

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

**CENTRE UNIVERSITAIRE DE KHENHELA
INSTITUT DES SCIENCES ET TECHNOLOGIES**

N° d'ordre :

N° de série :

MÉMOIRE

Pour obtenir le diplôme de :

MAGISTÈRE

Discipline : Science des matériaux

Option : Mécanique de la rupture

Présenté par :

TOUAM LAKHEMISSI

Titre:

**Réparation des fissures sur les structures
d'avions par stratifiés.**

Soutenue publiquement le. 30. /06. / 2009 :

Devant le jury :

Président	: Dr. DJEBAILI Hamid	MC Centre Universitaire de Khenchela
Rapporteur	: Dr. ZEDIRA Hamma	MC Centre Universitaire de Khenchela
Examineur	: Dr. ZIDANI Kamel	MC Université de Batna
Examineur	: Dr. BENBOUTA Rachid	MC Université de Batna
Examineur Invité	: Dr. MANAA Rabah	CC Université de Batna

REMERCIEMENTS

Je voudrais tout d'abord exprimer ma profonde reconnaissance à mon encadreur ZEDIRA Hamma MC Centre Universitaire de Khenchela pour sa disponibilité et le temps qu'il m'a consacré ainsi que pour ses conseils et son aide précieuse et profitable.

Mes sincères remerciements vont également à Monsieur Manaa Rabah CC Université de Batna pour son aide précieuse, sa générosité et sa disponibilité.

Je tiens à remercier chacun des membres du jury d'avoir consacré une partie de leur temps à analyser et rendre compte de ce travail.

Pour la partie expérimentale, je dois beaucoup à :

- Mademoiselle Gherbi Amel doctorante et laborantine à l'université de Annaba pour l'aide qu'elle m'a apportée à la réalisation des essais mécanique.

- Monsieur ABBASSI. Professeur à l'université de Annaba pour m'avoir accueilli dans son laboratoire.

- Monsieur Boucif professeur à l'université de Annaba de m'avoir simplifié la tâche administrative.

Je remercie ceux dont le nom n'apparaît pas dans cette page et qui m'ont aidé d'une manière ou d'une autre.

Dédicace

◆ *A la mémoire de ma mère et mes grands parents*

« Que Dieu vous accorde sa miséricorde »

◆ *A mon père : l'expression de ma gratitude et de ma profonde affection*

◆ *A ma belle-mère*

◆ *A mon épouse*

◆ *A ma fille Manar et mon fils Dhia Eddine*

◆ *A mes frères et soeurs, à mes beaux-frères et belles-sœurs,
à mes nièces et neveux*

◆ *A toute la famille Touam*

◆ *A tous mes amis*

Je dédie ce modeste travail.

Table des matières

Liste des tableaux.....	7
Liste des figures.....	8
Introduction	13
Exemples d'accidents marquants	
Exemple de réparation	

Chapitre I : Etude bibliographique

Introduction	17
1. les matériaux composites	17
1.1. Qu'est ce qu'un matériau composite ?	17
1.2. Fibres et matrice	17
1.2.1. Les fibres	17
1.2.1.1. Nature des principales fibres.....	18
1.2.1.2. Conditionnement des renforts à base de fibres.....	18
1.2.1.2. a. Unidimensionnel.....	18
1.2.1.2. b. Bidimensionnel.....	19
- les tissus	
- Les mats	
1.2.1.2. c. Tridimensionnel.....	20
1.2.1.3. Autres types de renforts.....	20
1.2.1.4. Principaux matériaux de renfort.....	20
1.2.1.5. Principales caractéristiques mécaniques des fibres de base.....	21
1.2.2. Les matrice	21
- Matrices résineuses	
- Matrices minérales	
- Matrices métalliques	
1.3. Intérêt des matériaux composites	22
1.4. Caractéristiques du mélange renfort- matrice	23
1.4.1. La teneur en masse de renfort.....	23
1.4.2. La teneur en volume de renfort	24
1.4.3. La masse volumique du pli	24
1.4.4. Les module de l'ingénieur	25
1.4.4.1. Le pli unidirectionnel	25
1.4.4.1.1. Module d'Young longitudinal	25
1.4.4.1.2. Module d'Young transversal	27
1.4.4.1.3. Coefficient de Poisson longitudinal	29
1.4.4.1.4. Module de cisaillement longitudinal	30
1.4.4.2. Le pli tissé	32
1.4.4.2.1. Module élastique du pli tissé	33
1.4.4.3. Les mats	33
1.4.4.4. Constantes élastiques d'un pli dans une direction quelconque	34
1.5. Les stratifiés	36
1.5.1. Stratifiés symétriques	36

I.2. la colle

Introduction	38
2.1. Avantages	38
2.2. Inconvénients	40
2.3. Préparation des surfaces	40
2.3.1. Les traitements mécaniques	40
2.3.2. Les traitements chimiques	40
2.4. Les primaires d'adhésion	40
2.5. Les différents types de colles	41
2.5.1. Les époxydes	41
2.5.2. Contrainte dans la colle	42
2.5.3. Etude analytique	43
2.5.3.1. Résolution de Georges Cailletaud	44
2.5.4. Facteurs influant sur le comportement mécanique d'un joint de colle	48

I.3.Mécanique de la rupture.

Introduction	49
3.1 Mode de rupture	50
3.2. Approches de la mécanique de la rupture	51
3.2.1. Critère d'Energie	51
3.2.2 Concept d'intensité des contraintes	53
3.2.2.1 Système en coordonnées cartésiennes	53
3.2.2.2 Système en coordonnées polaires	56
3.3. Distribution des contraintes dans une plaque mince infinie contenant un trou circulaire	58
3.4. Concentration de contraintes	61
3.4.1. Cause de concentration de contrainte	61
3.4.2. Facteur de concentration de contrainte	61
3.4.2.1. Facteur de concentration de contrainte théorique « K_t »	61
3.4.2.2. Application de la théorie d'élasticité au calcul de K_t	62
3.4.2.2.1. Cas d'un trou circulaire dans une plaque infinie soumise à une traction uni axiale.....	62

Chapitre II : Etude expérimentale

Introduction	66
1. choix des matériaux de réparation.....	67
2. Eprouvettes utilisées	68
3. Procédé d'application du matériau composite	68
4. Résultats des essais de traction	71
4.1. Essai de traction sur éprouvettes lisse	72
4.2. Essai de traction sur éprouvettes percées et réparée par stratifié en tissus.....	73
4.3. Essai de traction sur éprouvettes réparées par un stratifié de mats	76
4.4. Mode de rupture des éprouvettes	79
Conclusion	80

Chapitre III : Modélisation numérique

Introduction	82
1. Modélisation numérique par éléments finis.....	82
1.1 PROCEDURE DE RESOLUTION D'UN PROBLEME AVEC CASTEM	82
2. Influence du stratifié de fibre de verre en quatre couches.....	83
3. Influence de la variation des dimensions du stratifié	91
4. Influence du nombre de couche du stratifié	94
5. Dimensions d'éprouvette	97
Conclusion	105
Conclusion générale	106
BIBLIOGRAPHIE	107

Liste des tableaux

Tableau.I.1.1. Caractéristiques mécaniques spécifiques des matériaux élaborés sous forme de fibres.	21
Tableau.II.1. propriétés non polymérisées de l'adhésif.....	67
Tableau.II.2. propriétés polymérisées de l'adhésif	67
Tableau.II.3. propriétés mécanique de l'éprouvette lisse	72
Tableau. II.4. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 2mm et l'éprouvette réparée par tissu	73
Tableau.II.5. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 3mm et l'éprouvette réparée par tissu	74
Tableau.II.6. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 4 mm et l'éprouvette réparée par tissu	75
Tableau. II.7. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 2mm et l'éprouvette réparée par les mats	76
Tableau. II.8. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 3mm et l'éprouvette réparée par les mats	77
Tableau. II.9. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 4mm et l'éprouvette réparée par les mats	78

Liste des figures

Figure.1. Evènement marquant	14
Figure.2. exemple de réparation	15
Figure.I.1.1. Armure unidirectionnelle	18
Figure.I.1.2. Chaîne et trame d'un tissu.....	19
Figure.I.1.3. photos des mats	
a : mats à fil continu b: Natte des mats	19
Figure.I.1.4. a:Tissage 3D orthogonal b: Tissage 4D	20
Figure.I.1.5. schéma simplifié d'une traction longitudinale.	25
Figure.I.1.6. scématisation par couches d'un composite	
Unidirectionnel.	27
Figure.I.1.7. Schéma par couches d'une traction longitudinale.....	29
Figure.I.1.8. Schéma par couches d'un cisaillement longitudinal.	30
Figure.I.1.9. déformation en cisaillement de la matrice et de la	
fibre.....	31
Figure.I.1.10. pli tissé	32
Figure.I.1.11. pli unidirectionnel, (t,ℓ) axes locaux du pli	
et (x,y) axes globaux.....	34
Figure.I.1.12. Désignation d'un stratifié	36
Figure.I.2.1 répartition des contraintes dans les différents	
assemblages	39
Figure.I.2.2. géométrie de base de la colle	43
Figure.I.2.3. Répartition de la contrainte de cisaillement	44
Figure.I.2.4 : collage composite – plaque aluminium [8]	44
Figure.I.2.5 : Evolution du cisaillement à l'interface aluminium	
Composite	47
Figure.I.3.1. Modes de rupture.....	50
Figure.I.3.2 : Fissure traversante de longueur $2a$ dans une plaque	
Infinie	52
Figure. I.3.3. Contraintes près de l'extrémité d'une fissure	53

Figure.I.3.4. schématisation des champs de contraintes et des déplacements	54
Figure.I.3.5. Système en coordonnées polaires	56
Figure.I.3.6. plaque infinie contenant un trou circulaire	58
figureI.3.7. distribution de σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0 le long de l'axe x.....	59
Figure.I.3.8. distribution de σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0 le long de l'axe.	60
Figure.I.3.9. arbre entaillé en forme de gorge.	61
Figure.I.3.10. plaque infinie contenant un trou de faible diamètre.	62
Figure.I.3.11. distribution des contraintes dans une plaque infinie Contenant un trou de faible diamètre	63
Figure.II.1. a : montage général de l'essai de traction b : vue de l'éprouvette entre les mors de la machine	66
Figure.II.2. schéma de l'éprouvette percée	68
Figure.II.3. a : Schéma de l'éprouvette réparée b: détail au niveau de la réparation	69
Figure.II.4. Éprouvettes percées de diamètres (1-2-3-4-5) mm	69
Figure.II.5. réparation des éprouvettes.....	70
Figure.II.6. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur l'éprouvette lisse.....	72
Figure.II.7. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 2mm et éprouvette réparée par tissu.....	73
Figure.II.8. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 3mm et éprouvette réparée par tissu.....	74
Figure.II.9. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 4mm et éprouvette réparée par tissu.....	75
Figure.II.10. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 2mm et éprouvette réparée par les mats.....	76

Figure.II.11. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 3mm et éprouvette réparée par les mats.....	77
Figure.II.12. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur éprouvette percée d'un trou de diamètre 4mm et éprouvette réparée par les mats.....	78
Figure.II.13. illustration des modes de rupture des éprouvettes testées.....	79
Figure.III.1. maillage des éprouvettes	83
Figure.III.2. vue de coté de l'éprouvette réparée	83
Figure.III.3. chargement des éprouvettes	84
Figure.III.4. visualisation des contraintes dans l'éprouvette	85
Figure.III.5. visualisation des contraintes dans la plaque trouée avant et après réparation	87
Figure.III.6. shema de l'éprouvette montrant la ligne le long de laquelle sont dessiner l'évolution des contraintes	88
Figure.III.7. évolution des contraintes avant et après réparation depuis le bord de la plaque vers le trou (le long de la ligne L)	90
Figure.III.8. évolution des contraintes en fonction du diamètre du matériau de réparation	93
Figure.III.9. comparaison de l'évolution des contraintes en fonction du diamètre du matériau de réparation	93
Figure.III.10. évolution des contraintes en fonction Du nombre de couche du stratifié	96
Figure.III.11. maillage et chargement de l'éprouvette avant réparation	97
Figure.III.12. maillage et chargement de l'éprouvette après réparation	97
Figure.III.13. visualisation des contraintes dans la plaque trouée avant et après réparation	101
Figure.III.14. résultats des contraintes σ_{xx} au bord du trou	102

Figure.III.15.évolution des contraintes avant et après réparation
Depuis le bord de la plaque vers le trou (le long de la ligne L).....104

Introduction

Introduction

Les avions subissent d'innombrables chocs, éraflures, heurts. Quand ces derniers sont importants, il faut les réparer. L'utilisation des rivets dans la réparation des structures d'avions (fuselage) présente un inconvénient important qui est la concentration de contraintes dont la principale cause est : les trous introduits pour ces derniers (rivets) [1], [2], et en conséquence des fissures de fatigue peuvent naître et se propager. Pour remédier à ce problème on utilise des patchs composites collés sur la zone à réparer.

Il existe plusieurs alternatives qui dépendent du niveau de ces dommages[3]:

1- Si le niveau de ces criques n'est pas trop important, l'une des solutions souvent utilisée en maintenance est l'alésage de la pointe de fissure. Ceci a pour conséquence d'arrêter sa propagation.

2- Si le niveau de dommages est trop important, les voilures sont tout simplement changées. C'est une solution très coûteuse car la voilure est usinée dans la masse. En effet, lors de la fabrication d'une voilure, il y a environ 95% de copeaux pour 5% de matière utile. De ce fait, l'ordre de grandeur du coût d'une voilure neuve est d'environ 1,5 million d'euros.

3- Si des fissures apparaissent dans des zones moins critiques, on parle dans ce cas de réparation. Cette solution est souvent utilisée en maintenance aéronautique.

4- Si les fissures ne sont pas encore apparues, une solution plus prospective est envisagée. Un patch composite peut en effet être collé à proximité de la zone endommagée afin de la renforcer de manière préventive. On parle alors de renforcement.

La troisième solution fait l'objet de la présente étude qui est divisé en quatre chapitres.

Le premier chapitre est consacré à l'étude bibliographique sur les matériaux composites, les adhésifs et la mécanique de la rupture.

Le deuxième chapitre est consacré à l'étude expérimentale. Nous y présentons les caractéristiques des matériaux utilisés et les principaux

résultats et l'analyse des essais que nous avons réalisés sur différents types d'éprouvettes (éprouvettes sans défaut, éprouvettes trouées, éprouvettes réparées). Les essais permettent d'étudier plus finement l'influence du patch composite collé sur des éprouvettes trouées.

Le troisième chapitre présente les résultats de l'analyse numérique qui utilise le logiciel de calcul par éléments finis castem2007. Cette étude nous permet de mieux interpréter des résultats en variant certains paramètres géométriques, tels que le diamètre du trou et du patch composite, le nombre de couches du patch et nous présentons les champs de contraintes dans les éprouvettes.

Enfin, une conclusion générale permet de faire une synthèse des résultats expérimentaux et numériques obtenus et d'apporter des réponses à la problématique de cette étude.

Exemples d'accidents marquants

Premier exemple

-Boeing 737 : Vol Aloha 243 (1988)

- Fissures de fatigue le long des lignes de rivets favorisées par le nombre élevé de décollage et d'atterrissages (>80'000).



Fig.1.Evènement marquant

Deuxième exemple

« Le 500 venait à peine de décoller d'un chariot lorsque le pilote a entendu une forte détonation provenant de l'arrière de l'hélicoptère. Il a

immédiatement reposé l'appareil sur le chariot et a coupé le moteur. Une inspection a rapidement permis de découvrir que le montant arrière gauche du patin était cassé.

Un examen des composants par le Laboratoire technique du Bureau de la sécurité des transports, à Ottawa, (rapport de laboratoire 130/99) a permis de déterminer que la fracture était le résultat d'une fissure de fatigue oligocyclique qui avait pris naissance au centre de trois trous de rivet qui servent à attacher une ferrure pour le carénage du montant du patin. La base de données contenant les rapports de difficultés en service (RDS) fait état de quatre autres défaillances de ce genre. Par la suite, les montants de patin ont été fabriqués sans les trous de rivet à l'endroit de la défaillance. Le constructeur d'hélicoptère a publié un bulletin de service recommandant un essai non destructif (END) des trous de rivet à des intervalles précis» [4].

Exemple de réparation



Fig.2.exemple de réparation [5]

Chapitre I :

Etude bibliographique

Introduction

L'objectif de ce chapitre est d'effectuer une courte présentation des matériaux composites, les adhésifs en tant que matériaux utilisés pour la réparation des structures, et la mécanique de la rupture pour comprendre les phénomènes responsables de la ruine des structures. Donc ce chapitre est divisé en trois parties : les matériaux composites, les adhésifs et la mécanique de la rupture.

1. les matériaux composites

L'utilisation des matériaux composites connaît un important développement en raison des nombreux avantages qu'ils présentent pour la réalisation de différents types de structures : hautes performances mécaniques, faible poids, résistance à la corrosion, amortissement structural élevé,...etc.

1.1 Qu'est ce qu'un matériau composite ? [6]

Comme l'indique le terme, «matériau composite » évoque un matériau différent des matériaux macroscopiquement homogènes habituels. On appelle maintenant de façon courante « matériaux composites » des arrangements de fibres (continues ou non) d'un matériau résistant (le renfort) qui sont noyées dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible. La matrice conserve leur disposition géométrique aux fibres et leur transmet les sollicitations auxquelles est soumise la pièce.

La résistance mécanique élevée des fibres de renfort et la faible densité des résines permettent d'obtenir des caractéristiques spécifiques (caractéristique/densité) élevées.

1.2. Fibres et matrice

La liaison entre fibres et matrice est créée pendant la phase d'élaboration du matériau composite. Elle a une influence fondamentale sur les propriétés mécaniques de ce dernier.

1.2.1. Les fibres

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques : rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenue au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec les résines, facilité de mise en œuvre, faible coût, etc.

Les fibres sont constituées par plusieurs centaines ou milliers de filaments de diamètre compris entre 5 et 15 microns.

1.2.1.1. Nature des principales fibres : elles sont en :

- Verre
- Aramide (ou « kevlar »)
- Carbone
- Bore
- Carbure de silicium

1.2.1.2. Conditionnement des renforts à base de fibres

L'assemblage des fibres utilisées lors de la fabrication du matériau constitue le « renfort » ; celui-ci peut être :

1.2.1.2. a. Unidimensionnel : fibres unidirectionnelles, c'est-à-dire orientées suivant une même direction de l'espace. Elles peuvent se présenter sous deux formes :

- sans liaison particulière (roving) ;
- reliées par un fil (nappes).

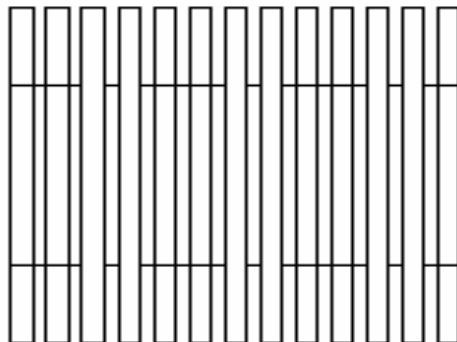


Fig.I.1.1. Armure unidirectionnelle

1.2.1.2. b. Bidimensionnel : surfaces tissées (tissus), ou non tissées

- **les tissus :** les tissus sont constitués par des fibres disposées suivant deux directions perpendiculaires:

- une direction dite de chaîne répartie dans un plan suivant la longueur du tissu,
- une direction dite de trame s'entrecroisant avec les fils de chaîne.

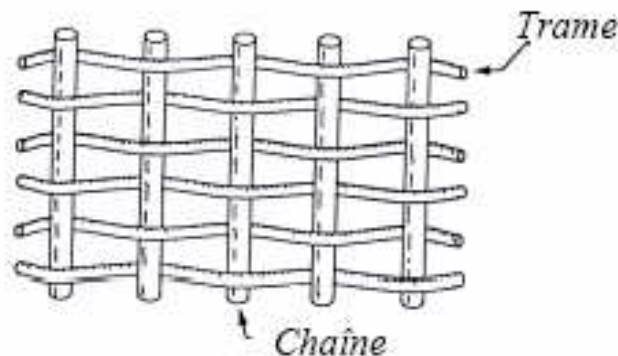
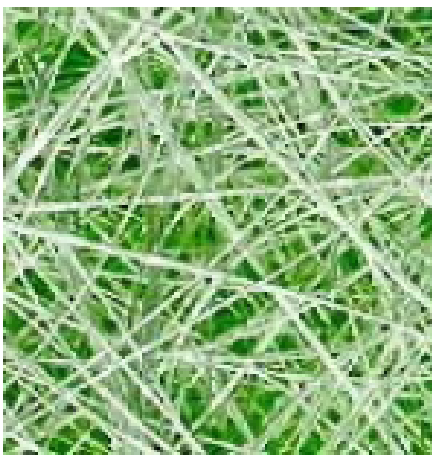


Fig.I.1.2. Chaîne et trame d'un tissu.

-**Les mats :** les mats sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. Ils sont maintenus ensemble par un liant soluble ou non dans les résines, suivant la mise en œuvre.



(a)



(b)

Fig.I.1.3. photos des mats

a : mats à fil continu b : Natte des mats

1.2.1.2. c. Tridimensionnel : volumes préformés ou non, constitués par des fibres orientées suivant plusieurs directions (>2) de l'espace (appelés quelquefois « tissus multidimensionnels »).

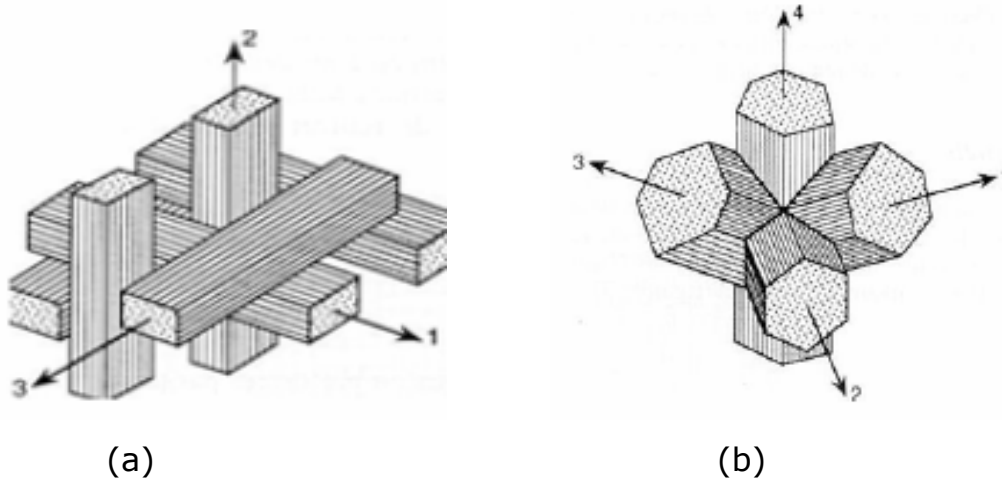


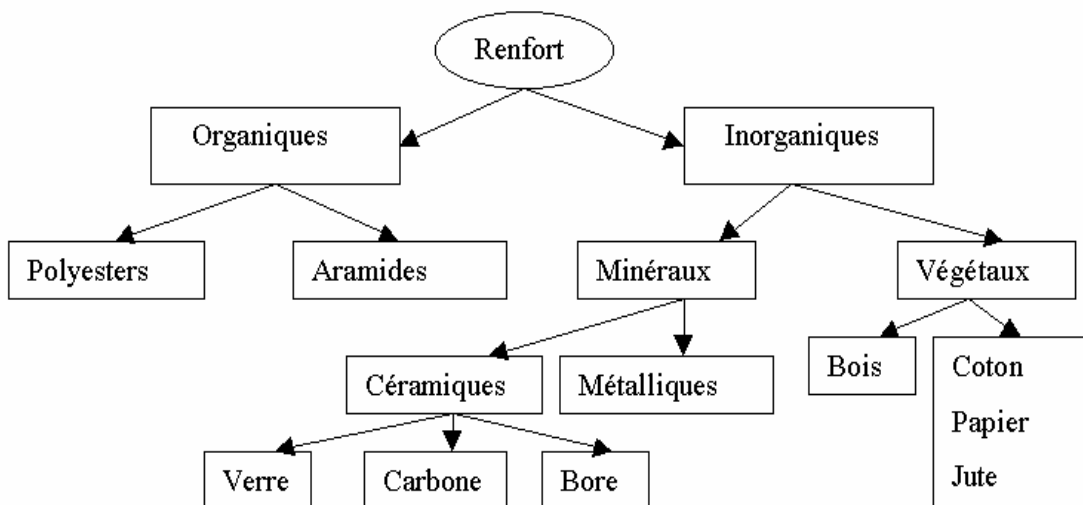
Fig.I.1.4. a:Tissage 3D orthogonal b: Tissage 4D

1.2.1.3. Autres types de renforts : On utilise aussi :

-des billes pleines ou creuses (microbilles), de diamètres compris entre 10 et 150 μm . Elles sont en verre, en carbone, en polystyrène.

- des charges sous forme de fibres broyées, d'écaillles ou de poudres de : verre, graphite, métal, alumine, mica, talc.

1.2.1.4. Principaux matériaux de renfort :



1.2.1.5. Principales caractéristiques mécaniques des fibres de base:

Fibre de	Module E (GPa)	Contrainte à la rupture σ_u (MPa)	Masse volumique ρ (Kg/m ³)	Module spécifique E/ρ (MN m/Kg)	Contrainte spécifique σ_u/ρ (kN m/Kg)
Verre- E	72.4	3500	2540	28.5	1380
Verre- S	85.5	4600	2480	34.5	1850
Carbone à					
-haut module	390	2100	1900	205	11001890
-contrainte élevée	240	3500	1850	130	
Kevlar (aramide)	130	2800	1500	87	1870
Bore	385	2800	2630	146	1100

Tab.I.1.1. Caractéristiques mécaniques spécifiques des matériaux élaborés sous forme de fibres.

1.2.2. Les matrices

La matrice a pour rôle de :

- lier les fibres de renforts,
- répartir les contraintes,
- apporter la tenue chimique de la structure,
- donner la forme désirée au produit final.

On dispose pour les constituer de très nombreux produits :

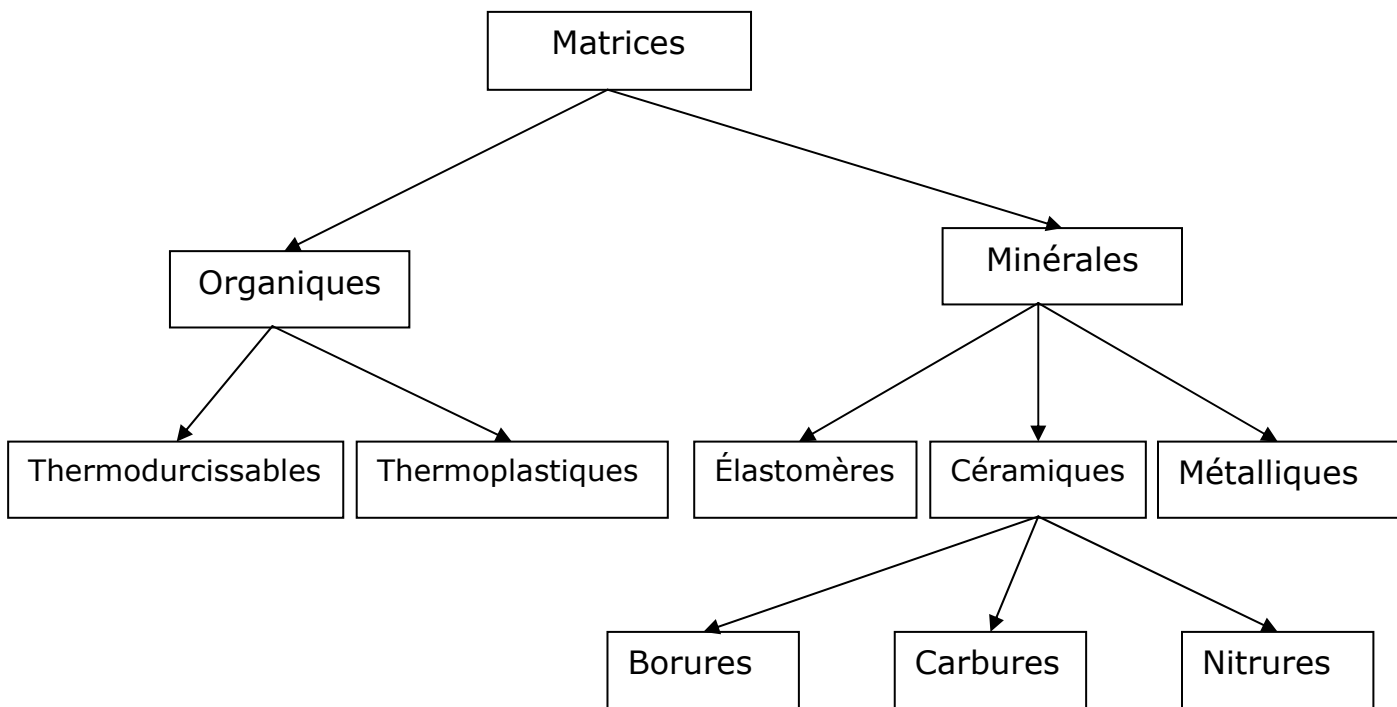
-Matrices résineuses :

- Les résines thermoplastiques: le polychlorure de vinyle (pvc), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, etc.
- Les résines thermodurcissables : polyesters, phénoliques, mélamines, polyuréthanes, époxydes, etc.

- Les résines thermostables : les bismaléimides et les polyimides.

-Matrices minérales : carbure de silicium, carbone ; elles permettent d'atteindre de hautes températures.

-Matrices métalliques : alliages d'aluminium, de titane, etc.



1.3. Intérêt des matériaux composites :

Le gain de poids réalisé a été une des principales raisons du développement de ce type de matériaux, citons par exemple :

le domaine de l'aviation commerciale : on peut placer en parallèle, d'une part les préoccupations majeures des constructeurs, de l'autre, les principales propriétés caractéristiques des pièces en matériaux composites :

- souci des avionneurs :
 - performance et économie.
- caractéristiques des pièces composites :
 - Gain de masse → économie de carburant, ou accroissement de charge utile, ou rayon d'action accru : ce sont de meilleures performances.

- un gain de 450 kg sur la structure de l'avion autorise 6 passagers supplémentaires ;
- 100 kg de gain sur la structure d'une fusée permet un allongement du parcours de 200 km.
- Bonne tenue en fatigue → durée de vie augmentée ; il y a économie sur l'amortissement.
- Absence de corrosion → allègement de l'inspection lors des visites : il y a économie sur le coût de maintenance.
- Mise en forme de pièce complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structure métalliques).

1.4. Caractéristiques du mélange renfort-matrice

La proportion relative de matrice et de renfort est l'un des facteurs les plus importants qui déterminent les caractéristiques mécaniques d'un matériau composite.

On qualifie couramment du nom de pli le demi-produit « renfort + résine » présenté sous forme quasi bidimensionnelle ; ce peut être [6] :

- ◆ Un unidirectionnel + matrice,
- ◆ Un tissu (chaîne + trame) + matrice,
- ◆ Un mat + matrice

1.4.1. La teneur en masse de renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$M_f = \frac{\text{Masse de renfort}}{\text{Masse totale}} \quad (\text{I.1.1})$$

En conséquence, la teneur en masse est telle que :

$$M_m = \frac{\text{Masse de matrice}}{\text{Masse totale}} \quad (\text{I.1.2})$$

Ou encore :

$$M_m = 1 - M_f \quad (\text{I.1.3})$$

1.4.2. La teneur en volume de renfort

On appelle ainsi le rapport

$$V_f = \frac{\text{Volume de renfort}}{\text{Volume total}} \quad (\text{I.1.4})$$

En conséquence, la teneur en volume de matrice est telle que :

$$V_m = \frac{\text{Volume de matrice}}{\text{Volume total}} \quad (\text{I.1.5})$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f \quad (\text{I.1.6})$$

1.4.3. La masse volumique du pli

C'est pour le mélange « renfort + matrice » :

$$\rho = \rho_f \times V_f + \rho_m \times V_m \quad (\text{I.1.7})$$

Avec ρ_f et ρ_m désigne les masses volumiques respectivement du renfort et de la matrice.

1.4.4. Les module de l'ingénieur

1.4.4.1. Le pli unidirectionnel

Des expressions simplifiées et pratiques des modules peuvent être obtenues en faisant une approche très simplifiée du comportement mécanique de la cellule élémentaire du matériau composite unidirectionnel.

1.4.4.1.1 Module d'Young longitudinal

Le module d'Young longitudinal est déterminé dans un essai de traction longitudinale (figure.I.5.). L'hypothèse simplificatrice est de supposer une déformation uniforme et identique dans la fibre et dans la matrice.

