

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

UNIVERSITE HADJ LAKHDAR DE BATNA
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

THESE DE DOCTORAT EN SCIENCES

Présentée à l'Université Hadj Lakhdar de Batna par

BREK SAMIR

Pour l'obtention du grade de DOCTEUR EN SCIENCES

Option : CONSTRUCTION MECANIQUE

Thème

**Modélisation numérique de la propagation de
l'endommagement et de la rupture dans les matériaux
composites stratifiés sous sollicitations thermomécaniques
et cycliques**

Soutenue publiquement le 21/06/2012 devant le jury composé de :

Dr. Outtas Toufik	Professeur	Université de Batna	Président
Dr. Zidani Kamel	Professeur	Université de Batna	Rapporteur
Dr. Hecini Mabrouk	Professeur	Université de Biskra	Examineur
Dr. Meziani Salim	Professeur	Université de Constantine	Examineur
Dr. Djebaili Hamid	Professeur	C. Universitaire de Khenchela	Examineur
Dr. Mazouz Hamoudi	M.C.A	Université de Batna	Examineur
Dr. Manaa Rabah	M.C.B	Université de Batna	Invité

Remerciements

Je tiens à remercier :

*En premier lieu, le Bon **Dieu**, le Tout Puissant, de m'avoir donné autant de courage, de patience et de volonté pour atteindre ce but.*

*Mon encadreur le professeur **Zidani Kamel**, je lui exprime ici mon attachement et ma profonde reconnaissance de m'avoir proposé un sujet de recherche très riche puis de m'avoir laissé aller jusqu'au bout de mes idées.*

*Le Docteur **Manaa Rabah**, mon co-encadreur de thèse, qui a suivi ce travail avec un intérêt particulier, pour la confiance qu'il m'a témoignée, pour ses conseils et son constant soutien.*

*Mes remerciements s'adressent ensuite aux membres du jury. Je remercie vivement le **Pr. Outtas Toufik** pour l'honneur qu'il m'a fait en acceptant la présidence de ce jury.*

*J'exprime mes remerciements au **Pr. Hecini Mabrouk**, **Pr. Meziani Salim**, **Pr. Djebaili Hamid** et **Dr. Mazouz Hamoudi** qui ont bien voulu accepter d'être les examinateurs de ce travail.*

*Je désire exprimer toute ma gratitude à mes enseignants **Pr. Zedira Hamma** et le **Pr. Djebaili Hamid** pour leur aide scientifique et soutien moral tout au long de cette thèse.*

Je tiens à remercier mes collègues et mes amis au centre universitaire de kbenchela et les responsables de la poste graduation de l'université de Batna.

Je remercie chaque auteur dont le travail est cité dans la partie bibliographique de cette thèse.

Je tiens à remercier ma famille, pour le soutien continu qu'elle m'a apporté tout au long de ces années d'études.

Je n'oublierai pas non plus tous ceux qui, de près ou de loin, par leur compétence, leur aide technique et leurs conseils ont contribué à la réalisation de ce travail.

Merci
S. Bouch

*C'est le devoir de chaque homme de rendre au monde au moins
autant qu'il en a reçu.*

Albert Einstein

Dédicace

A

Mes très chers parents

Ma chère épouse

Ma fille Sirine dersafe (T)

Mes frères et Ma sœur

Résumé

Les structures composites stratifiées sous forme de plaques sont de plus en plus fréquemment utilisées pour la conception des structures mécaniques. Les bonnes propriétés mécaniques spécifiques de ces matériaux permettent en effet un allégement des structures, particulièrement recherché dans les industries aéronautique et aérospatiale. Bien que l'analyse de la tenue des structures composites stratifiées soit un point clé dans le dimensionnement des structures, il existe un manque d'études pour les composites stratifiés perforés, et en particulier pour les structures à fort gradient sollicitées par des chargements thermomécaniques. Dans ce travail nous proposons une étude numérique en utilisant un logiciel de calcul de structures par la méthode des éléments finis (Castem2009), pour calculer les contraintes et les distances critiques entre les trous dans les plaques stratifiées en carbone/époxy, sollicitées par des chargements thermomécaniques monotones ou cycliques.

Mots- clés: Rupture, endommagement, composites stratifiés, thermomécanique.

Abstract

The laminated composite structures in the form of plates are increasingly used for the design of mechanical structures. The specific mechanical properties of these materials allow an easing of structures, particularly prized in aviation and aerospace industry. Although the analysis of laminated composite structures required to be a key point in the design of structures, there is lack of studies for laminated composite perforated, especially for high gradient structures are sought or thermomechanical loading. In this work we propose a numerical study using a calculation software structural analysis by finite element method (Castem2009), to calculate stress and distances between critical holes in the plates laminated carbon/epoxy loaded by monotonic or cyclic thermomechanical loading.

Keywords: Fracture, damage, laminated composite, thermomechanical.

ملخص

يتزايد استخدام المواد المركبة على شكل صفائح متعددة الطبقات في تصميم القطع و الهياكل الميكانيكية. الخصائص الخاصة لهذه المواد تسمح باستعمالها بنطاق واسع في مجال الطيران و الفضاء. على الرغم من أن معرفة مدى مقاومة هذه المواد يعتبر مفتاح أساسي لحساب أبعاد القطع يوجد نقص في الدراسات الجامعية التي تتطرق إلى الصفائح متعددة الطبقات و خاصة المثقوبة منها و التي تخضع لاجهادات ميكانيكية و حرارية في نفس الوقت.

في هذا العمل نقترح دراسة باستعمال برنامج خاص (Castem2009) لحساب الاجهادات و المسافة الحرجة بين الثقوب في عدد من الصفائح متعددة الطبقات الخاضعة لاجهادات ميكانيكية و حرارية في نفس الوقت دورية أو ثابتة.

الكلمات المفتاحية: كسر , التلف , المواد المركبة متعددة الطبقات, قوى ميكانيكية و حرارية.

Table des matières

Liste des notations	
Liste des abréviations	
Liste des figures	
Liste des Tableaux	
Introduction générale	1

Partie I : Etude bibliographique

Chapitre I : Présentation générale des matériaux composites

I.1. Définition du matériau composite	3
I.2. Classification des matériaux composites.....	3
I.3. Les avantages et les inconvénients des matériaux composites pour certains produits.....	5
I.3.1. Produits aéronautiques.....	5
I.3.2. Produits militaires.....	6
I.3.3. Produits spatiaux (satellites).....	6
I.4. Intérêt de l'orientation des fibres	7
I.5. Les renforts.....	7
I.5.1. Classification des renforts.....	8
I.5.2. Architecture des renforts.....	10
I.5.3. Ensimage.....	12
I.6. Les matrices.....	12
I.6.1. Les matrices organiques.....	13
I.6.1. Les matrices métalliques.....	17
I.6.2. Les matrices céramiques.....	17
I.7. Additifs.....	17
I.8. Architecture des matériaux composites.....	18
I.8.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels.....	18
I.8.2. Composites sandwiches.....	21
I.8.3. Matériaux composites volumiques.....	22
I.8.4. Plastique renforcés.....	24
I.9. Etapes de la mise en œuvre des matériaux composites.....	24
I.9.1. Imprégnation directe.....	25
I.9.2. Imprégnation par un fondu.....	26
I.9.3. Imprégnation à l'aide de solvants.....	26

Chapitre II : Caractéristiques et comportement élastique des matériaux composites

II.1. Les caractéristiques du mélange renfort-matrice.....	27
II.1.1. La teneur en masse de renfort.....	27
II.1.2. La teneur en volume de renfort.....	27
II.1.3. La masse volumique du pli.....	28
II.1.4. Coefficient de poisson	28
II.1.5. L'épaisseur du pli UD.....	28

II.1.6. Modules d'élasticité du pli UD.....	29
II.1.7. Résistance à la rupture d'un pli UD.....	30
II.1.8. Résistance à la rupture d'un pli UD dans une direction quelconque.....	30
II.1.9. Les coefficients de dilatation thermique	31
II.1.10. Facteur de concentrations de contraintes.....	31
II.1.11. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli tissé.....	32
II.1.12. Modules d'élasticité et Coefficient de poisson du pli chargé avec des mats.....	32
II.2. Description de l'arrangement des fibres dans la matrice.....	33
II.3. Notions classiques de la mécanique des milieux continus.....	34
II.3.1. Etat de contraintes en un point.....	34
II.3.2. Etat de déformation en un point.....	34
II.3.3. Milieu élastique linéaire.....	35
II.3.4. Milieu homogène.....	35
II.3.5. Nombre de coefficients φ_{ijkl}	35
II.3.6. Matériau isotrope.....	36
II.3.7. Matériau orthotrope.....	37
II.3.8. Matériaux quasi isotropes.....	38
II.3.9. Matériau isotrope transverse.....	38
II.3.10. Matrice de rigidité et de souplesse.....	39
II.3.11. Constantes de rigidité et de souplesse en fonction des modules d'élasticité.....	40
II.3.12. Invariants relatifs aux rigidités ou aux souplesses d'un matériau orthotrope.....	41
II.3.13. Changement de base.....	41
II.4. Le comportement mécanique du pli UD.....	42
II.4.1. Le comportement mécanique dans les directions d'orthotrope.....	42
II.4.2. Le comportement mécanique dans une direction quelconque.....	42
II.5. Comportement thermomécanique du pli UD.....	44
II.5.1. Le comportement thermomécanique dans les directions d'orthotrope.....	44
II.5.2. Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque.....	45

Chapitre III : Endommagement et rupture des matériaux composites

III.1. Rupture des matériaux composites stratifiés.....	46
III.1.1. Fissuration transverse.....	46
III.1.2. Fissuration longitudinale.....	46
III.1.3. Rupture des fibres.....	47
III.1.4. Délaminage entre les couches (plis).....	47
III.2. Quelques paramètres dont dépend l'endommagement.....	48
III.2.1. La contrainte maximale appliquée.....	48
III.2.2. La fréquence du chargement cyclique.....	48
III.2.3. La température.....	48
III.2.4. La séquence d'empilement.....	48
III.3. Modélisation de l'endommagement sous chargement de Fatigue.....	49
III.4. Observation des mécanismes de rupture.....	49
III.4.1. Observation par microscopie.....	49
III.4.2. Visualisation par radiographie.....	50
III.4.3. Analyse par émission acoustique.....	50
III.5. Les critères de rupture des matériaux composites.....	51
III.5.1. Critères en contraintes maximales.....	52

III.5.2. Critères en déformations maximales.....	54
III.5.3. Le critère mixte.....	55
III.5.4. Critère de Hill.....	55
III.5.5. Critère de Hill –Tsai.....	56
III.5.6. Critère de Hoffman.....	57
III.5.7. Critère tensoriel de Tsai-Wu.....	58
III.5.8. Critère de Hashin.....	58
III.5.9. Critère de Yamada-Sun.....	59
III.5.10. Critère de Puck.....	59
III.5.11. Critère de Kim-Soni.....	59
III.5.12. Critère de Gol’Denblat et Kopnov.....	59
III.5.13. Critère de Boehler et Raclin.....	60
III.6. Le transfert de charge matrice / fibre.....	60
III.6.1. Le transfert élastique/élastique (modèle de Cox).....	60
III.6.2. Le transfert par glissement (Outwater).....	61
III.6.3. Le transfert élastoplastique.....	61
III.7. Théorie de la mécanique de l’endommagement.....	61
III.7.1. Endommagement en traction transverse	63
III.7.2. Endommagement en cisaillement	64
III.8. Prise en compte de la fatigue.....	65

Chapitre IV : Assemblage boulonné ou riveté des plaques en matériaux composites

IV.1. Assemblage boulonné ou riveté des matériaux composites stratifiés.....	69
IV.1.1. Faible adaptation aux concentrations de contraintes.....	69
IV.1.2. Sensibilité aux efforts de perçage.....	70
IV.1.3. Le risque de corrosion galvanique.....	71
IV.2. Réparations des structures endommagées.....	71
IV.3. Modes de rupture des Assemblages boulonné ou riveté.....	72
IV.3.1. La rupture en traction.....	73
IV.3.2. La rupture en cisaillement.....	73
IV.3.3. La rupture en orthotraction.....	74
IV. 4. Facteurs influant sur la tenue d’un joint boulonné.....	74
IV. 4.1. La géométrie du joint.....	74
IV. 4.2. Le matériau.....	74
IV. 4.3. La mise en œuvre.....	75

Partie II : Modélisation numérique

Chapitre V : Modélisation numérique de la rupture des plaques stratifiées perforées en carbone/époxy

V.1. Objectifs des modélisations.....	76
V.2. Présentation du logiciel utilisé dans les modélisations	76
V.3. Matériau et caractérisations	77
V.4. Maillages et chargements.....	78
V.5. Le critère utilisé dans les modélisations.....	80
V.6. L’approche d’homogénéisations adaptée (multicouche).....	80

V.7. Modélisation numérique de la rupture des plaques stratifiées sollicitées par des chargements mécaniques monotones	81
V.7.1. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées sans trou.....	81
V.7.1.1. Maillage et modèle géométrique.....	81
V.7.1.2. Résultats.....	82
V.7.2. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées perforées (avec un trou).....	83
V.7.2.1. Maillage et modèle géométrique.....	83
V.7.2.2. Résultats.....	84
V.7.2.2.1. La variation du nombre de Hill-Tsai en fonction des contraintes appliquées.....	84
V.7.2.2.2. L'évolution des contraintes.....	87
V.7.2.2.3. Calcul du facteur de concentration de contraintes.....	98
V.7.3. Le comportement d'un pli UD perforé multi trous.....	99
V.7.4. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées perforées (avec deux trous).....	101
V.7.4.1. Maillage et modèle géométrique des plaques.....	101
V.7.4.2. Résultats.....	102
V.7.4.2.1. La variation du nombre de Hill-Tsai (<i>angle</i> $\beta = 0^\circ$).....	102
V.7.4.2.2. La variation du nombre de Hill-Tsai (<i>angle</i> $\beta = 45^\circ$).....	114
V.7.4.2.3. La variation du nombre de Hill-Tsai (<i>angle</i> $\beta = 90^\circ$).....	121
V.8. Modélisation de l'effet des chargements thermomécaniques sur la distance critique entre les deux trous.....	128
V.8.1. Maillage et modèle géométrique	128
V.8.2. Les chargements thermomécaniques.....	129
V.8.3. Comportement thermomécanique du pli UD.....	129
V.8.4. Résultats	129
V.8.4.1. Variation du nombre de Hill-Tsai en fonction des températures imposées.....	129
V.9. Modélisation de l'effet des chargements mécaniques cycliques sur l'endommagement des plaques stratifiées perforées	132
V.9.1. Maillage et modèle géométrique	132
V.9.2. Chargements cycliques.....	133
V.9.3. Résultats.....	133
V.10 Discussion des résultats.....	138
Conclusion et perspectives.....	144
Annexe.....	147
Liste des références bibliographiques.....	155

Notations principales

- M_f : La teneur en masse de renfort
 M_m : La teneur en masse de la matrice
 V_f : La teneur en volume de renfort
 V_m : La teneur en volume de la matrice
 ρ_f : Masse volumique de renfort
 ρ_m : Masse volumique de la matrice
 ρ : Masse volumique du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
 ν : Coefficient de poisson d'un matériau isotrope
 ν_f : Coefficient de poisson de renfort
 ν_m : Coefficient de poisson de la matrice
 ν_{LT} : Coefficient de poisson du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
 ν_{xy} : Coefficient de poisson du pli tissé
 ν_{mat} : Coefficient de poisson du pli chargé avec des mats
 h : Epaisseur du pli unidirectionnel
 m_{of} : Le grammage du pli unidirectionnel
 E : Module d'élasticité d'un matériau isotrope
 E_f : Module d'élasticité de renfort
 E_m : Module d'élasticité de la matrice
 E_L : Module d'élasticité dans le sens des fibres
 E_T : Module d'élasticité dans le sens travers des fibres
 E_x : Module d'élasticité suivant la direction x
 E_y : Module d'élasticité suivant la direction y
 E_{mat} : Module d'élasticité du pli chargé avec des mats
 E_D : Le module élastique du matériau endommagé
 G : Module de cisaillement (glissement) du matériau isotrope
 G_{LT} : Module de cisaillement (glissement) du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
 G_m : Module de cisaillement (glissement) de la matrice
 G_{fLT} : Module de cisaillement (glissement) de la fibre
 G_{mat} : Module de cisaillement (glissement) du pli chargé avec des mats
 G_{xy} : Module de cisaillement (glissement) du pli tissé
 σ_{Lrupt} : Contrainte à la rupture d'un pli unidirectionnel dans le sens des fibres
 σ_{xrupt} : Contrainte à la rupture d'un pli unidirectionnel suivant la direction x
 σ_{max} : Contrainte maximale
 σ_{nom} : Contrainte nominale
 σ_{eff} : Contrainte effective
 σ_{xx} : Contrainte normale suivant la direction x
 σ_{yy} : Contrainte normale suivant la direction y
 σ_{zz} : Contrainte normale suivant la direction z
 σ_L : Contrainte normale dans le sens des fibres
-

- σ_T : Contrainte normale dans le sens travers des fibres
 $\sigma_{T'}$: Contrainte normale dans le sens travers T' des fibres
 τ_{xy} : Contrainte tangentielle
 $\tau_{TT'}$: Contrainte tangentielle dans le plan(T, T')
 $\tau_{LT'}$: Contrainte tangentielle dans le plan(L, T')
 X : Contrainte à la rupture dans le sens des fibres (traction ou compression)
 Y : Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres (traction ou compression)
 Y_1 : Taux de restitution d'énergie
 Y_{d22} : Taux de restitution d'énergie (endommagement en traction sans cisaillement)
 X_t : Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en traction
 X_c : Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en compression
 Y_t : Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres en traction
 Y_c : Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres en compression
 Z_t : Contrainte à la rupture dans le sens travers T' des fibres en traction
 Z_c : Contrainte à la rupture dans le sens travers T' des fibres en compression
 S_{LT} : Contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan du pli
 γ_{xy} : La distorsion (déformation) angulaire
 γ_{ij} : Les éléments de la distorsion (déformation) angulaire
 γ_{LT} : La distorsion (déformation) angulaire du matériau composite (ou un pli unidirectionnel)
 ε_L : Le déformations dans le sens des fibres
 ε_T : Le déformations dans le sens travers des fibres
 ε^e : la déformation élastique
 α : Nombre de Hill-Tsai
 α_f : Coefficient de dilatation thermique des fibres
 α_m : Coefficient de dilatation thermique de la matrice
 α_L : Coefficient de dilatation thermique dans le sens des fibres
 α_T : Coefficient de dilatation thermique dans le sens travers des fibres
 α_x : Coefficient de dilatation thermique suivant la direction x
 α_y : Coefficient de dilatation thermique suivant la direction y
 β : Angle de position des trous dans les plaques perforées(deux trous)
 λ : Module de Lamé
 μ : Module de rigidité au cisaillement
 K : Facteur géométrique du pli tissé
 I_1 : Le premier invariant relatif aux rigidités ou aux souplesses
 I_2 : Le deuxième invariant relatif aux rigidités ou aux souplesses
 I_3 : Le troisième invariant relatif aux rigidités ou aux souplesses
 $K1$: Coefficient de conductibilité suivant l'axe x
 $K2$: Coefficient de conductibilité suivant l'axe y
 $K3$: Coefficient de conductibilité suivant l'axe z
 K_t : Facteur de concentrations des contraintes
 n_1 : Nombre de fils de chaîne par mètre
 n_2 : Nombre de fils de trame par mètre
 d : Diamètre du fibre
 d_{12} : Variable d'endommagement en en cisaillement
-

