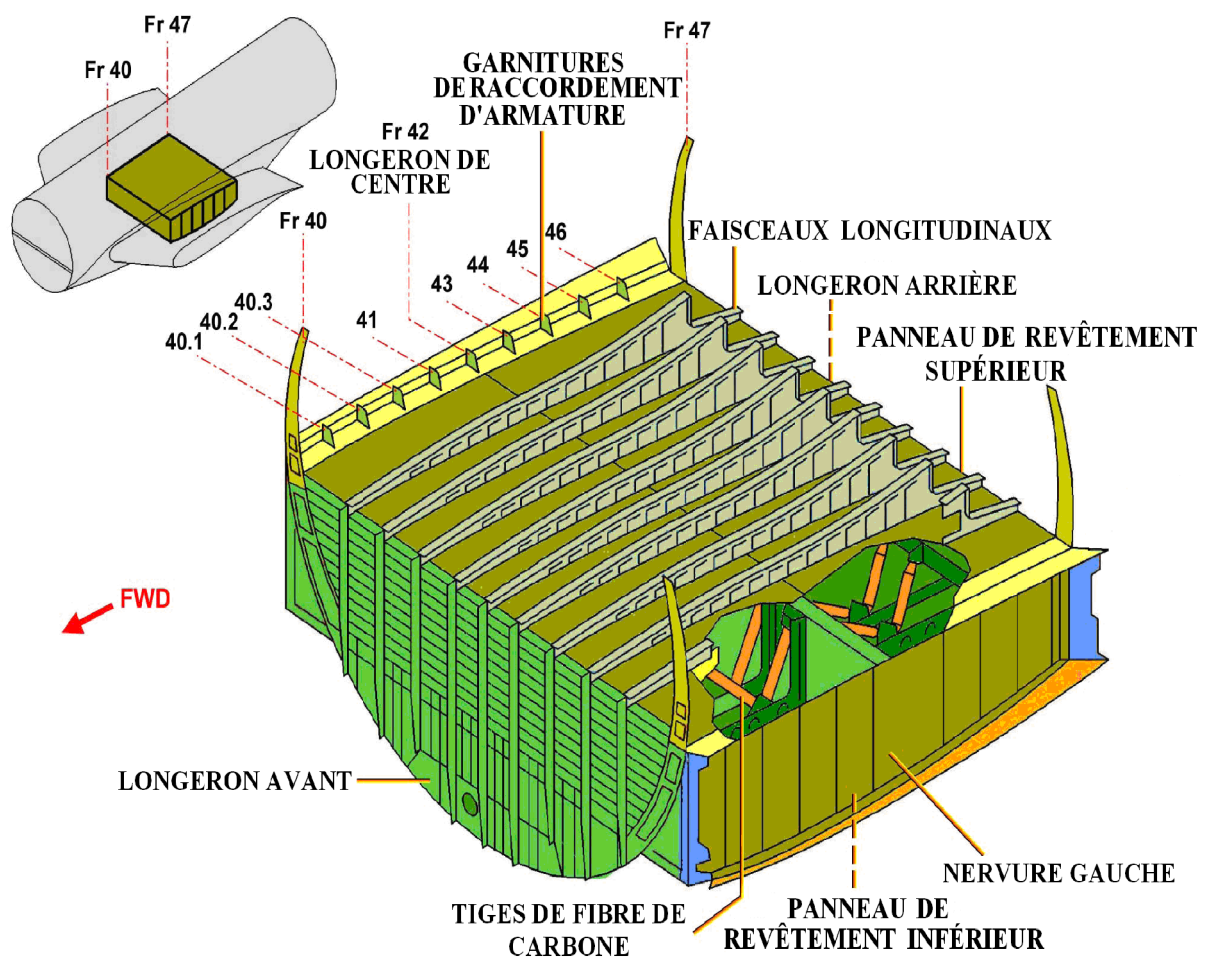


(Figure II-8) Fuselage Central -arrangement de la structure-

-Le Caisson central est installé dans le fuselage central entre le FR40 et le FR47, il inclut un réservoir de carburant intégral.

La structure du caisson central se compose de :

- Les longerons avant, centraux et arrière respectivement situés aux armatures (FR) 40, 42 et 47.
- Des panneaux de revêtement de dessus et de bas.
- Les deux armatures principales 40 et 47.
- Des tiges internes de fibres de carbone.
- La nervure gauche 1 et la nervure droite 1.
- Garnitures d'armature de raccordement.
- faisceaux longitudinaux.

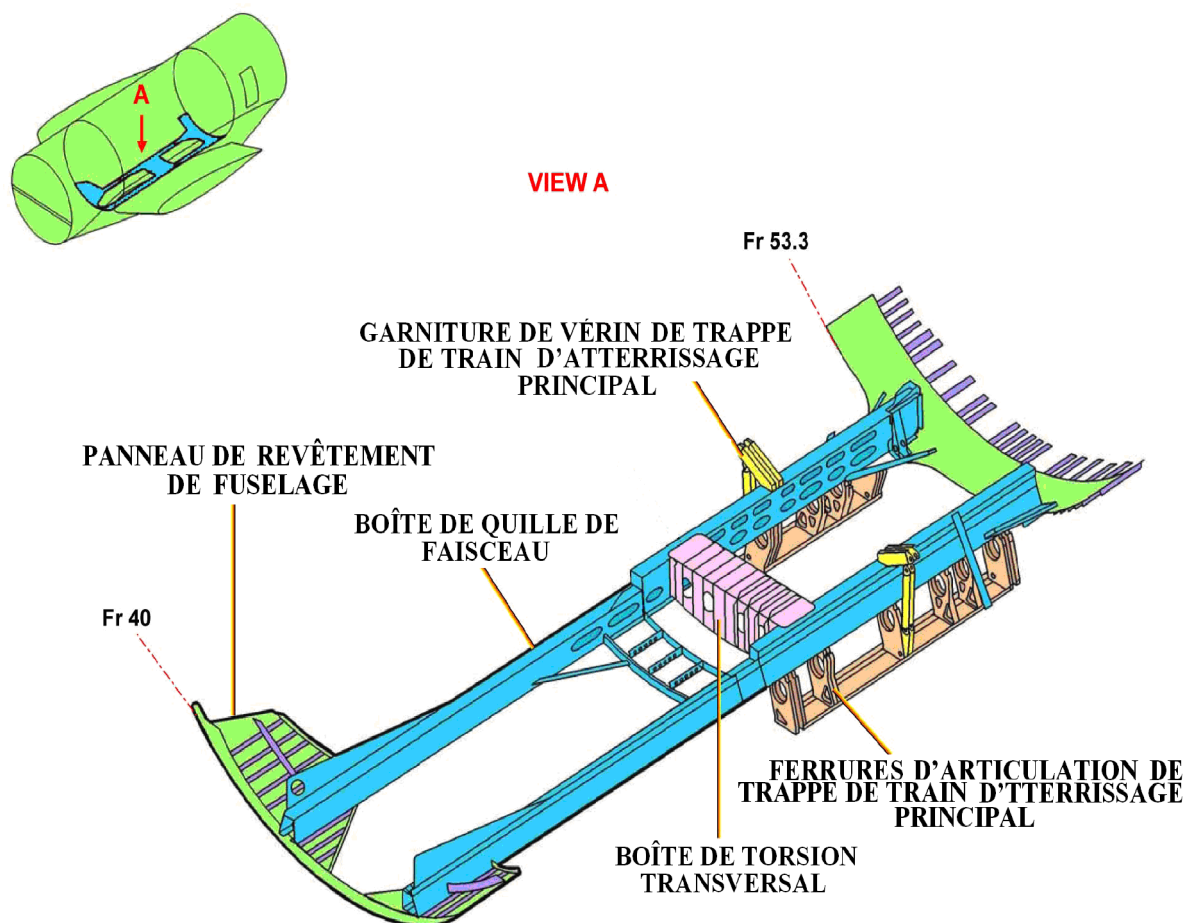


(Figure II-9) Fuselage Central - Caisson central -

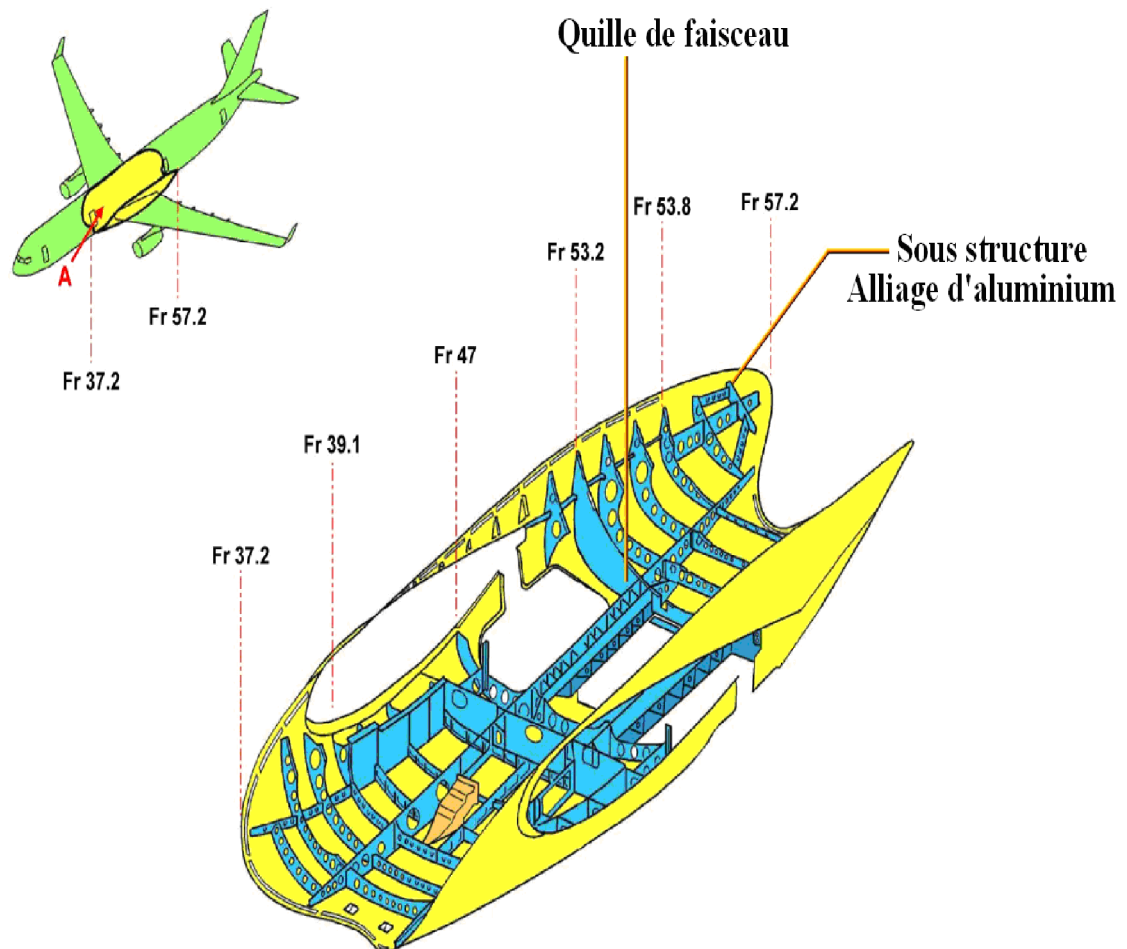
La quille de faisceau (Keel Beam) est située entre le FR40 et le FR53.3. Elle donne la continuité du fuselage dans le secteur du compartiment de train d'atterrissage principal, elle assure également des points d'attache pour les Trappes de train principal (ferrures d'articulation). Ce faisceau inclut : Deux structures de boîtes longitudinales attachées au Panneaux de revêtement figés, des nervures usinées et une boîte transversale de torsion (au FR47).

La quille de faisceau est conçue en vue de maintenir la résistance de la structure longitudinale du fuselage inférieure et pour l'absorption des charges de recourbement de fuselage.

Le carénage de ventre (Belly Fainting) est installé du côté externe de la partie la plus inférieure du fuselage central. Sa structure est une prolongation du fuselage inférieur qui comprend la climatisation et l'équipement de servitude hydraulique.



(Figure II-10) Fuselage Central - quille de faisceau -



PRFV : Plastique Renforcé par des Fibres de Verre.

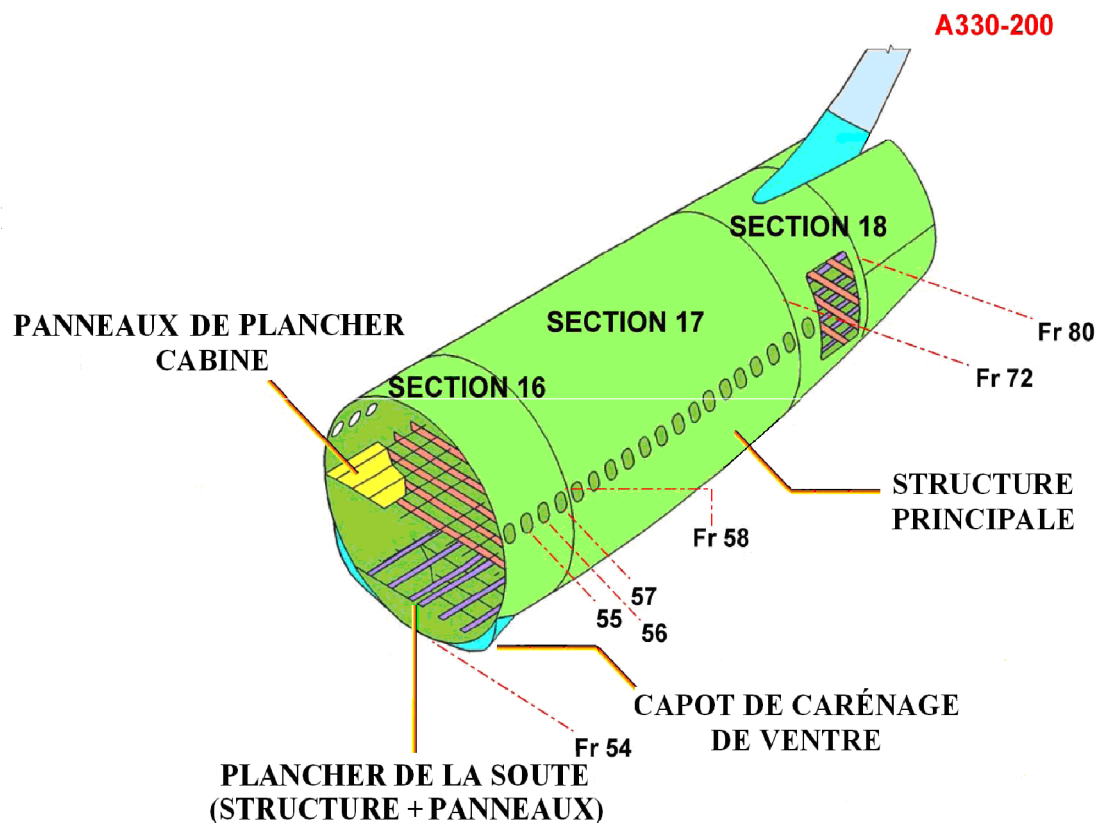
PRFC : Plastique Renforcé par des Fibres de Carbone.

(Figure II-11) Fuselage Central -capot de carénage de ventre-

II-1-D/ Partie arrière du fuselage :

La partie arrière du fuselage est un secteur pressurisé qui s'étend du FR54 au FR80/82, il contient les sections 16, 17 et 18. La section 16 prolonge du FR54 au FR58 tandis que la section 17 prolonge du FR58 au FR72 et la section 18 se prolonge du FR72 au FR80.

La structure de cette section est de même conception de base du fuselage avant. La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine arrière installée au côté droit de la section 18. La partie inférieure du fuselage arrière contient la soute arrière et la porte cargo installé sur le côté droit du fuselage entre le FR67 et le FR69.



(Figure II-12) Partie arrière du fuselage

II-1-E / Cône - Partie arrière du fuselage :

Le cône – partie arrière du fuselage est un secteur non pressurisé. Il s'étend du FR80 au FR103. Les panneaux de revêtement supérieurs à l'arrière du FR76 font également une partie du tronçon cône – partie arrière du fuselage.

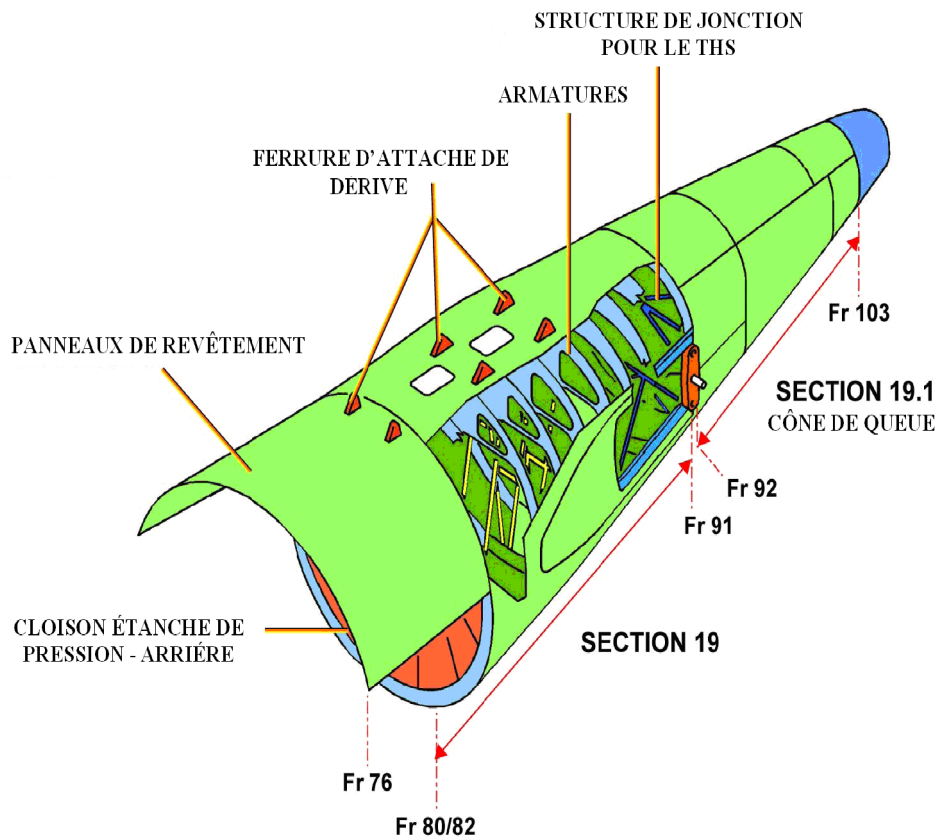
Cette partie du fuselage inclut deux sections (19 et 19.1). La section 19 située entre le FR80 et le FR91, contient :

E-1/ La cloison étanche arrière de pression, installée au FR80/82.

E-2/ Les ferrures d'attache pour le stabilisateur Horizontal qui est installé entre le FR87 et le FR91.

E-3/ Les ferrures de fixation de cône arrière, installée à l'arrière du FR91.

La section 19.1 située entre le FR91 et le FR103, elle contient l'Unité de puissance auxiliaire [Auxiliary power unit (APU)] et le cône de queue qui se prolonge du FR92 au FR103.



(Figure II-13) Cône – partie arrière du fuselage

III- Efforts appliquées sur le fuselage central :

III-1- Généralité

Sur tous les Avions, le fuselage central est toujours considéré comme étant le tronçon le plus important de l'appareil, Vu son poids et le nombre des éléments et dispositifs attachés et logés sur lui.