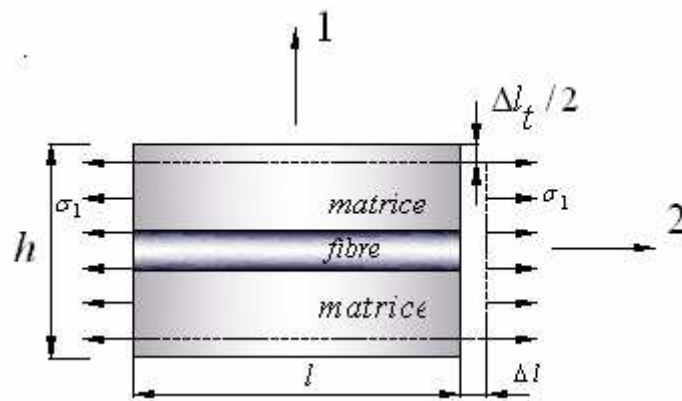


Figure.I.1.5. schéma simplifié d'une traction longitudinale. [7]

$$\varepsilon_l = \frac{\Delta l}{l} \quad (\text{I.1.8})$$

Où l est la longueur de cellule considérée. L'identité des déformations dans la fibre et dans la matrice impose :

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_1 \quad (\text{I.1.9})$$

Si la fibre et la matrice ont un comportement élastique, les contraintes dans la fibre et la matrice sont exprimées par :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_1 \quad (\text{I.1.10})$$

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_1 \quad (\text{I.1.11})$$

La charge totale appliquée est :

$$F_1 = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m , \quad (\text{I.1.12})$$

Où S_f et S_m sont respectivement les aires des sections droites de la fibre et de la matrice. Si s est l'aire de la section droite de la cellule moyenne, la contrainte moyenne $\sigma_1 = F_1 / S$ s'écrit :

$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) . \quad (\text{I.1.13})$$

Cette contrainte moyenne est liée à la déformation de la cellule par le module d'Young longitudinal :

$$\sigma_1 = E_l \varepsilon_1 . \quad (\text{I.1.14})$$

La combinaison des relations (9.79) à (9.81) conduit à L'expression du module d'Young longitudinal :

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) . \quad (\text{I.1.15})$$

Cette expression est connue sous le nom de loi des mélanges pour le module d'Young dans la direction des fibres.

1.4.4.1.2 Module d'Young transverse

Le module d'Young transverse est déterminé dans un essai de traction transverse où le composite est chargé suivant la direction normale aux fibres. Une expression simplifiée de ce module peut être obtenue dans un schéma simplifié à deux dimensions figure.I.1.6. La hauteur des couches doit simplement vérifier :

$$V_f = \frac{h_f}{h_f + h_m} \quad \text{et} \quad 1 - V_f = \frac{h_m}{h_f + h_m}. \quad (\text{I.1.16})$$

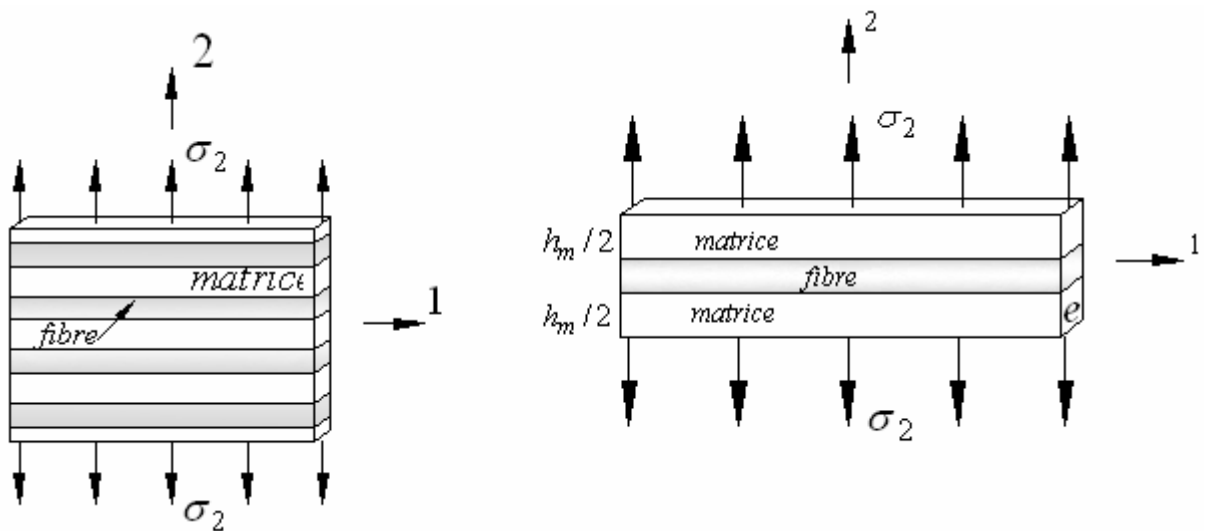


Figure.I.1.6.schématisation par couches d'un composite unidirectionnel. [7]

La charge F_2 imposée suivant la direction transverse est transmise intégralement dans la fibre et dans la matrice, imposant des contraintes égales :

$$\sigma_m = \sigma_f = \sigma_2 . \quad (\text{I.1.17})$$

Il en résulte que les déformations respectives de la fibre et de la matrice dans la direction transverse s'écrivent :

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_2}{E_f}, \quad \varepsilon_m = \frac{\sigma_2}{E_m}. \quad (\text{I.1.18})$$

L'allongement transverse d'une cellule élémentaire résulte des allongements cumulés dans la fibre et la matrice, soit :

$$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m, \quad (\text{I.1.19})$$

Et la déformation transverse s'écrit :

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta l_2}{h_f + h_m} = \varepsilon_f \frac{h_f}{h_f + h_m} + \varepsilon_m \frac{h_m}{h_f + h_m}. \quad (\text{I.1.20})$$

Soit :
$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \quad (\text{I.1.21})$$

Cette déformation est liée à la contrainte imposée sur la cellule, par le module transverse :

$$\sigma_2 = E_T \varepsilon_2 \quad (\text{I.1.22})$$

La combinaison des expressions (I.1.18) à (I.1.22) conduit à l'expression du module transverse :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1 - V_f}{E_m} \quad (\text{I.1.23})$$

Cette expression est connue sous le nom de loi inverse des mélanges et peut être réécrite, suivant une relation sans dimension sous la forme :

$$\frac{E_T}{E_m} = \frac{1}{1 + \left(\frac{E_m}{E_f} - 1 \right) V_f}. \quad (\text{I.1.24})$$

1.4.4.1.3 Coefficient de Poisson longitudinal

Le coefficient de Poisson longitudinal ν_{LT} est déterminé dans un essai de traction longitudinale, schématisé sur la figure .I.1.7.

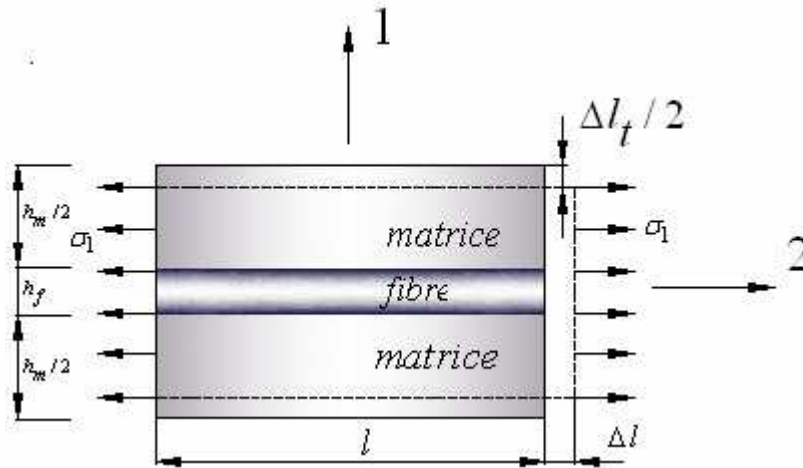


Figure.I.1.7. Schéma par couches d'une traction longitudinale. [7]

D'après (I.1.9), il en résulte que les déformations transverses dans la matrice et dans les fibres s'écrivent :

$$\varepsilon_{2m} = -V_m \varepsilon_1, \quad \varepsilon_{2f} = -V_f \varepsilon_1. \quad (\text{I.1.25})$$

L'allongement transverse de la cellule élémentaire est :

$$\Delta l_t = -\nu_m \varepsilon_1 h_m - \nu_f \varepsilon_1 h_f, \quad (\text{I.1.26})$$

Et la déformation transverse s'écrit :

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta l_t}{h_f + h_m} = -[v_m(1 - V_f) + v_f V_f] \varepsilon_1 \quad (\text{I.1.27})$$

D'où l'expression du coefficient de Poisson :

$$v_{LT} = v_f V_f + v_m (1 - V_f). \quad (\text{I.1.28})$$

1.4.4.1.4 Module de cisaillement longitudinal

Le module de cisaillement longitudinal G_{LT} est déterminé dans un essai de cisaillement longitudinal schématisé sur la figure.I.1.8.

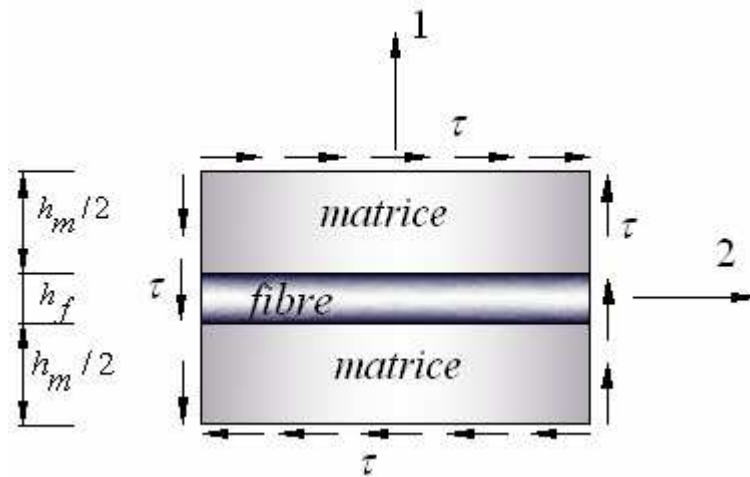


Figure.I.1.8. Schéma par couches d'un cisaillement longitudinal. [7]

Les contraintes en cisaillement dans la fibre et dans la matrice sont égales. Du fait des contraintes τ imposées sur la cellule. Les déformations en cisaillement de la fibre et de la matrice s'expriment donc :

$$\gamma_f = \frac{\tau}{G_f} \quad \text{et} \quad \gamma_m = \frac{\tau}{G_m} \quad . \quad (\text{I.1.29})$$

Les déformations induites dans la fibre et dans la matrice (figure.I.1.9) sont :

$$\delta_f = h_f \gamma_f \quad \text{et} \quad \delta_m = h_m \gamma_m. \quad (\text{I.1.30})$$

La déformation totale de la cellule (figure.I.1.9.) est :

$$\delta = \delta_f + \delta_m = h_f \gamma_f + h_m \gamma_m. \quad (\text{I.1.31})$$

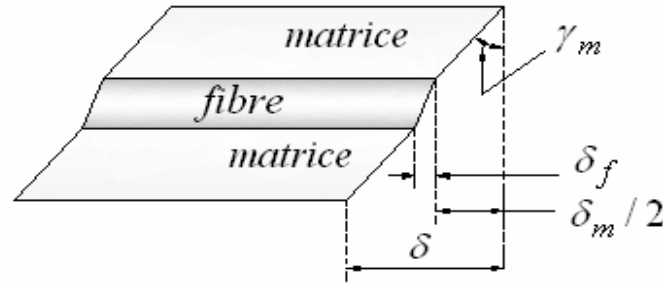


Figure.I.1.9. Déformation en cisaillement de la matrice et de la fibre. [7]

Et l'angle de cisaillement de la cellule est déterminé par l'expression :

$$\gamma = \frac{\delta}{h_f + h_m} = \gamma_f V_f + \gamma_m (1 - V_f). \quad (\text{I.1.32})$$

Cette angle est lié à la contrainte de cisaillement par le module de cisaillement longitudinal G_{LT} suivant la relation :

$$\gamma = \frac{\tau}{G_{LT}}. \quad (\text{I.1.33})$$

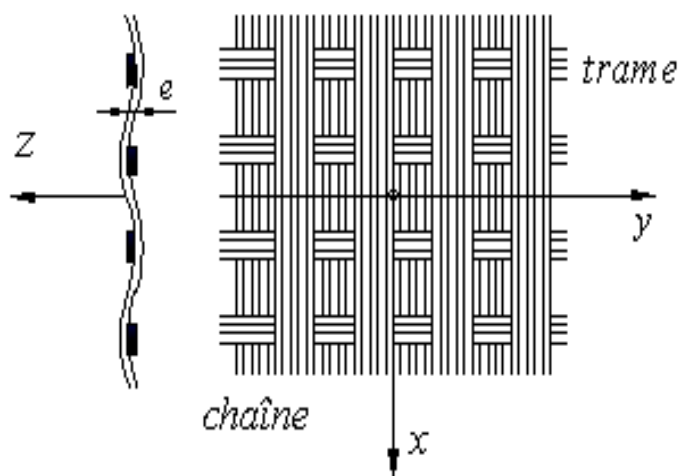
En combinant les expressions (9.91) à 9.93, nous obtenons :

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{1 - V_f}{G_m}. \quad (\text{I.1.34})$$

Enfin l'expression du module de cisaillement longitudinal est :

$$G_{LT} = G_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_f} V_f} \right] \quad (\text{I.1.35})$$

1.4.4.2. Le pli tissé



- ◆ e : Epaisseur du pli
- ◆ n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre
- ◆ n_2 : nombre de fils de trame par mètre
- ◆ $k : k = \frac{n_1}{n_1 + n_2}$
- ◆ V_f : taux volumique de

Fig.I.1.10.pli tissé

fibres.

On en déduit l'épaisseur des unidirectionnels équivalents :

$$e_{chaîne} = e \frac{n_1}{n_1 + n_2} = k \times e \quad (\text{I.1.36})$$

$$e_{trame} = e \frac{n_2}{n_1 + n_2} = (1 - k) \times e \quad (\text{I.1.37})$$

1.4.4.2.1. Modules élastique du pli tissé

Pour des valeurs estimatives, les deux couches de renfort peuvent être prises en compte séparément ou simultanément :

- ◆ **Séparément** : le pli tissé est alors remplacé par deux séries de plis unidirectionnels croisés à 90° , d'épaisseurs résultantes :

$$e_{chaîne} = k \times e \quad ; \quad e_{trame} = (1 - k) \times e \quad (\text{I.1.38})$$

Le pourcentage (moyen) en volume de fibres V_f étant connu, les caractéristiques $E_l, E_t, G_{lt}, \nu_{lt}$ des plis sont connues (cf. paragraphe 4.1)

- ◆ **Simultanément** : le pli tissé est alors remplacé par un seul pli anisotrope, d'épaisseur e . x étant la direction de la chaîne et y celle de la trame

$$\begin{aligned} E_x &= k \times E_l + (1 - k) \times E_t \\ E_y &= (1 - k) \times E_l + k \times E_t \\ G_{xy} &= G_{lt} \\ \nu_{xy} &= \nu_{lt} / \left(k + (1 - k) \frac{E_l}{E_t} \right) \end{aligned} \quad (\text{I.1.39})$$

1.4.4.3. Les mats

Les mats sont isotrope dans leur plan (x, y) . Ils peuvent donc être caractérisés par deux constantes élastiques seulement.

Soit E_l et E_t les modules élastiques (sens long et travers) de l'unidirectionnel qui aurait le même taux volumique V_f de renfort que le pli de mat. On a alors :

$$E_{mat} = \frac{3}{8}E_l + \frac{5}{8}E_t$$

$$G_{mat} = \frac{E_{mat}}{2(1+\nu_{mat})} \quad (\text{I.1.40})$$

$$\nu_{mat} = 0.3$$

1.4.4.4. Constantes élastiques d'un pli dans une direction quelconque

Pour étudier le comportement d'un stratifié de plusieurs plis d'orientations différentes, il est nécessaire de connaître le comportement de chacun des plis qui le composent, et ce dans des directions autres que les directions d'orthotropie du pli.

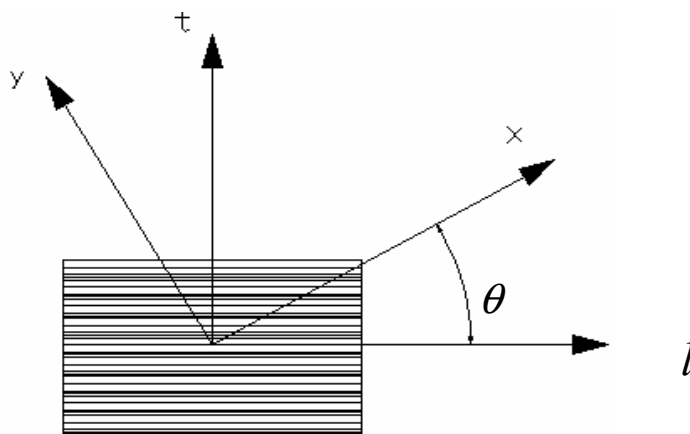


Fig.I.1.11. pli unidirectionnel,

(t, l) axes locaux du pli et (x, y) globaux

La loi de comportement suivante, écrite sous forme technique dans les axes x, y faisant l'angle θ avec les axes l, t . On y fait apparaître les modules élastiques et coefficients de Poisson relatifs à ces directions. On constate aussi l'existence de couplages non classiques notés η et μ qui

montrent, par exemple, qu'une contrainte normale induit une distorsion.
[4]

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & \frac{\eta_{xy}}{G_{xy}} \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & \frac{\mu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{\eta_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{I.1.41})$$

Avec :

$$E_x(\theta) = \frac{1}{\frac{c^4}{E_l} + \frac{s^4}{E_t} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{lt}} - 2 \frac{\nu_{lt}}{E_t} \right)} \quad (\text{I.1.42})$$

$$E_y(\theta) = \frac{1}{\frac{s^4}{E_l} + \frac{c^4}{E_t} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{lt}} - 2 \frac{\nu_{lt}}{E_t} \right)} \quad (\text{I.1.43})$$

$$G_{xy}(\theta) = \frac{1}{4c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_l} + \frac{1}{E_t} + 2 \frac{\nu_{tl}}{E_t} \right) + \frac{(c^2 - s^2)^2}{G_{lt}}} \quad (\text{I.1.44})$$

$$\frac{\nu_{yx}}{E_y}(\theta) = \frac{\nu_{tl}}{E_t} (c^4 + s^4) - c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_l} + \frac{1}{E_t} - \frac{1}{G_{lt}} \right) \quad (\text{I.1.45})$$

$$\frac{\eta_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left\{ \frac{c^2}{E_l} - \frac{s^2}{E_t} + (c^2 - s^2) \left(\frac{\nu_{tl}}{E_t} - \frac{1}{2G_{lt}} \right) \right\} \quad (\text{I.1.46})$$

$$\frac{\mu_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left\{ \frac{s^2}{E_l} - \frac{c^2}{E_t} - (c^2 - s^2) \left(\frac{\nu_{tl}}{E_t} - \frac{1}{2G_{lt}} \right) \right\} \quad (\text{I.1.47})$$

Et avec : $c = \cos \theta$ $s = \sin \theta$

1.5. Les stratifiés

Les stratifiés sont constitués de couches successive (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifils, mats, tissus, etc.) imprégnés de résine.

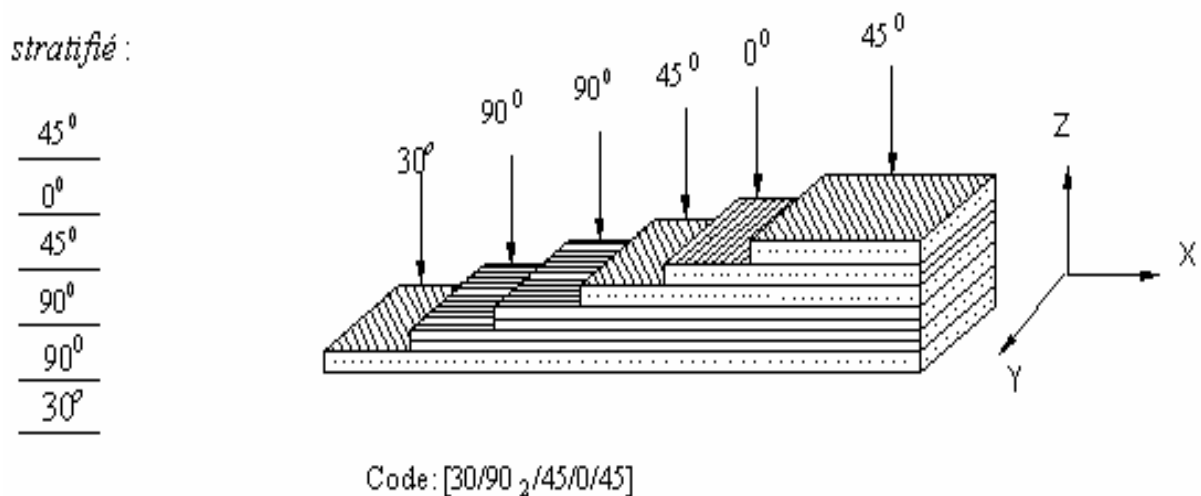


Fig.I.1.12. Désignation d'un stratifié [7]

1.5.1 Stratifiés symétriques

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est un plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives.

Si le stratifié a un nombre pair de couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie. Un indice S indique que le stratifié est symétrique. Par exemple [7] :

$$\begin{array}{c}
 \underline{90^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{0^\circ} \\
 \underline{0^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 90^\circ
 \end{array}
 \quad [90/45_2/0]_s$$

Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée. Par exemple :

$$\begin{array}{c}
 \underline{90^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{0^\circ} \\
 \underline{0^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 \underline{45^\circ} \\
 90^\circ
 \end{array}
 \quad [90/45_2/\bar{0}]_s$$

I.2. la colle :

Introduction

Le collage est un procédé de plus en plus utilisé dans l'industrie, et de plus en plus fiable, notamment en automobile, aéronautique [8], recherche. Il connaît à l'heure actuelle, un essor florissant.

Les adhésifs ont des caractéristiques mécaniques plus variables que les métaux. Chaque cm^2 de surface de colle est moins résistant qu'une vis ou un rivet.

- C'est la multiplication de la surface, donc des points de liaison qui entraîne un assemblage plus résistant.
- Répartir la colle sur la plus grande surface possible.
- Répartir la colle de façon uniforme
- Il faut éviter les concentrations d'efforts

L'utilisation croissante du collage dans l'industrie est due à ses nombreux avantages devant des méthodes classiques d'assemblage. Toutefois, le choix de cette méthode d'assemblage comporte aussi certains inconvénients qui limitent encore son application [9].

2.1. AVANTAGES

- meilleure méthode d'assemblage pour petites pièces (montage puces et composants électroniques, bijouterie), pièces, tôles ou feuilles minces très fragiles. Seule méthode possible pour certaines pièces (panneaux sandwich, revêtements en feuilles minces décoratifs ou protecteurs, stratifiés),
- assemblage matériaux différents (plastique sur métal ou bois, métaux différents, plastiques différents, ...).
- meilleure répartition des contraintes voir figure I.2.1.
- allègement de structure assemblée (suppression rivets, vis et boulons), pas d'affaiblissement structure (aucun trou à percer),
- meilleur aspect visuel (surface lisse, joint de colle invisible).
- Elasticité des joints collés donc amortissement vibrations et variations dimensionnelles.

- Possibilité d'avoir joints collés isolants ou conducteurs électriques.
Prix de revient généralement inférieur à un assemblage traditionnel.

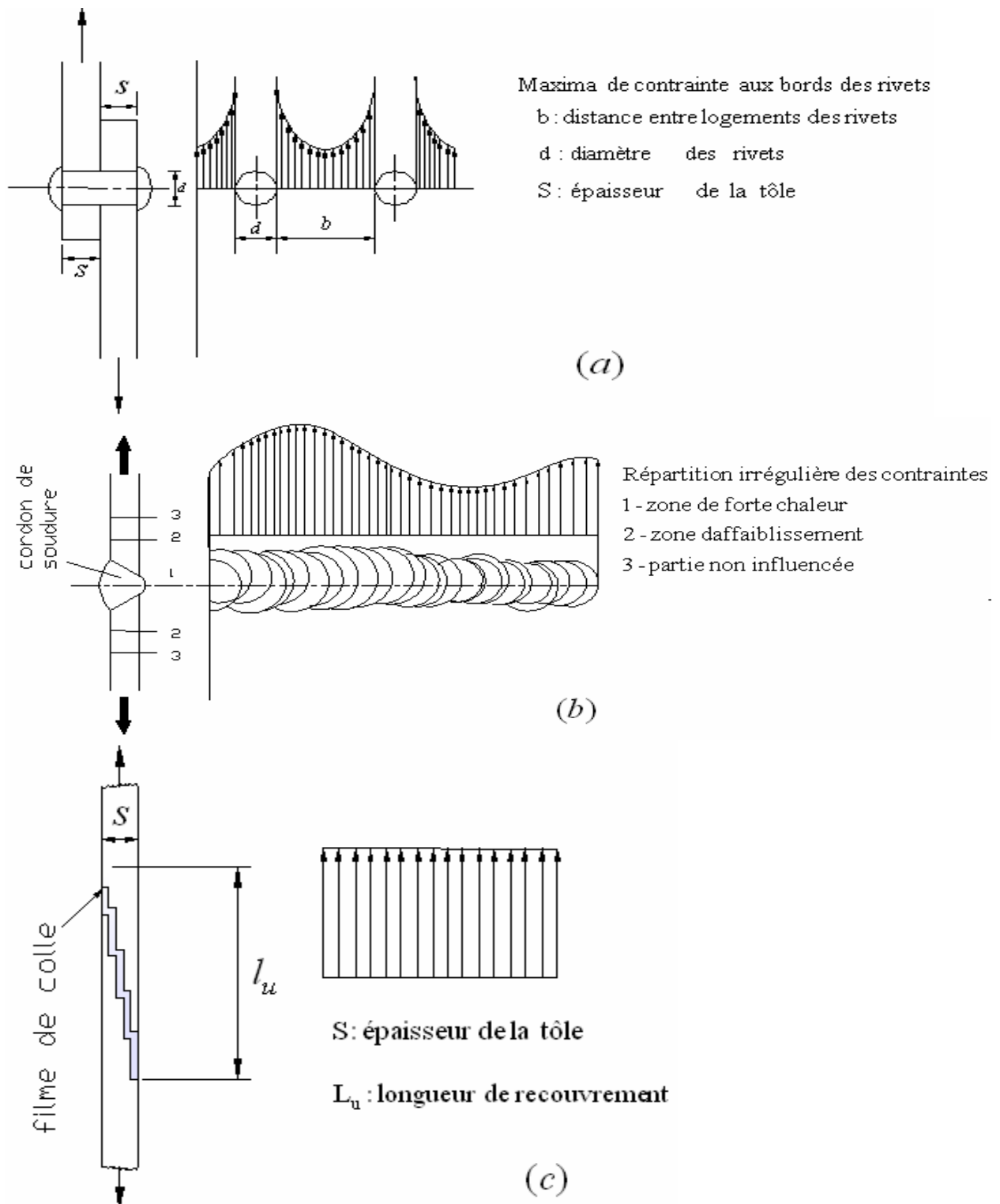


Fig.I.2.1 répartition des contraintes dans les différents assemblages [10]

(a) : rivetage (b) : soudage (c) : collage

2.2. INCONVENIENTS :

- Des traitements de surfaces sont souvent nécessaires
- Faible résistance au pelage
- Démontage difficile
- Le temps de prise de la colle est parfois long
- Durabilité collages (5 à 40 ans selon adhésifs, contraintes et environnement).
- Résistance à chaleur limitée (en général maximum 70 à 150°C, 200 à 300°C pour thermostables).

2.3. Préparation des surfaces

C'est une étape indispensable avant d'effectuer un collage. Elle a pour but de rendre la surface plus apte au collage, d'éliminer les agents contaminants, ou de modifier la chimie de surface.

En général, les traitements de surface ont un effet de courte durée, le collage doit alors se faire dans un court espace de temps. Pour les pièces en aluminium, il est conseillé de procéder au collage dans l'heure qui suit le traitement. Dans l'industrie aérospatiale, le collage s'effectue immédiatement après les traitements.

2.3.1. Les traitements mécaniques

- Le ponçage
- Le sablage
- Le grenailage
- Le microbillage

2.3.2. Les traitements chimiques

- Le dégraissage (solvants, alcalins...)
- Le décapage (acides...)

2.4. Les primaires d'adhésion

- Les primaires d'adhésion sont destinés à protéger les surfaces venant d'être traitées.

Toute surface préparée doit absolument être protégée de toute souillure pour conserver ses propriétés d'adhésion. On estime qu'après une exposition d'environ 5 à 8 heures à l'atmosphère ambiante, les propriétés adhésives diminuent à cause des différentes absorptions d'humidité, de gaz, de poussières, ...

Du point de vue industriel, il n'est pas toujours possible de procéder à l'assemblage dans ce laps de temps. Les fournisseurs d'adhésifs proposent alors d'appliquer un film protecteur que l'on applique au pistolet (primaire d'adhésion).

2.5. Les différents types de colles

Il existe plusieurs types d'adhésif [11] qu'on peut résumer en :

- Les époxydes
- les polyuréthanes
- les acryliques
- Les anaérobies
- Les thermo fusibles
- Les rubans adhésifs

2.5.1. LES ÉPOXYDES

Ce sont des adhésifs thermodurcissables parmi les plus courants et les plus performants. Les formulations sont présentées sous forme de produits liquides ou pâteux selon le cas. Ce sont des adhésifs sans solvants, mono ou bi-composants.

Pour les adhésifs bi-composants, le mélange durcisseur résine de base est fait au moment du collage, en respectant bien les quantités. Une réaction exothermique a alors lieu, permettant la réticulation.

Généralement, le collage est fait à température ambiante mais il peut être accéléré par un apport de chaleur.

Pour les adhésifs mono-composants, la colle est prête à l'emploi c'est à dire que la résine de base et le durcisseur cohabitent sans que la réaction ait lieu. Il est nécessaire d'avoir un apport de chaleur pour que la réaction se produise.

Les époxydes sont fréquemment utilisées pour des collages métal / métal - métal / plastique ou métal matériaux composite devant résister à des contraintes mécaniques très élevées. Elles offrent une très bonne adhésion sur la plupart des matériaux et une excellente résistance au vieillissement.

Citons comme caractéristiques pour les mono-composants:

- Excellente résistance au cisaillement : jusqu'à 40 MPa à 20°C
- Excellente tenue aux environnements
- Excellente résistance aux huiles, solvants
- Prix élevé
- Nocivité
- Manque de souplesse

Pour les époxydes bi-composants, on peut citer:

- Excellente résistance en température
- Excellente résistance au cisaillement
- Bonne tenue aux environnements
- Bonne résistance aux huiles et aux solvants
- Possibilité de réduire la durée de polymérisation en augmentant la température
- Stockage à température ambiante

2.5.2. Contrainte dans la colle

En aéronautique, les assemblages collés sont tels que le joint de colle travaille en cisaillement dans son plan. Les géométries de base sont à

simple recouvrement (figure.I.2.2.a.), et à double recouvrement (figure.I.2.2.b.) [12]

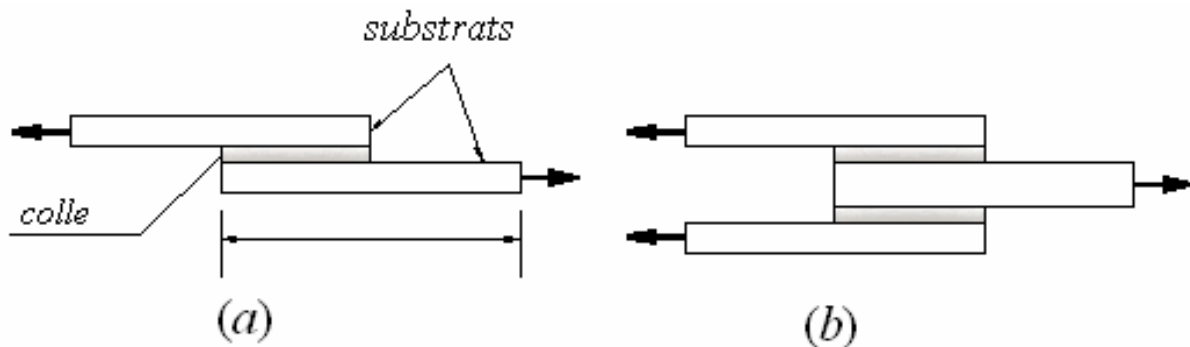


Fig.I.2.2. géométrie de base de la colle

2.5.3. Etude analytique

Il existe plusieurs approches analytiques, qui permettent d'aboutir à la répartition des contraintes dans le joint de colle, d'après Éric PAROISSIEN [12]. On se limite à l'analyse de Volkersen en 1938 qui considère que l'adhésif et les substrats comme solide élastique et isotrope. Il néglige les contraintes de cisaillement dues à la flexion des substrats, supposés alors travailler en contraintes planes, et, s'intéresse à la distribution des contraintes de cisaillement dans la couche de colle.

Il obtient la répartition suivante pour une jonction équilibrée :

$$\tau(x) = 0.5 \frac{\eta_V}{b} \frac{\cosh(\eta_V (0.5L - x))}{\sinh(0.5\eta_V L)} f \quad \text{où} \quad \eta_V = \sqrt{\frac{2G}{ee_1 E_1}} \quad (\text{I.2.1})$$

Il montre alors que la contrainte de cisaillement est maximale au bord du joint et minimale au centre (Fig.I.2.3.).

