

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية 002

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Faculté de la science de l'ingénieur département aéronautique
Université SAAD DAHLEB DE BLIDA



Mémoire de fin d'études
En vue de l'obtention de Diplôme des études Universitaires
Appliquées (D.E.U.A) en aéronautique

Option : Structure

Thème:

Reparation d'une lisse
en alliage d'aluminium
avec traitement thermique

Présenter par :
M^{elle}: REMATI ASSIA



Encadrer par :
Mr. BERGHEUL SAID
Mr. GHERBI AMAR
Mr. TSABIT ALI

Promotion 2007-2008



خلاصة عملي هي إصلاح تلف ركيزة دمرت عانت صدع.
الركيزة من شكل (Ω) كان إصلاحها وفقا لدليل الصيانة يسمى SRM لطائرة نوع
BOEING 737-800 مع المعالجة بالحرارة.



Le résumé de mon travail consiste en une réparation d'une lisse endommagée
ayant subit une crique.

La lisse en forme d'oméga a été réparée conformément au manuel de
réparation structural SRM d'un BOEING 737-800 avec un traitement
thermique.



The summary of my work consists with a repair of a damaged stringer having
undergoes a split.

The stringer in the shape of omega was repaired in accordance with the
structural handbook of repair SRM of a Boeing 737-800 with a heat
treatment.

BIBLIOGRAPHIE

Les manuels :

SRM : structural repaire manuel (manuel de réparation structurale)

Les livres :

Livre de métallurgie (élaboration structurale propriétés normalisation)

* jean Barralis(professeur horaire à l'ENSAM;Aix-en-provence)

* Gérard Maeder (Directeur de l'ingénierie des matériaux, Renault, Boulogne-billancourt).

Livre de technologie (premier partie): S.BENSAADA
D.FELLACHI



Remerciement

Au nom de Dieu le clément le miséricordieux

Cette mémoire, qu'est le résultat de trois années d'étude, n'a pu être réalisée que grâce au concours de mes professeurs, de mes promoteurs, des équipes de l'atelier de la compagnie AIR ALGERIER et de mon entourage familial.

J e saisi cette occasion pour remercier chaleureusement tous les personnes qui ont, par leurs actions et par leur soutien, participé à ce travail de prêt ou de loin, matériellement ou moralement.

*J'éprouve le devoir de les remercier individuellement :
Mes promoteurs pour m'avoir suivi, guidé et consacré une partie de leur précieux temps :*

- * Mr BERGEL SAID de l'université Saad Dahleb.*
- * Mr GHERBI AMAR D'Air Algérie.*
- * Mr TSABIT ALI D'Air Algérie.*
- * Mr BEN REKIA MUSTAPHA de tassili Air Lignes.*

Les équipes de l'atelier d'Air Algérie pour leur disponibilité :

** Mr. MUSTAPHA, Mr. YAHYAOUI, Mr. AHMED, DJILALI, BOUZIANE ET ABDNEOUR.*

Mon entourage familial pour le suivi, l'assistance moral est la disponibilité:

- * mon père qui ma suivi, conseillé, encourager durant mon stage.*
- * ma mère pour son soutien moral.*
- * ma sœur HAYET et mon frère ABDELDJALIL.*





Dédicace

Le travail de fin d'étude, que je viens d'accomplir m'a comblé de fierté et de bonheur pour les connaissances que j'ai acquises, pour le sacrifice que j'ai consentis, pour les efforts que j'ai déployés, pour avoir forgé ma personnalité.

C'est ce travail, qui représente énormément pour moi, que je me ferais un devoir de le dédier à ceux que j'aime, à ceux que je respecte, à ceux qui m'ont soutenu dans les moments difficiles.

Enfin à tous ceux qui ont cru en moi et m'on constamment encouragé.

Je le dédie :

A la mémoire de ma grand mère paternelle 'manina' (décédée en 2003).

A ma très chère mama à qui je dois ce que je suis maintenant et que les mots ne suffisent pas pour la remercier pour tout ce qu'elle a fait pour moi, merci mama.

A mon très chère papa qui a tout fait pour m'aider, m'orienter et m'encourager pour accomplir ce modeste travail et que les mots ne suffisent pas pour le remercier de tout ce qu'il a fait pour moi, dans tous les cas merci papa.

A ma très chère mani qui m'a donné le courage, la volonté par ses prières.

A mon très chère djedou qui m'a donné le courage pour accomplir ce travail.

A ma grand sœur et tante HAYET.

A ma petite sœur HAYOUTA

A mon chère et adorable frère ABDELJALIL.

A mes copines : ATIKA, ASMA, AMEL, AMINA, MOUNIRA, NASSIMA, SIHEM et ZAHIA.

A mes cousines : AMINA, BOUCHERA, CHAHERA, DOUNIA, LOUBNA MERIOUMA et MALIKA.

A tous les étudiants de l'université et spécialement : BOULAHOUCHE, CHIHEB, DJEFFAL, GHOUILA, GHOUDJILI, GHILANI, TLIDJANE, TOUHAMI, HEDDI et SAHIR.

A tous mes professeurs de l'aéronautique.

A tous mes oncles et mes tantes.





خلاصة عملي هي إصلاح تلف ركيزة دمرت عانت صدع.
الركيزة من شكل (Ω) كان إصلاحها وفقا لدليل الصيانة يسمى SRM لطائرة نوع BOEING 737-800 مع المعالجة بالحرارة.



Le résumé de mon travail consiste en une réparation d'une lisse endommagée ayant subit une crique.

La lisse en forme d'oméga a été réparée conformément au manuel de réparation structural SRM d'un BOEING 737-800 avec un traitement thermique.



The summary of my work consists with a repair of a damaged stringer having undergoes a split.

The stringer in the shape of omega was repaired in accordance with the structural handbook of repair SRM of a Boeing 737-800 with a heat treatment.

SOMMAIRE

CHAPITRE I : L'ALUMINIUM ET SES ALLIAGES

I.1- Définition de l'aluminium.....	14
I.2-Elaboration de l'aluminium.....	15
I.3- Les caractéristiques de l'aluminium.....	15
I.3.1 - les caractéristiques physiques.....	15
I.3.1.1- la conductibilité thermique.....	15
I.3.1.2 - la conductibilité électrique.....	16
I.3.2 - les caractéristiques mécaniques.....	16
I.4 - L'aluminium et ses alliages.....	17
I.4.1 - Propriétés de mise en forme.....	17
I.4.2 – Durcissement.....	17
I.4.3 - états métallurgiques.....	17
I.5 - L'aluminium choisi pour l'aéronautique.....	18
I.5.1 - Les DURALUMINS (Famille aluminium + cuivre) famille	
2000.....	18
2000.....	19
*Utilisations.....	19
I.5.1.1 - Alliage d'aluminium 20 24.....	20
a. Le choix de 20 24.....	20
b.les propriétés physiques de 20 24.....	21
I.5.2 - LES ZICRALS (Famille aluminium + zinc) 7000.....	21
*Utilisations.....	21
I.5.2.1 - Alliage d'aluminium 70 75.....	22
a. Le choix de 70 75.....	23
b. Les propriétés physiques de 70 75.....	23
I.6 - Les propriétés des alliages d'aluminium.....	23
a. Résistance à chaud.....	24
b. Résistance à la corrosion.....	24
c. La dureté.....	25
d. L'élasticité.....	

CHAPITRE II : LES CRIQUES

	28
II.1- Définition du dommage :.....	28
II.1.1- Définition de la corrosion :	28
II.1.2 - Définition de la fatigue du métal :	28
II.1.3 - Définition d'un impact :	28
II.1.4- Définition d'une usure :.....	29
II.1.5 -Définition de la crique :.....	30
II.1.5.1 - Les causes de la crique :	30
a. l'Effet de fatigue:.....	31
b. Impact d'accidents :.....	31
c. Erreurs humaines :.....	31
II.2 - La courbe de Wöhler :.....	31
II.3– courbe de traction :.....	32
II.4 - Action des contraintes :.....	33
II.5 - Réparation des criques :.....	34
II.5.1 -Réparation des Criques de petites dimensions :.....	34
II.5.2 - Réparation des Criques de grandes dimensions :..	

CHAPITRE III : TRAITEMENT THERMIQUE

	36
III .1- Généralité :.....	37
III.2 - Les Traitements :.....	37
III.2.1 - Traitement d'homogénéisation :.....	38
III.2.2 - Traitement d'adoucissement :.....	38
1. Traitement de recuit :.....	38
1.1 – Refroidissement :.....	39
III.2.3 - Traitement de trempe :.....	39
1. Refroidissement :.....	40
III.2.3.1 - Fluide de trempe :.....	40
III.2.4 - Traitement de revenu :.....	

CHAPITRE IV : LA RÉPARATION

	44
IV.1 - la partie endommagée	
IV.2 - Description de la réparation	45
IV.2.1 - Procédure de réparation	46
IV.2.2 – Description schématique de la réparation.....	48
IV.3 - Réparation du dommage	48
IV.3.1 - préparation de la pièce de substitution	48
IV.3.1.1 - choix de matériau	49
IV.3.1.2 - Traçage	49
a.Traçage de la pièce (lisse)	50
b.Traçage de la pièce (renfort)	51
c. Traçage des cales de remplissage	51
c.1- Cale latérales	51
c.2- Cale supérieures	51
c.3- Cale inférieure	51
c.4 - Cale supérieur du dommage	52
IV.3.1.3- Découpage.....	52
IV.3.2- traitement thermique des pièces.....	52
a.la trempe	53
a.1- Refroidissement	54
IV.3.3- Traçage des plis	54
IV.3.4- façonnage et contrôle de la pièce	54
a. Pliage	56
b .perçage.....	56
c. le contrôle.....	57
IV.3.5.- Protection de la pièce contre la corrosion.....	57
a. traitement de surface.....	57
IV.3.6.- traitement thermique des pièces fini.....	57
a. le revenu.....	57
b. Refroidissement	58
IV.3.7- l'Assemblage.....	58
a.Masticage	

b.montage	58
c.Rivetage.....	58
IV.3.8- peinture de finition	59

LISTE DES FIGURES

**CHAPITRE I : L'ALUMINIUM ET SES
ALLIAGES**

Figure I-1: cubique a face centrée	14
Figure I-2: Alliage d'aluminium 20 24.....	19
Figure I-3: Alliage d'aluminium 70 75	21
Figure I-4: Résistance a chaud de différentes familles d'alliages d'aluminium.....	2 4
	Figure I-5-A : essai
01.....	25
	Figure I-5-B : essai
02.....	26
	Figure I-5-C : essai
03.....	26

CHAPITRE II : LES CRIQUES

Figure II-1: fissure pour l'alliage 70 75.....	29
Figure II-2: fissure pour l'alliage 20 24.....	30
Figure II-3: courbe de Wöhler	31
Figure II-4: courbe de traction.....	32
Figure II-5: représentation des contraintes.....	33
Figure II-6: les arrêts de criques.....	34

CHAPITRE III : TRAITEMENT THERMIQUE

Figure III-1: cycle de traitement de recuit.....	38
Figure III-2: cycle de traitement de trempe.....	39
Figure III-3: cycle de traitement de revenu.....	41

CHAPITRE IV : LA RÉPARATION

Figure IV-1 : la partie endommagée.....	44
Figure IV-2 : la lisse.....	46
Figure IV-3 : La lisse de remplissage.....	47
Figure IV-4 : (Ω) de revêtement.....	47
Figure IV-5 : découpe de la partie endommagée.....	48
Figure IV-6 : largeur de la pièce (lisse)	49
Figure IV-7 : la lisse.....	49
Figure IV-8 : développement des plis	50
Figure IV-9 : le renfort.....	50
Figure IV-10: cale latérale.....	51
Figure IV-11: cale supérieure.....	51
Figure IV-12: cale inférieure.....	51
Figure IV-13: cale de remplissage.....	51
Figure IV-14: four de trempe.....	53
Figure IV-15: La pièce dans le four.....	53

Figure IV-16: la pièce initiale	54
Figure IV-17: le renfort.....	54
figure IV-18 : pliage de la tole.....	55
Figure IV-19 : Pliage forme (Ω)	55
Figure IV-20: Diamètre des rivets.....	56
Figure IV-21: perçage des pièces.....	56
Figure IV-22: revenu des pièces.....	57
Figure IV-23: Référence de rivet a de tête bombée.....	58
Figure IV-24: Référasse de rivet a tête fraisée.....	59
Figure IV-25: les rivets.....	59
Figure IV-26 : la pièce finie.....	60



Dédicace

Le travail de fin d'étude, que je viens d'accomplir m'a comblé de fierté et de bonheur pour les connaissances que j'ai acquises, pour le sacrifice que j'ai consentis, pour les efforts que j'ai déployés, pour avoir forgé ma personnalité.