- d_{22}** : Variable d'endommagement en traction transverse
 d_{tr} : La distance entre les deux trous dans les plaques perforées
 d_{cr} : La distance critique entre les deux trous dans les plaques perforées
 a : Coté de la cellule élémentaire
 R : Distance entre deux fibres les plus proches
 S_0 : La section du matériau sain
 S_e : La section du matériau endommagé
 S_D : L'aire relative ou corrigée des dommages
 D_n : La variable d'endommagement
 D_i : Les variables d'endommagement suivant les directions ($i=1,2$ et 3)
 b : Rapport de rigidité du matériau endommagé
 $\{C\}$: La matrice de rigidité
 $\{C'\}$: La matrice de rigidité exprimée dans la base (e_2)
 $\{S\}$: La matrice de souplesse
 C_{ij} : Les éléments de la matrice de rigidité
 S_{ij} : Les éléments de la matrice de souplesse
 $\{\sigma\}$: Tenseur des contraintes
 $\{\varepsilon\}$: Tenseur des déformations
 σ_{ij} : Les éléments du tenseur des contraintes
 ε_{ij} : Les éléments du tenseur des déformations
 φ_{ijkl} : Les coefficients du comportement élastique
 σ' : Les contraintes dans la base (e_2)
 ε' : Les déformations dans la base (e_2)
-

Liste des abréviations

CMO : Composite à Matrice Organique
CMM : Composites à Matrice Métallique
CMC : Composites à Matrice Céramique
CGD : Composites Grande Diffusion
CHP : Composites Hautes Performances
UD : Pli UniDirectionnel
EF : Eléments Finis
Carbone HR : Carbone Haute Résistance
Carbone HM : Carbone Haut Module
TD : Thermodurcissable
TP : Thermoplastique
PA : Polyamide
PET : Polytéraphthalate éthylénique
PBT : Polytéraphthalate butylénique
PC : Polycarbonate
PPS : Polysulfure de phénylène
POM : Polyoxyméthylène
PSU : Polysulfurés
PP : Polypropylène
PAI : Polyamide-imide
PEI : Polyéther-imide
PES : Polyéther-sulfone
PEEK : Polyéther-éther-cétone

Liste des Figures

Chapitre I : Présentation générale des matériaux composites

Figure 1.1. Matériau composite.....	3
Figure 1.2. Pièces composites sur des structures d'aéronefs- Boeing 787.....	5
Figure 1.3. Pièces composites sur des structures d'aéronefs-Mirage 2000.....	6
Figure 1.4. Les ailettes de guidage des missiles.....	6
Figure 1.5. Exemple d'un satellite.....	7
Figure 1.6. L'influence de l'orientation des fibres (Essai de traction).....	7
Figure 1.7. Classification des renforts.....	8
Figure 1.8. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments.....	9
Figure 1.9. Une nappe unidirectionnelle.....	10
Figure 1.10. Tissu forme toile.....	11
Figure 1.11. Tissu forme serge.....	11
Figure 1.12. Tissu forme satin.....	11
Figure 1.13. Les tissus 3D	12
Figure 1.14. Les tissus 3D hybride	12
Figure 1.15. Classification des matrices.....	13
Figure 1.16. Microsphères de verre observées par microscopie optique.....	18
Figure 1.17. Constitution d'un stratifié.....	18
Figure 1.18. Exemple de la désignation d'un stratifié.....	19
Figure 1.19. Exemple d'un Stratifié symétrique.....	20
Figure 1.20. Exemple d'un Stratifié séquence.....	20
Figure 1.21. Matériaux sandwichs à âmes pleines.....	21
Figure 1.22. Matériaux sandwichs à âmes creuses.....	21
Figure 1.23. Âmes creuses (nid d'abeilles).....	22
Figure 1.24. Géométrie tri-orthogonale de l'Aerolor 32 C/C.....	22
Figure 1.25. Tissage suivant quatre directions de l'espace (Sepcarb(r) 4D C/C).....	23
Figure 1.26. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD).....	24
Figure 1.27. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP).....	25
Figure 1.28. Schéma de la fabrication de préimprégnés.....	25

Chapitre II : Caractéristiques et Comportement élastique des matériaux composites

Figure 2.1. Pli unidirectionnel à direction quelconque.....	30
Figure 2.2. Concentration des contraintes dans une plaque trouée.....	31
Figure 2.3. Des coupes transversales des composites unidirectionnels.....	33
Figure 2.4. Arrangement carré et cellule élémentaire.....	33
Figure 2.5. Arrangement hexagonal et cellule élémentaire.....	34
Figure 2.6. Axes principaux et de référence du pli UD.....	42

Chapitre III : composites Endommagement et rupture des matériaux

Figure 3.1. Modes d'endommagements dans les stratifiés	47
Figure 3.2. Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés.....	47
Figure 3.3. Visualisation par microscope de la Surface de rupture associée à une faible adhérence (carbone/époxyde).....	49
Figure 3.4. Visualisation par radiographie x d'un composite carbone/époxyde (essai de fatigue)	50
Figure 3.5. Schéma de la chaîne d'émission acoustique.....	50
Figure 3.6. Critère de rupture.....	51
Figure 3.7. Contraintes dans les axes principaux d'une couche.....	53
Figure 3.8. Contraintes en-dehors des axes principaux d'une couche.....	54
Figure 3.9. Transfert de charge purement élastique.....	60
Figure 3.10. Schématisation de l'endommagement par fissuration.....	61
Figure 3.11. Evolution de l'endommagement en traction transverse : $d_{22}= f(Y_1)$ et $d_{22}= f(d_{22}, Y_1)$ pour le stratifié carbone/époxyde (T700/M21).....	64
Figure 3.12. Evolution de l'endommagement en cisaillement $d_{12}= f(Y_1)$ pour le stratifié T700/M21.....	65
Figure 3.13. Courbe S-N d'un matériau polyester renforcé de fibres coupées lors d'un chargement en fatigue	66
Figure 3.14. Multiplication des fissures dans la matrice lors d'un chargement en fatigue.....	67

Figure 3.15. Propagation des fissures dans la matrice et diminution de la rigidité dans un stratifié carbone/époxyde [0/90/±45]s lors d'un chargement en fatigue.....	67
Chapitre IV : Assemblages boulonné ou riveté des plaques en matériaux composites	
Figure 4.1. Assemblages boulonné ou riveté des pièces mécaniques.....	69
Figure 4.2. Défauts de perçage dans un stratifié carbone/époxyde.....	70
Figure 4.3. Réparations des plaques composites par renfort métallique riveté.....	72
Figure 4.4. Réparations des plaques composites par renforts composites collés.....	72
Figure 4.5. Rupture des assemblages boulonnés en traction.....	73
Figure 4.6. Rupture des assemblages boulonnés en cisaillement.....	73
Figure 4.7. Rupture des assemblages boulonnés en orthotraction.....	74
Chapitre V : Modélisation numérique de la rupture des plaques stratifiées perforées en carbone/époxy	
Figure 5.1. Maillage d'un pli UD par les deux éléments finis.....	79
Figure 5.2. Exemple d'un chargement mécanique monotone.....	79
Figure 5.3. Exemple d'un chargement mécanique cyclique (Amplitude constante).....	80
Figure 5.4. Exemple d'un chargement mécanique cyclique (Amplitude variable).....	80
Figure 5.5. Les plis UD d'un stratifié.....	81
Figure 5.6. Modèle géométrique des plaques stratifiées sans trou.....	81
Figure 5.7. Maillage de la plaque stratifiée (élément finis n°1).....	81
Figure 5.8. Maillage de la plaque stratifiée(élément finis n°2).....	81
Figure 5.9. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [90/90/90/90]s élé n°1.....	82
Figure 5.10. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [90/90/90/90]s, élé n°2.....	82
Figure 5.11. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [45/45/45/45]s, élé n°1.....	82
Figure 5.12. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [45/45/45/45]s, élé n°2.....	82
Figure 5.13. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [0/0/0/0]s, élé n°1.....	82
Figure 5.14. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, [0/0/0/0]s, élé n°2.....	82
Figure 5.15. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées (avec un trou).....	83
Figure 5.16. Maillages des plaques stratifiées perforées, d=10,20, 30,40 et 50mm.....	83
Figure 5.17. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/90/90/90]s en fonction du rapport d/W.....	84
Figure 5.18. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [90/90/90/90]s en fonction du rapport d/W.....	84
Figure 5.19. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/0/0/90]s en fonction du rapport d/W.....	84
Figure 5.20. Les contraintes de rupture du pli n°4(90°), [0/90/0/90]s en fonction du rapport d/W.....	84
Figure 5.21. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/0/45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	84
Figure 5.22. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/45/45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	84
Figure 5.23. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [45/45/45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	85
Figure 5.24. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [45/90/45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	85
Figure 5.25. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [45/90/90/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	85
Figure 5.26. Les contraintes de rupture du pli n°4 (0°), [0/0/0/0]s en fonction du rapport d/W.....	85
Figure 5.27. Les contraintes de rupture du pli n°4 (45°), [45/45/45/45]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	85
Figure 5.28. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/45/90/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	85
Figure 5.29. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [0/45/-45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	86
Figure 5.30. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [-45/90/-45/90]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	86
Figure 5.31. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [-45/90/-45/90]s, point Pg4, en fonction du d/W.....	86
Figure 5.32. Les contraintes de rupture du pli n°4 (-45°), [45/-45/45/-45]s, point Pd4, en fonction du d/W.....	86
Figure 5.33. Les contraintes de rupture du pli n°4(-45°), [45/-45/45/-45]s, point Pg4, en fonction du d/W.....	86
Figure 5.34. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°), [45/90/-45/90]s, point Pg4, en fonction dut d/W.....	86
Figure 5.35. Maillage de la zone du trou dans chaque pli des plaques stratifiées.....	87
Figure 5.36. Orientations des plis (90, 45,-45 et 0).....	87
Figure 5.37. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.38. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.39. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.40. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.41. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.42. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.....	88
Figure 5.43. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s en fonction de Ltr.....	89
Figure 5.44. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s en fonction de Ltr.....	89

Figure 5.45. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0]s en fonction de Ltr.....	89
Figure 5.46. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.....	89
Figure 5.47. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.....	89
Figure 5.48. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.....	89
Figure 5.49. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.50. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.51. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.52. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.53. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.54. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.....	90
Figure 5.55. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr...	91
Figure 5.56. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr...	91
Figure 5.57. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr...	91
Figure 5.58. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.....	91
Figure 5.59. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.....	91
Figure 5.60. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.....	91
Figure 5.61. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s.....	92
Figure 5.62. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s.....	92
Figure 5.63. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s.....	92
Figure 5.64. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s.....	92
Figure 5.65. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s.....	92
Figure 5.66. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s.....	92
Figure 5.67. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s.....	93
Figure 5.68. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s.....	93
Figure 5.69. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s.....	93
Figure 5.70. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s.....	93
Figure 5.71. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s.....	93
Figure 5.72. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s.....	93
Figure 5.73. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s.....	94
Figure 5.74. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s.....	94
Figure 5.75. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s.....	94
Figure 5.76. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s.....	94
Figure 5.77. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s.....	94
Figure 5.78. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s.....	94
Figure 5.79. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s.....	95
Figure 5.80. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s.....	95
Figure 5.81. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 0°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.82. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.83. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli -45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.84. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 90°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.85. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 0°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.86. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	96
Figure 5.87. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli -45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.88. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 90°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.89. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 0°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.90. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.91. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli -45°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.92. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 90°, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr...	97
Figure 5.93. Les Contraintes nominales et maximales dans le pli UD.....	98
Figure 5.94. Maillage du pli UD (angle $\beta=0^\circ$).....	99
Figure 5.95. Maillage du pli UD (angle $\beta=45^\circ$).....	99
Figure 5.96. Maillage du pli UD (angle $\beta=90^\circ$).....	99
Figure 5.97. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=0^\circ$	100
Figure 5.98. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=45^\circ$	100
Figure 5.99. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=90^\circ$	100
Figure 5.100. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées (avec deux trous).....	101

Figure 5.101. Maillages des plaques stratifiées perforées (avec deux trous) élé TET4, $\beta(0^\circ, 45^\circ \text{ et } 90^\circ)$...	101
Figure 5.102. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90], angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.103. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.104. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.105. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.106. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.107. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, angle $\beta=0^\circ$	102
Figure 5.108. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.109. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.110. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.111. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.112. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.113. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	103
Figure 5.114. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.115. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.116. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.117. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.118. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45/45/-45]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.119. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45/45/-45]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$	104
Figure 5.120. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.121. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.122. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.123. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.124. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.125. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$	105
Figure 5.126. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.127. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.128. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.129. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.130. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.131. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$	106
Figure 5.132. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.133. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.134. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.135. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.136. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.137. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$	107
Figure 5.138. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible, pour les plaques stratifiées perforées ($dtr=30\text{mm}$, angle $\beta=0^\circ$).....	108
Figure 5.139. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque [90/90/90/90]s, $d=10\text{mm}$	109
Figure 5.140. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque [45/90/45/90]s, $d=10\text{mm}$	109
Figure 5.141. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque [0/90/0/90]s, $d=10\text{mm}$	109
Figure 5.142. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque [0/45/-45/90]s, (Pd), $d=10\text{mm}$	109
Figure 5.143. Les distances critiques entre les deux trous du pli UD perforé (90), $d=10\text{mm}$	109
Figure 5.144. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, $dtr=dcr$, $d=10\text{mm}$..	110
Figure 5.145. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s, $dtr=dcr$, $d=10\text{mm}$..	110
Figure 5.146. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s, $dtr=dcr$, $d=10\text{mm}$	110
Figure 5.147. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, $dtr=dcr$, $d=10\text{mm}$..	110
Figure 5.148. Les Contraintes σ_{yy} dans un pli UD (90°), $dtr=dcr$, $d=10\text{mm}$	111
Figure 5.149. Les distances critiques de la plaque [90/90/90/90]s, $\sigma_r=15.613\text{ MPa}$, $d=20\text{mm}$	111
Figure 5.150. Les distances critiques de la plaque [45/90/45/90]s, $\sigma_r=25.450\text{ MPa}$, $d=20\text{mm}$	111
Figure 5.151. Les distances critiques de la plaque [0/90/0/90]s, $\sigma_r=125.148\text{ MPa}$, $d=20\text{mm}$	111
Figure 5.152. Les distances critiques de la plaque [0/45/-45/90]s, $\sigma_r=104.723\text{ MPa}$, $d=20\text{mm}$	111
Figure 5.153. Les distances critiques entre les deux trous du pli UD(90°), $d=20\text{mm}$	112
Figure 5.154. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, $dtr=dcr$, $d=20\text{mm}$..	112
Figure 5.155. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s, $dtr=dcr$, $d=20\text{mm}$..	112

Figure 5.156. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s, $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$	113
Figure 5.157. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s, $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$	113
Figure 5.158. Les Contraintes σ_{yy} dans un pli UD(90°), $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$	113
Figure 5.159. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.160. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0], angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.161. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.162. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.163. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.164. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	114
Figure 5.165. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.166. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.167. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.168. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.169. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.170. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	115
Figure 5.171. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s , les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.172. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s , les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.173. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s , les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.174. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s , les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.175. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45/45/-45]s , les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.176. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45-45/-45]s , les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$	116
Figure 5.177. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s , les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.178. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s , les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.179. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.180. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.181. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.182. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$	117
Figure 5.183. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.184. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.185. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.186. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.187. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.188. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$	118
Figure 5.189. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.190. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.191. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.192. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.193. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.194. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s, angle $\beta=45^\circ$	119
Figure 5.195. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible pour les plaques stratifiées perforées ($d_{tr}=30\text{mm}$, angle $\beta=45^\circ$).....	120
Figure 5.196. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.197. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.198. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.199. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.200. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.201. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=90^\circ$	121
Figure 5.202. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.203. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.204. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.205. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]s angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.206. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.207. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$	122
Figure 5.208. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$	123
Figure 5.209. La contrainte de rupture de la plaque [-45/90/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$	123
Figure 5.210. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$	123