En notant τ_{moy} , la contrainte de cisaillement moyenne appliquée, la contrainte maximale τ_{max} s'écrit :

$$\tau_{max} = \frac{\eta_V L}{2 \tanh(\eta_V L)} \tau_{moy} \quad \text{où} \quad \tau_{moy} = \frac{f}{bL} \quad (\text{I.2.2})$$

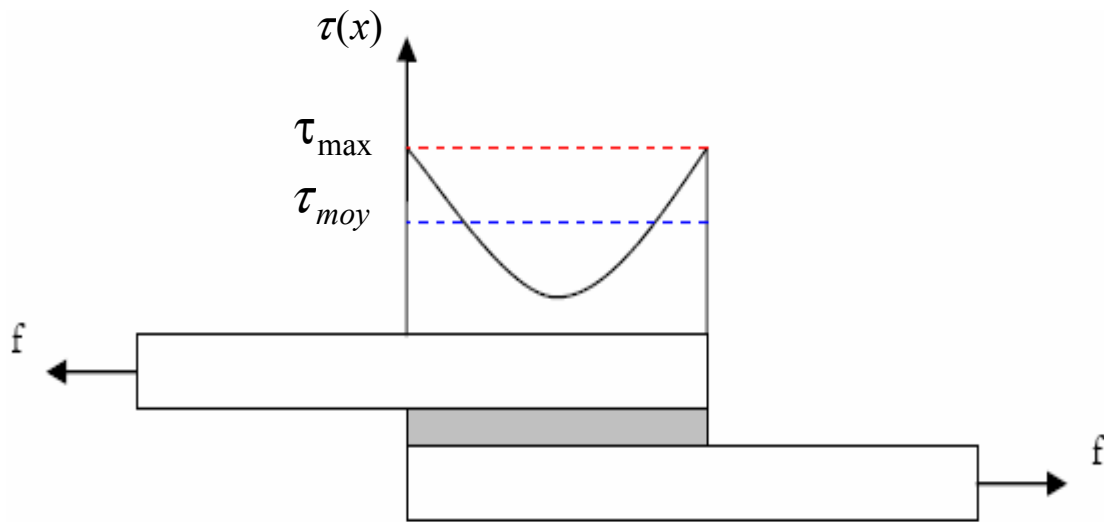


Fig.I.2.3.Répartition de la contrainte de cisaillement [12]

2.5.3.1. Résolution de Georges Cailletaud

Dans cette résolution Cailletaud donne les contraintes maximales aux extrémités du joint de colle et trace l'allure de la courbe des contraintes. Comme l'indique la figure.I.2.4. Il y a deux joints de colle de part et d'autre de l'éprouvette en composite. Les plaques d'aluminium ont chacune une épaisseur de e_1 , l'épaisseur de l'éprouvette en matériau composite est $2e_2$. les couches de colle ont chacune une épaisseur h , le recouvrement entre les plaques porte sur une distance l . l'axe x_1 est l'axe de traction de l'éprouvette, l'axe x_3 est normal au plan de l'éprouvette. On suppose que l'ensemble est de faible dimension en direction x_2 , ce qui autorise à tenter une modélisation dans le plan $x_1 - x_3$, en négligeant les efforts en direction 3. On supposera que toutes les forces et les déplacements dépendent uniquement de x_1 [13].

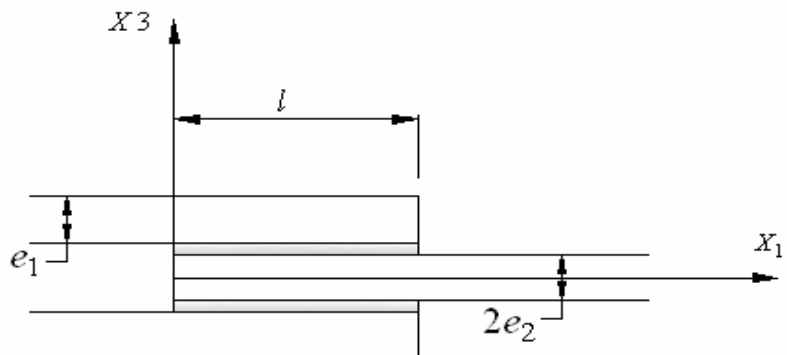


Fig.I.2.4 : collage composite – plaque aluminium [13]

E_1, e_1 : respectivement module de Young et épaisseur de la plaque d'aluminium.

$E_2, 2e_2$: respectivement module de Young et épaisseur plaque en matériau composite

Les modules de la plaque composite et de l'aluminium étant grands par rapport à celui de la colle, il est raisonnable de supposer que la colle est cisailée (glissement simple) entre les plaques, dans les quelles les segments initialement parallèles à x_3 restent parallèles pendant la traction.

En considèrent successivement l'équilibre d'une tranche ($dx_1 - e_1$) d'aluminium, et ($dx_1 - e_2$) de composite, autour du joint de colle, la relation par unité d'épaisseur N_1 et N_2 , dans l'aluminium et dans le composite, et le cisaillement à l'interface τ .

$$N_{1,1} + \tau = 0 \qquad N_{2,1} - \tau = 0 \qquad (I.2.3)$$

Si on suppose que le déplacement horizontal est le même en tout point des plaques, et qu'on le désigne par U_1 dans l'aluminium et par U_2 dans le composite :

$$N_1 = E_1 e_1 U_{1,1} \qquad N_2 = E_2 e_2 U_{2,1} \qquad (I.2.4)$$

En supposant que la colle est en glissement simple, la valeur du cisaillement produit (petites déformations) est :

$$\gamma = \frac{U_2 - U_1}{h} = \frac{\tau}{\mu_c} \qquad (I.2.5)$$

D'où on déduit :

$$\frac{h}{\mu_c} \tau_{,1} = U_{2,1} - U_{1,1} = \frac{N_2}{E_2 e_2} - \frac{N_1}{E_1 e_1} = y(x_1) \qquad (I.2.6)$$

Les relations entre les efforts normaux et τ se recombinent de la façon suivante :

$$\frac{N_{1,1}}{E_1 e_1} + \frac{\tau}{E_1 e_1} = 0 \qquad \frac{N_{2,1}}{E_2 e_2} - \frac{\tau}{E_2 e_2} = 0 \qquad (I.2.7)$$

$$y = \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right) \tau = \frac{N_2}{E_2 e_2} - \frac{N_1}{E_1 e_1} \quad (\text{I.2.8})$$

L'équation différentielle du second ordre que vérifie la fonction y de x_1 telle que (I.2.8) est :

$$y_{,11} - \omega^2 y = 0 \quad \text{avec} \quad \omega^2 = \frac{\mu_c}{h} \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right) \quad (\text{I.2.9})$$

dont la solution générale est :

$$y = a \cosh \omega x_1 + b \sinh \omega x_1 \quad (\text{I.2.10})$$

Les conditions aux limites sont :

♦ En $x_1 = 0$, $N_1 = F$, $N_2 = 0$,

$$\text{soit } y = -\frac{F}{E_1 e_1} = a; \quad (\text{I.2.11})$$

♦ En $x_1 = l$, $N_1 = 0$, $N_2 = F$,

$$\text{soit } y = \frac{F}{E_2 e_2} = a \cosh \omega l + b \sinh \omega l \quad (\text{I.2.12})$$

L'application de ces conditions aux limites conduit à :

$$y = -\frac{F}{E_1 e_1} \cosh \omega x_1 + F \frac{\sinh \omega x_1}{\sinh \omega l} \left(\frac{1}{E_2 e_2} + \frac{1}{E_1 e_1} \cosh \omega l \right) \quad (\text{I.2.13})$$

On trouve enfin le cisaillement en prenant la dérivée de y ;

$$\tau = \frac{F\mu}{\omega h} \left(-\frac{\sinh \omega x_1}{E_1 e_1} + \frac{\cosh \omega x_1}{\sinh \omega l} \left(\frac{1}{E_2 e_2} + \frac{\cosh \omega l}{E_1 e_1} \right) \right) \quad (\text{I.2.14})$$

La courbe $\frac{1}{E_2 e_2} + \frac{1}{E_1 e_1} = 0$ fonction de x_1 présente des valeurs

maximum aux deux extrémités du collage. On a respectivement :

- En $x_1 = 0$,
$$\tau(0) = \frac{F\mu}{\omega h} \left(\frac{1}{E_2 e_2 \sinh \omega l} + \frac{1}{E_1 e_1 \tanh \omega l} \right) \quad (I.2.15)$$

- En $x_1 = l$,
$$\tau(l) = \frac{F\mu}{\omega l} \left(\frac{1}{E_2 e_2 \tanh \omega l} + \frac{1}{E_1 e_1 \sinh \omega l} \right) \quad (I.2.16)$$

La rupture éventuelle d'un collage débute donc à partir des bords. On peut diminuer les efforts en considérant un recouvrement plus long. La (figure.I.2.5.) montre la courbe obtenue pour les conditions préconisées.

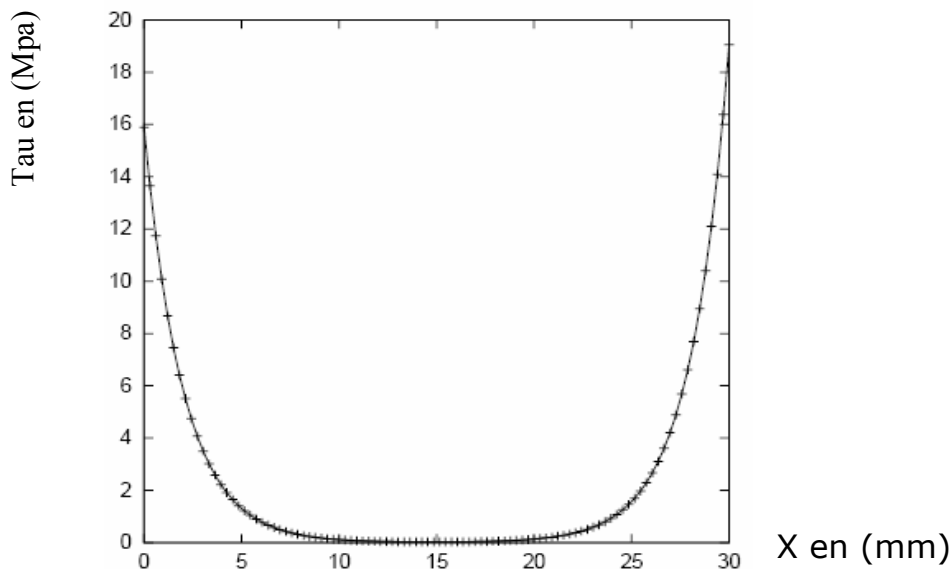


Fig.I.2.5 : Evolution du cisaillement à l'interface aluminium composite ; condition de calcul pour l'aluminium, $E_1=75000\text{MPa}$, $e_1=2\text{mm}$; pour le stratifié, $E_2=100000\text{ MPa}$, $e_2=1.25\text{mm}$; pour la colle (araldite), $\mu_c = 1700\text{MPa}$
 $h=0.1\text{mm}$, $l=30\text{mm}$; force par unité d'épaisseur, $F=70\text{ MPa/mm}$

5.4.Facteurs influant sur le comportement mécanique d'un joint de colle

Le comportement mécanique d'un joint de colle cisailé en traction dépend de nombreux facteurs tant mécaniques que géométriques [14].

Parmi ces facteurs citant l'épaisseur du joint de colle et la rugosité des subjectiles [15], Plusieurs auteurs ont montré que l'adhésion est optimale lorsque les subjectiles sont sablés et que la résistance mécanique de l'assemblage dépend de l'épaisseur du film de colle. [15], [16].

I.3.Mécanique de la rupture.

Introduction

Dans cette partie de l'étude bibliographique sur la mécanique de la rupture nous évoquerons une courte présentation pour les méthodes utilisant des fonctions complexes. Pour les méthodes numériques nous utilisons la modélisation par élément fini avec le code de calcul Castem que nous aborderons au deuxième chapitre.

L'objet de la mécanique de la rupture est d'étudier l'influence des défauts sur la tenue en service d'une structure. En particulier quand et comment un tel défaut peut-il se propager ? Quelle est sa vitesse de propagation ? Est-il possible de l'arrêter ? Si oui comment l'arrêter ? Quelle est la taille critique d'un défaut qu'on peut admettre dans une structure comportant un tel défaut ? Quelles sont les valeurs admissibles des sollicitations que peut supporter une structure en service, sans conduire celle-ci à la rupture ? Quels sont les paramètres qui influent notamment sur l'évolution des défauts initialement contenus dans des structures ?

D'où l'intérêt ressenti pour la réalisation d'essai en mécanique de la rupture afin de se prémunir des effets néfastes et nuisibles que peuvent induire ces défauts.

La mécanique de la rupture par sa réponse à ces questions, constitue une science de conception, d'analyse et de prévision de la propagation des défauts. En bref, la mécanique de la rupture est la « science des défauts » [17]

La pointe de la fissure constitue un lieu de concentration de contraintes ; en ce lieu, les contraintes sont très élevées. Donc la pointe de la fissure est le lieu d'initiation, d'amorçage de la fissure qui conduirait inévitablement à la rupture. Afin de prévoir et de prémunir des risques qui

peuvent affecter ce lieu, nous étudions et analysons le champ de contrainte à la pointe de la fissure.

Parmi les méthodes utilisées pour la détermination du champ de contrainte au voisinage d'une fissure, nous citons :

- ✓ Les méthodes utilisant la théorie classique d'élasticité,
- ✓ Les méthodes utilisant des fonctions complexes (solution d'INGLIS, WESTERGAARD, SNEDDON, etc.),
- ✓ Les méthodes numériques (élément finis, etc.).

3.1 Mode de rupture

Pour une fissure de géométrie régulière, on définit localement trois modes de rupture [18] :

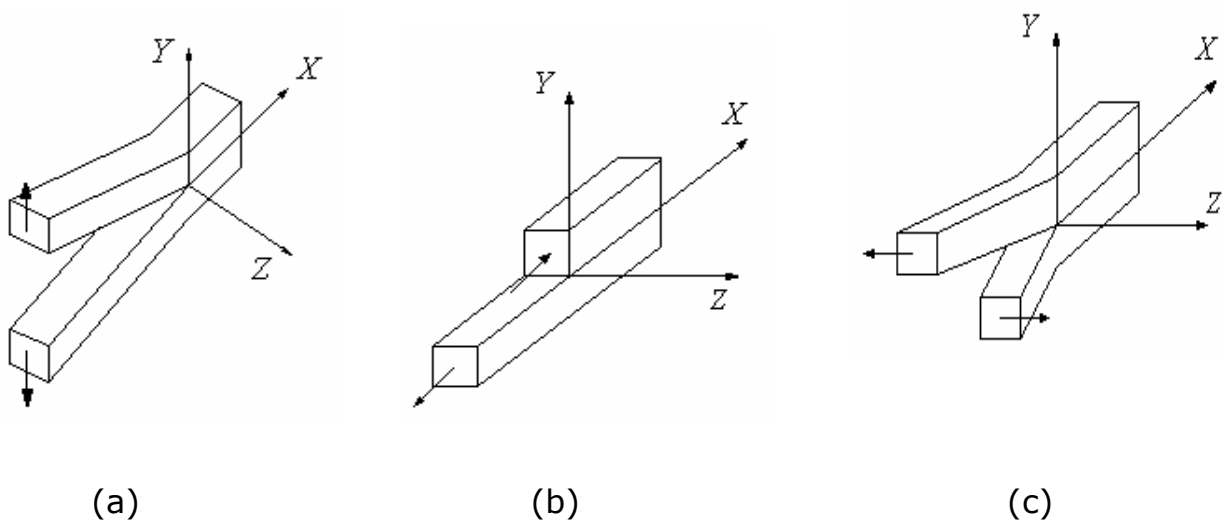


Fig.I.3.1.Modes de rupture.

Mode I

Un mode d'ouverture, dans lequel les lèvres de la fissure s'écartent (Fig.I.3.1.a).

Mode II

Un mode de cisaillement, dans lequel les lèvres de la fissure glissent l'une sur l'autre dans la direction perpendiculaire au fond de la fissure (Fig.I.3.1.b).

Mode III

Un mode anti plan, qui est aussi un mode dans lequel les deux lèvres glissent l'une sur l'autre, mais suivant la direction du fond de la fissure (Fig.I.3.1.c).

Ces modes peuvent se combiner en modes mixtes (I+II, II+III, I+III, etc.). Plusieurs auteurs voient que le mode I est le plus dangereux, le plus défavorable, car c'est le cas le plus répandu en pratique.

3.2. Approches de la mécanique de la rupture

Il y a deux approches alternatives de la mécanique de la rupture : l'une utilisant le concept d'intensité des contraintes critiques (ténacité du matériau) et l'autre un critère d'énergie [19].

3.2.1. Critère d'Énergie

Griffith fut le premier à proposer un critère d'énergie pour la rupture des matériaux fragiles, qui fut ensuite étendu aux matériaux ductiles par d'autres auteurs : Irwin et Orowan. L'énergie de Griffith notée G (qu'on appelle aussi taux de restitution d'énergie) est définie par la variation d'énergie par unité de surface fissurée, associée à la propagation d'une fissure dans un matériau linéaire élastique. La rupture se produit lorsque G atteint une valeur critique G_C ; G_C est une mesure de la ténacité du matériau.

Pour une fissure de longueur $2a$ (figure I.3.2) dans une plaque de dimensions infinies (ce qui équivaut à dire que la longueur de fissure est très petite par rapport aux dimensions de la plaque dans le plan de chargement), constituée d'un matériau de module d'Young E et soumise à une contrainte de traction σ^∞ , l'énergie de Griffith G par unité de surface fissurée est donnée par :

$$G = \frac{\pi(\sigma^\infty)^2 a}{E} \quad (\text{I.3.1})$$

Si on continue à augmenter la contrainte appliquée σ^∞ , la rupture se produira lorsque l'énergie G atteint sa valeur critique pour une contrainte appliquée σ_R . On a alors d'après la relation précédente :

$$G_C = \frac{\pi\sigma_R^2 a}{E} \quad (\text{I.3.2})$$

On peut noter qu'à valeur de G_C fixée, la contrainte à rupture σ_R varie avec $a^{-1/2}$; de même à G_C et σ^∞ fixées, la longueur critique de défaut a_C est donnée par :

$$a_C = \frac{EG_C}{\pi(\sigma^\infty)^2} \quad (\text{I.3.3})$$

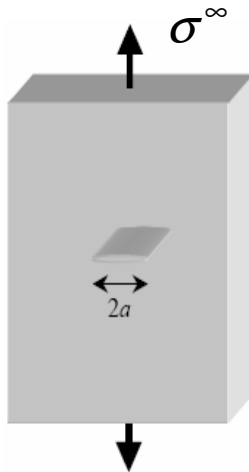


Fig.I.3.2 : Fissure traversante de longueur $2a$ dans une plaque infinie.

L'énergie de Griffith G est la force motrice dans un matériau dont la résistance à la rupture est donnée par G_C . Par analogie avec l'approche basée sur la limite d'élasticité où c'est la contrainte qui joue le rôle de force motrice dans un matériau dont la résistance à la déformation plastique est donnée par la limite d'élasticité σ_E .

Cette analogie est utilisée aussi pour illustrer le concept de similitude. La limite d'élasticité d'un matériau mesurée à partir d'essais sur des

éprouvettes de laboratoire est indépendante de la taille des éprouvettes et peut donc être utilisée pour des structures de tailles différentes dès lors que le matériau est raisonnablement homogène. Ce principe de similitude est une des hypothèses fondamentales de la mécanique de la rupture : la ténacité d'un matériau (mesurée par GC) est indépendante de la taille et de la géométrie de la structure fissurée. Cette hypothèse de similitude reste valable tant que le comportement du matériau demeure linéaire élastique.

3.2.2 Concept d'intensité des contraintes

Les contraintes sur un élément centré sur un point M repéré par les coordonnées polaires r, θ par rapport à une extrémité d'une fissure sollicitée en mode d'ouverture ou mode I sont représentées schématiquement par la figure I.3.3.

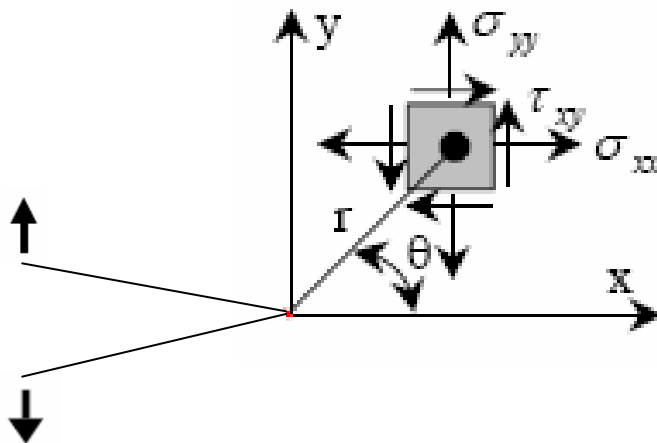


Fig. I.3.3. Contraintes près de l'extrémité d'une fissure

3.2.2.1 Système en coordonnées cartésiennes

Le champ de contraintes et le champ de déplacements sont donnés par les expressions suivantes [17]:

$$\sigma_{ij} = \frac{K \cdot f_{ij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \quad (I.3.4)$$

$$u_i = K \sqrt{r/2\pi} \cdot g_i(\theta) \quad (I.3.5)$$

Il en résulte que les contraintes sont en \sqrt{r} donc, infinies en fond de fissure. On dit que le champ de contraintes est singulier ou présente une singularité de contraintes en fond de fissure (Figure I.3.4)

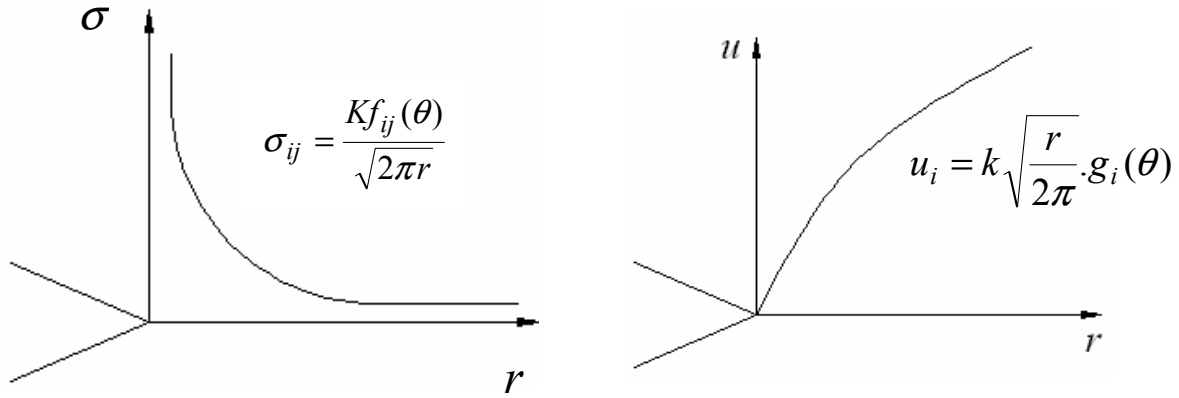


Fig.I.3.4. schématisation des champs de contraintes et des déplacements.

En mode I

$$\sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad (I.3.6)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad \tau_{xz} = 0 \quad \tau_{yz} = 0$$

et ceux des déplacements :

$$u_x = \frac{K_I}{4\mu} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \left[(k-1) \cos \frac{\theta}{2} + \sin \theta \sin \frac{\theta}{2} \right] \quad (I.3.7)$$

$$u_y = \frac{K_I}{4\mu} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \left[(k+1) \sin \frac{\theta}{2} - \sin \theta \cos \frac{\theta}{2} \right]$$

avec :
$$2\mu = \frac{E}{1+\nu}$$

en déformation plane : $k = 3 - 4\nu$

$$\frac{k-1}{4\mu} = \frac{(1-2\nu)(1+\nu)}{E} \qquad \frac{k+1}{2\mu} = \frac{2(1-\nu^2)}{E} \qquad (I.3.8)$$

en contrainte plane :

$$\frac{k-1}{4\mu} = \frac{(1-\nu)}{E} \qquad \frac{k+1}{2\mu} = \frac{2}{E} \qquad (I.3.9)$$

En mode II

$$\begin{aligned} \sigma_{xx} &= -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sigma_{yy} &= \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \\ \tau_{xy} &= \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \end{aligned} \qquad (I.3.10)$$

Ceux des déplacements :

$$\begin{aligned} u_x &= \frac{K_{II}}{4\mu} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \left(k+1 + 2 \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \\ u_y &= -\frac{K_{II}}{4\mu} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left(k-1 - 2 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \end{aligned} \qquad (I.3.11)$$

En mode III

$$\sigma_{xz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (I.3.12)$$

$$\sigma_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2}$$

Le déplacement :

$$u_z = -\frac{2K_{III}}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \quad u_x = 0 \quad u_y = 0 \quad (I.3.13)$$

3.2.2.2 Système en coordonnées polaires

La figure.I.3.5.schématise le système en coordonnées polaires. Plaçons-nous cette fois-ci en mode mixte (I+II)

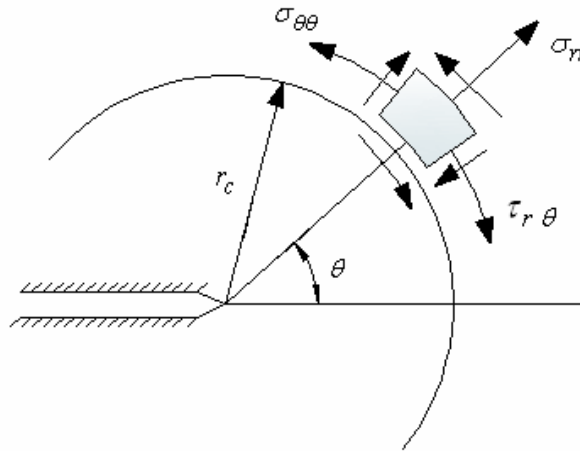


Fig.I.3.5. Système en coordonnées polaires.

$$\begin{bmatrix} \sigma_\theta \\ \sigma_r \\ \sigma_{\theta r} \end{bmatrix} = \frac{K_I}{2\pi} \begin{bmatrix} \cos \frac{\theta}{2} (1 + \sin^2 \frac{\theta}{2}) \\ \cos^3 \frac{\theta}{2} \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi}} \begin{bmatrix} \sin \frac{\theta}{2} (1 - 3 \sin^2 \frac{\theta}{2}) \\ -3 \sin \frac{\theta}{2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\theta}{2} (1 - \sin^2 \frac{\theta}{2}) \end{bmatrix} \quad (I.3.13)$$

$$\sigma_z = \nu(\sigma_r + \sigma_\theta) \quad \text{en déformations planes (D.P)}$$

$$\sigma_z = 0 \quad \text{en contraintes planes (C.P)}$$

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} = \frac{K_I}{2.E} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \nu) \begin{bmatrix} (2k-1) \cos \frac{\theta}{2} - \cos \frac{3\theta}{2} \\ (2k+1) \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{3\theta}{2} \end{bmatrix} \\ + \frac{K_{II}}{2.E} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \nu) \begin{bmatrix} -(2k-1) \sin \frac{\theta}{2} + 3 \sin \frac{3\theta}{2} \\ -(2k+1) \cos \frac{\theta}{2} + 3 \sin \frac{3\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (\text{I.3.14})$$

$$k = (3 - \nu)/(1 + \nu) \quad \text{en (C.P)} \quad \text{et } k = 3 - 4\nu \quad \text{en (D.P)}$$

$$u_z = -\frac{\nu}{E} z (\sigma_r + \sigma_\theta) \quad \text{en (C.P)} \quad (\text{I.3.15})$$

$$u_z = 0 \quad \text{en (D.P)}$$

Mode III

$$\sigma_r = 0, \quad \sigma_\theta = 0, \quad \sigma_z = 0, \quad \tau_{xy} = 0$$

$$\begin{bmatrix} \tau_{rz} \\ \tau_{\theta r} \end{bmatrix} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} \sin \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (\text{I.3.16})$$

$$u_z = -\frac{K_{III}}{2.E} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (2(1 + \nu) \sin \frac{\theta}{2}) \quad (\text{I.3.17})$$

$$u_r = 0, \quad u_\theta = 0$$

3.3. Distribution des contraintes dans une plaque mince infinie contenant un trou circulaire

La plaque est soumise à un chargement uniaxial qui produit des contraintes uniformes σ_0 dans la direction y pour $r = \infty$. La distribution

des contraintes au voisinage du trou, le long de l'axe x et l'axe y peut être déterminée en utilisant l'approche de la fonction de contrainte d'AIRY. [17]

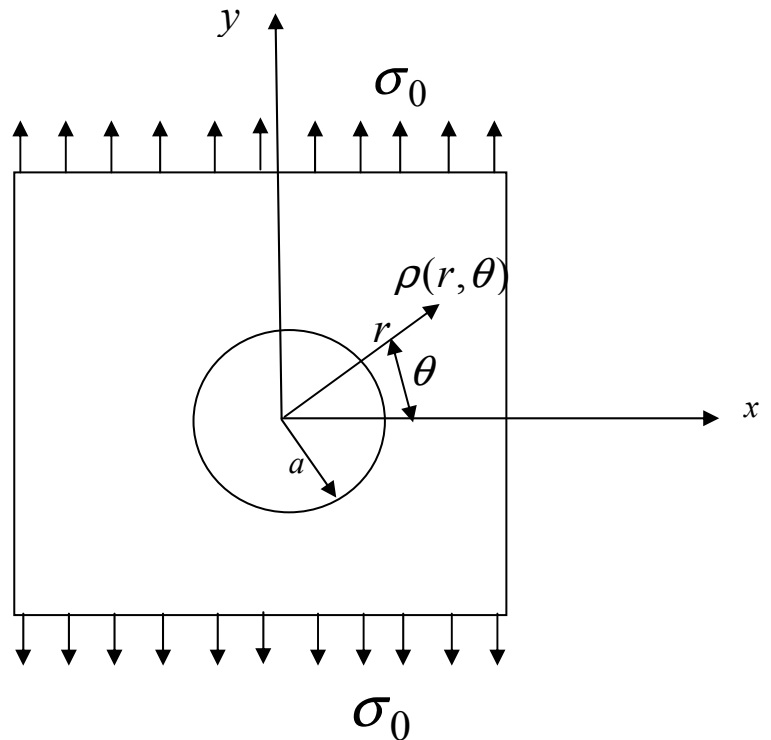


Fig.I.3.6. Plaque infinie contenant un trou circulaire.

Les conditions de bord qui doivent être satisfaites sont :

$$\begin{aligned} \sigma_{rr} = \tau_{r\theta} = 0 & \quad \text{pour } r = a \\ \sigma_{yy} = \sigma_0 & \quad \text{pour } r \rightarrow \infty \\ \sigma_{xx} = \tau_{xy} = 0 & \quad \text{pour } r \rightarrow \infty \end{aligned} \tag{I.3.18}$$

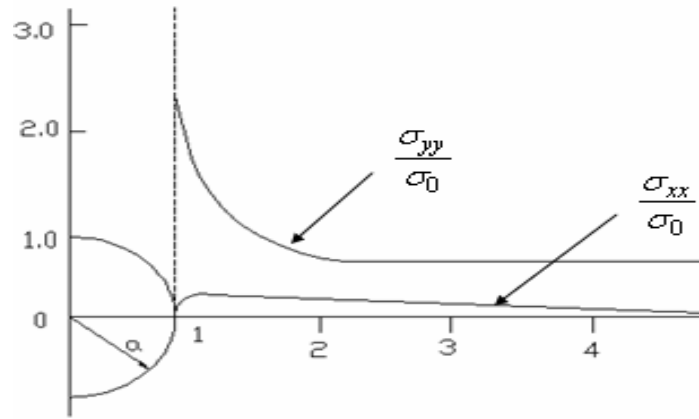


Fig.I.3.7. Distribution de σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0 le long de l'axe x.[17]

Les conditions de bord quand $r \rightarrow \infty$ peuvent être satisfaites par le champ de contraintes uniforme associé à la fonction de contrainte d'AIRY ϕ_2 . Dans ce cas de chargement uni axial dans la direction y, ϕ_2 se réduit à :

$$\phi_2 = a_2 x^2 = \frac{\sigma_0 x^2}{2} \quad (\text{I.3.19})$$

En utilisant le principe de superposition, les contraintes le long de l'axe x peuvent être obtenues en prenant $\theta = 0$ et $r = x$ par les équations suivantes :

$$\begin{aligned} \sigma_{rr} = \sigma_{xx} &= \frac{\sigma_0}{2} \left(1 - \frac{a^2}{x^2} \right) \frac{3a^2}{x^2} \\ \sigma_{\theta\theta} = \sigma_{yy} &= \frac{\sigma_0}{2} \left(2 + \frac{a^2}{x^2} + \frac{3a^4}{x^4} \right) \\ \tau_{r\theta} = \tau_{xy} &= 0 \end{aligned} \quad (\text{I.3.20})$$

La distribution des contraintes normalisées σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0

varie le long de l'axe x, une représentation est donnée par la figure .I.3.7.

D'une manière similaire, les contraintes le long de l'axe y peuvent être obtenues en prenant $\theta = \frac{\pi}{2}$ et $r = y$ par les équations :

$$\begin{aligned}\sigma_{rr} = \sigma_{yy} &= \frac{\sigma_0}{2} \left(2 - \frac{5a^2}{y^2} + \frac{3a^4}{y^4} \right) \\ \sigma_{\theta\theta} = \sigma_{xx} &= \frac{\sigma_0}{2} \left(\frac{a^2}{y^2} - \frac{3a^4}{y^4} \right) \\ \tau_{r\theta} = \tau_{xy} &= 0\end{aligned}\tag{I.3.21}$$

De la même manière la distribution de σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0 varie le long de l'axe y, voir figue.I.3.8.