Le fuselage central est soumis au cours du vol à de nombreux efforts (idem lorsqu'il est au sol) :

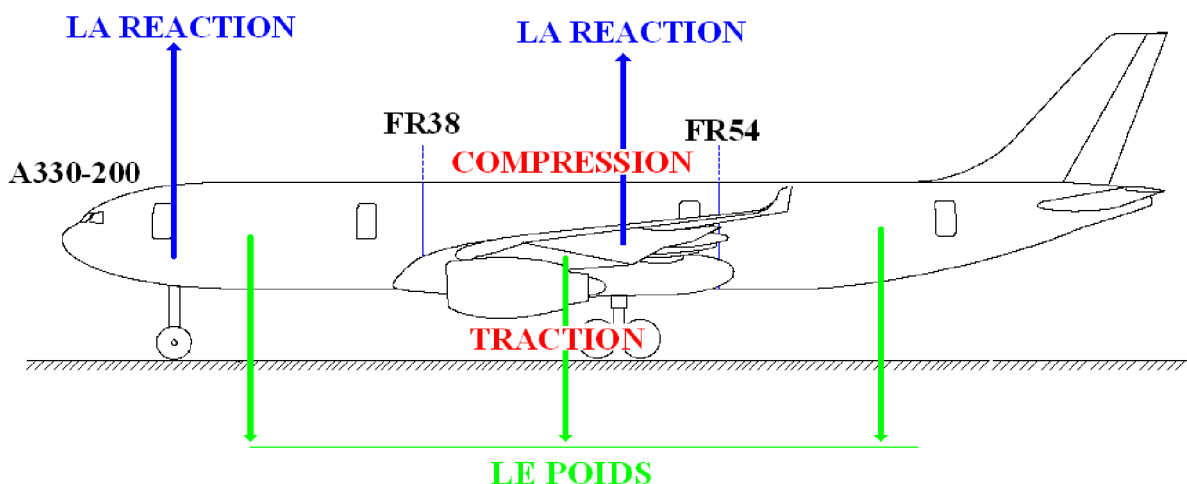
- Efforts de flexion (verticale et horizontale).
- Efforts de torsion.
- Efforts de résistance à la pressurisation.
- Efforts localisés (impact à l'atterrissage).

Dans notre étude on a pris l'exemple de l'A330-200 et son fuselage central présenter par la section 15/21.

III-2- Efforts dus au poids de l'appareil :

On constate qu'il y a deux cas, le premier est le cas où l'Avion est en vol et le deuxième c'est le cas où l'Avion se trouve en sol :

a- Au sol : Le fuselage se comporte comme une poutre en équilibre sur deux appuis (atterrisseurs), le fuselage central est le premier tronçon de cette poutre posé sur un seul appui qui est le train d'atterrissage principal. (Figure : II – 14).



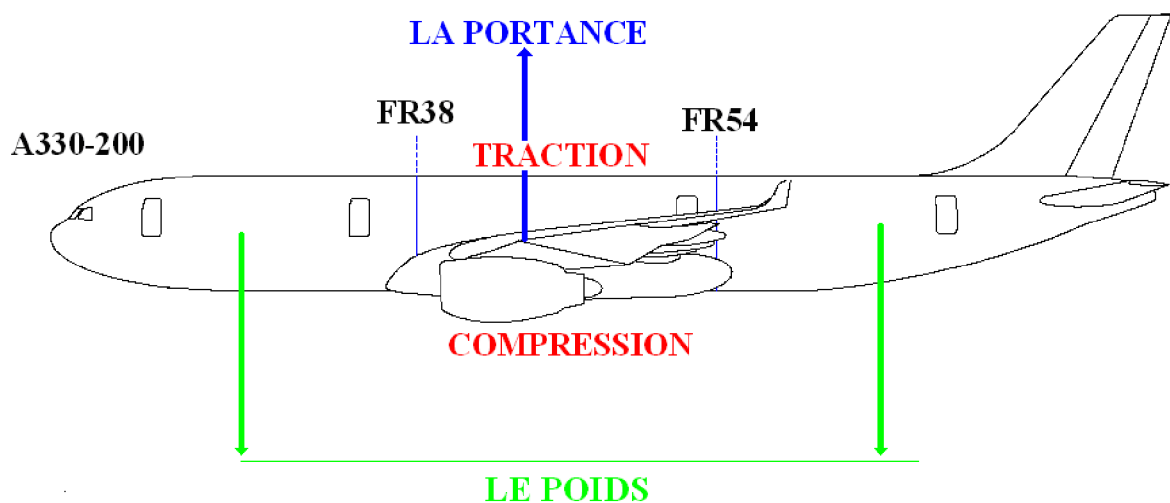
(Figure II-14) efforts dus au poids de l'appareil – Au Sol –

b- En vol : le fuselage central se comporte comme une poutre suspendue à la voilure

Le fuselage est donc soumis à :

- Un effort tranchant qui donne une contrainte de cisaillement en général assez faible.
- Un moment fléchissant qui provoque des contraintes longitudinales.

La traction de la partie supérieure et la Compression de la partie inférieure de l'ensemble du fuselage agit sur la partie central (Section15/21), d'où il y a le risque de flambage du revêtement (Figure : II – 15).



(Figure II-15) efforts dus au poids de l'appareil – En Vol –

III-3- Efforts dus à la pressurisation :

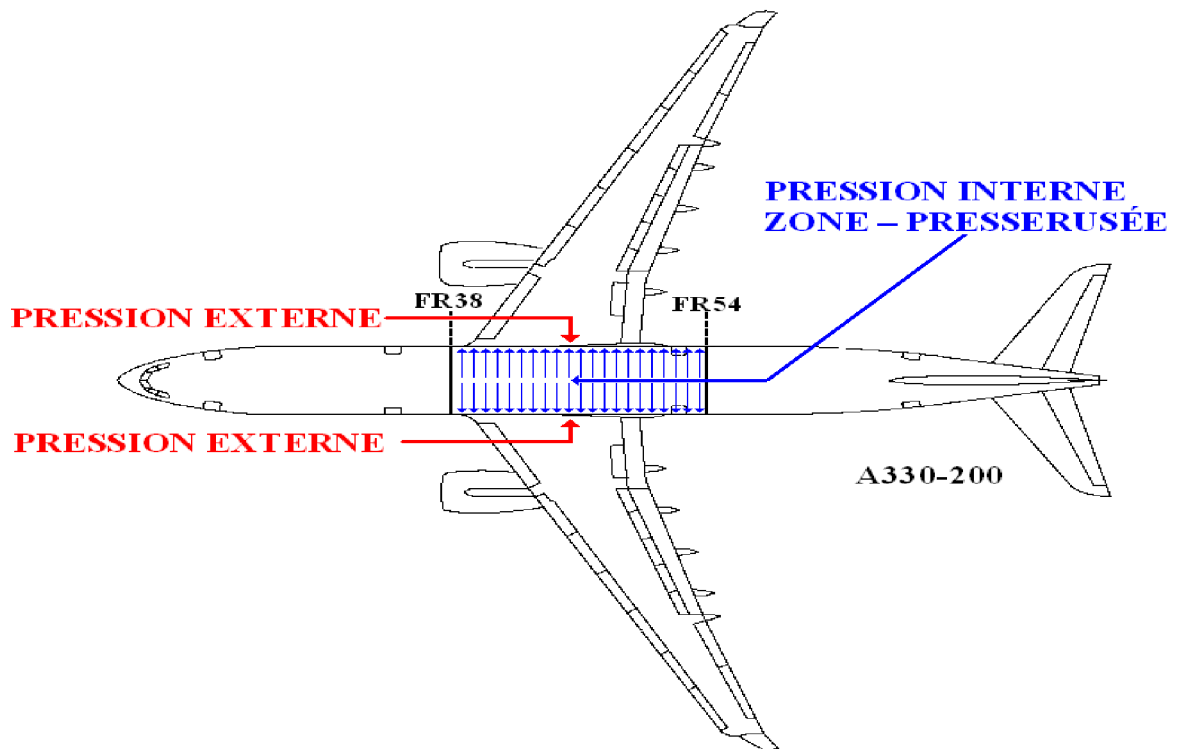
En raison de la pressurisation du fuselage, celui-ci se trouve en vol à une "altitude cabine" inférieure à l'altitude réelle de l'avion (Figure II – 16).

- * S'ajoutent, dans la partie supérieure, à la contrainte de traction due au poids.
- * Se retranchent, dans la partie inférieure, à la contrainte de compression qui est diminuée et peut même être inversée.

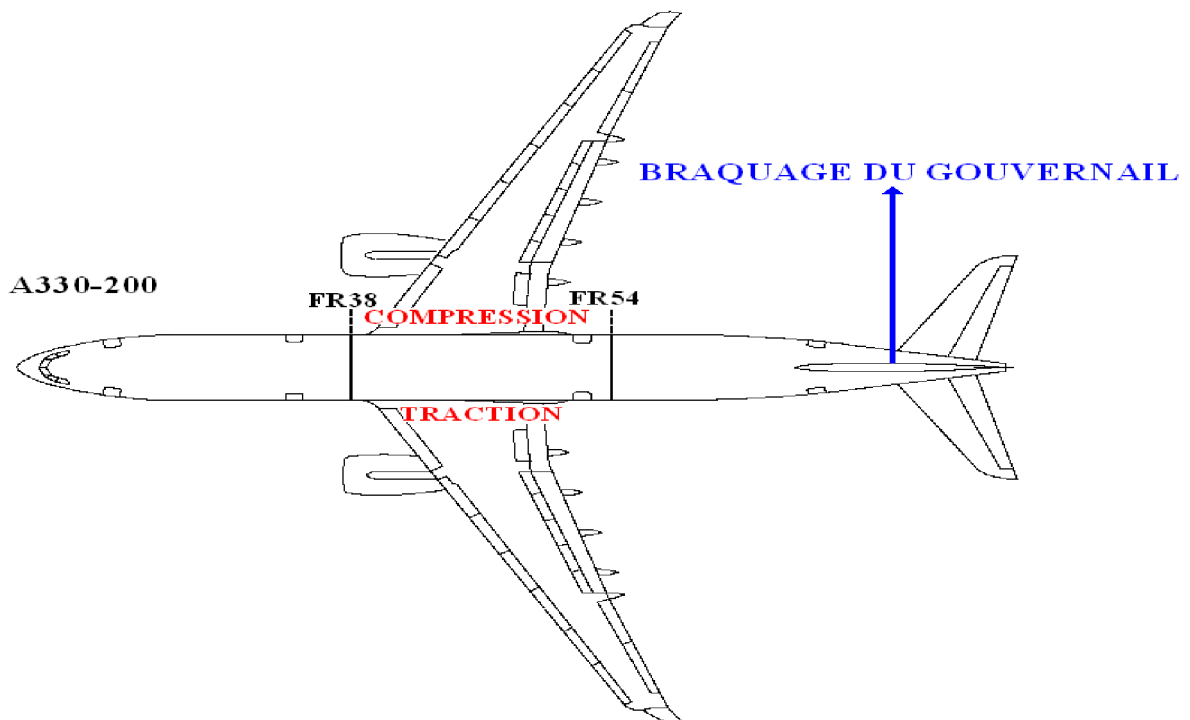
III-4- Efforts dus au braquage de la gouverne :

La manœuvre de la gouverne direction provoque la flexion horizontale du fuselage. Il en résulte des contraintes de traction d'un côté et des contraintes de compression à l'autre côté.

La torsion du fuselage est également provoquée par le braquage de la gouverne de direction ; elle est due à l'éloignement du point d'application de la force aérodynamique par rapport à l'axe du fuselage (Figure II – 17).



(Figure II-16) efforts dus a la pressurisation

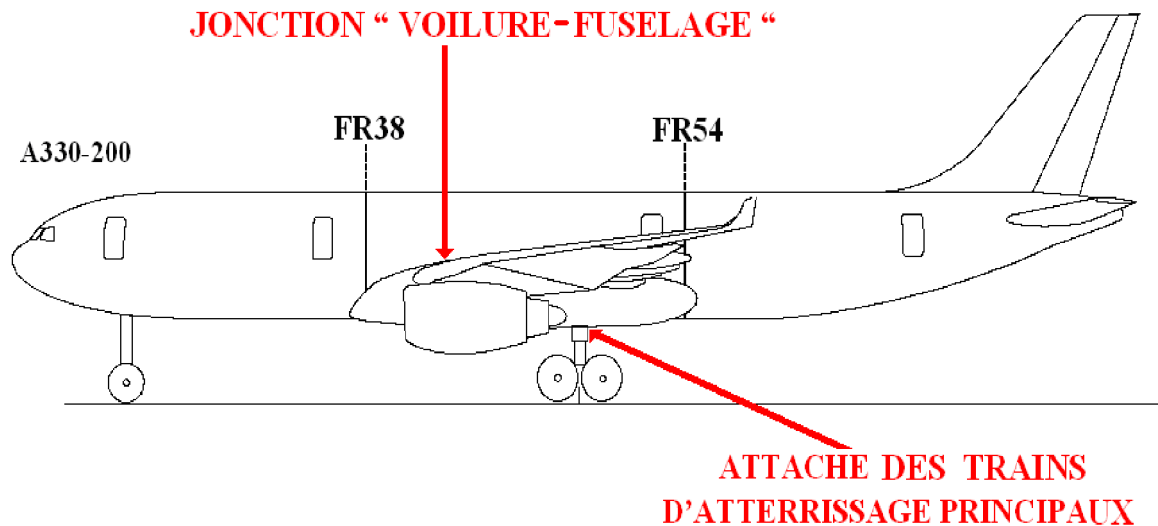


(Figure II-17) efforts dus au braquage du gouvernail

III-5- Efforts localisés :

Ces efforts sont ceux des attaches de voilure (Figure II – 18), de train d’atterrissage principal, et de dispositifs de freinage aérodynamiques.

L’aménagement du fuselage des avions de transport nécessite de nombreuses ouvertures (portes- hublots) qui diminuent la résistance de la structure et nécessitent des renforcements locaux.



(Figure II-18) efforts localisés

I- Généralité sur les fuselages:

I-1- Introduction :

Le fuselage constitue l'habitacle de l'avion. Il subit de très fortes interactions avec les ailes : au sol, c'est lui qui supporte tout le poids de la voilure au niveau de l'emplanture, tandis qu'en vol, il est au contraire porté par celle-ci. Il a en général la forme d'un fuseau monocoque, nécessaire dans le cas des avions à cabine pressurisée pour les vols à haute altitude. On peut aussi adopter un fuselage composé de cadres en forme d'anneaux, fixé aux panneaux de revêtement.

I-2- Différents types de fuselage :

Les fuselages présentent plusieurs types selon leurs formes (configuration) ou leurs constructions :

- Selon la configuration (Avion symétrique, le monoplan, le biplan...etc.).
- Selon la section (ronde, elliptique, carrée, section en 8....etc.).
- Selon l'aménagement (Avion civil, Avion cargo, avion....etc.).
- A- Selon la construction (Fuselage semi monocoque, Fuselage coque...etc.).

I-2-A/ Selon la construction:

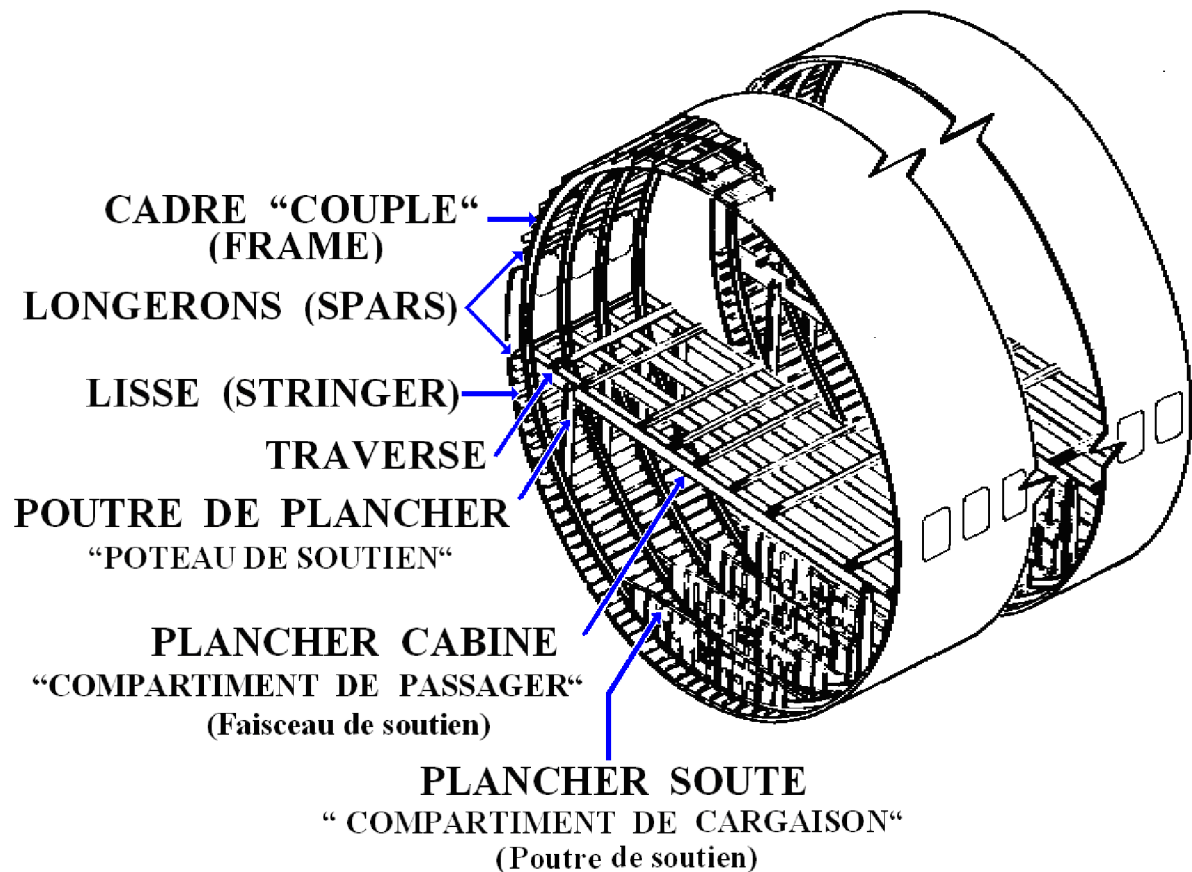
I-2-A-1/ Fuselage semi monocoque (A330-200) :

La structure semi monocoque se caractérise donc essentiellement par des longerons, des Couples (cadre), des lisses et un revêtement travaillant

- Les longerons encaissent les efforts de flexion en totalité.
- Les couples encaissent les efforts de torsion en totalité.
- Le revêtement travaillant transmet ces divers efforts entre tous les éléments.
- Les lisses sont des tiges longitudinales reliant deux ou plusieurs cadres. Elles assistent les longerons pour assurer la rigidité du fuselage mais elles sont bien plus petites.

Elle est appelée également semi monocoque une structure coque réalisée en plusieurs tronçons et assemblée en fin de fabrication. (Fig2-1).

Dans ce cas, des couples forts sont positionnés à cette coque extrémité de tronçon Pour permettre une transmission continue d'efforts.