Figure 5.211. La contrainte de rupture de la plaque [0/45/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$	123
Figure 5.212. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45/45/-45]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$	123
Figure 5.213. La contrainte de rupture de la plaque [45/-45/45/-45]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$	123
Figure 5.214. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.215. La contrainte de rupture de la plaque [45/90/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.216. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.217. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.218. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.219. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$	124
Figure 5.220. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.221. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.222. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.223. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.224. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.225. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$	125
Figure 5.226. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.227. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.228. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.229. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.230. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.231. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$	126
Figure 5.232. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible, pour les plaques stratifiées perforées (dtr=30 mm, angle $\beta=90^\circ$).....	127
Figure 5.233. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées.....	128
Figure 5.234. Maillage des plaques stratifiées perforées élément TET4, angle $\beta=0^\circ$	128
Figure 5.235. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/90/0/90]s, Timp= 50°C.....	130
Figure 5.236. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/90/0/90]s, Timp= 100°C.....	130
Figure 5.237. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/90/0/90]s, Timp= 150°C.....	130
Figure 5.238. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/90/0/90]s, Timp= 200°C.....	130
Figure 5.239. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/0/90/90]s, Timp= 50°C.....	130
Figure 5.240. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/0/90/90]s, Timp= 100°C.....	130
Figure 5.241. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/0/90/90]s, Timp= 150°C.....	131
Figure 5.242. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/0/90/90]s, Timp= 200°C.....	131
Figure 5.243. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/45/-45/90]s, Timp= 50°C, les points(Pd)..	131
Figure 5.244. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/45/-45/90]s, Timp= 100°C, points(Pd)...	131
Figure 5.245. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/45/-45/90]s, Timp= 150°C, points(Pd)...	131
Figure 5.246. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr, plaque [0/45/-45/90]s, Timp= 200°C, points(Pd)...	131
Figure 5.247. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées.....	132
Figure 5.248. Maillage des plaques stratifiées perforées pour les chargements cycliques, angle $\beta=0^\circ$	133
Figure 5.249. Diagramme contraintes-déformations, plaque [0/90/0/90]s, pli(90°), amplitude constante...133	
Figure 5.250. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/90/0/90]s, pli(0°), amplitude constante.....134	
Figure 5.251. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(90°), ampl- constante.....134	
Figure 5.252. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(-45°), ampl- constante.....134	
Figure 5.253. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(45°), ampl- constante.....135	
Figure 5.254. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(0°), amplitude constante..135	
Figure 5.255. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/90/0/90]s, pli(90°), amplitude variable.....135	
Figure 5.256. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/90/0/90]s, pli(0°), amplitude variable.....136	
Figure 5.257. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(90°), amplitude variable...136	
Figure 5.258. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(-45°), amplitude variable..136	
Figure 5.259. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(45°), amplitude variable...137	
Figure 5.260. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, pli(0°), amplitude variable.....137	
Figure 5.261. Les contraintes de rupture des plaques en fonction de (d/w), empilements (90 et 45).....138	
Figure 5.262. Les contraintes de rupture des plaques en fonction de (d/w), empilements (90, 45, -45 et 0).139	
Figure 5.263. Localisations des points critiques dans les plis des stratifiés équilibrés.....140	
Figure 5.264. Les contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction de l'angle β142	

Liste des Tableaux

Chapitre I : Présentation générale des Matériaux composites

Tableau 1.1. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre.....	8
Tableau 1.2. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone.....	9
Tableau 1.3. Caractéristiques moyennes des renforts.....	10
Tableau 1.4. Principales différences entre les Matrices TP et TD.....	13
Tableau 1.5. Avantages et inconvénients de la résine Polyesters insaturés.....	14
Tableau 1.6. Avantages et inconvénients de la résine époxyde.....	15
Tableau 1.7. Avantages et inconvénients des résines Polyuréthanes et polyurées.....	15
Tableau 1.8. Caractéristiques des résines thermodurcissables.	16
Tableau 1.9. Caractéristiques des résines thermoplastiques.....	17

Chapitre II : Caractéristiques et Comportement élastique des matériaux composites

Tableau 2.1. Les modules d'élasticité et coefficient de poisson des fibres.....	29
---	----

Chapitre V : Modélisation numérique de la rupture des plaques stratifiées perforées

Tableau 5.1. Caractéristiques du pli UD.....	77
Tableau 5.2. Caractéristiques thermiques du pli UD.....	77
Tableau 5.3. Les séquences d'empilements des plaques stratifiées	78
Tableau 5.4. Empilements utilisés pour chaque modélisation.....	78
Tableau 5.5. Comparaison entre nos résultats obtenus et d'autre Auteur.....	83
Tableau 5.6. Les facteurs de concentration de contraintes dans les différents plis de quelques plaques stratifiées en carboneHR/époxyde.....	98
Tableau 5.7. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli UD(90°).....	100
Tableau 5.8. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible (angle $\beta= 0^\circ$).....	108
Tableau 5.9. Les distances critiques entre les deux trous, $d=10\text{mm}$	110
Tableau 5.10. Les valeurs des distances critiques entre les deux trous, $d=20\text{mm}$	112
Tableau 5.11. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible (angle $\beta= 45^\circ$).....	120
Tableau 5.12. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible (angle $\beta= 90^\circ$).....	127
Tableau 5.13. Les amplitudes des chargements cycliques, $N=5$ cycles.....	133
Tableau 5.14. Les Contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction du rapport (d/w).....	138
Tableau 5.15. Les points critiques dans les plis des stratifiés équilibrés.....	139
Tableau 5.16. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta =0$).....	140
Tableau 5.17. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta =45$).....	140
Tableau 5.18. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta =90$).....	140
Tableau 5.19. Les distances à gagner en %, $d=10\text{mm}$	141
Tableau 5.20. Les distances à gagner en %, $d=20\text{mm}$	141
Tableau 5.21. Comparaison entre la résistance des plaques, en fonction de l'angle (β).....	142

Introduction générale

Introduction générale

L'usage des composites à matrice organique (C.M.O) ne cesse de croître dans les domaines les plus variés, en particulier les stratifiés à fibres longues de carbone et à matrice époxyde sont de plus en plus utilisés pour la réalisation de pièces de structure. Les bonnes propriétés mécaniques spécifiques de ces matériaux permettent en effet un allègement des structures, particulièrement recherché dans les industries aéronautiques et aérospatiales.

Les composites stratifiés carbone/époxyde présentent d'excellentes propriétés mécaniques mais sous l'influence de sollicitations monotones ou cycliques, mécaniques ou thermiques la tenue des structures composites peut être considérablement réduite, la fissuration transverse est en général le premier endommagement observé dans la matrice du pli le plus désorienté par rapport à l'axe de sollicitation.

Des fissures transverses peuvent apparaître très tôt dans la durée de vie de la structure et elles peuvent constituer des zones d'amorçage pour d'autres mécanismes d'endommagement plus dangereux (décohésion fibre/matrice et le délaminage). La connaissance de la fissuration transverse est donc un préalable indispensable aux études ayant pour but d'assurer l'intégrité de la structure.

L'usage des matériaux composites engendre toute fois de nombreuses difficultés relatives au dimensionnement et à la durabilité des structures, ce qui limite encore la diffusion de ces structures composites à plus grande échelle.

L'assemblage boulonné de structures hybrides composites/métalliques est un passage obligatoire dans la conception des structures aéronautiques et aérospatiales. Il est alors nécessaire d'effectuer des opérations de perçage dans les composites stratifiés qui, par leur nature, sont des matériaux hétérogènes, orthotropes. C'est pourquoi il s'impose alors une bonne connaissance du comportement mécanique sous diverses sollicitations des matériaux composites stratifiés

perforés, et ceci passe par la formulation théorique des lois de comportement et la connaissance des modes d'endommagement.

L'une des questions faisant actuellement l'objet d'activités de recherches dans ce domaine, concerne les méthodes de prédiction de la rupture des structures composites stratifiées, et particulièrement les structures à fort gradient (présence des concentrations de contraintes) sous sollicitations mécaniques et thermomécaniques monotones ou cycliques.

Dans ce travail, nous nous sommes fixés l'objectif d'apporter quelques éléments de réponses à ce problème important. Notre contribution est une étude numérique pour déterminer les contraintes de ruptures et les distances critiques à éviter entre deux trous dans une plaque stratifiée en matériau composite carbone HR /époxyde, sollicitée par des chargements mécaniques ou thermomécaniques cycliques ou monotones.

Ce travail de thèse est divisé en deux parties :

Partie I : est une étude bibliographique sur les principaux aspects abordés dans le cadre de ce travail. Le premier chapitre présente tout d'abord les principaux types des matériaux composites et les étapes de la mise en œuvre.

Dans le deuxième chapitre, nous nous sommes intéressés essentiellement au comportement élastique des matériaux composites et aux caractéristiques du mélange renfort-matrice.

Les différents critères de ruptures des matériaux composites font l'objet du troisième chapitre de cette partie. Le dernier chapitre est consacré à l'assemblage des matériaux composites par boulonnage/rivetage.

Partie II : elle présente une modélisation numérique par éléments finis du comportement des plaques stratifiées perforées en carbone HR/époxy

Enfin une conclusion sur les principaux aspects abordés dans cette étude.

Partie I

Etude bibliographique

Objectif : *Présenter un aperçu sur les connaissances théoriques en rapport avec le thème qui seront utilisées dans la suite du travail*

- *Présentation générale des matériaux composites*
- *Caractéristiques et comportement élastique des matériaux composites*
- *Endommagement et rupture des matériaux composites*
- *Assemblage boulonné ou riveté des plaques en matériaux composites*

CHAPITRE I

Présentation générale des matériaux composites

I.1. Définition du matériau composite

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs, figure (1.1). On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface. Ces matériaux composites sont la plupart du temps hétérogènes et anisotropes [1].

La matrice assure la cohésion et l'orientation des fibres, elle permet également de transmettre les sollicitations auxquelles sont soumises les pièces.

Les composites trouvent leurs principales applications dans le transport aérien (civil et militaire), maritime et ferroviaire, le bâtiment, l'aérospatial ainsi que les sports et loisirs.

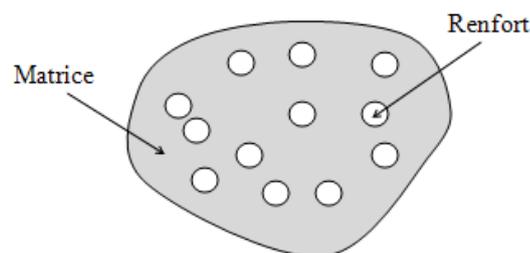


Figure 1.1. Matériau composite.

I.2. Classification des matériaux composites

La nature du matériau constituant la matrice permet de répertorier trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température : les composites (CMP), les composites (CMM) et les composites (CMC). Il est alors possible d'associer à ces trois types de matrice soit des renforts discontinus, dont toutes les dimensions sont très inférieures aux

dimensions de la pièce, soit des renforts continus, dont au moins une dimension est du même ordre de grandeur qu'une dimension de la pièce.

Les matériaux utilisés comme renforts présentent de bonnes propriétés mécaniques intrinsèques (carbone, alumine, silice, bore, kevlar, acier, nitrure et carbure de silicium...). Parmi les renforts discontinus, on trouve des fibres courtes monocristallines d'une longueur comprise entre 20 et 100 micromètres et des particules (billes, plaquettes, éclats...) caractérisées par un rapport d'éclatement inférieur à 5 et une taille qui peut varier du micromètre à quelques centaines de micromètres. Les renforts continus ou fibres longues ont quant à eux un diamètre qui varie selon leur nature entre quelques micromètres à plus d'une centaine de micromètres [2]. Selon l'application envisagée, l'assemblage de ces fibres longues peut être unidimensionnel (plis unidirectionnels). Bidimensionnel (plis tissés, mats à fibres coupées de quelques centimètres ou à fibres continues) ou tridimensionnel (tissus multidimensionnels).

La fabrication des composites (CMP) emploie deux types de matrices : les résines thermodurcissables qui représentent 75% des (CMP) actuels (époxyde, polyester, vinylester, polyuréthane...), et les résines thermoplastiques (polypropylène, polyamide...) qui sont moins utilisées.

Les matrices polymères renforcées par des fibres de verre, employées notamment dans les produits de grande diffusion, sont d'une grande importance industrielle. Les fibres de carbone et de kevlar sont utilisées dans une moindre mesure pour des applications hautes performances dans l'aéronautique et l'aérospatiale. D'autres types de renforts sont employés tels que des billes (verre, élastomère ...) et des charges (fibres broyées, écailles, poudres...). L'utilisation des (CMP) reste limitée au domaine de températures inférieures à 200°C.

Pour des applications plus haute température, on fait appel aux composite (CMM) jusqu'à 600°C. Les métaux ou alliages métallique utilisés dans la fabrication des (CMM) sont généralement choisis en fonction de leurs propriétés spécifiques dans l'état non renforcé. Ainsi, l'aluminium le titane et le magnésium sont les métaux les plus couramment utilisés.

Les (CMM) présentent de bonnes caractéristiques mécaniques spécifiques, une bonne résistance en température et aux chocs thermiques ainsi qu'une bonne résistance à l'usure et à l'abrasion. Toutes ces aptitudes sont mises à profit dans la fabrication de pièces de structure (carters, inserts...) et d'organes fonctionnels (bielles, soupapes...) travaillant à haute température.

Enfin, lorsque les températures d'utilisation sont supérieures à 1000°C, on a recours aux composites à matrice céramique. Dans ce type de comporte, le renfort est généralement constitué

de fibres longues en carbone, en silice ou en carbure de silicium assemblées par tissage multidimensionnel. Ce renfort poreux est infiltré par la matrice (carbone, silice, carbure de silicium) qui se trouve soit en phase liquide soit en phase gazeuse. La dernière étape d'élaboration consiste à densifier le composite par frittage sous haute pression à haute température. Ces matériaux sont développés essentiellement dans le domaine aéronautique en tant que structure thermique (disques de frein, tuyères, volets, tuiles ablatives...) en raison de leur haute résistance thermomécanique spécifique [2].

I.3. Les avantages et inconvénients des matériaux composites pour certains produits

I.3.1. Produits aéronautiques

La principale motivation dans l'utilisation des matériaux composites pour la réalisation des structures aéronautiques est essentiellement le gain de masse apporté tout en conservant d'excellentes caractéristiques mécaniques, figure (1.2). Les matériaux composites présentent aussi une quasi insensibilité à la fatigue, en comparaison aux matériaux métalliques qui nécessitent une maintenance et un suivi régulier de la propagation des fissures. Ils ne sont pas aussi sujets à la corrosion, mais ils nécessitent une bonne isolation électrique lors des assemblages avec des pièces en alliages légers entre le composite et le métal pour éviter la corrosion galvanique de l'aluminium (si la fibre de renfort est en carbone par exemple).

Les techniques de fabrication utilisées permettent l'obtention de formes complexes directement par moulage avec possibilité de réaliser en une seule pièce un ensemble, figure (1.3), qui réalisé en métallique, nécessite plusieurs sous éléments. Ceci permet de réduire les coûts d'assemblage de façon importante [3].

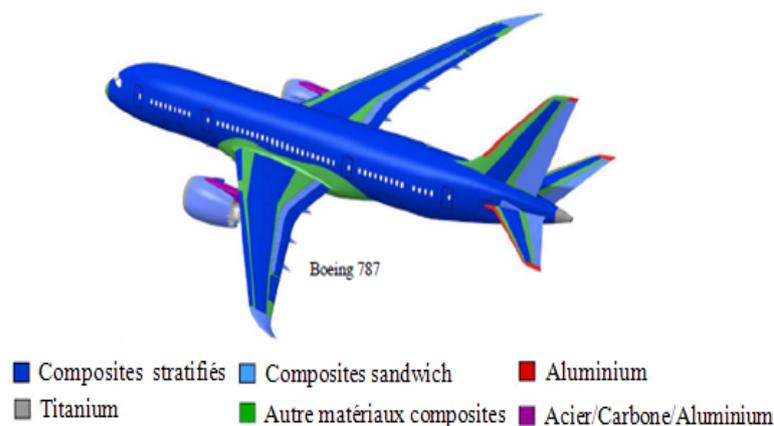


Figure 1.2. Pièces composites sur des structures d'aéronefs- Boeing 787(Source Boeing).

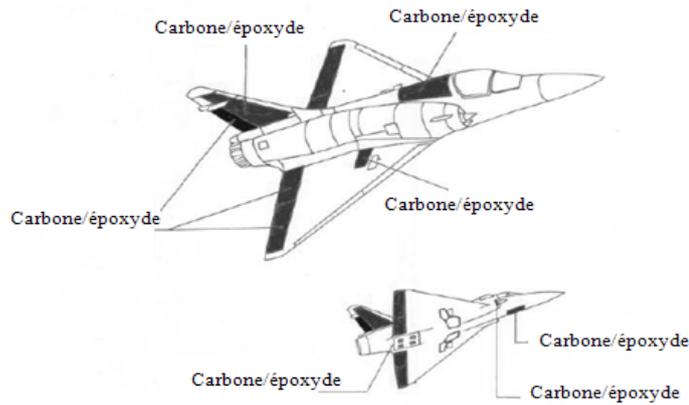


Figure 1.3. Les Pièces composites en carbone/époxyde sur des structures d'aéronefs-Mirage 2000[4].

I.3.2. Produits militaires

Pour les produits militaires (missiles), le premier avantage, c'est la performance des matériaux composites, ensuite l'utilisation des composites sur les ailettes de guidage de missiles permet de garder une bonne maîtrise de la trajectoire jusqu'à la cible finale à cause de l'échauffement cinétique provoqué par le frottement de sur la structure des ailettes de missile, figure (1.4), en fin de trajectoire les ailettes en alliage d'aluminium peuvent fondre dans certaines conditions et le missiles poursuit sa trajectoire sans contrôle ce qui entraîne une perte précis de tir [3].

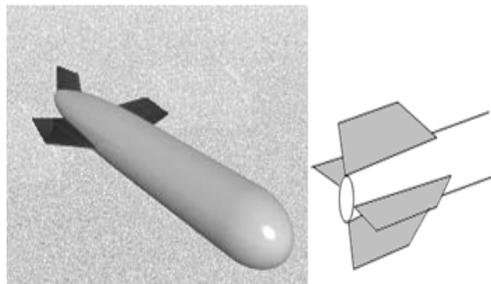


Figure 1.4. Les ailettes de guidage de missiles.

I.3.3. Produits spatiaux (satellites)

Les déformations de la structure peuvent avoir une origine thermique avec des expositions en température pouvant varier entre -180°C lorsque le satellite est dans l'ombre et $+160^{\circ}\text{C}$ lorsque le satellite est exposé au soleil, figure (1.5). De plus, sur la même structure, entre la face éclairée et la face à l'ombre, le gradient de température peut être important. Les structures en matériaux composites à matrice organique, de part la valeur négative du coefficient de dilatation thermique des fibres de carbone et la valeur positive du coefficient de dilatation thermique de la matrice, peuvent, avec une orientation optimisée des différentes couches constituant la structure, présenter globalement un coefficient de dilatation thermique proche de zéro pour l'ensemble de

la structure. La stabilité géométrique de la structure aussi apportée par la raideur globale de la structure. L'utilisation des fibres de carbone à très haut module sur les composites permet de répondre à cette préoccupation. Le principal inconvénient des composites à matrices organiques pour les applications satellites est sans aucun doute la reprise d'humidité, pendant les opérations d'assemblage et pendant le stockage avant lancement [3].



Figure 1.5. Exemple d'un satellite.

I.4. Intérêt de l'orientation des fibres sur la déformation

L'orientation de la fibre est choisie de façon adaptable avec les directions d'efforts. Les fibres sont disposées de sorte qu'elles résistent aux efforts de traction et de compression, figure (1.6). Pour résister aussi à l'effet de cisaillement, on met deux fibres orthogonales de façon à ce que l'une d'elle supporte l'effet de compression ou traction et l'autre l'effet de cisaillement.