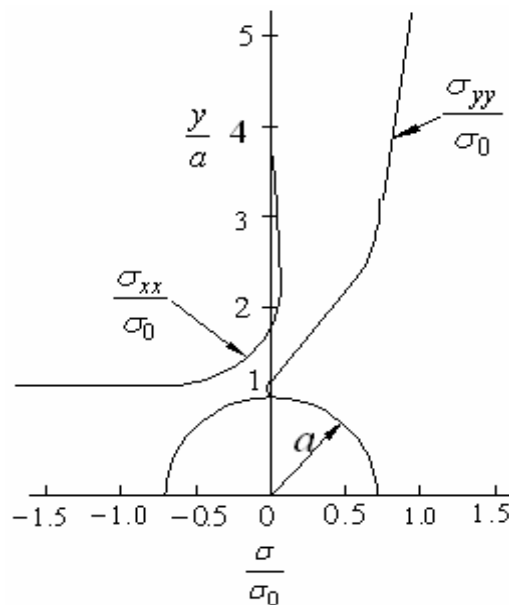


Fig.I.3.8. Distribution de σ_{xx}/σ_0 et σ_{yy}/σ_0 le long de l'axe y.[17]

3.4. Concentration de contraintes

3.4.1 Cause de concentration de contrainte

Les principales causes de concentration de contraintes sont les discontinuités et leur importance dépend, en premier lieu, de la nature de ces discontinuités. Ce sont par exemple, des trous, des entailles, des écoulements, etc., et chaque cas doit être traité séparément. Citons ceux qui sont fréquents : les gorges, les rainures de clavetage, les trous de graissages et les filetages. [17].

3.4.2 Facteur de concentration de contrainte

3.4.2.1 Facteur de concentration de contrainte théorique

« K_t »

Le facteur de concentration de contrainte théorique « K_t » est défini comme le rapport de la contrainte maximale σ_{\max} à la contrainte nominale σ_{nom} . [17].

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{nom}} \quad (I.3.22)$$

K_t est déterminé à la base de la forme géométrique uniquement indépendamment du matériau utilisé.

σ_{nom} : N'est pas définie de la même façon, chaque auteur a une propre définition. Par exemple, pour un arbre entaillé en forme de gorge (Fig.I.3.9.)

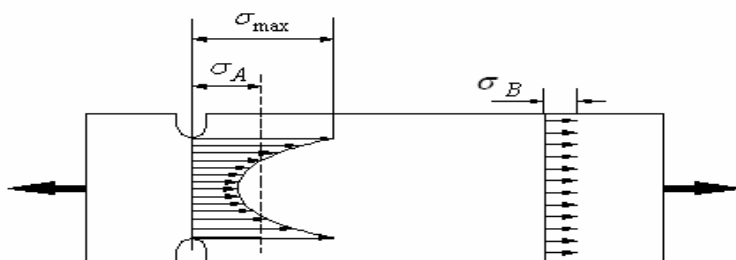


Fig.I.3.9. Arbre entaillé en forme de gorge. [17]

$$K_t = \sigma_{\max} / \sigma_A \quad (I.3.23)$$

Où σ_A est la contrainte nominale de la pièce sur la section en fond de gorge, si cette discontinuité n'existait pas.

Par contre, d'autres auteurs donnent :

$$K_t = \sigma_{\max} / \sigma_B \quad (I.3.24)$$

Où σ_B est la contrainte nominale sur l'arbre non entaillé.

3.4.2.2 Application de la théorie d'élasticité au calcul de K_t

3.4.2.2.1. Cas d'un trou circulaire dans une plaque infinie soumise à une traction uni axiale

Une plaque infinie contenant un petit trou circulaire de rayon a , soumise à une traction uni axiale σ (Fig.I.3.10.)

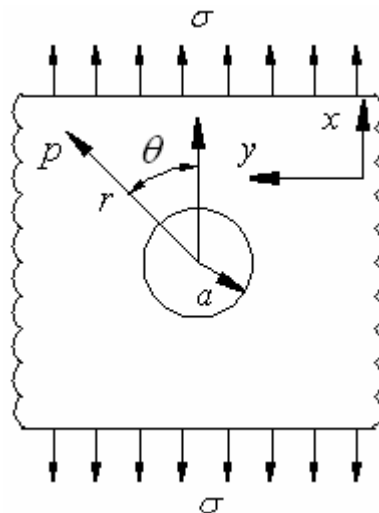


Fig.I.3.10: Plaque infinie contenant un trou de faible diamètre. [17]

En coordonnées polaires (r, θ) , les contraintes en chaque point P sont données par les formules suivantes [17]:

$$\sigma_{rr} = \frac{\sigma}{2} \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) + \frac{\sigma}{2} \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) \left(1 - \frac{3a^2}{r^2} \right) \cos 2\theta$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \frac{\sigma}{2} \left(1 + \frac{a^2}{r^2} \right) - \frac{\sigma}{2} \left(1 + \frac{3a^4}{r^4} \right) \cos 2\theta \quad (\text{I.3.25})$$

$$\sigma_{r\theta} = \frac{\sigma}{2} \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) - \frac{\sigma}{2} \left(1 + \frac{3a^2}{r^2} \right) \sin 2\theta$$

On note que l'état des contraintes données par (I.3.25) satisfait les conditions aux limites.

$$r = a \quad (\sigma_{rr} = \sigma_{r\theta} = 0 \quad \text{pour tout } \theta)$$

$$\text{et } \sigma_{xx} = \sigma, \sigma_{xy} = 0 \quad \text{pour } \theta = 0, \pi$$

$$\text{et } \sigma_{yy} = 0, \sigma_{xy} = 0 \quad \text{pour } \theta = \pi/2, 3\pi/2$$

$$\text{pour } r = a : \quad \sigma_{\theta\theta} = \sigma(1 - 2 \cos 2\theta) \quad (\text{I.3.26})$$

Cependant, pour $\theta = \pi/2, 3\pi/2, \sigma_{\theta\theta}$ atteint sa valeur maximale $\sigma_{\theta\theta \max} \cdot \sigma_{\theta\theta \max} = 3\sigma$, ce qui implique que $K_t = 3$. Pour $\theta = 0, \pi, \sigma_{\theta\theta}$ atteint une valeur de $-\sigma$.

La figure suivante illustre une partie de ces données.

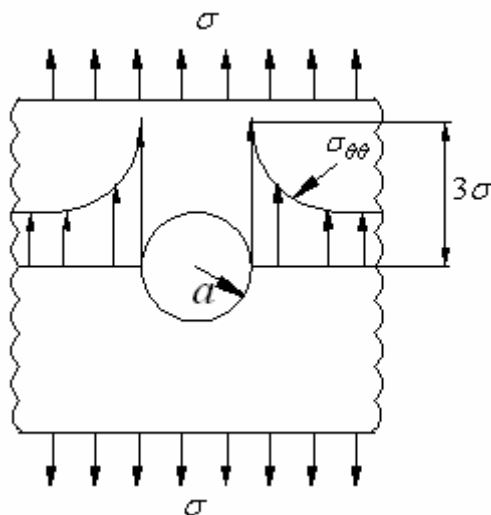


Fig.I.3.11 : Distribution des contraintes dans une plaque infinie contenant un trou de faible diamètre.

On note que l'équation (I.3.25) ne peut être appliqué dans le cas où le diamètre du trou serait comparable à la largeur de la plaque.

Chapitre II :

Etude expérimentale

Introduction

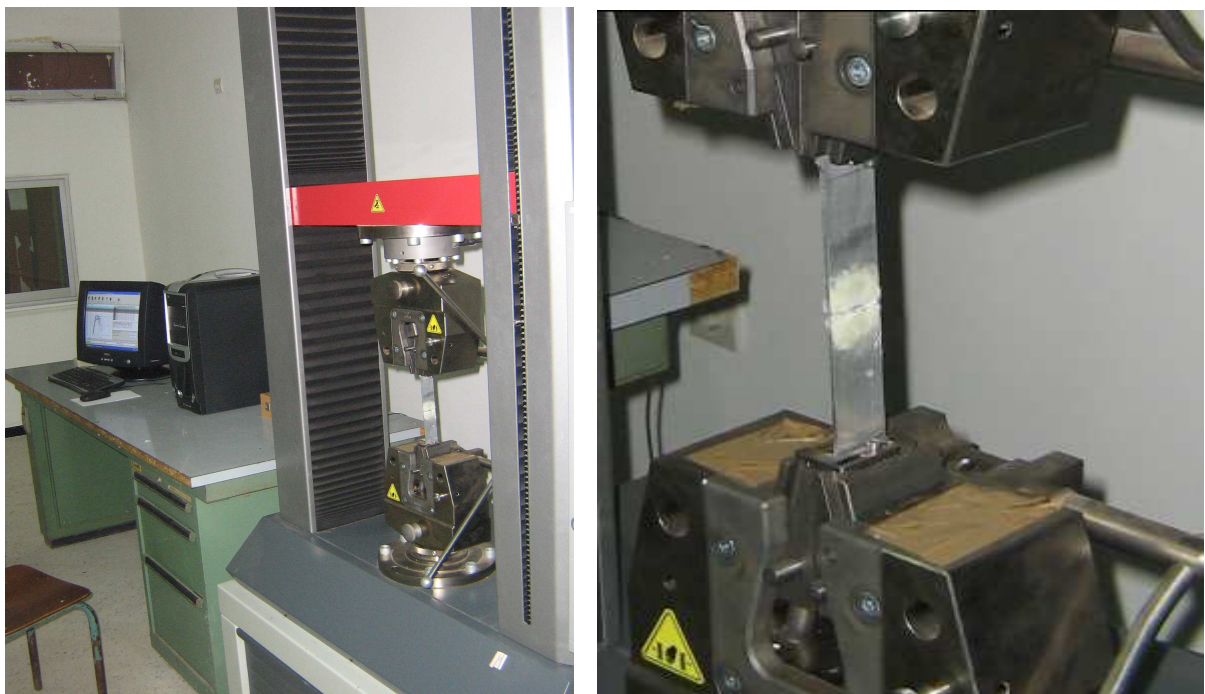
Ce chapitre traite les essais mécaniques réalisés sur les différents types d'éprouvettes :

- éprouvettes saines,
- éprouvettes percées,
- éprouvettes réparées.

Ces essais permettent d'étudier plus finement l'influence du patch composite collé sur une éprouvette trouée.

Les essais de traction statique ont été réalisés sur une machine WICK/ROELL piloté par ordinateur à une vitesse de 20 mm/mn (figure. II. a et b). Les caractéristiques mécaniques relevées sont la contrainte de rupture, l'effort de rupture et les déformations avant et après réparation.

Pour chaque type d'éprouvette, au moins 3 éprouvettes ont été testées afin de s'assurer de la répétitivité des essais. Une seule courbe par configuration sera représentée.



(a) (b)
Fig.II.1. a : montage général de l'essai de traction
b : vue de l'éprouvette entre les mors de la machine

1. Choix des matériaux de réparation

La réparation par matériaux composites dépend essentiellement des propriétés mécaniques spécifiques du renfort et le bon choix de l'adhésif. On a choisi le tissu en fibre de verre car ce dernier constitue actuellement l'agent de renfort le plus employé en raison de ses caractéristiques mécanique et de son prix de revient modéré. [20]

Pour l'adhésif le choix repose sur plusieurs critères [21] : la nature des éléments à coller en est un. Eventuellement, la viscosité de l'adhésif, sa durée de vie en pot puis la température de durcissement (sachant que plus elle est élevée, meilleures sont les performances), faire des essais comparatifs. Le choix de l'adhésif dépendra de la propriété principalement exigée. L'Adhésif utilisée est un bi-composant à base de résine époxy destinée au collage de tout type de matériaux, ces propriétés polymérisées et non polymérisées sont présentées dans les tableaux tab.II.1. et tab.II.2.

Propriétés non polymérisées de l'adhésif

Données	Valeurs
Base chimique	Résine époxyde
Apparence	Claire/ transparent
Densité	1.15
Plage de température	-35 à 80 ⁰ c
Ratio de mélange	1 :1

Tab.II.1. propriétés non polymérisées de l'adhésif

Propriétés polymérisées de l'adhésif

Données	Valeurs
Durée de vie en pot	5 minutes
Résistance finale	8 heures
Résistance au cisaillement	58 MPa
Résistance à la traction	40 MPa
Résistance au pelage	9 MPa

Tab.II.2. propriétés polymérisées de l'adhésif

2. Eprouvettes utilisées

L'éprouvette d'aluminium utilisée est plate d'épaisseur 3 mm voir figure II.2.

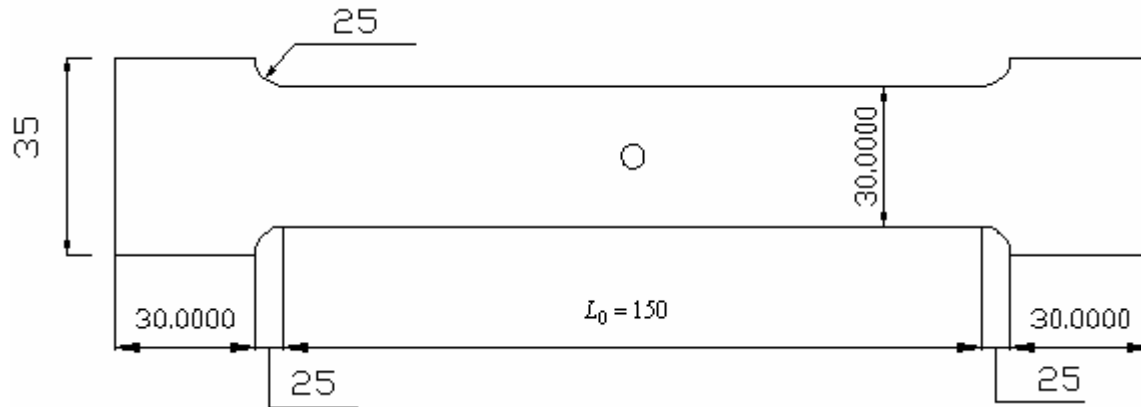


Fig.II.2. schéma de l'éprouvette percée

- Les éprouvettes sans trouées pour relever les caractéristiques mécaniques du matériau
- les éprouvettes percées à leurs centres par un trou de diamètres respectivement égaux à 2 mm, 3 mm, 4mm.
- les éprouvettes réparées par patch composite sont au nombre d'éprouvettes percées (figure.II.3, figure.II.4 et figure.II.5.)

Pour chaque essai des caractéristiques mécaniques sont relevées et un diagramme contrainte déformation est tracé.

3. Procédé d'application du matériau composite

La première couche du tissu (mats) est appliquée directement sur la colle déjà appliquée sur la surface de la plaque, les autres couches sont collées l'une sur l'autre au dessus de la première couche. Figure.II.3. a.

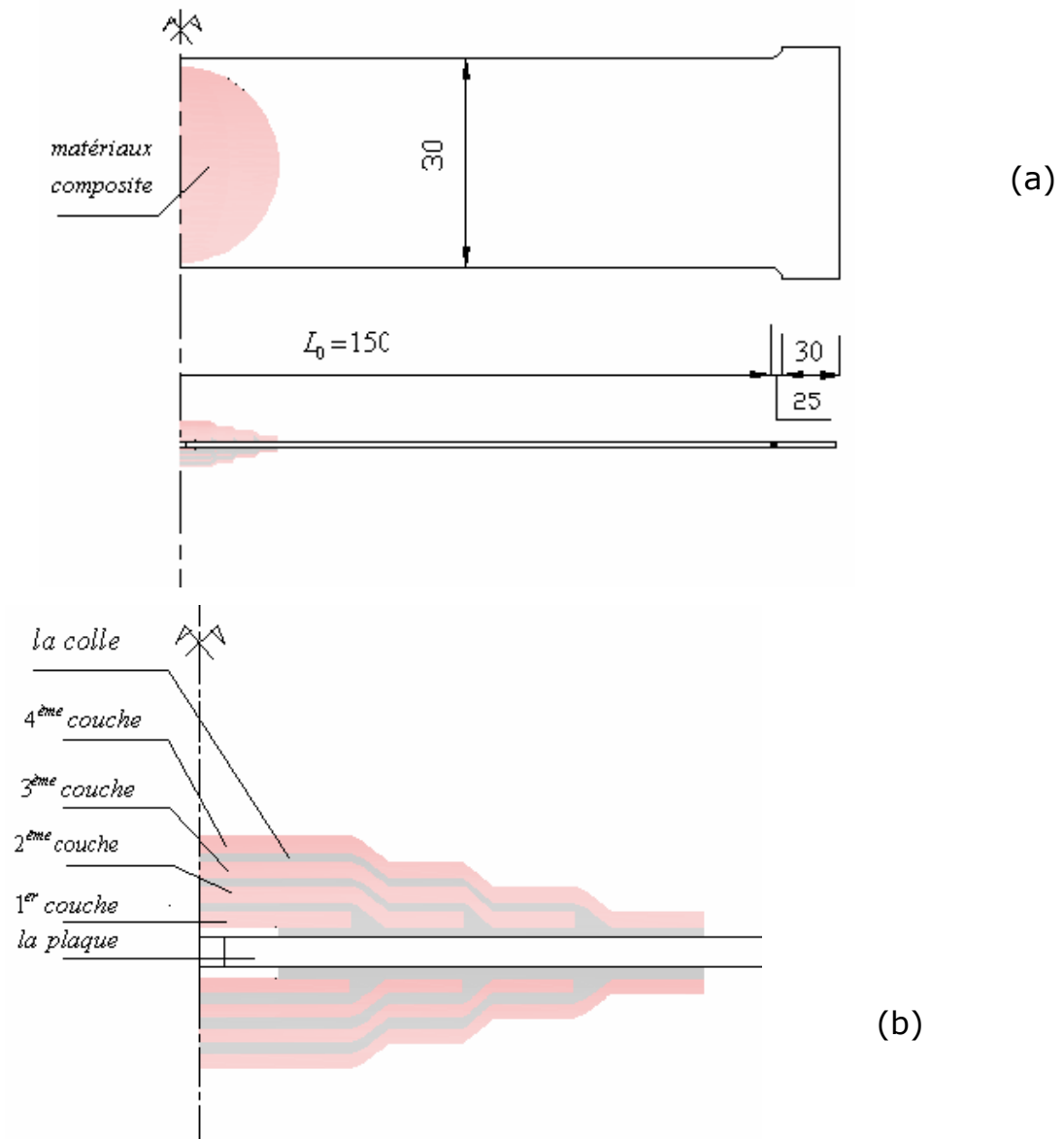


Fig.II.3.

a : Schéma de l'éprouvette réparée
 b : détail au niveau de la réparation



Fig.II.4. Éprouvettes percées de diamètres (1-2-3-4-5) mm

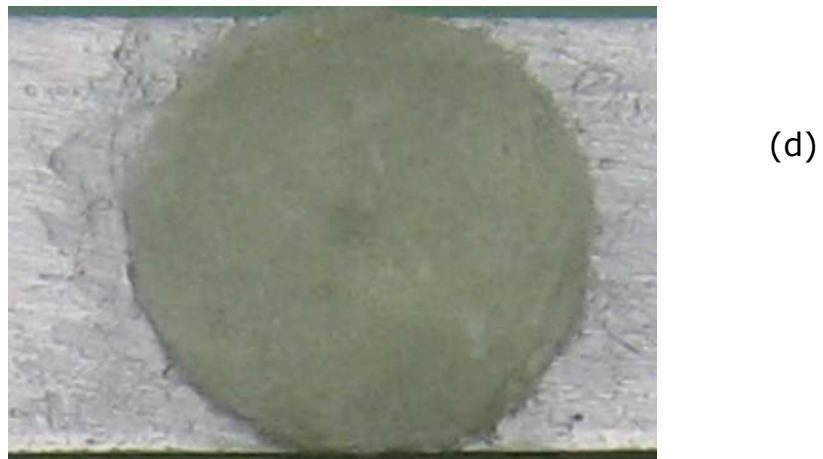
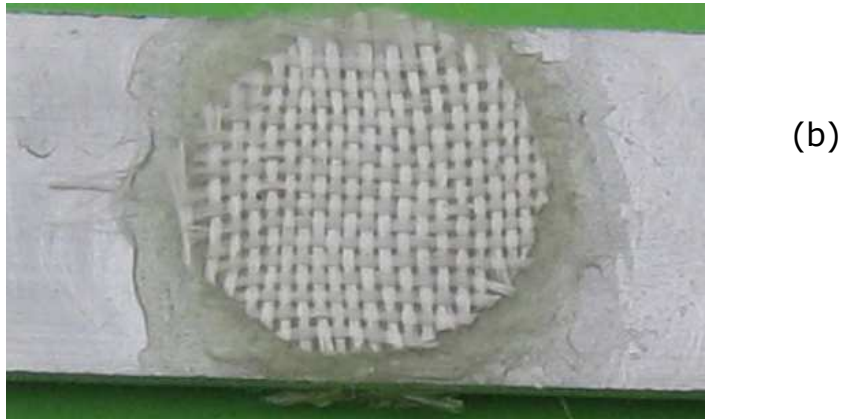
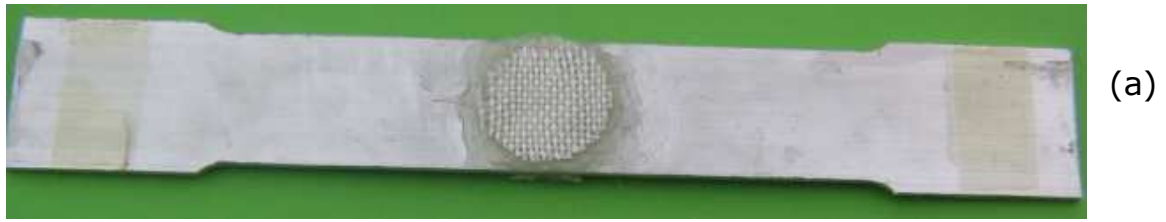


Fig.II.5. réparation des éprouvettes
a : réparation avec tissu b : détail du tissu
c : réparation avec les mats d : détail des mats

4. Résultats des essais de traction

Dans cette partie, nous présentons les résultats des différents essais de traction sur:

- les éprouvettes percées en leurs milieux par différents diamètres
- les éprouvettes réparées par un stratifié de quatre couches de tissu de fibre de verre.
- Les éprouvettes réparées par un stratifié de quatre couches de mats de verre.

4.1. Essai de traction sur éprouvettes lisse.

C'est pour relever les caractéristiques mécaniques du matériau (plaque d'aluminium), qui sont résumées dans le tableau .II.3. et la figure .II.6. , qui montre l'évolution de la contrainte en fonction des déformations

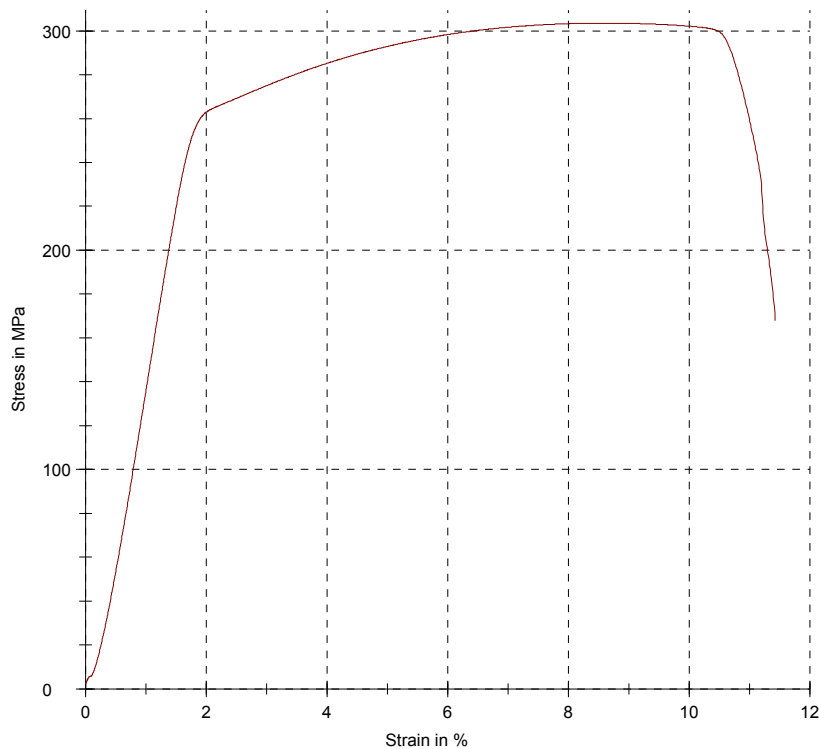


Fig.II.6. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction sur l'éprouvette lisse

EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
16,59	262	304	15707	10,2	9,29	51,0

Tab.II.3 propriétés mécanique de l'éprouvette lisse

Rm : résistance maximale, Rp 0.2 : limite élastique à 0.2%

A % : allongement réparti à striction

4.2. Essai de traction sur éprouvettes percées et réparées par stratifier de tissus

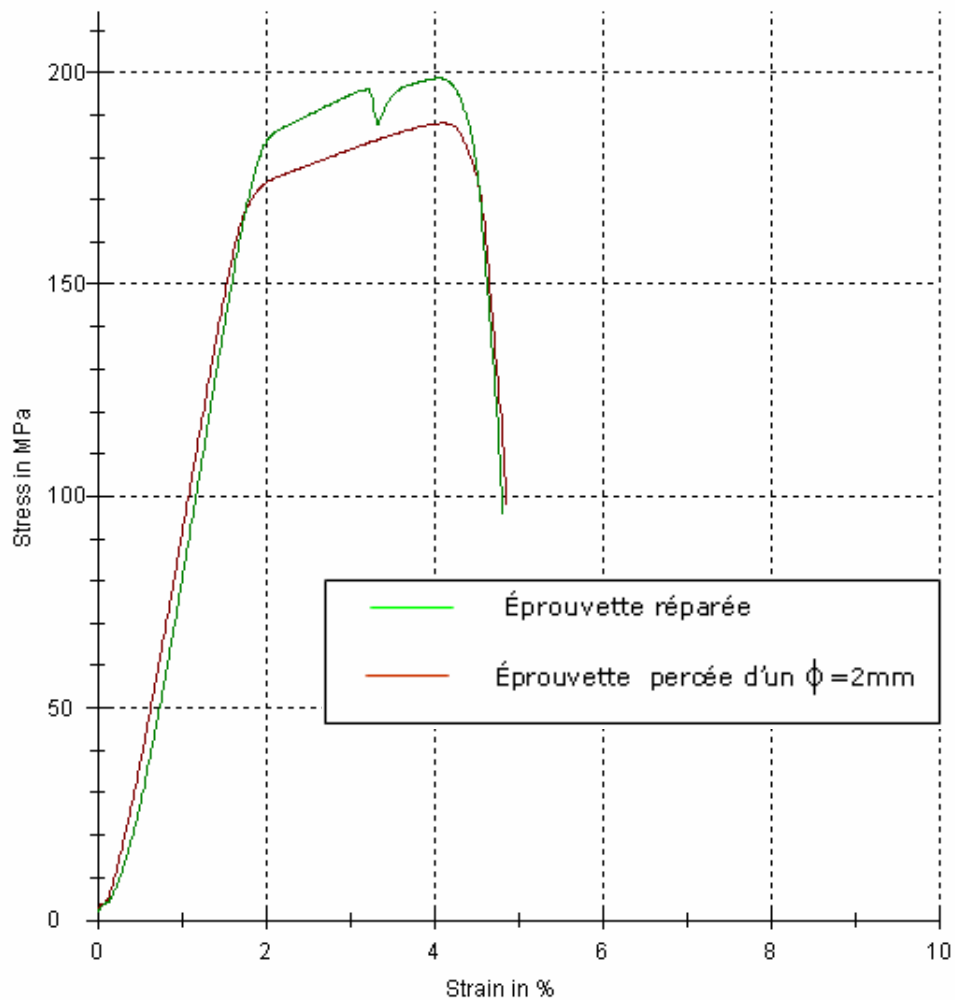


Fig.II.7.Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction

Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 2mm

Vert : éprouvette réparée

	EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Eprouvette percée	11,14	173	188	14747	3,8	5,00	67,7
Eprouvette réparée	11,85	186	199	14460	3,7	4,29	65,8

Tab. II.4.propriétés mécaniques de l'éprouvette percée d'un diamètre de 2mm et l'éprouvette réparée par tissu

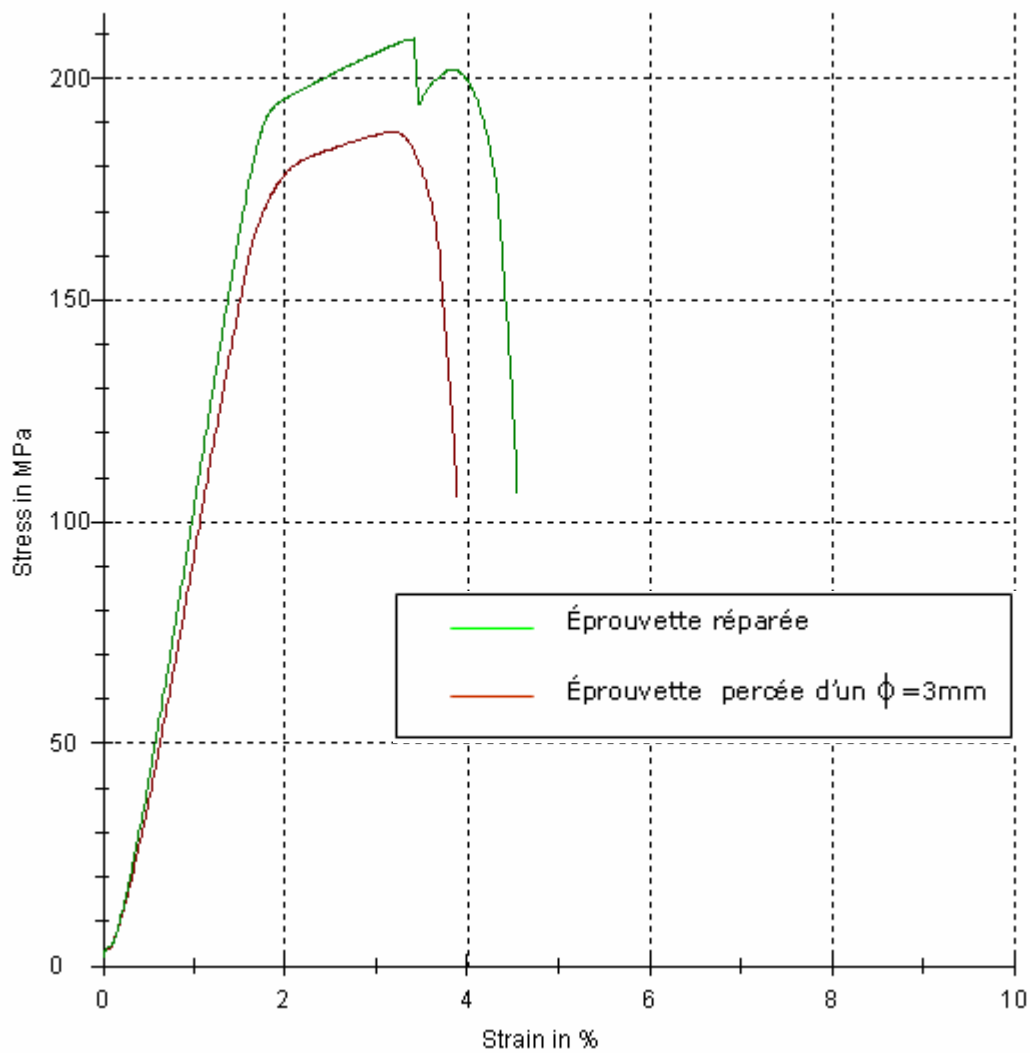


Fig.II.8.Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction
 Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 3mm
 Vert : éprouvette réparée

	EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Eprouvette percée	11,43	177	188	14196	2,8	4,29	67,9
Eprouvette réparée	12,66	194	209	14663	3,5	5,00	65,7

Tab.II.5. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 3mm et l'éprouvette réparée par tissu

