

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB- BLIDA

Département d'Aéronautique

Mémoire de fin d'études

**En vue de l'obtention du Diplôme des Études Universitaires
Appliquées en Aéronautique**

Option : Structure

Thème :

**RÉPARATION STRUCTURALE D'UN
FUSELAGE DE L'AIRBUS A330-202**

Réalisé par :

Mme DAMA RATSIMANDRESY Angelick

Dirigé par :

Mr. KBAB Hakim

Mr. TSABIT Ali

REMERCIEMENT

Après un effort considérable qui nous a amené à réaliser ce modeste travail, je tiens à remercier Dieu de m'avoir attribué assez de courage et de volonté.

Je tiens également exprimer mes plus vives reconnaissances envers mes deux promoteurs :

- Monsieur TSABIT ALI qui m'a honoré par ce sujet et qui m'a prodigué ses connaissances, conseils et encouragements.*
- Monsieur KBAB HAKIM qui m'a soutenu et était toujours à mon écoute et que je puisse réaliser ce travail facilement.*

Mes remerciements s'adressent aussi à toutes les personnes qui m'ont assisté durant mon stage au sein de l'AIR ALGERIE particulièrement Monsieur RAHNI MOHAMED LARBI et Monsieur LEGGARA MUSTAPHA de l'Atelier Structure.

Et à vous mes cher(es) professeur(es), sans vos connaissances ce travail ne pourrait jamais être réalisé, alors je vous dois un immense remerciement.

Enfin, je présente tous mes profonds et sincères remerciements à Monsieur le président et les membres du jury qui ont acceptés volontairement d'examiner ce modeste travail et d'honorer cette soutenance.

Dédicaces

A la mémoire de mon Père, qu'il repose en paix.

A ma Mère et grand-mère qui m'a fait grandir, et m'a toujours soutenu.

A celui qui m'a aidé de réaliser mon rêve,

A celui qui m'a aimé et qui m'a toujours protégé et aussi mon complice.

A celui avec qui je partage ma vie, et mon adorable bébé.

A toi seul ANDRIANJANKA Andry Antenaina, mon très cher époux, que le tout puissant te donne sa bénédiction dans tous ce que tu entreprends.

A Rina mon tout petit bout de choux, que le Dieu te fait grandir dans sa sagesse.

A mes Frères et sœurs qui m'ont toujours aidé, que les succès soient toujours avec eux.

A ma meilleure et unique amie BENAZOUZ MERIAM, tu serais toujours ma petite Meri et que Dieu te donne tous ce que tu mérites.

A tous mes collègues de l'option Structure : NESRINE, HICHEM, BRAHIM, et tous les autres.

A tous mes ami(es) de l'aéronautique : GHOUILA, GHOUDJILI, OUSSAMA, BILEL, LADRRAA, grâce à vous j'ai toujours trouvé mes sourires.

THEME :

La réparation structurale d'un fuselage de l'Airbus A330-202

RESUME :

L'objet de ce travail est basé sur une étude des caractéristiques techniques de l'Airbus A330-202 ainsi que les étapes de réparations d'un dommage provenant d'un accident survenu sur la piste d'atterrissage d'HOUARI BOUMEDIENNE à Alger le 03 Avril 2006.

SUBJECT :

The structural repair of the fuselage of the Airbus A330-202

SUMMARY

The objective of this work is based on the technical characteristics of the Airbus A330-202 as well as the reparation steps of the damage resulting from an accident on the landing strip of HOUARI BOUMEDIENNE at Algiers on the 3rd April 2006.

Mme DAMA RATSIMANDRESY Angelick

Option : Structure en Aéronautique

Blida-Algérie 30 Avril 2008

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	01
I- GENERALITES SUR L’A330.....	02
I-1 Introduction.....	02
I-2- Caractéristiques techniques de L’A330-200.....	04
I-2-1- Dimension de l’avion.....	04
I-2-1-1- Le fuselage.....	04
I-2-1-2 Les empennages.....	05
I-2-1-3 Les ailes.....	05
I-2-1-4 Groupe moteur.....	09
I-1-2- Nombre de sections d’avion.....	10
I-2-2 Les axes référentiels de l’avion.....	13
I-2-2-1 Axes référentiels du fuselage.....	13
I-2-2-2 Axes référentiels et principaux de l’avion.....	13
I-3- Les stations et les lisses.....	16
I-3-1- Les stations.....	16
I-3-2- Les lisses.....	16
II- GENERALITES SUR LES DOMMAGES.....	20
II-1- LES TYPES DE DOMMAGE.....	20
II-2- EXAMENS ET CLASSIFICATION DE DOMMAGES.....	22
II-2-1 Généralités.....	22
II-2-2 Examen des dommages	22
II-2-3 - Catégories de dommages.....	23
II-3- CLASSIFICATION DE DOMMAGE SUR L’AILE.....	23
II-3-1 Dommages négligeables.....	23
II-3-2- Dommages réparables	24
II-3-3- Dommages de remplacement	25
II-4- CLASSIFICATION DE DOMMAGES SUR LE FUSELAGE.....	25
II-4-1 Dommages négligeables.....	26
II-4-2 Dommages réparables.....	26
II-4-3 Dommages de remplacement.....	26
II-5- CLASSIFICATION SUR LES STABILISATEUR HORIZONTAL.....	26
II-5-1 Dommages négligeables.....	26
II-5-2 Dommages réparables.....	27
II-5-3 Dommages de remplacement.....	27
II-6- CONTROLE NON DESTRUCTIF.....	27
II-6-1 Principes généraux.....	27
II-6-2 Différentes méthodes de contrôle.....	29
II-6-2-1 Le contrôle par ressuage (PT).....	29
II-6-2-2 La radiographie (RT).....	29
II-6-2-3 Les ultrasons (UT).....	30
II-6-2-4 L’étanchéité.....	30
II-6-2-5 La thermographie.....	30
II-6-2-6 La magnétoscopie (MT).....	31
II-6-2-7 Les méthodes couplées.....	31

SOMMAIRE

II-6-2-8 Le courant de Foucault.....	31
III- EVALUATION DU DOMMAGE.....	36
III-1- Introduction.....	36
III-2- Description et évaluation du dégât.....	36
IV- LA REPARATION DU DOMMAGE.....	43
IV.1 GENERALITES.....	43
IV.2 LES ETAPES DE REPARATION.....	46
IV-2.1 Décapage	46
IV-2.2- La Découpe	46
IV-2.2-1 Définition et généralité	46
IV-2.2-2Retrait du revêtement endommagé.....	47
IV-2.3-Traitement thermique.....	52
IV-2.3-1- Exemples de type traitement thermique.....	52
a- La trempé.....	52
b- Le revenu.....	53
c- Le recuit.....	53
IV-2.3-2- Traitement thermique des rivets pleins en alliage d'aluminium.....	53
IV-2.4 Formage.....	55
IV-2.4.1 Processus de recourbement.....	55
IV-2.5 Fraisage.....	58
IV-2.5-1 Définition.....	58
IV-2.5-2 Procédure	58
IV-2.5-3 L'espacement des trous et les marges.....	60
IV-2.6 Rivetage.....	62
IV-2.6-1-Définition	62
IV-2.6-2 Installation des rivets.....	63
IV-2.6-3 Installation des HI-LOK.....	66
IV-1.7 Peinture.....	68
CONCLUSION.....	70
Annexes.....	71

INTRODUCTION

La construction d'un avion est un travail de très longue haleine. Il faut compter dix ans entre les premiers schémas sur la table à dessin et le vol du prototype.

Cela dit qu'un avion est conçu avec délicatesse depuis les plus petits éléments qui le constituent jusqu'aux plus grands.

En conséquence, si un accident est survenu à une partie de sa structure, il est strictement indispensable de la remettre comme elle était avant. Et c'est particulièrement le principal objectif de cette étude qui va nous mener à connaître dans son plus ample détail une réparation structurale d'un fuselage de l'Airbus A330-202 suite à un accident sur une piste d'atterrissage survenu le 03 Avril 2006 à l'aéroport d'Alger.

Afin de bien mener notre étude, nous avons proposé un plan de travail constitué de quatre (4) chapitres dont :

Le premier chapitre est consacré aux généralités et les caractéristiques de l'A330-202.

Le second chapitre concernera les dommages qu'on pourrait rencontrer dans la structure principale de l'avion (Aile, Fuselage, Stabilisateur).

Par contre dans le troisième chapitre on va s'intéresser à l'historique et l'évaluation d'un dommage causé au fuselage de l'A330-202.

Le quatrième chapitre fera l'objet d'une étude détaillée sur les étapes et les procédures de réparations en se basant sur le manuel de réparation structurale et bien évidemment sur les documents fournis par l'Airbus sachant qu'une grande réparation s'impose.

Enfin, une conclusion est tirée.

CHAPITRE I

**GENERALITES
ET CARACTERISTIQUES DE L'A330-202**

CHAPITRE II

GENERALITES SUR LES DOMMAGES

CHAPITRE III

EVALUATION DU DOMMAGE

CHAPITRE IV

LA REPARATION DU DOMMAGE

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'A330

I-1 Introduction

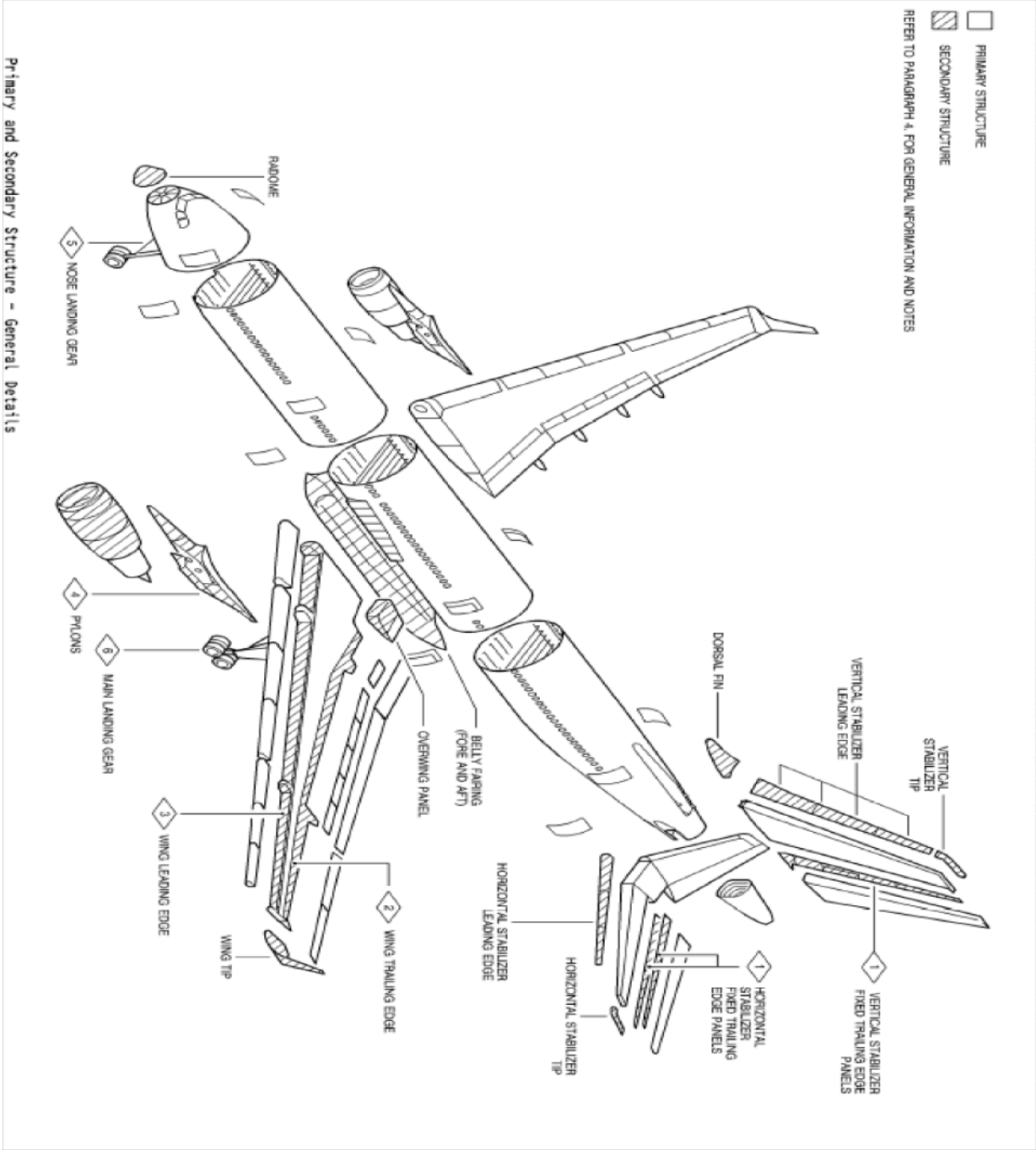
L'**Airbus A330-202** appartient bien évidemment à la famille A330-200. C'est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec le quadriréacteur Airbus A340.

L'A330 partage avec l'A340 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.

L'A330-200 a été développé après l'A330-300, comparé au -300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (identique à celui de l'A340-200), ce qui se traduit bien sûr par une réduction de l'emport de passagers, mais l'emport de carburant est par contre largement accru. L'autonomie y gagne 2000 km, il peut parcourir au maximum 12 500 km.

L'A330-200 est le premier membre de la famille A330/A340, il a été conçu pour faire ce que les biréacteurs font de mieux.

Hautement performant pour moyen/long-courrier, il s'inscrit comme la solution au problème autonomie/coût. Pour finir, sa capacité d'emport de fret est supérieure à celle d'un Boeing 747 malgré le volume des passagers et des bagages.



Figure(I.1) : Structure Générale de l'A330-200

I.2 Caractéristiques techniques de L'A330-200

I.2.1 Dimension de l'avion (Voir figure I.3)

Longueur totale : **63,689m**

Hauteur : **16,910m**

Empattement : **25,375m**

Envergure: **60,3m**

I.2.1.1- Le Fuselage

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, tandis qu'en vol, il est au contraire porté par celle-ci.

Le fuselage de l'A330 est une structure monocoque conventionnelle d'alliage d'aluminium. Il est construit des revêtements fabriqués en feuilles de métal, (excepté certains revêtements dont le nez du fuselage, la section centrale et la queue du fuselage, qui sont de construction spéciale)

En général, les revêtements sont formés du métal en feuille simple. Dans certains secteurs fortement chargés, tels que les panneaux de revêtement latéral en bas du fuselage central et le revêtement entourant le compartiment de train d'atterrissage avant, sont usinés.

Cet appareil, dont le fuselage est le plus court de la famille A330, se caractérise par son excellent rayon d'action et la grande capacité de ses soutes.

L'A330-200 affiche un excellent rapport charge utile/rayon d'action, ainsi qu'un volume d'emport supérieur sur les liaisons moyen courrier et en exploitation 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.

Sa longueur de référence est de **54,232m** dont

- La largeur est de **5,640 m**
- Diamètre du fuselage **5,64 m**
- Largeur maximale cabine **5,28 m**
- Longueur cabine **45,0 m**

I.2.1.2 Les empennages

Les empennages d'un avion représentent les structures stabilisatrices situées derrière les ailes. Ils se composent de parties mobiles contribuant au contrôle de l'avion et de parties fixes qui assurent la stabilité de l'appareil. Généralement, un avion possède un empennage horizontal et un empennage vertical. La partie avant de l'empennage horizontal est appelée stabilisateur horizontal, et la partie arrière, mobile, gouverne de profondeur. L'empennage horizontal stabilise le tangage de l'avion. La partie fixe de l'empennage vertical est appelée dérive, et la partie mobile, gouverne de direction. L'empennage vertical assure l'équilibre de l'appareil en lacet. Ainsi pour A330-202

- L'envergure : **19,404m**
- La surface horizontale : **71.5 m²**
- La surface verticale : **45.2 m²**

I.2.1.3 Les Ailes

Les ailes supportent les dispositifs hypersustentateurs (becs, volets), hypostentateurs (spoilers, aérofreins), et les gouvernes de gauchissement (ailerons) qui permettent de contrôler l'avion en roulis.

Une aile se compose d'un cadre sur lequel s'étendent deux ou trois longerons qui vont du fuselage à l'extrémité de l'aile. Entre ces longerons sont

disposées des nervures servant à consolider la structure de l'aile. On construit les ailes d'avion, tout comme la majeure partie de la structure de l'appareil, avec des matériaux offrant une grande légèreté et une résistance importante.

On utilise notamment des alliages à base d'aluminium et de magnésium, mais aussi à base de titane lorsque la structure doit subir des températures élevées. En outre, les matériaux composites sont de plus en plus employés pour leur légèreté. Les constructeurs d'avions entreprennent de nombreuses recherches sur la forme des ailes, afin que celles-ci présentent des propriétés aérodynamiques optimales.

En conséquence, l'Airbus **A330** est doté des **Winglet** (Voir Figure2) qui sont une espèce de recourbure à l'extrémité de l'aile et qui apportent une réduction de traînée en essayant de limiter les tourbillons d'extrémité de voilure, qui sont dus à la rencontre entre les 2 flux d'air d'extrados et intrados, dont les pressions sont différentes.

En bout de l'aile, ces deux flux se rencontrent et se mélangent, d'où la formation de tourbillons. Le moyen de ne pas avoir ces tourbillons, c'est d'avoir une aile d'envergure infinie, mais ce n'est pas facile à faire ; c'est pourtant le principe de l'aile du Boeing 777 qui a préféré l'allonger et ne pas mettre de **Winglets** (sinon il aurait été trop large pour utiliser les infrastructures aéroportuaires classiques). Airbus, quant à lui, a préféré réduire l'envergure et installer des **Winglets** sur ses A330 et A340.

D'où pour notre appareil on a:

- L'envergure : **60,304 m**
- La surface de l'aile : **361.6 m²**
- L'angle de flèche : **25 %**



Figure(I.2) :Winglet

I.2.1.4 Groupe moteur

L'A330-200 est un avion moderne d'où il possède un système de propulsion à réaction, c'est-à-dire que la poussée est fournie par l'éjection de gaz à grande vitesse à travers une tuyère dirigée vers l'arrière. En comparant avec les avions à hélices qui utilisent ainsi des turbopropulseurs, (*qui sont des turbines à gaz, dans lesquelles l'air admis est d'abord comprimé par un compresseur. Lorsque le carburant est injecté, il brûle grâce à l'oxygène de l'air, augmentant la température et le volume des gaz. Les gaz à haute pression passent alors dans une turbine, qui entraîne le rotor du moteur*) ; l'A330-200 est équipé des turboréacteurs, qui fonctionnent suivant le même principe que les turbopropulseurs, mais dans lesquels les gaz sont accélérés en se détendant dans une tuyère située à l'arrière, et éjectés, provoquant ainsi la poussée désirée. Les moteurs à réaction sont plus performants que les moteurs à pistons et n'engendrent quasiment pas de vibrations à bord de l'appareil.

Le poids et la consommation représentent des facteurs interdépendants, puisque le carburant est en lui-même une charge qui s'ajoute au poids de l'appareil. Une faible surface frontale est souhaitable si l'on désire minimiser la traînée due au moteur.

En effet, un moteur d'avion doit satisfaire à un certain nombre d'exigence :

Une grande fiabilité, une longue durée de vie, un faible poids, une faible consommation et une faible surface frontale.

Le facteur le plus important est la **fiabilité**.

Pour la durée de vie, elle dépend d'un constructeur à un autre, quant aux trois autres critères, ils dépendent du type d'avions pour lequel le moteur est prévu.