En outre, il y a une influence de la forme de renfort sur la déformation. En effet, la raideur obtenue avec un renfort tissé sera moindre que celle que l'on observait en superposant deux directionnels croisés à 90° . Cela est dû à la courbure des fibres du fait de l'opération de tissage, qui rend le pli tissé plus déformable que les unidirectionnels croisés sous une même sollicitation [3,5].

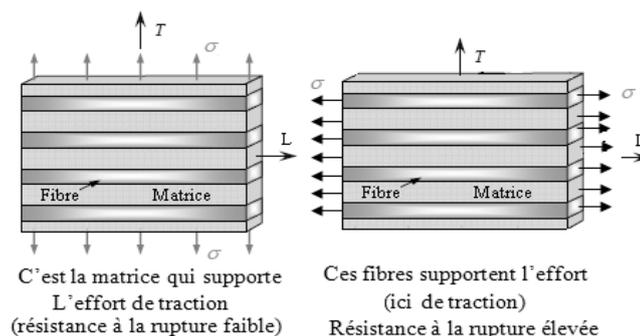


Figure 1.6. L'influence de l'Orientation des fibres (Essai de traction).

I.5. Les renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes :

linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus) [6].

I.5.1. Classification des renforts

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure (1.7) :

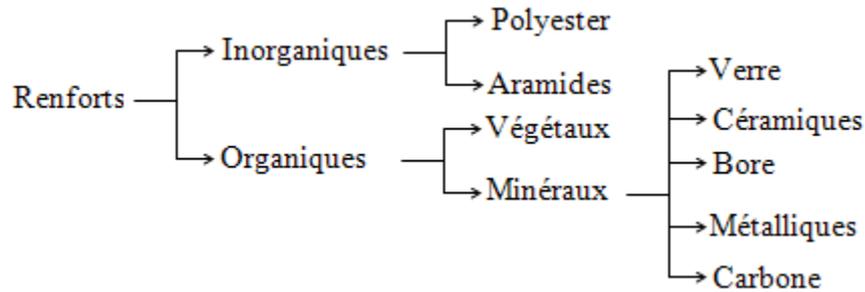


Figure 1.7. Classification des renforts.

-Fibre de verre : elles constituent le renfort essentiel des composites (GD). Elle est obtenue à partir de silice (SiO_2) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres de verre [7]:

Verre E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes.

Verre R : pour les composites hautes performances.

Verre D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques).

Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont représentés sur le tableau (1.1) :

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
-Bonne résistance thermique et électrique -Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité. -Bonne compatibilité avec les matrices organiques. -Faible coût.	-Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique. -Tenue au choc médiocre.

Tableau 1.1. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre [5].

-Fibre de carbone : c'est la fibre la plus utilisées dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile), figure (1.8). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [1] :

- Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C.
- Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C.

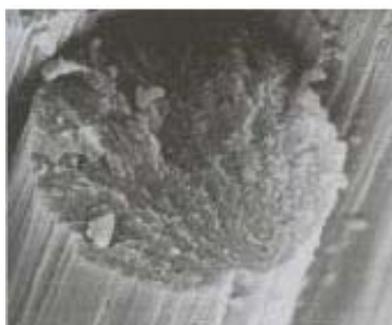


Figure 1.8. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments [8].

Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone sont représentés sur le tableau (1.2) :

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. - Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1 500 °C en atmosphère non oxydante). - Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. - Coefficient de dilatation longitudinal très faible. 	<ul style="list-style-type: none"> - Fragilité au choc; - Fragilité à la courbure ou au pliage; - Coût élevé.

Tableau 1.2. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone [5].

-Fibre d'aramide : souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques à liaisons amides dont les propriétés sont différentes des polyamides aliphatiques.

Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes [7]:

- Les fibres bas module (70 GPa): utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles.
- Les fibres haut module (130 GPa): utilisées pour les composites HP.

-Fibre à base de bore : fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [1].

-Fibre à base de silice ou de quartz : elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée [1].

-Fibres de polyéthylène de haut module : elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester [1].

Les caractéristiques des renforts sont représentées dans le tableau (1.3).

Renforts Caractéristiques	Verre E	Verre R	Carbone HM	Carbone HR	Kevlar	Bore	Silicate d'alumine	Polyéthylène
Diamètre du filament (μm)	16	10	6.5	7	12	100	10	/
Masse volumique (Kg/m^3)	2600	2500	1800	1750	1450	2600	2600	960
Module d'élasticité longitudinal (MPa)	74000	86000	390000	230000	130000	400000	200000	100000
Module de cisaillement (MPa)	30000	/	20000	50000	12000	/	/	/
Coefficient de poisson	0.25	0.2	0.35	0.3	0.4	/	/	/
Coefficient de dilatation thermique ($^{\circ}\text{C}^{-1}$)* 10^5	0.5	0.3	0.08	0.02	-0.2	0.4	/	/
Contraintes de rupture – Traction (MPa)	2500	3200	2500	3200	2900	3400	3000	3000
Allongement à rupture(%)	3.5	4	0.6	1.3	2.3	0.8	1.5	/

Tableau 1.3. Caractéristiques moyennes des renforts [1].

I.5.2. Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. Il existe différentes géométries et textures de renforts [1] :

I.5.2.1. Les unidirectionnels (UD)

Dans une nappe unidirectionnelle, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère, figure (1.9). Taux de dés équilibre très grand.

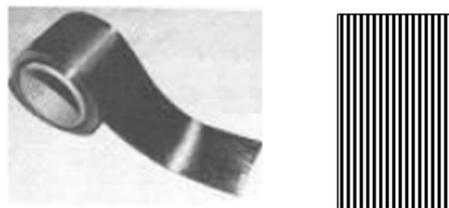


Figure 1.9. Une nappe unidirectionnelle [8].

I.5.2.2. Les tissus

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise [1].

-Toile ou taffetas : chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement, figure (1.10). Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais

est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques [1].

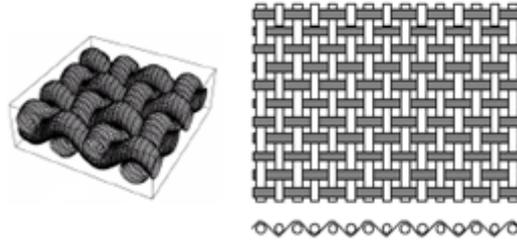


Figure 1.10. Tissue forme toile [9].

-**Serge** : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne, figure (1.11). Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils [1].

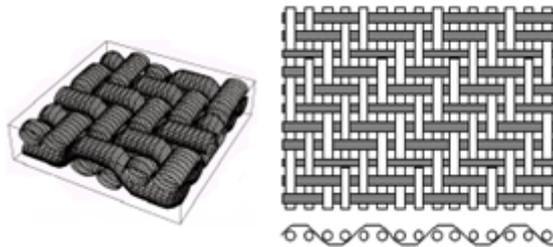


Figure 1.11. Tissue forme serge [9].

- **Satin** : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs ($n-1$) fils de trame et réciproquement, figure (1.12). Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique. Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques des armures bi ou tridimensionnelle [1].

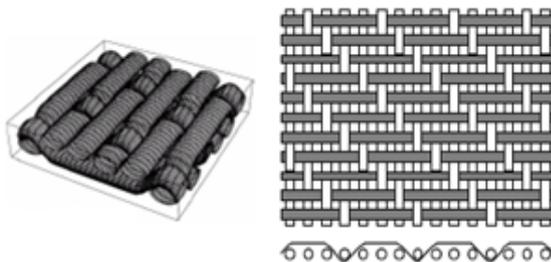


Figure 1.12. Tissue forme satin [9].

Il est également possible de réaliser des structures de renforts 3D, figure (1.13), et de renforts hybrides en tissant des fibres de natures différentes ou, en superposant des tissus ou nappes de renforts de fibres différentes, figure (1.14). En terme de performance, les préformes

3D sont considérées comme des solutions de motif pour augmenter la résistance dans l'épaisseur, la prévention du délaminage et pour l'augmentation de la résistance à l'impact [10].

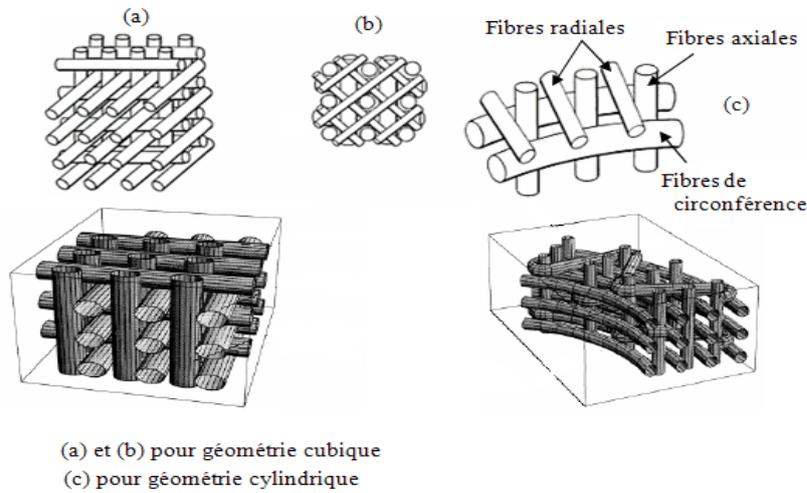


Figure 1.13. Les tissus 3D [11,12].



Figure 1.14. Les tissus 3D hybride [13].

I.5.3. Ensimage

Les renforts destinés à la fabrication des composites reçoivent un ensimage. L'ensimage est une dispersion aqueuse spécifique comportant un agent collant, un agent pontant et des antistatiques permettant d'assurer différents rôles [1] :

- Compatibilité de la liaison fibre - matrice.
- Cohésion inter filamentaire (raideur du fil) pour qu'il soit manipulable.
- Protection contre l'abrasion générée par la mise en œuvre (frottement contre pièces métalliques).
- Elimination des charges électrostatiques dues aux frottements.
- Augmentation du mouillage de la fibre au cours de l'imprégnation.

I.6. Les matrices

La matrice a pour rôle de lier les fibres renforts, d'assurer une répartition spatiale homogène des renforts, transmettre aux renforts les efforts extérieurs et de les répartir, apporter la tenue chimique de la structure et donner la forme désirée au produit, figure (1.15).

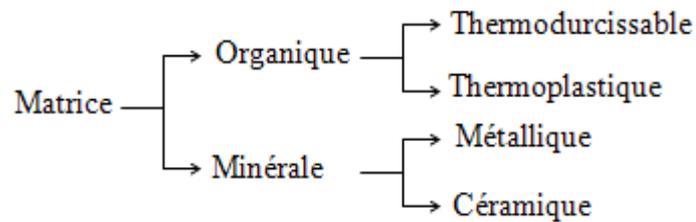


Figure 1.15. Classification des matrices.

I.6.1. Les Matrices organiques

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus courantes dans les composites de grande diffusion, associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone. Elles ont un faible module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts.

On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables (TD) que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques (TP) renforcés de fibres courtes se développe fortement. Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces deux types de matrices.

- La structure des (TP) se présente sous forme de chaînes linéaires, il faut les chauffer pour les mettre en forme (les chaînes se plient alors), et les refroidir pour les fixer (les chaînes se bloquent). Cette opération est réversible.

La structure des (TD) a la forme d'un réseau tridimensionnel qui se pont (double liaison de polymérisation) pour durcir en forme de façon définitive, lors d'un échauffement. La transformation est donc irréversible [1].

Les principales différences entre les Matrices (TP) et (TD) sont représentées dans le tableau (1.4)

<i>Matrices</i>	<i>Thermoplastiques (TP)</i>	<i>Thermodurcissables (TD)</i>
<i>Etat de base</i>	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
<i>stockage</i>	illimité	réduit
<i>Moulage</i>	Chauffage+ refroidissement	Chauffage continu
<i>cycle</i>	court	long
<i>Tenue thermique</i>	réduite	bonne
<i>Tenue au choc</i>	Assez bonne	limitée
<i>Chutes et déchets</i>	recyclables	Perdus ou recyclés en charge
<i>Mouillabilité renforts</i>	difficile	aisée

Tableau 1.4. Principales différences entre les Matrices TP et TD [1].

I.6.1.1. Les matrices thermodurcissables

Les matrices (résines TD) ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, amioplastes, furaniques) et les résines époxydes sont des résines thermodurcissables [6].

- **Polyesters insaturés** : c'est la résine la plus utilisée dans l'application composite de grande distribution. Une résine de polyester insaturé contenant un monomère insaturé (généralement le styrène) est réticulée à température ambiante par addition d'un catalyseur de type peroxyde organique et d'un accélérateur. Elle passe successivement de l'état liquide visqueux initial à l'état de gel, puis à l'état de solide infusible. La réaction est exothermique et la température de la résine augmente progressivement depuis le gel jusqu'à un maximum pour redescendre ensuite lentement à la température ambiante. Le durcissement sera d'autant plus rapide ou, si l'on préfère, le temps nécessaire dans le moule sera d'autant plus court que la courbe de température en fonction du temps se rapprochera davantage de la verticale. La réaction de durcissement dépend de la réactivité de la résine, de la forme de l'objet fabriqué (épaisseur, etc.), de la nature et du dosage du système catalytique. Il existe différents types de résines polyesters insaturés [1] :

- Orthophtalique : la plus courante.
- Isophtalique : qui donne une meilleure tenue à l'humidité.
- Chlorée : apportant une auto exigibilité.
- Bisphénol : possédant de bonnes caractéristiques chimiques et thermiques.

Les avantages et les inconvénients de la résine Polyesters insaturés sont représentés sur le tableau (1.5) :

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - Bonne accroche sur fibres de verre - Bonne résistance chimique - Mise en œuvre facile - Tenue en température (> 150 °c) - Prix réduit 	<ul style="list-style-type: none"> - Inflammabilité (sauf résines chlorées) - Tenue vapeur et eau bouillante - Retrait important (6 à 15 %) - Durée de conservation en pot limitée

Tableau 1.5. Avantages et inconvénients de la résine Polyesters insaturés [1].

- **Vinylesters** : on peut la considérer comme une variante des polyesters produite à partir d'acides acryliques. Elles possèdent une bonne résistance à la fatigue et un excellent comportement à la corrosion.

-Phénoliques : elles sont issues de la polycondensation du phénol et du formol se caractérise par une bonne tenue au feu, sans fumée. Elles restent fragiles, sensibles à l'humidité, difficiles à colorer et à mettre en œuvre.

- Epoxydes : elles résultent de la polyaddition de l'épichlorhydrine sur un polyalcool et constitue la résine type des composites hautes performances (HP). On distingue deux classes de résines en fonction :

- du durcissement à chaud ou à froid.
- de la tenue en température (120-130 °C, ou 180-200 °C).

Les avantages et les inconvénients de la résine époxyde sont représentés sur le tableau (1.6) :

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - Tenue mécanique - Tenue thermique - Tenue chimique - Tenue Fatigue - Faible retrait (1 à 2%) - Excellente adhérence sur fibres - Mise en œuvre facile 	<ul style="list-style-type: none"> - Prix élevé - Sensibilité à l'humidité - Vieillessement sous température - Sensibilité aux chocs

Tableau 1.6. Avantages et inconvénients de la résine époxyde [1].

- Polyuréthanes et polyurées : dans l'application composite, on utilise surtout des formules élastomériques dont la faible viscosité permet un bon remplissage du moule. Les constituants sont livrés à l'état de prépolymères liquides :

Polyols + polyisocyanates = polyuréthanes

Polyéthers + polyamines = polyurées

Les avantages et les inconvénients des résines polyuréthanes et polyurées sont représentés sur le tableau (1.7) :

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - Facilité de moulage - Tenue chimique - Vieillessement 	<ul style="list-style-type: none"> - Résistance mécanique réduite - Coloration en masse difficile - combustibilité

Tableau 1.7. Avantages et inconvénients des résines Polyuréthanes et polyurées [1].

-Polyimides : ces résines sont surtout utilisées dans les composites (HP), lorsque l'on cherche une bonne stabilité sous hautes températures (> 250 °C). Elles restent toute fois très difficiles à mettre en œuvre.

- **Bismaldéides** : matrices très peu utilisées, elles offrent une bonne tenue à la fois au choc et en température, mais restent difficiles à mettre en œuvre.

Les caractéristiques des matrices thermodurcissables sont représentées dans le tableau (1.8) :

<i>Matrices TD</i> → <i>Caractéristiques</i> ↓	Epoxyde	Phénolique	Polyester	Polycarbonate	Vinylester	Silicone	Uréthane	Polyimide
<i>Masse volumique (Kg/m³)</i>	1200	1300	1200	1200	1150	1100	1100	1400
<i>Module d'élasticité longitudinal (MPa)</i>	4500	3000	4000	2400	3300	2200	700à7000	4000 à 19000
<i>Module de cisaillement (MPa)</i>	1600	1100	1400	/	/	/	/	1100
<i>Coefficient de poisson</i>	0.4	0.4	0.4	0.35		0.5	/	0.35
<i>Coefficient de dilatation thermique (C⁻¹)*10⁵</i>	11	1	8	6	5	/	/	8
<i>Contraintes de rupture Traction (MPa)</i>	130	70	80	60	75	35	30	70
<i>Allongement à rupture(%)</i>	2	2.5	2.5	/	4	/	100	1

Tableau 1.8. Caractéristiques mécaniques des résines thermodurcissables [1].

I.6.1.2. Les matrices thermoplastiques

Les matrices (résines TP) ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Un renforcement de fibres courtes leur confère une tenue thermique et mécanique améliorée et une bonne stabilité dimensionnelle. Ce sont donc essentiellement les suivants, qui possèdent tous une tenue en température supérieure à 100 °c [1] :

- Polyamide (PA), tenue au choc, bonne résistance à la fatigue et aux hydrocarbures.
- Polytéraphthalate éthylénique et butylénique (PET, PBT), bonne rigidité, bonne ténacité.
- Polycarbonate (PC), tenue au choc.
- Polysulfure de phénylène (PPS), résistance à l'hydrolyse.
- Polyoxyméthylène (POM), bonne tenue à la fatigue.
- Polysulfurés (PSU), bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse, peu de fluage, tenue au chaud.
- Polypropylène (PP), peu onéreux et assez stable en température, mais combustible.

De plus en plus, on utilise des thermoplastiques thermostables (tenue en température > 200 °C et bonnes propriétés mécaniques), en particulier les suivants :

- Polyamide-imide (PAI).
- Polyéther-imide (PEI).

- Polyéther-sulfone (PES).
- Polyéther-éther-cétone (PEEK).