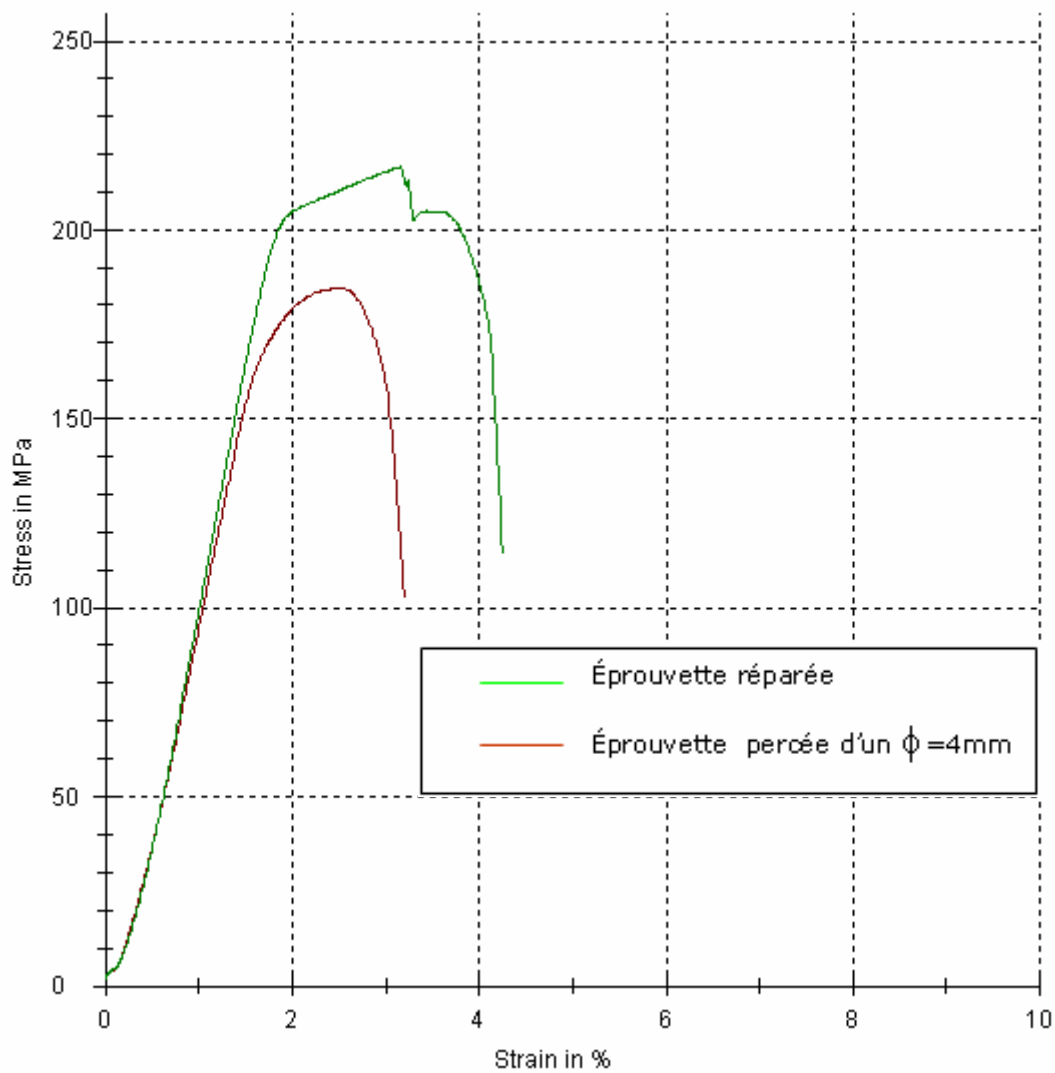


Fig.II.9.Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction
 Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 4mm
 Vert : éprouvette réparée

	EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Éprouvette percée	11,9 2	175	185	1343 8	2,1	2,86	68,0
Éprouvette réparée	13,1 2	205	217	1465 1	3,1	3,57	69,1

Tab.II.6. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 4 mm et l'éprouvette réparée par tissu

4.3. Essai de traction sur éprouvettes réparées par un stratifié de mats de mats

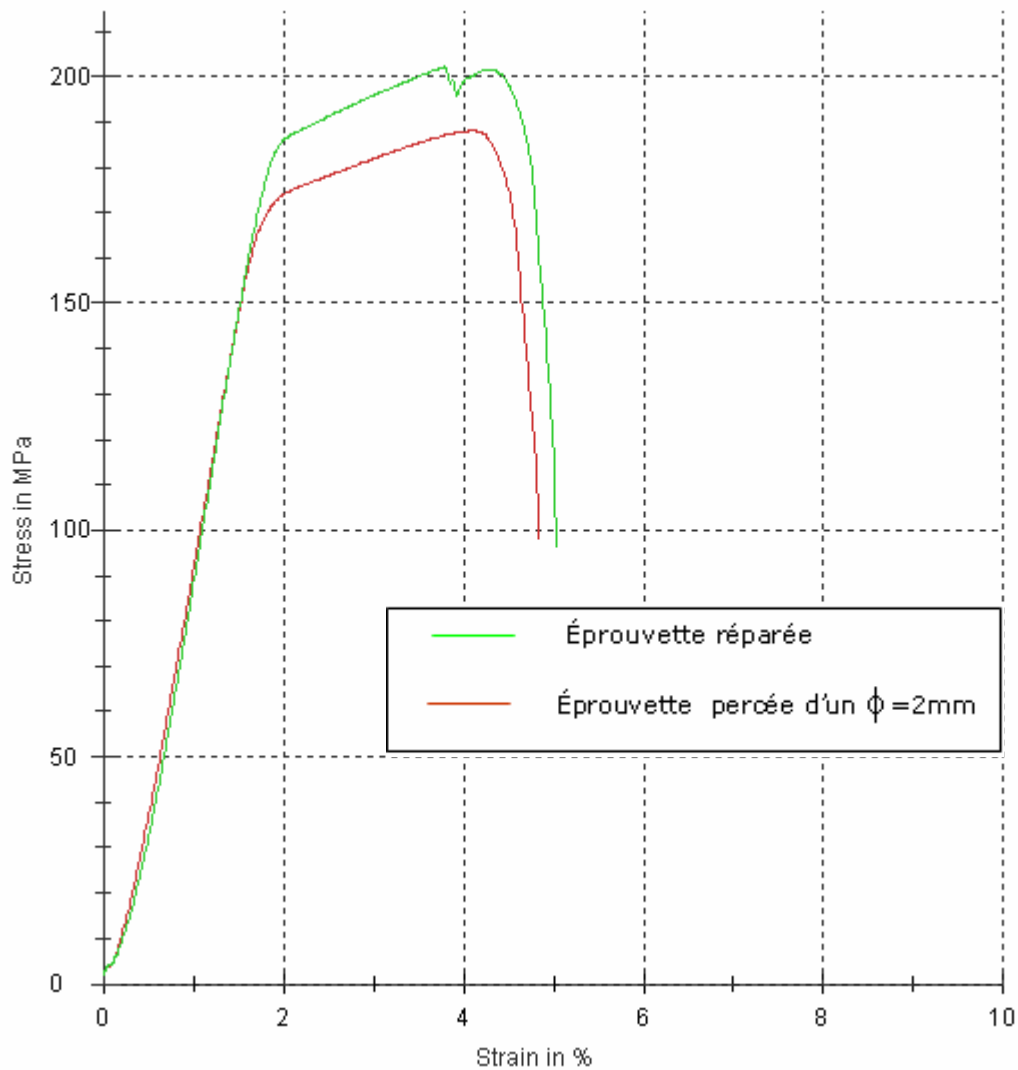


Fig.II.10. Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction

Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 2mm

Vert : éprouvette réparée par stratifier de mats

	EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Éprouvette percée	11,1 4	173	188	1474 7	3,8	5,00	67,7
Éprouvette réparée	11,5 0	187	202	1471 3	4,0	4,29	65,5

Tab. II.7. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 2mm et l'éprouvette réparée par les mats

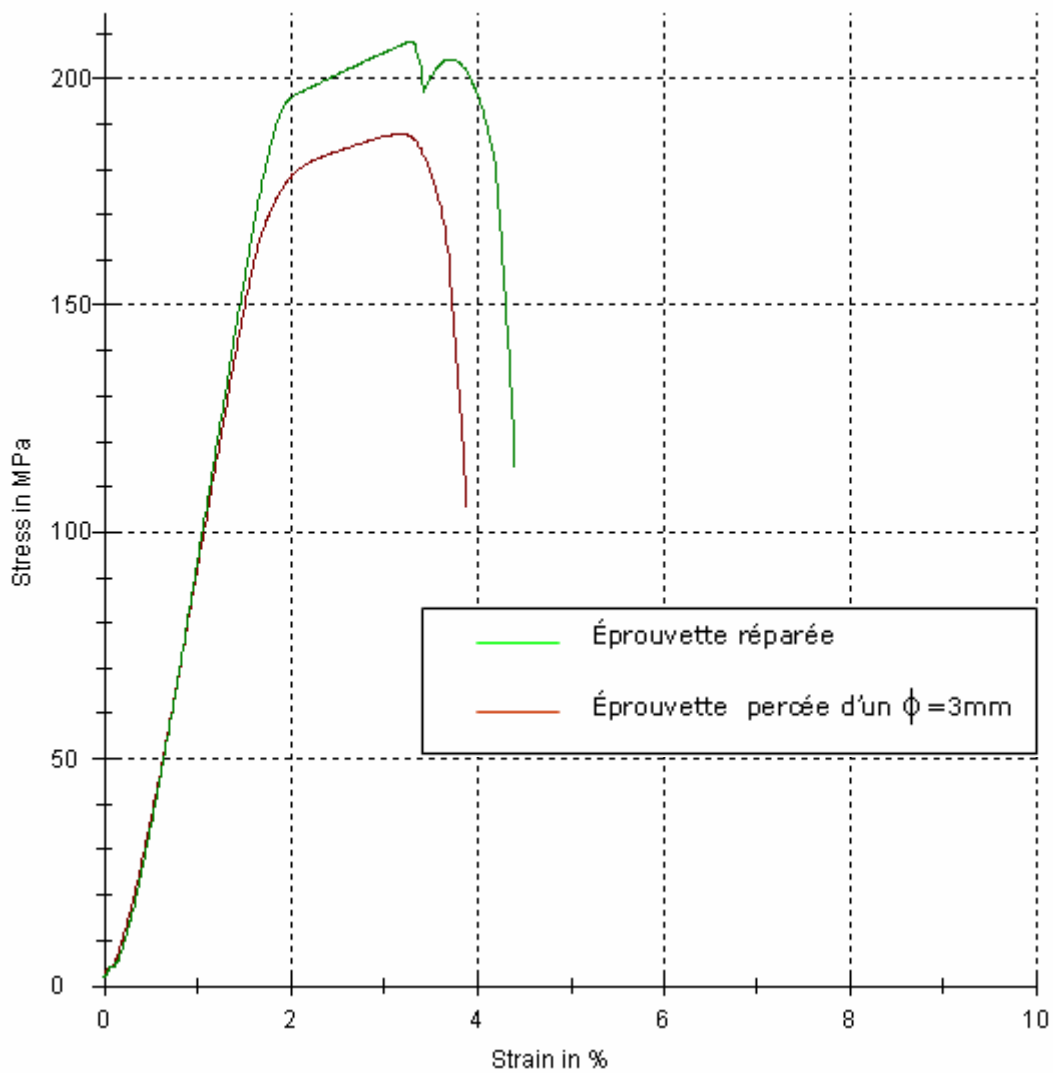


Fig.II.11.Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction
Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 3mm
Vert : éprouvette réparée

	EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Eprouvette percée	11,43	177	188	14196	2,8	4,29	67,9
Eprouvette réparée	12,29	196	208	14625	3,2	3,86	69,2

Tab. II.8. propriétés mécanique de l'éprouvette percée d'un diamètre de 3mm et l'éprouvette réparée par les mats

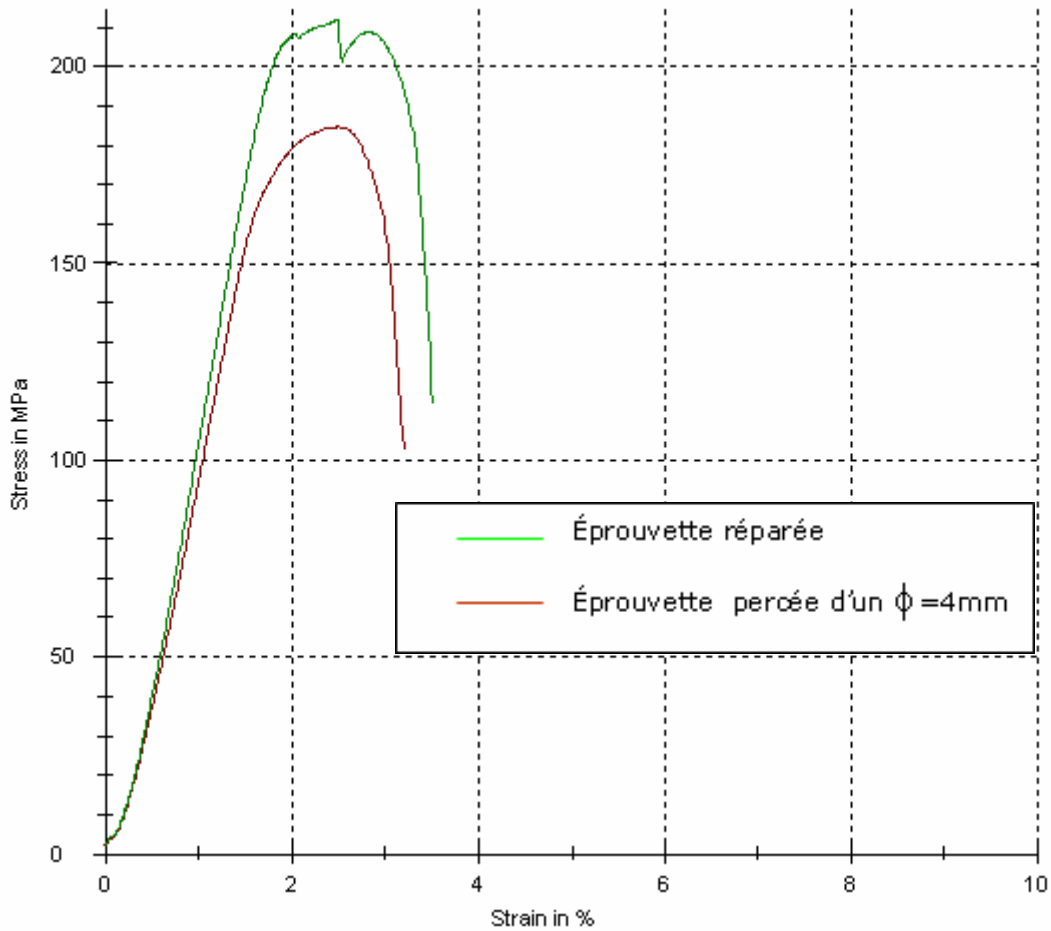


Fig.II.12.Courbe contrainte-déformation dans un essai de traction
Marron : éprouvette percée d'un diamètre de 4mm
Vert : éprouvette réparée

		EMod	Rp 0,2	Rm	Fm	A	A (manual)	Z
Legends	Nr	GPa	MPa	MPa	N	%	%	%
Eprouvette percée	7	11,9 2	175	185	1343 8	2,1	2,86	68,0
Eprouvette réparée	14	13,1 2	205	217	1465 1	3,1	3,57	69,1

Tab. II.9. propriétés mécanique de l'éprouvette percée
d'un diamètre de 4mm et l'éprouvette réparée par les mats

Les figures. II.7. à figures.II.12.) et les tableaux.II.4. à tableaux.II.9.) présentent les résultats des essais de traction sur les différentes éprouvettes. On observe globalement que les résistances mécaniques des éprouvettes réparées augmentent par rapport à celles des éprouvettes trouées.

4.4. Mode de rupture des éprouvettes

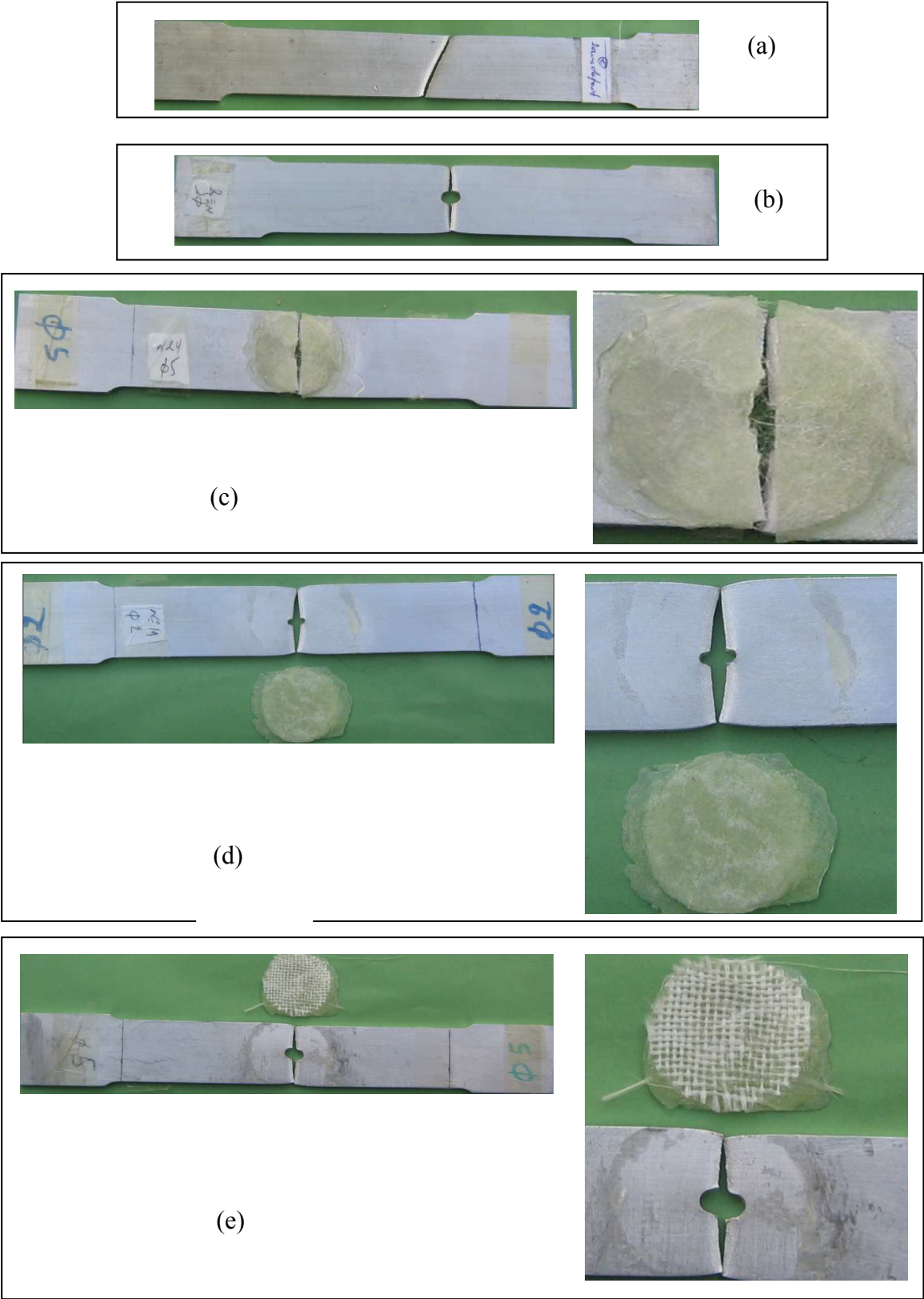


Fig.II.13.illustration des modes de rupture des éprouvettes testées.

La figure.II.13. (a) et (b) montre la striction de l'éprouvette saine et l'éprouvette percée en son milieu. Toutes les éprouvettes percées en leurs milieux par différents diamètres ont le même mode de rupture, elles se brisent au niveau du trou.

La figure.II.13. (c) montre la rupture du stratifié pour trois couches de mats. Par contre le stratifié reste intact pour quatre couches de mats et c'est la colle qui cède figure.II.13. (d).

La figure.II.13. (e) illustre la rupture de la colle et que le stratifié est intact pour quatre couches de tissu de fibre de verre.

Conclusion

Ce chapitre est consacré aux résultats des essais de traction sur différentes éprouvettes. Ces résultats montrent que la solution de la réparation, en utilisant le stratifié en fibre de verre ou en mats, est acceptable de point de vue résistance mécanique. Du fait de l'augmentation de la résistance mécanique maximale après réparation. Cette augmentation s'améliore encore en présence de certains facteurs très importants dont les plus essentiels sont :

- Le bon choix de la colle.
- La qualité de la colle.
- La bonne préparation de surface.

Ce chapitre nous a permis aussi de connaître le nombre de couches de tissu et de mats qu'il faut pour la réparation, citant pour les mats pas moins de trois couches et pour les tissus deux couches résistant suffisamment.

Chapitre III :

Modélisation numérique

Introduction

La partie de l'étude expérimentale nous a permis de démontrer que la résistance mécanique des éprouvettes réparées par un stratifié de fibre de verre augmente nettement par rapport à celle des éprouvettes percées. L'objectif de ce chapitre est d'étudier les variations des contraintes au voisinage du trou avant et après réparation. La modélisation de l'éprouvette percée va confirmer le phénomène de concentration de contrainte présenté dans l'étude bibliographique, et la modélisation de l'éprouvette réparée permet de connaître l'influence du collage de stratifié après confrontation des résultats.

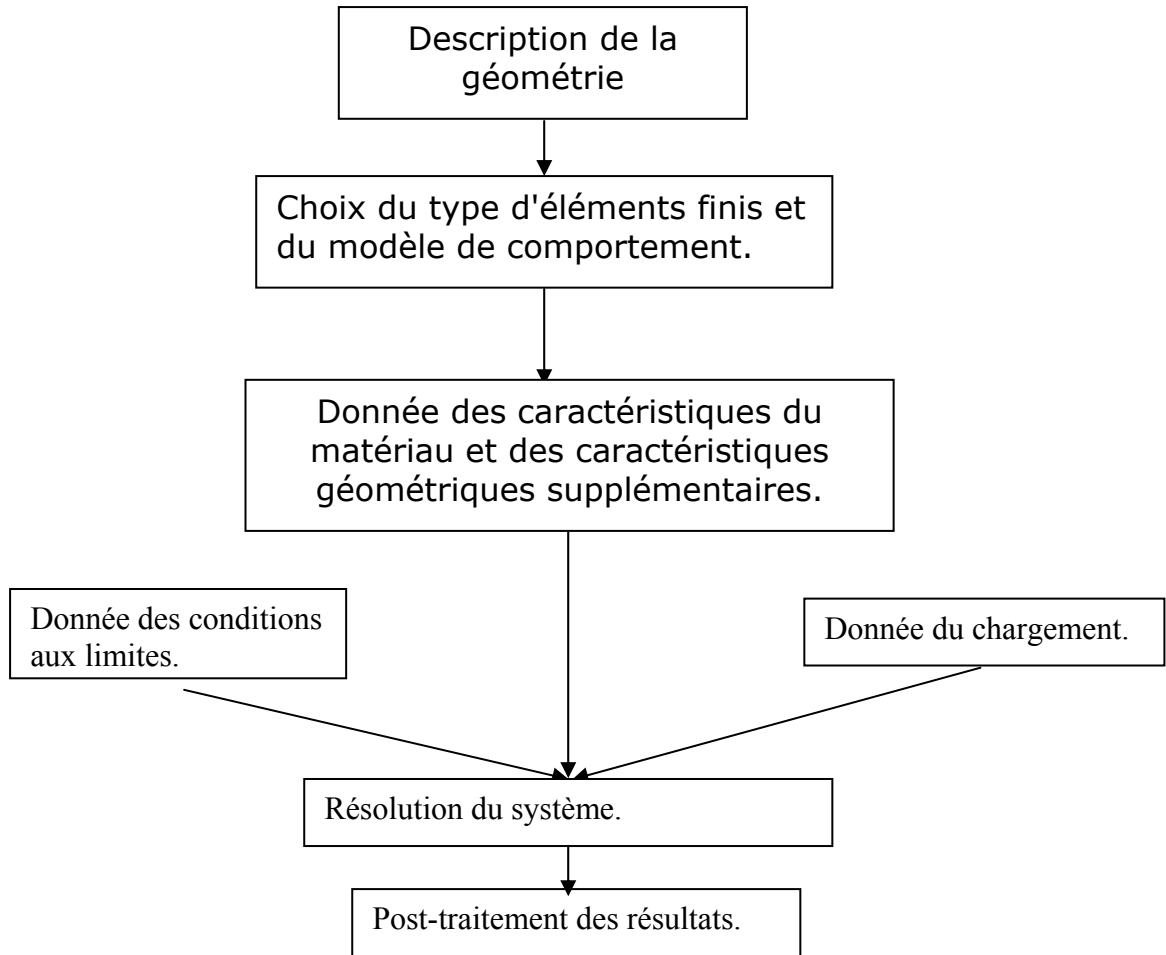
La modélisation permet aussi d'obtenir des graphes et des courbes montrant l'évolution des contraintes en n'importe quel point de l'éprouvette.

1. Modélisation numérique par éléments finis

Nous avons utilisé pour la modélisation numérique Le code de calcul par éléments finis Castem, c'est un outil de calcul développé au Commissariat à l'Energie Atomique (CEA) français. Il permet la résolution de problèmes linéaires ou non-linéaires par la méthode des éléments finis

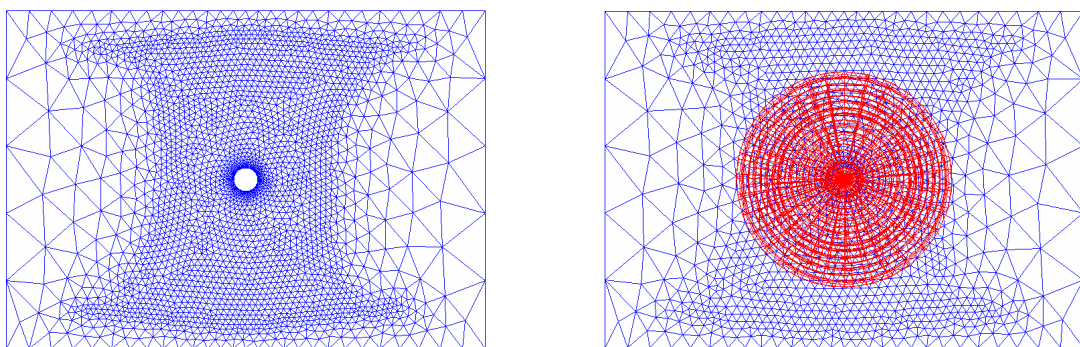
1.1 PROCEDURE DE RESOLUTION D'UN PROBLEME AVEC CASTEM

Tout problème (mécanique, thermique, chimique, ...) résolu avec CASTEM doit être construit de la manière suivante [11]:



2. Influence du stratifié de fibre de verre en quatre couches

Le matériau de réparation utilisé dans cette modélisation est un stratifié en fibre de verre composé de quatre couches (figure.II.3.b, figure.III.1.b et figure.III.2)



(a)

(b)

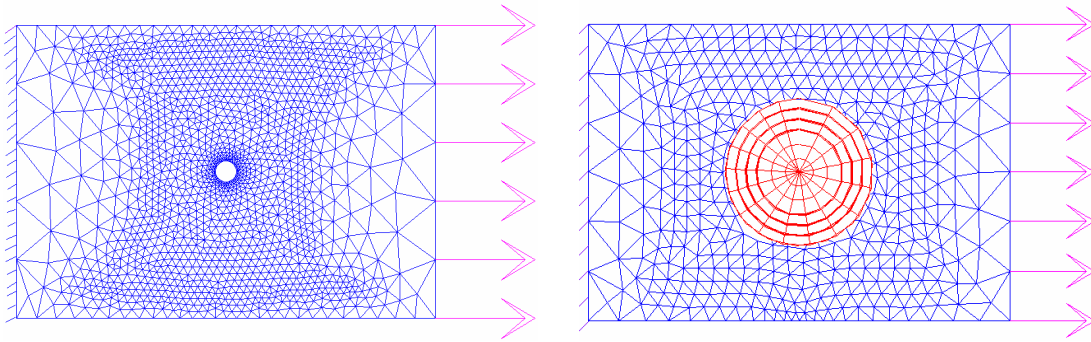
Fig.III.1.maillage des éprouvettes

(a) maillage de l'éprouvette percée

(b) maillage de l'éprouvette réparée

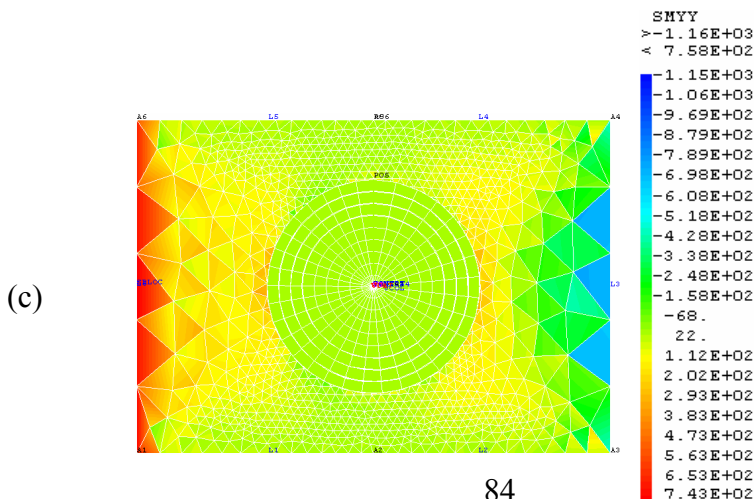
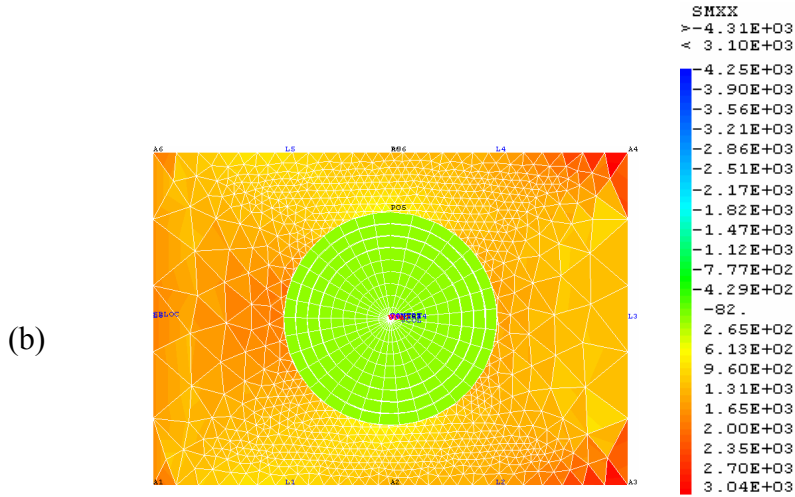
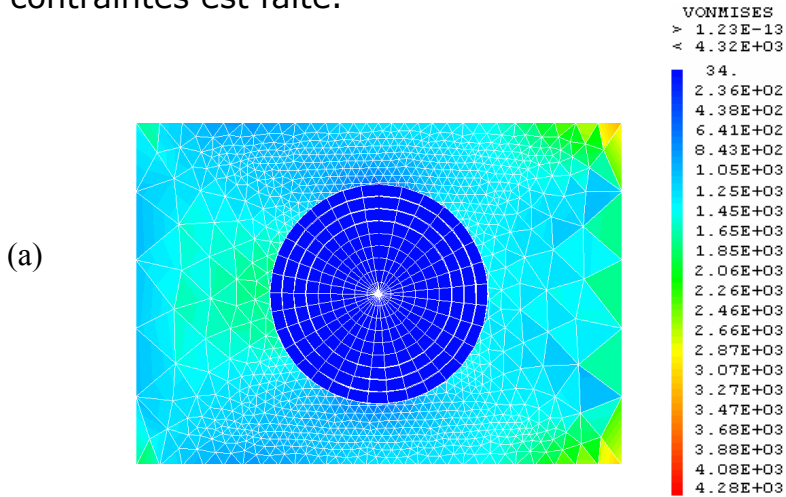


Fig.III.2. vue de coté de l'éprouvette réparée



(a) (b)
 Fig.III.3. chargement des éprouvettes (a) : avant réparation
 (b) : après réparation

Le même chargement est appliqué aux éprouvettes, et une comparaison des contraintes est faite.