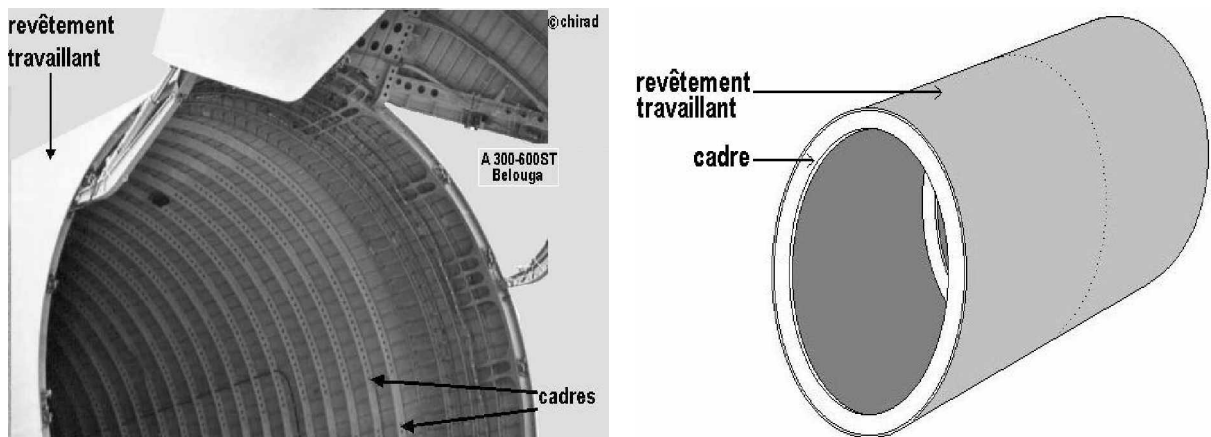


[\(Figure II-1\) Fuselage semi monocoque \(A330-200\)](#)

I-2-D-2/ Fuselage coque :

- Le fuselage coque est assimilable à la construction de caisson à âmes multiples (Fig2-2).
- Les longerons n'existent plus en tant que tels.
- Les couples fixés au revêtement travaillant, fortement raidis, encaissent la totalité des efforts répartis de flexion et de torsion.

Des couples forts sont placés aux endroits où se situent des efforts localisés

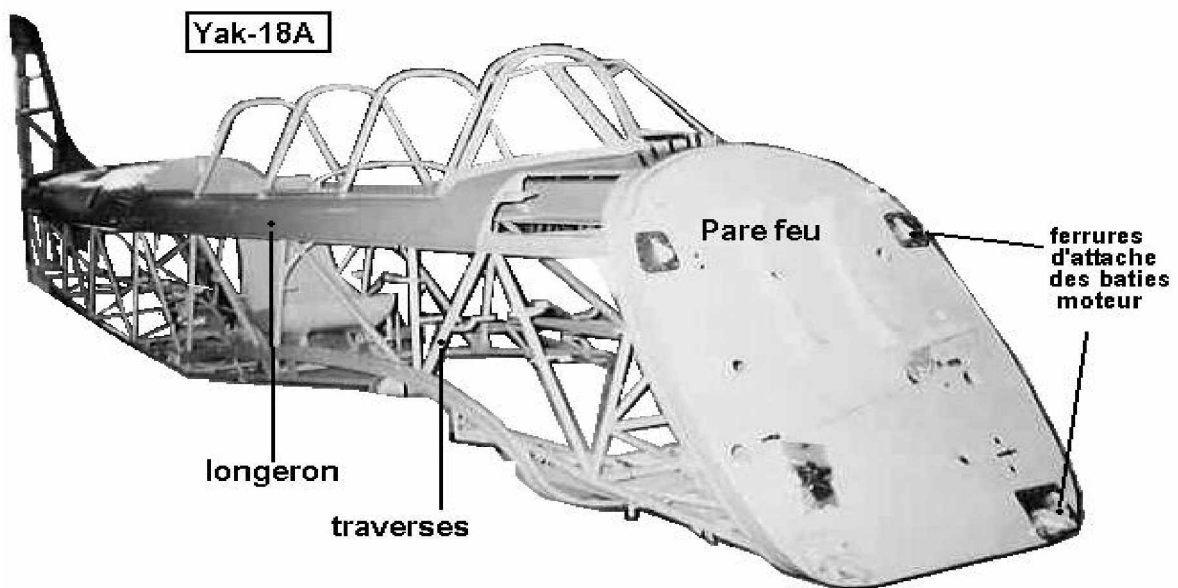


(Figure II-2) Fuselage coque

I-2-D-3/ Structure en treillis :

Dans cette structure on constitue un squelette du fuselage à l'aide généralement de tubes métalliques ou de poutres en bois.

- Les poutres traversant l'avion de la queue jusqu'au nez sont appelées longerons.
- L'ensemble est recouvert d'un revêtement non travaillant.
- Les autres sont appelées traverses. (Fig2-3).



(Figure II-3) Structure en treillis

CHAPITRE : III

-I- Analyse de fuselage central.

-II- Assemblage :

* Train d'atterrissage principal – fuselage.

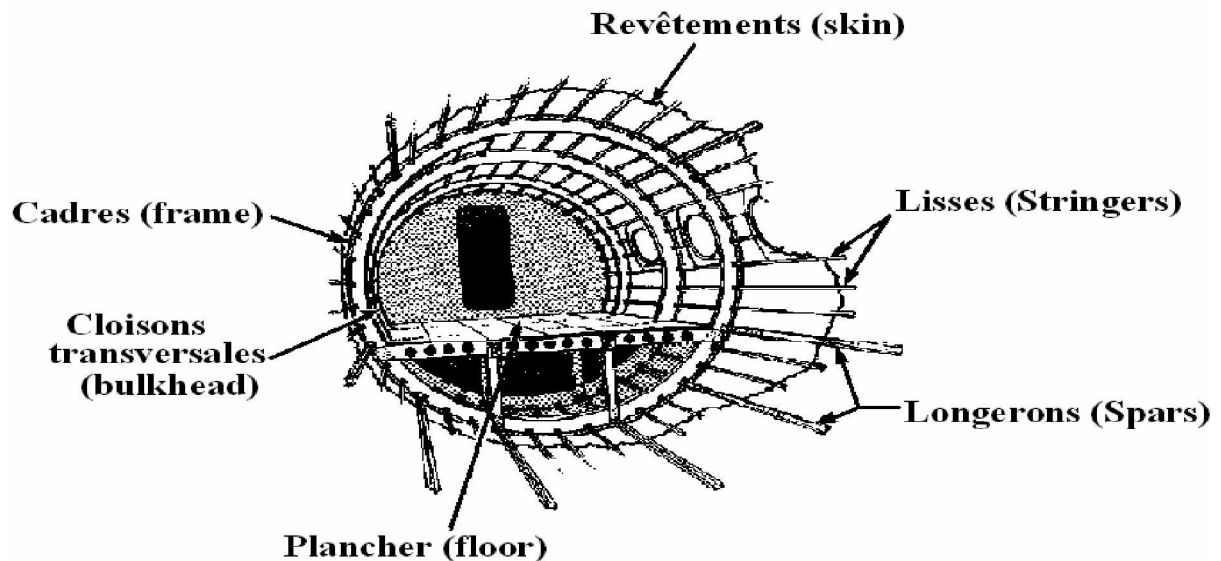
* voilure - fuselage.

-III- Les Ouvertures Sur le fuselage central
(Portes, hublots).

I- Analyse Du fuselage (semi – monocoque) :

Sur l'A330-200 le fuselage est de type semi monocoque, cette structure est étudiée par le constructeur de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques :

- 1- Assurer un écoulement correct de l'air, pour préserver l'efficacité des empennages.
- 2- Présenter une traînée minimale à incidence normale d'utilisation.
- 3- Avoir un volume assez grand pour loger les passagers et le fret.

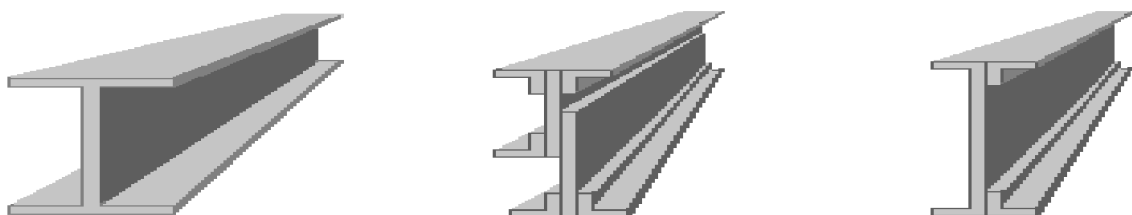


[\(Figure III-1\) Fuselage Semi - monocoque](#)

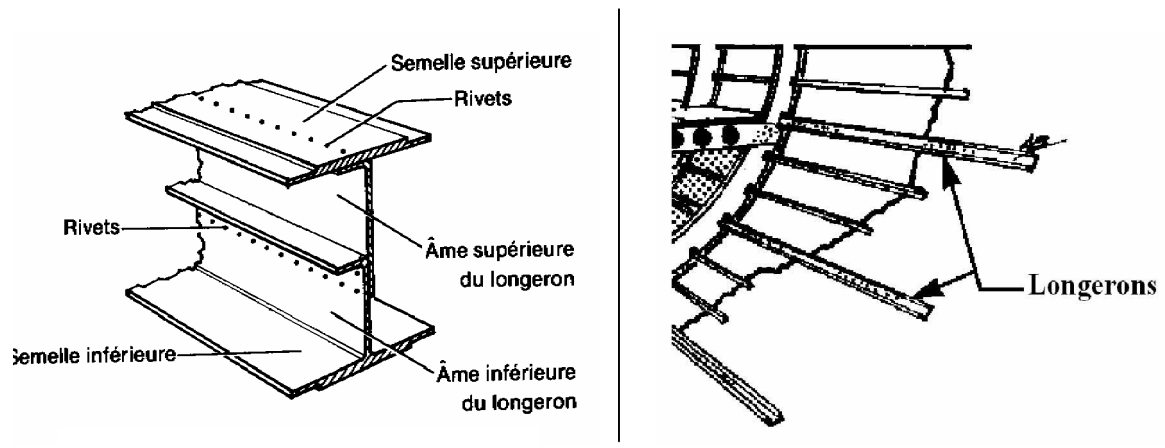
Dans notre travail Nous allons étudier la section 15/21 qui représente la partie centrale du fuselage. Les éléments constitutifs de ce tronçon sont :

I-1- Les longerons :

Les longerons sont les éléments longitudinaux qui supportent la majorité des charges appliquées sur le fuselage (Épine dorsale de fuselage), ils assurent aussi la jonction entre les cadres, On les trouve en Section de poutrelle en forme H ou I. Le Matériaux employés dans leur conception c'est : dural 2024 T3.



[\(Figure III-2\) Différents types des longerons](#)



(Figure III-3) Les éléments constitutifs de longeron

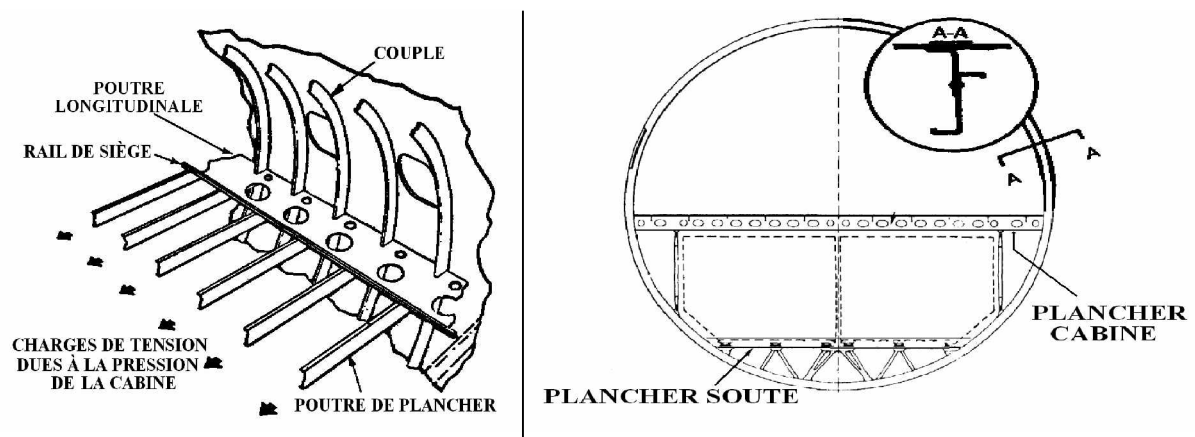
I-2- Les couples ou cadres :

Les couples sont les éléments circulaires qui donnent la forme au fuselage. Ils assurent la rigidité transversale et sont aussi rapprochés que possible. Ils sont numérotés par ordre croissant de l'avant vers l'arrière et ils sont rivetés avec les lisses et le revêtement.

* Les couples "forts" ou couples "principaux" encaissent les efforts concentrés dus par exemple :

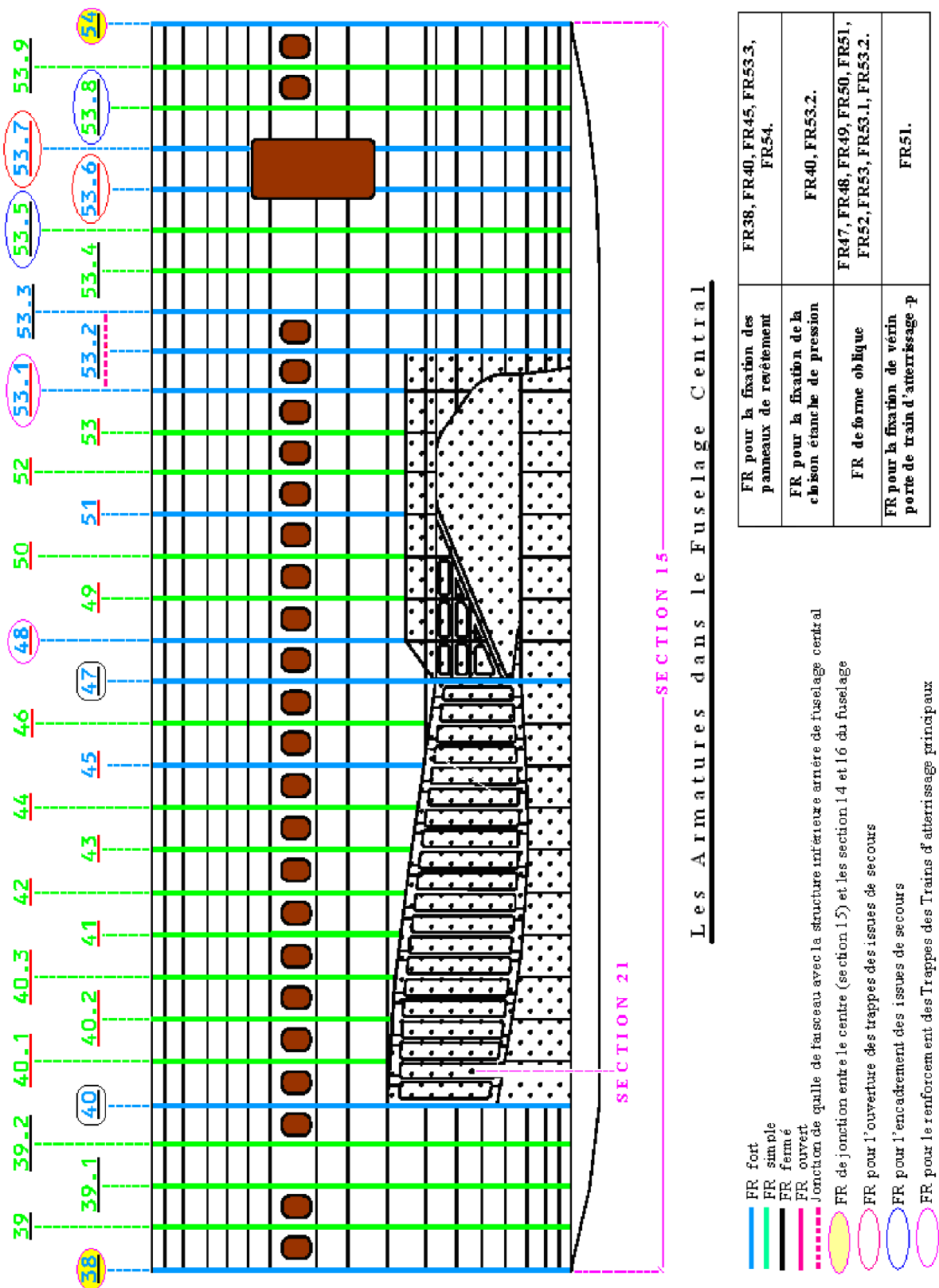
- aux limites des zones pressurisées.
- aux encadrements des ouvertures de trappe de sortie secoure.
- aux attaches de la voilure.
- aux logements de trains d'atterrissage principal.
- aux liaisons entre les tronçons de fuselage (sections 14-15 / 15-16), etc....

* Les couples standard sont généralement réalisés par pliage, et les couples forts par forgeage, le Matériau employé dans leur conception c'est le duralumin 2024 (alliage d'al).



(Figure III-4) Les Couples (emplacement)

Sur la figure qui suit on présenter la partition de c'est armatures (couples) tout de long de la section 15/21 (fuselage central) :



(Figure III-5) les couples dans la partie centrale du fuselage (section 15/21)

a- Armatures 38 jusqu'à 39.2 :

Ce sont quatre couples fermés. Les membres incurvés inférieurs soutiennent la structure de plancher de la soute avant. FR38 c'est un couple fort qui assure la jonction entre les sections de fuselage avant et central (section 14 et 15).

b- Armature 40 :

C'est un couple fort fermé. Le membre inférieur est une pièce du caisson central, cette armature forme aussi la cloison étanche avant de pression du fuselage central.

c- Armatures 40.1 jusqu'à 46 :

Ce sont neuf couples ouvertes qui sont fixées sur le caisson central par des garnitures de continuité d'armature sur les nervures gauches et droites (section 21). Le FR45 est un couple fort qui assure la fixation des panneaux de revêtements.

d- Armature 47 :

C'est un couple fort. Le membre incurvé supérieur est attaché à l'armature principale arrière du caisson central, il assure aussi l'attachement des panneaux de revêtements.

e- Armatures 48 jusqu'à 53.1 :

Ce sont sept couples ouvertes attachés au plancher latéral de pression par les garnitures externes d'armature, le FR48 et FR53.1 ce sont des couples forts de forme obliques qui renforcent les trappes des trains d'atterrissage principaux. Les armatures obliques avant s'étendent de FR47 jusqu'au FR51, les armatures obliques arrière s'étendent de FR53 jusqu'au FR53.2.

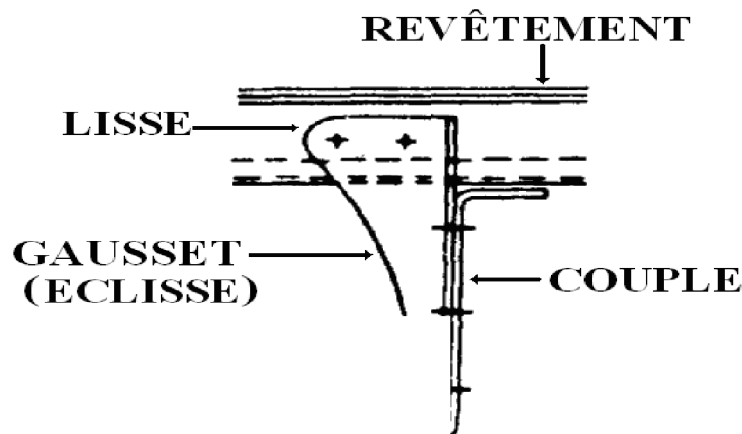
f- Armature 53.2 :

C'est un couple fort, fermé. Le membre inférieur est intégral avec la cloison étanche arrière de pressurisation de train d'atterrissage, il joint la quille de faisceau à la structure inférieure arrière.

g- Armatures 53.3 jusqu'à 54 :

Ce sont six armatures fermés et deux couples forts ouvertes (FR53.6 et FR53.7) pour les ouvertures des trappes des issues de secours. Le FR53.5 et FR53.8 ce sont aussi des couples forts pour l'encadrement de ses ouvertures. Les membres inférieurs de toutes ces

armatures soutiennent la structure de plancher soute. Le FR54 assure la jonction entre le centre et les sections de fuselage arrière (section15 et 16).