Pour l'A 330, voici ci-dessous le groupe moteur qui lui est prévu :

(1) PW4168

- Dégagement au sol **730mm**
- Longueur **6165.16 mm**

• GE CF6-80E1

- Dégagement au sol **800 mm**
- Longueur **7367.27 mm**

(3) R. R. RB211-524L

- Dégagement au sol **667 mm**
- Longueur **7300mm**

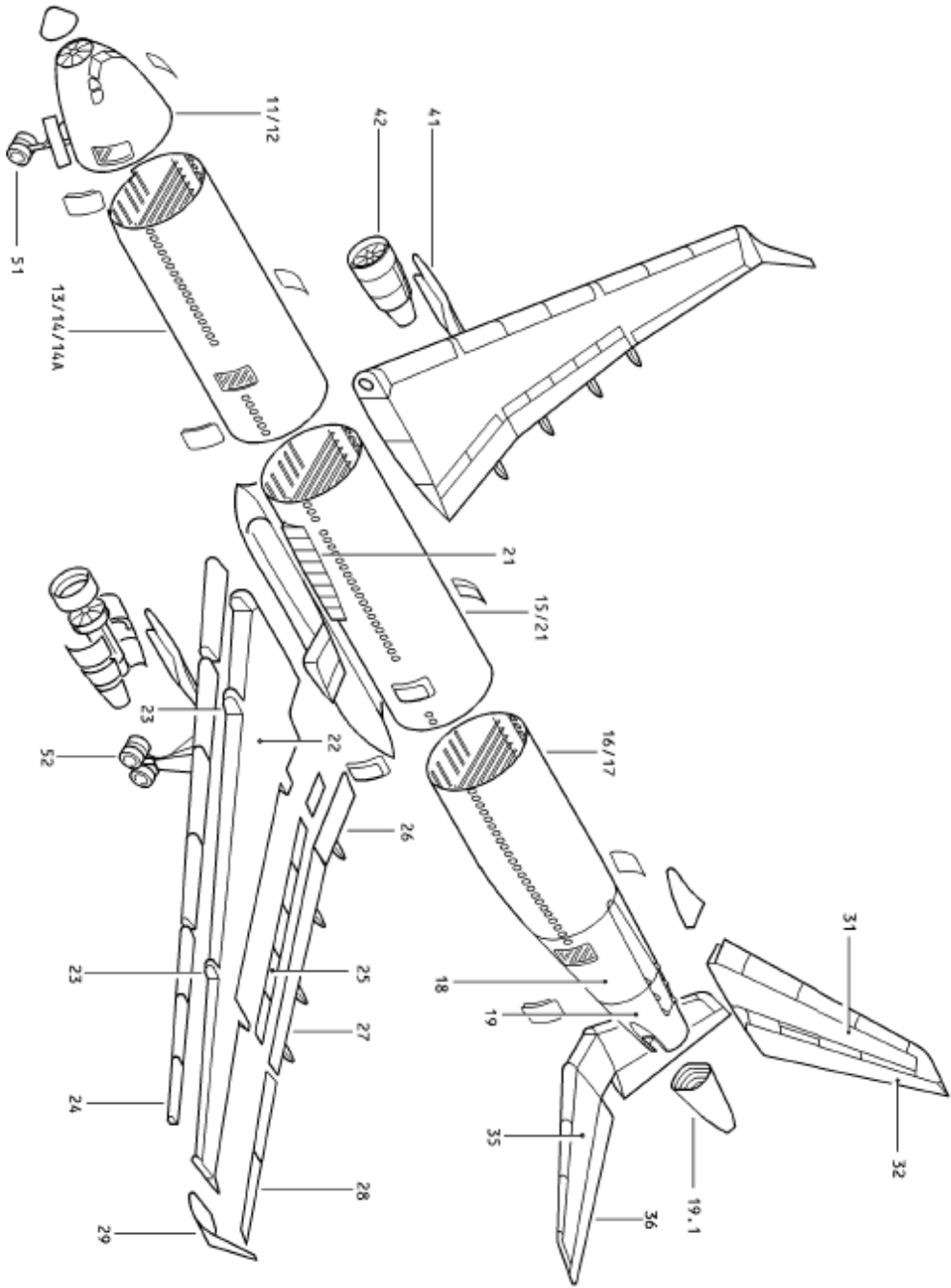
I.1.2 Nombre de sections de l'avion

Comme tout type d'avion, pour pouvoir localiser certaines parties de l'avion l'Airbus A330 est divisé en plusieurs sections comme l'illustre la figure ci-dessous. Ces sections portent tous leurs noms respectifs et sont numérotées selon les éléments structuraux correspondants de l'avion. Telles sont par le tableau I.1 suivant :

SECTION	DESIGNATION
11/12	Pointe avant du fuselage
13/14/14A	Fuselage avant
15/21	Centre du fuselage
16-17	Fuselage arrière
18	Fuselage arrière
19	Cône arrière du fuselage
19.1	Cône arrière du fuselage
21	Aile
22	Extrados
23	Bord d'attaque
24	Bord d'attaque
25	Spoilers
26	Volet interne
27	Volet externe
28	Ailerons
29	Winglet
31	Stabilisateur vertical
32	Gouverne de direction
35	Stabilisateur horizontal
36	Gouverne de profondeur
41	Pylônes
42	Nacelle
51	Train avant et porte
52	Train principale

Tableau(I.1) : Les sections et les désignations de l'avion A330-200

FS6 51 00 00 0 ALMO 02 0



Figure(I.4) : Les différentes sections de l'A330-200

I.2.2 Les axes référentiels de l'avion

Il est obligatoirement nécessaire dans le domaine aéronautique de connaître et bien maîtriser tous les axes qui sont des lignes imaginaires passant par la plus grande dimension de chaque partie fondamentale de l'avion.

Ces axes (voir figures I.5 et I.6) nous servent ainsi comme référence pour déterminer par exemple

- L'altitude.
- La distance qui sépare un élément ou même un point bien déterminé de l'avion par rapport à un autre.
- Tous les mouvements maximaux que puissent faire chaque élément constitutifs de l'avion.etc

Ces axes sont :

I.2.2.1 Axes référentiels du fuselage

Pour le fuselage, il existe deux axes principaux qu'on peut voir sur la figure (I.5) ci-dessous.

Ces axes sont placés premièrement au niveau du centre de gravité de l'avion et deuxièmement au niveau du fuselage avant ; plus précisément au niveau du cockpit.

I.2.2.2 Axes référentiels et principaux de l'avions

Comme l'illustre les figures (I.5) et (I.6) ci dessous notre appareil comporte six axes plans principaux qui nous permettent d'avoir en détail toutes les distances séparant toutes les parties structurales de l'avion ; par exemple grâce à l'un de ces axes (on peut déterminer la distance qui sépare les pylônes à la fixation de l'aile de gauche à droite.

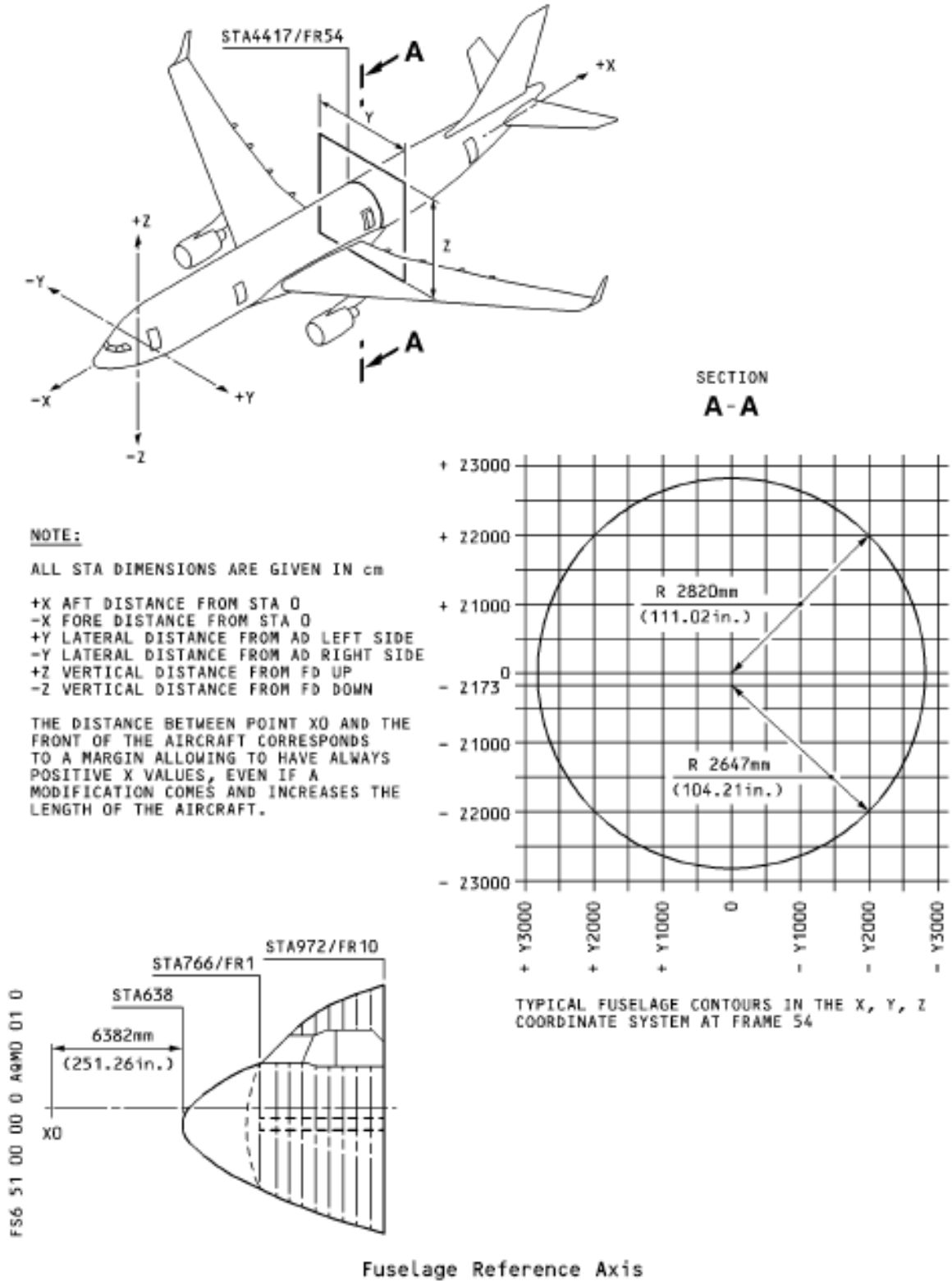
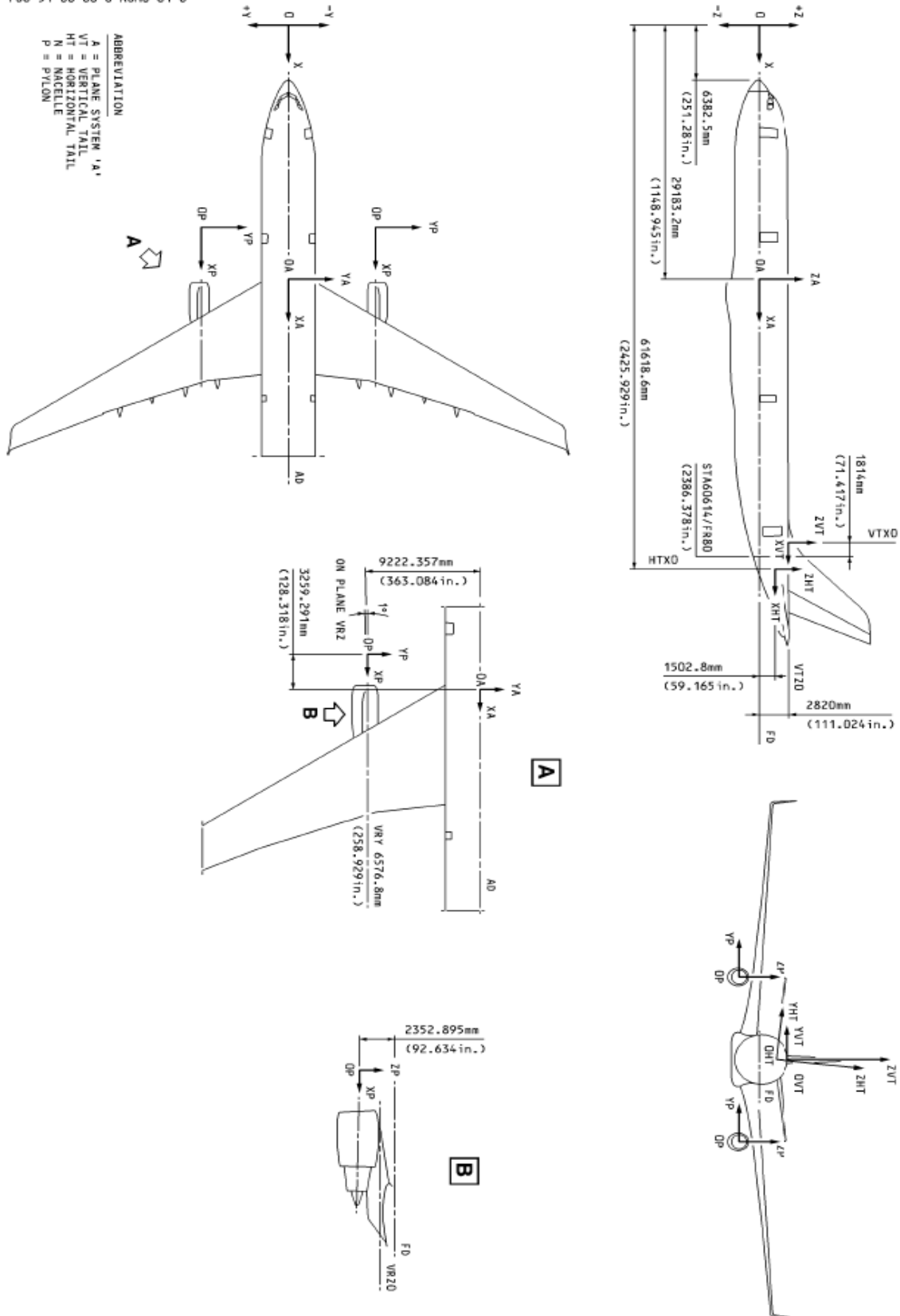


Figure (I.5) : Les axes référentiels de l'A330-200

FS6 51 00 00 0 AUMD 01 0



Figure(I.6) : Les axes référentiels de l'A330-200

I.3 Les stations et les lisses (figure I.7, I.8 et I.9)

I.3.1 Les stations

Chaque type d'aéronef est repéré par des stations pour bien localiser chaque petite partie transversale de l'avion comme le montre les figures (I.7, I.8, et I.9)

Ces stations sont données par le constructeur dans un document propre à l'avion appelé **SRM (ou Structural Repair Maintenance)**. Le **SRM** sert surtout aux techniciens d'un guide pour déterminer tout type de réparation adaptée à un dommage quelconque par rapport à un endroit à un autre qu'on appelle ci-dessus les stations. Et c'est aussi le but de cette étude ; pour montrer au futur technicien en quoi nous serve le **SRM** et comment l'exploiter, car il est vrai que, surtout pour des raisons de sécurité, on ne pourrait pas s'en passer de ce document si on veut réaliser une quelconque réparation.

Les stations sont données généralement dans les grandes parties structurales de l'avion : Le fuselage, les ailes, la nacelle et le pylône, les empennages.

Elles sont souvent aussi données avec les couples ou cadre (**Frame : FR**) et symbolisées par **STA**.

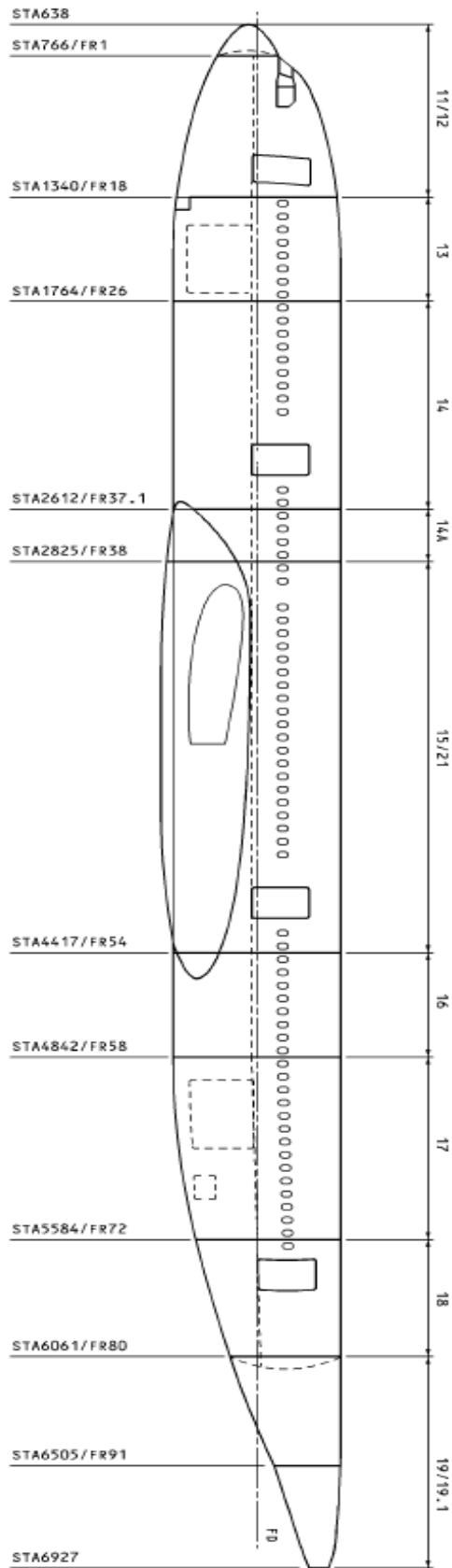
I.2.2 Les lisses

Les lisses sont des longues pièces maîtresses et longitudinales qui servent un renfort structural pour un avion. Elles sont numérotées selon les parties dans lesquelles elles sont situées dans la structure de l'appareil. Elles servent aussi aux techniciens tout comme les stations, pour bien se situer quand on veut faire une réparation et toujours selon le **SRM**.

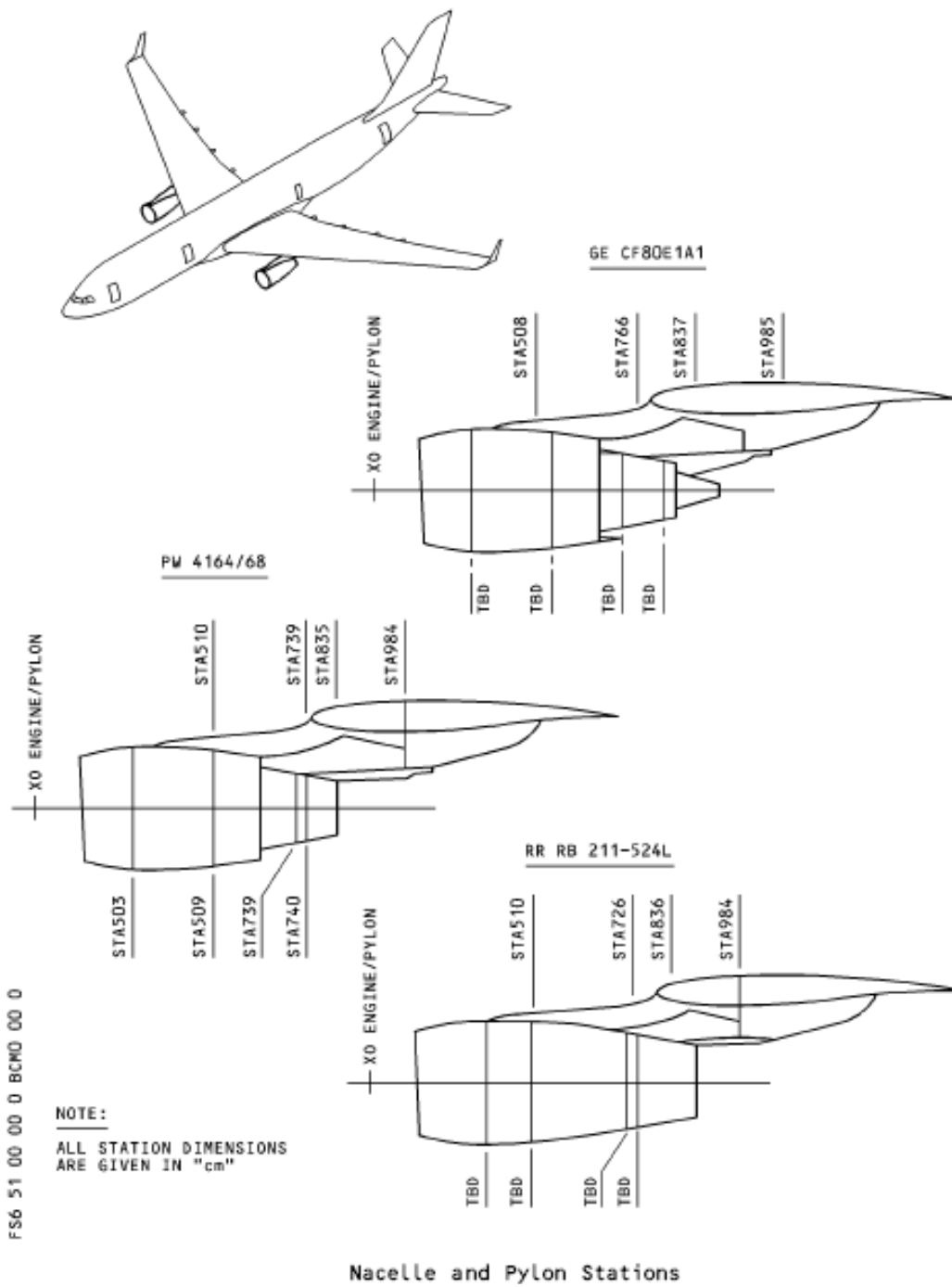
FS6 51 00 00 0 AYM0 01 0

NOTE: VALID FOR STD6
ALL STATION DIMENSION ARE GIVEN IN 'CM'

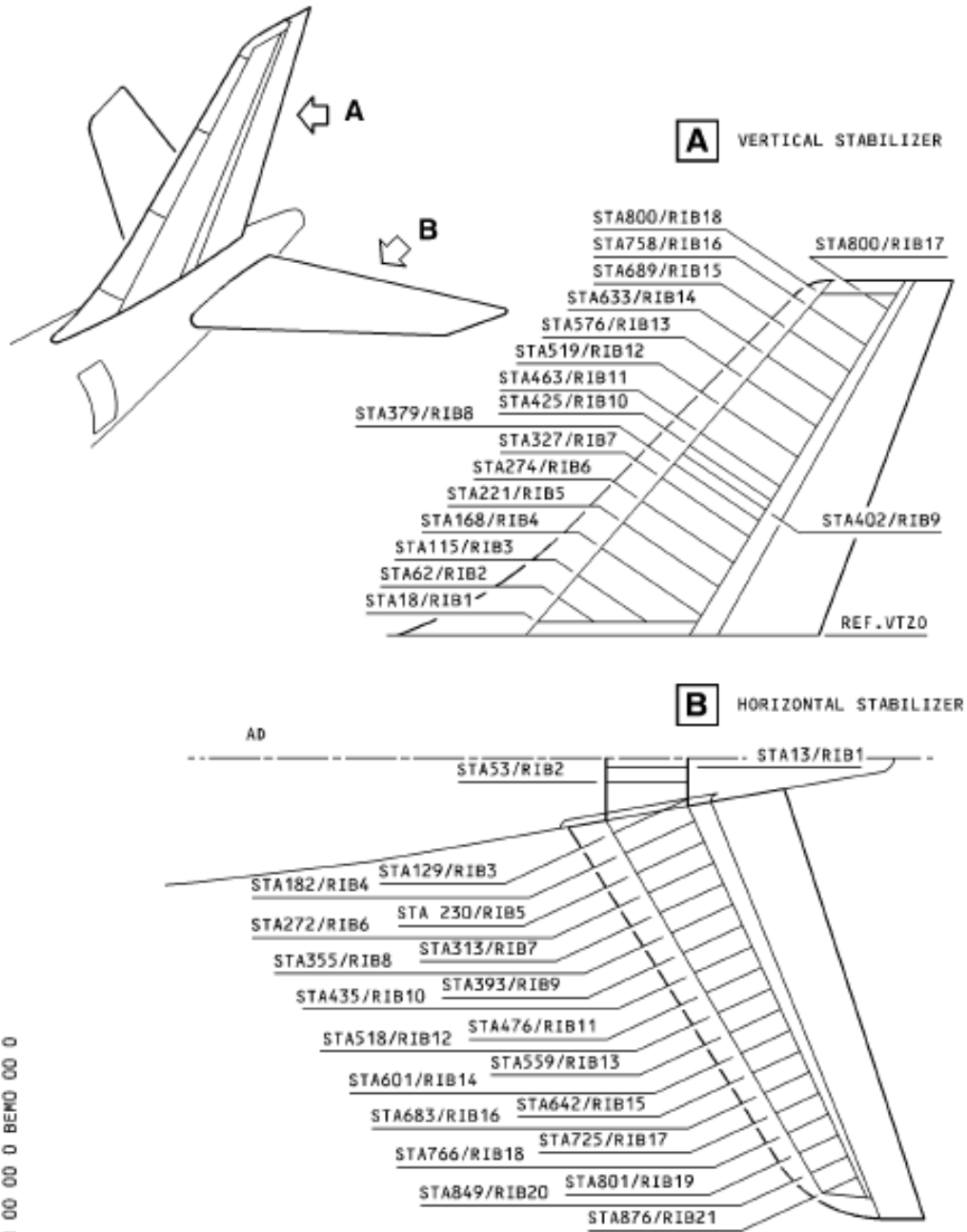
NOTE: THE MOST FORWARD FRAME (TO WHICH THE
RADOME IS ATTACHED) IS FRAME '0', THE FIRST
MAJOR FRAME IS THE PRESSURE BULKHEAD AT
FRAME '1'.