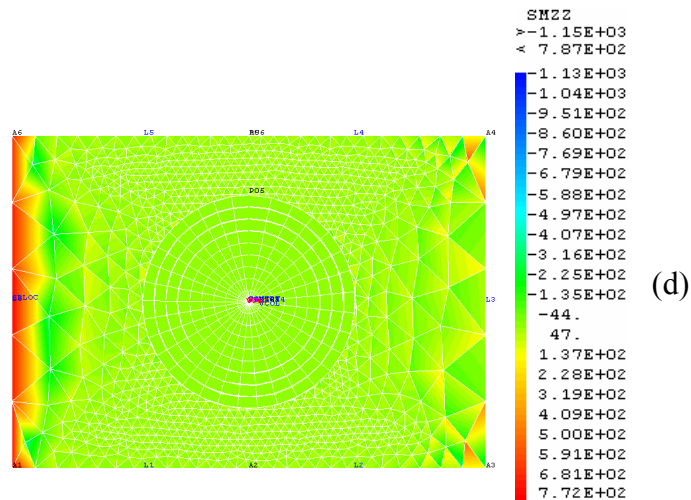
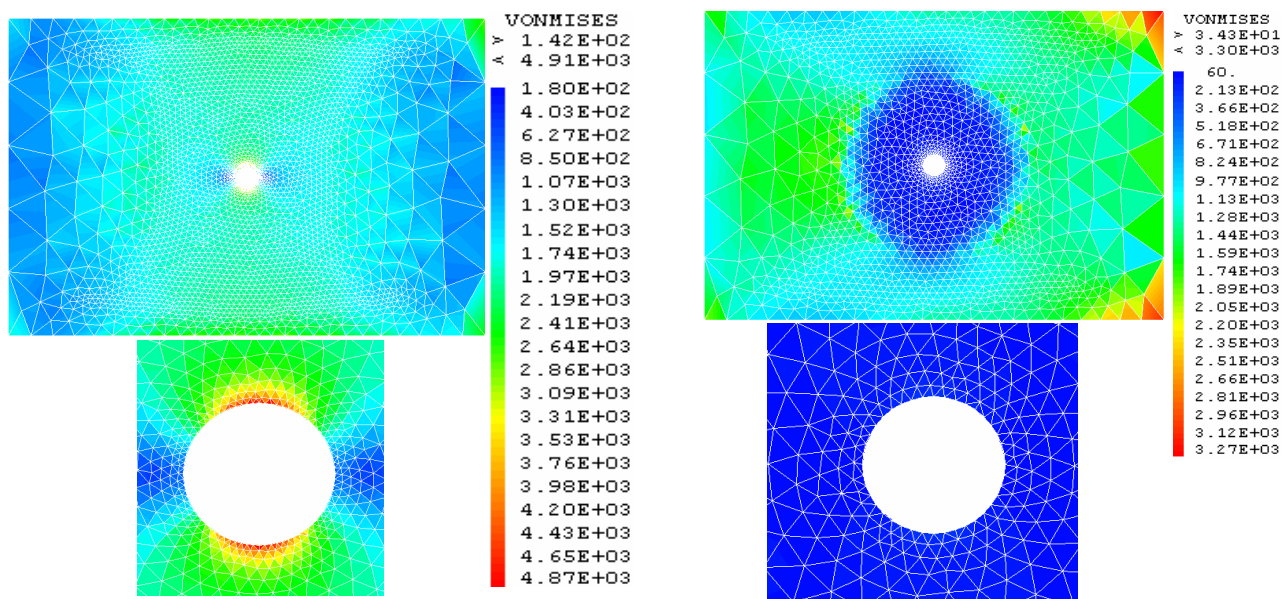


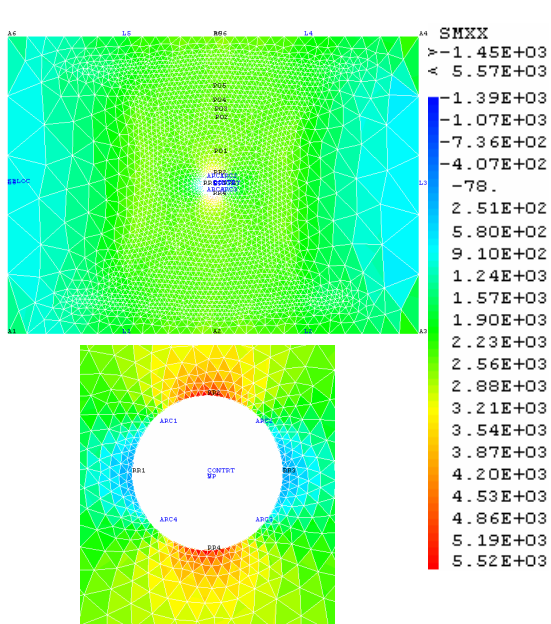
Fig.III.4.visualisation des contraintes dans l'éprouvette

La figure.III.4 montre la répartition des contraintes dans l'éprouvette réparée et qu'une partie de ces contraintes est prise par le matériau de réparation.

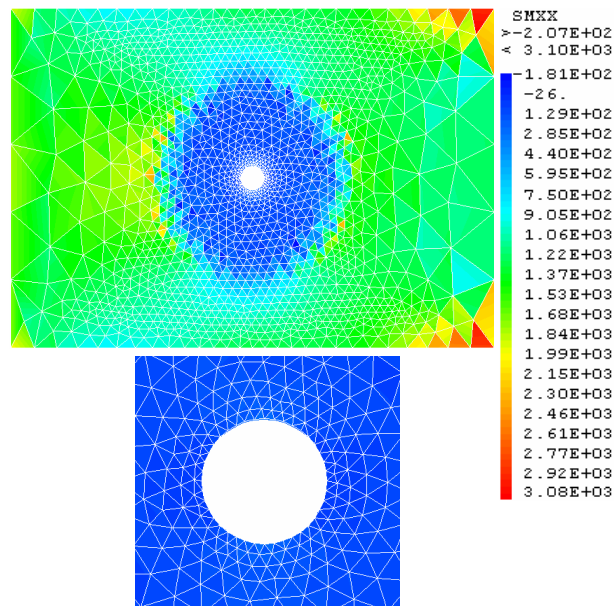


(a)

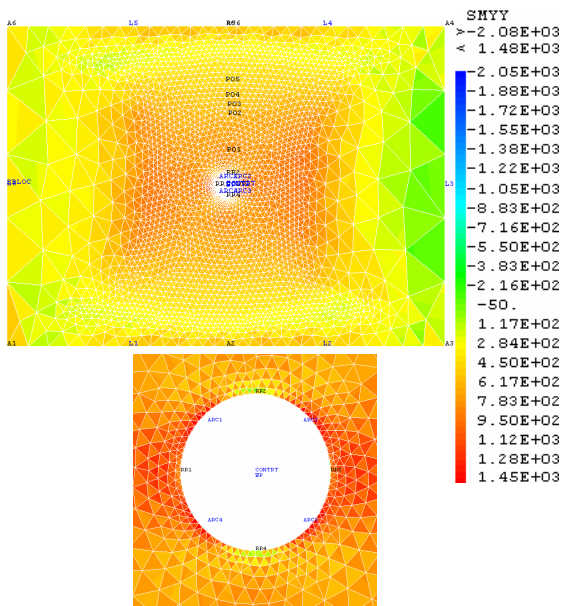
(b)



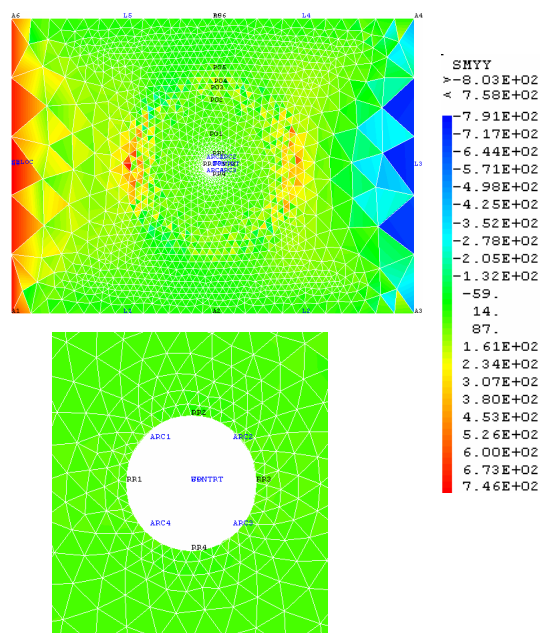
(c)



(d)



(e)



(f)

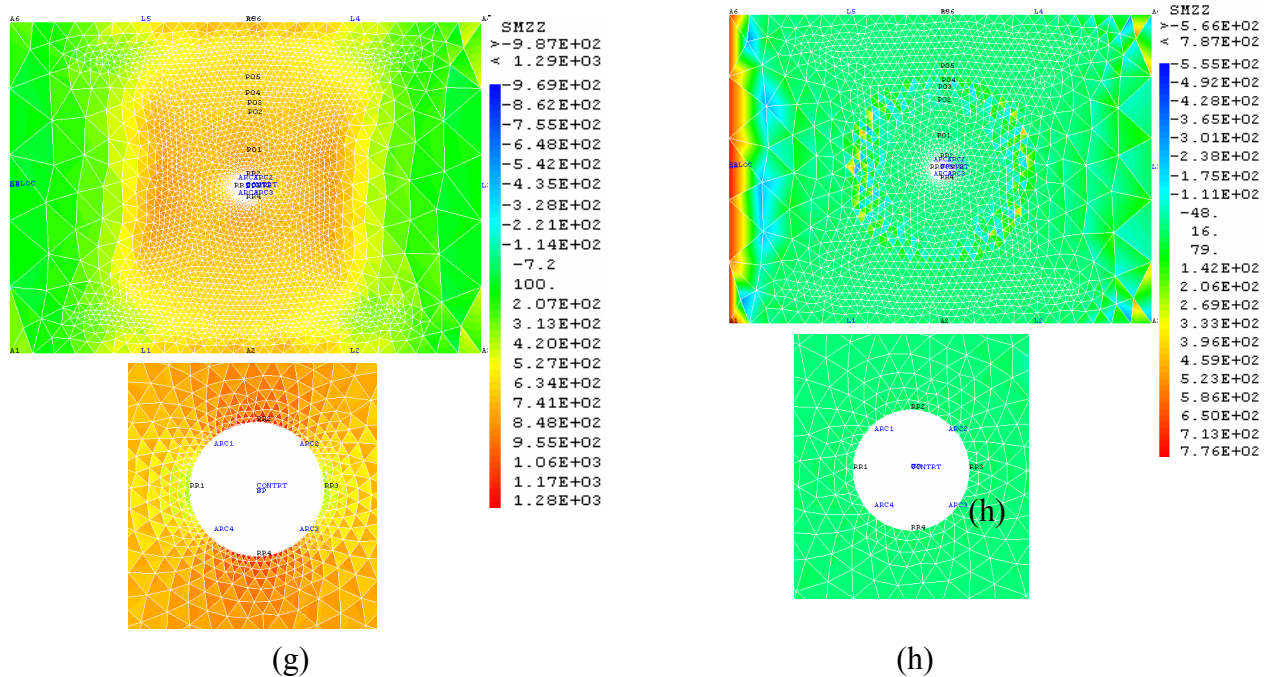


Fig.III.5. visualisation des contraintes dans la plaque trouée avant et après réparation
 (a) : contrainte équivalente de V.misés avant réparation
 (b) : contrainte équivalente de V.misés après réparation
 (c) (e) (g) : contrainte normale successivement σ_{xx} · σ_{yy} · σ_{zz}
 Avant réparation
 (d) (f) (h) : contrainte normale successivement σ_{xx} · σ_{yy} · σ_{zz}
 Après réparation

La figure III.5 illustre la comparaison entre la répartition des contraintes de Von Mises et de ses composantes dans la plaque trouée avant et après réparation, on constate bien une concentration de contrainte au voisinage du trou dans la zone rouge du côté des points rr2 et rr4, ce qui favorise la propagation de fissure aux proximités de ces deux points. Ces contraintes décroissent en allant vers le point p6 (figure.III.6)

Après la réparation de la plaque trouée, on voit bien qu'il n'y a plus de concentration de contrainte au voisinage du perçage, ce qui montre l'efficacité du collage de stratifié en fibre de verre.

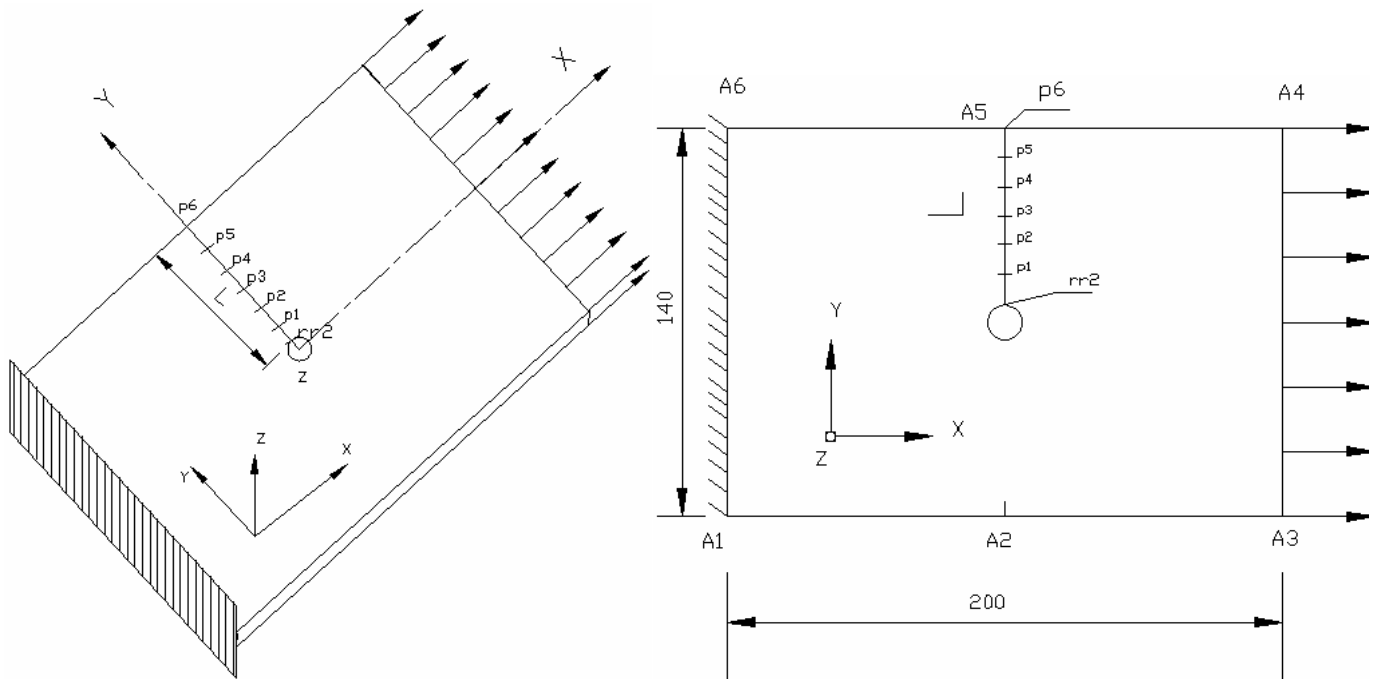
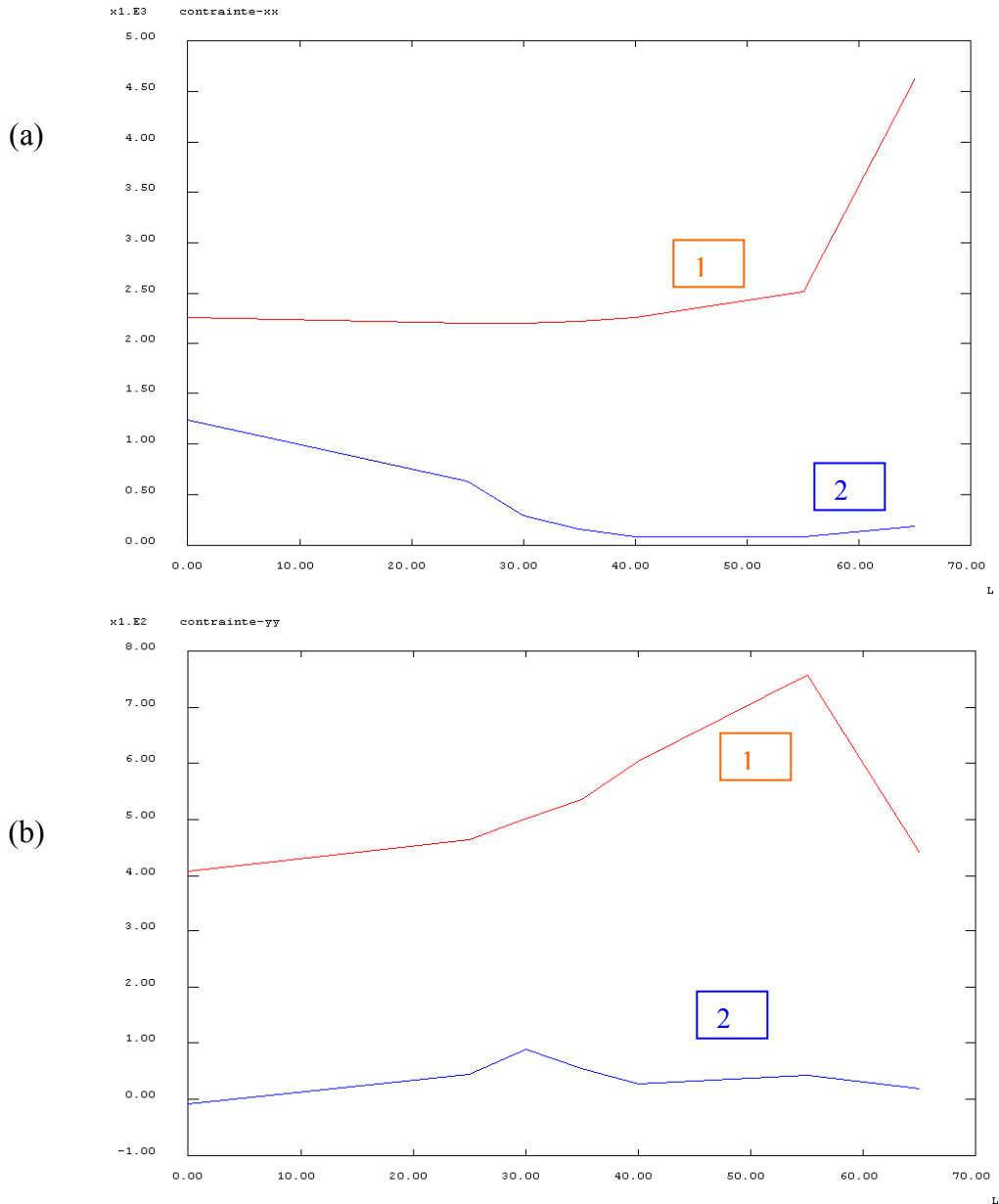
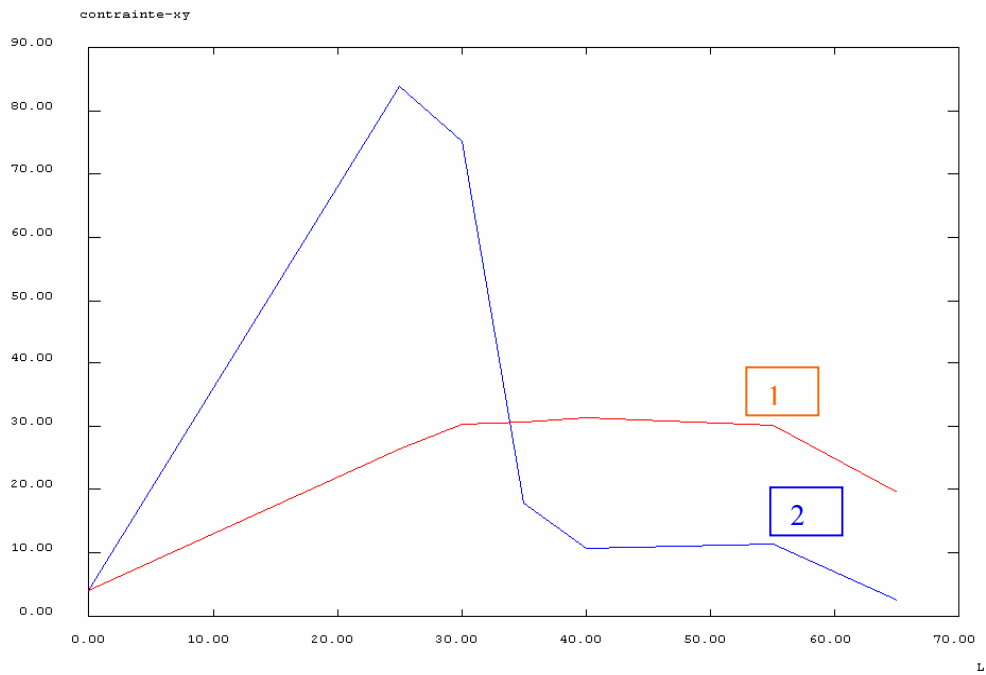
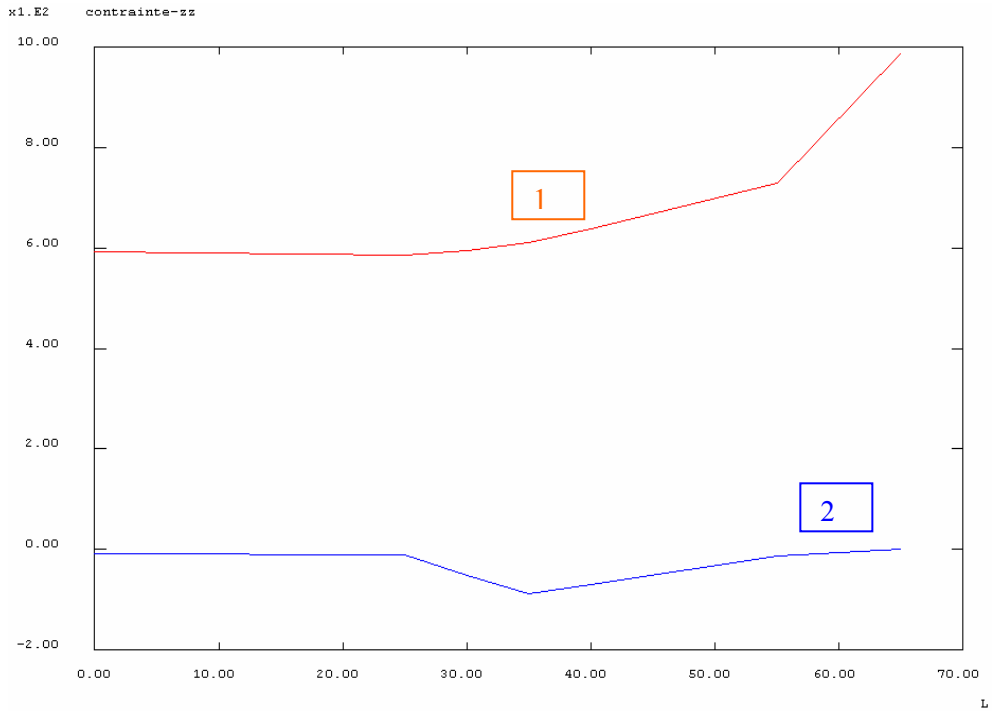


Fig.III.6.schema de l'éprouvette montrant la ligne le long de laquelle est dessinée l'évolution des contraintes





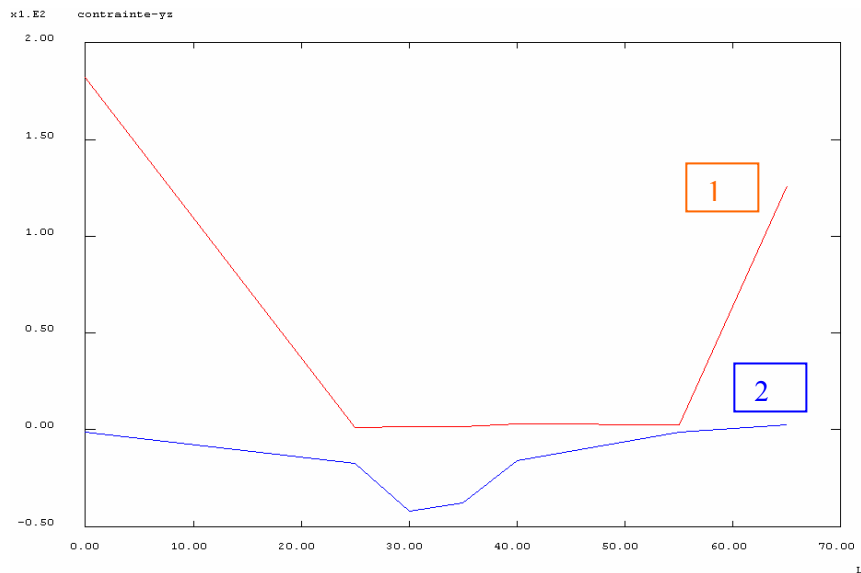
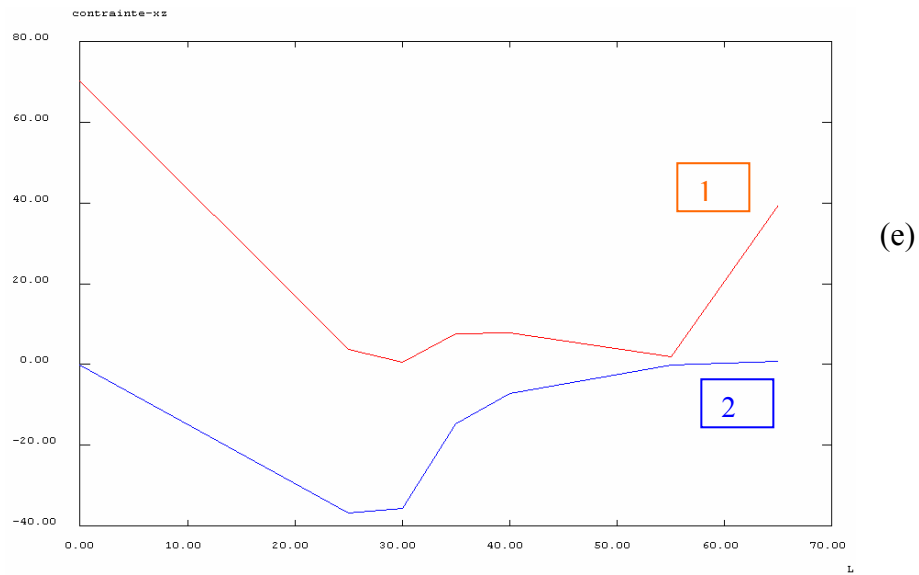


Fig.III.7.évolution des contraintes avant et après réparation depuis le bord de la plaque vers le trou (le long de la ligne L)

(a) (b) (c) : contrainte normale successivement σ_{xx} , σ_{yy} , σ_{zz}

(d) (e) (f) : contrainte tangentielle successivement σ_{xy} , σ_{xz} , σ_{yz}

1 Avant réparation

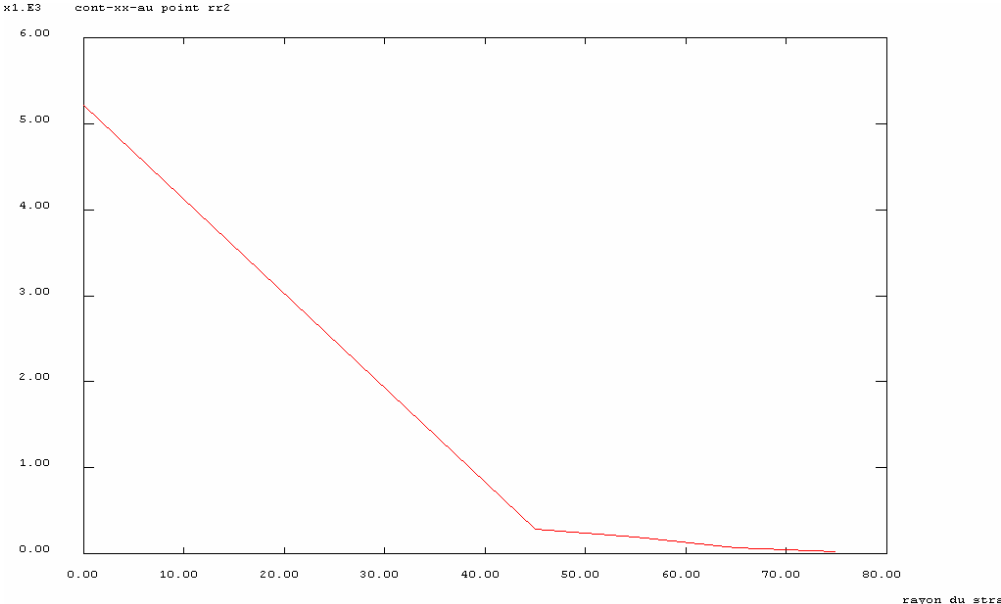
2 Après réparation

La figure.III.7.montre bien l'évolution des contraintes le long de la ligne L (figure.III.6.), on constate une diminution nette des contraintes après

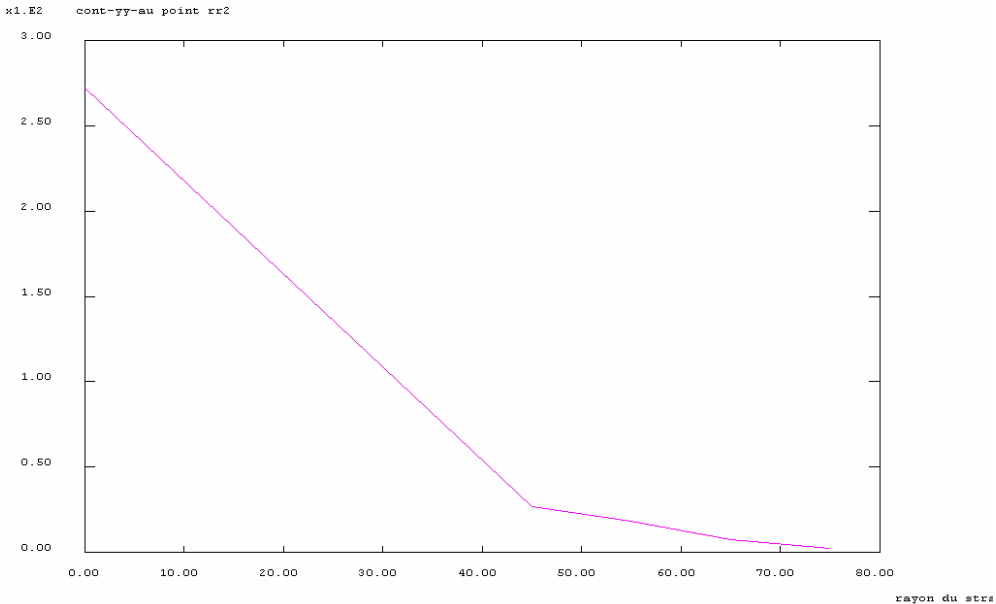
collage du stratifié, surtout au niveau du bord du trou là où il y avait une concentration de contrainte.

3. Influence de la variation des dimensions du stratifié

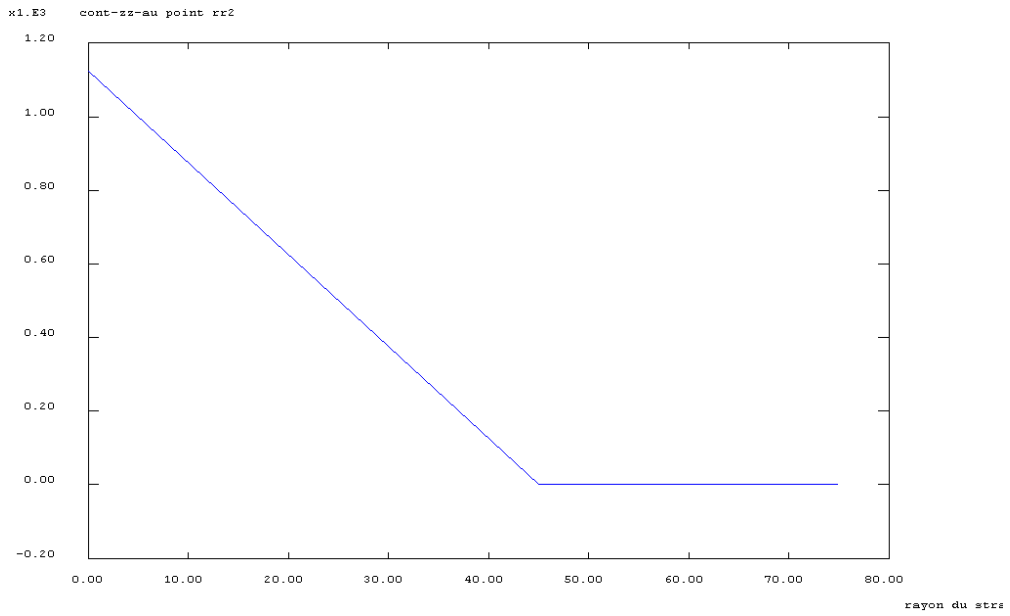
Les dimensions du matériau de réparation sont l'un des facteurs jouant un rôle très important dans la réduction de la concentration des contraintes au voisinage du trou, les courbes suivantes sont tracées en prenant en compte le diamètre du matériau de réparation, en l'augmentant progressivement pour voir la variation des contraintes aux points (rr2 et rr4) les plus sollicités (figure.III.6) , du fait qu'ils sont symétrique, nous considérons que le point (rr2).