Les caractéristiques des matrices thermoplastiques sont représentées dans le tableau (1.9) :

<i>Matrices TP</i> →						
↓ <i>Caractéristiques</i>	PP	PPS	PA	PES	PEI	PEEK
<i>Masse volumique (Kg/m³)</i>	900	1300	1100	1350	1150	1300
<i>Module d'élasticité longitudinal (MPa)</i>	1200	4000	2000	3000	3300	4000
<i>Coefficient de poisson</i>	0.4		0.35	/	/	/
<i>Coefficient de dilatation thermique (C⁻¹)*10⁵</i>	9	5	8	6	6	5
<i>Contraintes de rupture Traction (MPa)</i>	30	65	70	85	105	90
<i>Allongement à rupture(%)</i>	20à400	100	200	60	60	50

Tableau 1.9. Caractéristiques mécaniques des résines thermoplastiques [1].

I.6.2. Les matrices métalliques

L'imprégnation de renforts par un alliage liquide étant une opération techniquement délicate, en pratique seuls les alliages d'aluminium sont utilisés dans ce type de technique, associés à des fibres ou particules de graphite ou de céramiques. Ils sont faciles à mettre en œuvre car leur température de fusion est relativement basse, leur masse volumique est faible et ils sont peu coûteux. Le compromis obtenu entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité des renforts donne au composite des caractéristiques mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, surtout au-dessus de 200 °C.

Leur coût de mise en œuvre élevé réserve les composites à matrice métallique aux applications aéronautiques et spatiales [5].

I.6.3. Matrices Céramiques

Des composites à matrices céramiques peuvent être obtenus par imprégnation de préformes de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramique) soit par des suspensions liquides, ensuite frittées en température sous haute pression, soit par des gaz réactifs permettant un dépôt entre les fibres (notamment pour les composites carbone-carbone) [5].

I.7. Additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçantes, par exemple les charges sphériques creuses 5 à 150µm, figure (1.16)).

Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine [6].

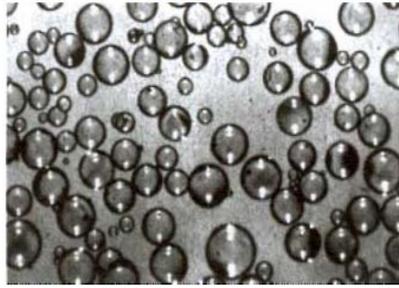


Figure 1.16. Microsphères de verre observées par microscopie optique.

Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.8. Architecture des matériaux composites

L'ensemble des procédés de mise en œuvre montre la prépondérance d'une conception des pièces en matériaux composites :

- Par surface : plaques, coques
- Par stratification de couches successives

I.8.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels

Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié.

Ces stratifiés sont constitués de couches de fils ou de tissus unidirectionnel, dont la direction est décalée dans chaque couche, figure (1.17).

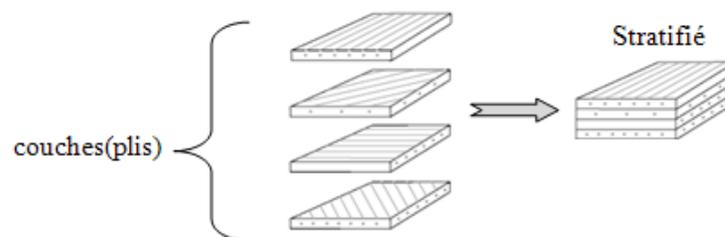


Figure 1.17. Constitution d'un stratifié.

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant [6,14]:

- Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence, figure (1.18).
- Les couches successives sont séparées par un slash (/) si leurs angles sont différents.

- Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.
- Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre.
- Des crochets(ou parenthèse) indiquent le début et la fin du code.
- La désignation dépend du système d'axe choisi.
- Lorsque des couches sont orientées à des angles égaux en valeurs absolues mais de signes opposés, les signes (+) ou (-) sont utilisés, la convention pour les angles positifs ou négatifs dépend du système d'axe choisi.

La direction dite « à 0° » correspond à la direction d'application de l'effort prépondérant, ou à une direction privilégiée de la pièce considérée, ou à l'axe des abscisses du repère choisi [14,15].

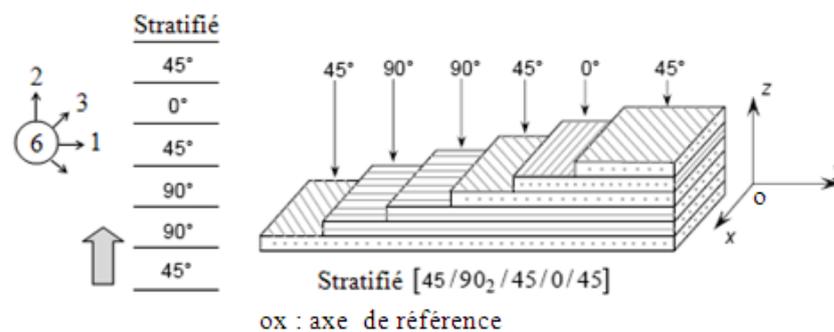


Figure 1.18. Exemple de la désignation d'un stratifié.

-Minimums technologiques

On prévoit en général une proportion minimum de plis (5% à 10%) suivant chaque direction 0°, +45°, -45° et 90°.

L'épaisseur minimum d'un stratifié doit être de l'ordre du millimètre par exemple, 8 plis unidirectionnels, ou 3 à 4 couches de tissu équilibré carbone/époxyde.

Les proportions et le nombre de plis à placer dans chacune des directions 0°, +45°, -45° et 90° prennent en compte les sollicitations mécaniques qui s'exercent sur le stratifié dans la zone considérée. En général trois critères préoccupent le concepteur qui doit décider de l'agencement des plis [15] :

- Supporter les flux d'efforts sans détérioration
- Limiter les déformations de la pièce chargée dont fait partie le stratifié
- Minimiser la masse des matériaux mis en jeu

Lorsque le stratifié est défini (nombre de couches et orientations) il faut dans la mesure du possible, respecter les agencements suivants :

- Plis à 90° placés en surface, puis plis à +45 ou -45, lorsque le flux d'effort prépondérant est dirigé suivant la direction 0°.

- Pas plus de 4 plis consécutifs suivant une même direction

I.8.1.1. Stratifiés symétriques

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives [14].

-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, figure (1.19).

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

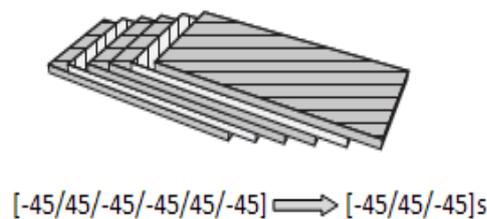


Figure 1.19. Exemple d'un Stratifié symétrique.

-Pourquoi la symétrie miroir : lors de la constitution de la pièce stratifié, les plis successifs imprégnés de résine sont drapés à température ambiante, puis placés dans une étuve pour la polymérisation. Dans le composite ainsi créé à chaud, la dilatation d'ensemble de la pièce d'origine thermique, s'effectue sans qu'il y ait variation globale de sa forme par voilement ou gauchissement. Par contre lors du refroidissement, les plis ont tendance à se contracter différemment suivant le sens des fibres ou suivant le sens travers. Lorsque la symétrie miroir est réalisée, elle entraîne la symétrie de ces contraintes, et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensemble de la pièce : voilement ou gauchissement [15].

I.8.1.2. Stratifiés séquences

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée, figure (1.20) [14].

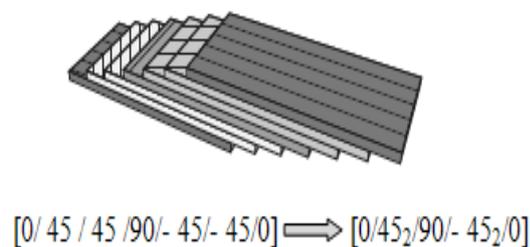


Figure 1.20. Exemple d'un Stratifié séquence.

I.8.1.3. Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation.

Les stratifiés hybrides permettent d'être plus performants en utilisant au mieux les propriétés des diverse fibres disponibles. Parmi les différents hybrides, on peut distinguer [14]:

-*Les hybrides intercouches* : constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente.

-*Les hybrides interacouches* : constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents.

I.8.2. Composites sandwiches

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux « feuilles », appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction, figures (1.21, 1.22 et 1.23).

L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix). Pour que les structures sandwiches jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme - peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [14].

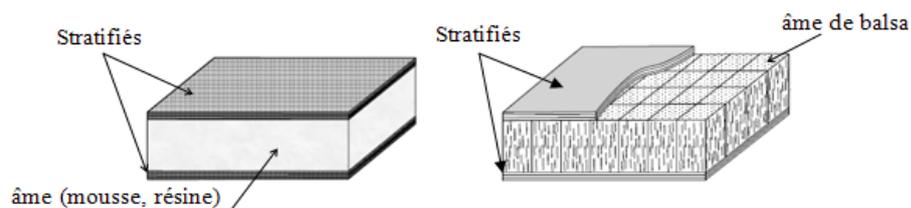


Figure 1.21. Matériaux sandwichs à âmes pleines.

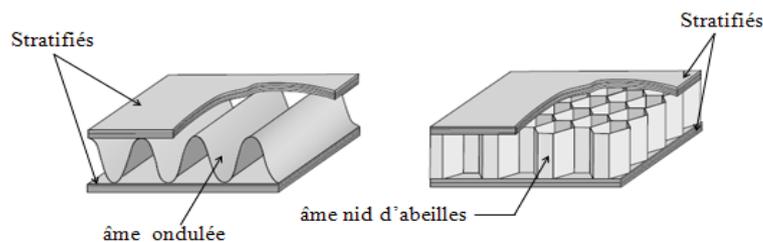


Figure 1.22. Matériaux sandwichs à âmes creuses.

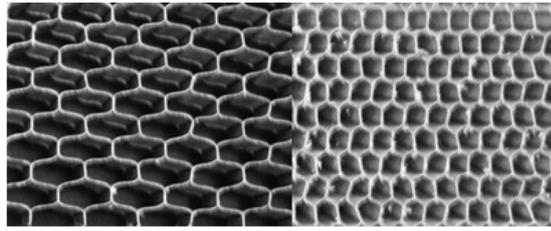


Figure 1.23. Âmes creuses (nid d'abeilles).

Les matériaux les plus utilisés dans les âmes des matériaux composites sandwichs sont [14]:

- Pour les âmes pleines

- Le balsa ou bois cellulaire.
- Diverses mousses cellulaires.
- Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques.

- Pour les âmes creuses

- des alliages métalliques légers.
- du papier Kraft (enduit ou non de résine).
- Du papier polyamide, type papier Nomex.

I.8.3. Matériaux composites volumiques

Les composites volumiques ont été introduits pour des besoins spécifiques de l'aéronautique. Ils sont élaborés à partir de tissage volumiques, ces matériaux sont très onéreux, ils permettent d'obtenir des caractéristiques mécaniques très élevées, avec un comportement sensiblement isotrope en volume [6].

I.8.3.1. Aerolor 32 C/C

L'Aerolor 32 est un matériau thermostructural réalisé par l'Aérospatiale. C'est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par trois directions de fibres, comme indiqué sur la figure (1.24). La matrice est infiltrée dans les blocs préalablement tissés au moyen de mèches de 3000 filaments [6].

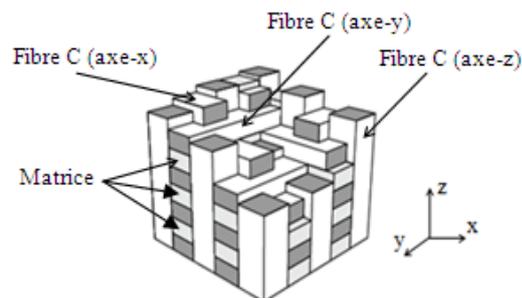


Figure 1.24. Géométrie tri-orthogonale de l'Aerolor 32 C/C [6].

I.8.3.2. 3D–Evolutif C/C

Le 3D–Evolutif est un matériau thermostructural réalisé par l’Aérospatiale. Le concept de cette architecture fibreuse permet de concevoir des pièces de formes complexes. Il permet également une évolution des taux et directions de renforts fibreux en fonction des besoins mécaniques et thermiques. Le matériau avec quatre directions de renfort dans le plan a un comportement mécanique global de type élastique fragile, les niveaux de non linéarité étant très faibles. C’est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par deux directions de fibres. Un tissage suivant la troisième direction de l’espace renforce le tissage bidirectionnel. Les renforts et la matrice du 3D–Evolutif C/C sont en carbone. Les constituants sont [6] :

- La fibre en carbone.
- La matrice RA 101 carbonisée. C’est un carbone vitreux déposé par des phases successives d’imprégnation et de pyrolyse.

La méthode de tissage consiste à déposer des fils relativement jointifs de façon à réaliser des couches. Le nombre de couches et les orientations des renforts sont déterminés en fonction des propriétés thermomécaniques recherchées. On obtient ainsi un empilement de type multicouche sans liant.

Un piquage de mèches dans la troisième direction assure le maintien et le tassement du substrat fibreux. Ce piquage représente un faible taux volumique du total des fibres du composite.

La matrice est ensuite imprégnée au substrat et pyrolysée suivant des séries de cycles thermiques. Le composite est légèrement dissymétrique puisque sur la face supérieure sont visibles les retours de piquage alors que la face inférieure est usinée au ras des picots lui donnant ainsi un aspect plus régulier.

I.8.3.3. Sepcarb(r) 4D C/C

Le Sepcarb(r) 4D C/C est un matériau thermostructural réalisé par la société européenne de propulsion. C’est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par des fibres suivant quatre directions de l’espace, figure (1.25) [6]. Matrice Fibre

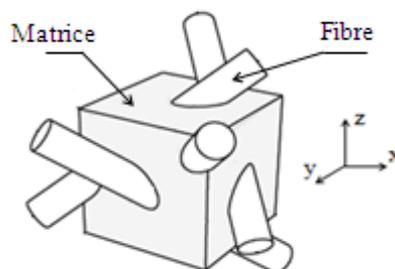


Figure 1.25. Tissage suivant quatre directions de l’espace (Sepcarb(r) 4D C/C) [6].

I.8.4. Plastique renforcés

Ces matériaux sont constitués de résines (matrices) dans les quelles sont introduits des renforts de type [14] :

- Fibres courtes.
- Billes pleines ou billes creuses.
- Poudres métalliques ou de graphite.

Le comportement mécanique de ces matériaux peut être homogénéisé et son étude est ramenée à celle d'un matériau isotrope.

I.9. Etapes de la mise en œuvre des matériaux composites

Les étapes de la fabrication d'un matériau composite consistent à assembler les renforts avec une matrice polymère tout en établissant une bonne interface entre les deux matériaux. Lors de la mise en œuvre, la nature, les propriétés physiques, chimiques et thermiques des différents constituants influencent les mécanismes de transformation des matériaux, la matrice peut passer de l'état liquide à l'état solide ou être fondue à haute température avant d'être solidifiée.

La fabrication des matériaux composites (TD) comprend l'imprégnation du renfort par la résine. Le compactage et la polymérisation de la résine lors de sa cuisson, figure (1.26). Pour les matériaux composites (TP) l'imprégnation et la consolidation se font généralement à haute température et la solidification est obtenue lors du refroidissement, figure (1.27). Pour les deux classes de polymères, la mise en œuvre peut se faire en deux étapes: la confection de préimprégnés est réalisée séparément, puis la polymérisation ou la consolidation respectivement sont achevées durant la fabrication des pièces [11].

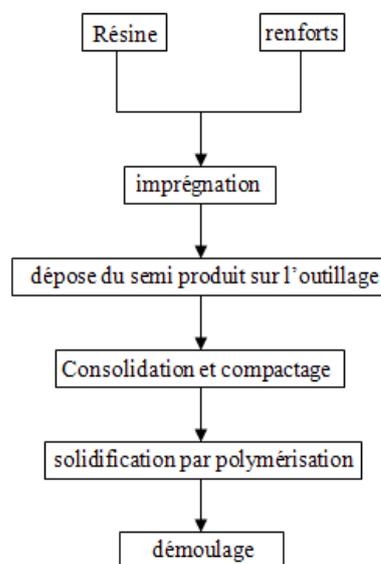


Figure 1.26. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD).

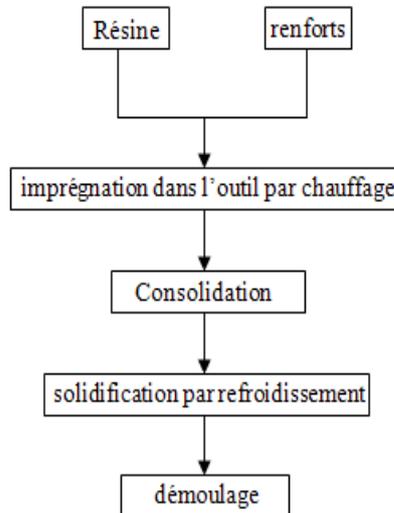


Figure 1.27. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP).

I.9.1. Imprégnation directe

Lorsque la viscosité de la matrice ou la distance d'imprégnation est faible ou encore lorsque la perméabilité du renfort est très élevée, l'imprégnation peut se faire directement de façon presque instantanée et en continu. C'est le cas par exemple pour le moulage au contact ou une résine de faible viscosité est simplement versée sur les renforts et dispersée à l'intérieur de ceux-ci manuellement par pression à l'aide de rouleaux. L'imprégnation est également directe lorsque des renforts de fibres courtes sont utilisés dans des méthodes de moulage par injection.

Les préimprégnés de thermodurcissables sont réalisés en guidant des fibres dans un bain contenant la résine liquide puis dans une filière d'imprégnation. Au contraire des produits thermoplastiques, les préimprégnés de thermodurcissables présentent une pégosité, ils sont collants donc enrobés dans des films antiadhésifs et stockés à basse température pour empêcher une réticulation prématurée, figure (1.28).

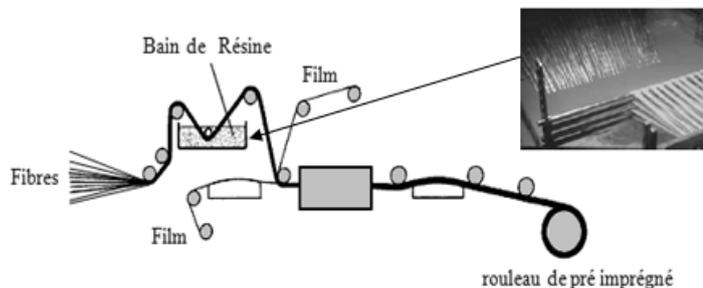


Figure 1.28. Schéma de la fabrication de préimprégnés.

I.9.2. Imprégnation par un fondu

Pour la fabrication de préimprégnés à base de résine thermoplastique, l'imprégnation est réalisée en fondant le polymère. La matrice est ajoutée aux fibres ou aux tissus avant d'être conduite entre les rouleaux et des corps de chauffe.