Figure(I.7) : Les stations au niveau du fuselage



Figure(I.8) : Les stations au niveau du pylône et nacelle



FS6 51 00 00 0 BEMO 00 0

NOTE: ALL STATION DIMENSION ARE GIVEN IN 'cm'

Stabilizers - Station and Ribs

Figure(I.9) : Les stations au niveau du stabilisateur

CHAPITRE II: GENERALITES SUR LES DOMMAGES**II.1 LES TYPES DE DOMMAGE**

En aéronautique les dommages sont classés en quatre (4) groupes respectifs selon les déformations ou les catégories des dommages. Tels sont :

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

- **Éraflure (A)**

Une éraflure est une ligne des dommages de n'importe quelle profondeur et longueur dans la matière qui est caractérisée par un changement de surface et de coupe transversale.

Elle est généralement causée par des objets tranchants ou pointus.

- **Fissure (A)**

Une fissure est une rupture partielle ou cassure complète de la matière.

- **Bosselure (A)**

Une bosselure est un secteur qui nuit en ce qui concerne sa découpe habituelle.

- **Distorsion (A)**

La torsion, flexion ou contrainte permanent desquels résultent la déviation d'alignement ou le changement de forme. Elle peut être provoquée par des impacts des objets quelconques, mais provoquée habituellement d'une vibration ou d'un mouvement d'un composant attachée. Flexion, flambage, désalignement, torsion, sont inclus dans ce groupe.

- **Corrosion (A et C)**

La destruction du métal par l'effet d'un produit chimique ou électrochimique.

- **Abrasion (B et D)**

Une abrasion est un dommage surfacique de toutes les tailles qui cause un changement de coupe transversale d'une surface en raison de rayure, frottement, éraflure ou d'autre érosion quelconque. Elle est habituellement rugueuse et irrégulière.

- **Décollement (A, B, C)**

Le décollement est quand la séparation des plis se produit dans multi-stratifié de la matière. Ceci peut être provoqué par la matière étant frappé par un impact.

- **Usure par contact (A, B, C)**

C'est un dommage extérieur à l'interface entre l'élément des joints résultant d'un très petit mouvement angulaire ou linéaire. Ce type de dommage est caractérisé habituellement par la production des fins poudres souillant.

II.2 EXAMEN ET CLASSIFICATION DE DOMMAGES

II.2.1 Généralité

Le terme « dommages » inclut n'importe quel type de déformation ou de changement permanent à n'importe quelle section transversale d'un composant structural. La déformation ou le changement à la section transversale d'un composant structural résulte de beaucoup de causes, qui peuvent être généralement classées par catégorie dans quatre groupes principaux qu'on vient de voir dans la première partie de ce chapitre (Chapitre II.1)

II.2.2 Examen des dommages

Il est fortement nécessaire d'examiner le type et l'ampleur des dommages pour déterminer la catégorie de dommages de la façon suivante :

- Enlever tout le matériel non désiré de la surface du composant endommagé,
- Couper les secteurs cassés, pliés ou endommagés de tous les composants,
- Enlever tous les rivets détachés.

Pour toutes formes de dommages, en particulier où le choc a été soutenu, les dommages secondaires sont susceptibles d'exister. Par conséquent, un examen étroit de la structure entourant les dommages initiaux doit être fait. Des dommages provoqués par la transmission de la force peuvent être trouvés dans une certaine distance de l'impact, ayant pour résultat la déformation de structure, des traces de rivets ou des trous de boulon.

Si on suspecte la déviation d'alignement ou le vrillage, des contrôles de la structure d'avion d'alignement et/ou de mise à niveau doivent être effectués.

II.2.3 Catégories de dommages

Après le nettoyage et l'investigation des dommages et des abords, les dommages doivent être classifiés dans une des catégories suivantes, également tenant compte de l'endroit des dommages.

II.3 CLASSIFICATION DE DOMMAGE SUR L'AILE

Introduction

Les dommages à l'aile peuvent être divisés en trois catégories principales :

- Dommages négligeables,
- Dommages réparables
- Dommages principaux de remplacement

Ces catégories sont prévues pour fournir au mécanicien quelques orientations à l'utilisation pour déterminer l'ampleur de n'importe quel dommage et le bon sens devrait être employé en déterminant l'action finale à prendre en ce qui concerne n'importe quel dommage.

II.3.1 Dommages négligeables

Les dommages qui n'affecteront pas l'aptitude de l'avion en vol, seront considérés comme dommages négligeables, et peuvent être laissés ou être corrigés par une réparation simple, telle qu'enlever les bosselures, polir des éraflures et arrêter les criques stop-drilling des fissures dans les pièces non structurales.

Les exemples de ce type de dommage sont des bosselures qui sont exemptés des fissures, des abrasions ou des coins pointus et ne sont pas des rides d'effort et n'interfèrent pas n'importe quelle structure ou mécanisme interne.

Dans les secteurs où l'effort y appliqué est moins intense, les fissures, les éraflures profondes ou les bosselures profondes et pointues qui, après le réglage ou arrêt de crique stop-drilling, peuvent être limités par un cercle de deux pouces et aussi peuvent être considérés négligeable si le secteur endommagé est au moins un diamètre du cercle enfermant loin de tous les lignes existantes des rivets et ne se trouve pas au bord du métal.

Stop-drilling est une réparation provisoire à employer seulement en attente d'une réparation permanente.

Les dommages dans la structure du compartiment carburant devraient soigneusement être plus évalués puisque la structure est supporte les charges de pression de carburant aussi bien que les charges de vol. N'importe quelles fissures, bosselures ou abrasion de revêtement devraient être en juste proportion réparées pour éviter la possibilité de fuite du carburant due à l'existence de fente ou la possibilité de l'extension de fuite affectant un plus grand secteur.

Des fissures en garnitures d'articulation des gouvernes ou structures porteuses ne sont pas considérées négligeables et les unités doivent être remplacées.

Des dommages dans les chapeaux de longeron de l'aile généralement ne sont pas considérés négligeables et exigeront la réparation ou le remplacement.

II.3.2 Dommages réparables

Les dommages réparables sont des dommages qui pourraient affecter l'aptitude en vol de l'avion.

Les exemples de dommages réparables sont des dommages de revêtement, du longeron, sur les ailes et sur le stabilisateur horizontal. D'autres exemples incluent des dommages aux lisses et à la cloison étanche qui excèdent

la définition des dommages négligeables, mais qui n'ont pas été déformé ou tordu.

II.3.3 Dommages de remplacement

Les dommages de remplacement sont des dommages qui peuvent affecter l'aptitude de l'avion en vol, et qui ont comme conséquence ; la perte de la fonction ou la perte de l'aspect des composants, dont la réparation par le raccordement ou l'insertion n'est pas pratique ou bien spécifiquement interdite.

Les exemples de ceci sont des ensembles qui ont été tordu ou déformé au-delà des limites d'utilisation et aussi les parties endommagées par une corrosion profonde.

Des chapeaux de longeron de l'aile avec des dommages intérieurs devraient être remplacés.

Des pièces forgées endommagées dans les sections critiques devraient être remplacées.

La réparation des dommages affectant l'alignement du longeron de l'aile ne devrait être essayée.

II.4 CLASSIFICATION DE DOMMAGES SUR LE FUSELAGE

Les dommages sur le fuselage peuvent être divisés en trois catégories principales :

- Dommages négligeables,
- Dommages réparables,
- Dommages principaux de remplacement.

Ces catégories sont fournies en déterminant l'ampleur de n'importe quels dommages.

II.4.1 Dommages négligeables

Les dommages négligeables au fuselage seraient toutes les bosselures lisses dans le revêtement de fuselage qui sont exemptés des fissures, des abrasions et des coins pointus, et qui ne sont pas des rides d'effort et n'interfèrent aucune structure ou mécanisme interne.

II.4.2 Dommages réparables

Des rides douces se produisant dans les panneaux supérieurs ou inférieurs, l'ensemble des longerons et les couples.

II.4.3 Dommages de remplacement

Toutes les pièces forgées et bâties de tous matériels et pièces structurales faites d'aciers doivent être remplacées si c'est endommagé. Des pièces de charpente (la structure interne) à caractère compliqué qui ont été tordues ou déformées devraient être remplacées.

Des dommages principaux de revêtement devraient être réparés en remplaçant la feuille endommagée toute entière.

II.5 CLASSIFICATION SUR LES STABILISATEUR HORIZONTAL

Le stabilisateur horizontal est construit des longerons, des nervures, des lisses, des doublures et des revêtements.

Les dommages aux stabilisateurs sont divisés aussi en trois catégories :

II.5.1 Dommages négligeables

Toutes les bosselures lisses de revêtement qui sont exemptés des fissures, des abrasions et des coins pointus, et qui sont des rides et n'interfèrent pas n'importe quelle structure ou mécanisme interne, peuvent être considérées des dommages négligeables.

II.5.2 Dommages réparables

Les dommages de revêtement dépassant la norme de dommage négligeable doivent être considérés comme des dommages réparables.

L'accès à la structure interne de stabilisateur peut être gagné en enlevant une partie des rivets le long du longeron arrière et des nervures.

En employant les « barres Bucking » appropriés par des trous en enchaînement de longeron, des revêtements peuvent être fermés avec un minimum de rivets aveugles. Des longerons de stabilisateur horizontal avec des dommages intérieurs devraient être remplacés.

II.5.3 Dommages de remplacement

Des nervures et longerons peuvent être réparés, mais le remplacement est généralement préférable. Là où les dommages sont étendus, le remplacement de l'ensemble est recommandé.

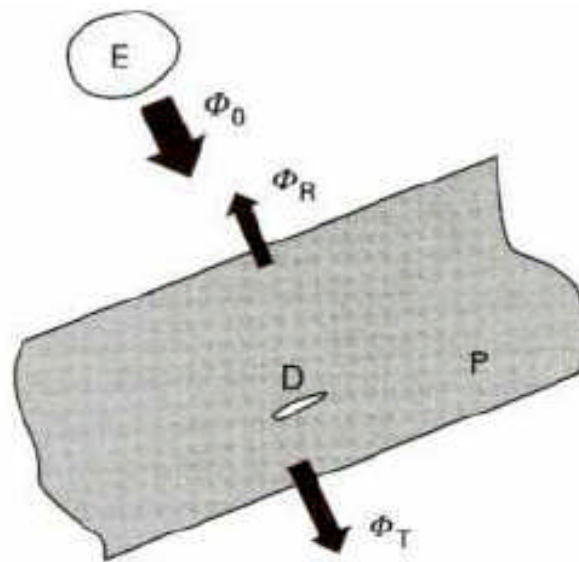
II.6 CONTROLE NON DESTRUCTIF

Le **Contrôle Non Destructif** (*C.N.D.*) est un ensemble de méthodes qui permet de caractériser l'état d'intégrité de structures industrielles, sans les dégrader, soit au cours de la production (les pièces qui sortent des fonderies ne sont jamais exemptes de défaut), soit en cours d'utilisation (apparition de défaut). Il faut donc déterminer (à la casse, de façon empirique) quelle taille de défaut est acceptable et ensuite pouvoir les détecter, sans casser la pièce, et la remplacer s'il est nécessaire. On parle aussi des **Tests Non Destructifs** ou d'**Examen Non Destructifs** (**E.N.D.**) ou (**N.D.T**).

II.6.1 Principes généraux

Quelle que soit la méthode adoptée, on peut représenter la mise en œuvre d'un système CND suivant le synoptique ci-dessous (Voir figure II.1).

La cible se caractérise par un ensemble de paramètres que l'on va chercher à estimer afin de former un diagnostic d'intégrité. La mise en œuvre d'un système CND adéquat va permettre de produire un certain nombre de signaux qui sont fonction des paramètres recherchés. Une étape « d'inversion », plus ou moins compliquée, est bien souvent nécessaire afin de retrouver les paramètres initiaux de la pièce.



- E émetteur du flux ϕ_0 émis vers la pièce P à tester
- ϕ_R flux réfléchi
- ϕ_T flux transmis
- ϕ_R ou ϕ_T sont les vecteurs de l'information utilisés par le contrôleur
- D défaut

Figure (II.1)

Principe du contrôle non destructif

II.6.2 Différentes méthodes de contrôle

II.6.2.1 Le contrôle par ressuage (PT)

C'est une méthode destinée à révéler la présence de discontinuités ouvertes en surface de pièces métalliques, essentiellement, mais aussi en céramique. Elle consiste à badigeonner (par immersion ou par pulvérisation électrostatique, parfois mais rarement, au pinceau) la cible avec un liquide fluorescent ou coloré en rouge, qui pénètre dans les discontinuités. Après nettoyage de la cible, un révélateur est appliqué et, en faisant « ressuer » le liquide resté dans les fissures, va les révéler.

Cette méthode semble très simple à mettre en œuvre et elle est sensible aux discontinuités ouvertes. On peut mettre en évidence des discontinuités de 1µm d'ouverture, 100 fois plus fines qu'un cheveu. Par contre, elle n'est pas automatisable et les résultats restent à l'appréciation de l'opérateur. De plus, elle nécessite l'utilisation de produits non récupérables, voire contaminés après utilisation (ex. : centrale nucléaire : on essaie de réduire le volume des déchets), mais cette méthode est irremplaçable pour la mise en évidence de discontinuités débouchantes, quel que soit leur emplacement, quelle que soit leur orientation.

II.6.2.2 La radiographie (RT)

Cette méthode présente l'avantage de fournir des images directement exploitables, l'étape d'inversion peut être extrêmement réduite et la résolution spatiale excellente. Toutefois, l'interprétation des images demande un fort niveau d'expertise de la part de l'opérateur. De plus, cette méthode est extrêmement coûteuse et impose des conditions de sécurité pour l'opérateur et l'environnement, qui rendent son utilisation en industrie difficile. Le contrôle à l'aide des rayons X est particulièrement utilisé pour contrôler les soudures en micro-électronique.

II.6.2.3 Les ultrasons (UT)

Le contrôle par ultrasons est basé sur la transmission, la réflexion et l'absorption d'une onde ultrasonore se propageant dans la pièce à contrôler. Le train d'onde émis se réfléchit dans le fond de la pièce et sur les défauts puis revient vers le transducteur (qui joue souvent le rôle d'émetteur et de récepteur). L'interprétation des signaux permet de positionner le défaut. Cette méthode présente une résolution spatiale élevée et la possibilité de trouver des défauts en profondeur. L'étape d'inversion est simple, du moins pour les pièces géométriquement et matériellement simples. Par contre, c'est une méthode lente car il faut faire un balayage mécanique exhaustif de la pièce. Il est d'ailleurs souvent nécessaire de contrôler plusieurs surfaces de la pièce pour pouvoir faire une représentation tridimensionnelle des défauts.

II.6.2.4 L'étanchéité

Les méthodes de contrôle d'étanchéité font appel à des gaz traceurs, couplés à des instruments très sensibles à des concentrations minimales de ces gaz traceurs. Les plus courants sont l'hélium, l'hydrogène (azote hydrogénée), éventuellement le SF₆.

II.6.2.5 La thermographie

Les méthodes de contrôle thermique consistent à exciter un matériau ou une structure par un apport d'énergie (mécanique, photonique, chauffage par induction, air chaud...). La diffusion de la chaleur dans le matériau et l'impact qu'elle a sur la distribution de température de surface renseignent sur les propriétés thermo-physiques des matériaux et sur d'éventuels défauts. Les principaux avantages de l'ensemble de ces méthodes résident dans la possibilité d'effectuer un contrôle sans contact et automatisable. Les inconvénients sont liés à la lenteur du contrôle, au coût de l'investissement et à la difficulté de mise en œuvre des étapes d'inversion pour établir le diagnostic.

II.6.2.6 La magnétoscopie (MT)

La magnétoscopie est une technique de contrôle non destructif qui consiste à créer un flux magnétique intense à l'intérieur d'un matériau ferromagnétique. Lors de la présence d'un défaut sur son chemin, le flux magnétique est dévié et crée une fuite qui, en attirant les particules (colorées ou fluorescentes) d'un produit révélateur, fournit une signature particulière caractéristique du défaut.

II.6.2.7 Les méthodes couplées

Récemment, des méthodes couplées ont vu le jour, et pour certaines sont encore dans le domaine de la recherche : les méthodes électromagnétiques acoustiques, électromagnétiques ultrasonores ou magnéto-optiques.

Les procédés de contrôle non destructif résultent de la mise en œuvre des principes et techniques physiques précédents. Ils sont assez nombreux. Certains sont anciens, d'autres récents ; certains sont simples, d'autres complexes ; certains sont très employés, d'autres peu. On les classe habituellement en deux familles selon qu'ils favorisent la détection des défauts de surface ou des défauts internes. Le tableau (II.1) dresse la liste des procédés actuellement utilisés en contrôle industriel et résume leurs principes et leurs champs d'application spécifiques. Les performances des procédés de contrôle non destructif résultent à la fois de considérations théoriques et pratiques.

II.6.2.8 Le courant de Foucault

Lorsque l'on place un corps conducteur dans un champ magnétique variable dans le temps ou dans l'espace, des courants induits se développent en circuit fermé à l'intérieur de celui-ci, ce sont les courants de Foucault (physicien français 1819-1868).

Ainsi, une bobine parcourue par un courant variable, alternatif par exemple, génère de tels courants induits qui, créant eux-mêmes un flux magnétique qui s'oppose au flux générateur, modifient par là-même l'impédance de cette bobine. C'est l'analyse de cette variation d'impédance qui fournira les indications exploitables pour un contrôle ; en effet, le trajet, la répartition et l'intensité des courants de Foucault dépendent des caractéristiques physiques et géométriques du corps considéré, ainsi bien entendu que des conditions d'excitation (paramètres électriques et géométriques du bobinage).

On conçoit dès lors qu'un défaut, constituant une discontinuité électrique venant perturber la circulation des courants de Foucault, puisse engendrer une variation d'impédance décelable au niveau de la bobine d'excitation (ou de tout autre bobinage situé dans le champ).