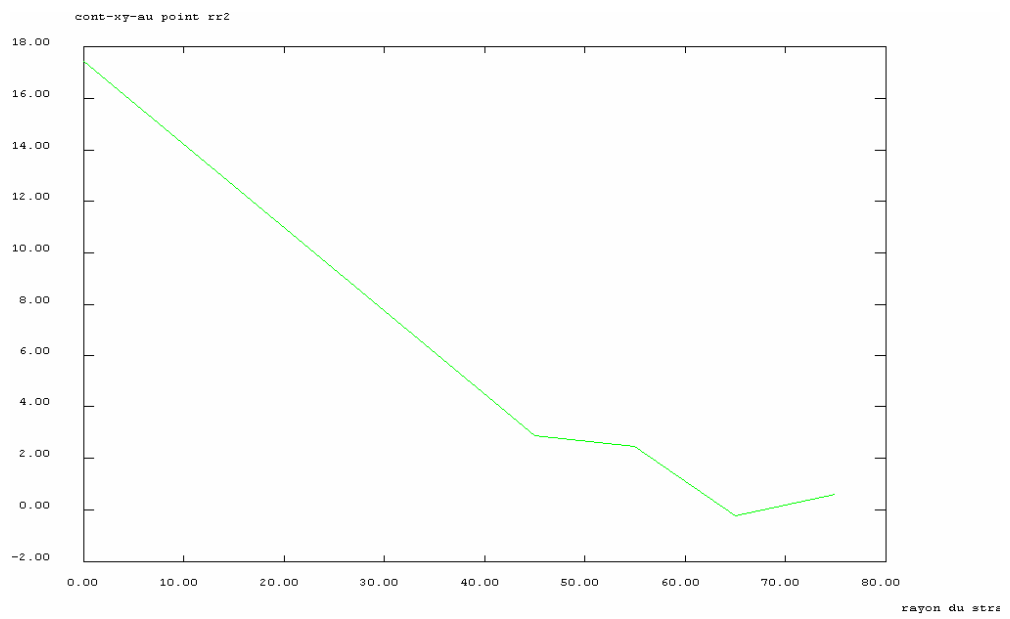
(a)



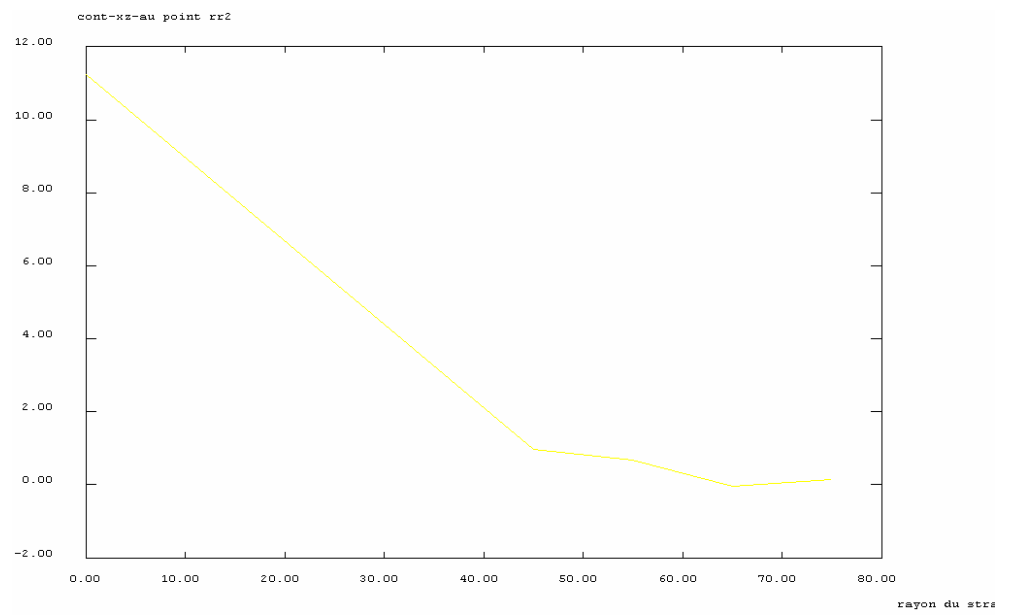
(b)



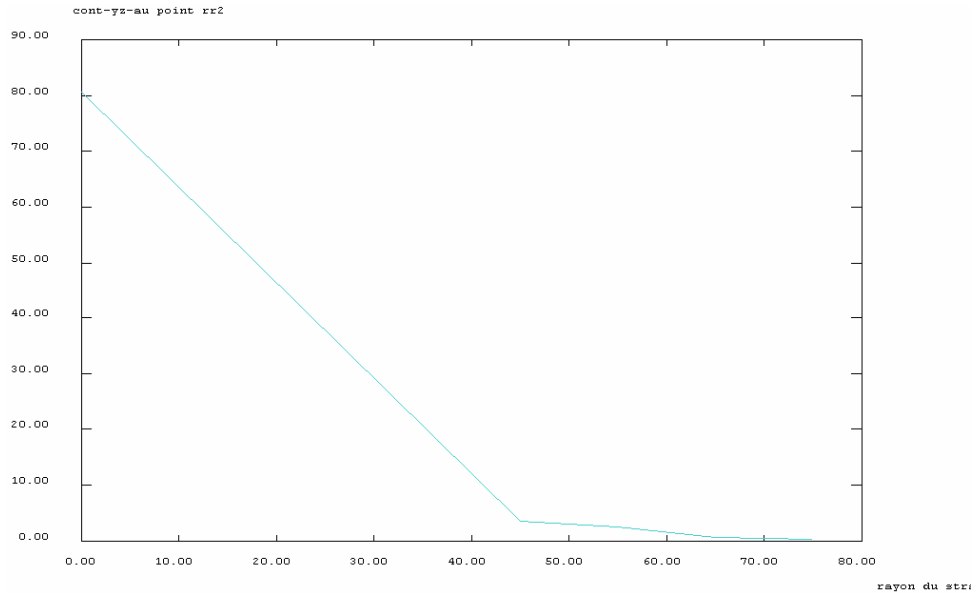
(c)



(d)



(e)



(f)

Fig.III.8. évolution des contraintes en fonction du diamètre du matériau de réparation

(a): contrainte normale σ_{xx}

(b) : contrainte normale σ_{yy}

(c) : contrainte normale σ_{zz}

(d) : contrainte tangentielle σ_{xy}

(e) : contrainte tangentielle σ_{xz}

(f) : contrainte tangentielle σ_{yz}

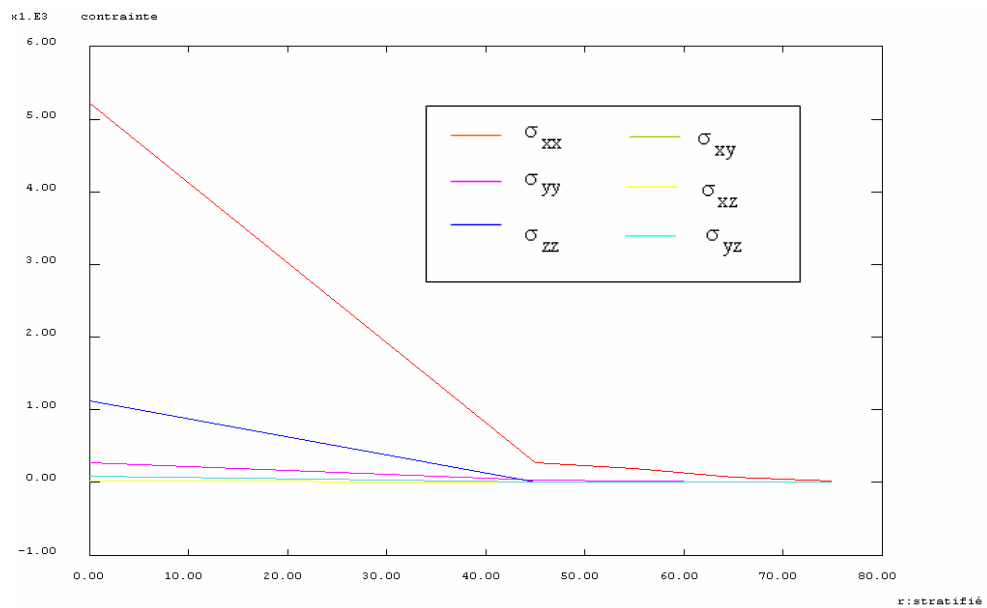
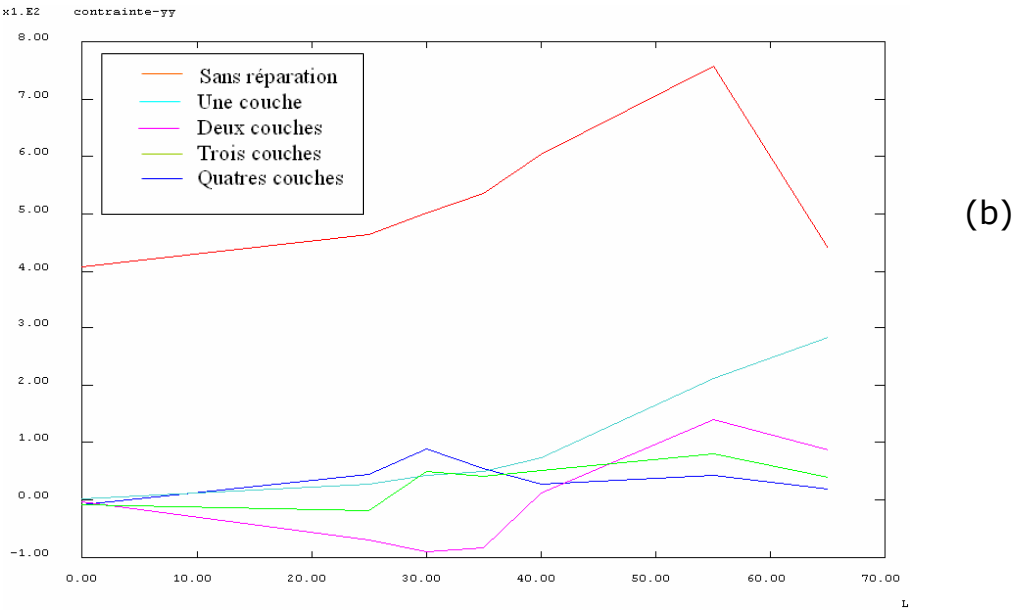
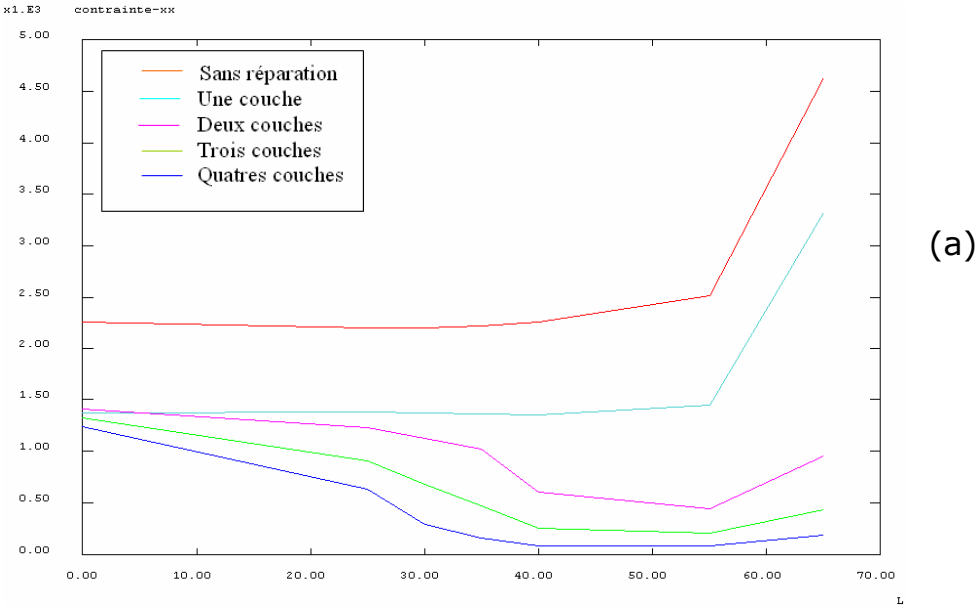


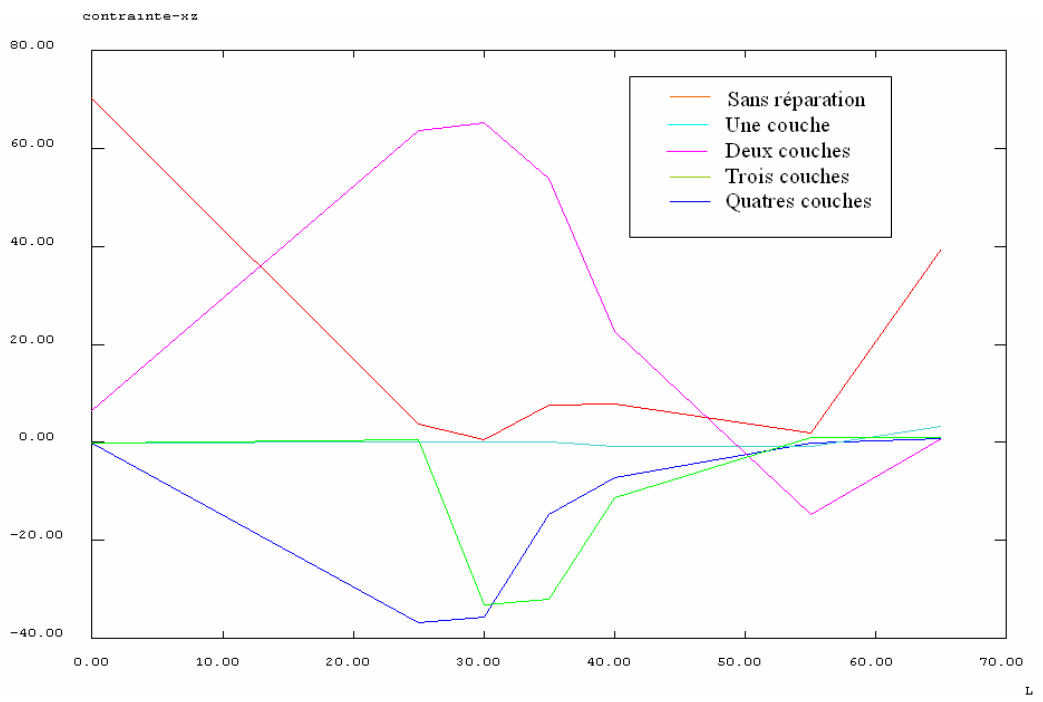
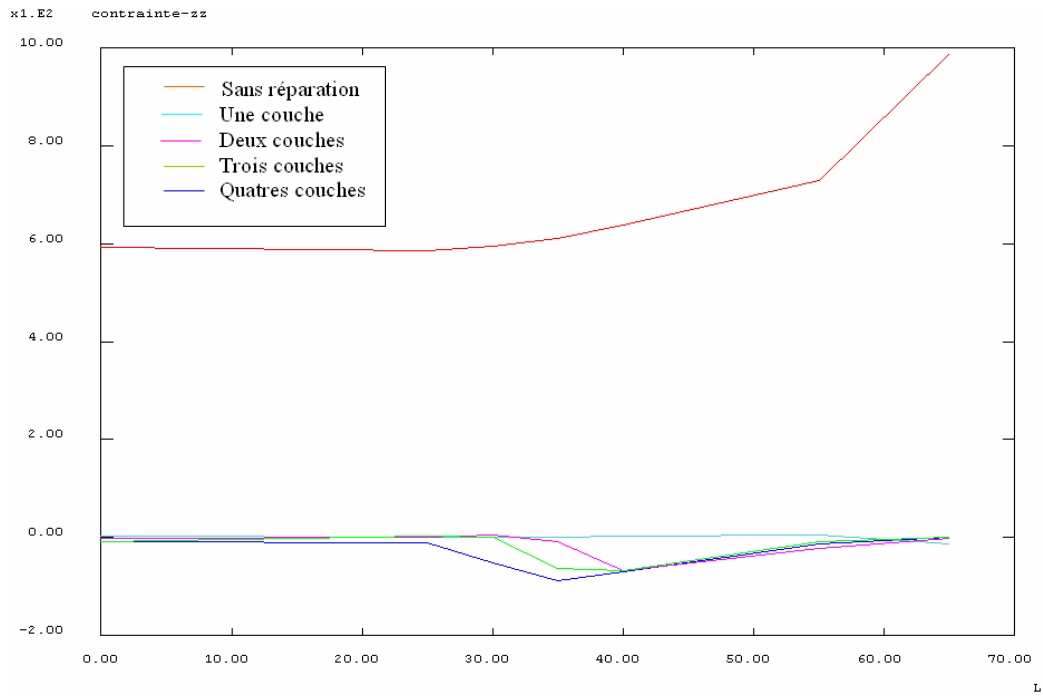
Fig.III.9. comparaison de l'évolution des contraintes en fonction du diamètre du matériau de réparation

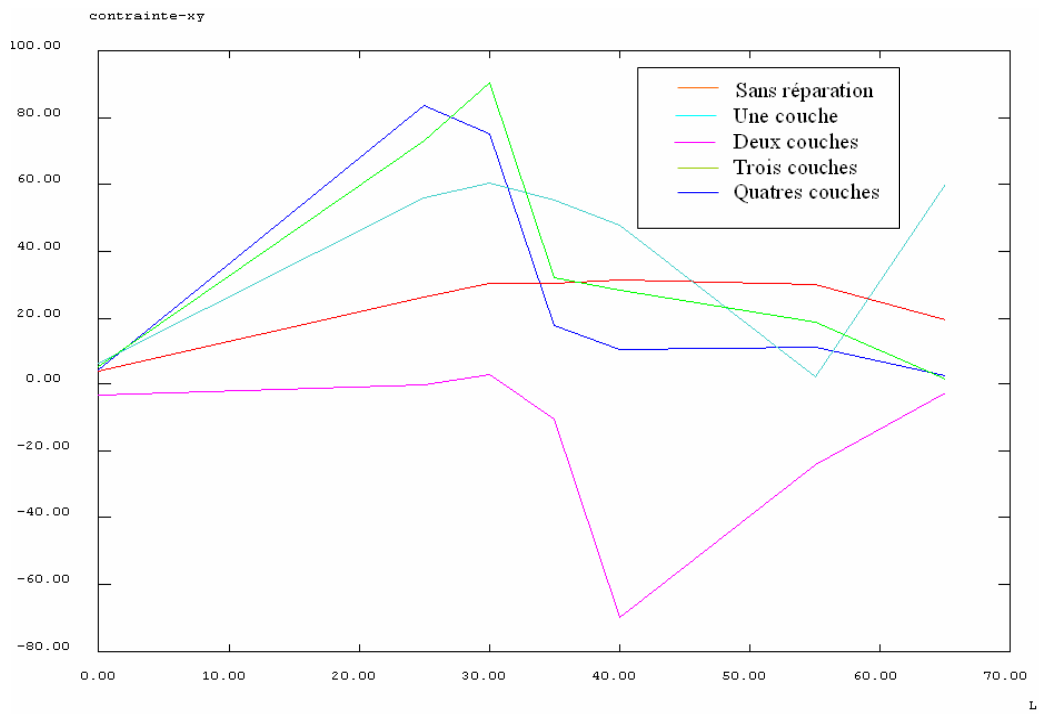
La figure III.9 nous montre que la concentration de contrainte au bord du trou (point rr2) est dépendante du rayon du matériau de réparation, on constate que les contraintes diminuent au fur qu'on augmente le diamètre.

4. Influence du nombre de couche du stratifié

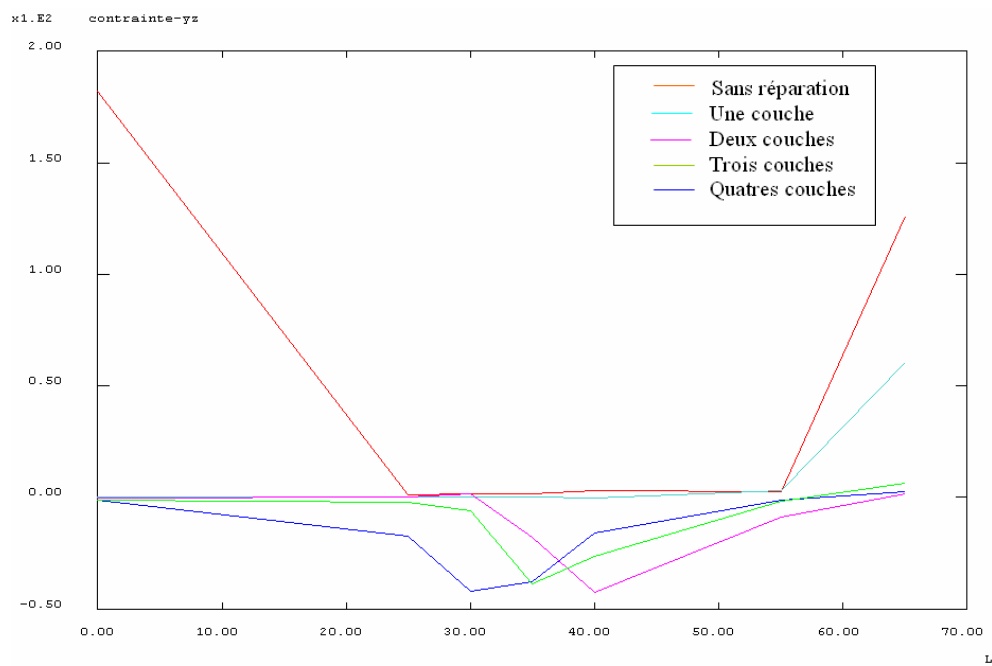
On a vu l'effet du rayon du stratifié sur la décroissance des contraintes au voisinage du trou. Le nombre de couches est un deuxième facteur très efficace, il permet de éliminer la concentration de contrainte au bord du trou.







(e)



(f)

Fig.III.10. evolution des contraintes en fonction
Du nombre de couches_du stratifié

(a): contrainte normale σ_{xx}

(b) : contrainte normale σ_{yy}

- (c) : contrainte normale σ_{zz} (d) : contrainte tangentielle σ_{xy}
 (e) : contrainte tangentielle σ_{xz} (f) : contrainte tangentielle σ_{yz}

La figure III.10. Illustre bien l'efficacité du nombre de couches dans la réparation. On constate les contrainte diminuent au fur qu'on augmente le nombre de couche du stratifié.

5. Dimensions d'éprouvette

Dans cette partie l'éprouvette utilisée a les mêmes dimensions que celle utilisée dans l'étude expérimentale.

On applique aussi une force de traction à l'éprouvette égale à celle provoquant la rupture dans l'essai expérimentale.

Le rayon du trou est comparable aux dimensions de l'éprouvette.

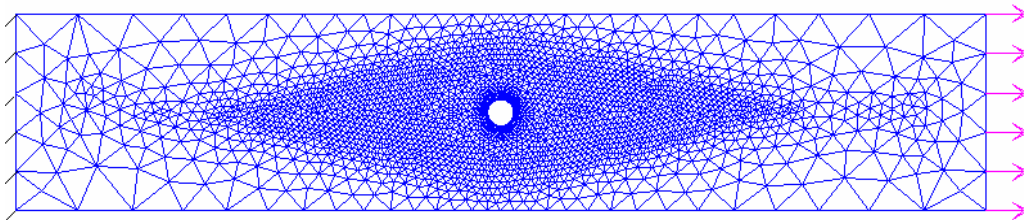


Fig.III.11. maillage et chargement de l'éprouvette avant réparation

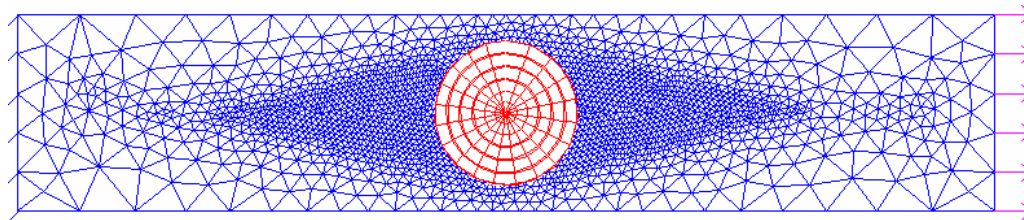
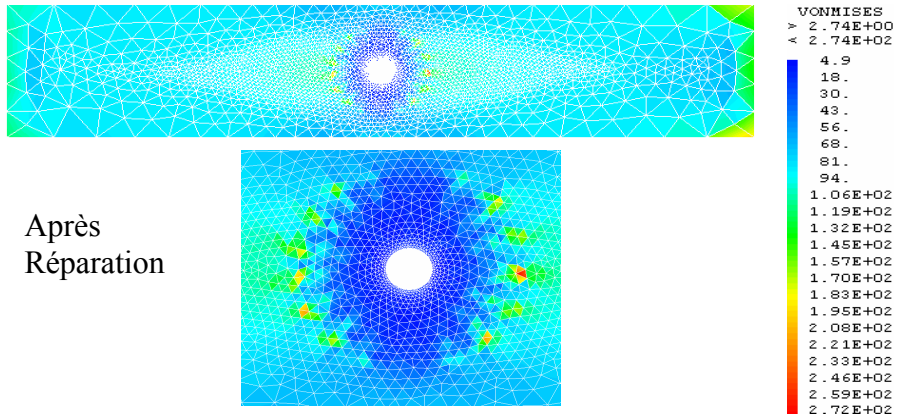
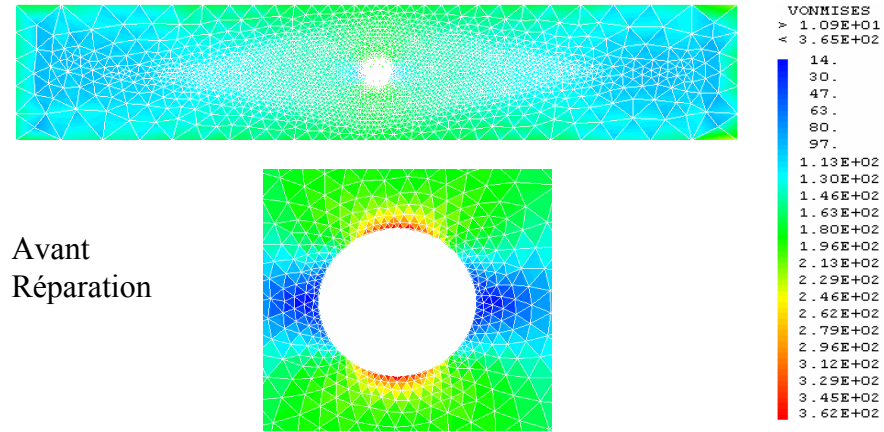
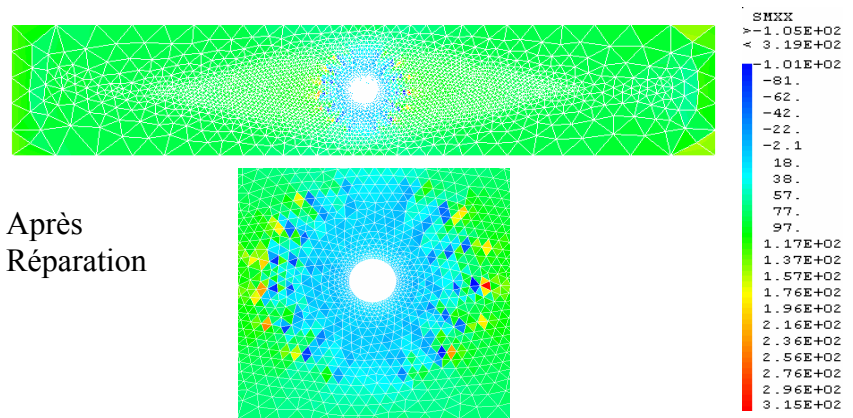
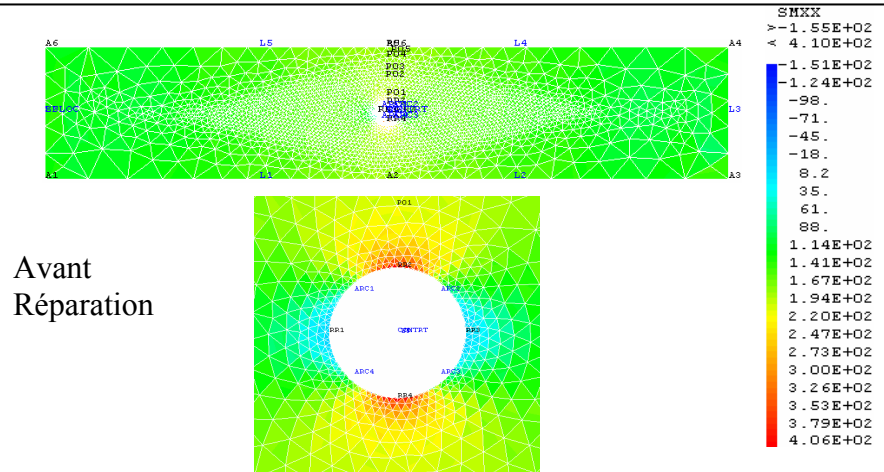


Fig.III.12. maillage et chargement de l'éprouvette après réparation

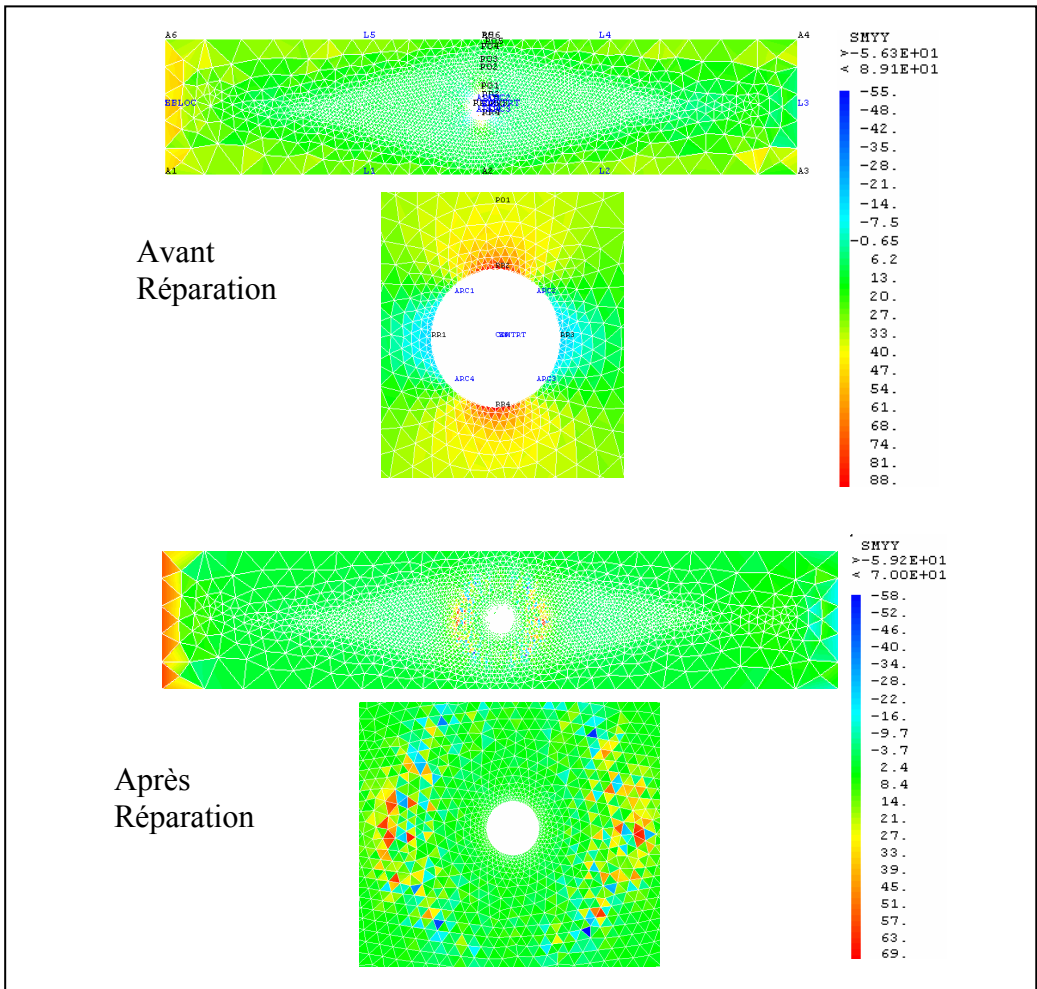
(a)



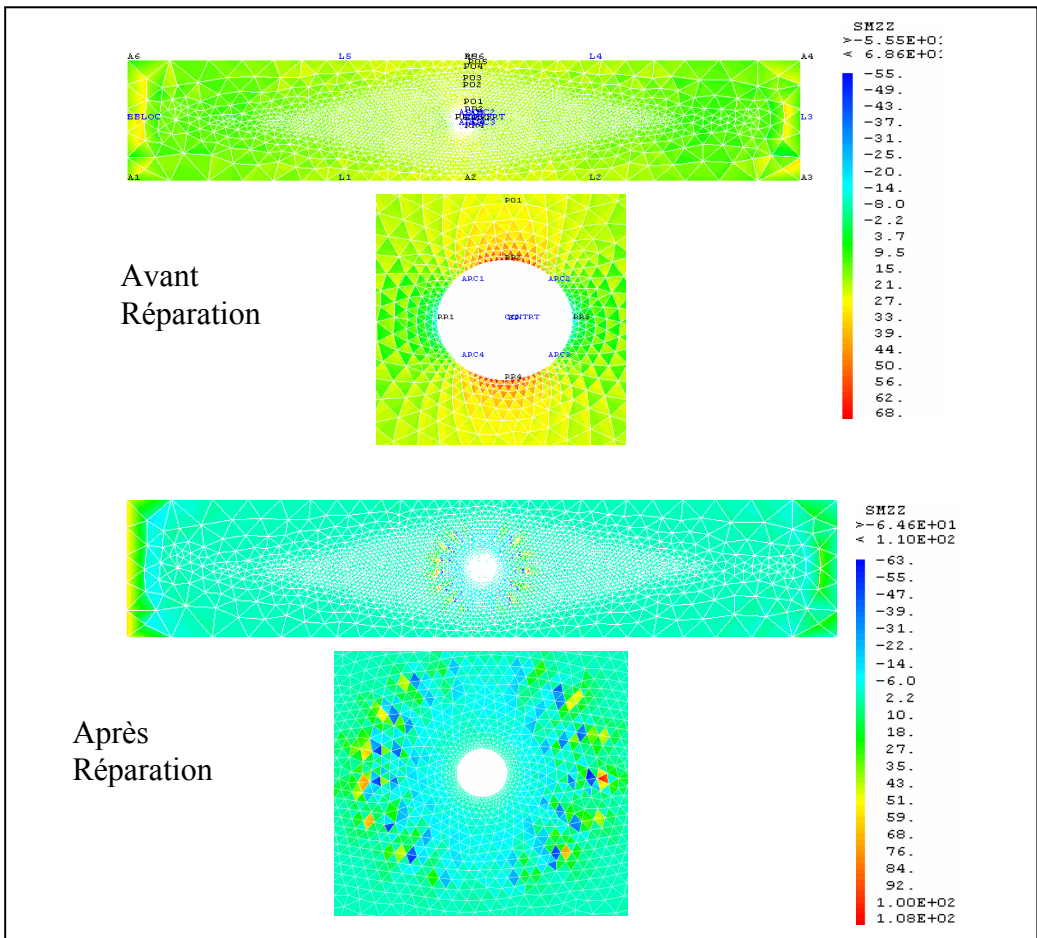
(b)