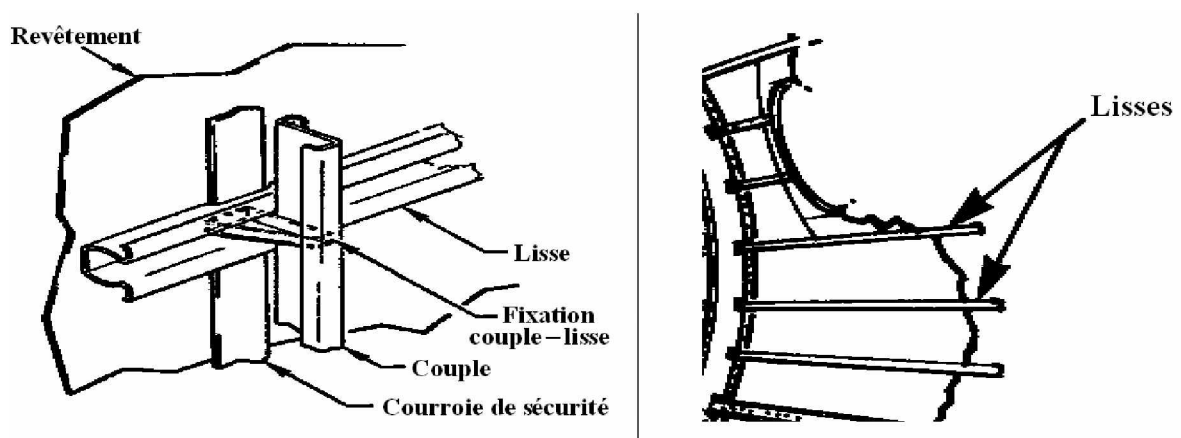
(Figure III-6) Les Couples (fixation)

I-3- Les lisses :

Les lisses sont les éléments longitudinaux raidisseurs du revêtement. Leur nombre est variable d'un avion à un autre, sur l'A330-200 égale à (110, 54 à gauche et 54 à droite + 2). Elles sont fixées aux couples par des éclisses rivées. Tandis que leurs fixations au revêtement sont faite selon deux modes :

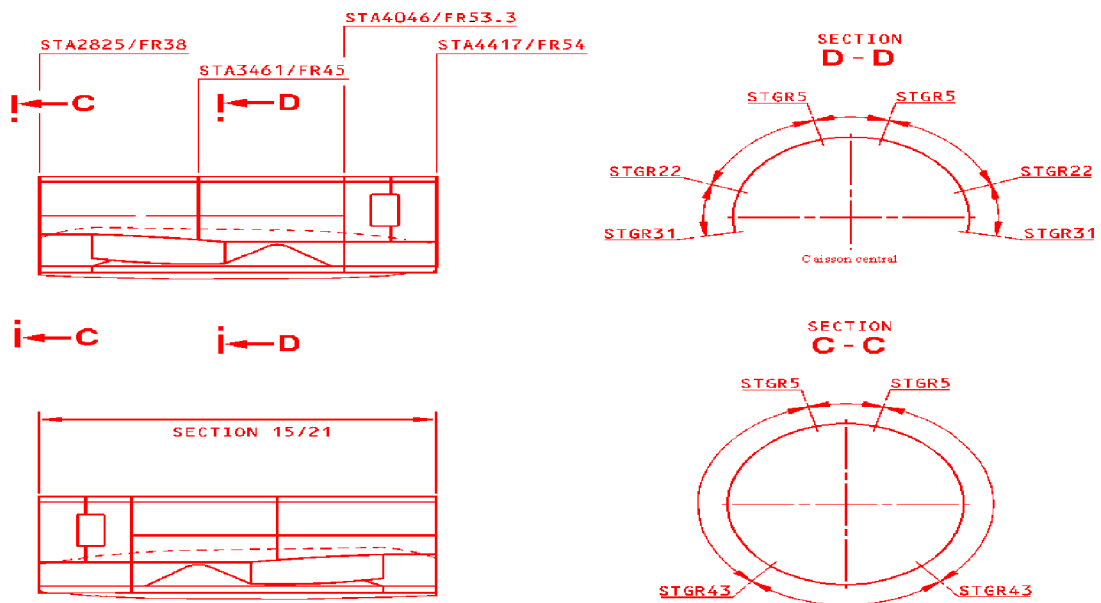
- par collage dans les zones de faibles contraintes (à chaud).
- par rivetage dans les zones de fortes contraintes ou dans les zones soumises à la corrosion (partie inférieure du fuselage).

Les matériaux de conception de ses éléments (les lisses) sont : le Duralumin 2024 dans la partie supérieure (là ou il y a la traction) et le Zicral 7075 dans la partie inférieure (là ou il y a la compression).



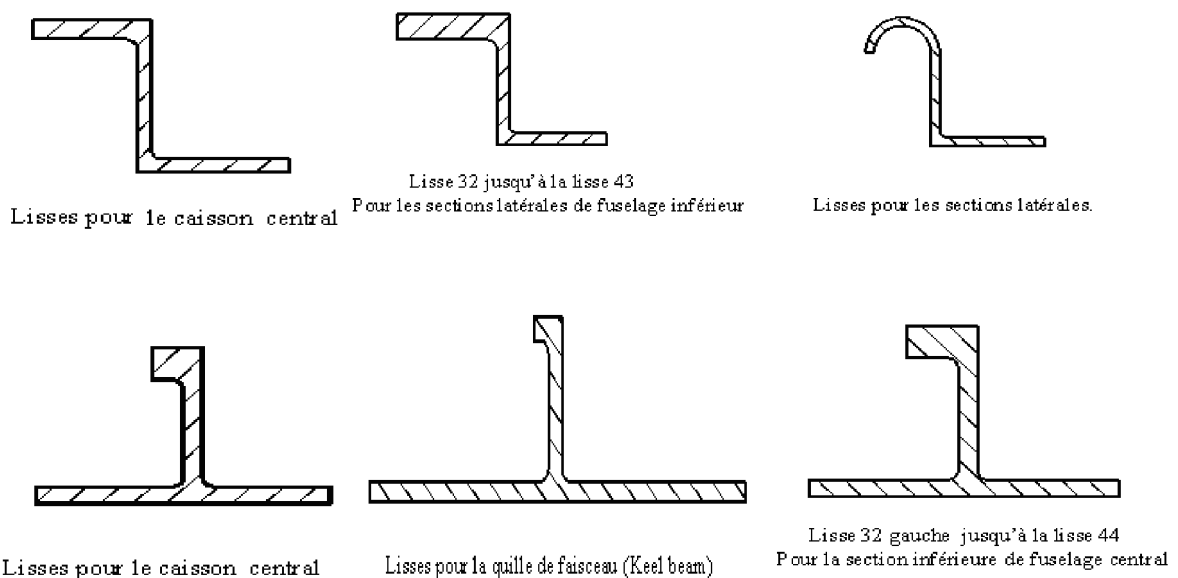
(Figure III-7) Fixation et emplacement des lisses

Sur l'A330-200, les lisses sont arrangées comme nous le montre la figure suivante :



(Figure III-8) les lisses (section 15/21)

Les lisses sont faites dans plusieurs formes, chaque une et faite pour un emplacement bien spécifié.



(Figure III-9) Formes des lisses employées en A330-200 (section 15/21)

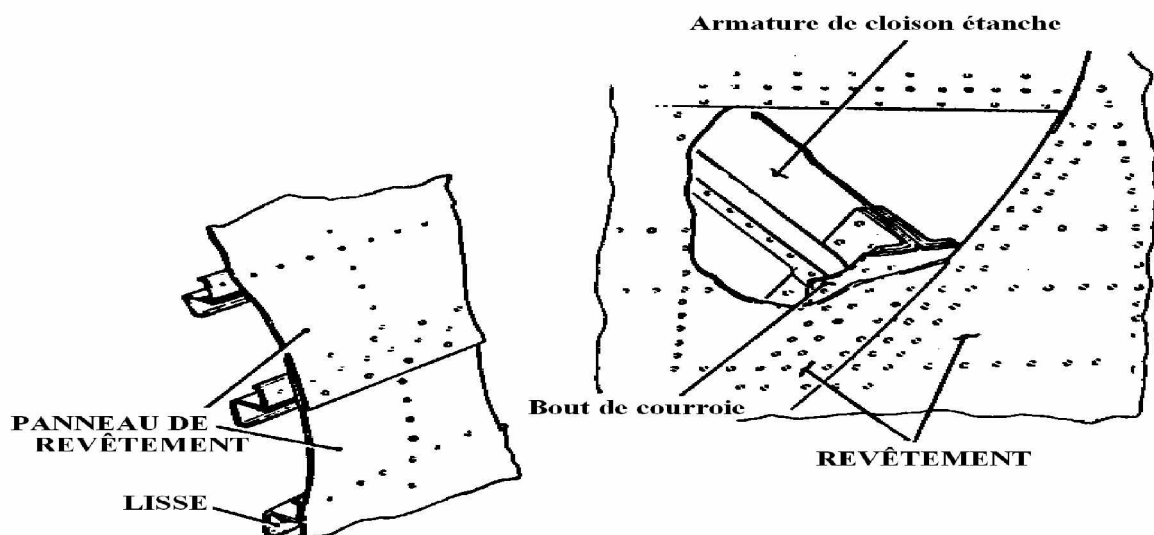
I-4- Le revêtement :

Le revêtement est un revêtement travaillant, constitué en général par des panneaux qui se prolongent sur la longueur entière du fuselage central. Elles sont assemblées par rivetage, collage sur les couples. Elles sont faites à partir de :

- * Duralumin AU4G1 (dans la partie supérieure zone 200) 2024 – T3.
- * Zicral AZ5GU (dans la partie inférieure zone 100) 7075 – T6.

Sur A330-200 des plaques de titane renforcent la jonction des plaques de revêtement et évitent la propagation des criques. La figure qui suit montre la partition des panneaux de revêtement sur la zone 200 du fuselage central.

Remarque : l'épaisseur des panneaux de revêtements se varie selon les contraintes.



(Figure III-10) Revêtement

I-4-A/ Zone 100 (section haute de fuselage) :

a- Du FR38 jusqu'à FR45 :

Dans cette partie on trouve : Un panneau supérieur entre STGR5 gauche et STGR5 droite, Deux panneaux latéraux supérieurs entre STGR5 et STGR13 (un de chaque côté symétriquement), Deux panneaux latéraux centraux entre STGR13 et STGR22 (un de chaque côté symétriquement) qui ont des ouvertures pour 11 hublots. Deux panneaux latéraux inférieurs (un de chaque côté symétriquement) coupés comme suit :

*entre FR38 et FR40 de STGR22 à STGR30,

*entre FR40 et FR45 : le panneau est coupé pour être adapté à la structure du caisson central.

b- Du FR45 jusqu'à FR53.3 :

Dans cette partie on trouve : Un panneau supérieur entre le STGR5 gauche et le STGR5 droite, deux panneaux latéraux supérieurs entre STGR5 et STGR13 (un de chaque côté symétriquement), Deux panneaux latéraux centraux entre STGR13 et STGR22 (un de chaque côté symétriquement) qui ont des ouvertures pour 11 hublots. Deux panneaux latéraux inférieurs entre STGR22 et STGR31 (un de chaque côté symétriquement).

c- Du FR53.3 jusqu'à FR54 :

Dans cette partie on trouve ; Un panneau supérieur entre le STGR5 gauche et le STGR5 droite, Quatre panneaux latéraux verticaux (deux de chaque côté symétriquement) de STGR5 à STGR31. Ces panneaux ont des ouvertures pour des hublots et des sorties de secours.

I-4-B/ Zone 200 (section basse du de fuselage) :

a- Du FR38 jusqu'à FR40 :

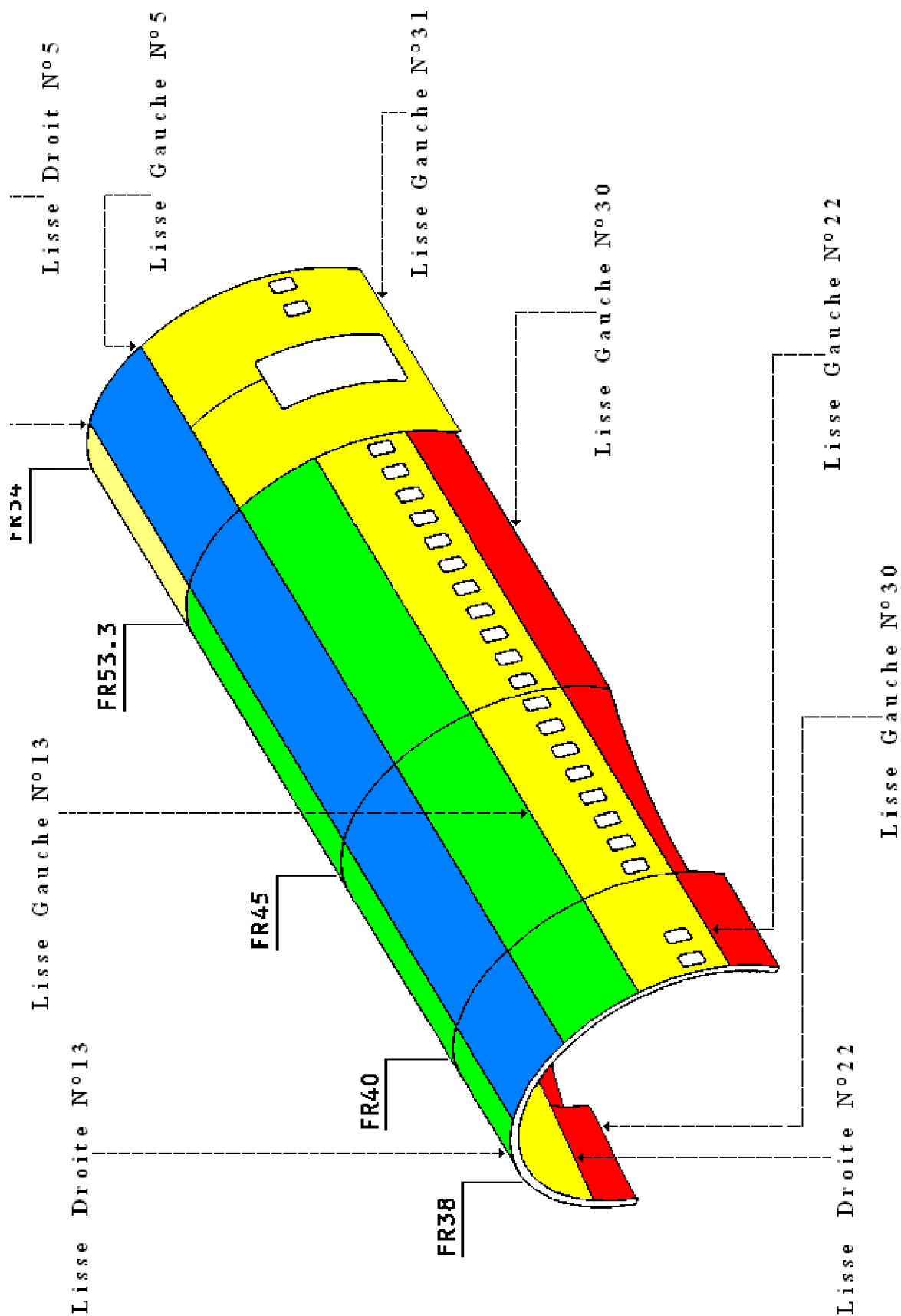
Cette partie inclut ; Deux panneaux de STGR30 jusqu'au STGR40 (un de chaque côté symétriquement), Un panneau entre STGR40 gauche et STGR40 droite.

b- Du FR40 jusqu'à FR53.3 :

Dans cette partie La quille de faisceau est considéré comme un panneau de revêtement, elle fait partie du revêtement inférieur du fuselage. Il y a également Deux panneaux latéraux inférieurs arrière (un de chaque côté symétriquement) entourent les ouvertures du train d'atterrissage située a l'arrière du caisson central.

c- Du FR53.3 jusqu'à FR54 :

Cette partie inclut ; Deux panneaux entre STGR31 et STGR43 (un de chaque côté symétriquement), Un panneau entre le STGR43 droite et le STGR54 droite et un autre panneau entre le STGR43 gauche et le STGR54 gauche.



(Figure III-11) Les panneaux de revêtement dans la section haute du fuselage central (section 15/21)

Le Tableau suivant montre la partition des panneaux de revêtement du fuselage central (section 15/21) :

<i>ARTICLE</i>	<i>NOMENCLATURE</i>	<i>POSITION</i>	
		<i>COUPLE</i>	<i>LISSE</i>
1	Panneau de revêtement supérieur.	FR38-FR53.3, STGR5-STGR5	
2	Panneau de revêtement (Gauche et droit).	FR38-FR53.3, STGR5-STGR22	
		FR38-FR45, STGR22-STGR30	
		FR45-FR53.3, STGR22-STGR31	
3	Panneau de revêtement inférieur (Gauche et droit).	FR38-FR40, STGR30-STGR40	
4	Panneau de revêtement inférieur.	FR38-FR53.3, STGR40-STGR40	
5	Panneau de revêtement (Gauche et droit).	FR53.3-FR54, STGR5-STGR31	
6	Panneau de revêtement inférieur (Gauche et droit).	FR53.3-FR54, STGR31-STGR44	
		FR53.3-FR54, STGR44-STGR54	

Tableau III-1: Partitions des panneaux de revêtement

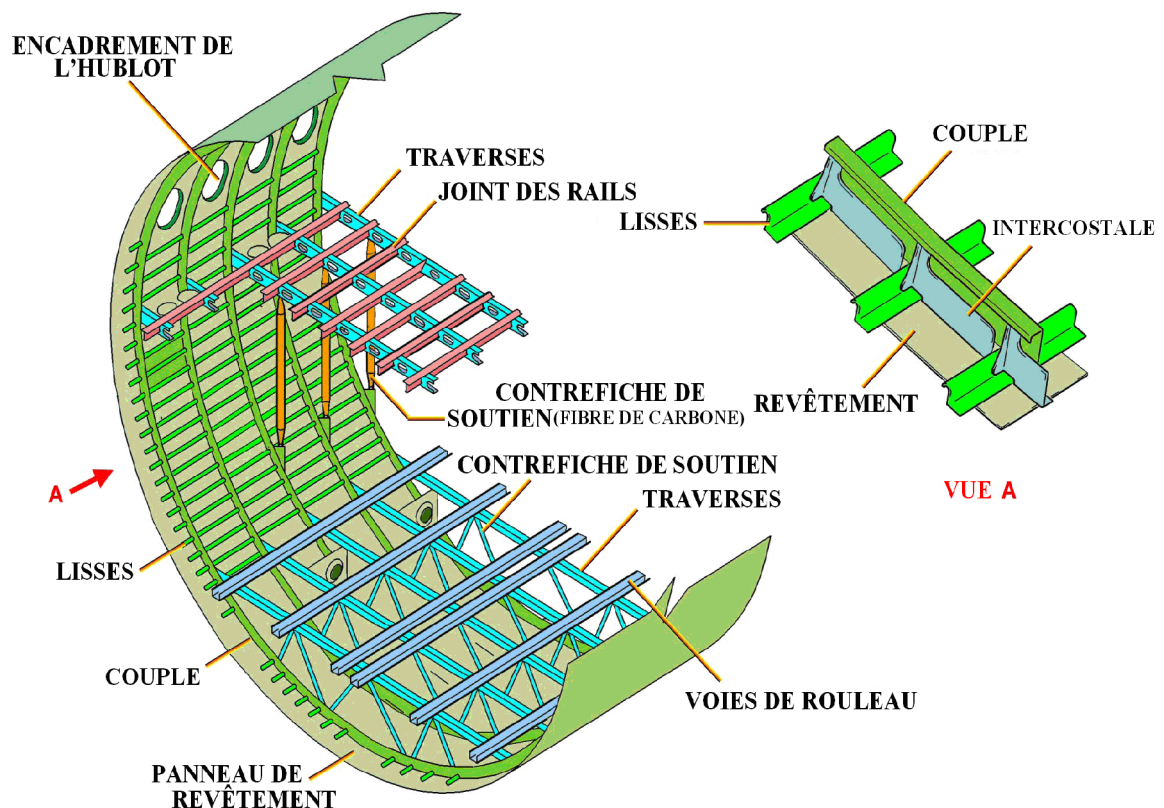
I-5- Plancher cabine:

Le plancher cabine est réalisé par des poutres transversales rivetés aux couples et raidies par des bielles de plancher. Il assure la rigidité transversale.