Ce principe simple est surtout utilisé pour détecter des défauts superficiels, dans la mesure où les courants de Foucault ont tendance à se rassembler à la surface des corps conducteurs (effet de peau) (Voir figure9)

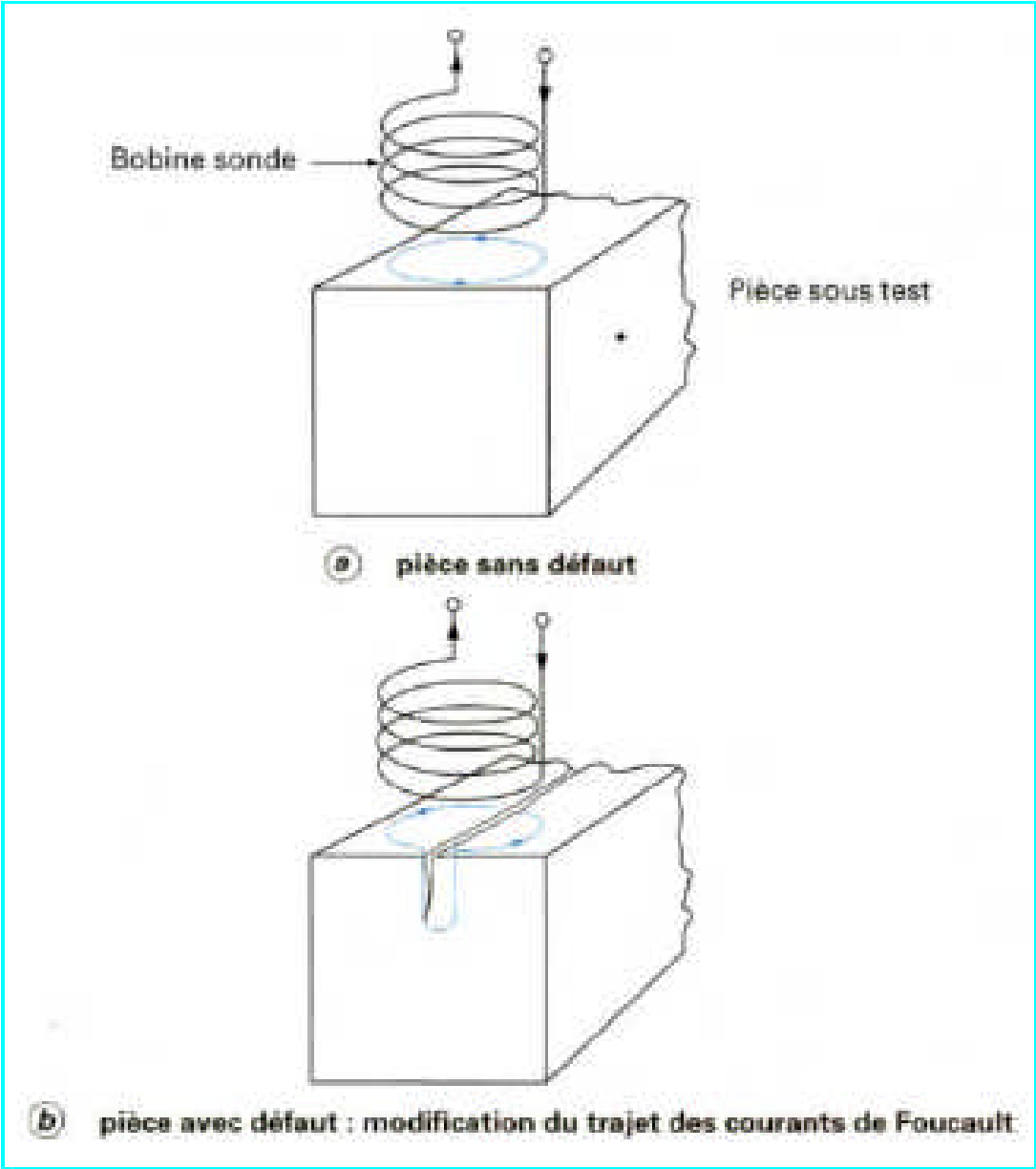


Figure (II.2) : Principe de la détection par courants de Foucault

Tableau 1 – Les procédés de contrôle non destructif : caractéristiques

Types de procédés	Méthodes de contrôle	Principes physiques	Types de défauts détectés	Domaines d'application	Points forts	Points faibles
Optiques	Examen visuel directe ou assisté	Vision Perturbation d'une réflexion	Défauts débouchants, fissures, criques, trous	Contrôle manuel de tous produits à surface accessible Contrôles automatiques de bandes et tôles	Souplesse Productivité	Productivité, fiabilité Taux de fausses alarmes
	Contrôle laser					
	Contrôle TV	Formation d'une image	Défauts d'aspect, taches	Contrôle automatique en fabrication des produits divers	Productivité	Défauts fins
Ressuage	Interférométrie holographique	Détection de micro-déformations provoquées	Délaminations, décollements	Contrôle en atelier de parois non métalliques	Contrôle des composites	Interprétation, productivité
	Thermographie infrarouge	Cartographie de perturbations thermiques	Délaminations, hétérogénéités diverses	idem Contrôle sur site	Cartographie	Caractérisation des défauts
	Ressuage	Effet de capillarité	Défauts fins débouchants	Contrôle manuel de tous produits à surface accessible	Simplicité Faible coût	Productivité, peu quantitatif
Flux de fuite magnétique	Magnétoscope	Accumulation de poudre	Défauts fins débouchants et sous-cutanés	Produits ferro-magnétiques (aciers)	Sensibilité	Réservé aux aciers Peu quantitatif
	Détection de flux de fuite	Distorsion d'un flux magnétique	Défauts fins débouchants		Sensibilité Automatisation	Fragilité des sondes
	Courants de Foucault	Perturbations d'un courant	Défauts fins débouchants	Contrôle en ligne et sur chantier de tous produits métalliques	Sensibilité Automatisation	Matériaux non conducteurs Interprétation
Électro-magnétiques	Potentiel électrique	Perturbations d'un courant	Mesure de profondeur de défauts	Tous produits conducteurs	Simplicité Faible coût	Contrôle manuel Lent
	Hyperfréquences	Transmission ou réflexion radar	Hétérogénéités diverses	Matériaux peu conducteurs	Contrôle sans contact	Interprétation du signal

Tableau (II.1) : Les procédés de contrôle non destructif

Tableau (II.1) : Les procédés de contrôle non destructif (suite)

Tableau 1 – Les procédés de contrôle non destructif : caractéristiques (suite)									
Types de procédés	Méthodes de contrôle	Principes physiques	Types de défauts détectés	Domaines d'application	Points forts	Points faibles			
Rayonnements ionisants	Radiographie X	Atténuation d'un flux	Défauts internes	Contrôle en atelier et sur site de tous matériaux	Cartographie	Protection			
	Radiographie γ				Souplesse de réglage	Détection des fissures			
	Radio-scopie en temps réel				Fortes épaisseurs	Profondeur des défauts			
	Tomographie X				Productivité	Résolution limitée			
Vibrations mécaniques	Neutronographie	Rétrodiffusion	Délaminations	Corps hydrogénés	Imagerie en coupe	Coût Productivité			
	Diffusion Compton						Contrôle des composites	Complète la radiographie	Équipement Condition d'emploi
	Ultrasons						Contrôle manuel ou automatique de la majorité des matériaux	Grande sensibilité Nombreuses méthodes d'auscultation	Conditions d'essai Interprétation des échos Couplage
Tests d'étanchéité	Essais hydrostatiques	Perturbations d'un amortissement Mesure de vitesse	Criques Fissures	Parois de gros récipients Structures diverses	Contrôle global avec localisation des défauts	Interprétation Bruits parasites			
	Essais dynamiques						Criques Fissures	Contrôle de pièces moulées	Productivité
Tests d'étanchéité	Tests avec gaz traçeurs (halogènes, hélium)	Détection de bulles	Défauts débouchants dans joints ou parois, zone perméable	Tubes et enceintes en tous matériaux	Grande étendue de flux de fuite selon la méthode	Contingences diverses selon la méthode			
	Détection sonore						Détection chimique	Bruit acoustique	

CHAPITRE III: EVALUATION DU DOMMAGE

III.1 Introduction

Avant d'entamer une procédure d'évaluation d'un dommage quelconque, on doit toujours se référer d'abord au SRM (Structural Repair Manuel) pour situer notre partie endommagée.

III.1 Description et évaluation du dégât

Lors de son entretien du **03 Avril 2006**, un véhicule a heurté l'Airbus **A330-202** qui a causé ainsi une assez grande bosselure sur le fuselage qui est classé dans le groupe A, c'est à dire qu'elle est due à une action mécanique. En conséquence, on a pu déterminer l'endroit exact de notre dommage qui se situe verticalement entre le FR18 et le FR 19 et longitudinalement entre les STGR 41 et 44 du panneau inférieur du fuselage. Plus précisément ; le dommage passe sur la STGR 43.

Cette bosselure a pour dimension de :

- **10,5mm de profondeur.**
- **305mm de hauteur.**
- **350mm de largeur.**

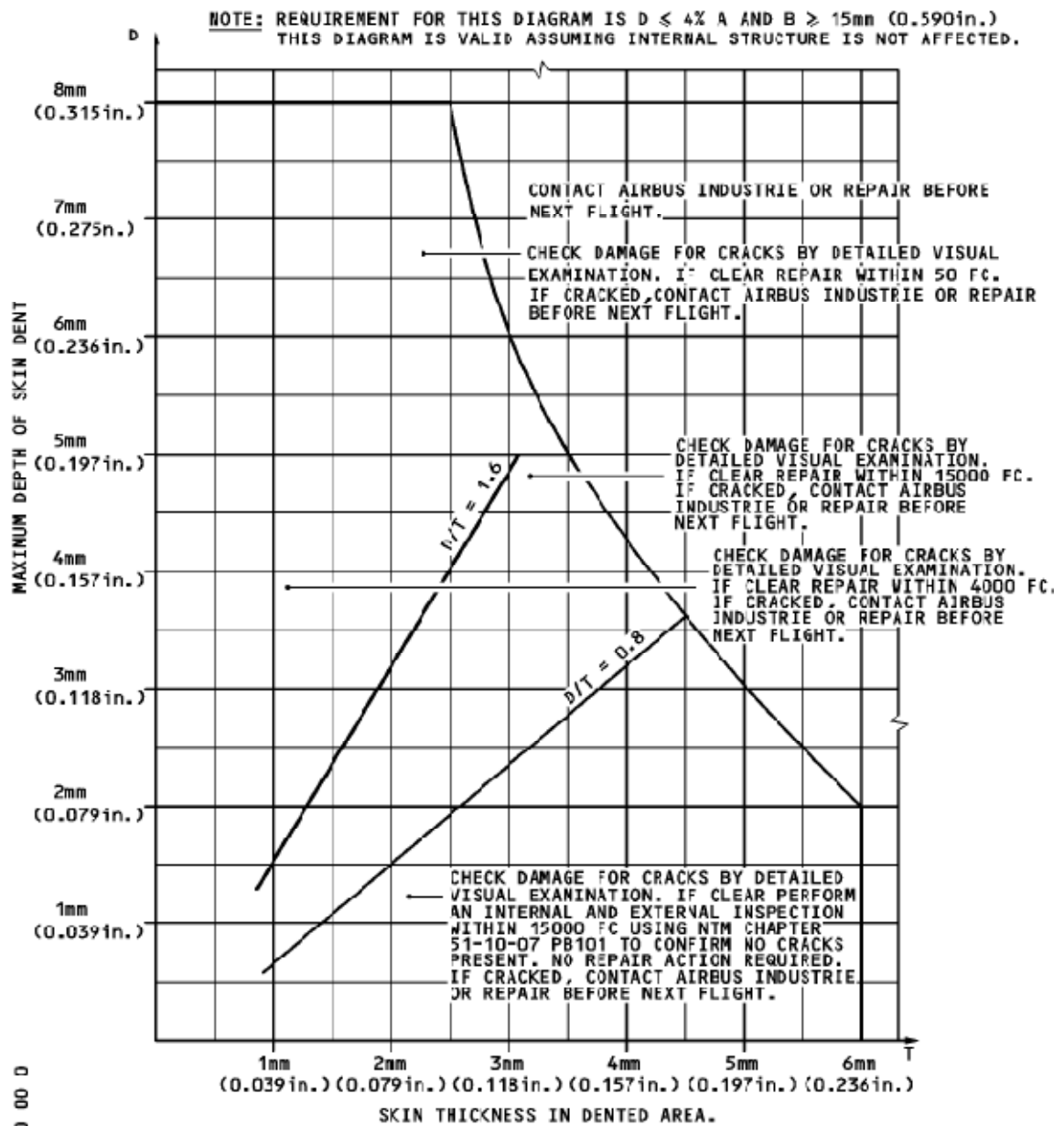
Alors, pour plus de détail précis, les parties endommagées du fuselage sont :

- Le revêtement qui se situe entre les FR18 et 19
- Epaisseur : 1,6mm
- Matière : Alliage d'aluminium 2024
- La lisse STRG43

Après une évaluation minutieuse et surtout toujours à l'aide du SRM, une conclusion a été établie et que le dommage causé par cet impact est classé parmi les **dommages majeurs** c'est-à-dire **hors tolérance**.

Une procédure de contrôle non destructif ou NDT (Non Destructive Testing) de type HFEC (Courant de Foucault) a été faite aussi et aucune catégorie de corrosion n'a été détectée. Cela dit que la surface n'a pas été infecté par des corps chimiques ou électrochimiques.

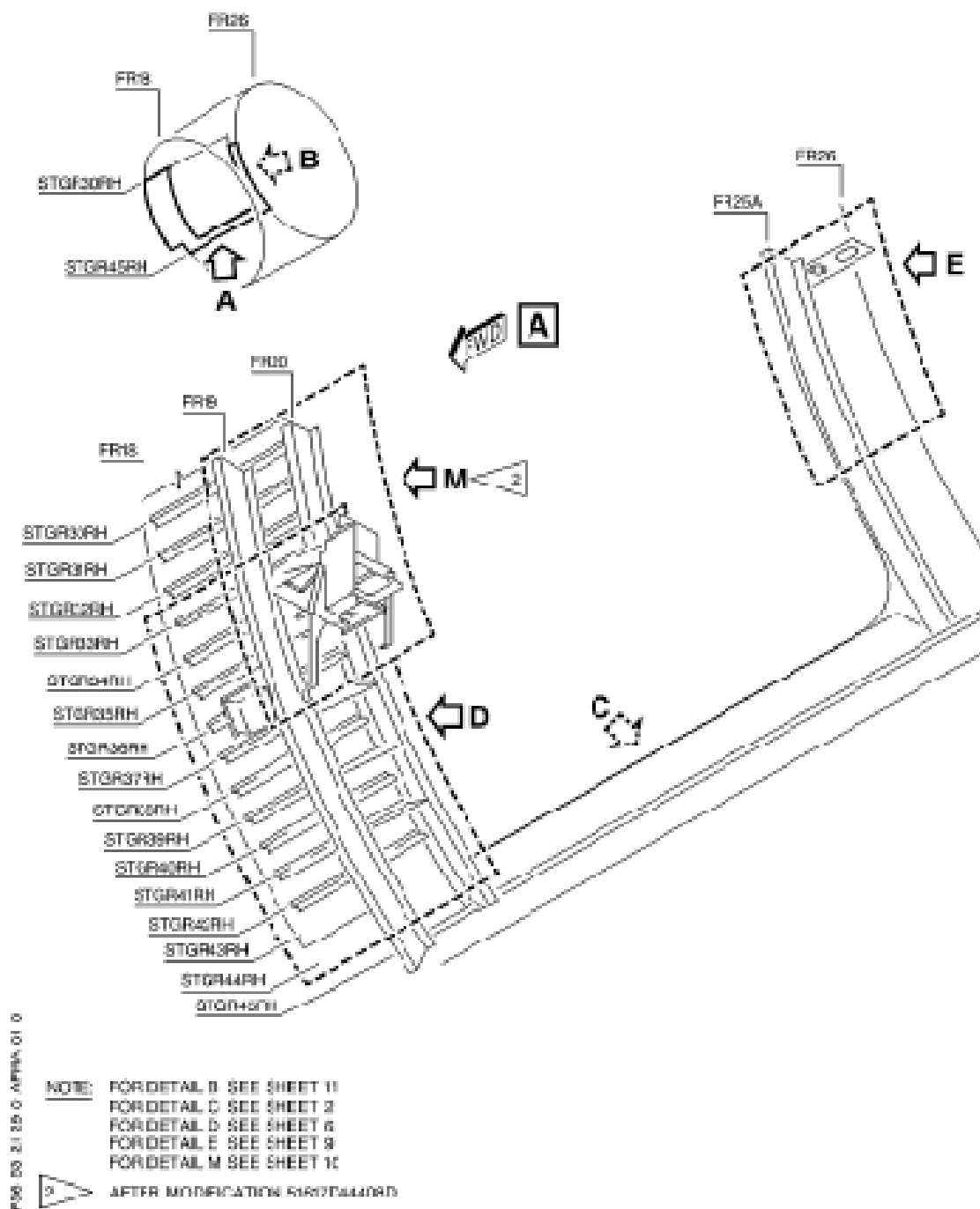
En comparant avec notre dommage à des tolérances données, voici ci-dessous un diagramme selon le SRM qui nous montre qu'il s'agit effectivement d'un dommage hors tolérance. **Voir Figure (III.1)**



FSS 53 11 11 1 AQMO 00 0

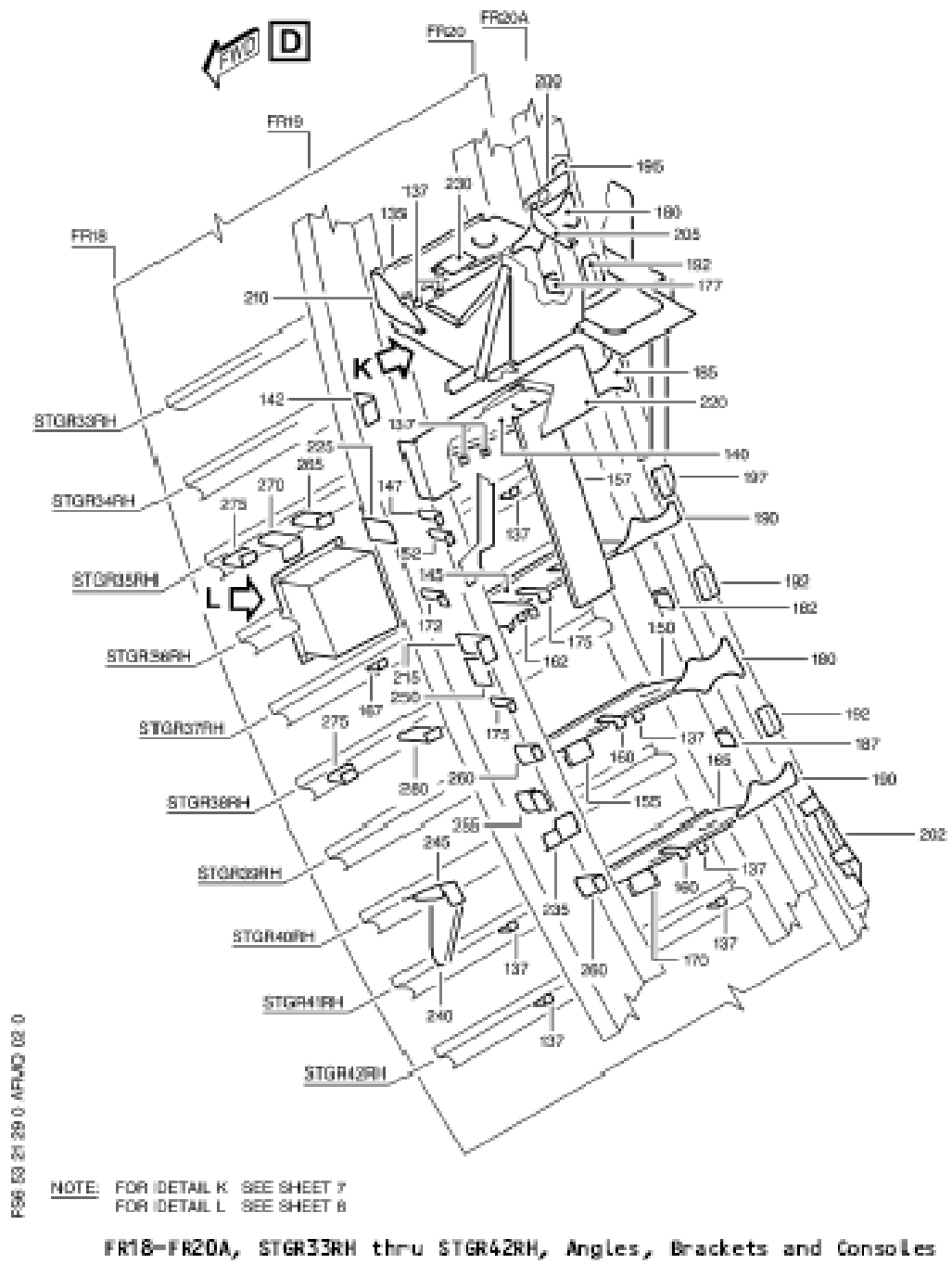
NOTE: APPLICABILITY AREAS REFER TO FIGURE 105.