C'est ce travail, qui représente énormément pour moi, que je me ferais un devoir de le dédier à ceux que j'aime, à ceux que je respecte, à ceux qui m'ont soutenu dans les moments difficiles.

Enfin à tous ceux qui ont cru en moi et m'on constamment encouragé.

Je le dédie :

A la mémoire de ma grand mère paternelle 'manina' (décédée en 2003).

A ma très chère mama à qui je dois ce que je suis maintenant et que les mots ne suffisent pas pour la remercier pour tout ce qu'elle a fait pour moi, merci mama.

A mon très chère papa qui a tout fait pour m'aider, m'orienter et m'encourager pour accomplir ce modeste travail et que les mots ne suffisent pas pour le remercier de tout ce qu'il a fait pour moi, dans tous les cas merci papa.

A ma très chère mani qui m'a donné le courage, la volonté par ses prières.

A mon très chère djedou qui m'a donné le courage pour accomplir ce travail.

A ma grand sœur et tante HAYET.

A ma petite sœur HAYOUTA

A mon chère et adorable frère ABDELJALIL.

A mes copines : ATIKA, ASMA, AMEL, AMINA, MOUNIRA, NASSIMA, SIHEM et ZAHIA.

A mes cousines : AMINA, BOUCHERA, CHAHERA, DOUNIA, LOUBNA MERIOUMA et MALIKA.

A tous les étudiants de l'université et spécialement : BOULAHOUCHE, CHIHEB, DJEFFAL, GHOUILA, GHOUDJILI, GHILANI, TLIDJANE, TOUHAMI, HEDDI et SAHIR.

A tous mes professeurs de l'aéronautique.

A tous mes oncles et mes tantes.



SOMMAIRE

CHAPITRE I : L'ALUMINIUM ET SES ALLIAGES

I.1- Définition de l'aluminium.....	14
I.2-Elaboration de l'aluminium.....	15
I.3- Les caractéristiques de l'aluminium.....	15
I.3.1 - les caractéristiques physiques.....	15
I.3.1.1- la conductibilité thermique.....	15
I.3.1.2 - la conductibilité électrique.....	16
I.3.2 - les caractéristiques mécaniques.....	16
I.4 - L'aluminium et ses alliages.....	17
I.4.1 - Propriétés de mise en forme.....	17
I.4.2 – Durcissement.....	17
I.4.3 - états métallurgiques.....	17
I.5 - L'aluminium choisi pour l'aéronautique.....	18
I.5.1 - Les DURALUMINS (Famille aluminium + cuivre) famille 2000.....	18
*Utilisations.....	19
I.5.1.1 - Alliage d'aluminium 20 24.....	19
a. Le choix de 20 24.....	20
b.les propriétés physiques de 20 24.....	20
I.5.2 - LES ZICRALS (Famille aluminium + zinc) 7000.....	21
*Utilisations.....	21
I.5.2.1 - Alliage d'aluminium 70 75.....	21
a. Le choix de 70 75.....	22
b. Les propriétés physiques de 70 75.....	23
I.6 - Les propriétés des alliages d'aluminium.....	23
a. Résistance à chaud.....	23
b. Résistance a la corrosion.....	24
c. La dureté.....	24
d. L'élasticité.....	25

CHAPITRE II : LES CRIQUES

II.1- Définition du dommage :.....	28
II.1.1- Définition de la corrosion :	28
II.1.2 - Définition de la fatigue du métal :	28
II.1.3 - Définition d'un impact :	28
II.1.4- Définition d'une usure :.....	28
II.1.5 -Définition de la crique :.....	29
II.1.5.1 - Les causes de la crique :	30
a. l'Effet de fatigue:.....	30
b. Impact d'accidents :.....	31
c. Erreurs humaines :.....	31
II.2 - La courbe de Wöhler :.....	31
II.3– courbe de traction :.....	32
II.4 - Action des contraintes :.....	33
II.5 - Réparation des criques :.....	34
II.5.1 -Réparation des Criques de petites dimensions :.....	34
II.5.2 - Réparation des Criques de grandes dimensions :..	34

CHAPITRE III : TRAITEMENT THERMIQUE

III .1- Généralité :.....	36
III.2 - Les Traitements :.....	37
III.2.1 - Traitement d'homogénéisation :.....	37
III.2.2 - Traitement d'adoucissement :.....	38
1. Traitement de recuit :.....	38
1.1 – Refroidissement :.....	38
III.2.3 - Traitement de trempe :.....	39
1. Refroidissement :.....	39
III.2.3.1 - Fluide de trempe :.....	40
III.2.4 - Traitement de revenu :.....	40

CHAPITRE IV : LA RÉPARATION

IV.1 - la partie endommagée	44
IV.2 - Description de la réparation	45
IV.2.1 - Procédure de réparation	45
IV.2.2 – Description schématique de la réparation.....	46
IV.3 - Réparation du dommage	48
IV.3.1 - préparation de la pièce de substitution	48
IV.3.1.1 - choix de matériau	48
IV.3.1.2 - Traçage	49
a.Traçage de la pièce (lisse)	49
b.Traçage de la pièce (renfort)	50
c. Traçage des cales de remplissage	51
c.1- Cale latérales	51
c.2- Cale supérieures	51
c.3- Cale inférieure	51
c.4 - Cale supérieur du dommage	51
IV.3.1.3- Découpage.....	52
IV.3.2- traitement thermique des pièces.....	52
a.la trempe	52
a.1- Refroidissement	53
IV.3.3- Traçage des plis	54
IV.3.4- façonnage et contrôle de la pièce	54
a. Pliage	54
b .perçage.....	56
c. le contrôle.....	56
IV.3.5.- Protection de la pièce contre la corrosion.....	57
a. traitement de surface.....	57
IV.3.6.- traitement thermique des pièces fini.....	57
a. le revenu.....	57
b. Refroidissement	57
IV.3.7- l'Assemblage.....	58
a.Masticage	58
b.montage	

c.Rivetage.....	58
IV.3.8- peinture de finition	58
	59

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE I : L'ALUMINIUM ET SES ALLIAGES

Tableau I-1 : désignation de traitement thermique.....	18
Tableau I-2 : composition chimique de la série 2000.....	19
Tableau I-3 : les Propriétés physiques.....	20
Tableau I-4 : composition chimique de la série 7000.....	22
Tableau I-5 : Les propriétés physiques	23

CHAPITRE IV : LA RÉPARATION

Tableau IV-1 : choix des tôles.....	48
-------------------------------------	----

LISTE DES ABREVIATIONS

AL₂O₃ : deux atomes d'aluminium et trois atomes d'oxygène.

H₂O : (molécule d'eau) deux atomes d'hydrogène et un atome d'oxygène.

3H₂O : six atomes d'hydrogène et trois atomes d'oxygène.

SiO₂ : un atome de silicium et deux atomes d'oxygène.

Fe₂O₃ : deux atomes de fer et trois atomes d'oxygène.

TiO₂ : un atome de titane et deux atomes d'oxygène.

AL₂C₄ : deux atomes d'aluminium et quatre atomes de cuivre.

AL.MG : Aluminium, manganèse.

AL.CU.MG : Aluminium, cuivre, manganèse.

AL.ZN.MG : Aluminium, zinc, manganèse.

A-U2G : Alliage d'aluminium 2117 de la série 2000.

A-U4G : Alliage d'aluminium 2017 de la série 2000.

A-U4G1 : Alliage d'aluminium 2024 de la série 2000.

A-Z5GU : Alliage d'aluminium 7075 de la série 7000.

A-Z8GU : Alliage d'aluminium 7049 de la série 7000.

C.F.C : cubique à face centrée

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : L'ALUMINIUM ET SES ALLIAGES

Figure I-1: cubique a face centrée	14
Figure I-2: Alliage d'aluminium 20 24.....	19
Figure I-3: Alliage d'aluminium 70 75	21
Figure I-4: Résistance a chaud de différentes familles d'alliages d'aluminium.....	24
Figure I-5-A : essai 01.....	25
Figure I-5-B : essai 02.....	26
Figure I-5-C : essai 03.....	26

CHAPITRE II : LES CRIQUES

Figure II-1: fissure pour l'alliage 70 75.....	29
Figure II-2: fissure pour l'alliage 20 24.....	30
Figure II-3: courbe de Wöhler	31
Figure II-4: courbe de traction.....	32
Figure II-5: représentation des contraintes.....	33
Figure II-6: les arrêts de criques.....	34

CHAPITRE III : TRAITEMENT THERMIQUE

Figure III-1: cycle de traitement de recuit.....	38
Figure III-2: cycle de traitement de trempe.....	39
Figure III-3: cycle de traitement de revenu.....	41

CHAPITRE IV : LA RÉPARATION

Figure IV-1 : la partie endommagée.....	44
Figure IV-2 : la lisse.....	46
Figure IV-3 : La lisse de remplissage.....	47
Figure IV-4 : (Ω) de revêtement.....	47
Figure IV-5 : découpe de la partie endommagée.....	48
Figure IV-6 : largeur de la pièce (lisse)	49
Figure IV-7 : la lisse.....	49
Figure IV-8 : développement des plis	50
Figure IV-9 : le renfort.....	50
Figure IV-10: cale latérale.....	51
Figure IV-11: cale supérieure.....	51
Figure IV-12: cale inférieure.....	51
Figure IV-13: cale de remplissage.....	51
Figure IV-14: four de trempe.....	53

Figure IV-15: La pièce dans le four.....	53
Figure IV-16: la pièce initiale	54
Figure IV-17: le renfort.....	54
figure IV-18 : pliage de la tole.....	55
Figure IV-19 : Pliage forme (Ω)	55
Figure IV-20: Diamètre des rivets.....	56
Figure IV-21: perçage des pièces.....	56
Figure IV-22: revenu des pièces.....	57
Figure IV-23: Référence de rivet a de tête bombée.....	58
Figure IV-24: Référasse de rivet a tête fraisée.....	59
Figure IV-25: les rivets.....	59
Figure IV-26 : la pièce finie.....	60

CHAPITRE I

CHAPITRE II

CHAPITRE III

CHAPITRE IV

INTRODUCTION

Cette étude contient les différentes étapes de la réparation d'un dommage ayant affecté la structure d'un aéronef.

Les dommages que peut subir la structure d'un aéronef sont multiples et divers, ils peuvent être sous formes apparentes ou non visibles à l'œil nu, ils sont soit chimiques, tels que la corrosion, ou physiques, tels que les criques et l'usure entre autres.

Si pour la corrosion, dommage visible, sa propagation est relativement lente, la crique par contre n'est pas visible à sa naissance mais se propage rapidement, donc une intervention rapide est nécessaire.

Il sera traité, dans cette étude, la réparation des criques à l'endroit d'une lisse. Le procédé de réparation est conditionné par les caractéristiques physiques et mécaniques du matériau constituant la lisse. Le matériau idéal utilisé dans l'industrie aérospatial étant l'aluminium et ses alliages. Cet élément est choisi pour sa légèreté, sa faible densité et sa résistance à la corrosion.

Comme chaque matériau l'aluminium présente des qualités et des imperfections inadéquates aux transformations physiques que doit subir la pièce à réparer. A cet effet, et pour corriger ces imperfections, le matériau doit subir un traitement thermique adéquat pour les transformations nécessaires.

Mon travail, effectué au niveau de l'atelier de structure (d'air Algérie) est constitué de quatre chapitres.

Chapitre I : décrit le matériau utilisé dans la réparation.

Chapitre II : décrit les dommages, en particulier la crique.

Chapitre III : décrit le traitement thermique.

Chapitre IV : présente la réparation.

Partie I : Partie Théorique



Chapitre I : L'aluminium et ses alliages

Chapitre II: Les criques

Chapitre III: Traitement Thermique

Partie II: Partie Pratique



Chapitre IV: La réparation

I - L'ALUMINIUM ET SES ALLIAGES

I.1- Définition de l'aluminium :

L'aluminium est un métal léger de couleur argentée et résistant à l'oxydation grâce à la couche d'oxyde d'aluminium (Al_2O_3) qui se forme à sa surface au contact de l'air. L'aluminium se trouve dans l'écorce terrestre mais pas à l'état pur.