Il est situé au 1/3 de la hauteur du fuselage, les rails de plancher sont fixés aux poutres transversales. Le plancher supporte les charges de la cabine et il équilibre les efforts de traction dus à la pressurisation.

La structure du plancher soute a des traverses attachées aux armatures (couples), il est soutenu par des contrefiches qui sont attachés aux traverses et aux armatures.

* Les deux structures de plancher (cabine et soute) sont fait en alliage d'aluminium 7075 -T6.



(Figure III-12) Plancher cabine (section 15/21)

I-5-a/ Entre FR38 et FR40 et entre FR53.3 et FR54 :

Dans cette partie de fuselage, la structure de plancher se compose essentiellement par des traverses faites en alliage d'aluminium et des rails de siège fixés sur ses dernières.

I-5-b/ Sur le Caisson Central :

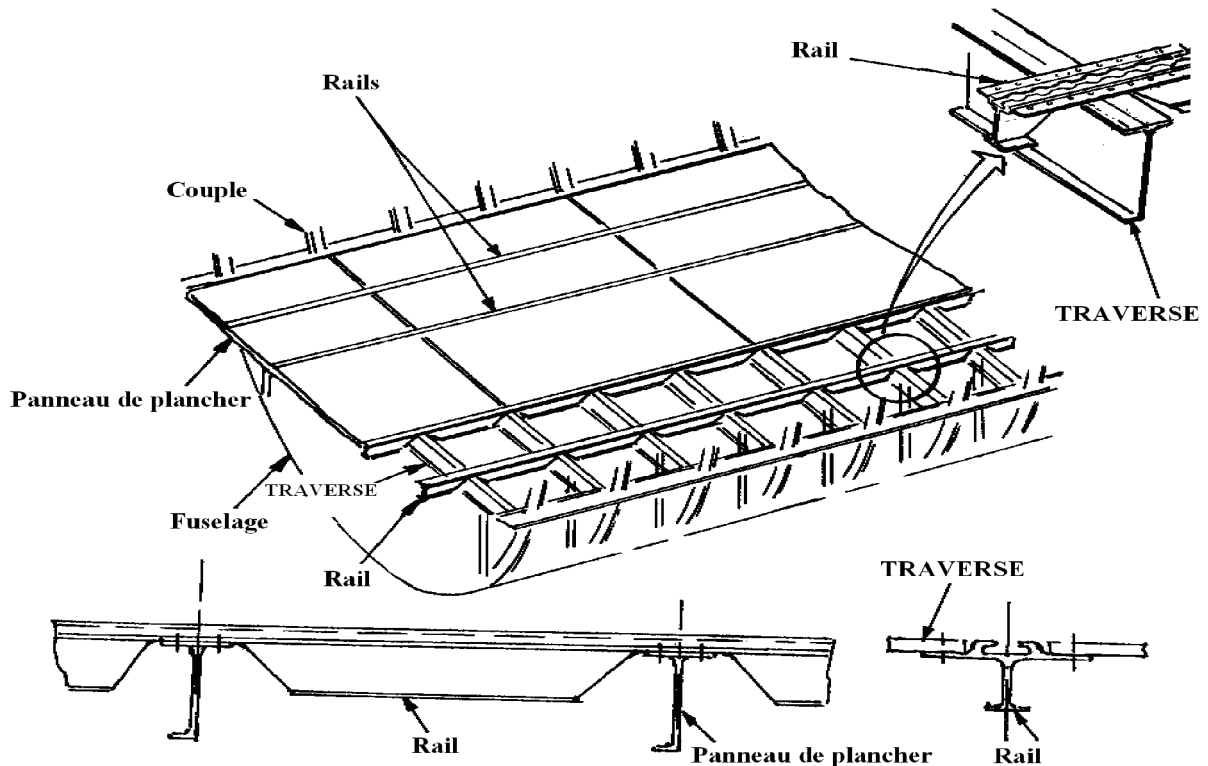
Les poutres longitudinales sont installées sur l'extrados du caisson central. Sur ces poutres, les contrefiches de soutien tiennent les rails de siège.

I-5-c/ Au-dessus de du compartiment des trains d'atterrissage (p) :

Sur l'extrados des trains d'atterrissages principaux, les contrefiches de soutien tiennent les rails des sièges et la structure de soutien de plancher au-dessus des faisceaux longitudinaux.

I-6- Les Traverses et Les Rails des sièges :

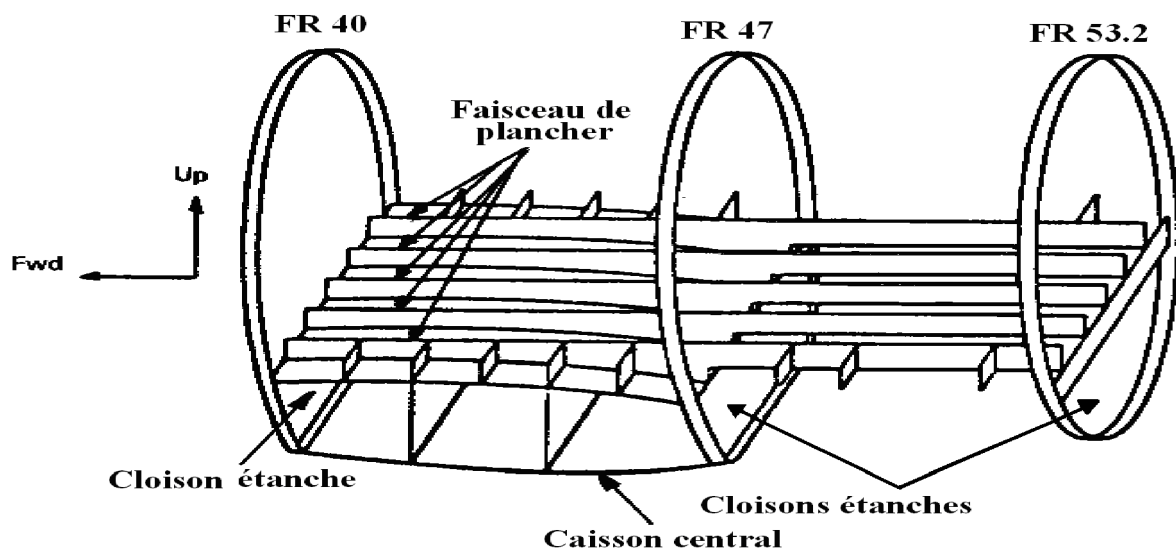
Les Rails et les panneaux de plancher sont fixés aux traverses. Elles sont faites d'alliage d'aluminium. (Les sièges sont fixés aux Rails).



(Figure III-13) Les Rail "emplacement et fixation"

I-7- Cloisons étanches "Bulkhead" de pressurisation :

Les cloisons étanches de pression sont intégrales avec les membres inférieurs de FR40 et de FR53.2. Le matériaux utiliser pour leur conception est le : 2024 – T3.



(Figure III-14) cloisons étanches de pression "emplacement"

I-7-a/ Cloison étanche avant FR40 de pression :

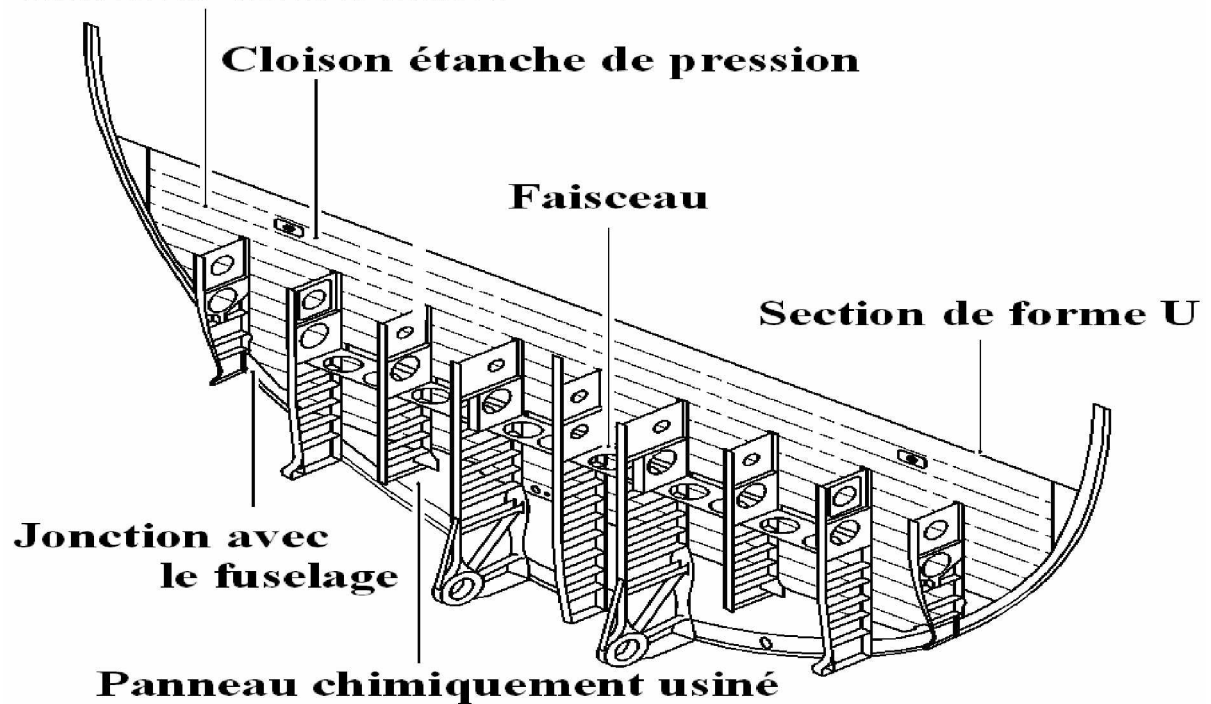
La structure de cloison étanche de pression est soutenu par des renforts verticaux, sont revêtement est fait en panneaux d'aluminium.

La cloison étanche avant de pression est intégrale avec le caisson central.

I-7-b/ Cloison étanche arrière FR53.2 de pression :

Le revêtement de cloison étanche de pression est fait en panneau d'aluminium plaqué et usiné mécaniquement. Les faisceaux verticaux sont usinés et les renforts horizontaux renforcent la cloison étanche de pression.

Renforts horizontaux



(Figure III-15) Cloisons étanches de pression (section 15/21)

II- Les Assemblages avec le fuselage central :

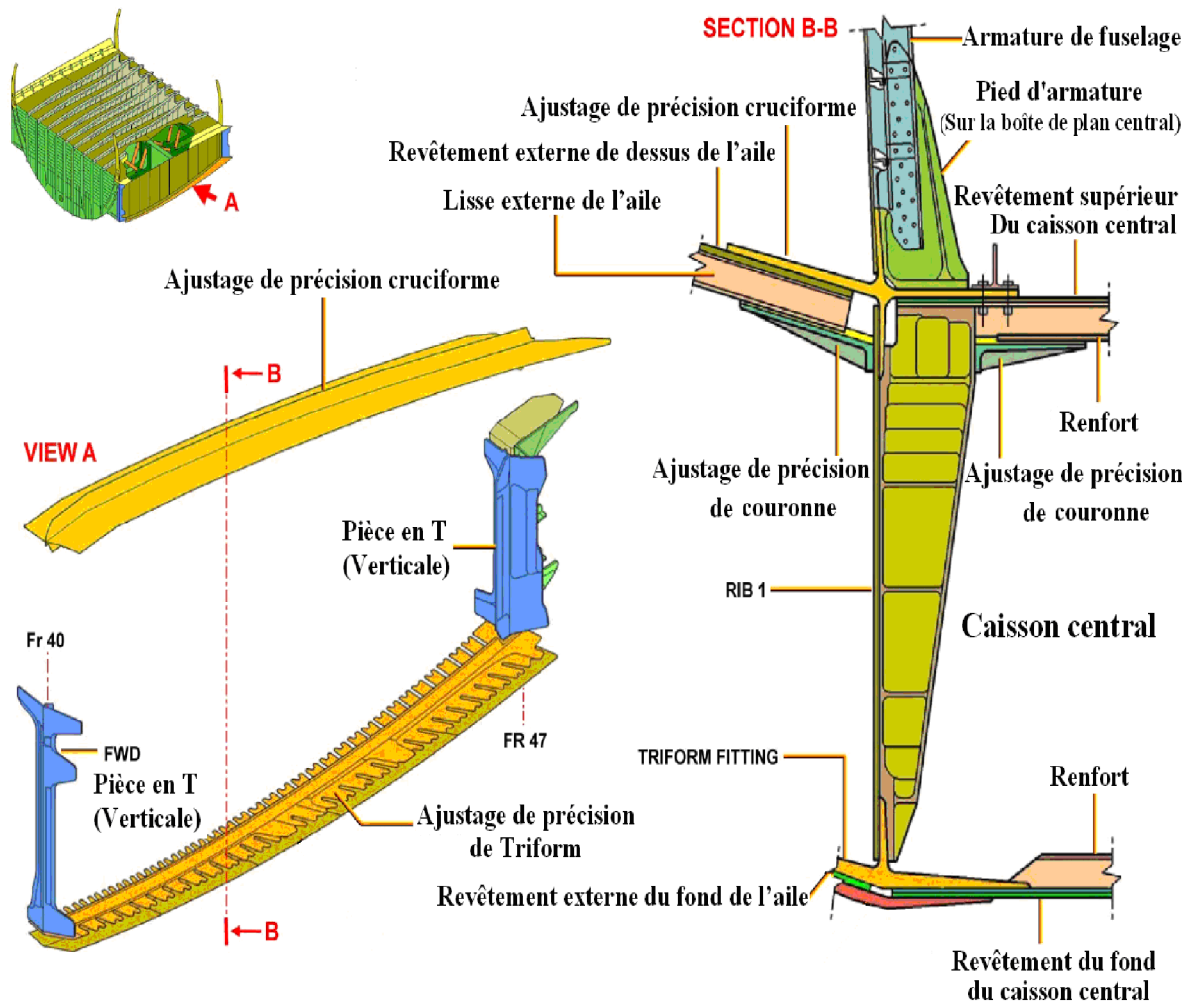
II-1- Assemblage FUSELAGE – AILE “caisson central” :

Les structures des ailes sont reliées avec le caisson central à la nervure 1 (gauche et droite). Un ajustage de précision cruciforme supérieur fait la jonction entre :

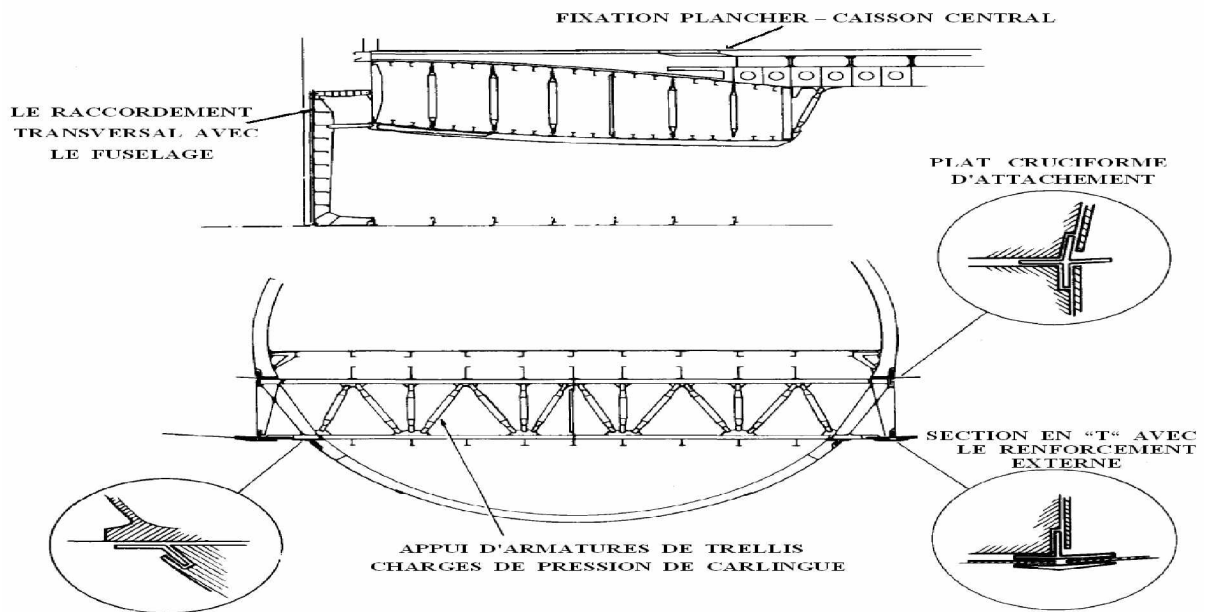
- Le caisson central et la structure des ailes (complètent des panneaux de revêtement).
- Le fuselage et la nervure 1 (gauche et droite).

Un ajustage de précision inférieur de Triform fait la jonction entre :

- les panneaux de caisson central.
- les panneaux de revêtements externes du fond de l'aile et la nervure 1.