Figure (III.1) : Diagramme de tolérances



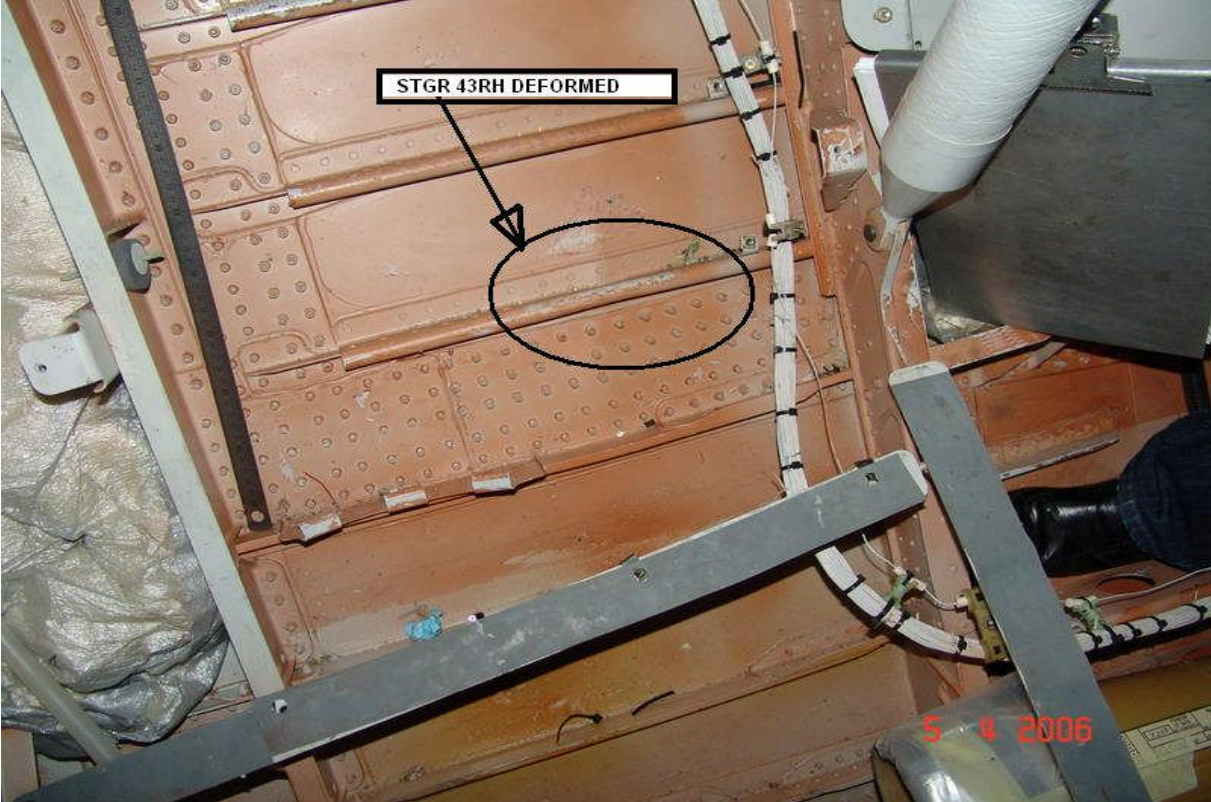
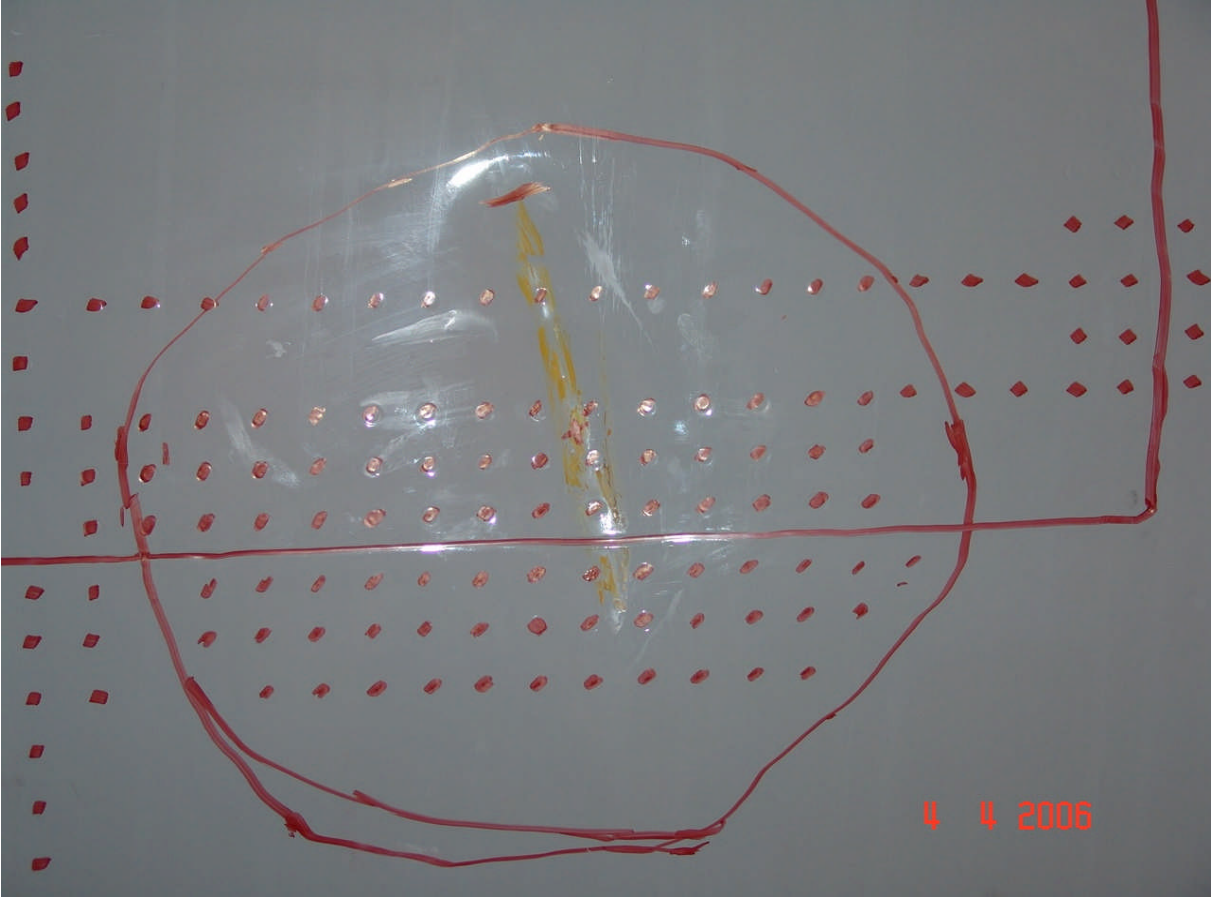
FR18-FR26, STGR30RH thru STGR45RH, General View

Figure (III.2) : Localisation du dommage à partir des stations et des lisses



Figure(III.3) : Localisation du dommage à partir des stations et des lisses

Figure(III.4) : Photo réelle du dommage sur la structure



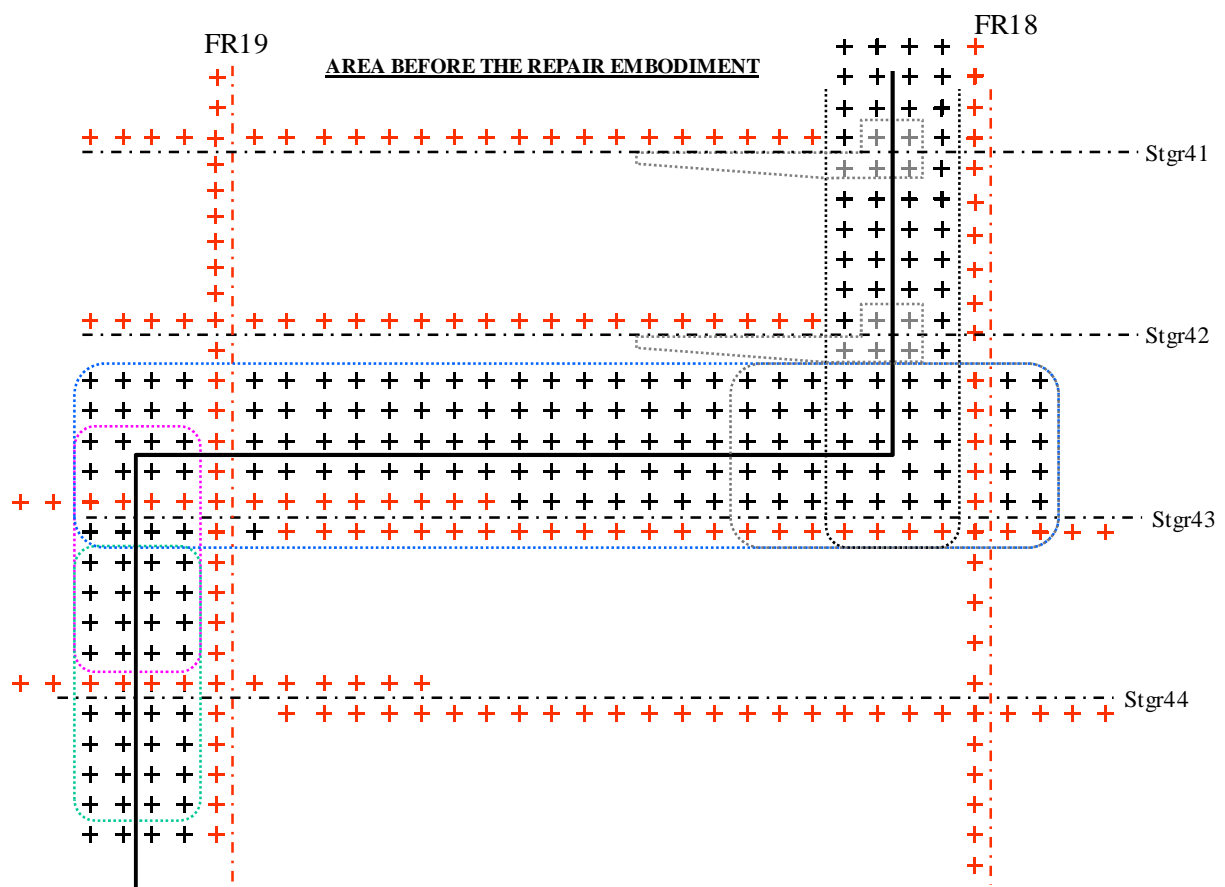


Figure (III.5) : Bilan générale du dommage structurale avant de la réparation

+ : Représente les HI-LOK (voir dans le chapitre IV.2.6.3)

+ : Représente les rivets (voir dans le chapitre IV.2.6)

CHAPITRE IV: LA REPARATION DU DOMMAGE

IV.1 GENERALITE

Il n'est pas facile de réaliser une réparation d'un dommage hors tolérance car cela nécessite non seulement des informations selon les manuels de réparations comme le SRM ; mais aussi et surtout selon les instructions données par les constructeurs (dans notre c'est le Airbus). Cela dit que la compagnie a besoin de contacter le constructeur de son appareil pour lui fournir les données nécessaires concernant la réparation du dommage en question. La compagnie devrait ainsi prouver au constructeur qu'il s'agit bel et bien d'un dommage majeur à l'aide des informations requises et qu'elle a besoin de leurs instructions. En retour, les constructeurs exigent à leur client ou au membre de l'équipage chargé de faire la réparation, de suivre à la lettre toutes les instructions qu'ils vont fournir en général sous forme de ce qu'on appelle **FRS** ou **Fiche de réparation structurale**.

Avant d'entamer la réparation de notre dommage ; il serait raisonnable et nécessaire de donner toutes les informations concernant les étapes de réparation à suivre selon le SRM. Telles sont :

- Enlever les attaches dans le secteur de réparation.
- Enlever le mastic du secteur de réparation (Décapage)
- Nettoyer et dégraisser le secteur de réparation avec le produit d'épuration (**MAT N°11-003**).
- Couper le secteur endommagé du revêtement et ébavurer les bords.
- Si le secteur à réparer est situé sur le boitier ou la partie inférieure du fuselage, il est nécessaire de fabriquer un matériau de remplissage. Fabriquer les pièces de réparation (renfort) et (la pièce aveugle) et éliminer les angles ou les bords pointus pour éviter des éventuelles

fissures.

- Marquer la position des trous existants du revêtement aux deux pièces de réparation.
- Marquer sur les deux pièces de réparation la position des trous pour les attaches supplémentaires conforme à l'attache existante (Chapitre 51-47-00)
- Forer les avant-trous sur les deux pièces de réparation.
- Placer et attacher temporairement les deux pièces de réparation à l'aide de ce qu'on appelle **les épingles**.
- Transférer le foret des avant-trous qui sont dans la partie des deux pièces au revêtement.
- Forer tous les trous au diamètre final.
- Enlever les deux pièces de réparation du secteur de réparation.
- Ébavurer les trous d'attache sur le revêtement et sur les deux pièces de réparation.
- Nettoyer et dégraisser toutes les parties avec le produit d'épuration (**MAT N°11-003**).
- Appliquer le traitement de surface (se référer au chapitre 51-23-00) :
 - Sur les deux pièces de réparation :
 - a. Un acide chromique anodisant.
 - b. Amorce de polyuréthane (MAT N°16-001)
 - c. Peinture de finition de polyuréthane (16-018)

 - Sur le coupe-circuit et les fraises
 - a. Une amorce de lavage (MAT N°16-020)

- b. Une couche de polyuréthane (MAT N°16-001)
- Remplir les fraises existantes dans le revêtement à l'aide de mastic
- Installer les deux pièces de réparation avec l'interposition du mastic sur les surfaces de contact (se référer au chapitre 51-76-11).
- Installer les attaches avec le mastic (se référer au chapitre 51-76-11). Noter bien que les rivets ASN-A2051 et MS20426 (se référer au chapitre 51-40-00) doit être soumis à un traitement thermique avant l'installation (se référer au chapitre 51-25-00).
- Appliquer le traitement protecteur sur la surface interne (se référer au chapitre 51-23-00) et sur les rangées de tête des attaches une couche primaire de polyuréthane.

Et dans l'ensemble le secteur réparé :

- a. Une dernière couche de polyuréthane (MAT N°16-002).
- b. Un inhibiteur de Lubrifiant antirouille (MAT N°05-027) quand le secteur réparé est situé sur la partie inférieure du fuselage.
- Remplir les fraises existantes dans le revêtement par de mastic (MAT N°09-013).
- Appliquer le traitement protecteur sur la surface externe (se référer au chapitre 51-23-00) :
 - a. Sur les rangées de tête d'attache :
 - b. Une amorce de lavage (MAT N°16-020).
 - c. Amorce de polyuréthane de b (MAT N°16-001).
- 1- Dans l'ensemble du secteur réparé, peinture de finition de polyuréthane (MAT N°16-018).

IV.2 LES ETAPES DE REPARATION

IV.2.1 Décapage

Ce terme est souvent assimilé au traitement des surfaces par un procédé "chimique". Néanmoins, dans les traitements "par impacts", il est employé pour désigner tous les procédés projetant toutes sortes de produits, dans le but d'éliminer tous les polluants d'une surface (sable, rouille, calamine, résidus de peinture ou autres revêtements).

Dans notre réparation, on a utilisé un décapant appelé « METHYL-ETHYL-KETONE » qui porte le numéro MAT N°11-003 (se référer aux chapitres 51-35-00 et 51-11-11-101 annexe1). Ce produit est dangereux donc il est toujours indispensable de se protéger (gants, masques, bottes) ou de protéger aussi tous les lieux entourant la réparation comme couvrir tous les lieux non endommagés à l'aide des toiles...etc.

Le décapage s'applique à la surface à réparer de façon très douce et progressive afin de bien s'assurer que tous les polluants sont bien éliminés et que cette surface soit lisse et prête à recevoir d'autres produits sans se mélanger avec ceux qui y étaient avant.

IV.2.2 La Découpe

IV.2.2.1 Définition et généralité

La découpe consiste à enlever le secteur endommagé du revêtement après avoir précisé la ligne de découpe de façon que le dommage y soit encadré et en générale par un rectangle. (Figure 15)

Il est toujours indispensable d'enlever les quatre angles droits de la limites de découpe afin d'éviter les criques et d'ébavurer ainsi le contour du découpe.

Après avoir défini le secteur à enlever, il est nécessaire d'adapter la taille et la forme de ce secteur convenable à :

- la distance de marge,
- la distance d'attache,
- le rayon autorisé pour les 4 angles du secteur.

En observant notre dommage on remarque qu'il y a des rivets dans le secteur endommagé, alors il est recommandé d'en installer de nouveaux généralement comme leurs modèles originaux, sinon on doit suivre les recommandations indiquées par le constructeur tout en gardant les mêmes distances et des marges.

La lisse « **STRG43** » fait partie du secteur endommagé, en conséquence on doit aussi enlever leurs attaches ; et également enlever les rivets additionnels tout autour ce secteur endommagé.

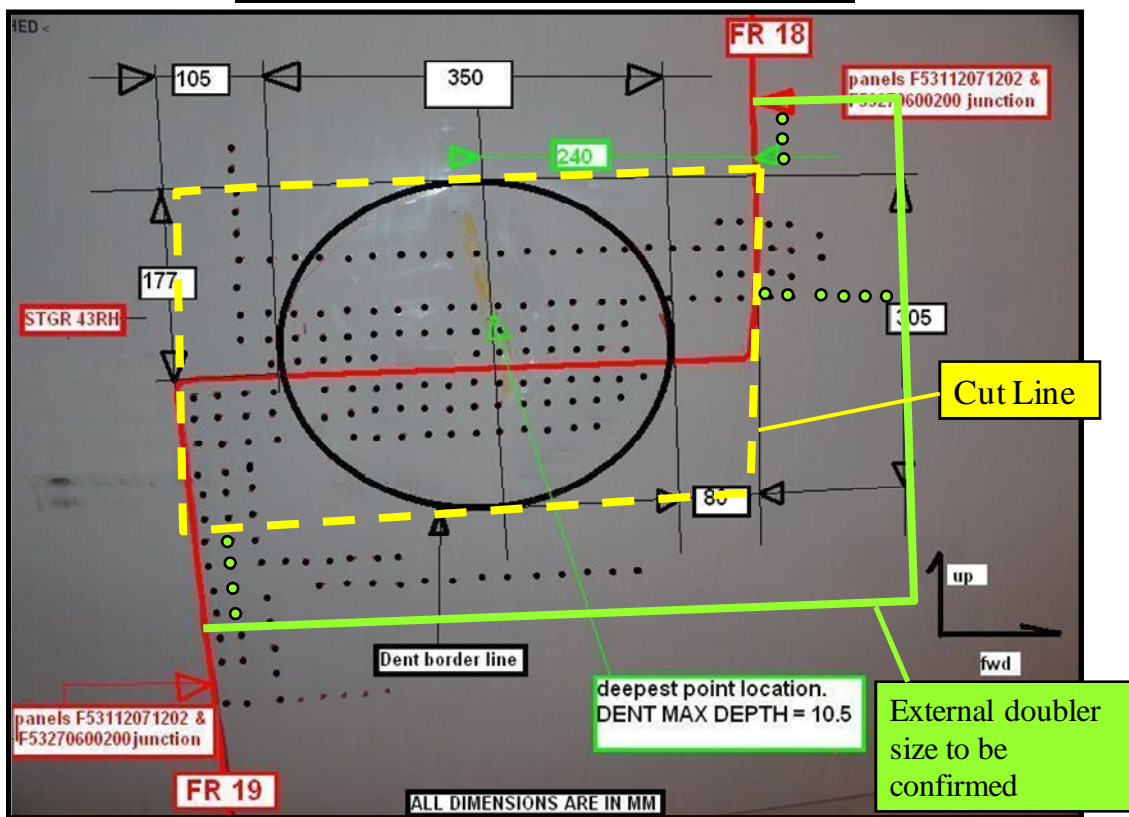
VI.2.2.2 Retrait du revêtement endommagé

- Afin d'assurer l'enlèvement de tout le dommage il est nécessaire d'enlever aussi une petite partie du métal intact environnant. Et s'assurer que le métal restant est en bon état. Cela nécessite encore le NDT.
- Avant tout, il est recommandé le nettoyage du secteur endommagé avec le produit d'épuration (MAT N° 11-003 ou 11-004).
- Marquer à l'extérieur, le secteur du matériel à enlever.
- Enlever toutes les rivets dans le secteur endommagé et au moins trois ensembles d'attaches dans le secteur adjacent.
- Couper en suivant la marque autour du secteur endommagé jusqu'à ce que les dommages puissent être enlevés.

- Pendant ce procédé, les précautions sont nécessaires pour empêcher des dommages de tous les composants autour de la ligne de coupe. Généralement, ils sont protégés par une tôle d'acier approximativement 0.2 millimètre à 0.5 millimètre profondément glissé entre les composants et les secteurs qui doivent être enlevés.
- Limer les bords de découpe en utilisant une lime ou des meules à ébarber pour obtenir les dimensions correctes de la découpe.
- Rendre les bords de la découpe lisses.
- Nettoyer le secteur autour de la découpe avec le produit d'épuration (MAT N°11-003 ou 11-004).
- Appliquer la peinture de structure (Wash primer, MAT N°16-020) et la peinture de structure (PU primer, MAT N°16-001) aux bords de la découpe.