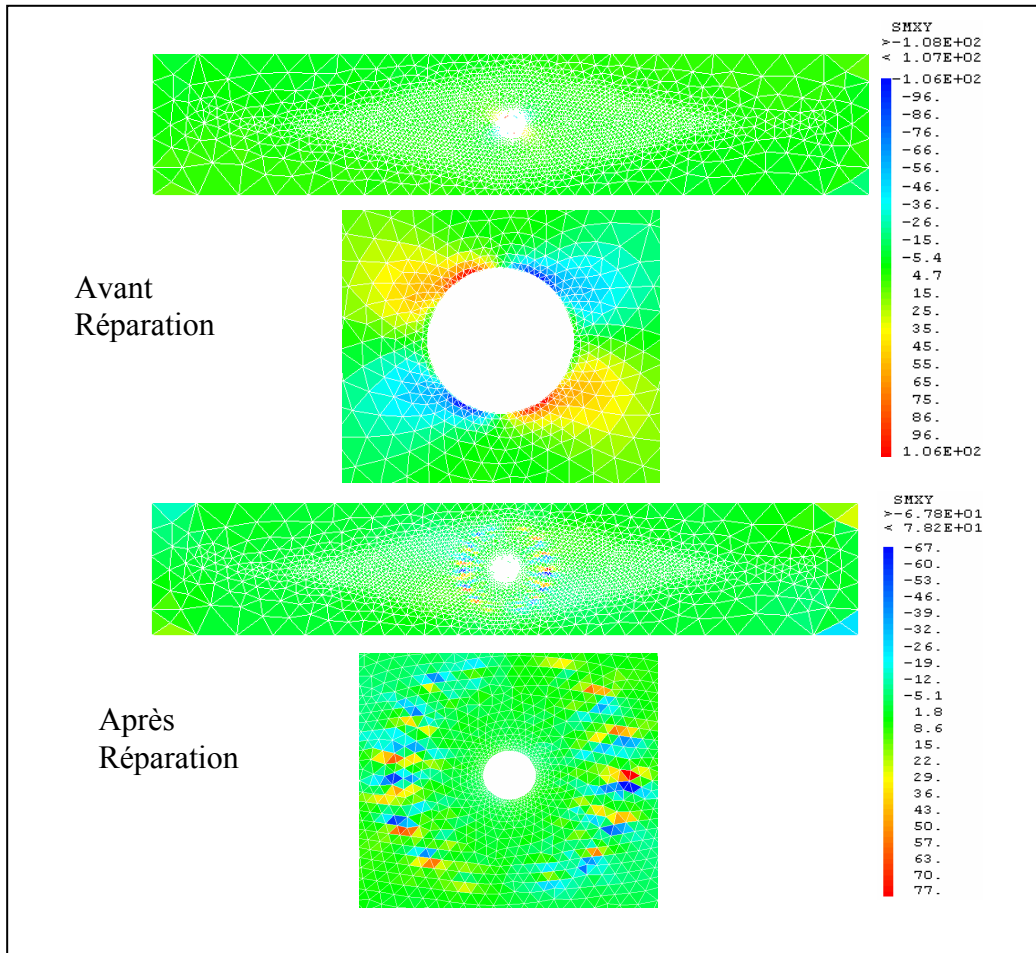
(c)



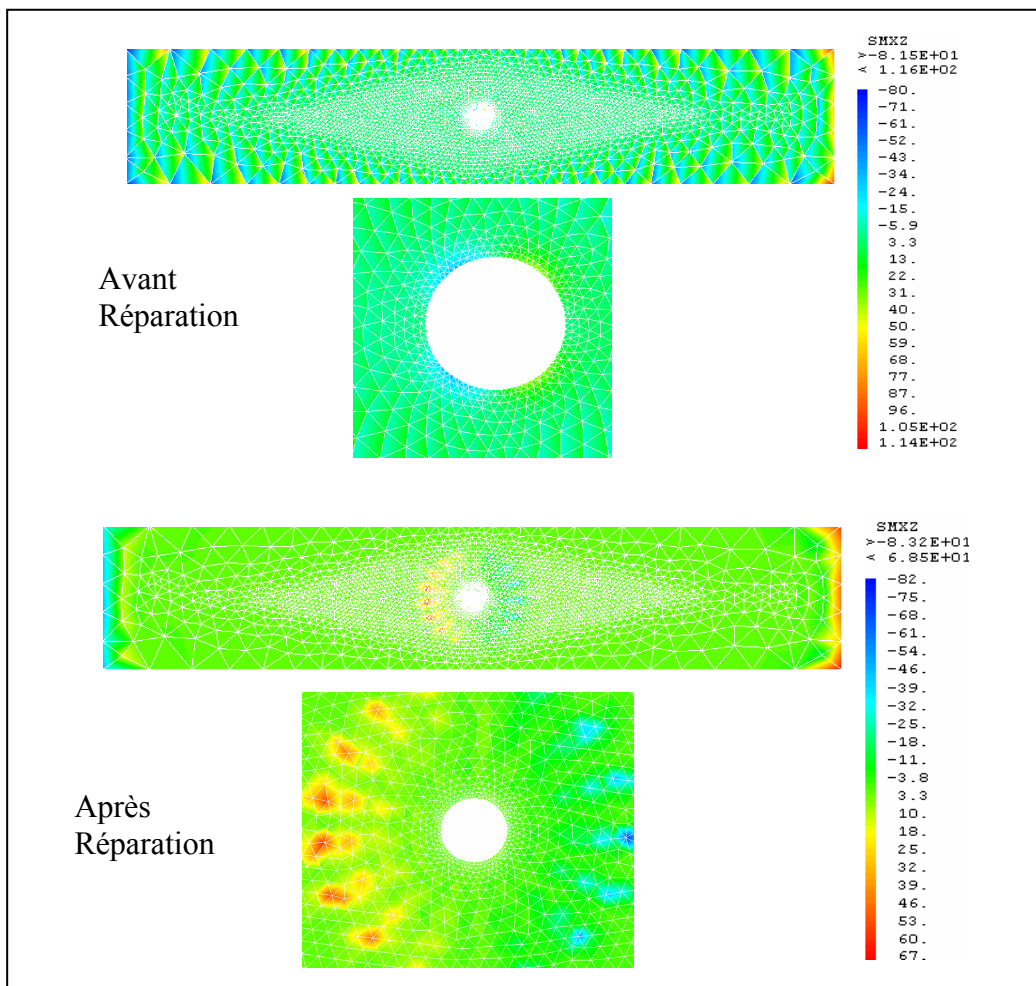
(d)



(e)



(f)



(g)

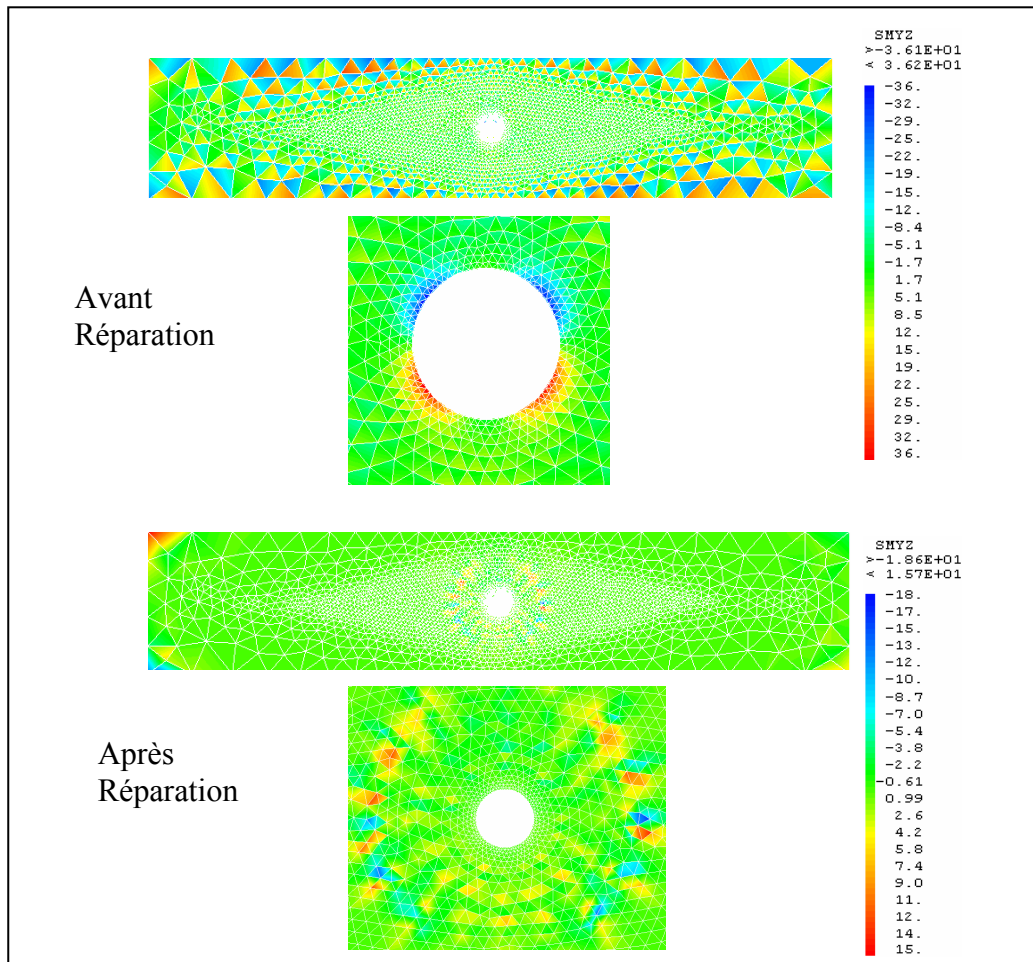


Fig.III.13. visualisation des contraintes dans la plaque trouée avant et après réparation

(a) : contrainte équivalente de V.misés avant et après réparation

(b) (c) (d): contrainte normale successivement σ_{xx} · σ_{yy} · σ_{zz}

Avant et après réparation

(e) (f) (g) : contrainte tangentielle successivement σ_{xy} · σ_{xz} · σ_{yz}

avant et après réparation

La figure.III.13.montre que la concentration de contrainte au voisinage du trou avant réparation est éliminée après réparation.

```

$ * SMXXr1 = EXTR CHPO1 SMxx rr1 ;
$ * mess'contrainte en rr1' : (smxxr1) ;
contrainte en rr1: 4.7276
$ * SMXXr2 = EXTR CHPO1 SMxx rr2 ;
$ * mess 'contrainte en rr2' : (SMXXr2)
contrainte en rr2: 380.62
$ * SMxxr3 = EXTR CHPO1 SMxx rr3 ;
$ * mess 'contrainte en rr3' : (SMxxr3)
contrainte en rr3: 0.27260
$ * SMXXr4 = EXTR CHPO1 SMxx rr4 ;
$ * mess 'contrainte en rr4' : (SMXXr4)
contrainte en rr4: 399.99

```

(a)

```

SMXXr1 = EXTR CHPO1 SMxx rr1 ;
$ * mess'contrainte en rr1' : (smxxr1) ;
contrainte en rr1: 0.22294
$ * SMXXr2 = EXTR CHPO1 SMxx rr2 ;
$ * mess 'contrainte en rr2' : (SMXXr2) ;
contrainte en rr2: 20.448
$ * SMxxr3 = EXTR CHPO1 SMxx rr3 ;
$ * mess 'contrainte en rr3' : (SMxxr3) ;
contrainte en rr3: 6.31324E-02
$ * SMXXr4 = EXTR CHPO1 SMxx rr4 ;
$ * mess 'contrainte en rr4' : (SMXXr4) ;
contrainte en rr4: 18.966

```

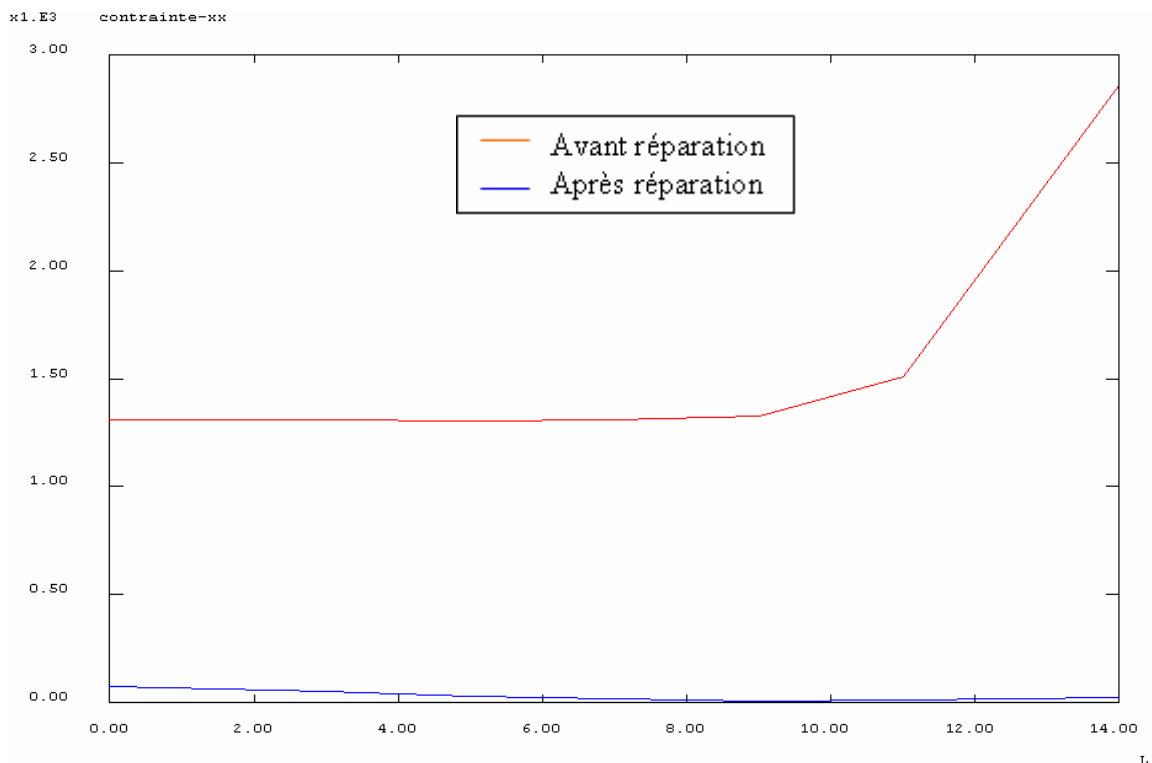
(b)

Fig.III.14. résultats des contraintes σ_{xx} au bord du trou

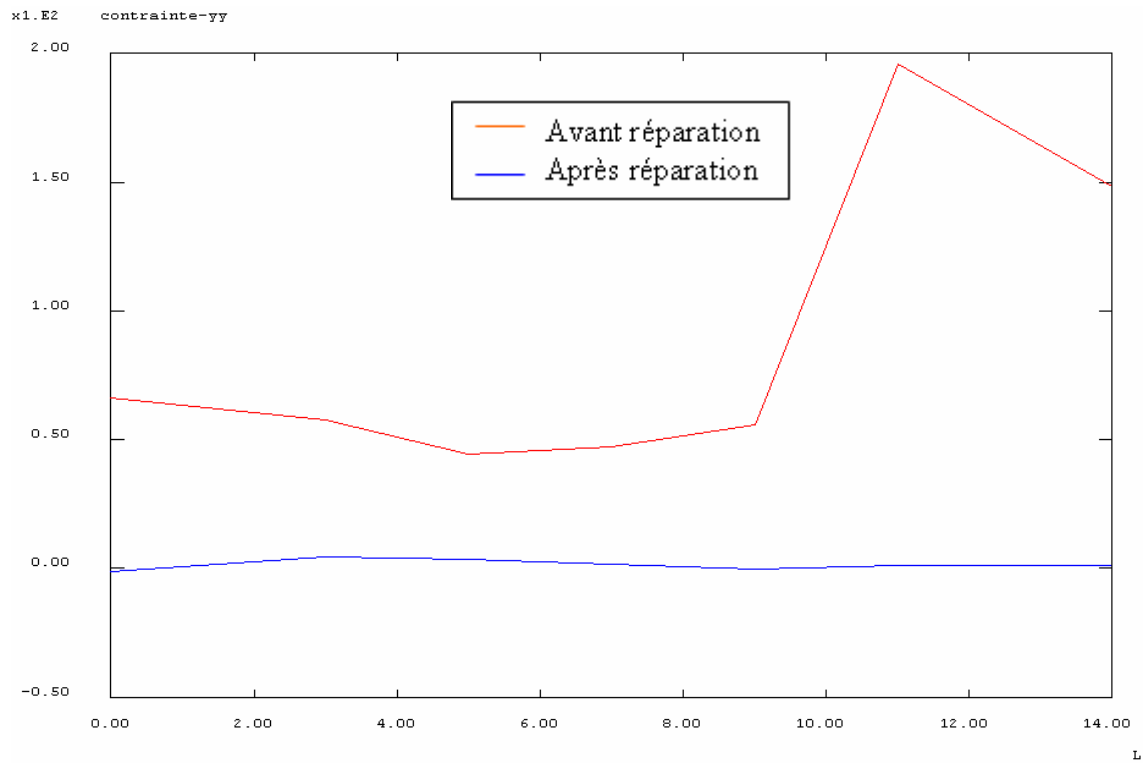
a- avant réparation

b- après réparation

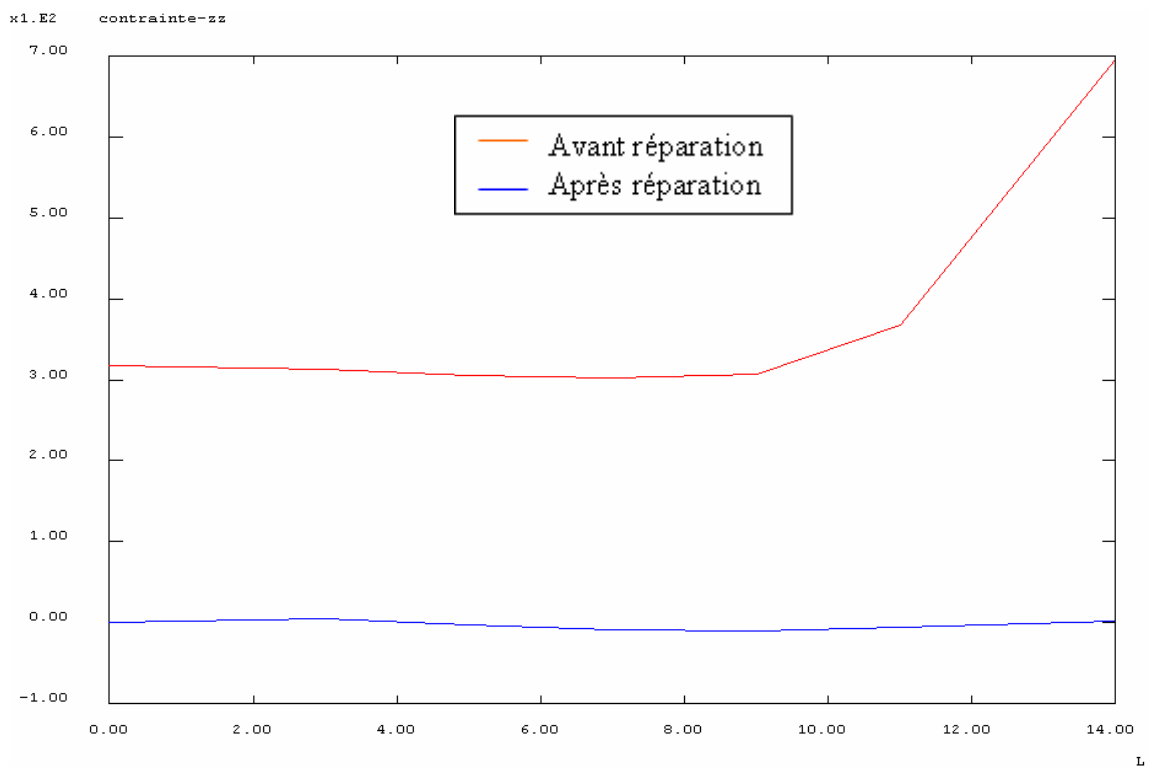
La contrainte maximale qui provoque la rupture avant réparation au point rr4 égale à 399.99 Mpa elle se réduit à 18.966 Mpa après réparation Cette dernière n'influe pas sur la résistance de l'éprouvette.



(a)



(b)



(c)

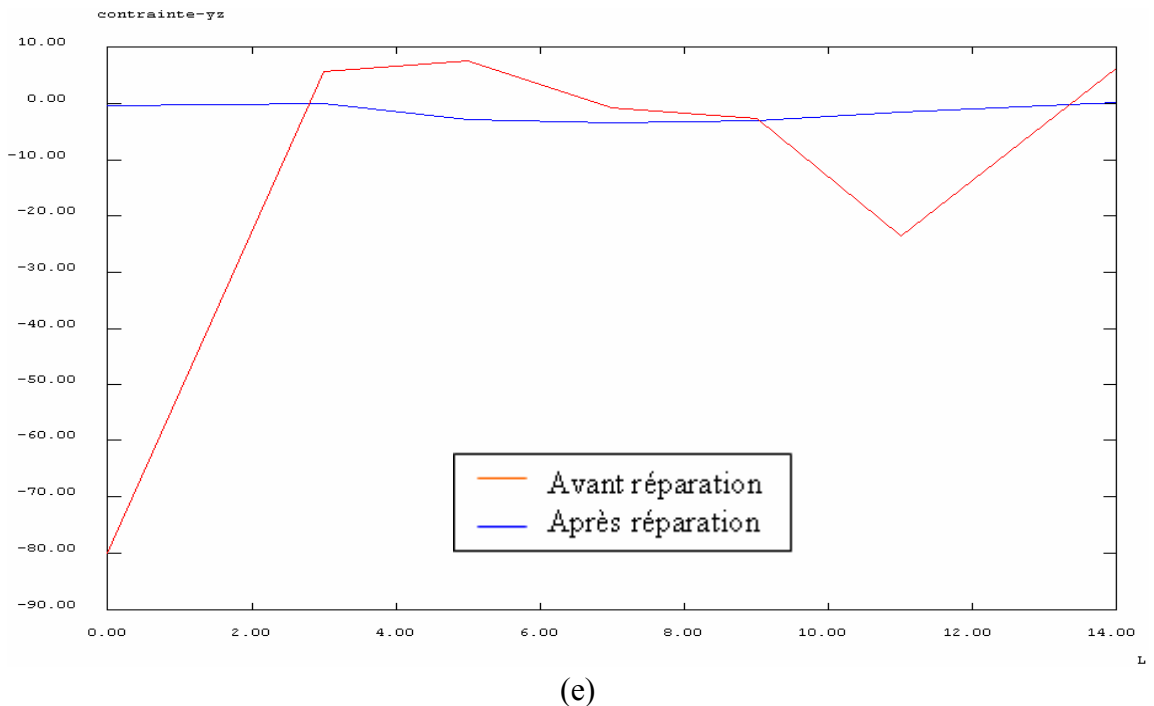
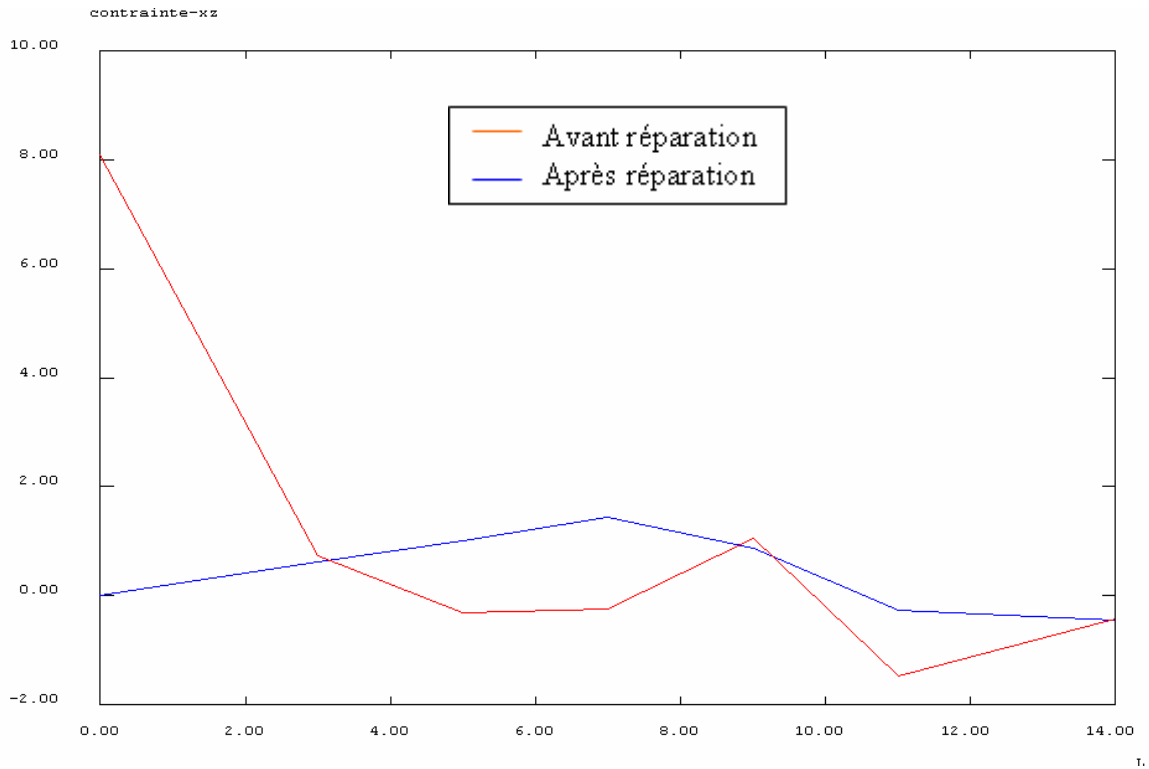


Fig.III.15.évolution des contraintes avant et après réparation depuis le bord de la plaque vers le trou (le long de la ligne L)

(a) (b) (c) : contrainte normale successivement σ_{xx} , σ_{yy} , σ_{zz}

(d) (e) (f) : contrainte tangentielle successivement σ_{xy} , σ_{xz} , σ_{yz}

La Figure.III.15.montre l'évolution des contraintes le long de la ligne L, on constate l'élimination de concentration de contrainte au bord du trou.

Conclusion

Cette partie de l'étude présente la modélisation numérique dont l'objectif est de prédire l'évolution des contraintes aux bords et aux voisinages du défaut avant et après collage d'un matériau composite.

Les résultats de la modélisation numérique sont illustrés par les courbes des figure.III.7. à figure.III.15. Nous constatons que :

- en comparant les résultats avant et après réparation du défaut que la concentration des contraintes aux bords du trou est éliminé, et le champ de contrainte au voisinage du trou chute nettement après avoir collé le stratifié en tissu de fibres de verre ou en mats.

- ces contraintes diminuent encore au fur et à mesure qu'on augmente les dimensions ou le nombre de couches du stratifié jusqu'à arriver à des valeurs de beaucoup éloignées de celles qui provoquent la rupture de l'éprouvette de l'étude expérimentale.

Conclusion générale

L'objectif de cette étude est de mettre en évidence l'effet de la réparation des fissures sur les structures d'avion (fuselages) en utilisant un stratifié en fibre de verre. Pour cela nous avons opté pour deux études une expérimentale et l'autre la modélisation.

Pour l'étude expérimentale un bon nombre d'essais de traction sur différentes éprouvettes : éprouvettes lisses, éprouvettes percées au centre, éprouvettes réparées par stratifié de tissus de fibre de verre et éprouvettes réparées par tissu des mats. Nous avons constaté que la résistance mécanique des éprouvettes réparées augmente nettement par rapport à celle des éprouvettes percées.

Pour la modélisation, l'utilisation de la méthode des éléments finis avec le code de calcul castem2007 nous a permis d'une part, de confirmer et de constater le phénomène de concentration de contrainte présenté dans l'étude bibliographique dans la partie mécanique de la rupture, d'autre part, de déterminer l'influence de certains paramètres de réparation sur l'évolution des contraintes aux bords et au voisinage du trou de la plaque étudiée. On a montré que les contraintes avant réparation au fond du défaut, chutent après avoir collé des couches de stratifié en fibre de verre et s'affaiblissent encore au fur et à mesure qu'on augmente leurs dimensions et le nombre des couches jusqu'à arriver à des valeurs négligeables qui n'influent pas sur la propagation du défaut.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] **BERTRAND JOURNET et FABRICE CONGOURDEAU**, Préviation de la fissuration par fatigue en présence de contraintes résiduelles, Mécanique & Industries 6, 75–88 (2005) _c AFM, EDP Sciences 2005DOI: 10.1051/meca:2005009
- [2] **M. Elajrami, M. Benguediab et M. Belhouari**. Effet de l'expansion à froid de trous de rivet sur la durée de vie en fatigue. Matériaux & Techniques 96, 201-207 (2008) DOI: 10.1051/mattech:2008047.
- [3] **JEAN-DENIS, Mathias**. «Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques>> Thèse de doctorat, Université BLAISE PASCAL - Clermont II, No d'ordre : D.U. 1587.
- [4] Rapport du BST A99W0232, 15 déc. 1999 Calgary (Albanie.) MD 500N C-FCPS
- [5] **JACQUES, Darolles**. Le strip-tease de l'A320,_DUT Génie Méca, Toulouse, 1976 – 78
- [6] **DANIEL, Gay**. Matériaux composites. 4^{ème} édition revue et augmentée 1997.
- [7] **JEAN-MARIE, Berthelot**. Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structures-4^{ème} édition.
- [8] **Sébastien JOANNÈS**, 2007. CARACTÉRISATION MÉCANIQUE ET OUTIL D'AIDE AU DIMENSIONNEMENT DES COLLAGES STRUCTURAUX, Thèse de doctorat, Ecole des Mines de Paris, France.

[9] **BERTRAND JOURNET et FABRICE CONGOURDEAU**, Préviation de la fissuration par fatigue en présence de contraintes résiduelles, Mécanique & Industries 6, 75–88 (2005) _c AFM, EDP Sciences 2005DOI: 10.1051/meca:2005009

[10] Article rédigé par **Michel Barquins** (Directeur de recherche au CNRS, laboratoire de physique et mécanique des milieux hétérogènes, ESPCI, Paris 1/10/2004

[11] **Nicole Heymans, Hans-Henning Kausch-Blecken von Schmeling, Hans-Henning Kausch, Christopher-John Plummer, Pierre Decroly**. Matériaux polymères: propriétés mécaniques et physiques, Publié par PPUR presses polytechniques, 2001
ISBN 2880744156, 9782880744151

[12] **ÉRIC, Paroissien**. Thèse : Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés) application aux jonctions aéronautiques le 21 novembre 2006.

[13] **Georges, Cailletaud**. Cours Mécanique des Matériaux Solides, 3122, Mines paris-Paristech.

[14] **W, LUHOWIAK, R. CABRILLAC, R. DUVAL et C. COLLOT**. Influence des charges sur le comportement mécanique d'un joint colle cisailé en traction, revue : Materials and Structures, 1989, Éditeur Springer Netherlands.

[15] **Y. GILIBERT, j. BIELLE, j. BERNASCONI, C. COLLOT**. Étude de la résistance mécanique de plaques d'acier collées en fonction de la rugosité des subjectiles et de l'épaisseur de l'adhésif. Revue : Materials and Structures, 1976, Éditeur Springer Netherlands.

[16] **GILIBERT Y, COLLOT C.** Contribution à l'étude de l'adhésivité colle-acier en fonction des états micro-geomériques des surfaces rectifiés et rectifiées sablées. Bulletin de la RILEM (Matériaux et Constructions), n° 48, 1975.

[17] **Dr. Amar, GHOUL.** Mécanique de la rupture, avril 2005, ISBN :9947-0-0847-9.

[18] **Suzanne Degallaix, Michel Boussuge, Bernhard Ilschner, Collaborateur Michel Boussuge.** Caractérisation expérimentale des matériaux, Publié par PPUR presses polytechniques, 2007, ISBN 2880745675, 9782880745677

[19] **A. ZEGHLOUL.** Concepts fondamentaux de la mécanique de la rupture université de Metz 2002-2003.

[20] **J.P.Mercier, WILFRIED Kurz, G2RARD Zambelli.** Presse polytechnique et universitaire romandes, édition:3 publié par ppur presse polytechnique, 1999.

[21] **JACQUES Cognard.** Science et technologie du collage, Publié par PPUR presses polytechniques, 2000, ISBN 2880744105, 9782880744106