Les rouleaux de sortie refroidissent et solidifient le préimprégné. Les fibres sèches peuvent également être disposées dans une presse entre deux films de polymère qui sont fondus lors de l'application de la température et de la pression d'imprégnation.

I.9.3. Imprégnation à l'aide de solvants

Pour certains systèmes de résine, l'adjonction de solvant est nécessaire afin de diminuer la viscosité, l'imprégnation est alors plus délicate et nécessite un équipement complexe permettant le transport automatique des fibres ou des tissus, leur séchage et l'élimination du solvant. Les préimprégnés à base de résines thermoplastiques de haute viscosité comme les polyétherimides sont réalisés par cette technique.

CHAPITRE II

Caractéristiques et comportement élastique des matériaux composites

II.1. Les caractéristiques du mélange renfort-matrice

On qualifie couramment du nom de pli le demi produit « renfort + résine » présenté sous forme quasi bidimensionnelle, ce peut être [15,4]:

- Un unidirectionnel + matrice.
- Un tissu (chaîne+trame) +matrice.
- Un mat + matrice.

II.1.1. La teneur en masse de renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$M_f = \frac{\text{masse de renfort}}{\text{masse totale}} \quad (2.1)$$

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

$$M_m = \frac{\text{masse de matrice}}{\text{masse totale}} \quad (2.2)$$

Ou encore :

$$M_m = 1 - M_f \quad (2.3)$$

II.1.2. La teneur en volume de renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$V_f = \frac{\text{volume de renfort}}{\text{volume totale}} \quad (2.4)$$

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

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume total}} \quad (2.5)$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f \quad (2.6)$$

On peut passer du taux en masse au taux en volume, et réciproquement:

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_m}{\rho_m}} \quad (2.7)$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m} \quad (2.8)$$

II.1.3. La masse volumique

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

$$\rho = \frac{\text{masse totale}}{\text{volume total}} \quad (2.9)$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (2.10)$$

II.1.4. Coefficient de poisson

Il caractérise la contraction dans le sens transverse (T) du pli lorsqu'on le sollicite en traction suivant le sens long (L), (annexe-planches 4, 9 et 14) :

$$\vartheta_{LT} = \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m \quad (2.11)$$

II.1.5. L'épaisseur du pli UD

On définit sous le terme de grammage la masse (m_{of}) de renfort par mètre carré. L'épaisseur d'un pli notée (h), est alors telle que :

$$h = \frac{m_{of}}{V_f \rho_f} \quad (2.12)$$

On peut également exprimer l'épaisseur à partir de la teneur en masse de renfort au lieu de la teneur en volume :

$$h = m_{of} \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1-M_f}{M_f} \right) \right) \quad (2.13)$$

II.1.6. Modules d'élasticité du pli UD

II.1.6.1. Module d'élasticité dans le sens des fibres

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m \quad (2.14)$$

Ou encore :

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (2.15)$$

En pratique ce module dépend essentiellement du module longitudinal de la fibre (E_f), (annexe-planches 4, 9 et 14)

II.1.6.2. Module d'élasticité dans le sens travers des fibres

Dans la relation ci-dessous, (E_{ft}) représente le module d'élasticité de la fibre dans le sens transverse à la fibre telle qu'il figure dans le tableau (2.1), (annexe-planches 4, 9 et 14) :

$$E_T = E_m \left(\frac{1}{(1-V_f) + \frac{E_m V_f}{E_{ft}}} \right) \quad (2.16)$$

	Verre « E »	Kevlar	Carbone « HR »	Carbone « HM »
E_{fl} (MPa)	74000	130000	230000	390000
E_{ft} (MPa)	74000	5400	15000	6000
G_{flt} (MPa)	30000	12000	50000	20000
ν_{ft}	0.25	0.4	0.3	0.35

Tableau 2.1. Les modules d'élasticité et coefficient de poisson des fibres [15].

II.1.6.3. Module de glissement

Un ordre de grandeur de ce module difficile à approcher par le calcul est donné par l'expression suivante, dans laquelle (G_{flt}) représente le module de cisaillement de la fibre, (annexe-planches 5, 10 et 15) :

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1-V_f) + \frac{G_m V_f}{G_{flt}}} \right) \quad (2.17)$$

II.1.6.4. Module d'élasticité dans une direction quelconque

Il est possible d'évaluer les modules d'élasticité dans des directions autres que le sens long (L) et travers (T) :

$$E_x = \frac{1}{\frac{c^4}{E_L} + \frac{s^4}{E_T} + 2c^2s^2 \left(\frac{1}{2G_{LT}} - \frac{\nu_{LT}}{E_L} \right)} \quad (2.18)$$

$$c = \cos \theta, \quad s = \sin \theta$$

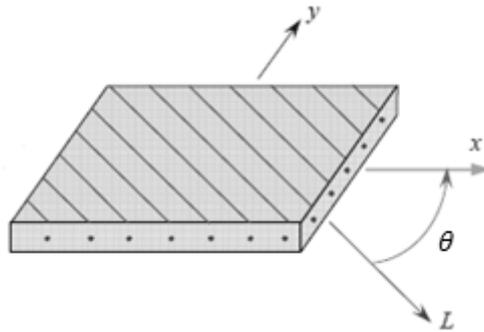


Figure 2.1. Pli unidirectionnel à direction quelconque.

II.1.7. Résistance à la rupture d'un pli UD

Lorsque les fibres se rompent avant la matrice, on obtient pour le mélange et pour une sollicitation dans la direction (L) :

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} V_f + \sigma_{m \text{ rupt}} V_m \quad (2.19)$$

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} \left(V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right) \quad (2.20)$$

II.1.8. Résistance à la rupture d'un pli UD dans une direction quelconque

On note la décroissance rapide de cette résistance lorsqu'on s'écarte de la direction des fibres, elle est donnée par la relation qui suit :

$$\sigma_{x \text{ rupt}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{c^4}{\sigma_{L \text{ rupt}}^2} + \frac{s^4}{\sigma_{T \text{ rupt}}^2} + \left(\frac{1}{\tau_{LT \text{ rupt}}^2} - \frac{1}{\sigma_{L \text{ rupt}}^2} \right) c^2 s^2}} \quad (2.21)$$

$$c = \cos \theta, \quad s = \sin \theta$$

II.1.9. Les coefficients de dilatation thermique

Les coefficients de dilatation thermique longitudinal (L) et suivant le sens travers (T), (annexe-planches 4, 9 et 14) [15]:

$$\alpha_L = \frac{\alpha_f E_f V_f + \alpha_m E_m V_m}{E_f V_f + E_m V_m} \quad (2.22)$$

$$\alpha_T = \alpha_m V_m + \alpha_f V_f + \frac{(\vartheta_f E_m - \vartheta_m E_f)}{\frac{E_m}{V_f} + \frac{E_f}{V_m}} (\alpha_f - \alpha_m) \quad (2.23)$$

II.1.10. Facteur de concentrations de contraintes

Le facteur de concentration de contraintes est le rapport de la contrainte maximale (σ_{max}) observée à la racine de l'incident de forme sur la contrainte nominale (σ_{nom}) à laquelle la structure est soumise, figure (2.2). Ce facteur, noté (K_t), est donné par les relations (2.24 et 2.25)[15]:

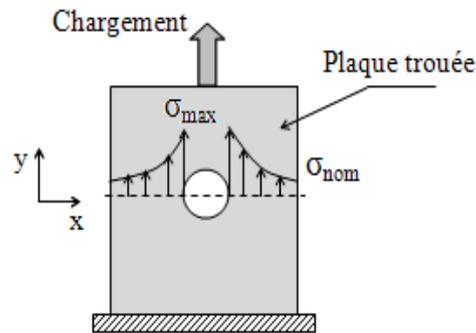


Figure 2.2. Concentration des contraintes dans une plaque trouée.

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{nom}} \quad (2.24)$$

$$K_t = 1 + \sqrt{2 \left(\frac{\sqrt{E_x}}{\sqrt{E_y}} - \vartheta_{xy} \right) + \frac{E_x}{G_{xy}}} \quad (2.25)$$

II.1.11. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli tissé

Le pli tissé est alors remplacé par un seul pli UD anisotrope qui aura le même taux volumique (V_f) de renfort et d'épaisseur (h_t), (x) étant la direction de la chaîne et (y) celle de la trame, on a alors [15] :

$$K = \frac{n_1}{n_1+n_2} \quad (2.26)$$

n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : nombre de fils de trame par mètre.

$$E_x \approx KE_L + (1 - K)E_T \quad (2.27)$$

$$E_y \approx KE_T + (1 - K)E_L \quad (2.28)$$

$$G_{xy} = G_{LT} \quad (2.29)$$

$$\vartheta_{xy} = \frac{\vartheta_{LT}}{\left(K + (1-K)\frac{E_L}{E_T}\right)} \quad (2.30)$$

II.1.12. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli chargé avec des mats

Les mats sont des renforts bidimensionnels à fibres coupées (longueur comprise entre 5 et 10 cm). Les mats sont isotrope dans leur plan(x,y),ils peuvent donc être caractérisés par deux constantes élastiques seulement[15] :

$$E_{mat} \approx \frac{3}{8}E_L + \frac{5}{8}E_T \quad (2.31)$$

$$\vartheta_{mat} \approx 0.3 \quad (2.32)$$

$$G_{mat} \approx \frac{E_{mat}}{2(1+\vartheta_{mat})} \quad (2.33)$$

Avec :

E_L et E_T : les modules élastiques (sens long et sens travers) de l'unidirectionnel qui aura le même taux volumique (V_f)de renfort que le pli de mat.

II.2. Description de l'arrangement des fibres dans la matrice

Dans le cas des composites à matrice organique et renfort fibreux, la distribution des fibres dans la matrice n'est jamais parfaitement homogène, figure (2.3). Cette dernière dépend notamment de l'aptitude au mouillage de la fibre par la matrice et du procédé de mise en œuvre.

Un examen de la microstructure du composite révèle ainsi systématiquement des fluctuations locales de la fraction de renfort avec des zones plus ou moins riches en fibres.

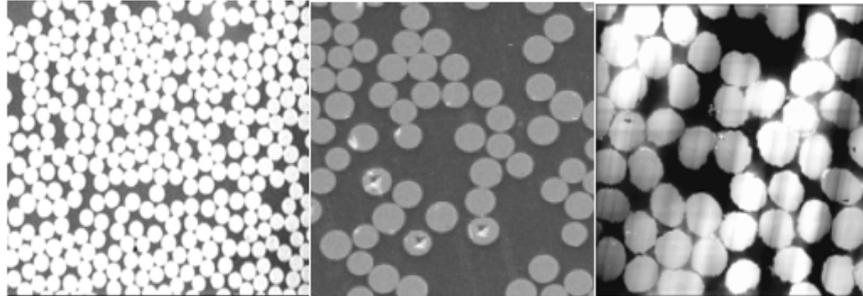


Figure 2.3. Des coupes transversales des composites unidirectionnels [16,17].

Dans de nombreux problèmes micromécaniques, notamment celui de la détermination des modules élastiques, il est cependant nécessaire de schématiser la structure du composite en considérant des arrangements périodiques permettant de mener à bien les calculs. Les configurations de type hexagonal ou carré sont les plus usitées:

Dans le cas d'un arrangement carré, figure (2.4), la fraction volumique de renfort peut être reliée au diamètre (d) de la fibre et au côté (c) de la cellule élémentaire par la relation (2.34) [18]:

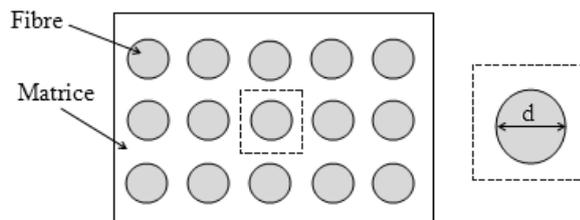


Figure 2.4. Arrangement carré et cellule élémentaire.

$$V_f = \frac{\pi}{4} \left(\frac{d}{c} \right)^2 \quad (2.34)$$

La fraction volumique de fibres maximale est donc obtenue en posant ($c = d$) soit :

$$V_{fmax} = \frac{\pi}{4} \quad (2.35)$$

Dans le cas d'un arrangement hexagonal, figure (2.5), la fraction volumique de renfort peut être reliée au diamètre (d), de la fibre et à la distance (R), entre la fibre centrale et ses plus proches voisines :

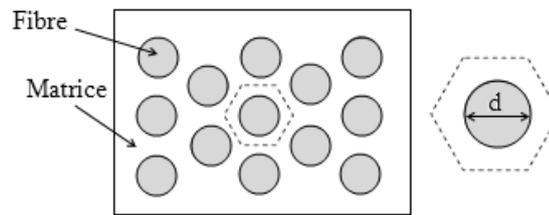


Figure 2.5. Arrangement hexagonal et cellule élémentaire.

$$V_f = \frac{\pi}{2\sqrt{3}} \left(\frac{d}{R}\right)^2 \quad (2.36)$$

La fraction volumique de fibres maximale est obtenue pour $R=d$ soit :

$$V_{fmax} = \frac{\pi}{2\sqrt{3}} \quad (2.37)$$

II.3. Notions classiques de la mécanique des milieux continus

Nous considérons comme acquises les notions et notations classiques de mécanique des milieux continus suivantes [19].

II.3.1. Etat de contraintes en un point

Il est défini par un tenseur du second ordre noté (σ). La matrice à 3 lignes et 3 colonnes qui lui est associée est symétrique. Il y a donc dans cette matrice 6 termes distincts qui seront notés (σ_{ij}):

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

II.3.2. Etat de déformation en un point

Il est défini par un tenseur du second ordre noté (ϵ). La matrice à 3 lignes et 3 colonnes qui lui est associée est symétrique, par écriture des petites déformations. Elle contient donc 6 termes distincts qui seront notés (ϵ_{ij}):

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} & \varepsilon_{32} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

La densité d'énergie interne de déformation s'écrit :

$$Tr[\sigma\varepsilon] = \sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{33}\varepsilon_{33} + 2[\sigma_{23}\varepsilon_{23} + \sigma_{13}\varepsilon_{13} + \sigma_{12}\varepsilon_{12}] \quad (2.40)$$

II.3.3. Milieu élastique linéaire

Les déformations sont des fonctions linéaires et homogènes des contraintes. Les relations correspondantes sont notées:

$$\varepsilon_{ij} = \varphi_{ijkl} \sigma_{kl} \quad (2.41)$$

II.3.4. Milieu homogène

Les grandeurs (φ_{ijkl}) caractérisant le comportement élastique du milieu considéré ne sont pas des fonctions de point, elles sont les mêmes quel que soit l'endroit du milieu que l'on considère.

II.3.5. Nombre de coefficients φ_{ijkl}

Écrivons la relation du comportement élastique précédente sous forme matricielle:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{21} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{21} \end{Bmatrix} \quad (2.42)$$

-du fait de la symétrie des contraintes ($\sigma_{kl}=\sigma_{lk}$), les coefficients concernés sont identiques, soit:

$$\varphi_{ijkl} = \varphi_{ijlk} \quad (2.43)$$

-du fait de la symétrie des déformations ($\varepsilon_{ij}=\varepsilon_{ji}$), les coefficients concernés sont identiques, soit:

$$\varphi_{ijkl} = \varphi_{jikl} \quad (2.44)$$

Autrement dit, seule la connaissance des coefficients inclus dans la matrice (6×6) ci-dessus est nécessaire, de plus, l'application du théorème des travaux virtuels pour des états de contrainte particuliers permet de montrer que les coefficients (φ_{ijkl}) sont symétriques, c'est-à-dire: $\varphi_{ijkl}=\varphi_{klij}$

La matrice (6×6) mise en évidence plus haut est donc symétrie. Le nombre des coefficients distincts : 21 coefficients.

La loi de comportement précédente s'écrit alors :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{1111} & \varphi_{1122} & \varphi_{1133} & 2\varphi_{1123} & 2\varphi_{1113} & 2\varphi_{1112} \\ \varphi_{2211} & \varphi_{2222} & \varphi_{2233} & 2\varphi_{2223} & 2\varphi_{2213} & 2\varphi_{2212} \\ \varphi_{3311} & \varphi_{3322} & \varphi_{3333} & 2\varphi_{3323} & 2\varphi_{3313} & 2\varphi_{3312} \\ \varphi_{2311} & \varphi_{2322} & \varphi_{2333} & 2\varphi_{2323} & 2\varphi_{2313} & 2\varphi_{2312} \\ \varphi_{1311} & \varphi_{1322} & \varphi_{1333} & 2\varphi_{1323} & 2\varphi_{1313} & 2\varphi_{1312} \\ \varphi_{1211} & \varphi_{1222} & \varphi_{1233} & 2\varphi_{1223} & 2\varphi_{1213} & 2\varphi_{1212} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.45)$$

En faisant apparaître les distorsions angulaires notées: $\gamma_{23}=2\varepsilon_{23}$, $\gamma_{13}=2\varepsilon_{13}$ et $\gamma_{12}=2\varepsilon_{12}$ d'où l'écriture suivante de la loi de comportement élastique :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{1111} & \varphi_{1122} & \varphi_{1133} & 2\varphi_{1123} & 2\varphi_{1113} & 2\varphi_{1112} \\ \varphi_{2211} & \varphi_{2222} & \varphi_{2233} & 2\varphi_{2223} & 2\varphi_{2213} & 2\varphi_{2212} \\ \varphi_{3311} & \varphi_{3322} & \varphi_{3333} & 2\varphi_{3323} & 2\varphi_{3313} & 2\varphi_{3312} \\ 2\varphi_{2311} & 2\varphi_{2322} & 2\varphi_{2333} & 4\varphi_{2323} & 4\varphi_{2313} & 4\varphi_{2312} \\ 2\varphi_{1311} & 2\varphi_{1322} & 2\varphi_{1333} & 4\varphi_{1323} & 4\varphi_{1313} & 4\varphi_{1312} \\ 2\varphi_{1211} & 2\varphi_{1222} & 2\varphi_{1233} & 4\varphi_{1223} & 4\varphi_{1213} & 4\varphi_{1212} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.46)$$

II.3.6. Matériau isotrope

On appelle matériau isotrope un matériau invariant quel que soit le changement de repère, toutes les directions sont donc identiques. Chaque plan étant un plan d'isotropie. On écrit traditionnellement la matrice des rigidités $\{C\}$ sous la forme [20]:

$$\{C\} = \begin{bmatrix} \lambda + 2\mu & \lambda & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda + 2\mu & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda & \lambda + 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

Dans laquelle λ et μ sont les modules de Lamé.