Il est vrai qu'une lisse qui passe par la surface endommagée a reçu aussi un dommage mais l'Airbus a recommandé de le démonter complètement et d'en remettre une toute neuve au lieu de faire une découpe.

A330 MSN647 Cut-line in dent area



Figure(IV.1) : Délimitation de la ligne de découpe

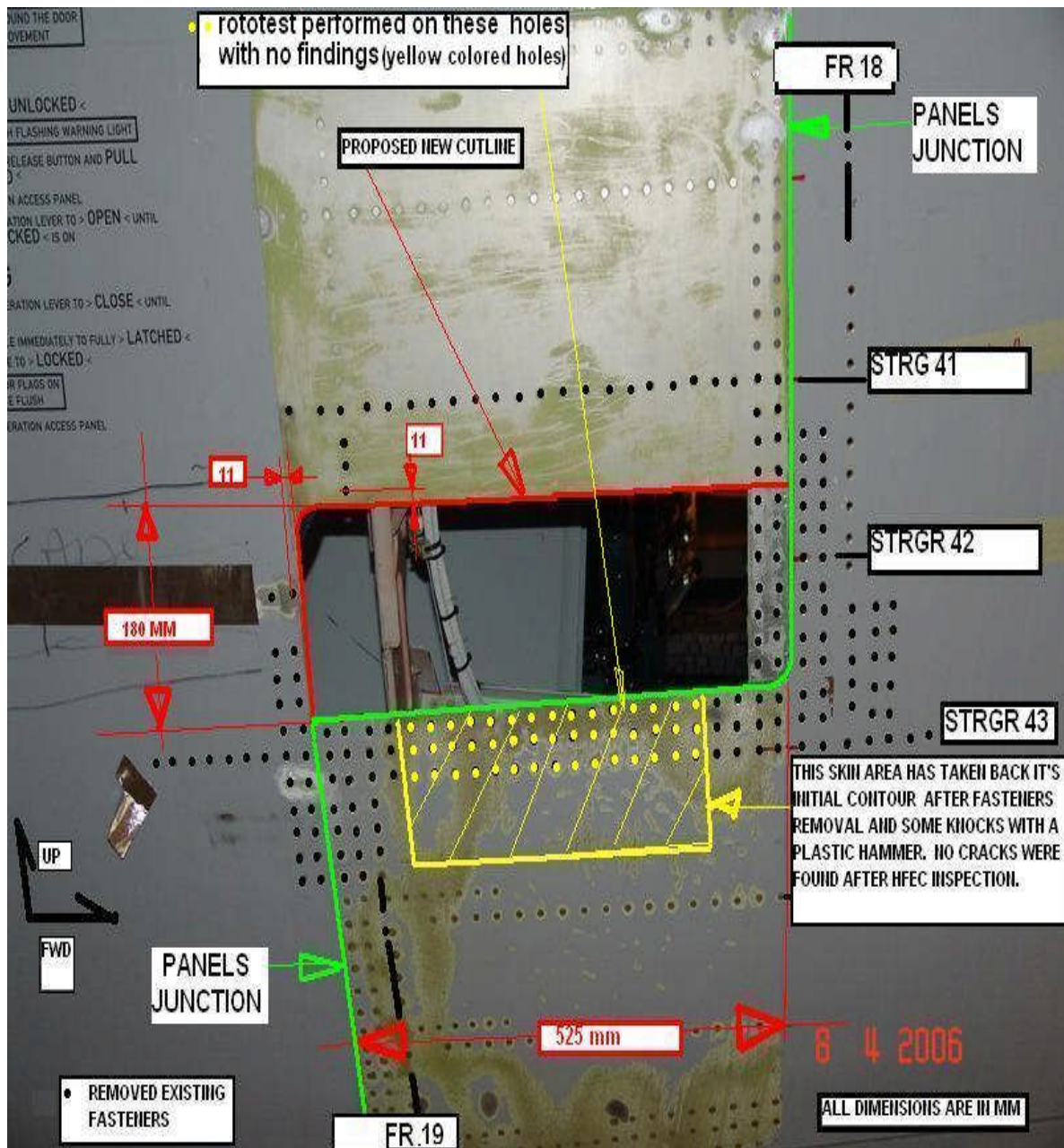


Figure (IV.2) : La découpe

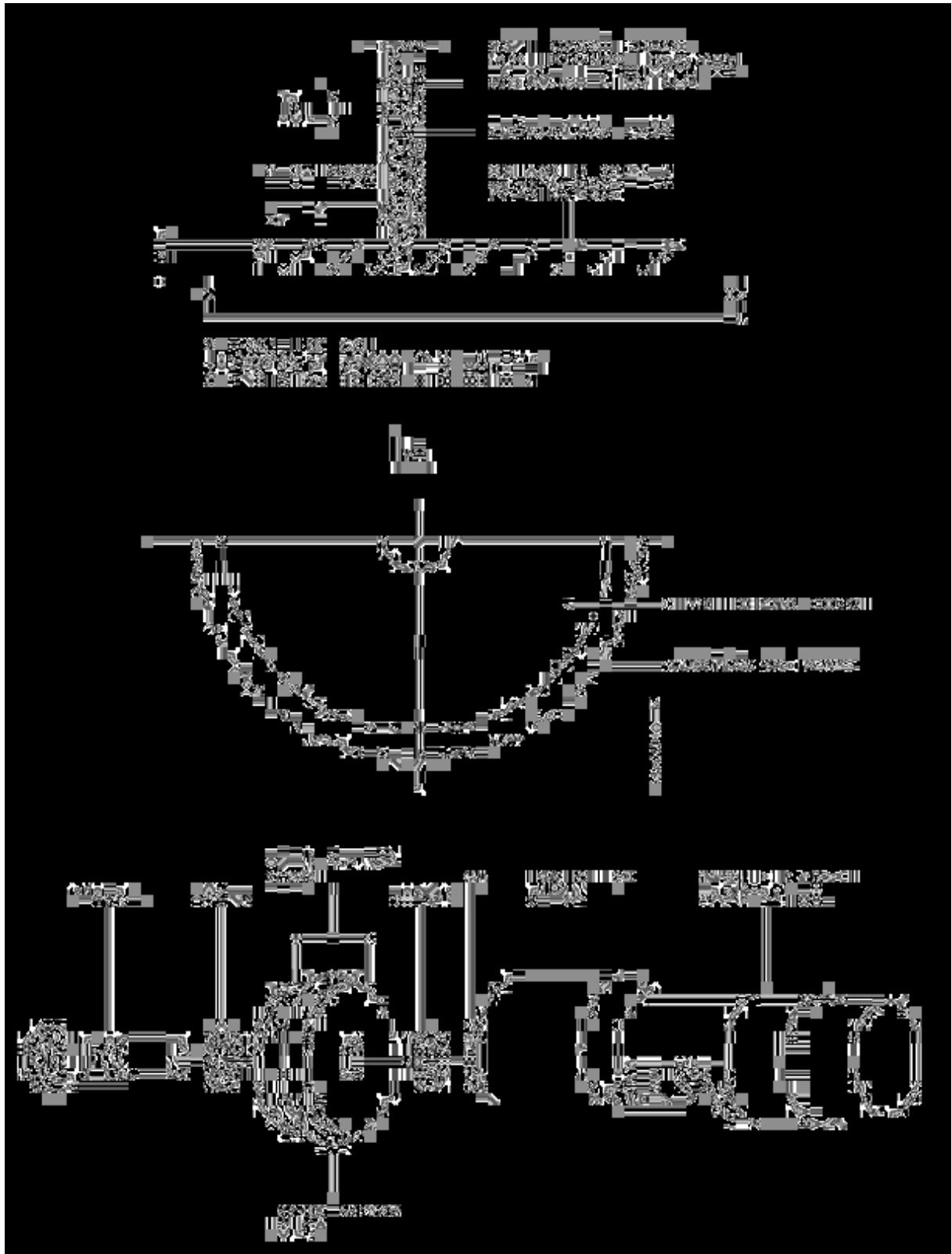


Figure (III.3) : L'outil pour la découpe

IV.2.3 Traitement thermique

Le traitement thermique est un procédé dont le but est de rendre un métal, alliage ; plus maniable et souple tout en avoir une bonne résistivité et de durcissement. Plus précisément c'est de donner à un métal, un alliage quelconque une meilleure performance de ses caractéristiques mécaniques.

Il existe plusieurs types de traitement thermique mais les plus courants sont « **la trempe** », « **le revenu** » et « **le recuit** ».

IV.2.3.1 Exemples de type traitement thermique

a- La trempe

La trempe, est l'un des traitements thermiques qui consiste à chauffer un métal, un alliage ou du verre, jusqu'à une température supérieure (800°) au point de transformation du matériau, puis à le *refroidir brusquement* en le trempant dans de l'eau ou de l'huile, ou même, dans le cas de certains aciers dits autotrepants, en les exposant simplement à l'air. Il est également possible de tremper par induction.

Grâce à la trempe, on dote la matière de particularités dites métastables, qu'elle ne présente pas habituellement à température ambiante ; la matière conserve ainsi l'organisation moléculaire qu'elle prend à haute température, sans pour autant que sa structure physico-chimique soit modifiée. Certains métaux ainsi traités acquièrent des caractéristiques de dureté nettement supérieures à celles du métal non trempé. En revanche, ils deviennent cassants. Le réchauffement à une température inférieure réduit la dureté mais améliore la résistance. D'autres métaux comme le bronze deviennent plus souples lorsqu'on les trempe.

b- Le revenu

Après l'opération de trempe et afin de réduire la fragilité (qui augmente en fonction du pourcentage de carbone présent dans l'alliage), on procède systématiquement au revenu, qui consiste à chauffer plus ou moins longtemps la matière à une température légèrement inférieure ; tout d'abord pour éliminer les tensions internes dues au refroidissement brutal de la périphérie de la pièce sur le cœur dilaté en chauffant à la température minimale 200°; puis pour chercher une valeur de caractéristique mécanique précise en chauffant entre les 200° et 600° ; et enfin pour éviter la formation de nouvelles contraintes ou tensions internes en appliquant un refroidissement lent.

c- Le recuit

Le recuit est un procédé qui permet d'éliminer les contraintes provoquées par les traitements (thermiques ou mécaniques) que la matière avait pu subir auparavant. Il facilite souvent le travail d'usinage, car il « adoucit » le matériau. Il consiste à chauffer la matière au-dessus du point de transformation (700° à 100°), et à la refroidir très lentement, ou encore à la chauffer juste en dessous de ce point, et à la maintenir à température de manière prolongée. En fonction de la matière traitée, on décide, après l'avoir chauffée au-dessus du point de transformation, d'une vitesse de refroidissement ; ou, dans le cas d'une chauffe en dessous de ce point, de la durée de la chauffe. Si le refroidissement, après chauffage au-dessus du point de transformation, est réalisé à l'air, on appelle ce procédé **normalisation**.

IV.2.3.2 Traitement thermique des rivets pleins en alliage d'aluminium.

Les conditions applicables pour le traitement thermique sont établies dans l'annexe 2.

Le traitement thermique s'effectue en deux phases :

- Un traitement de mise en solution qui consiste à chauffer et maintenir la température proportionnée jusqu'à ce que la dissolution pleine des constituants d'alliage dans la matrice en aluminium soit réalisée.
- La trempe est finie en plongeant les rivets dans l'eau.

a- Refroidissement de rivet

Tout rivet usiné du type d'alliages 3.1324, 2017, 2017A et 2024 dont ils ne sont pas employés juste après la trempe doivent être refroidis afin de retarder le processus de vieillissement naturel.

Il est recommandé que la durée entre la trempe et l'insertion des rivets dans le produit de refroidissement n'excède pas 5 minutes pour le type de rivets 2024 et 30 minutes pour le type de rivets 3.1324, 2017 et rivets 2017A.

Avant leur stockage, les rivets seront immergés pendant approximativement 5 minutes dans l'isopropyle ou l'alcool éthylique à la température -20°C (-4°F) ou inférieur, afin d'enlever l'eau et atteindre rapidement la température de refroidissement.

Une fois que la température de refroidissement est atteinte les rivets peuvent être stockés pendant une période maximum de 7 jours à la température -18°C (-0.4°F) ou de 20 jours au -20°C (-4°F).

Notons bien que les rivets à installer doivent être à la température ambiante et doivent être secs. Quand la température ambiante excède le 25°C (77°F), le temps de manipulation des rivets est réduit.

IV.2.4 Formage

Le formage est une opération qui consiste à donner une forme quelconque à un métal. En général cette forme une courbure. Elle se réalise surtout à partir d'un traitement thermique.

IV.2.4.1 Processus de recourbement (Pliage)

Les données suivantes sont nécessaires pour calculer les dimensions correctes d'un composant de réparation :

- épaisseur de la tôle (t),
- rayon de cintrage (r),
- tolérance de courbure (v).

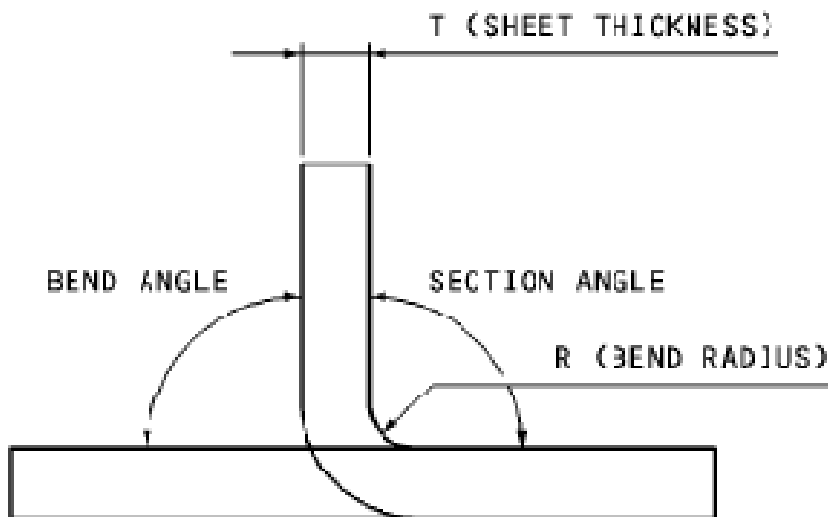


Figure (IV.4) : Processus de recourbement

C. Calcul de la longueur développée

la longueur développée : $L = A + B + V$

- (a) Le changement de tolérance « V » de courbure dépend de :
- la dimension des rayons de cintrage « R »,
 - l'angle « a » de courbure,
 - l'épaisseur « T » de feuille.
- (b) La tolérance « V » de courbure est négative quand l'angle de cintrage « a » est égal à 0° à 115° (angle « b » de section = 180° avec 65°).
- (c) La tolérance de courbure peut être positive ou négatif quand la courbure penche vers « a » = 115° à 180° (angle « b » de section = 65° à 0°)

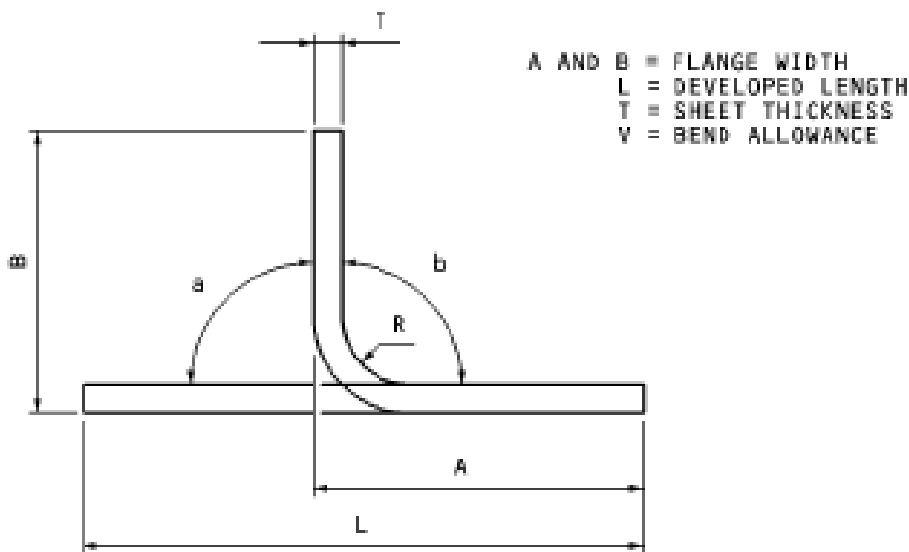


Figure (IV.5) : Processus de recourbement

	METAL	EPAISSEUR DE LA TÔLE	COURBURE MINIMALE
ALLIAGES D'ALUMINIUM	2014T42	jusqu'à 5.0	2.5T
	2014T62	jusqu'à 5.0	3T
	2024T42	jusqu'à 3.2	2.5T
		3.2mm-6mm	3T
	6082T6	jusqu'à 2.65	4T
	6082T62		
7050T76	jusqu'à 1.2	3T	

Tableau (IV.1) : Matériaux en condition « soumise à un traitement thermique »

	METAL	EPAISSEUR DE LA TÔLE	COURBURE MINIMALE
ALLIAGES D'ALUMINIUM	2014T4	0 - 3.25	2.5T
	2014T6	3.25 à 5mm	3T
	2024T42	0 - 3.25	2.5T
		3.25 à 6mm	3T
	2024T4(3. 1364T4)	0 - 1.2 mm	3T
		1.2 à 3.25mm	4T
		3.25 à 6mm	5T
	2618T6	0 - 3.25	2.5T
	7050T76	0 - 1.2	3T
7475T761	0 - 1.6	2.5T	

Tableau (IV.2) : Matériel dans 2h de solution - traitement ou recuit

IV.2.5 Fraisage

IV.2.5.1 Définition

Le fraisage, comme son nom l'indique, regroupe les opérations d'usinage pouvant être effectuées sur une fraiseuse. Ces opérations aboutissent à l'obtention d'une forme géométrique généralement prismatique.

Le fraisage est l'une des importantes opérations en aéronautique car celle-ci contribue essentiellement dans la réalisation de toutes les surfaces aérodynamiques (lisse) tant convoitées par les structuristes aéronautiques.

Pour notre cas, on ne peut jamais procéder à une opération de rivetage tant qu'on n'a pas fraisé les surfaces qu'on voudrait riveter c'est-à-dire l'ensemble de la pièce de réparation (La pièce aveugle, le renfort, et la lisse).

On fraise cet ensemble des pièces de réparation en respectant les instructions données selon le SRM : Les distances et les diamètres sont en fonction de la nature des rivets

IV.2.5.2 Procédure

L'utilisation d'une attache fraisée a besoin d'une cavité fraisée dans la surface du matériel. La cavité fraisée reçoit la tête de l'attache et donne donc une surface douce.

Les outils, utilisés pour produire la cavité fraisée, sont de divers types mais le plus recommandé est l'outil réglable avec une broche pilote remplaçable car celui-ci pourrait nous donner le diamètre exacte. Le diamètre de la broche doit s'adapter avec le diamètre du trou voulu. Le diamètre de la fraise doit être plus grand que le diamètre maximum de la cavité fraisée exigée.

On doit toujours prendre un morceau de métal pour tester notre fraiseuse et si on a vraiment le bon diamètre. Ce métal devrait avoir le même type d'épaisseur que le métal qui doit être employé pour la réparation. Après avoir foré plusieurs trous au diamètre requis dans

le morceau d'essai il est nécessaire de vérifier la profondeur avec l'attache correcte.

Quand la profondeur exigée de la fraise a été obtenue, vérifier que la partie parallèle restante (à l'exclusion du secteur ébavuré) du trou est au moins de 0.2 mm de longueur, puis accomplir l'essai en installant entièrement une attache dans le morceau d'essai et vérifier l'exactitude.

Après avoir essayé l'exactitude du diamètre voulu, on peut procéder au fraisage de la vraie pièce avec les distances séparant chaque trou.

Les dimensions des trous pour les rivets pleins et les HI-LOK sont indiquées sur le **tableau 5** ci-dessous :

NOMINAL RIVET DIAMETER		HOLE DIAMETERS <1>			
		MAX.		MIN.	
mm	in.	mm	in.	mm	in.
1.6	1/16	1.75	0.069	1.65	0.065
2.4	3/32	2.57	0.101	2.46	0.097
2.8	7/64	2.95	0.116	2.84	0.112
3.2	1/8	3.35	0.132	3.25	0.128
3.6	9/64	3.76	0.148	3.66	0.144
4.0	5/32	4.17	0.164	4.06	0.160
4.4	11/64	4.57	0.180	4.47	0.176
4.8	3/16	4.95	0.195	4.85	0.191
5.2	13/64	5.36	0.211	5.26	0.207
5.6	7/32	5.77	0.227	5.66	0.223
6.0	15/64	6.17	0.243	6.07	0.239
6.4	1/4	6.55	0.258	6.45	0.254
6.8	17/64	6.96	0.274	6.83	0.269
8.0	5/16	8.15	0.321	8.03	0.316
9.6	3/8	9.75	0.384	9.63	0.379

Standard and Oversize Hole Diameters for Solid Rivets (Aluminum Alloy, Titanium, Titanium Columbium (E-Z-Buck) and Monel)

Tableau (IV. 3) : Les différentes dimensions des trous pour les rivets

DIAMETER DASH NUMBER		STANDARD HOLE DIAMETERS - TRANSITION FIT <1>							
		IN ALUMINUM ALLOY				IN STEEL AND TITANIUM			
HL, DAN, ABS	ASNA, NAS, NSA	MAX.		MIN.		MAX.		MIN.	
		mm	in.	mm	in.	mm	in.	mm	mm
5	2	4.160	0.1638	4.125	0.1624	-	-	-	-
6	3	4.821	0.1898	4.780	0.1882	4.833	0.1903	4.813	0.1895
8	4	6.350	0.2500	6.310	0.2484	6.357	0.2503	6.337	0.2495
10	5	7.940	0.3126	7.900	0.3110	7.950	0.3130	7.925	0.3120
12	6	9.530	0.3752	9.490	0.3736	9.537	0.3755	9.512	0.3745
14	7	11.120	0.4378	11.080	0.4362	11.130	0.4382	11.100	0.4370
16	8	12.710	0.5004	12.670	0.4988	12.717	0.5007	12.687	0.4995
18	9	14.287	0.5625	14.247	0.5609	14.297	0.5629	14.262	0.5615
20	10	15.875	0.6250	15.836	0.6235	15.884	0.6254	15.849	0.6240
24	12	19.052	0.7501	19.013	0.7485	19.064	0.7506	19.024	0.7490

Standard Hole Diameters - Transition Fit in Aluminum Alloy, Steel and Titanium for Pins (threaded), Bolts and Pins (swaged)

Tableau (IV. 4): Les différentes dimensions des trous pour les HI-LOK

IV.2.5.3 L'espace des trous et les marges

Les espacements des trous sont déjà donnés par le constructeur s'il s'agit d'une grande réparation comme ce qui est dans notre cas.