Il a une faible densité $2.7g/cm^3$ (celle du fer $7.8g/cm^3$ et celle du cuivre $9g/cm^3$).

L'aluminium de symbole chimique **AL** est un élément du III^{ème} groupe de la classification de Mendeleïev, dont le nombre atomique est 13 et la masse atomique **26.98 ~ 27**.

L'aluminium possède un réseau cubique à faces centrées à équidistance **$a=4.0412 \text{ \AA}$** .

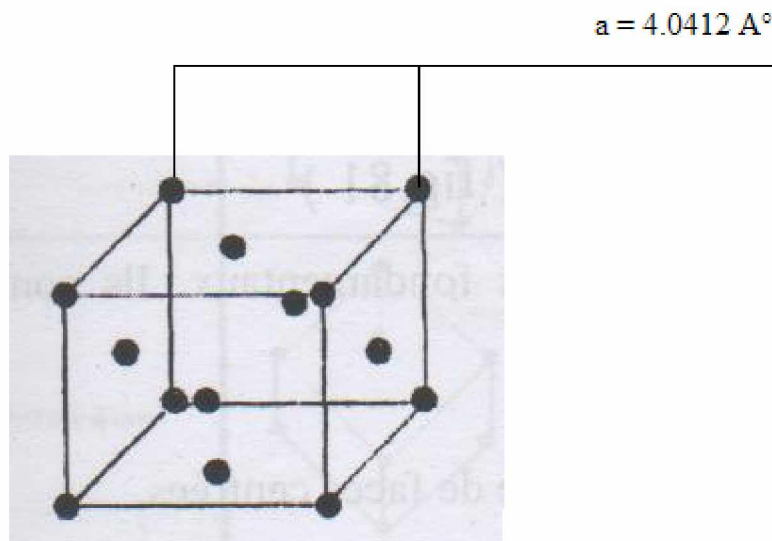


Figure I-1 cubique a face centrée

L'aluminium est employé dans beaucoup d'industries pour faire de nombreux produits différents et il est très important pour l'économie mondiale. Les composants structuraux faits à partir d'aluminium sont couramment utilisés dans l'industrie aéronautique.

I.2 - Elaboration de l'Aluminium :

Le minerai utilisé pour l'élaboration de l'aluminium est la bauxite. C'est un oxyde d'aluminium contenant des impuretés tels que la silice, l'oxyde de fer et l'oxyde de titane. Le constituant essentiel est l'aluminium hydraté sous différentes formes: $AL_2O_3.H_2O$ et $AL_2O_3.3H_2O$. Les deux types de bauxite sont:

- Ø les bauxites rouges, dont la teneur en oxyde de fer est relativement élevée.
- Ø les bauxites blanches, qui contiennent peu de fer mais beaucoup de silice.

Les plus utilisés sont les bauxites rouges en raison de leur faible teneur en silice (< 5%). La composition chimique moyenne d'une bauxite rouge est la suivante :

- Ø AL_2O_3 :53 %
- Ø SiO_2 :4 %
- Ø H_2O :13 %
- Ø Fe_2O_3 :25 %
- Ø TiO_2 :3 %

I.3 - Les caractéristiques de l'aluminium :

I.3.1 - les caractéristiques physiques :

- Ø Température de fusion : 660 C°
- Ø Point d'ébullition : 2060 C°
- Ø Résistivité électrique $\rho=0.265 \mu\Omega m$.
- Ø Densité : 2.7g/cm³

I.3.1.1- la conductibilité thermique :

La conductibilité thermique est une grandeur physique introduite pour quantifier l'aptitude d'un corps à conduire de la chaleur. Elle représente la quantité de chaleur transférée par unité de surface et par unité de temps sous l'action d'une différence de température entre les deux extrémités d'un échantillon de ce corps.

L'aluminium non allié a par exemple une conductibilité thermique de l'ordre de 60% de celle de cuivre. La conductibilité thermique dépend des alliages d'aluminium, de leur composition et de leur état métallurgique.

Dans le système international d'unités la conductibilité thermique est exprimé en Watts par mètre kelvin (W/ m. K) ou :

- Ø Le watt est l'unité de puissance
- Ø Le mètre est l'unité de longueur
- Ø Le kelvin est l'unité de température

I.3.1.2 - la conductibilité électrique :

La conductibilité électrique de l'aluminium est de l'ordre des deux tiers de celle du cuivre, qu'il a remplacé dans beaucoup d'applications électriques.

La conductibilité électrique est l'inverse de la résistivité, la valeur de la conductibilité dépend de la nature des ions présents dans la solution et de leur concentration.

L'aluminium est un bon conducteur. Son efficacité est de 62 %.

I.3.2 - les caractéristiques mécaniques :

Grâce à sa structure du type CFC (cubique à face centrée), l'aluminium pur est déformable à froid et à chaud, il est donc très ductile.

Les propriétés mécaniques de l'aluminium dépendent :

- Ø Des traitements mécaniques (forgeage, laminage, etc.)
- Ø Des traitements thermiques (trempe, recuit, etc.)
- Ø Des éléments d'addition (fe, cu, mn, mg, si)

Les propriétés mécaniques de l'aluminium sont ;

- Ø R(résistance à la traction) = 70 à 100 N/mm²
- Ø R_{0,02} (limite élastique)=30 à 40 N/mm²
- Ø A (allongement) = 50 à 60%

Les propriétés mécaniques de l'aluminium sont faibles. Ces propriétés peuvent être améliorées par addition d'éléments d'alliage et par traitements thermiques.

L'aluminium pur est mou et fragile. Pour cela on lui associe d'autres éléments tels que le cuivre, le silicium, le manganèse, le magnésium et d'autres éléments en petites quantités pour former des alliages aux propriétés intéressantes.

I.4 - L'aluminium et ses alliages :

L'aluminium pur possède des propriétés mécaniques faibles, à cet effet et pour améliorer ces propriétés on doit lui additionner d'autres éléments lors de sa fusion tels que, **cu, mg, si, ni, T, cu...etc.**

L'avantage des alliages d'aluminium permet d'avoir une bonne résistance mécanique tout en conservant une faible masse volumique.

I.4.1 - Propriétés de mise en forme :

L'aluminium a une température de fusion relativement basse, environ 660°C. Il en résulte une facilité de fusion qui présente un avantage certain pour les opérations de fonderie.

I.4.2 - Durcissement :

Il s'effectue par traitement thermique : séries 2***, 6*** et 7***
Le traitement thermique consiste en un chauffage à température suffisamment élevée pour permettre la mise en solution totale des éléments d'addition, un refroidissement assez rapide à l'eau.

I.4.3 - états métallurgiques :

Etat obtenu par traitement thermique des alliages d'aluminium.

Tableau I-1 désignation de traitement thermique

Désignation	Traitements thermiques
T1	Refroidi après transformation à chaud et mûri
T2	Refroidi après transformation à chaud, écroui et mûri
T3	Mise en solution, écroui et mûri
T4	Mise en solution et mûri
T5	Refroidi après transformation à chaud puis revenu
T6	Mise en solution puis revenu
T7	Mise en solution puis revenu
T8	Mise en solution écroui puis revenu
T9	Mise en solution revenu puis écroui
T10	Ecroui après refroidissement et transformation à chaud et mûri

I.5 - L'aluminium choisi pour l'aéronautique :

De l'aluminium sont élaborées huit familles d'alliages, deux d'entre elles sont utilisé en aéronautique.

I.5.1 - Les DURALUMINS (Famille aluminium + cuivre) famille 2000 :

Les duralumins sont des alliages de la série 2000 alliés essentiellement au cuivre, parmi lesquels nous pouvons citer :

A-U2G, A-U4G, A-U4G1, Alliages à durcissement structural alliant de bonnes caractéristiques mécaniques à de bonnes possibilités de déformations. Les DURALUMINS sont difficilement soudables.

Pour le 2024 on utilise le traitement thermique T3 et t4.

Ü Utilisations :

A-U2G, A-U4G sont couramment utilisés pour la fabrication de rivets, de revêtements, de longerons, et de couples. A-U4G1 est utilisé pour la fabrication de revêtements travaillants (ailes, fuselages, empennages).

I.5.1.1 - Alliage d'aluminium 20 24 :

C'est l'alliage (aluminium, cuivre) à durcissement structural. Il a une tenue à la corrosion médiocre et ne doit pas être exposé sans protection aux intempéries ou en tout autre milieu agressif. Ces alliages ont de nombreuses applications en aéronautique

En générale ils sont utilisés pour des pièces soumises à des contraintes

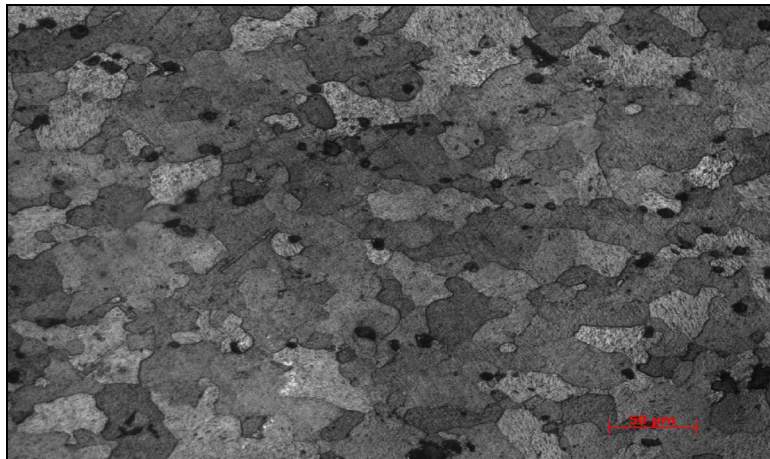


Figure I-2 Alliage d'aluminium 20 24

La composition chimique est la suivante :

Tableau I-2 composition chimique de la série 2000

Elément	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Ni	Zn	Ti	Zn+Ti	AL
Min	/	/	3.8	0.3	1.2	/	/	/	/	/	Le reste
Max	0.5	0.5	4.9	0.9	1.8	0.1	/	0.25	0.15	0.2	le reste

a. Le choix de 20 24 :

Ces alliages ont de nombreuses applications en aéronautique, parmi ses avantages on peut citer ;

- ü La faible vitesse de propagation des fissures a l'état T4.
- ü une bonne tenue à chaud.
- ü Le cuivre accroît la propriété mécanique et en particulier la dureté.
- ü Le cuivre diminue la conductivité électrique.
- ü Le cuivre facilite l'usinage.
- ü Bonne aptitude au traitement de surface.

b. Les propriétés physiques de 20 24 :

Tableau I-3 les Propriétés physiques

Les propriétés physiques	20 24
Masse volumique (g/cm ³)	2.77
Intervalle de fusion	500-638
Coefficient de dilatation linéique (0 à 100 °C) (°C ⁻¹ .10 ⁶)	22.9
Module d'élasticité (Mpa) (1)	73 000
Coefficient de Poisson	0.33
Conductivité thermique (0 à 100°C) (W/M°C)	120
Résistivité (μΩm)	0.57
Capacité thermique massique (0 à 100°C) (J/kg°C)	920
Limite élastique RP0.2} (MPa)	300
Limite à la rupture Rm (MPa)	440
Allongement (%)	9

I.5.2 - LES ZICRALS (Famille aluminium + zinc) 7000 :

Les zicrals sont des alliages de la série 7000, allié essentiellement au zinc, parmi lesquels nous pouvons citer :

A-Z5GU, A-Z8GU. Alliages à durcissement structural et à hautes caractéristiques mécaniques, mais ils présentent une moins bonne plasticité que les DURALUMINS et sont sensibles aux criques. Ils sont difficilement soudables.

Ü Utilisations :

Pièces de haute limite élastique mais non soumises à des sollicitations alternées, pièces de structure ...etc.

Pour 7075 on utilise le traitement thermique T6.

I.5.2.1 - Alliage d'aluminium 70 75 :

Cet alliage (aluminium, zinc), est le plus couramment utilisé en produits laminés, filés, forgés et matricés dans les domaines de l'aéronautique.