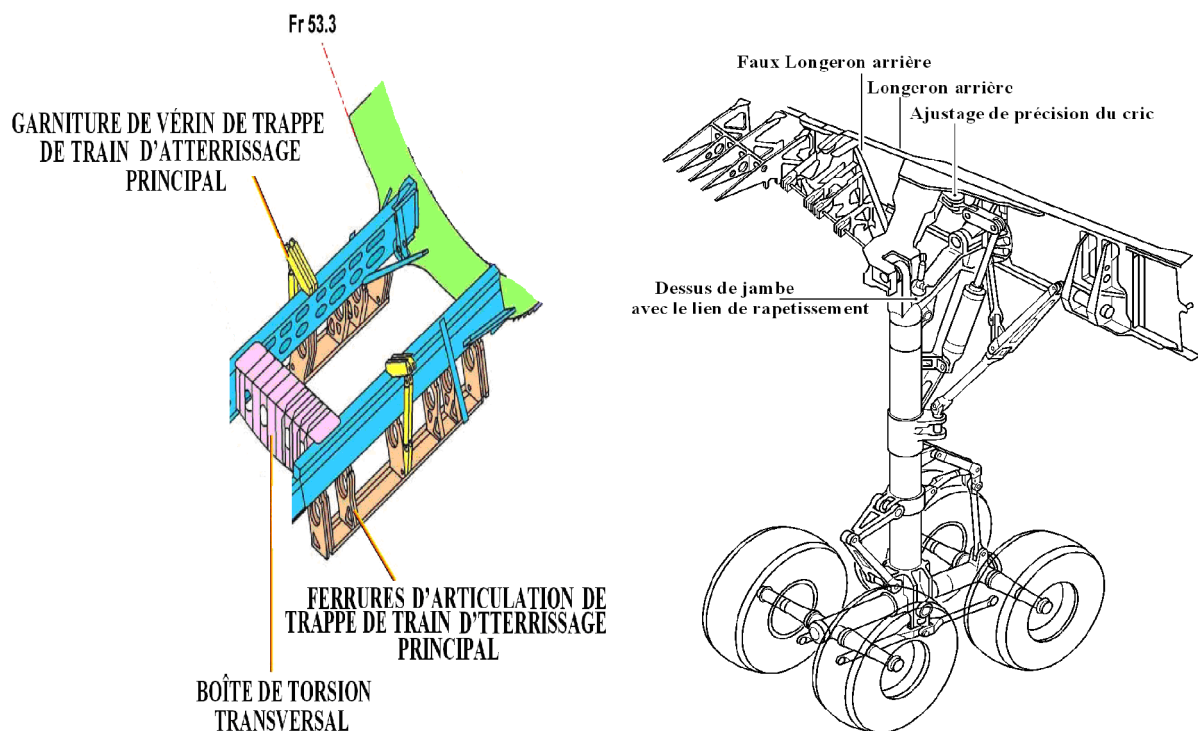
(Figure III-16) Attache Fuselage - Aile (section 15/21)



(Figure III-17) Attache Fuselage - Aile (section 15/21)

II-2- Assemblage FUSELAGE – TRAINS D'atterrissage principaux :

Dans l'A330-200 le train d'atterrissage est logé dans le fuselage (train principal), les couples sont reliés entre eux par des lisses renforcées. Et constituent avec le plancher un double caisson symétrique, les parois latérales reçoivent les chapes d'articulation des trains.



(Figure III-18) Attache Fuselage – Trains d'atterrissage principaux

III- Les Ouvertures Sur le fuselage central (portes, hublots) :

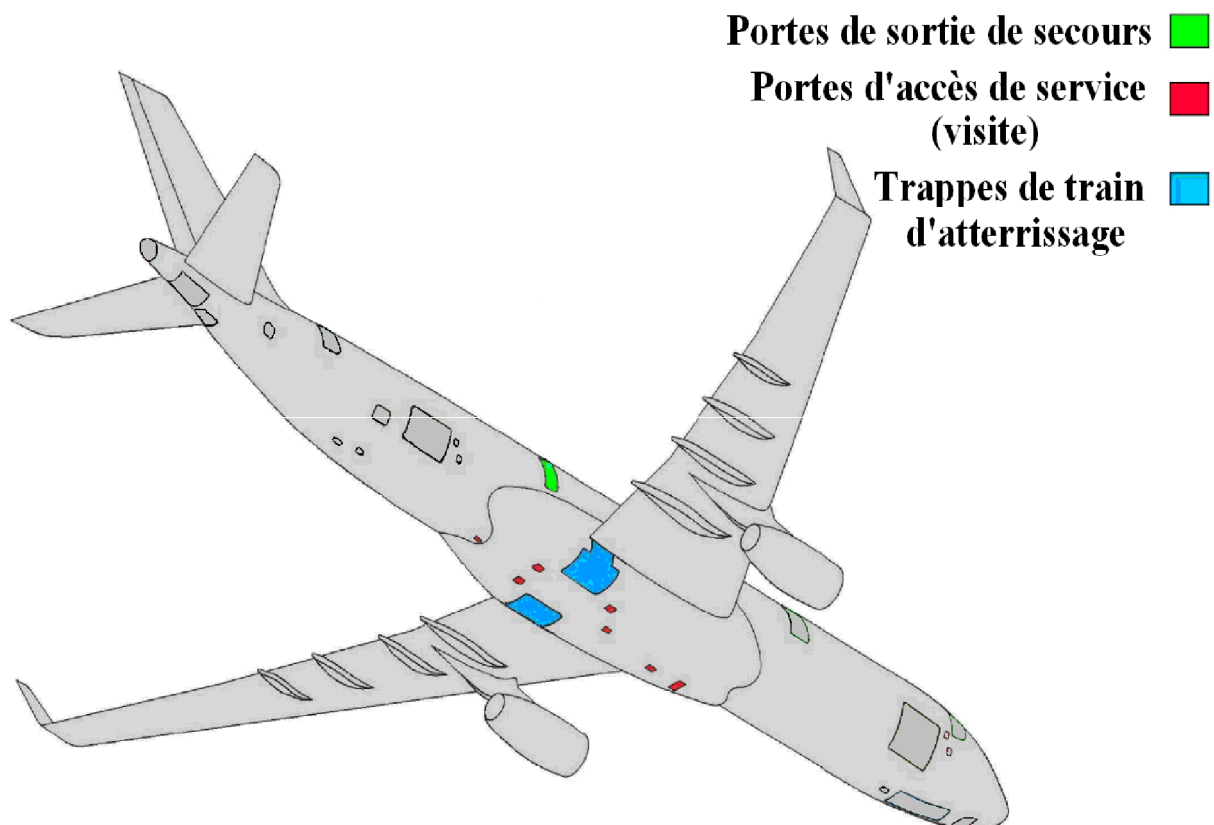
III-1- Les portes :

Les portes sont installées dans l'avion pour donner l'accès aux différents compartiments. Chaque porte a une fonction spéciale, sur le fuselage central on trouve :

- issues de secours pour les passagers.
- portes qui sont employées pour l'entretien (les visites).
- Trappe du train d'atterrissage principal.

Toutes les portes externes sont en conformité avec le fuselage quand elles sont fermées, on peut les actionnées mécaniquement ou hydrauliquement.

Le fuselage central à deux portes (issues) de secours, deux trappe pour la sortie des trains d'atterrissage principal et des portes (accès) de visite et d'entretien.

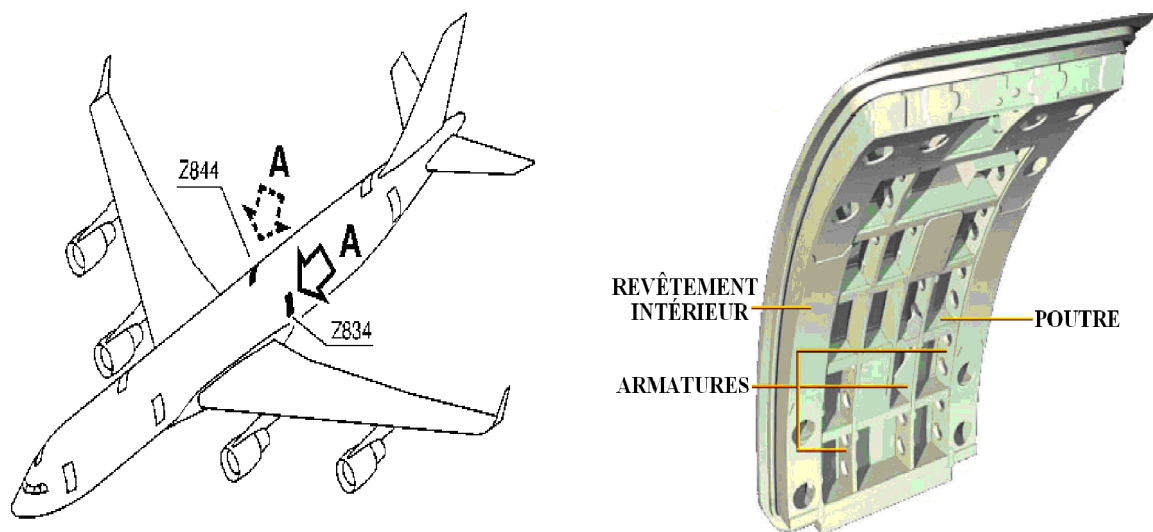


(Figure III-19) Les Ouvertures Sur le Fuselage Central

III-1-a/ Les issues de secours :

Le fuselage central à deux portes de sortie de secours le couple 53.6 et le couple 53.7, une de chaque côté de la carlingue. Elles s'appellent la porte 3L (Z834) et la porte 3R (Z844) de type I (0.61 m (24 in)) X (1.66 m (65 in)).

Elles sont employées pour l'évacuation des passagers et de l'équipage en cas d'urgence seulement. On peut les actionner de l'intérieur et de l'extérieur de l'avion. Les issues de secours possèdent un système d'évacuation dans la partie la plus inférieure de la porte (glissière).

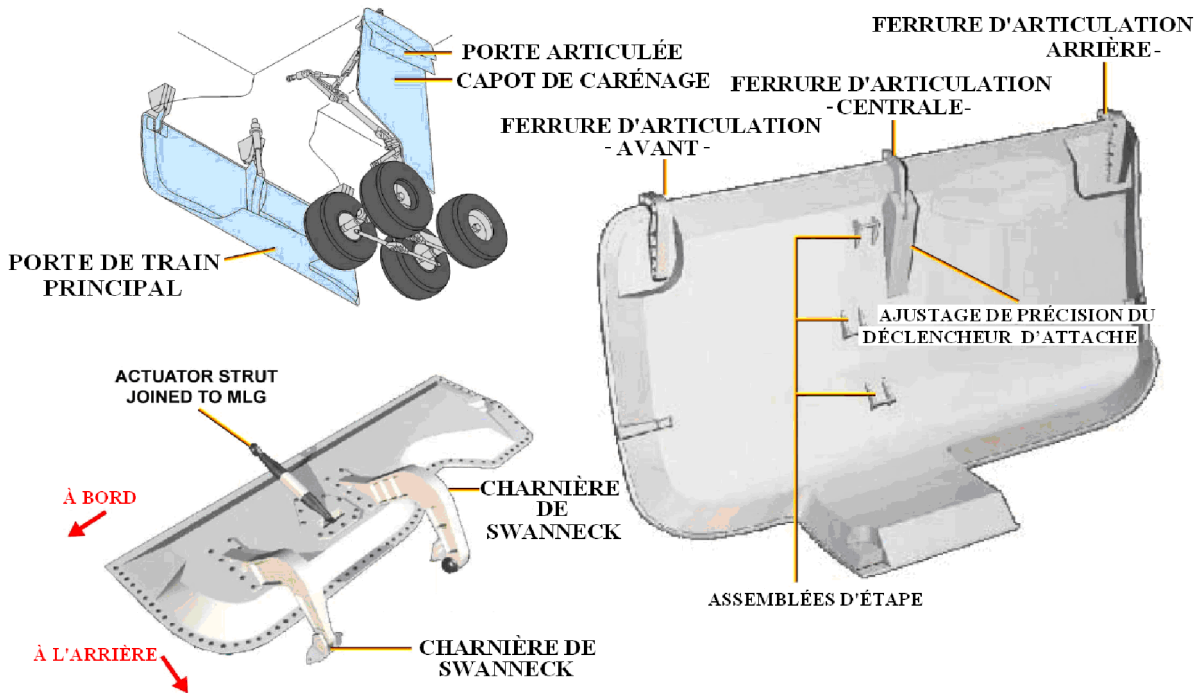


[\(Figure III-20\) Issue de secours](#)

III-1-b/ Trappes des trains d'atterrissage principaux :

On trouve aussi sur cette partie du fuselage (section 15/21) Les trappes des trains d'atterrissage principaux, placés entre le FR 47 et FR 53.2, faites à partir de la structure sandwich à CFRP avec des noyaux de nid d'abeilles et elles se divisent en trois parties :

- une porte principale, hydrauliquement actionnée et articulée à la quille du faisceau de fuselage.
- un capot de carénage fixé à la jambe.
- une petite porte articulée à la structure d'aile dans le voisinage de l'extrémité supérieure de la jambe principale (porte articulée).

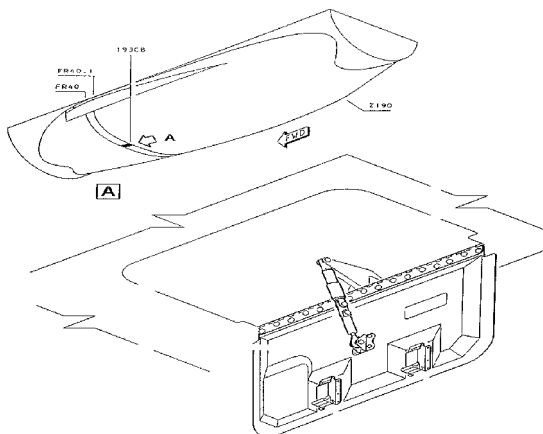


(Figure III-21) Trappe du Train D'atterrissage Principal

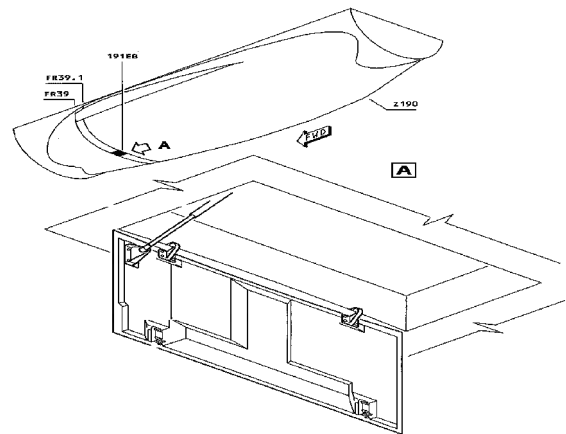
III-1-c/ Porte d'accès de service (visite) :

Sur le fuselage central on trouve des portes d'accès installées dans l'avion pour permettre l'inspection de la structure et pour donner l'accès à l'entretien et des portes de service sont installées dans le fuselage pour obtenir l'accès à l'entretien des systèmes.

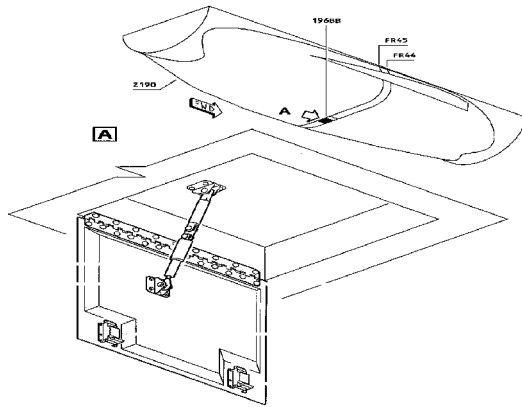
-Toutes les portes d'accès et de service sont actionnées manuellement.



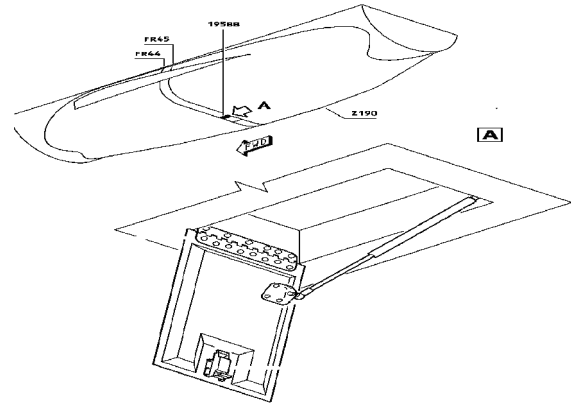
- 1 -



- 2 -



- 3 -



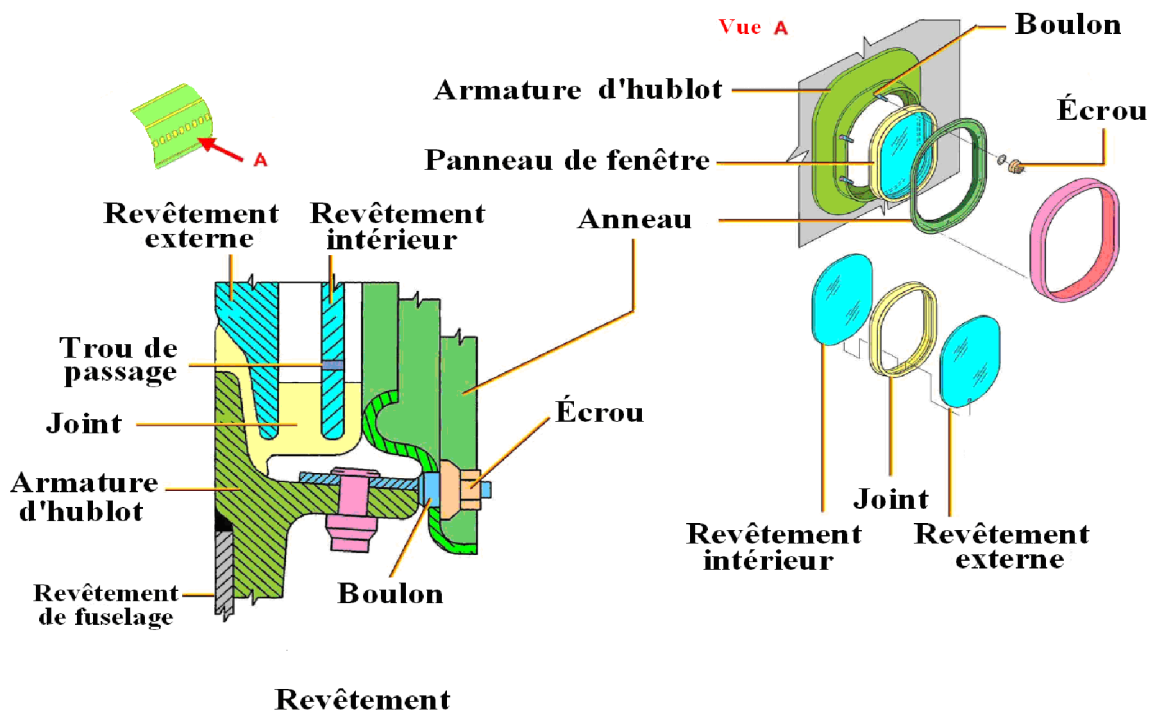
- 4 -

[\(Figure III-22\) Trappes d'Accès du service \(visite\)](#)

III-2- Les Hublots :

Ce sont des ouvertures installées entre les armatures FR38 et FR54, elles sont alignées avec le revêtement du fuselage.

Chaque panneau de hublot a un revêtement intérieur et un revêtement externe fait à partir de la résine acrylique, Il y a aussi un petit trou (trou de passage) dans la partie inférieure du revêtement intérieur.



[\(Figure III-23\) Les hublots](#)

CHAPITRE : IV

-I- Les différents types de maintenance.

-II- les Matériaux Aéronautique.

-III- Classification des dommages

“section 15/21”.