Il faut les respecter et de suivre à la lettre tout ce qui est dit dans le document que l'Airbus a donné. Ce document s'appelle « *Technical Disposition* ». (Voir figure20)

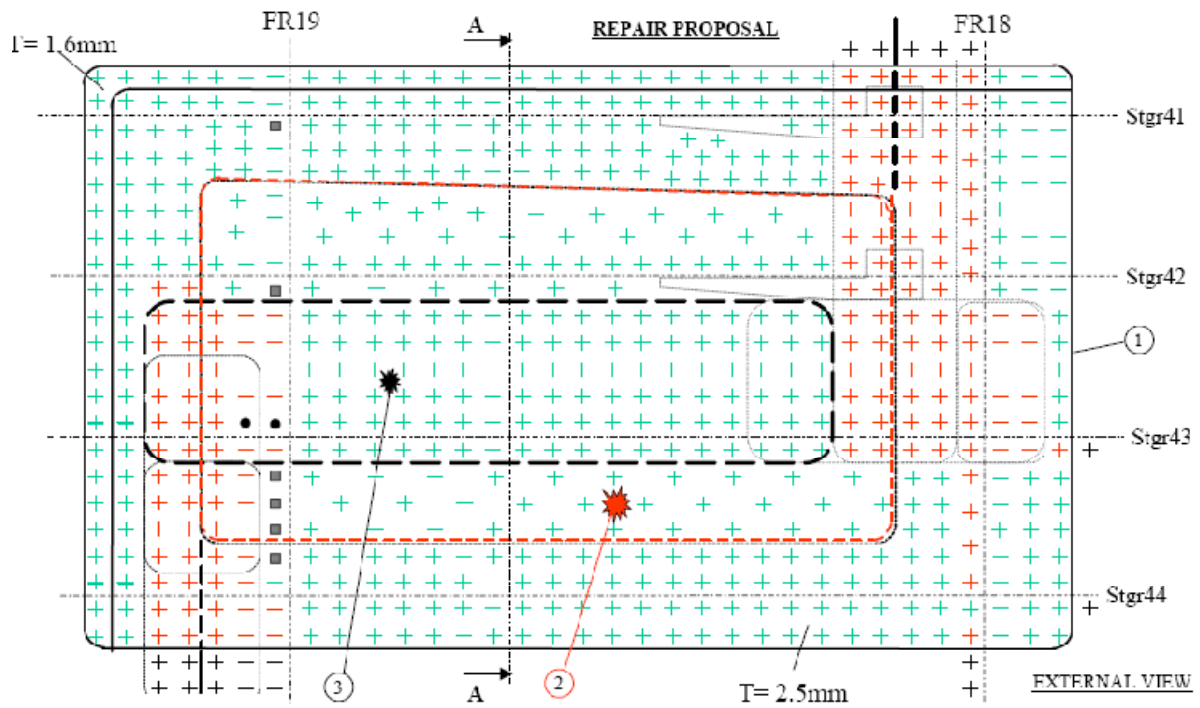


Figure (IV.6): Espacement des trous

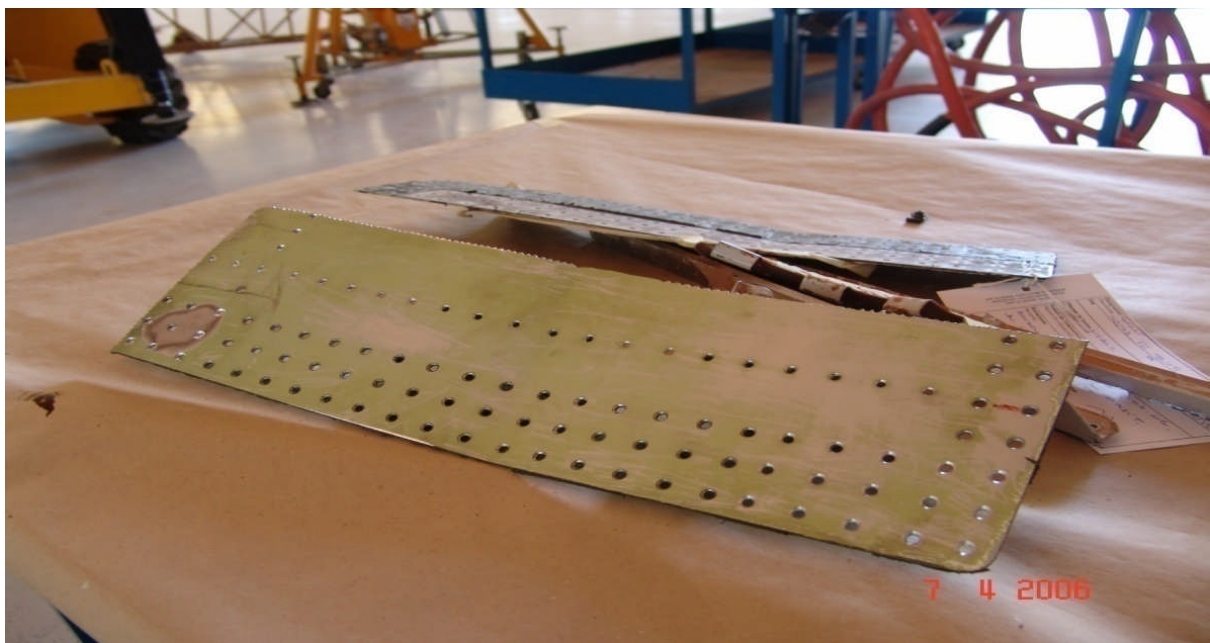


Figure (IV.7) : Photo réelle durant le fraisage de la pièce invisible

IV.2.6 Rivetage

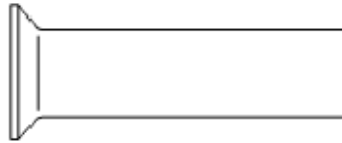
IV.2.6.1 Définition

Le rivetage est un assemblage de pièces (deux ou plusieurs tôles) à l'aide de rivets. C'est un *assemblage définitif*, c'est-à-dire non démontable sans destruction de l'attache.

Des rivets pleins en aluminium sont principalement utilisés pour les composants structuraux d'un aéronef et surtout dans la zone d'assemblage de haute résistance et en alliage d'aluminium.

Il existe trois types principaux de rivetage :

- **Le type apparent** : les têtes de rivets restent en relief de chaque côté du joint.
- **Le type fraisé** : une des têtes ou bien les deux sont noyées dans un logement réalisé 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 embouti réalisé soit sur la tôle extérieure seule, la tôle intérieure étant fraisée ; soit sur les deux tôles constituant les joints. Ce type de rivet n'est utilisé que dans le cas où au moins une des tôles est mince.



STANDARDS CONCERNED:
ASNA0001, ASNA0003, ASNA2019, ASNA2585, DIN65339, LN9179, LN9199, L21-217,
NSA5406, NSA5412, NSA5435, NSA5414

Figure (IV.8) : Rivet ASNA2585

IV.2.6.2 Installation des rivets

Généralement pour le choix des attaches on doit toujours se référer au type, matériel, protection, diamètre, longueur et, si nécessaire, au diamètre surdimensionné. Or, on ne doit pas aussi oublier que pendant la réparation l'Airbus a déjà mentionné les attaches qu'il faut utiliser telles sont : HL11VF6 + HL70-6, HL111VF6 + HL79-6, ASNA2585-44, ASNA2585-52. Ainsi, on doit utiliser les attaches conformément à ceux qui sont recommandés.

Il existe trois façons d'installer des rivets :

- En compressant les rivets.
- En martelant les rivets avec du pistolet à riveter pneumatique.
- En martelant avec la main

Dans notre cas, c'était la deuxième méthode qui a été recommandée

Le pistolet à riveter, est utilisé avec un contre bouterolle (bucking bar), pour avoir la forme de la tête de rivet. On appelle aussi ce procédé, un rivetage de réaction. Un ensemble correctement formé de rivet est tenu dans le pistolet et placé sur l'extrémité principale du

rivet. En même temps la « bucking bar » est tenue contre l'autre extrémité du rivet. Pendant que le pistolet fait son opération, la réaction de la « bucking bar » au martèlement pneumatique forme la tête du rivet.

Il est bien nécessaire aussi de ne pas oublier la vérification des trous fraisés ; qu'ils satisfirent tous les conditions y compris son nettoyage et son ébavurage.

Après avoir assuré que notre surface à riveter est bien propre ; enduire sur cette surface d'une couche de mastic, mais avant que ce mastic ne soit pas sec, il est nécessaire d'installer les rivets.

Il est essentiel aussi de vérifier qu'il n'y a aucun espace entre les deux plaques à riveter car ceci peut déformer les rivets en entraînant une mauvaise résistance au rivetage.

Mais tout d'abord pour bien ajuster les trous aux uns les autres ; l'utilisation des épingles est indispensable temporairement et bien en faire attention que ces épingles ne vont pas créer d'autres dommages comme les rayures.

Toutes ces conditions doivent être réunies avant d'installer les rivets. Et même pour l'installation des rivets, il doit y avoir une cale pour supporter les efforts appliqués par le pistolet qui peuvent déformer à la fois la structure et les rivets.

Enfin pour former l'autre tête qui se trouve à l'autre extrémité du rivet, on ne doit pas trop comprimer le rivet car cela peut provoquer des criques sur la structure.

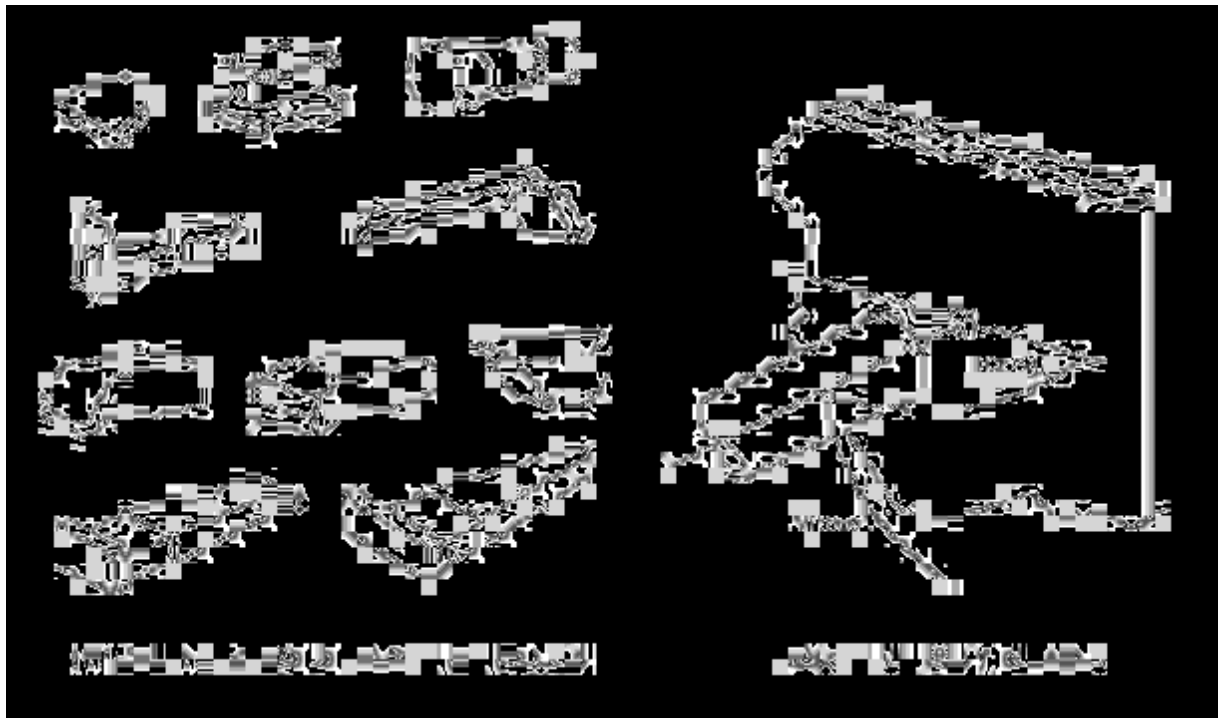


Figure IV.9	Figure IV.9	Figure IV.9	Figure IV.9

Figure (IV.9) : Les différents types des contre-bouterolles (bucking bar) et leurs poids selon les rivets

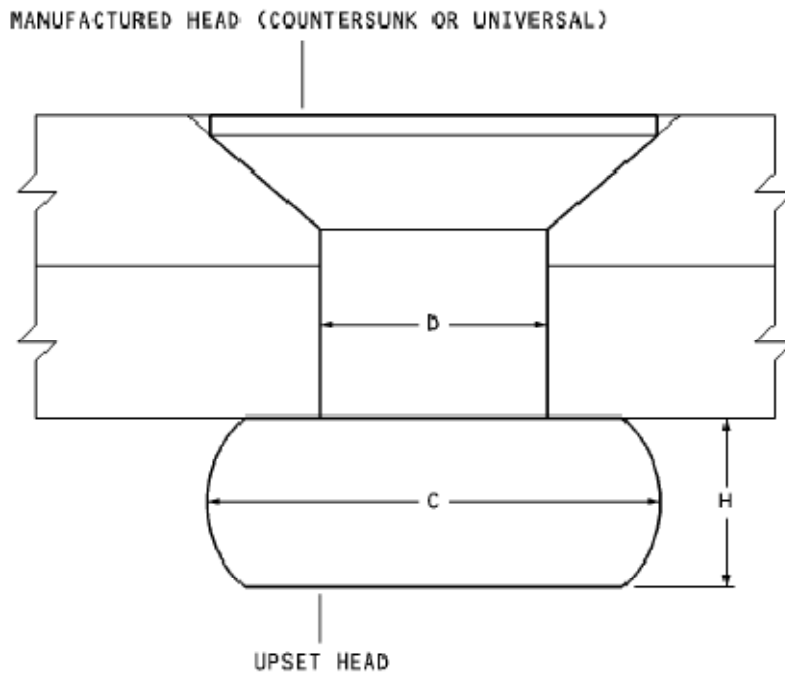


Figure (IV.10) : Un type de bonne position et fixation pour un rivet

IV.2.6.3 Installation des HI-LOK

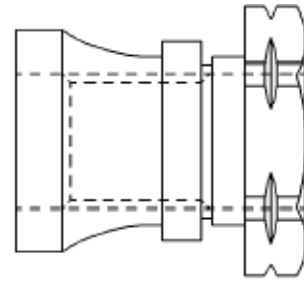
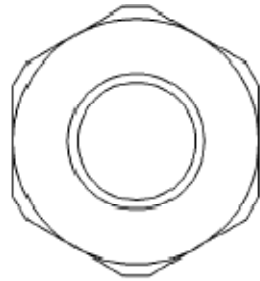
Les HI-LOK sont des attaches qui sont généralement installés dans des parties où les efforts sont considérables et qu'on peut avoir un accès pour leur mise en place dans la structure de l'avion.

Etant donné que l'Airbus à recommandé le remplacement de la lisse STRG43, alors c'est là que ces attaches nous seront utiles.

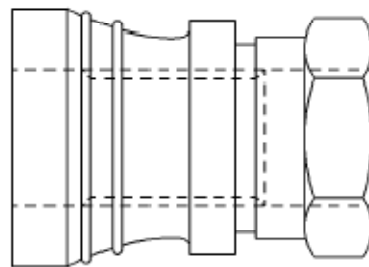
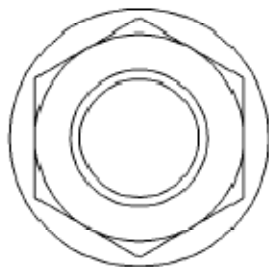
Les HI-LOK sont pré-lubrifiés et à ne pas être enlevés pour les protéger contre les corrosions...et aussi pour qu'ils soient maniable car généralement on les installe avec des outils à la main.

Tout comme pour l'installation des rivets, il est nécessaire d'ajuster les trous avec des pingles après le nettoyage et ébavurage des trous.

La partie hexagonale de l'extrémité du HI-LOK se casse après les avoir appliqués une torsion pour fixer.



STANDARDS CONCERNED:
ABS0258, HL79, HL94



STANDARDS CONCERNED:
DAN11, FoN2.1181, HL70, HLT70, HLT77, HLT78, HLT86, HLT386
NSA5075

**Figure (IV.11) : Les types de HI-LOK recommandés
(HL70 et HL79)**

IV.1.7 Peinture

Peindre une structure après une réparation c'est lui redonner surtout sa couleur initiale conforme à la peinture autour de la structure à réparer et aussi de le protéger contre toute dégradation provoquée par l'action chimique comme les corrosions.

Tout d'abord, notons que la surface qu'on va peindre est préalablement traitée comme on a vue dans la procédure du décapage.

Voici ci-dessous tout les instructions nécessaires dont on a besoin pendant l'opération:

- Quand les pièces sont assemblées, les têtes d'attache doivent être protégées de nouveau avec l'amorce époxyde en plus de polyuréthane pour la couche de finition.
- La protection des parties qui ne sont pas traité, en mettant du ruban et du papier, est essentiellement indispensable.
- Nettoyer et dégraisser la surface avec le produit d'épuration (MAT 11-003 ou 11-004).
- Appliquer la première couche de polyuréthane (MAT N°16-001) qui est une peinture anticorrosion au dessus de première couche (MAT N° 16-020).
- Appliquer une couche de finition qui est toujours le polyuréthane mais de N°16-018.Ce produit est vraiment dangereux et il est toujours important de se protéger ainsi que tous les lieux entourant notre travail.



Figure(IV.12) : Photo réelle après la peinture

Conclusion

CONCLUSION

Cette étude nous a permis d'approfondir notre connaissance en aéronautique concernant essentiellement les types de réparation qu'on peut rencontrer généralement sur un fuselage d'un avion.

Ce qui nous a permis aussi de nous familiariser avec les différents types des dommages et leurs ampleurs, que peut subir la structure d'un avion lors de son atterrissage

De plus, une évaluation minutieuse de ce dommage de fuselage causée par un véhicule, nous a donné la possibilité d'exploiter le manuel de réparation structurale (SRM) ainsi que les documents supplémentaires que l'Airbus a donné aux membres de l'équipage chargés d'accomplir cette réparation majeure.

Toutes les informations nécessaires concernant les étapes de l'éventuelle réparation sont incluses dans ces deux documents, il nous suffit seulement de les exploiter et de les suivre convenablement.

Ce qui va servir un document de référence pour les étudiants et le département qui vont s'intéresser à ce travail.