On écrit la matrice des souplesses sous la forme :

$$\{S\} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

$$\frac{1}{G} = \frac{2(1+\nu)}{E} \quad (2.49)$$

Dans laquelle (E) est le module d'Young, (ν) le coefficient de Poisson et (G) le module de rigidité au cisaillement ou module de Coulomb ($G=\mu$). Bon nombre de métaux, d'alliages ou de composites constitués de renforts répartis aléatoirement (composites à fibres courtes par exemple) répondent au schéma élastique isotrope.

II.3.7. Matériau orthotrope

On appelle matériau orthotrope un matériau élastique homogène présentant en tout point deux symétries du comportement mécanique, chacune par rapport à un plan, les deux plans étant orthogonaux.

Le nombre de constants élastiques indépendants est réduit à 9. La loi de comportement exprimée dans les axes dits « d'orthotropie », définis au moyen du trièdre construit sur les deux plans orthogonaux et leur intersection, peut s'écrire sous la forme suivante [15]:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.50)$$

Avec :

E_1, E_2 et E_3 : les modules d'élasticité.

G_{23}, G_{13} et G_{12} : les modules de cisaillement.

$\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}, \nu_{21}, \nu_{31}$ et ν_{32} : les coefficients de poisson.

La symétrie de la matrice de la loi de comportement élastique entraîne les égalités:

$$\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}, \frac{\nu_{31}}{E_3} = \frac{\nu_{13}}{E_1} \text{ et } \frac{\nu_{32}}{E_3} = \frac{\nu_{23}}{E_2} \quad (2.51)$$

II.3.8. Matériau quasi isotrope

On appelle matériau quasi isotrope un matériau invariant par rotation de 90° autour de l'un quelconque des axes du repère d'orthotropie. Les trois axes sont donc équivalents et la matrice des rigidités se simplifie pour prendre la forme :

$$\{C\} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Un matériau quasi isotrope est caractérisé par trois modules d'élasticité indépendants. Un composite 3D (trois directions orthogonales de renforts par exemple) à fibres de carbone et matrice de carbone est un matériau quasi isotrope [20].

II.3.9. Matériau isotrope transverse

On appelle matériau isotrope transverse un matériau linéairement élastique, homogène, pour lequel tout plan contenant une direction privilégiée est un plan de symétrie mécanique.

La loi de comportement ne fait intervenir que cinq coefficients élastiques indépendants. La relation de comportement s'écrit sous la forme suivante [15]:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{LL} \\ \varepsilon_{TT} \\ \varepsilon_{T'T'} \\ \gamma_{TT'} \\ \gamma_{LT'} \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & \frac{\nu_{TL}}{E_T} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & -\frac{\nu_{LT}}{E_T} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_T} & \frac{1}{E_T} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu_T)}{E_T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{LL} \\ \sigma_{TT} \\ \sigma_{T'T'} \\ \tau_{TT'} \\ \tau_{LT'} \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} \quad (2.53)$$

Avec :

E_L : le module d'élasticité dans le sens long.

E_T : le module d'élasticité dans le sens travers.

G_{LT} : le module de cisaillement.

ν_{LT} et ν_T : les coefficients de poisson.

La symétrie de la matrice de la loi de comportement élastique entraîne légalité:

$$\frac{\nu_{LT}}{E_L} = \frac{\nu_{TL}}{E_T} \quad (2.54)$$

II.3.10. Matrices de rigidité et de souplesse

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est décrit en introduisant soit les constantes de rigidité (C_{ij}), soit les constantes de souplesse (S_{ij}) compte tenu des relations établis, la loi de Hooke s'écrit suivant l'une des formules matricielles [14]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (2.55)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (2.56)$$

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est donc caractérisé par (9) coefficients indépendants, les matrices de rigidité et de souplesse étant inverses l'une de l'autre, nous avons :

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{S_{22}S_{33}-S_{23}^2}{\Delta S}, C_{22} = \frac{S_{33}S_{11}-S_{13}^2}{\Delta S}, C_{33} = \frac{S_{11}S_{22}-S_{12}^2}{\Delta S} \\ C_{12} &= \frac{S_{13}S_{23}-S_{12}S_{33}}{\Delta S}, C_{13} = \frac{S_{12}S_{23}-S_{13}S_{22}}{\Delta S}, C_{23} = \frac{S_{12}S_{13}-S_{23}S_{11}}{\Delta S} \\ C_{44} &= \frac{1}{S_{44}}, C_{55} = \frac{1}{S_{55}}, C_{66} = \frac{1}{S_{66}} \end{aligned} \quad (2.57)$$

$$\Delta S = S_{11}S_{22}S_{33} - S_{11}S_{23}^2 - S_{22}S_{13}^2 - S_{33}S_{12}^2 + 2S_{12}S_{23}S_{13} \quad (2.58)$$

Le composite unidirectionnel est un cas particulier de matériau orthotrope dit orthotrope de révolution, pour le quel :

$$\begin{aligned} C_{13} &= C_{12}, C_{33} = C_{22} \\ C_{44} &= \frac{1}{2}(C_{22} - C_{23}), C_{55} = C_{66} \end{aligned} \quad (2.59)$$

$$\begin{aligned} S_{13} &= S_{12}, S_{33} = S_{22}, S_{55} = S_{66} \\ S_{44} &= 2(S_{22} - S_{23}) \end{aligned} \quad (2.60)$$

II.3.11. Constantes de rigidité et de souplesse en fonction des modules d'élasticité

Les expressions des constantes de souplesse et de rigidité s'obtiennent à partir des relations :

$$\begin{aligned} S_{11} &= \frac{1}{E_1}, S_{22} = \frac{1}{E_2}, S_{33} = \frac{1}{E_3} \\ S_{44} &= \frac{1}{G_{23}}, S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}, S_{13} = -\frac{\nu_{13}}{E_1} \\ S_{55} &= \frac{1}{G_{13}}, S_{66} = \frac{1}{G_{12}}, S_{23} = -\frac{\nu_{23}}{E_2} \\ C_{11} &= \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2E_3\Delta}, C_{44} = G_{23}, C_{55} = G_{13}, C_{66} = G_{12} \\ C_{12} &= \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_2E_3\Delta} = \frac{\nu_{12} + \nu_{32}\nu_{13}}{E_1E_3\Delta} \\ C_{22} &= \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1E_3\Delta}, C_{13} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2E_3\Delta} = \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_1E_2\Delta} \end{aligned} \quad (2.61)$$

$$C_{33} = \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta}, C_{23} = \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta} \quad (2.62)$$

$$\Delta = \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}-\nu_{23}\nu_{32}-\nu_{31}\nu_{13}-2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (2.63)$$

II.3.12. Invariants relatifs aux rigidités ou aux souplesses d'un matériau orthotrope

La notion d'invariant d'un tenseur d'ordre deux est bien connue, il s'agit de scalaires obtenus par combinaisons des éléments de la matrice (ou du tenseur) et qui restent constants par changement de repère. Les trois invariants du tenseur des contraintes ou les coefficients de l'équation caractéristique [20,21]:

$$\det([\sigma] - \lambda[I]) = 0 \quad (2.64)$$

Sont les suivants :

$$I_1(\sigma) = \frac{\sigma_{xx} + \sigma_{yy} + \sigma_{zz}}{3} \quad (2.65)$$

$$I_2(\sigma) = \frac{1}{2}(\sigma_{ii}\sigma_{jj} - \sigma_{ij}\sigma_{ij}) \quad (2.66)$$

$$I_2(\sigma) = \sigma_{xx}\sigma_{yy} + \sigma_{xx}\sigma_{zz} + \sigma_{yy}\sigma_{zz} - \sigma_{xz}^2 - \sigma_{xy}^2 - \sigma_{yz}^2$$

$$I_3(\sigma) = \det[\sigma] \quad (2.67)$$

II.3.13. Changement de base

Soit $C = [C_{ij}]$ la matrice de rigidité exprimée dans une base (e_1) et $C' = [C'_{ij}]$ la matrice de rigidité exprimée dans la base (e_2) .

Ces matrices relient les contraintes et déformations exprimées dans les bases respectives [14]:

$$\text{Base } (e_1) : \sigma = C \varepsilon \quad (2.68)$$

$$\text{Base } (e_2) : \sigma' = C' \varepsilon' \quad (2.69)$$

Les relations de changements de base, relatives aux contraintes et déformations, peuvent être écrites d'une manière générale sous les formes :

$$\sigma' = T_\sigma \sigma = T_\sigma C \varepsilon \quad (2.70)$$

$$\sigma' = T_\sigma C T_\varepsilon^{-1} \varepsilon' \quad (2.71)$$

L'identification des expressions (2.69) et (2.71) conduit alors à relation de changement de base des matrices de rigidité :

$$C' = T_{\sigma} C T_{\varepsilon}^{-1} \quad (2.72)$$

Par un raisonnement analogue, on trouve de même la relation de changement de base des matrices de souplesse :

$$S' = T_{\varepsilon} S T_{\sigma}^{-1} \quad (2.73)$$

Les relations inverses s'écrivent respectivement :

$$C = T_{\sigma}^{-1} C' T_{\varepsilon} \quad (2.74)$$

$$S = T_{\varepsilon}^{-1} S' T_{\sigma} \quad (2.75)$$

II.4. Le comportement mécanique du pli UD

Pour étudier le comportement d'un stratifié constitué de plusieurs plis d'orientations différentes, il est nécessaire de connaître le comportement de chaque pli qui le compose, et ce dans des directions autres que les directions d'orthotropie du pli, figure (2.6) [15].

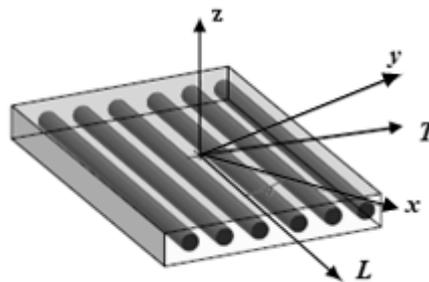


Figure 2.6. Axes principaux et de référence du pli (UD).

II.4.1 Le comportement mécanique dans les directions d'orthotropie

Pour un pli UD on utilise le comportement isotrope transverse, limité au comportement plan dans le plan (L, T) .

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} \quad (2.76)$$

II.4.2 Le comportement mécanique dans une direction quelconque

La relation de comportement mécanique peut ainsi être exprimée sous forme technique dans les axes (x, y) faisant l'angle (θ) avec les axes (L, T) (équation 2.77).

On y a fait apparaître les modules élastiques et coefficients de poisson relatif à ces directions.

- Comportement et coefficients de souplesse

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\vartheta_{yx}}{E_T} & \frac{n_{xy}}{G_{xy}} \\ -\frac{\vartheta_{xy}}{E_L} & \frac{1}{E_y} & \frac{\mu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{n_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.77)$$

$c = \cos \theta$, $s = \sin \theta$

$$E_x(\theta) = \frac{1}{\frac{c^4}{E_L} + \frac{s^4}{E_T} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right)} \quad (2.78)$$

$$E_y(\theta) = \frac{1}{\frac{s^4}{E_L} + \frac{c^4}{E_T} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right)} \quad (2.79)$$

$$G_{xy}(\theta) = \frac{1}{4c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right) + \frac{(c^2 - s^2)^2}{G_{LT}}} \quad (2.80)$$

$$\frac{\vartheta_{yx}}{E_y}(\theta) = \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} (c^4 + s^4) - c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \quad (2.81)$$

$$\frac{n_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left(\frac{c^2}{E_L} - \frac{s^2}{E_T} + (c^2 - s^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (2.82)$$

$$\frac{\mu_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left(\frac{s^2}{E_L} - \frac{c^2}{E_T} - (c^2 - s^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (2.83)$$

- Comportement et coefficients de raideur

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.84)$$

$$\bar{E}_L = \frac{E_L}{(1 - \vartheta_{LT} \vartheta_{TL})} , \quad \bar{E}_T = \frac{E_T}{(1 - \vartheta_{LT} \vartheta_{TL})} \quad (2.85)$$

$c = \cos \theta$, $s = \sin \theta$

$$\bar{E}_{11}(\theta) = c^4 \bar{E}_L + s^4 \bar{E}_T + 2c^2 s^2 (\vartheta_{LT} \bar{E}_L + 2G_{LT}) \quad (2.86)$$

$$\bar{E}_{22}(\theta) = s^4 \bar{E}_L + c^4 \bar{E}_T + 2c^2 s^2 (\vartheta_{LT} \bar{E}_L + 2G_{LT}) \quad (2.87)$$

$$\bar{E}_{33}(\theta) = c^2 s^2 (\bar{E}_L + \bar{E}_T - 2\vartheta_{TL} \bar{E}_L) + (c^2 - s^2)^2 G_{LT} \quad (2.88)$$

$$\bar{E}_{12}(\theta) = c^2 s^2 (\bar{E}_L + \bar{E}_T - 4G_{TL}) + (c^4 + s^4) \vartheta_{LT} \bar{E}_L \quad (2.89)$$

$$\bar{E}_{13}(\theta) = -cs(c^2 \bar{E}_L - s^2 \bar{E}_T - (c^2 - s^2)(\vartheta_{TL} \bar{E}_L + 2G_{LT})) \quad (2.90)$$

$$\bar{E}_{23}(\theta) = -cs(s^2 \bar{E}_L - c^2 \bar{E}_T + (c^2 - s^2)(\vartheta_{TL} \bar{E}_L + 2G_{LT})) \quad (2.91)$$

II.5. Le comportement thermomécanique du pli UD

Sous les effets conjugués de contraintes et de variation de température, les déformations globales (thermomécaniques) du pli UD sont obtenues au moyen d'une loi de comportement modifiée [15].

II.5.1 Le comportement thermomécanique dans les directions d'orthotrope

Pour un pli UD on utilise le comportement isotrope transverse limité au comportement plan dans le plan (L, T) , avec les effets de la variation de la température sur les contraintes et les déformations.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\vartheta_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_L \\ \alpha_T \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2.92)$$

Avec : $\Delta T = T_{\text{imp}} - T_0$

α_L : Coefficient de dilatation linéique longitudinal.

α_T : Coefficient de dilatation linéique transversal.

La loi de Fourier s'écrit dans le cas du matériau orthotrope en tridimensionnel :

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x_1} & \frac{\partial}{\partial x_2} & \frac{\partial}{\partial x_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{bmatrix} = q \quad T_i \text{ signifie } \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (2.93)$$

II.5.2 Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque

La relation de comportement thermomécanique peut ainsi être exprimée sous forme technique dans les axes (x, y) faisant l'angle (θ) avec les axes (L, T) (équation 2.94).

On y a fait apparaître les modules élastiques, coefficients de poisson et coefficients de dilatation thermique pour chaque direction.

- Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_T} & \frac{\nu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{\nu_{xy}}{E_L} & \frac{1}{E_y} & \frac{\mu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{\nu_{yx}}{E_x} & \frac{\mu_{xy}}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.94)$$

Avec:

$$c = \cos \theta \quad , \quad s = \sin \theta$$

$$\alpha_x = c^2 \alpha_L + s^2 \alpha_T \quad (2.95)$$

$$\alpha_y = s^2 \alpha_L + c^2 \alpha_T \quad (2.96)$$

$$\alpha_{xy} = 2cs(\alpha_T - \alpha_L) \quad (2.97)$$

- Comportement thermomécanique et Coefficients de raideur

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} - \Delta T \begin{Bmatrix} \bar{\alpha E}_1 \\ \bar{\alpha E}_2 \\ \bar{\alpha E}_3 \end{Bmatrix} \quad (2.98)$$

$$c = \cos \theta \quad , \quad s = \sin \theta$$

$$\bar{E}_L = \frac{E_L}{(1-\nu_{LT}\nu_{TL})} \quad , \quad \bar{E}_T = \frac{E_T}{(1-\nu_{LT}\nu_{TL})} \quad (2.99)$$

$$\bar{\alpha E}_1 = c^2 \bar{E}_L (\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T) + s^2 \bar{E}_T (\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \quad (2.100)$$

$$\bar{\alpha E}_2 = s^2 \bar{E}_L (\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T) + c^2 \bar{E}_T (\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \quad (2.101)$$

$$\bar{\alpha E}_3 = cs (\bar{E}_T (\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) - \bar{E}_L (\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T)) \quad (2.102)$$

CHAPITRE III

Endommagement et rupture des matériaux composites

III.1. Rupture des matériaux composites stratifiés

L'évolution des dégradations dans les stratifiés composites est un phénomène complexe qui résulte de différents modes d'endommagements souvent couplés, comme la fissuration matricielle, le délaminage entre les couches, la rupture des fibres, etc...

Dans un stratifié à fibres longues, sous l'influence de sollicitations monotones ou cycliques, mécaniques ou thermiques, la « *fissuration transverse* » est en général le premier endommagement observé dans la matrice du pli le plus désorienté par rapport à l'axe de sollicitation. Des fissures transverses peuvent apparaître très tôt dans la durée de vie de la structure et elles peuvent constituer des zones d'amorçage pour d'autres mécanismes d'endommagement plus dangereux. La connaissance de la fissuration transverse est donc un préalable indispensable aux études ayant pour but d'assurer l'intégrité de la structure.

Les principaux modes d'endommagement, dans un stratifié à fibres longues, peuvent être classés en quatre catégories [15,16, 22] :

III.1.1. Fissuration transverse

Il s'agit de fissures qui traversent toute l'épaisseur des couches les plus désorientées par rapport à l'axe de sollicitation. Des micro-défauts au sein du matériau (comme des vides, des fibres cassées, le décollement fibre/matrice ou des microfissures de la matrice) peuvent être à l'origine de ces fissures amorcées par une forte concentration de contrainte locale. Ces fissures sont assez rectilignes et généralement perpendiculaires aux interfaces entre les couches adjacentes, figure (3.1-a).

III.1.2. Fissuration longitudinale

Il s'agit de fissures qui sont analogues aux précédentes, apparaissent toujours dans la matrice et sont perpendiculaires aux interfaces des couches, mais qui traversent toute l'épaisseur des couches orientées à 0° par rapport à l'axe de sollicitation, figure (3.1-b).

III.1.3. Rupture des fibres

C'est un dernier mécanisme qui va généralement conduire à la rupture finale du matériau, figure (3.1-c).

III.1.4. Délaminage entre les couches (plis)

C'est un mécanisme de décohésion entre les couches qui apparaît sur le bord libre ou/et à l'intérieur de l'éprouvette. A cause des contraintes inter laminaires élevées près des bords, le délaminage s'amorce généralement à cet endroit, puis progresse en séparant les couches, figure (3.2).