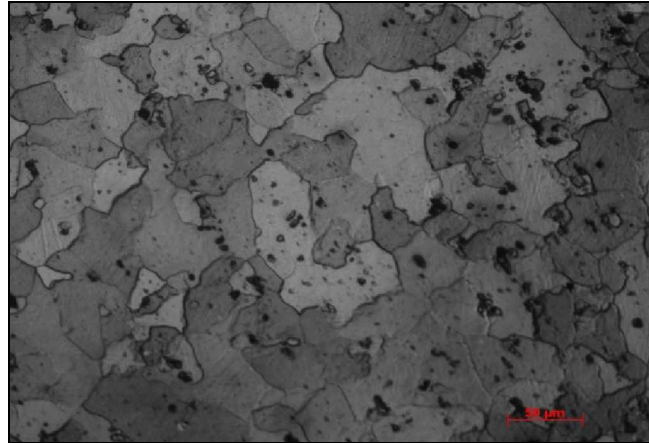


Figure I-3 Alliage d'aluminium 70 75

*La composition chimique est représentée par le tableau :

Tableau I-4 composition chimique de la série 7000

Elément	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Ni	Zn	Ti
Min	/	/	1.2	/	2.1	0.18	/	5.1	/
Max	0.4	0.5	2	0.3	2.9	0.28	/	6.1	0.2

Elément	AL
Min	Le reste
Max	Le reste

a. Le choix de 70 75 :

Ces alliages ont de nombreuses applications en aéronautique. Parmi ses avantages on peut citer

- Û Bonnes caractéristiques mécaniques.
- Û Alliage soudable, s'il n'y a pas d'addition de cuivre.
- Û Limite élastique supérieur à celle des 2000.
- Û Limite à la rupture supérieure à celle des 2000.

b. Les propriétés physiques de 70 75 :

Tableau I-5 Les propriétés physiques

Les propriétés physiques	7075
Masse volumique (g/ cm ³)	2.8
Intervalle de fusion	475-630
Coefficient de dilatation linéique (0 à 100 °C) (°C-1.106)	23.5
Module d'élasticité (Mpa) (1)	72 000
Coefficient de Poisson	0.33
Conductivité thermique (0 à 100°C) (W/M°C)	Etat T6 :130
Résistivité à 20°C (μΩm)	Etat T6 :0.52
Capacité thermique massique (0 à 100°C) (J/kg°C)	915
Limite élastique RP0.2} (MPa)	470
Limite à la rupture Rm (MPa)	535
Allongement (%)	8

I.6 - Les propriétés des alliages d'aluminium :

Les principales caractéristiques des alliages d'aluminium sont :

a. Résistance à chaud :

D'une manière générale la résistance à chaud est faible au-delà de 100 C° et assez faible au-delà de 150C° .sauf pour la série 2000 (AL –CU) pour lesquels on peut atteindre 300C°

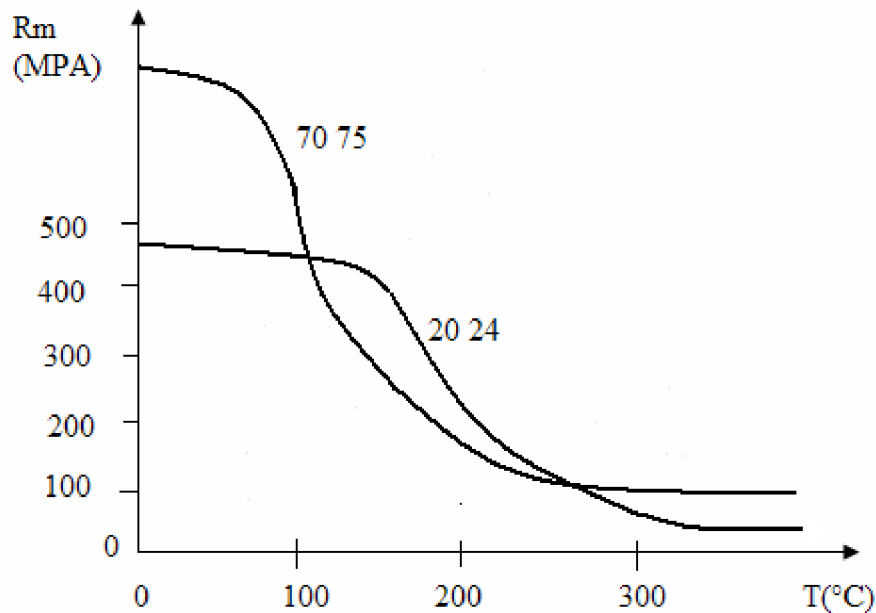


Figure I-4 Résistance à chaud des alliages d'aluminium (7075 et 2024)

b. Résistance a la corrosion :

Comme pour l'aluminium pur, grâce à la formation d'une pellicule d' AL_2O_3 , les alliages d'aluminium sont protégés contre la corrosion et peuvent être améliorés par anodisation. Les risques de corrosion à craindre des éléments d'addition.

c. La dureté :

On utilise généralement des essais de rebondissement ou de pénétration pour caractériser la dureté des métaux, ces essais ont l'avantage d'être plus simples à réaliser et de donner des résultats reproductibles.

L'essai de pénétration consiste à enfoncer un pénétrateur dans le métal à essayer. La charge est constante et on mesure la dimension de l'empreinte. L'empreinte est d'autant plus grande que le métal est moins dur.

La dureté H s'exprime par le rapport de la force sur la surface de l'empreinte :

$$H = F / S \text{ avec :}$$

H : la dureté.

F : force d'essai.

S : surface de l'empreinte.

Les essais les plus classiques sont les essais brinell, Vickers et Rockwell, parmi lesquels on peut citer :

Le principe de l'essai de brinell qui consiste à faire pénétrer en appliquant une force F un pénétrateur ayant une forme de bille dans un métal afin d'en déduire la dureté de ce matériau.

d. L'élasticité :

L'élasticité est la propriété que possèdent certains corps à reprendre leur forme et leur Longueur initiales quand on cesse d'exercer la force qui les déforme. Prenons un fil d'acier et un fil d'aluminium enroulés en hélice (en forme de ressort à boudin).

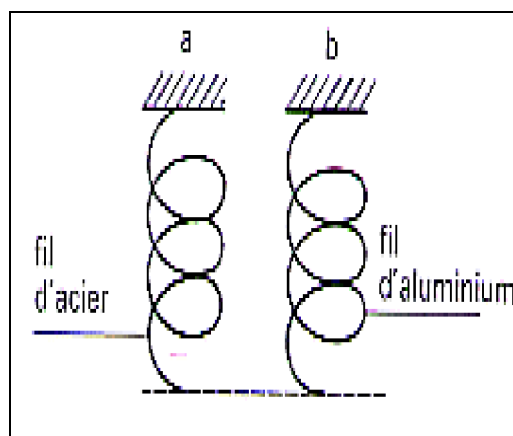


Figure I-5- A essai 01

Si l'on tend légèrement les deux fils, on remarque un allongement et une déformation.

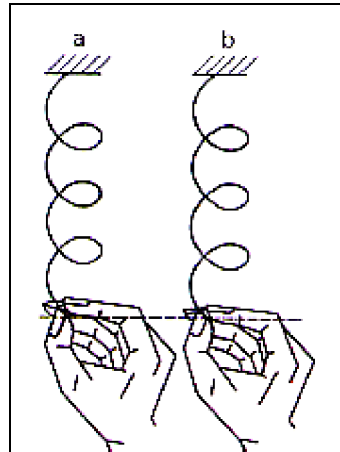


Figure I-5-B essai 02

Puis lorsqu'on les relâche, on constate que le fil d'acier retrouve sa position et sa forme initiale tandis que le fil d'aluminium reste déformé.

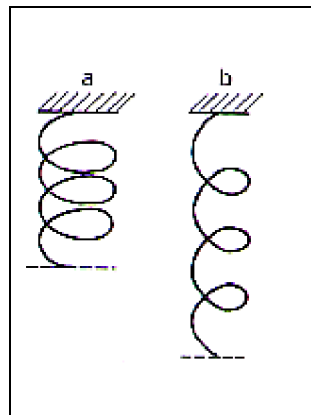


Figure I-5-C essai 03

**L'acier a donc de bonnes caractéristiques d'élasticité
contrairement à l'aluminium qui a de faibles caractéristiques d'élasticité.**

II/ LES CRIQUES

II.1- Définition du dommage :

Le dommage est une dégradation ou un dégât que subissent les éléments d'aéronef. Il existe plusieurs formes de dommages parmi lesquels sont répertoriés la corrosion, les rainures, la fatigue du métal, l'impact, l'usure et la crique.

II.1.1- Définition de la corrosion :

La corrosion est la dégradation chimique d'un métal sous l'effet d'un ou de plusieurs facteurs :(le défaut de protection, l'humidité...), et définie comme l'altération d'un matériau par la transformation physique.

II.1.2 - Définition de la fatigue du métal :

La fatigue est un processus qui sous l'action de contraintes ou déformations cycliques, répétées ou alternées modifie les propriétés locales d'un matériau et peut entraîner la formation de crique et éventuellement la rupture de la pièce.

II.1.3 - Définition d'un impact :

L'impact est une déformation suite à un choc.

II.1.4- Définition d'une usure :

L'usure est la dégradation du matériau lorsque deux surfaces en contact sont soumises à des mouvements oscillatoires de petites amplitudes.

II.1.5 -Définition de la crique :

La crique est le dommage causé sur une partie du matériau suite à des contraintes alternées ou répétées supérieur à la limite d'endurance du matériau. ces dommages interviennent en particulier à l'endroit des entailles, des soudures et des trous, là où les contraintes se concentrent.

L'apparition de la crique n'est pas visible à l'œil nu et se propage rapidement, sous les sollicitations alternées et répétées.



Figure II-1 fissure pour l'alliage 7075

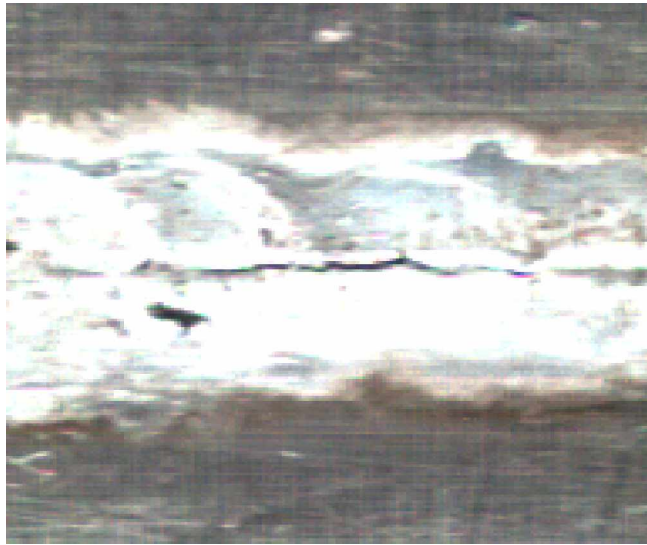


Figure II-2 fissure pour l'alliage 20 24

II.1.5.1 - Les causes de la crique :

Les causes multiformes pouvant entraîner des criques, peuvent être énumérées sommairement comme ci après :

- Ø L'effet de fatigue.
- Ø Impact d'accidents.
- Ø Erreurs humaines.

a. l'Effet de fatigue :

- Ø Les propriétés locales de la pièce sont modifiées par des sollicitations répétées et intenses au delà de la limite d'endurance du matériau, qui elle même est inférieure à la limite d'élasticité.
- Ø L'effet de fatigue entraîne automatiquement la formation de criques qui germeront à leur tour sous l'effet de contraintes répétées jusqu'à la rupture, l'effet de fatigue agit en premier sur les soudures, les assemblages et les entailles.

b. Impact d'accidents :

- Ø L'aéronef peut en plein vol percuter des oiseaux de poids et de dimensions importantes, l'impact peut provoquer une déformation, qui sous l'effet des forces extérieures, donne naissance à un dommage sérieux.
- Ø Lors de l'atterrissage ou du décollage des pierres présentent sur la piste pouvant rebondir et percuter plusieurs parties de l'aéronef.

c. Erreurs humaines :

- Ø Lors des entretiens, des dommages minimes peuvent être causés par l'ouvrier ou le technicien avec un marteau, une clé, ou tout autre objet utilisé par ces derniers.
- Ø Des dommages peuvent être causés dans des moments d'inattention lors du remorquage de l'aéronef.

II.2 - La courbe de Wöhler :

La durée de vie d'une structure dépend justement de sa résistance à la fatigue, elle peut être évaluée grâce à des essais expérimentaux sur éprouvette (machine de fatigue). Les tests donneront la courbe de Wöhler, cette courbe exprime la variation des contraintes.