BIBLIOGRAPHIE

Sites :

http://fr.wikipedia.org/wiki/Airbus_A330

Livre :

Technique de l'ingénieur et usage de technicien supérieur (1990)

Document :

Structural Repair Manuel (SRM)

- PAINT COATING	51-23-11
- SEALING PROCESSES	51-24-00
- FASTENER OVERSIZE & ALTERNATIVE	51-43-00
- FASTENER HOLE AND DRILL DATA	51-44-00
- COUNTERSINKING	51-46-00
- FASTENER SPACING & MARGIN DATA	51-47-00
- FILLING OF EXISTING COUNTERSINKS	51-71-15

ANNEXE 1



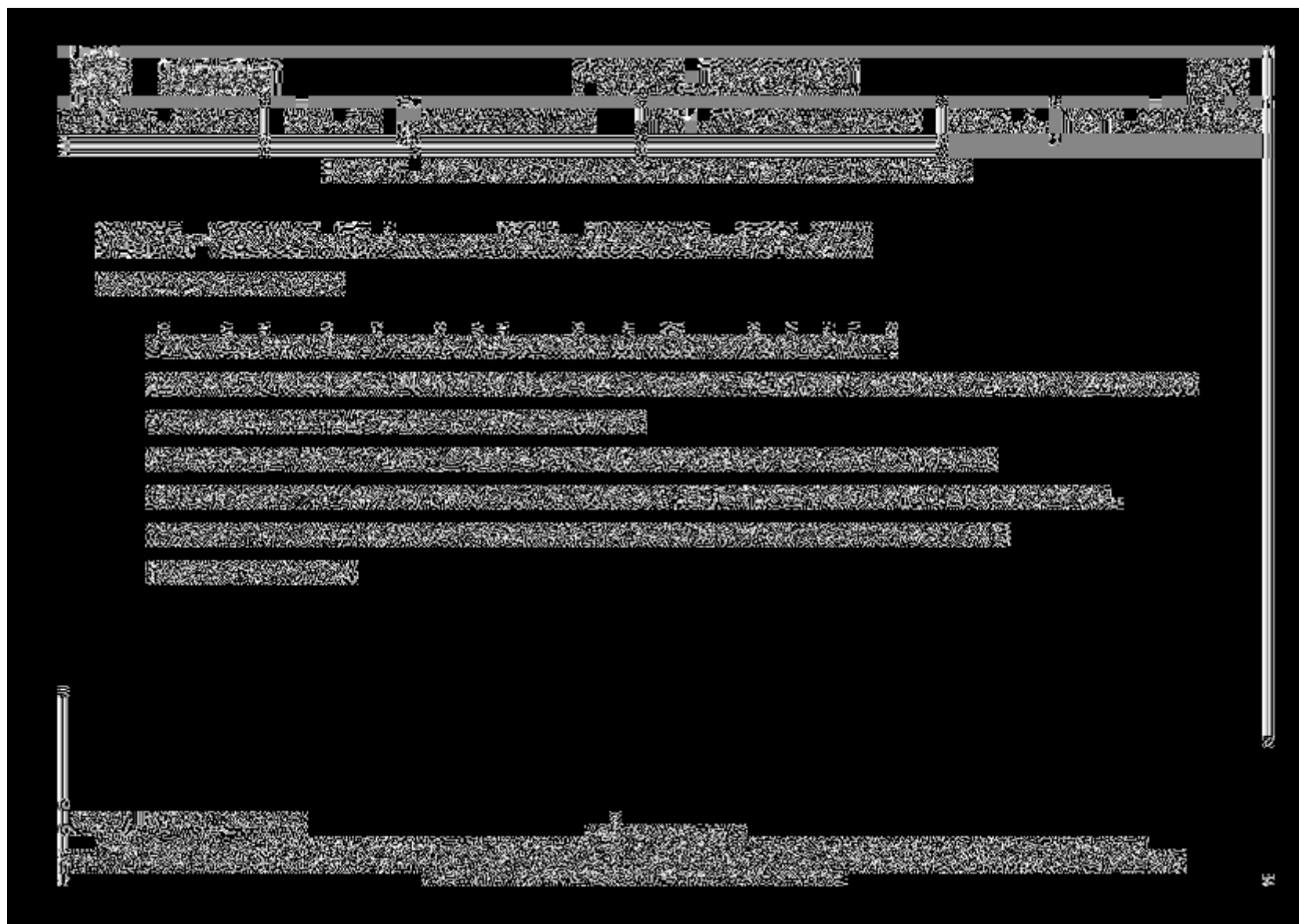
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REF ITEM	MATERIAL	MANUFACTURERS REFERENCE AND/OR SPECIFICATION	SUPPLIER CODE
11-002D	INFORMATION TRANSFERRED TO ITEM 11-002	Ref	
11-003	METHYL-ETHYL-KETONE	Ref TT-M-261 OPEN C Z-23.117 USA TT-M-261	FD107 LOCAL PURCHASE
11-003A	INFORMATION TRANSFERRED TO ITEM 11-003	Ref	
11-004	1.1.1TRICHLOROETHANE (METHYL CHLOROFORM)	Ref GENKLENE USA MIL-T-81533	96717 K6413
11-004A	1.1.1. TRICHLOROETHANE (METHYL CHLOROFORM)	Ref BALTANE	LOCAL PURCHASE
11-004B	1.1.1. TRICHLOROETHANE (METHYL CHLOROFORM)	Ref CHLOROTHENE NU	LOCAL PURCHASE
11-006	METHYL ALCOHOL	Ref MIL-A-6090 OPEN C Z-23.123 GB BS 506:66 USA OM-232-GR-A AMS-3004 MIL-A-6090	LOCAL PURCHASE
11-010	ISOPROPYL ALCOHOL	Ref AIR-3660 OPEN C Z-23.113 F AIR-3660 GB BS 1595:84 USA TT-I-735 GRADE A	20638 F1858 F3528
11-016	SAFETY SOLVENT	Ref CITRA SAFE VERSION WITHOUT ODOR USA BOEING BAC 5000 BAC 5504 BAC 5750	OK209 CALLINGTO N AUSTRALIA
11-024	CLEANING AGENT, ALKALINE WATERBASED	Ref TURCO 4215 Nc	61102 D8908

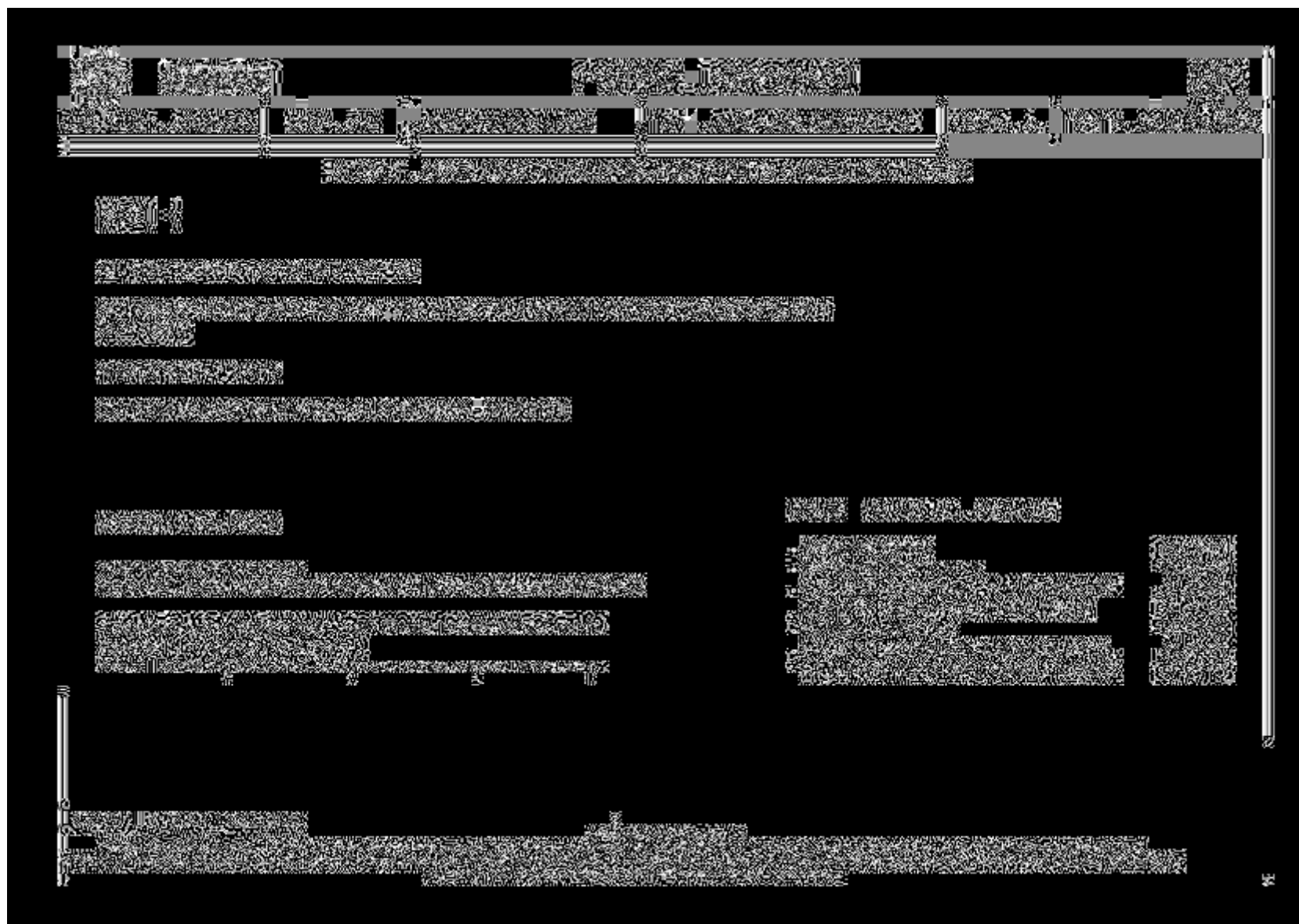
51-35-00 Page 35
Apr 01/07

Printed in Germany

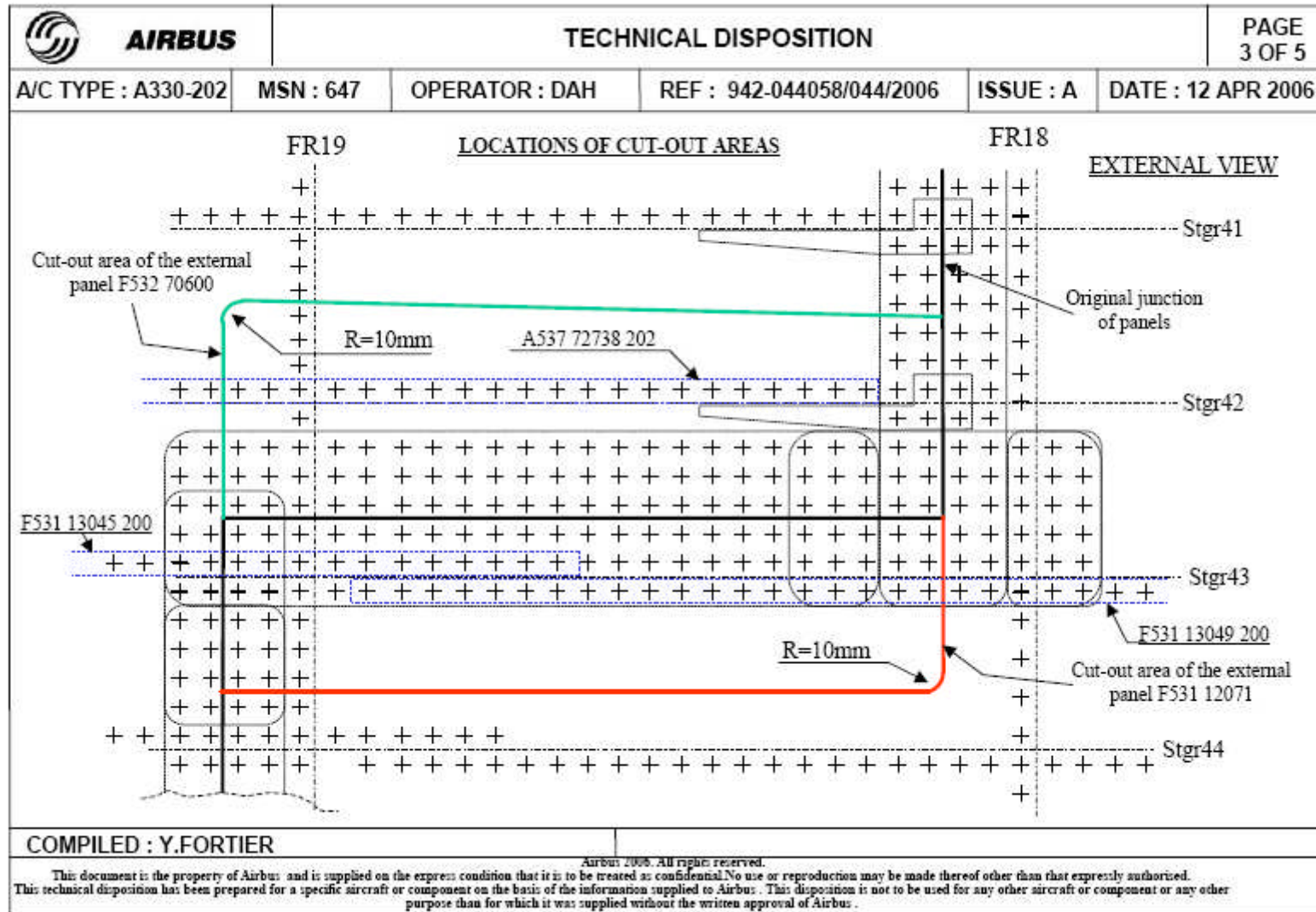
ANNEXE 3



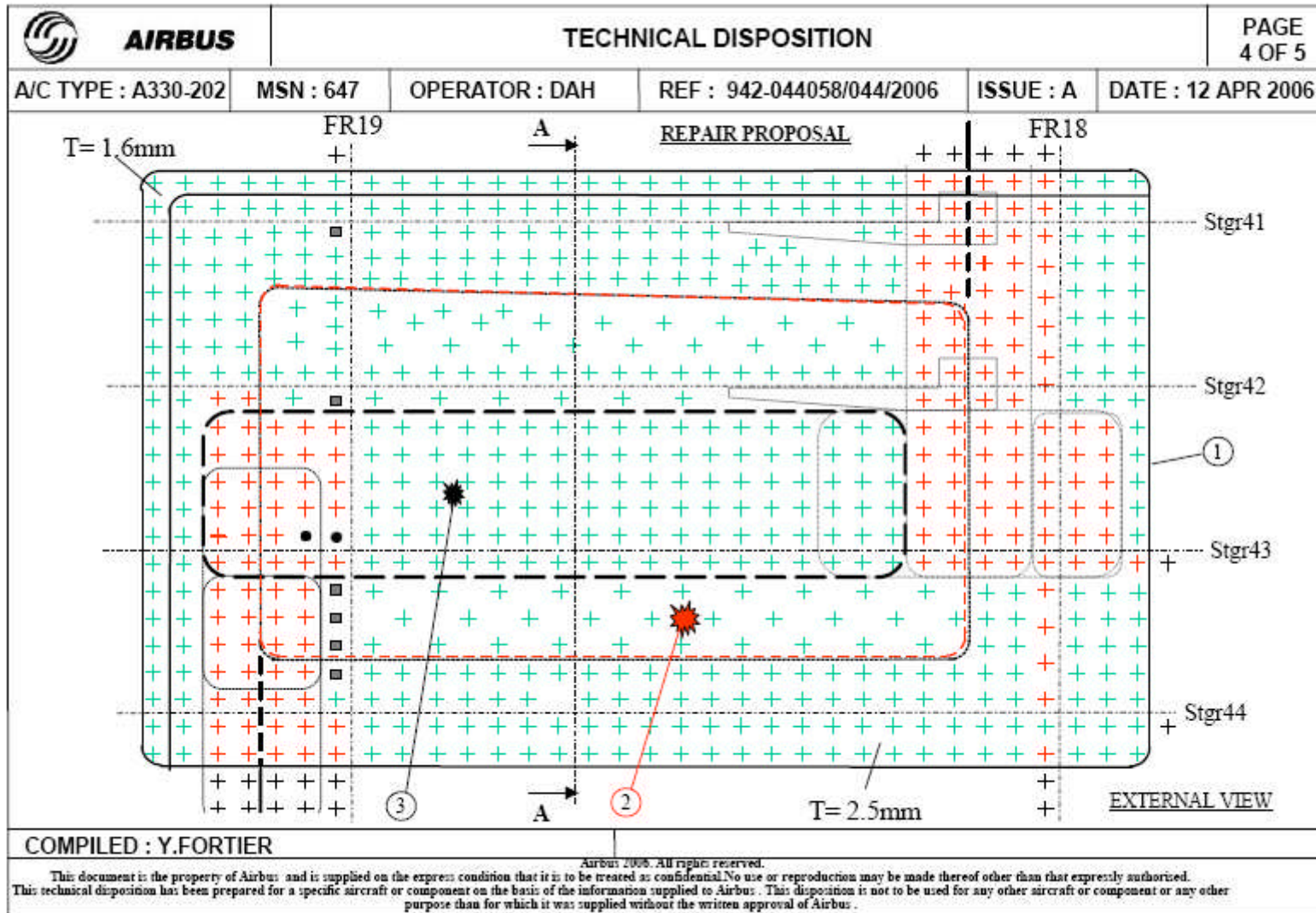
ANNEXE 3




ANNEXE 3



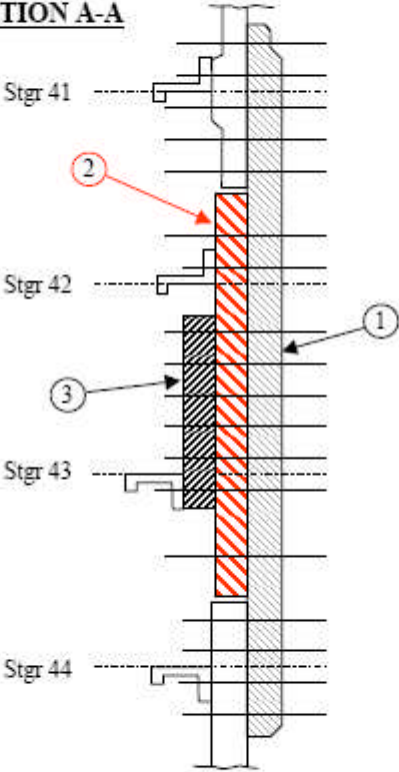
ANNEXE 3



ANNEXE 3

	AIRBUS	TECHNICAL DISPOSITION				PAGE 5 OF 5
A/C TYPE : A330-202	MSN : 647	OPERATOR : DAH	REF : 942-044058/044/2006	ISSUE : A	DATE : 12 APR 2006	

SECTION A-A



① : External doubler, CLAD 2024T3, Thick:2.5mm
+ step around the 1st fastener row (1.6mm)

② : FILLER, CLAD 2024T3, Thick: 2.4mm

③ : New Plate P/N F532 70510 226 or
CLAD2024T351, Thick 2.4mm

+ : Hi-lok HL11VF6 + HL70-6

+ : Hi-lok HL111VF6 + HL79-6

■ : Rivet ASNA2585-44

● : Rivet ASNA2585-52

+ : existing holes not affected

COMPILED : Y.FORTIER

Airbus 2006. All rights reserved.

This document is the property of Airbus and is supplied on the express condition that it is to be treated as confidential. No use or reproduction may be made thereof other than that expressly authorized. This technical disposition has been prepared for a specific aircraft or component on the basis of the information supplied to Airbus. This disposition is not to be used for any other aircraft or component or any other purpose than for which it was supplied without the written approval of Airbus.

ANNEXE 4

AIRCRAFT DATA		
AIRCRAFT TYPE : A330-202 OPERATOR : AIR ALGERIE Registration: 7TVJW MSN : 0647 VAR : LINE : TOTAL F/H: 2488 TOTAL F/C : 1095		
CIRCUMSTANCES AND REMARKS		
Date: 03/04/2006 LINE <input checked="" type="checkbox"/> BASE <input type="checkbox"/> Position: Base Check: Inspection: Scheduled or <input type="checkbox"/> MS(MP) REF: W/O N°: Opportunity: <input type="checkbox"/> FTS N°: Other Reasons: CRM N°: 0063325 dated 03/04/2006: maintenance vehicle crashed into the fuselage Inspection Method : Visual & HFEC Remark :		
DESCRIPTION OF DEFECT		
During line maintenance, a vehicle crashed into the fuselage causing a dent at STGR 43 RH longitudinal joint between FR 18 and FR 19 circumferential junctions. The dent is at its deepest point = 10.5 mm and dimensions are 305 mm high X 350 mm wide.		
REPAIR DESCRIPTION		
1. Cut-out the damaged area located on both external panels only as per the sketch sheet 3 of AIB TD 942-044058/044/2006 2. Perform a HFEC inspection all around the cut-out areas as per NTM 51-10-08 to ensure that these areas are free of cracks. 3. Manufacture and install the external doubler, the filler and the plate as per sketches sheet 4 and 5 AIB TD 942-044058/044/2006 4. Install new stringers 43 P/N F53113049200 and F53113045200 + Stringer 42 P/N A53772738202 5. Wet installs fasteners as per sketches sheets 4 and 5. Hi-Lock has to be installed with a transition fit. 6. Re-protect as per SRM <u>REFERENCES:</u> AIB TD 942-044058/044/2006; AIB messages (942-044058/002/2006, 942-044058/011/2006, 942-044058/021/2006, 942-044058/029/2006, 942-044058/040/2006, 942-044058/042/2006, 942-044058/045/2006); RAS/AS/2060/2006.		
REPAIR CATEGORY : MINOR <input type="checkbox"/> MAJOR <input checked="" type="checkbox"/> REPAIR CLASSIFICATION : TEMPORARY <input type="checkbox"/> UNLIMITED <input type="checkbox"/> INTERIM <input checked="" type="checkbox"/> CORROSION LEVEL : 1 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/> 3 <input type="checkbox"/>		
FURTHER ACTION/SUPPLEMENTAL INSPECTION REQUIRED		
Further inspection required. Inspection method: TBD Threshold: 50000 F/C from time of embodiment. Interval: TBD		
Additional pages : NO <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> Number of Additional pages : 040		
PREPARED BY : NAME : N. KACI AISSA Date : Stamp :	VERIFIED PAR : NAME : M. ABDI Date : Stamp :	Customer Rep. (If required): NAME : Date : Stamp :