III- Classification des dommages "section 15/21" :

III-1- Introduction :

Le terme '**dommage**' inclut n'importe quel type de déformation permanente ou altération à n'importe quelle section transversale d'un composant structural. Chaque déformation ou altération résulte de plusieurs causes, ce qui peut être généralement classé par catégorie en quatre groupes principaux (Tableau 4-1) :

- * Action mécanique (Groupe A).
- * Réaction chimique ou électrochimique (Groupe B).
- * Action thermique ou cycle (Groupe C).
- * Caractéristiques métallurgiques inhérentes (Groupe D).

III-3- Catégories des dommages :

Après le nettoyage et l'investigation des dommages on peut les classés dans les catégories suivantes, on tenant compte de l'endroit des dommages :

III-3-A/ Dommage Reparable:

C'est des dommages classés en tant que '**Allowable Damage**' (qui n'affecte pas l'intégrité structurale et ne diminue pas la fonction d'un composant), qui exige une réparation.

Les dommages qui dépassent les limites 'Allowable Damage' peuvent être réparé en coupant l'aire endommagée du composant structural et insérant ou attachant une pièce de renforcement.

III-3-B/ Damages Non Reparable

C'est des dommages qui ne peuvent pas être réparés où le remplacement du composant complet est recommandé car :

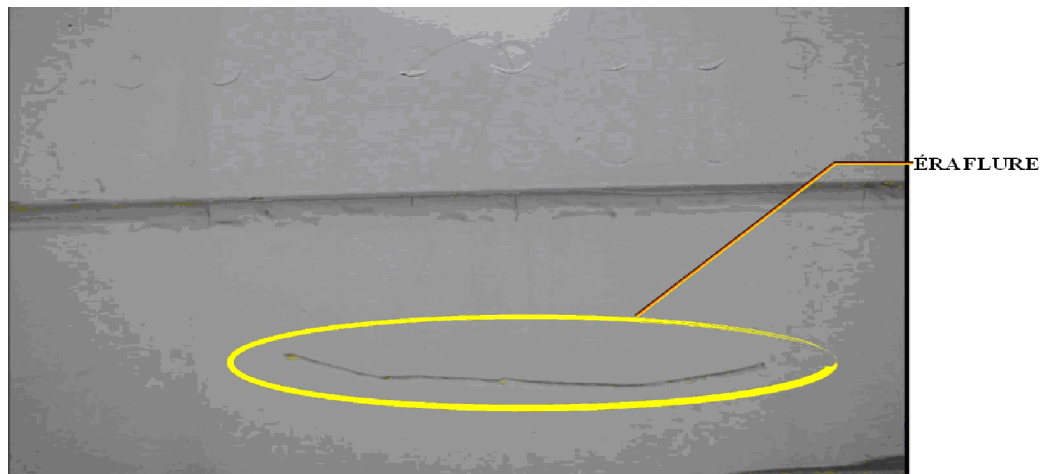
- 1- Soit la réparation n'est pas pratique.
- 2- Ou pour l'économie (le coût de réparation est plus grand que le coût de la pièce).

III-4- Différents types de dommages :

Les différents types de dommages probables dans la section 15/21 sont :

a- Éraflure "Scratch" :

Une éraflure est un dommage linéaire de n'importe quelle profondeur et longueur dans le matériau, qui cause un changement de la section de la surface (un objet pointu le cause habituellement).

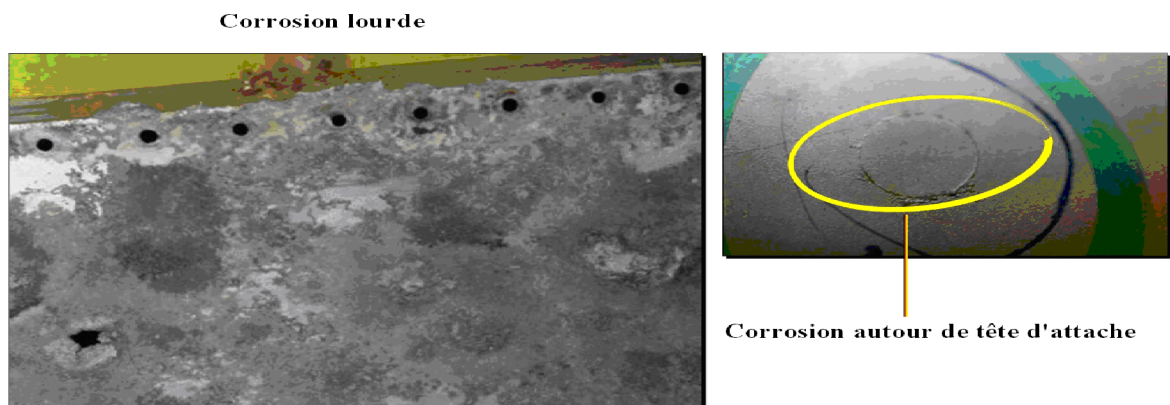


(Figure IV-1) Type de dommage "Éraflure"

b- Corrosion :

La Corrosion est la destruction du métal par effet chimique ou électrochimique. Les différents types de corrosion qui peuvent se produire sur la section 15/21 (sur l'avion) sont :

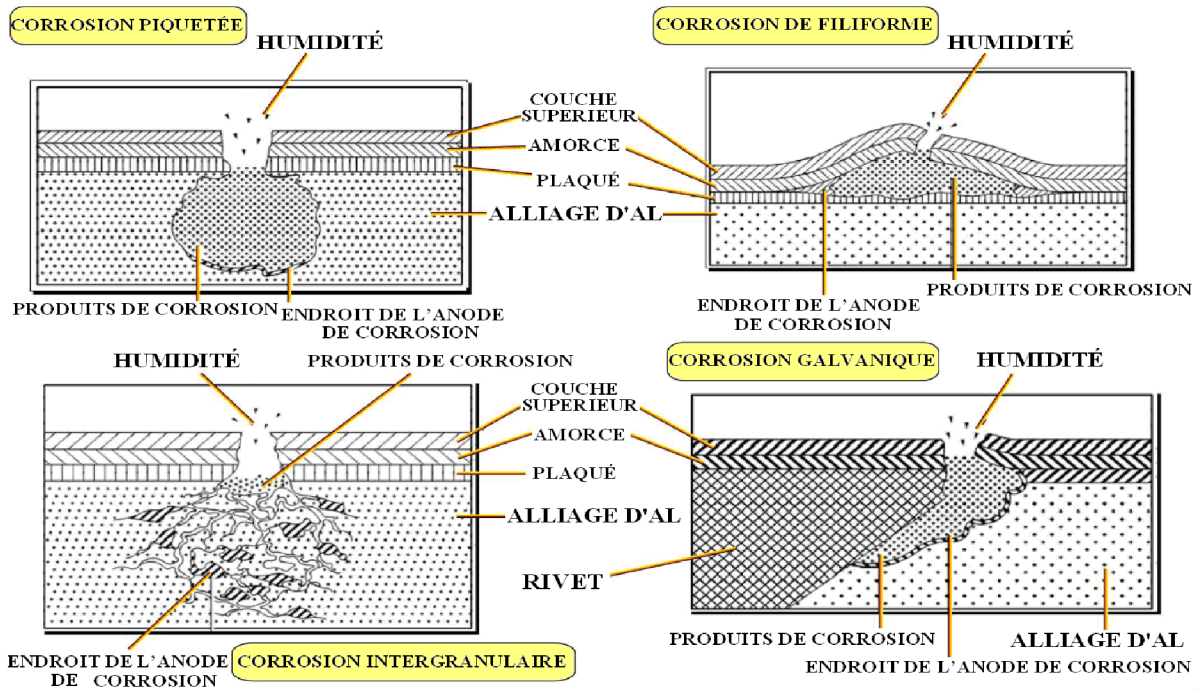
- | | | |
|-------------------------|-------------------------------|------------------------|
| * Corrosion Piquetée. | * Corrosion d'Exfoliation. | * Corrosion d'Effort. |
| * Corrosion Biologique. | * Corrosion de Rongement. | * Corrosion Filiforme. |
| * Corrosion Galvanique. | * Corrosion inter granulaire. | |



(Figure IV-2) Type de dommage "Corrosion"

L'image au-dessous traite les types de Corrosion suivant :

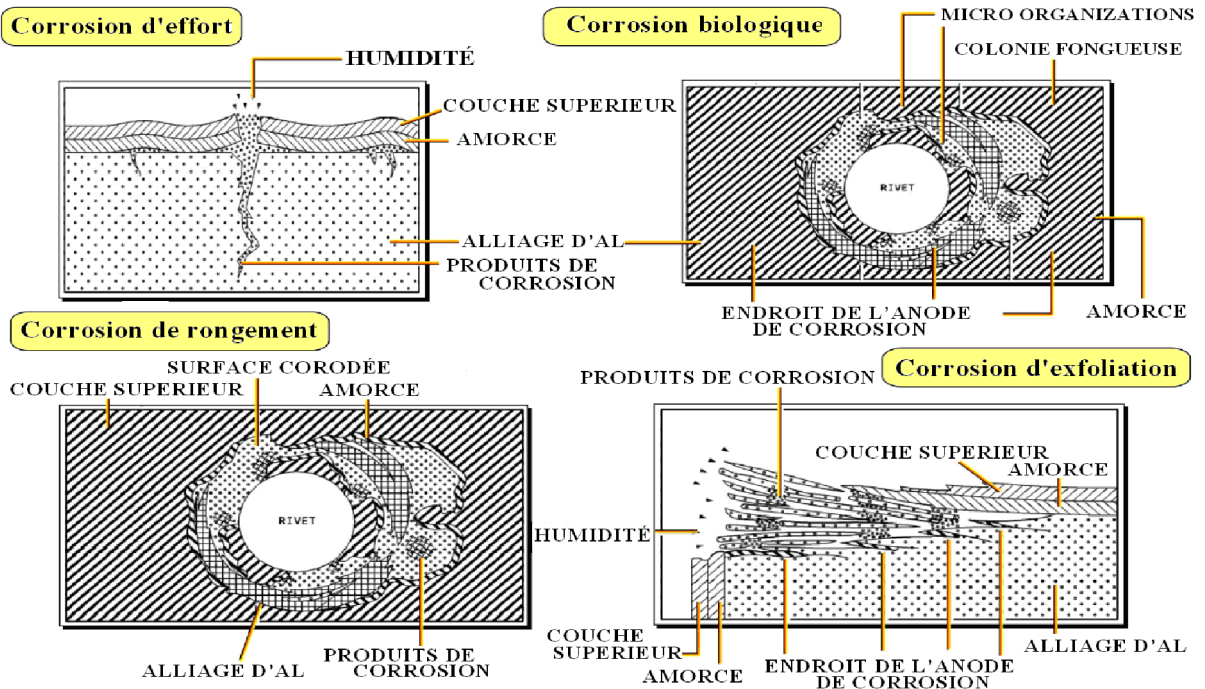
- * Corrosion piquetée.
- * Corrosion filiforme.
- * Corrosion inter granulaire.
- * Corrosion galvanique.



(Figure IV-3) Type de dommage "Corrosion"

L'image au-dessous traite les types de Corrosion suivant :

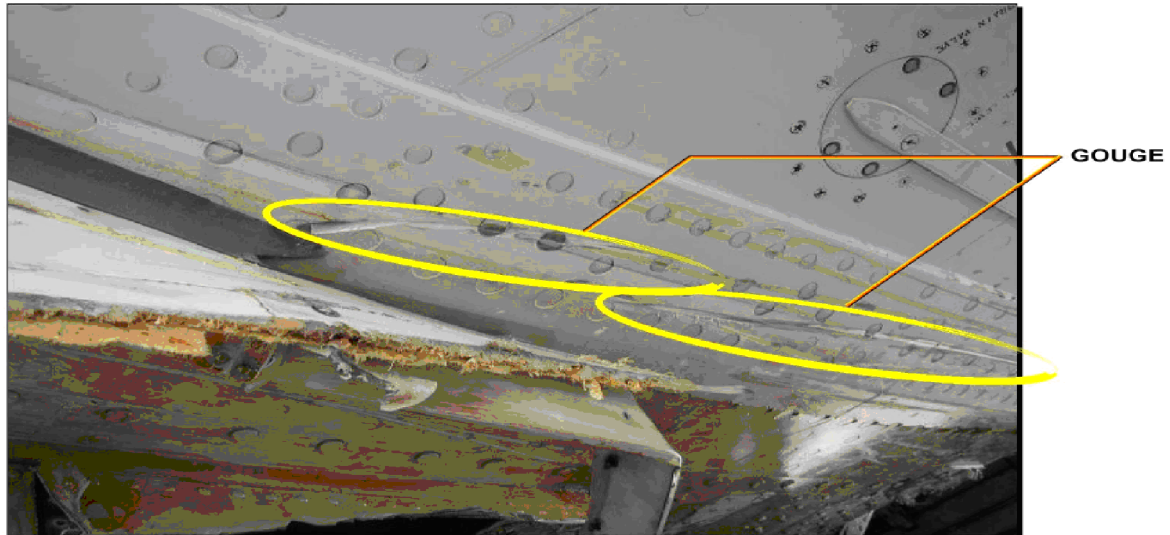
- * Corrosion d'effort.
- * Corrosion biologique.
- * Corrosion de rongement.
- * Corrosion d'exfoliation.



(Figure IV-4) Type de dommage "Corrosion"

c- Gouge :

Une gouge est un dommage de surface de n'importe quelle dimension, qui a comme conséquence un changement de section (diminution). Elle est habituellement provoquée par le contact avec un objet relativement pointu, qui produit un canal continu.

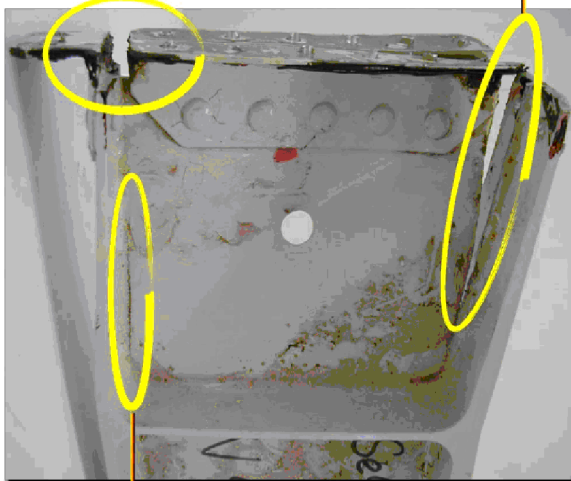


(Figure IV-5) Type de dommage "Gouge"

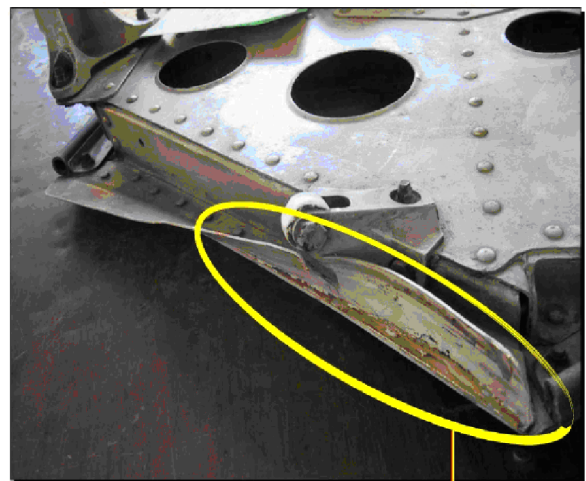
d- Crack "Crique" :

Une Crique est une rupture partielle où une coupure complète dans le matériel.

CRIQUE AVEC UNE COUPURE
COMPLÈTE



CRIQUE AVEC UNE RUPTURE
PARTIELLE

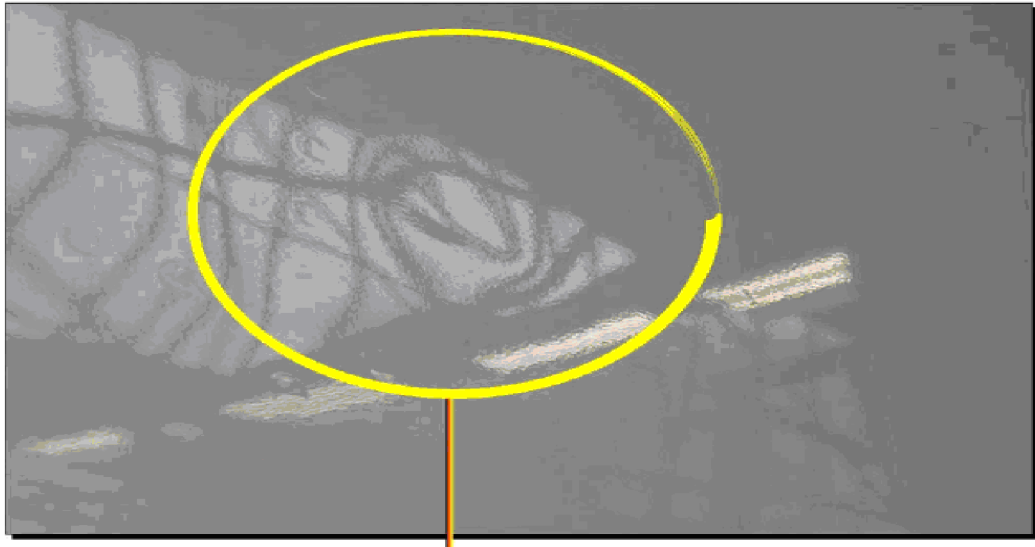


CRIQUE AVEC UNE COUPURE
COMPLÈTE

(Figure IV-6) Type de dommage "Crique - Crack"

e- Dent "Enfoncement" :

Une dent est une surface endommagée, son contour habituel est enfoncé. Il n'y a aucun changement de section du matériau. Les bords du secteur endommagé sont lisses.