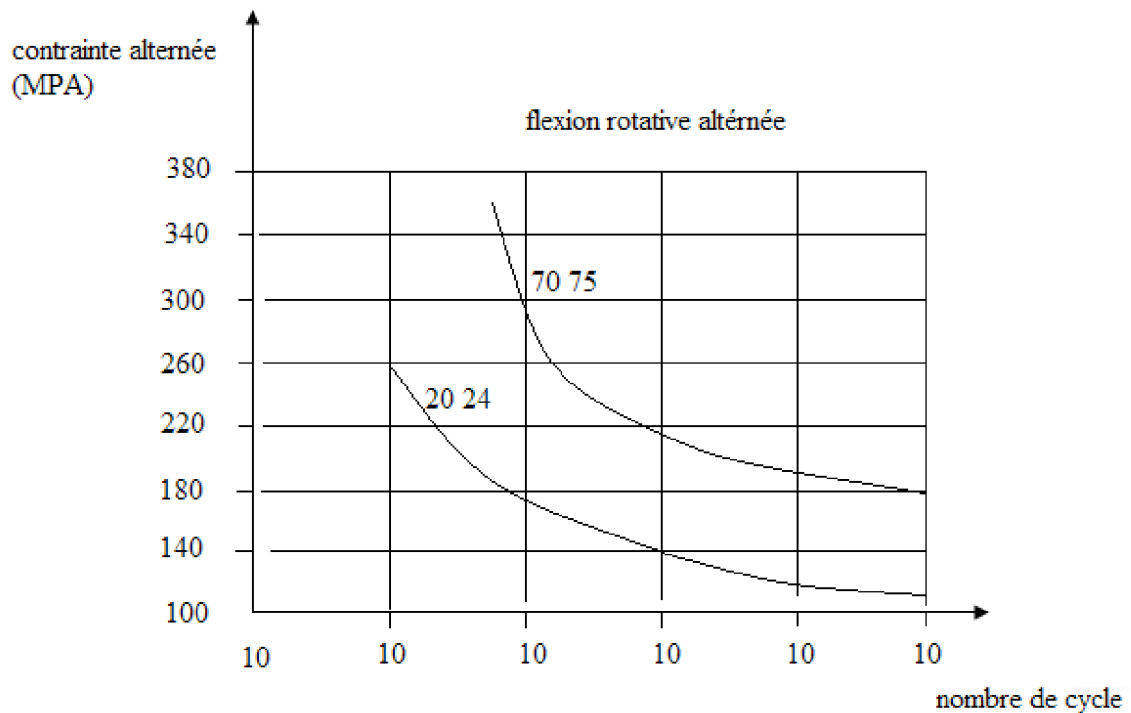


Figure II-3 Courbe de Wöhler

II.3– courbe de traction :

La courbe d'essai dépend des dimensions du matériau (longueur, section).

On distingue sur la courbe deux zones principales :

- Ø Une zone de déformation élastique dans laquelle la déformation est réversible.
- Ø Une zone de déformation plastique qui correspond à une déformation permanente du métal.

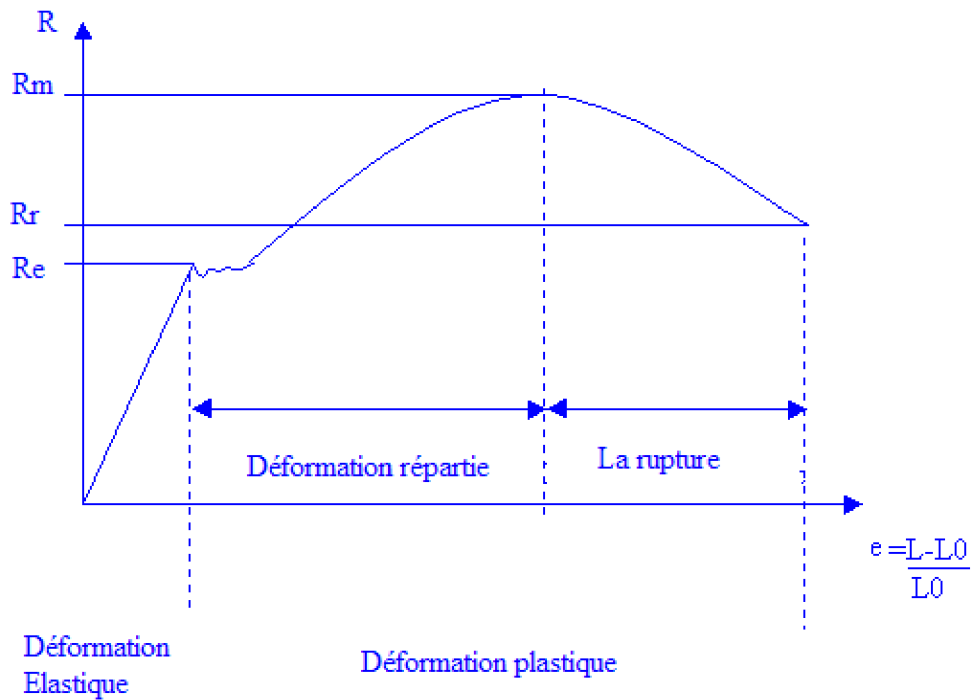


Figure IV-4 courbe de traction

II.4 - Action des contraintes :

Les différentes contraintes agissant sur le matériau peuvent être schématisées comme ci après.

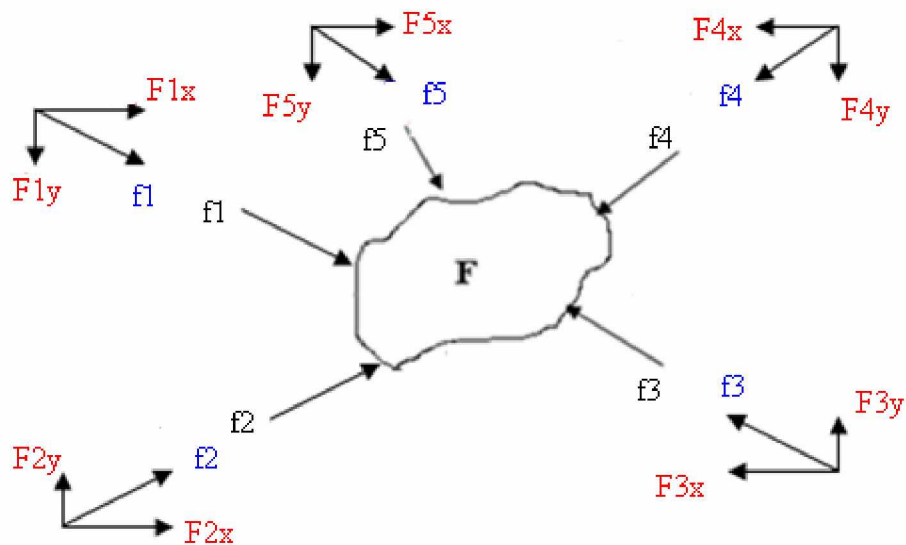


Figure II-5 Orientation de la crique

Les résultantes de ces forces donnent des contraintes influentes pouvant provoquer une crique.

II.5 - Réparation des criques :

La méthode de réparation d'une crique dépend de l'importance de la crique elle-même. Les dimensions et la profondeur d'une crique sont détectables par contrôle, le contrôle effectué est appelé 'courant de Foucault'

Deux types de criques sont pris en considération par un traitement adéquat.

II.5.1 - Réparation des Criques de petites dimensions :

La réparation des criques de petites dimensions est simple mais doit être immédiate pour éviter l'amplification de la crique (propagation). Elle consiste à arrêter les criques par des arrêts de crique avec une perceuse et un foret (mèche) de 6.4mm de diamètre pour Boeing et Airbus, et de 4.8mm de diamètre pour l'Hercule.

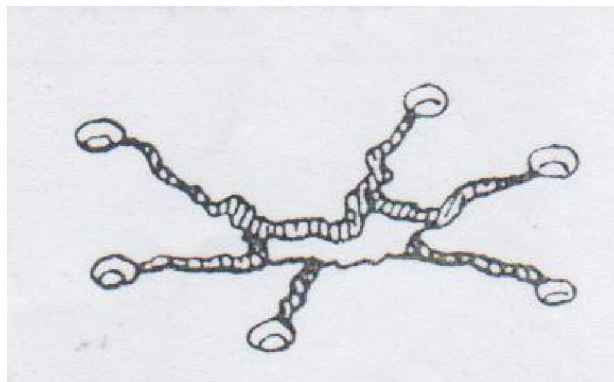


Figure IV-6 les arrêts de crique

II.5.2 - Réparation des Criques de grandes dimensions :

Dans ce cas on doit procéder à des arrêts de crique ensuite découper la partie endommagée pour entamer la réparation suivant le bureau d'étude du constructeur.

III TRAITEMENT THERMIQUE DES ALLIAGES D'ALUMINIUM**III .1- Généralité :**

Le traitement thermique a pour objet de conférer au matériau des propriétés particulières nécessaires à son utilisation.les principaux objectifs peuvent être résumés comme ci après :

- Ø Modification de la nature de ses composantes, sans changer sa composition chimique globale.
- Ø Modification microstructurale de la dimension, de la forme et de la répartition de ses composantes, sans changer leur nature.
- Ø Réduire les contraintes internes propres ou modifier leur répartition.
- Ø Rétablir ses propriétés physiques ou mécaniques, sans modification apparente de sa structure par un traitement de restauration.
- Ø Diminuer les hétérogénéités de composition chimique par un traitement d'homogénéisation.

Les traitements thermiques peuvent être classés en quatre catégories :

- Ø Le traitement d'homogénéisation
- Ø Le traitement d'adoucissement
- Ø Le traitement de trempe
- Ø Le traitement de revenu.

III.2 - Les Traitements :**III.2.1 – Traitement d'homogénéisation :**

Les alliages sont obtenus à partir de deux ou plusieurs éléments. Les cristaux ne sont jamais parfaits, donc ils présentent des défauts qui peuvent être ponctuels, linéaires ou plan.

Cette hétérogénéité chimique est inadéquate pour les transformations ultérieures telles que les traitements thermiques.

Pour réduire ou éliminer cette hétérogénéité, la correction par recuit d'homogénéisation est nécessaire.

L'homogénéisation est l'action de corriger la structure des matériaux par élimination des défauts cristallins. Elle consiste à chauffer le produit brut à des températures relativement élevées allant de 440°C à 610°C pendant 6 à 48 heures. Le but principal est de dissoudre les phases métalliques en excès et réaliser ainsi une composition homogène de la solution solide. C'est une opération de transformation à chaud ou à froid du produit, telle que le forgeage, le laminage, le filage ou l'étirage.

La durée du traitement d'homogénéisation est fonction de la forme et de la section du produit, qui est elle-même relative à l'importance des ségrégations et sursaturations présentes à l'état brut de coulée.

Les températures appliquées sont énumérées comme suit :

Alliage 20 24 475°C à 495 °C

Alliage 70 75 440°C à 495 °C

III.2.2 - Traitement d'adoucissement :

Le traitement est effectué dans le but d'obtenir un produit dont l'état est suffisamment adouci et exempt de contraintes, il augmente la plasticité et améliore l'usinabilité à la déformation à froid.

1. Traitement de recuit :

Le recuit d'une pièce métallique est un procédé correspondant à un cycle de chauffage, maintien en température, puis refroidissement permettant de modifier les caractéristiques d'un métal.

Le recuit est également utilisé pour changer les propriétés magnétiques d'une pièce.

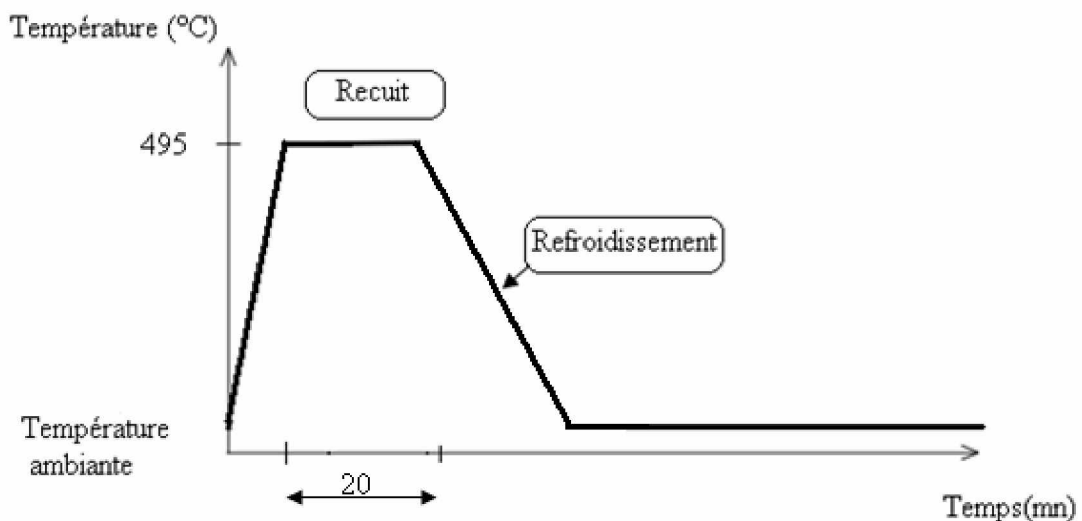


Figure III-1 Cycle de traitement de recuit d'alliage d'aluminium 7075

1.1 – Refroidissement :

Le refroidissement doit être à l'air libre (refroidissement lent)

III.2.3 - Traitement de trempe :

Pour permettre la malléabilité d'un matériau, La trempe consiste à chauffer une pièce puis à le refroidir. Il s'agit de maintenir les matériaux dans un four ensuite les plonger dans un liquide (l'eau) c'est le plus couramment utilisé en aéronautique.

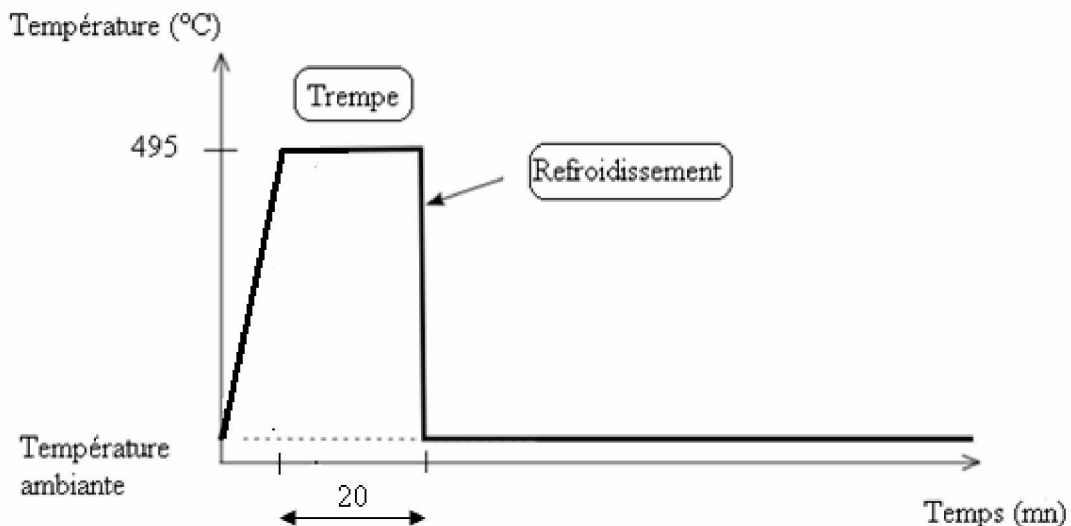


Figure III-2 Cycle de traitement de trempe d'alliage d'aluminium 7075

Après la mise en solution, l'alliage doit être refroidi assez énergiquement pour que la solution reste sursaturée à la température ambiante. En fait, dans les alliages d'aluminium, il faut, pour que les caractéristiques mécaniques soient optimales, que la concentration de la solution solide soit sensiblement la même qu'à la température de mise en solution, ce qui n'implique pas nécessairement que le refroidissement soit très rapide.

1. Refroidissement :

L'alliage d'aluminium doit être refroidi par immersion dans l'eau, à une température ambiante entre 25°C et 27°C.

III.2.3.1 - Fluide de trempe :

La trempe s'effectue par immersion dans l'eau.

Le fluide le plus utilisé est l'eau (T 25 à 27°C). Dans certain cas, l'eau froide génère un refroidissement trop rapide et génère des contraintes internes préjudiciables à l'utilisation de la pièce (déformations, risque de corrosion sous contrainte ou même rupture de la pièce.

III.2.4 - Traitement de revenu :

Après trempe, l'alliage d'aluminium présente :

- Ø Des caractéristiques de déformabilité et de ténacité relativement faibles.

Le revenu se pratique après une trempe, par chauffage à une température inférieure à celle de la trempe. Il permet d'améliorer la résistance mécanique des pièces traitées augmente la dureté et diminue les contraintes mécaniques internes obtenues lors de la trempe.

Le revenu comprend

- Ø Un réchauffage à la température de revenu (T=175 °C).
- Ø Un maintien de durée (8 heures).
- Ø Un refroidissement (l'air libre).

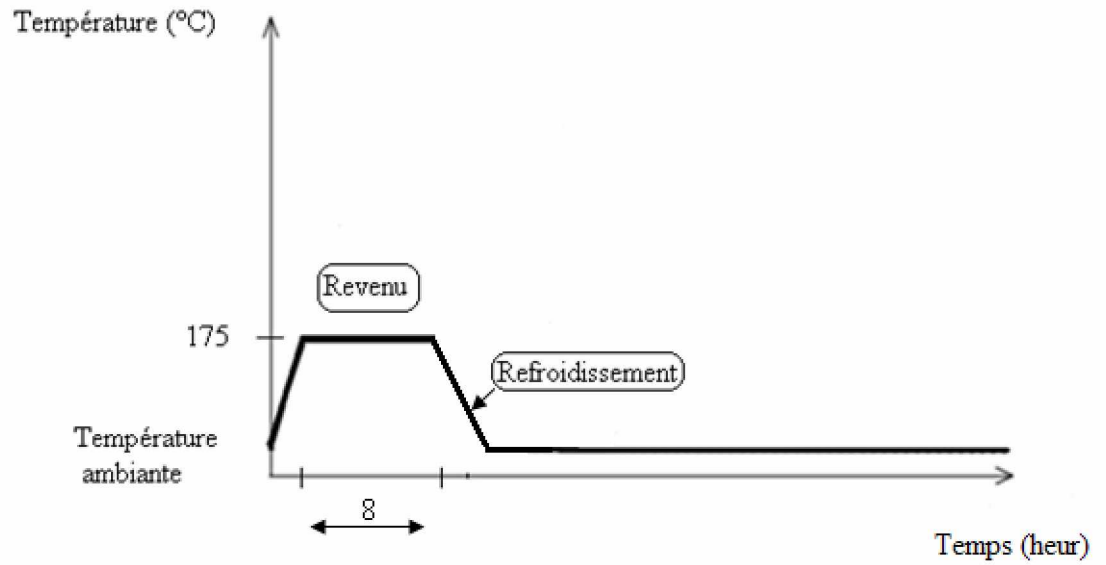


Figure III-3 Cycle de traitement de revenu d'alliage d'aluminium 7075

Le but du traitement de revenu est de corriger ces états extrêmes par amélioration des caractéristiques de déformabilité et de ténacité, au déterminent des caractéristiques de résistance. Il corrige aussi l'état mécanique par relaxation des contraintes résiduelles.

IV – LA RÉPARATION

Une lisse endommagée comme modèle de réparation a été volontairement choisie pour permettre un traitement complet du chapitre 'procédure de réparation '.

La réparation de la partie endommagée d'une lisse en forme d'oméga (Ω), ayant subi une crique, obéit à une procédure stricte et rigoureuse qui sera étudiée en détail dans ce chapitre.

La délimitation du dommage est détectée grâce aux CND (contrôle non destructif) à l'aide de la méthode courants de Foucault.

Le dispositif est constitué d'une bobine, d'une sonde et d'un oscilloscope. La bobine est parcourue par un courant alternatif, et mise à proximité de la partie endommagée de la lisse. Le champ magnétique alternatif généré par ce courant génère à son tour des courants induits dans la pièce, c'est les courants de Foucault.

La présence d'une anomalie dans la pièce contrôlée perturbe la circulation des courants de Foucault, entraînant une variation de l'impédance apparente du capteur, cette variation est fonction de la nature de l'anomalie et de sa dimension volumique.

L'observation réalisée par visualisation sur un oscilloscope des variations de l'impédance électrique de la sonde entre une zone saine et une zone défectueuse.

IV.1 - la partie endommagée :

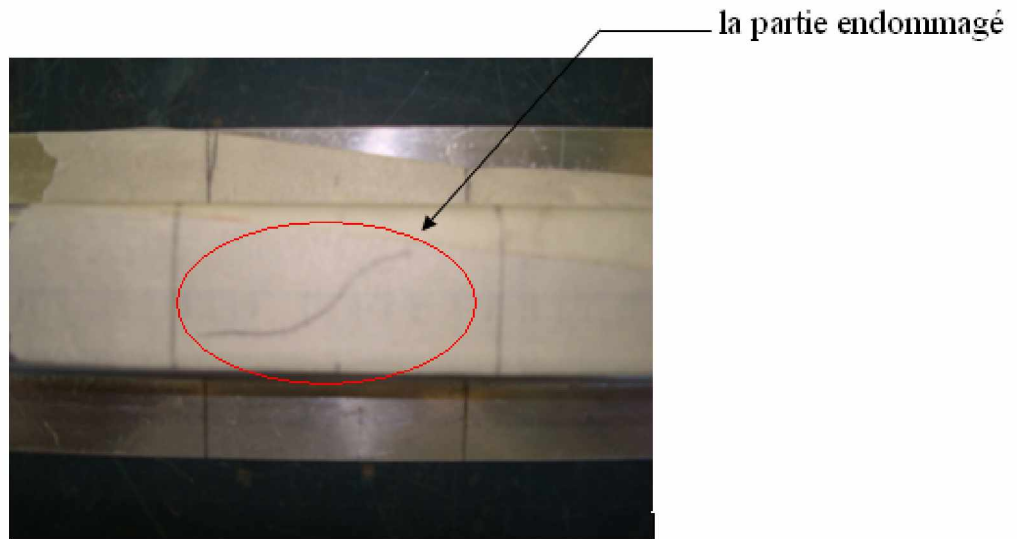


Figure IV-1 la partie endommagée

Il existe trois types de réparation

- 1/ faire des arrêts de crique (zone non pressurisée).
- 2/ faire des arrêts de crique avec renfort.
- 3 /extraire la partie endommagée et la remplacer par une nouvelle pièce.

Le troisième type sera traité dans ce chapitre.

IV.2 - Description de la réparation :**IV.2.1 - Procédure de réparation :**

La réparation consiste à la réfection d'une lisse endommagée en forme d'oméga, ayant subi une crique, suivant le procédé 'SRM' (manuel de réparation structural d'un Boeing 737-800).

Le procédé est matérialisé comme suit :

- Ø localisation de la crique.
- Ø Etude des dimensions de la crique suivant le procédé 'les courants de Foucault'.
- Ø Extraction de la partie endommagée suivant les dimensions établies à l'aide des courants de foucault.
- Ø Confection d'une lisse ayant au moins les mêmes caractéristiques que la lisse endommagée.
- Ø La tôle utilisée pour la confection de la lisse doit subir tout le traitement nécessaire pour avoir l'aptitude au pliage.
- Ø Après pliage et perçage la lisse subit les traitements thermiques adéquats pour recouvrir les caractéristiques physiques et mécaniques initiale.
- Ø Protection de la pièce finie contre la corrosion.
- Ø La lisse confectionnée est fixée, sous la lisse endommagée amputée de la partie présentant la crique, à l'aide d'épingles, de mastic et des cales.
- Ø Le rivetage est effectué à l'aide d'un pistolet pneumatique.