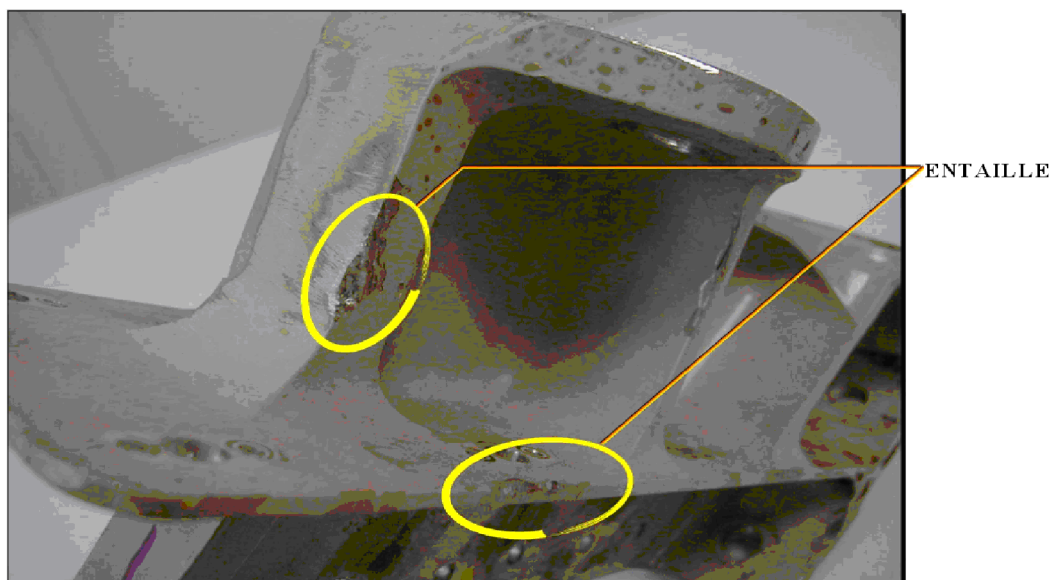


**BOSELURE SUR LE PANNEAU DE
REVÊTEMENT DE FUSELAGE**

(Figure IV-7) Type de dommage "Bosselure - Dent"

e- Nick "Entaille" :

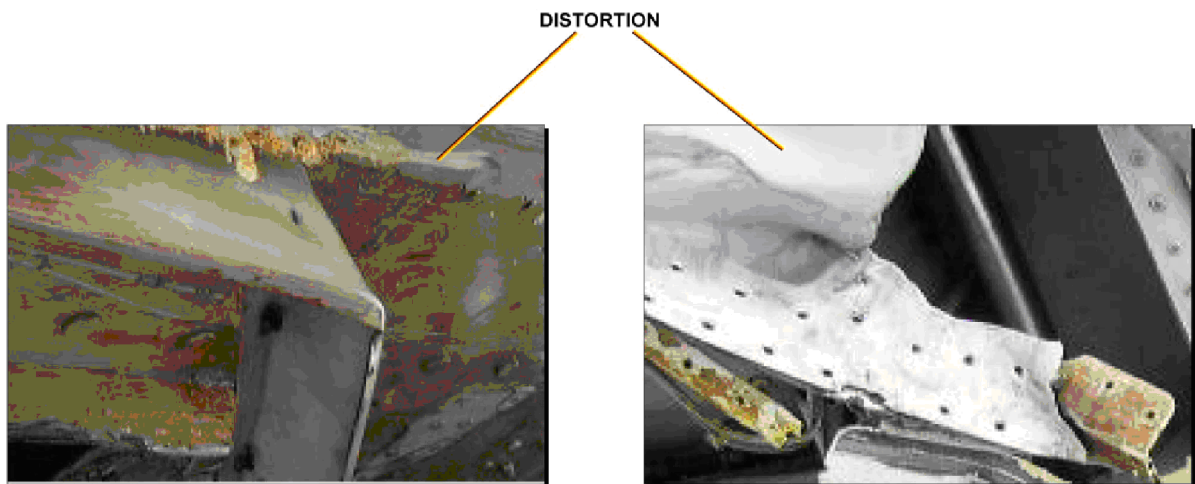
Une entaille est une petite diminution de matériel due à, par exemple, des coups au bord d'un membre ou de revêtement.



(Figure IV-8) Type de dommage "Entaille - Nick"

g- Distortion " distord " :

Une déformation tord se plie ou contrainte permanente, ce qui a comme conséquence la déviation d'alignement ou le changement de la forme. Elle peut être provoquée par un impact d'un objet étranger, mais habituellement c'est le résultat d'une vibration ou d'un mouvement des composants joints 'adjacents'. Ce groupe inclut le recourbement, la boucle, la déformation, déséquilibre, déviation d'alignement, le pincement, et le vrillage.

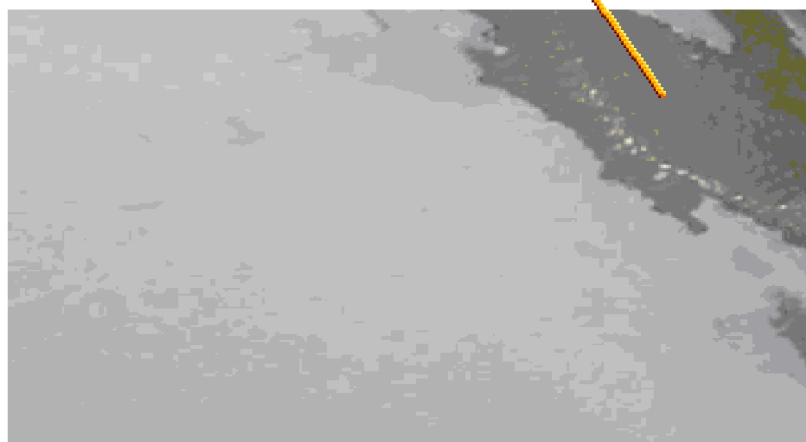


[\(Figure IV-9\) Type de dommage "Distortion"](#)

i- Abrasion :

Une abrasion est une surface endommagée de n'importe quelle dimension qui cause le changement d'une section en raison de l'éraillure, frottement, éraflant ou de toute autre érosion extérieure. Elle est habituellement rugueuse et irrégulière.

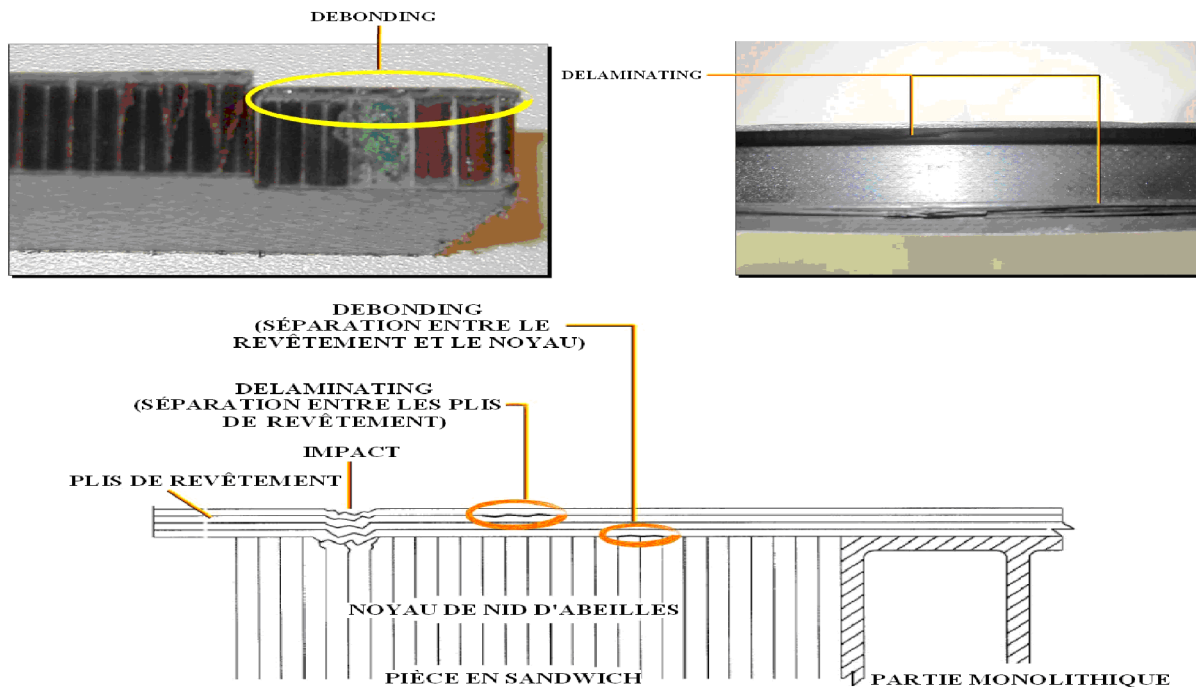
ÉROSION SUR LE REVÊTEMENT



[\(Figure IV-10\) Type de dommage "Abrasion"](#)

j- Debonding, Delaminating "Décollement" :

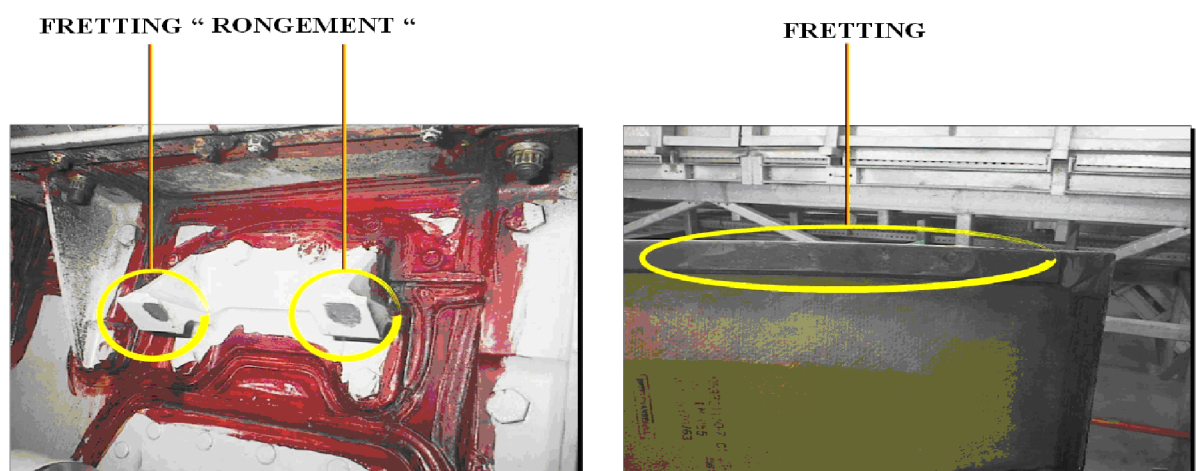
Debonding est la séparation du matériau due à un échec adhésif. Ces dommages peuvent être le résultat des coups faits sur le matériel ou quand il y a un échec de résine provoqué par d'autres raisons.



(Figure IV-11) Type de dommage "Debonding", "Delaminating"

l- Fretting "Rongement" :

La surface endommagée à l'interface entre les éléments des joints résultants des mouvements angulaires ou linéaires très petites. Le résultat du rongement est habituellement la production de la poudre noire, fine et souillante.

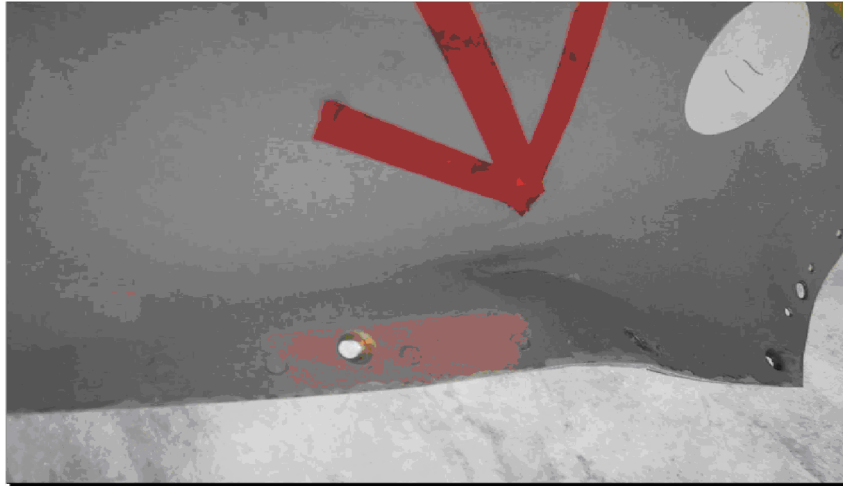


(Figure IV-12) Type de dommage "Fretting - Rongement"

m- Crease "Pli" :

Un pli est une surface (aire) endommagée, qui est enfoncé ou plié en arrière sur elle-même. Les bords de la surface endommagée sont les arêtes pointues ou bien indiquées.

CREASE - PLI -

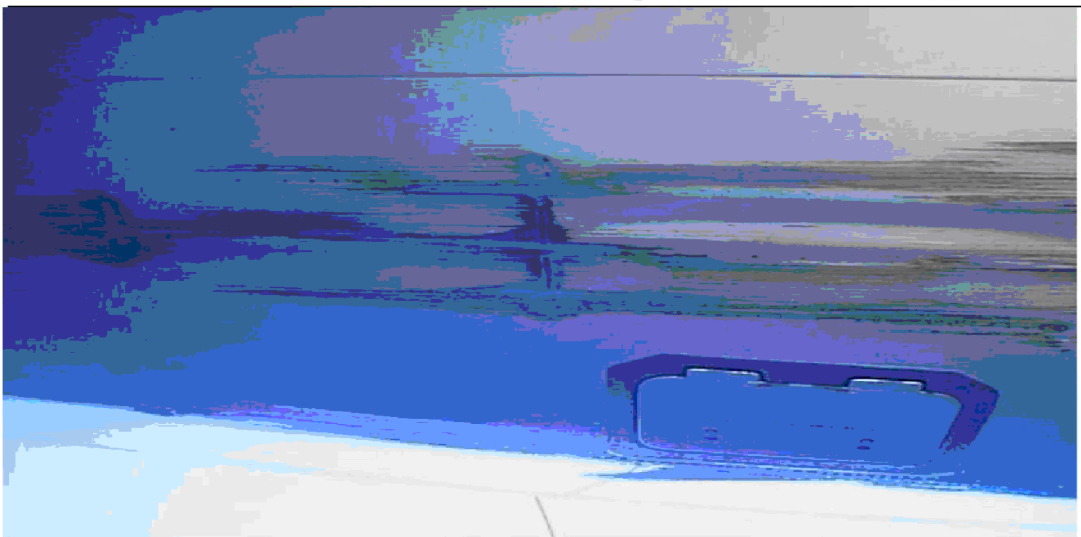


[\(Figure IV-13\) Type de dommage "Crease - Pli"](#)

n- Mark "marque" :

Une marque est une surface endommagée de toute dimension où une concentration des éraflures, entailles, morceaux, ébarbe ou les gouges...etc., est montrées. On doit considérer les dommages comme secteur et non pas comme série de différentes éraflures, gouges, etc....

MARK -MARQUE-



[\(Figure IV-14\) Type de dommage "Mark - Marque"](#)

I- Les Différents Types De Maintenance :

I-1- Introduction :

La maintenance est définie comme étant “l’ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir un bien dans un état spécifique ou en mesure d’assurer un service déterminé“. Pour cela, le technicien doit effectuer des opérations qui permettent de conserver le potentiel du matériel, pour assurer la continuité et la qualité de la production.

Remarque : Tous les actions du maintenance exercées sur un aéronef doivent être assurées conformément aux manuels de maintenance de l’avionneur.

I-2- Les différents types de maintenance :

Dans le domaine aéronautique, on exerce deux formes (types) de maintenance. La première est dite programmée (préventive) et la deuxième non programmée (corrective).

A- Maintenance Programmée :

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

Elle est effectuée selon des critères précis – déterminés, dans l’attention de réduire la probabilité de défaillance d’un bien (équipement, pièce....etc.).

La prévention doit permettre d’éviter les pannes en cours d’utilisation par une intervention de maintenance prévue ‘Visite’, planifiée et programmée avant la date probable d’apparition d’une défaillance.

B- Maintenance Non Programmée :

La maintenance non programmée est l’ensemble des opérations ayant pour objectifs de réparer (corriger) les anomalies survenues en fonctionnement, En d’autres termes c’est la remise en état de l’avion après la détection d’une anomalie.

I-2-a/ les Visites :

L'entretien des aéronefs (maintenance) doit être organisée en un temps cohérent, de façon à minimiser le temps de mobilisation d'un avion, il s'agit donc de groupes d'opérations élémentaires d'importance et d'impériosité comparables. Ce groupe s'appelle visite.

Le schéma classique d'entretien d'un avion est le suivant :

* Visite Pré vol : qui peut éventuellement être faite par l'équipage (vérification du plan, des freins....etc.).

* Visite Quotidienne (Journalière), Visite Hebdomadaire : sur ces deux types de visites on applique d'autres vérifications portant par exemple : l'état des éléments de fuselage, les éléments de la voilure...etc.

* Visite ½ A-Check (300H + 10% maxi) : inspection visuelle des systèmes, de la structure par exemple : les trains d'atterrissage principaux, les ailes, les parties mobiles de la voilure tel que les flaps...etc.

* Visite A-Check (600H + 10% Maxi) : cette visite comprend les inspections de la visite ½ A-Check et d'autres visites possibles pour vérifier le fonctionnement du système.

* Visite C-Check (4500H ou 18 Mois + 10% Maxi) : cette visite comprend les inspections complémentaires des visites ½ A-Check et A-Check et entraîne le démontage et la vérification des parties les plus complexes.

II- Les matériaux Aéronautique :

II-1- Introduction :

Le choix de matériaux résulte habituellement d'un compromis de propriétés, par exemple : tenue mécanique, allongements, fragilité, soudabilité, formabilité résistance à la corrosion, esthétique, prix...etc. On trouve quatre groupes de matériaux :

II-2- Les alliages métalliques en feuilles :

A- alliages d'Aluminium :

Les plus utilisés sont le 2024 (dural : aluminium- cuivre) et le 7075 (Zicral : aluminium – Zinc).

B- Le titane allié :

Le plus utilisé est le GAL 4V choisi pour ses bonnes caractéristiques mécaniques, comparables a celles de l'acier inoxydable, sa bonne résistance a la corrosion.

C- Acier inoxydable :

Ils sont utilisés dans les zones de la structure nécessitant une haute résistance et une bonne tenue a la corrosion. Les plus courants sont les AISI : 301, 304, 321 et 347.

D- L'inconel :

L'inconel 625 et l'inconel 718 sont utilisés pour leur bonne résistance a la corrosion et la conservation de leur caractéristiques mécaniques a des températures élevées.

II-3- Alliage métallique forgé, matricé, filé :

Les alliages d'aluminium sont les plus utilisés, en particulier les 2024, 7075,7079 (couples forts, logerons, poutres, semelle de nervure, ferrures de liaison, ferrures de commande et d'articulation des surfaces mobiles des commandes de voles...etc.).

Remarque : Les aciers inoxydables, le titane et les aciers au carbone sont également utilisés.

II-4- Matériaux composites :

Un matériaux composite est la réunion a l'échelle macroscopique (visible a l'œil nu) de deux ou plusieurs éléments différents par la forme ou par la compositions.

A- Les nids d'abeilles métalliques :

D'un rapport rigidité/poids très supérieure a celui d'une structure classique, la structure en nids d'abeilles est par contre très sensible à l'impact. Sa réparation nécessite des moyens importants et spécifique (moyens d'usinage, de préparation des surfaces et de collage). Les nids d'abeilles existent en différents alliages ou en fibres de verre sont :

-alliages d'aluminium (AG3 .AG5 .AU4GI).

-aciers inoxydables.

-titane.

-inconel.

Conclusion

La structure du fuselage dont le fuselage central (section 15/21 sur l'avion A330-200) est étudiée par les constructeurs de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques, Ce dernier est soumis au cours du vol à de nombreux efforts tel que les efforts de flexion (verticale et horizontale), efforts de torsion, efforts de résistance à la pressurisation, efforts localisés (impact à l'atterrissage).

La structure semi monocoque est constituée principalement de cadres soit forgés appelés cadres forts soit de cadres pliés ou cadres tollés (couple simple) reliés par des lisses et des pièces de renforts notamment dans les zones où les efforts sont importants par exemple l'assemblage des trains atterrissages principaux avec le fuselage et la jonction de la voilure avec le fuselage, Elle contient aussi deux planchers, un caisson central, le carénage, et la quille de faisceau et le revêtement.

Cette partie de fuselage est menacer par de nombreux types de dommage tel que : les criques, l'éraflures, la corrosion....etc. ce qui engendre une diminution de la surface dans la majorité des cas ce qui nécessite une réparation, autre fois le changement des pièces ou les partie endommagées est recommander.

Les ouvrages

* **Glossaire aéronautique anglais –français**

Paul Jean Gille juillet 1998

* **Cellules et systèmes**

A. Paujade édition 1991 Institut d'Aéronautique Jean Mermoz

* **Cellules - circuits**

J.C Ripoll 3^{ème} édition 1990 ENAC

* **Cellules et systèmes d'aéronefs**

Didier Féminier

Les Manuels

* **SRM:** structural repair manual A330-200

* **AMM:** aircraft maintenance manual A330-200

* **TTM:** technical training manual A330-200

* **IPC:** illustrated part catalogue A330-200