IV.2.2 – Description schématique de la réparation :

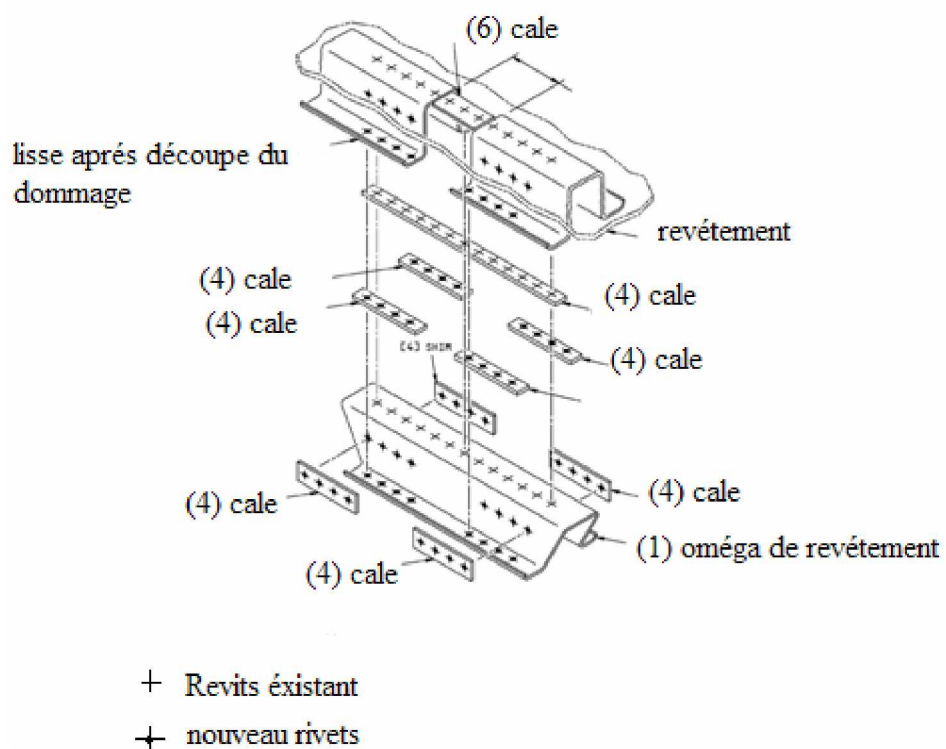


Figure IV-2 la lisse

employez le même
espacement que l'espacement
initial des rivets

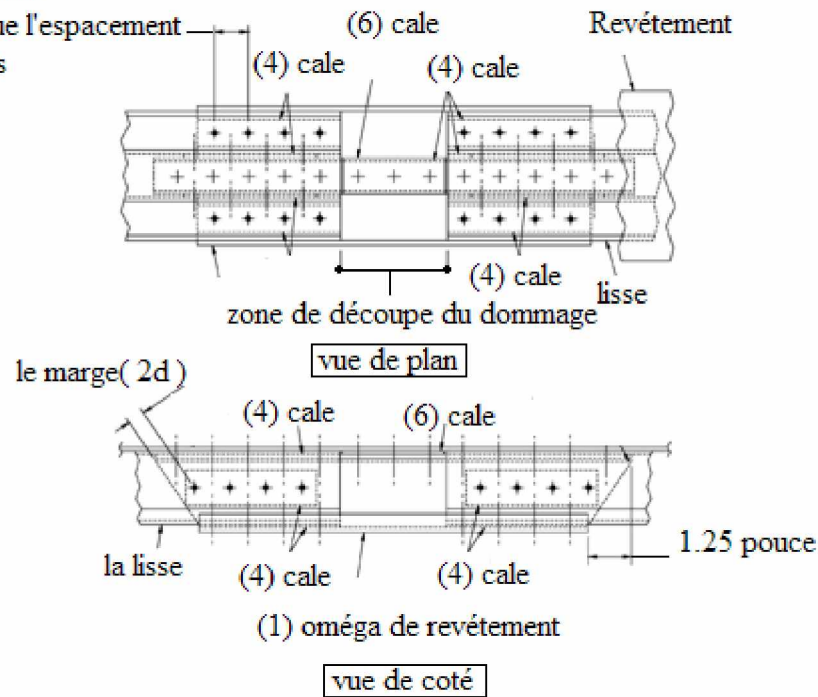


Figure IV-3 le renfort

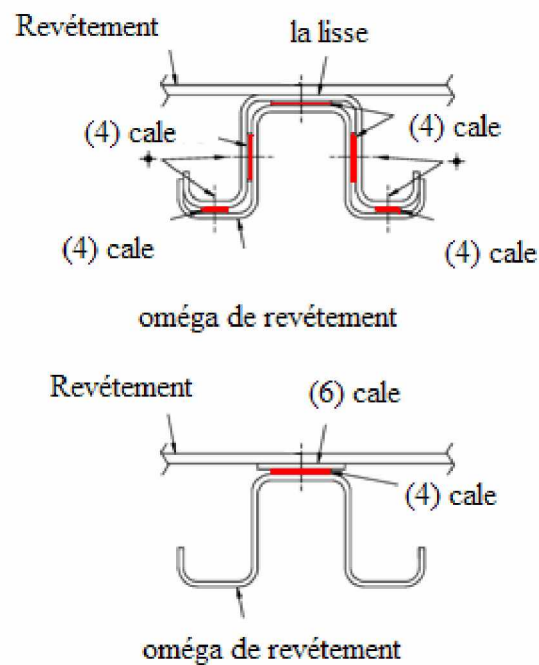


Figure IV-4 (Ω) de revêtement

IV.3 - Réparation du dommage :

La réparation consiste tout d'abord à extraire la partie endommagée ensuite la remplacer par la pièce de substitution. La ligne de découpe de la partie à extraire tient compte principalement de la longueur de la crique et des éventuelles ramifications de celle-ci.

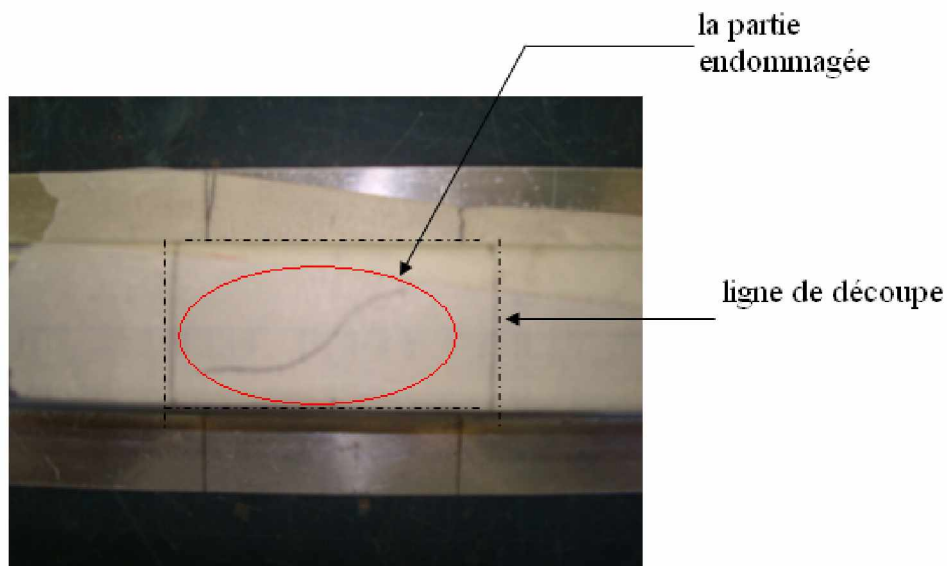


Figure IV-5 découpe de la partie endommagée

La pièce de substitution doit avoir au moins les mêmes caractéristiques physiques et mécaniques que la pièce endommagée.

IV.3.1 - préparation de la pièce de substitution :

IV.3.1.1 - choix de matériau :

Le matériau utilisé étant l'alliage d'aluminium de référence 7075, identique au matériau de base constituant la lisse endommagée.

L'épaisseur étant de 1 mm $\rightarrow 0.040 \times 25.4 = 1$ mm (suivant le tableau IV-1).

Tableau IV-1 choix des tôles

Diamètre et nombre minimum des rivets				
Epaisseur initiale de la lisse	Rivets			
	Diamètre minimum	Nombre minimum	Diamètre minimum	Nombre minimum
0.036	5/32	5	5/32	4
0.040	5/32	5	5/32	4

IV.3.1.2 - Tracage :

On doit procéder au traçage de la pièce (la lisse), du renfort et des cales de remplissage en utilisant un crayon à mine tendre afin d'éviter les rainures.

a. Tracage de la pièce (la lisse) :

On doit tracer la pièce (lisse) Suivant les dimensions calculées.

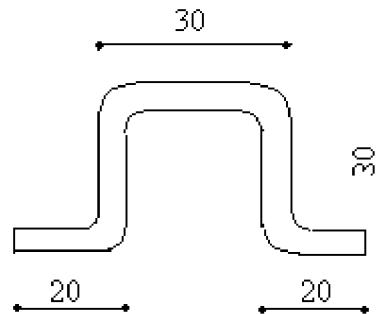


Figure IV-6 largeur de la pièce (lisse)

$(2 \times 20) + (3 \times 30) = 130$ mm donc on obtient : La largeur = 130 mm

Et la longueur = 300 mm

Donc le traçage sera comme suit :

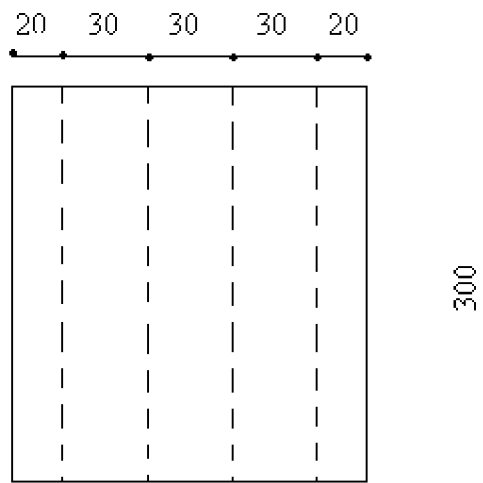


Figure IV-7 la lisse

b. Traçage de la pièce (renfort) :

Après Le développement théorique de la pièce (lisse):

La largeur = 130 mm

La longueur = 300 mm

(Dédution de 2 mm pour chaque pli équivalent à 2 épaisseurs)

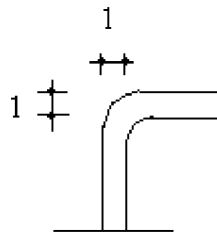


Figure IV-8 développement des plis

Donc en obtiens la dimension suivante de renfort :

La largeur : $130 - (4 \times 2) = 122$ mm

La longueur : 300 mm

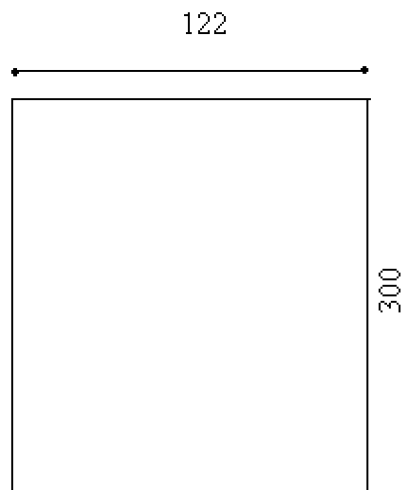


Figure IV-9 traçage du renfort

c. Traçage des cales de remplissage :

Le traçage doit être suivant les dimensions calculées de la (figure IV-3) de la procédure SRM (description schématique).

c.1- Cale latérales :

On trace quatre pièces de 64x20 (épaisseur 1 mm)

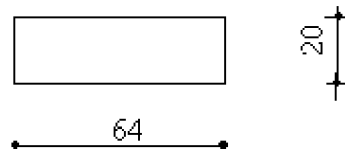


Figure IV-10 cale latérale

c.2- Cale supérieures :

On trace une pièce de 208x20 (épaisseur 1 mm)

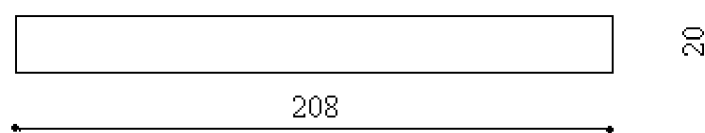


Figure IV-11 cale supérieure

c.3- Cale inférieure :

On trace quatre pièces de 64x18 (épaisseur 1 mm)

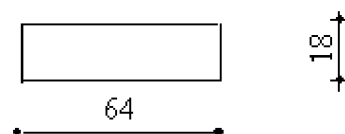


Figure IV-12 cale inférieure

c.4 - Cale supérieur du dommage :

On trace une cale Pour remplir le vide de la partie extraite.

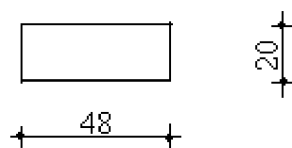


Figure IV-13 cale de remplissage

IV.3.1.3- Découpage :

On découpe la pièce (lisse), le renfort, les cales de remplissage et le revêtement suivant leur traçage à l'aide d'une cisaille.

IV.3.1.4- Ebavurage :

On élimine les bavures à l'aide d'une lime.

Après l'ébavurage la pièce doit être soumise à un traitement thermique (la trempe).

IV.3.2- traitement thermique des pièces :

Le traitement thermique d'une pièce consiste à lui faire subir des transformations de structure grâce à des cycles prédéterminés de chauffage et de refroidissement afin d'en améliorer ses caractéristiques mécaniques : dureté, ductilité, limite d'élasticité...

Pour permettre la malléabilité de la tôle destinée au façonnage de la pièce de substitution il est nécessaire un traitement thermique adapté (trempe)

a. la trempe :

La trempe consiste à chauffer une pièce puis à la refroidir. Il s'agit de maintenir les matériaux à tremper dans un four ensuite les plonger dans un liquide (l'eau). C'est le procédé le plus utilisé en aéronautique.

La pièce et les rivets sont introduits dans un four à une température de 495°C pendant 20 minutes. C'est le temps nécessaire pour provoquer la dilation des ses molécules et atteindre ainsi la malléabilité recherchée.



Figure IV-14 four de trempe



Figure IV-15 La pièce dans le four

a.1- Refroidissement :

La pièce doit être refroidie par immersion dans l'eau à une température de 25 à 27°C.

IV.3.3- Tracé des plis :

Après la trempe on doit tracer les pièces destinées au pliage.
 Pour la pièce de renfort le 32 c'est $1.25 \times 25.4 = 32\text{mm}$ (voir figure IV-3)

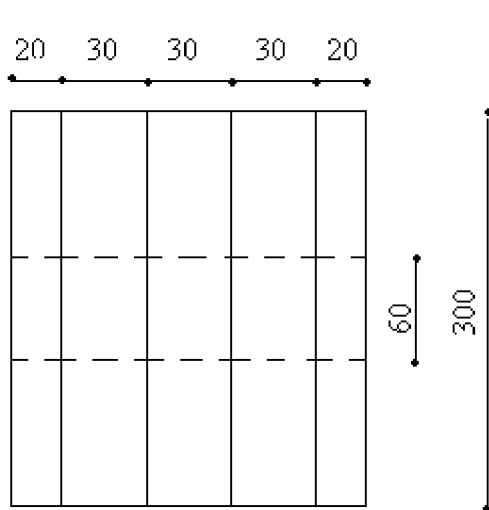


Figure IV-16 la pièce initiale

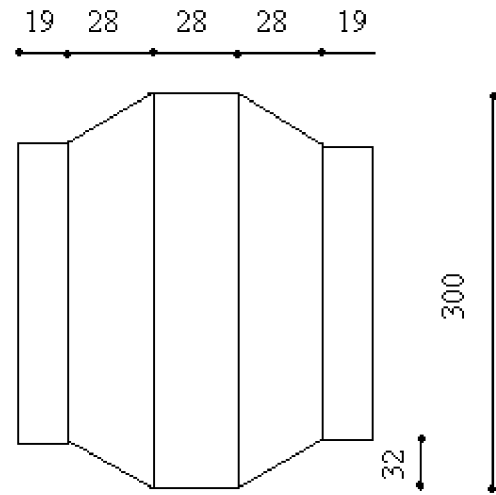


Figure IV-17 le renfort

IV.3.4- façonnage et contrôle de la pièce :

Après le traitement thermique qu'elle a subi, la pièce est malléable donc prête au pliage.

a. pliage :

On doit plier les pièces suivant le traçage établi à l'aide d'une plieuse.
 Les dimensions nécessaires à cette opération sont :

- Ø l'épaisseur de la tôle.
- Ø le rayon de cintrage.
- Ø les profondeurs des plis

Les plis sont exécutés dans le sens de la longueur en forme d'oméga (Ω).



Figure IV-18 Pliage de la tôle



Figure IV-19 Pliage forme (Ω)

b .perçage:

Le diamètre des trous ainsi que le pas et la pince sont déterminés à partir de (tableaux IV-1) utilisés dans le SRM.

En effet, pour la tôle d'épaisseur 10/10 mm on obtient :

Diamètre minimal du rivet : $5/32 \times 25.4 = 4 \text{ mm}$

Le pas : $4 \times \Phi \rightarrow 4 \times 4 = 16 \text{ mm}$

La pince : $2 \times \Phi \rightarrow 2 \times 4 = 8 \text{ mm}$

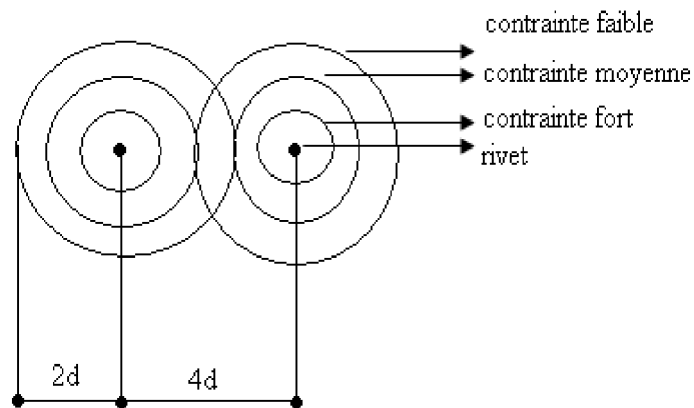


Figure IV-20 disposition des rivets



Figure IV-21 perçage des pièces

c. le contrôle :

Après l'opération de pliage le contrôle est obligatoire.

Il permet de détecter les éventuels dommages à la surface des plis (crique).

Le contrôle effectué étant un CND (contrôle non destructif) suivant les procédé 'les courants de Foucault'

IV.3.5.- Protection de la pièce contre la corrosion :

Le phénomène de corrosion est inévitable pour les surfaces non protégées. A cet effet la protection consiste à un traitement de surface et à l'application de couches de peinture.

a. traitement de surface :

Pour permettre une bonne adhérence de la peinture sur la surface de la pièce à protéger, un nettoyage adéquat et nécessaire pour rendre la surface propre, sèche et dépoussiérée.

Les pièces doivent recevoir de l'alodine 1200 suivit d'une couche de peinture primaire à base métallique.

IV.3.6.- traitement thermique des pièces finies :**a. le revenu :**

La pièce subit le procédé de revenu pour reprendre ses caractéristiques physiques et mécaniques initiales.

La pièce est introduite dans un four à une température de 175°C pendant 8 heures.



Figure IV-22 revenu des pièces

b. Refroidissement :

La pièce finie est refroidie à l'air libre.

IV.3.7- l'Assemblage :

Opération assemblage comprend trois phases :

- * masticage
- * montage
- * rivetage

Cette opération sera conduite avec soin et précision pour éviter la naissance de contraintes.

a. Masticage :

Le mastic utilisé, un P.R.C, est appliqué avant la fixation de la pièce finie pour éviter le contact et les frottements des pièces d'une part mais aussi comme remplissage du vide entre les pièces.

b. montage :

Le montage doit être avec des épingles pour la fixation à blanc et maintenir les pièces dans leur position exacte.

c. Rivetage :

Il est effectuée par des rivets en utilisant le matériel suivant :

- Ø Pistolet riveteuse.
- Ø Une bouterolle adéquate.
- Ø Un ta pour l'amortissement des choques de pistolet.
- Ø Un coupe rivet, pour donner la longueur exacte.

La référence des rivets se présente comme suit :

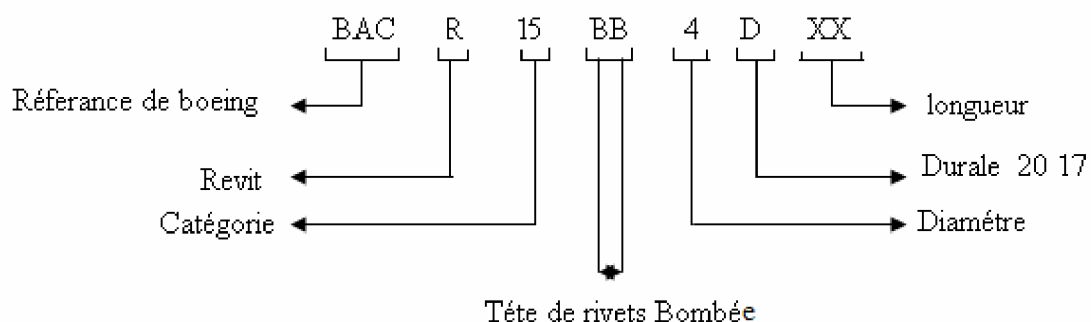


Figure IV-23 Référence de rivet a de tête bombée

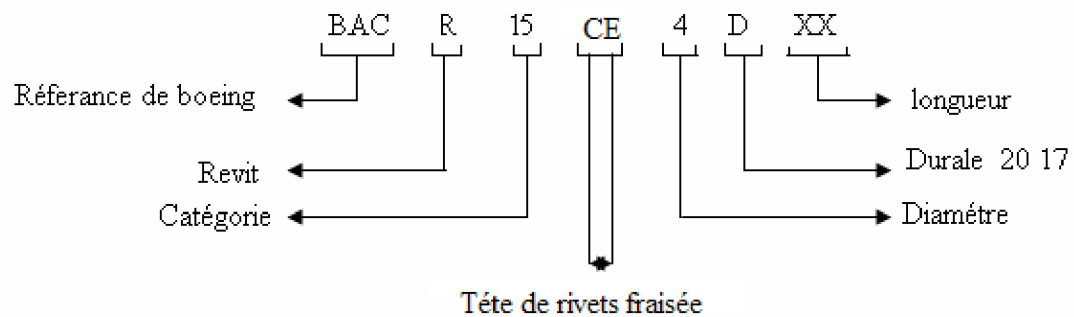


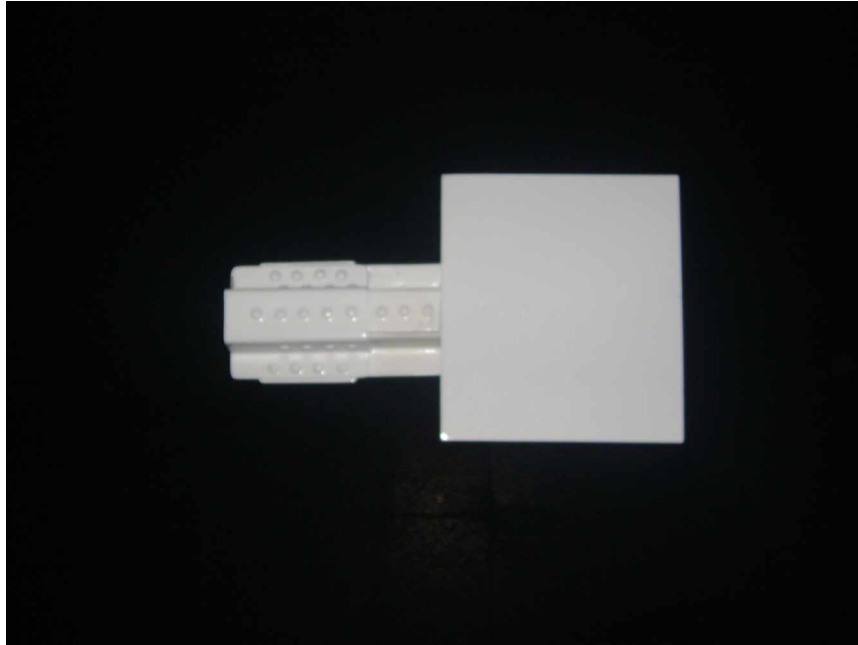
Figure IV-24 Référance de rivet a tête fraisée



Figure IV-25 les rivets

IV.3.8- peinture de finition :

La peinture est appliquée soigneusement et efficacement pour couvrir toute la surface. L'épaisseur de la couche de peinture doit être identique sur toute la surface ; y compris les plis. La couleur sera choisit en fonction de celle la lisse réparée.



IV-26 la pièce finie

CONCLUSION

Comme le corps humain l'aéroplane est constitué de multiples organes indispensables, pour le rôle à accomplir.

Une simple fissure qui apparaît sur une lisse peut engendrer des dégâts parfois incalculables sur toute la structure de l'aéroplane, la réparation d'un dommage obéit donc à des procédures et des critères adéquats et rigoureux.

Pour ma part je dirais que le stage pratique que j'ai eu le privilège d'accomplir dans la prestigieuse compagnie AIR ALGERIE m'a permis non seulement de mettre en application les études que j'ai accomplies à l'université SAAD DAHLEB DE BLIDA mais aussi, avec le concours et la disponibilité de mes encadreurs et le personnel des ateliers de maintenance, d'apprendre manuellement des préparations de pièces de réparation.

Enfin J'estime modestement avoir déployé les efforts nécessaires pour accomplir un travail bénéfique pour ma carrière professionnelle mais aussi pour les futurs stagiaires de notre département.