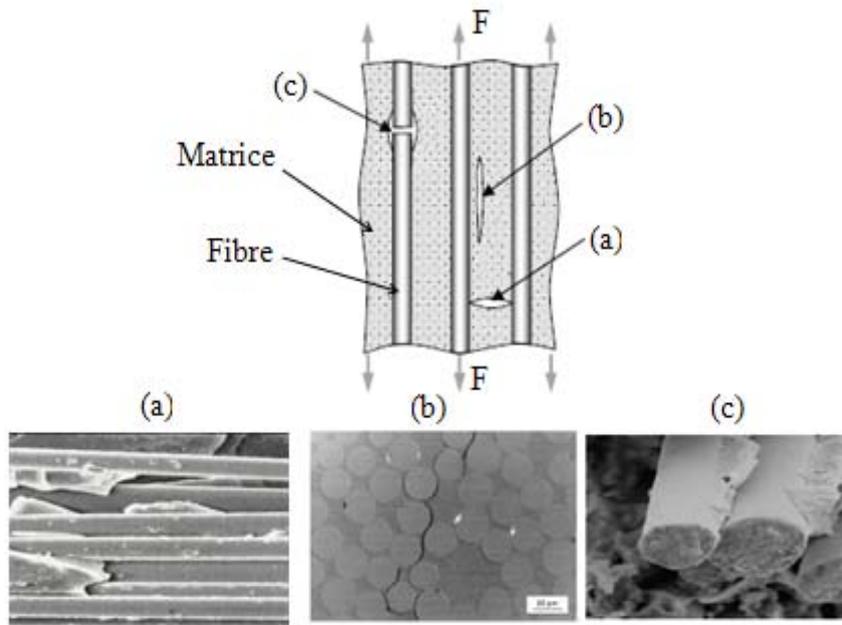


Figure 3.1. Modes d'endommagements dans les stratifiés [23,24].

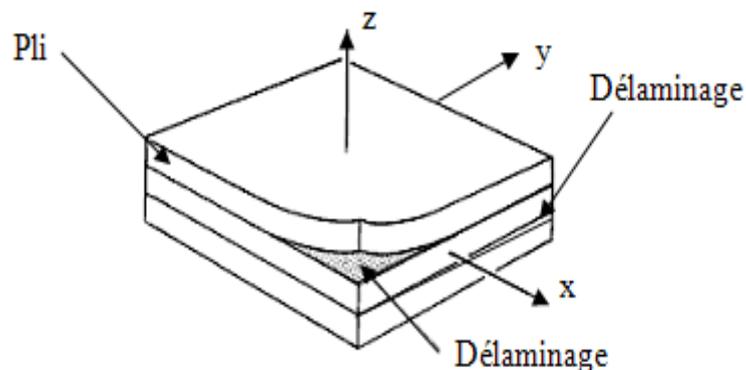


Figure 3.2. Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés.

Dans de nombreuses situations (notamment lors d'un impact) la fissuration matricielle et le délaminage sont des phénomènes fortement couplés.

III.2. Quelques paramètres dont dépend l'endommagement

III.2.1. La contrainte maximale appliquée

L'influence de la contrainte maximale appliquée a été étudiée dans les travaux [25, 26,27], les auteurs ont montré que, pour divers drapages et matériaux, la cinétique de fissuration est bien sûr plus rapide quand la contrainte est élevée.

Lafarie-Frenot et Hénaff-Gardin [28] ont fait des essais de fatigue, sur deux types d'empilements différents de stratifiés carbone/époxy T300/914, à deux niveaux de contrainte maximale différents (60% et 80% de la contrainte à rupture notée σ_r), les résultats expérimentaux concernant l'évolution de la densité de fissures en fonction du nombre de cycles ont montré que, pour chaque stratifié, un chargement plus élevé donne une accélération de la multiplication des fissures transverses.

Takeda et al. [29] ont étudié l'influence de la contrainte appliquée sur la fissuration dans des stratifiés $[0/90_m/0]$ de carbone/époxyde T800H/3631 ($m = 4, 8$ et 12), plusieurs niveaux de la contrainte maximale, variant de 40% à 95% de la contrainte à rupture statique, ont été utilisés.

III.2.2. La fréquence du chargement cyclique

D'autres paramètres importants sont la fréquence du chargement et le rapport de charge, Hénaff-Gardin et Lafarie-Frenot [30] ont montré une influence marquée, même à la température ambiante, de la fréquence (de 1 Hz à $1,5 \cdot 10^{-4}$ Hz) sur le développement de la fissuration en fatigue dans la couche à 90° du stratifié $[(0/45/-45/0/90)_3]_S$ de carbone/époxyde T300/914.

III.2.3. La température

A la température de 150°C , pour des stratifiés $[0_3/90_3]_S$ de carbone/époxyde IM7/977-2, Lafarie-Frenot et Rouquié [31] ont réalisé des essais de fatigue sous azote sec aux deux fréquences de 0,7 Hz et $8 \cdot 10^{-4}$ Hz, un effet important de la fréquence sur la fissuration a été observé même sous environnement neutre.

Pour considérer l'influence de la température, le principe de superposition temps-température a été aussi utilisé par exemple dans les travaux des auteures [32,33]. La notion de temps réduit est introduite pour regrouper sur une même « *courbe maîtresse* » les variations d'une certaine grandeur mécanique en fonction du temps à différentes températures.

III.2.4. La séquence d'empilement

J. Brillaud et A. El Mahi [34] ont étudié numériquement (par la méthode des éléments finis) l'influence de la séquence d'empilement sur la variation de la rigidité et du taux de restitution d'énergie du stratifié en fonction de la densité de fissures. Pour des stratifiés ayant le même nombre de plis à 0° et 90° , la perte de la rigidité et le taux de restitution d'énergie augmentent quand l'épaisseur des couches augmente, à l'état de saturation l'espacement des

fissures semble être proportionnel à l'épaisseur des couches, tandis que la perte de rigidité n'en dépend pas.

III.3. Modélisation de l'endommagement sous chargement de Fatigue

Degrieck et Van-Paepegem [35] ont classé les principaux modèles proposés depuis les dernières décennies en trois grandes catégories:

- *Les modèles de durée de vie* : ne prennent pas vraiment en compte le mécanisme de dégradation (comme les fissures transverses dans la matrice, la rupture des fibres, etc.) mais utilisent la courbe S-N de ruine (ou le diagramme de Goodman) et introduisent certains critères de rupture en fatigue, ces approches nécessitent un travail expérimental considérable.

- *Les modèles phénoménologiques* : concernent la rigidité et la résistance résiduelle. Ces modèles proposent une loi d'évolution de la dégradation des propriétés à l'échelle macroscopique des stratifiés.

- *les modèles d'endommagement progressif*: introduisent une ou plusieurs variables d'endommagement pour décrire la dégradation des stratifiés composites.

III.4. Observation des mécanismes de rupture

Le suivi des mécanismes de rupture peut être effectué par diverses techniques dont nous donnons quelques éléments [14] :

III.4.1. Observation par microscopie

La technique la plus simple à mettre en œuvre est l'observation à l'aide d'une binoculaire ou d'un microscope optique, permettant éventuellement une observation continue des phénomènes de rupture au cours des essais.

L'observation est ponctuelle et la profondeur de champ limitée. La microscopie électronique à balayage augmente cette profondeur, tout en permettant d'atteindre des grossissements élevés, figure (3.3).

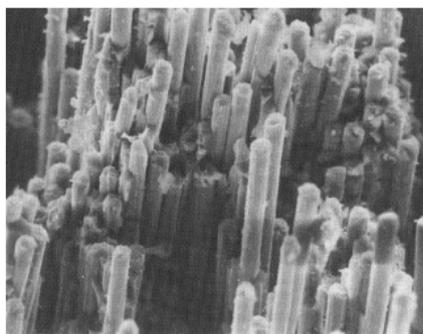


Figure 3.3. Visualisation par microscope de la Surface de rupture associée à une faible adhérence (carbone/époxyde) [14].

III.4.2. Visualisation par radiographie

La technique de visualisation par radiographie X consiste à imprégner l'éprouvette fissurée à l'aide d'un opacifiant (iodure de zinc) et à faire ensuite une radiographie X de l'éprouvette. La radiographie donne une image 2D de l'état de fissuration, il est cependant aisé de localiser les dommages dans l'épaisseur du stratifié lorsque l'on connaît l'orientation des couches, figure (3.4). La radiographie permet une visualisation très fine des fissures, et en particulier des fissures transverses. Il est également possible d'observer l'état de fissuration par radiographie à l'aide d'un scanner médical. L'analyse des variations de densité permet alors d'accéder à des informations en trois dimensions.

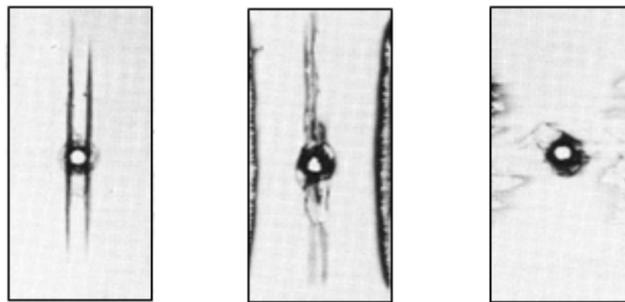


Figure 3.4. Visualisation par radiographie X d'un composite carbone/époxyde (après essai de fatigue, $N=10^5$ cycles) [14].

III.4.3. Analyse par émission acoustique

L'émission acoustique est un processus physique qui permet d'accéder en temps réel à des informations sur les mécanismes de rupture mis en jeu.

Lorsqu'un mécanisme de rupture se produit au sein d'un matériau, il se crée localement une discontinuité du champ des déplacements et des contraintes. Cette discontinuité appelée événement devient la source d'une onde de déformation qui se propage dans le matériau, à la surface un capteur adapté traduit l'onde reçue en un signal électrique qui est ensuite amplifié, puis analysé, figure(3.5).

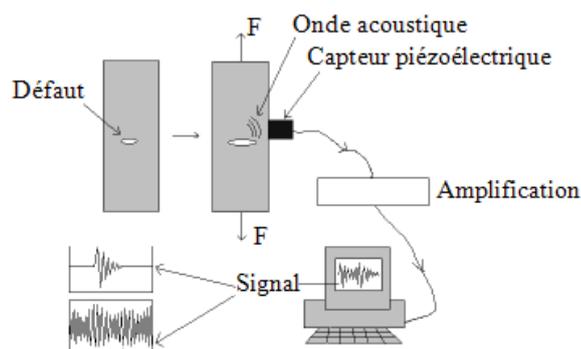


Figure 3.5. Schéma de la chaîne d'émission acoustique.

III.5. Les critères de rupture des matériaux composites

L'étude de la résistance à la rupture des matériaux composites est d'une complexité bien plus grande que l'analyse des propriétés d'élasticité ou de viscoélasticité. En effet, lors d'un chargement mécanique ou thermique, des microfissures apparaissent dans la matrice, des fibres se rompent (rupture fragile ou ductile), des décohésions se créent aux interfaces, des plastifications apparaissent sans entraîner la ruine de la pièce.

Les processus de rupture des composites sont donc d'une grande diversité et ne peuvent être décrits que si l'on connaît [7,36]:

- Le critère de résistance de chaque phase.
- L'état des contraintes et des déformations dans le matériau.
- Les phénomènes de propagation de fissure dans la microstructure.
- La nature de l'interface entre la matrice et le renfort.

L'approche du comportement d'un milieu par un critère stipule que ce milieu conserve sa propriété tant que les grandeurs motrices ne dépassent pas des valeurs ultimes. Un critère de résistance est caractérisé par une fonction scalaire du tenseur des contraintes : $f(\sigma)$. Il n'y a pas de rupture du matériau tant que les contraintes au sein de ce matériau ne dépassent pas les contraintes ultimes. Un critère de rupture est donc une condition de type $f(\sigma) \leq 1$

$$\begin{cases} f(\sigma) \geq 1 \rightarrow \text{rupture} \\ f(\sigma) < 1 \rightarrow \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (3.1)$$

Lorsque $f(\sigma) = 1$, la limite à la rupture est atteinte, d'où le nom de « *surface limite* » ou « *enveloppe de rupture* ». Cette approche de la rupture ne tient pas compte des effets évolutifs d'endommagement, Figure (3.6).

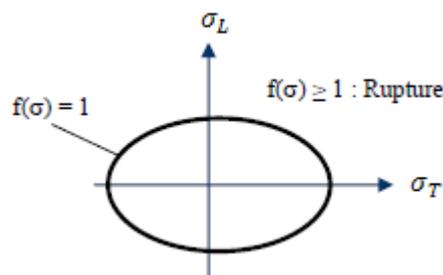


Figure 3.6. Critère de rupture.

L'application d'un critère de rupture nécessite la connaissance des contraintes ultimes, paramètres qui peuvent être déterminés uniquement par voie expérimentale. Dans le cas des

composites stratifiés à fibres longues, anisotropes par leur nature, les essais élémentaires à réaliser sont :

- Traction dans le sens long pour déterminer la résistance à la rupture en traction sens fibres.
- Compression dans le sens long pour déterminer la résistance à la rupture en compression dans le sens des fibres.
- Traction sens travers pour déterminer la résistance à la rupture en traction sens travers.
- Compression dans le sens travers pour déterminer la résistance à la rupture en compression dans le sens travers.
- Cisaillement de la matrice pour déterminer la résistance à la rupture en cisaillement.

Ces essais unis axiaux permettent de formuler des critères de rupture pour prédire la rupture du pli élémentaire.

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche (pli) d'un stratifié et peuvent être classés suivant:

- Des critères en contraintes maximales.
- Des critères en déformations maximales.
- Des critères interactifs, souvent appelés critères énergétiques.

III.5.1. Critères en contraintes maximales

III.5.1.1. Critères dans les axes principaux

Les critères en contraintes maximales font intervenir:

X_t, X_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinal respectivement en traction et en compression.

Y_t, Y_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe transversal respectivement en traction et en compression.

S_{LT} : la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

Les grandeurs à la rupture sont les valeurs positives des contraintes à la rupture mesurées dans des essais de traction, compression ou cisaillement.

Dans le cas d'une couche soumise à un état de contraintes planes dans des axes principaux, figure (3.7), les critères en contrainte maximales stipulent que la résistance mécanique de la couche est atteinte lorsque l'une des trois contraintes aux quelles la couche est soumise atteint la valeur de la contrainte à la rupture correspondante. Les critères de rupture s'écrivent ainsi sous la forme [14]:

$$-X_c < \sigma_L < X_t \quad (3.2)$$

$$-Y_c < \sigma_T < Y_t \quad (3.3)$$

$$-S_{LT} < \tau_{LT} < S_{LT} \quad (3.4)$$

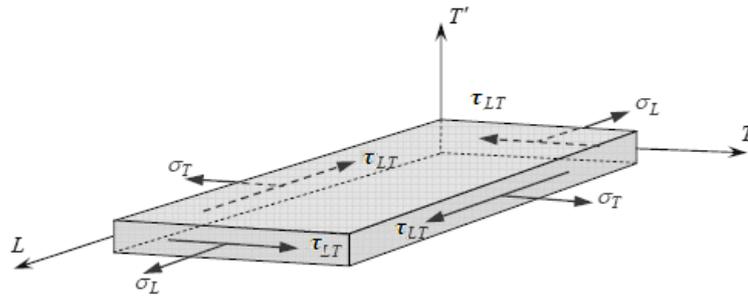


Figure 3.7. Contraintes dans les axes principaux d'une couche.

- Si les équations sont vérifiées, l'état de contrainte limite n'est pas atteint, la rupture de la couche ne se produit pas.
- Si l'une quelconque des équations n'est plus vérifiée, l'état limite est atteint, la rupture se produit suivant le mécanisme correspondant à la contrainte de l'équation non vérifiée.

III.5.1.2. Critères de rupture en-dehors des axes principaux

Dans le cas où l'état de contraintes est exprimé dans des axes de référence (x, y, z), figure(3.8), il est nécessaire de se ramener aux axes principaux par une rotation d'angle (θ).

Les contraintes exprimées dans les axes principaux s'écrivent [14]:

$$\sigma_L = \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 + \sigma_{yy} (\sin \theta)^2 + 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \quad (3.5)$$

$$\sigma_T = \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 + \sigma_{yy} (\cos \theta)^2 - 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \quad (3.6)$$

$$\tau_{LT} = (\sigma_{yy} - \sigma_{xx}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{xy} (\cos \theta)^2 - \sigma_{xy} (\sin \theta)^2 \quad (3.7)$$

Les critères (3.2), (3.3) et (3.4) en contraintes maximales s'expriment suivant :

$$-X_C < \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 + \sigma_{yy} (\sin \theta)^2 + 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta < X_t \quad (3.8)$$

$$-Y_C < \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 + \sigma_{yy} (\cos \theta)^2 - 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta < Y_t \quad (3.9)$$

$$-S_{LT} < (\sigma_{yy} - \sigma_{xx}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{xy} (\cos \theta)^2 - \sigma_{xy} (\sin \theta)^2 < S_{LT} \quad (3.10)$$

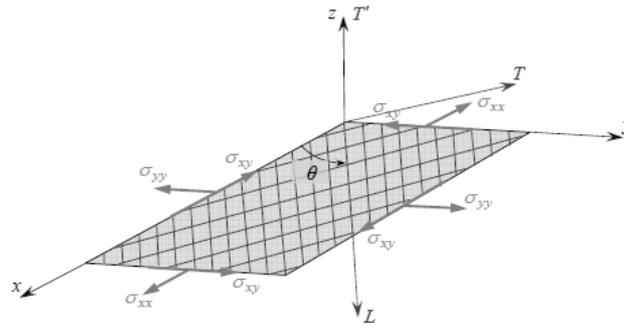


Figure 3.8. Contraintes en-dehors des axes principaux d'une couche.

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes principaux, les relations des contraintes (3.5), (3.6) et (3.7) se réduisent par:

$$\sigma_L = \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 \quad (3.11)$$

$$\sigma_T = \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 \quad (3.12)$$

$$\tau_{LT} = -\sigma_{xx} \sin \theta \cos \theta \quad (3.13)$$

III.5.2. Critères en déformations maximales

III.5.2.1. Critère dans les axes principaux

Critère peu utilisé car en bureau d'études les concepteurs raisonnent plutôt en contraintes (ou comment sont transmis les efforts). Il est utilisé couplé avec le critère de contrainte maximale.

Les critères en déformation maximale sont transposés des critères en contraintes maximales, les déformations étant bornées, au lieu des contraintes. Les critères en déformations principales font intervenir:

X_{et} (X_{ec}): la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe longitudinal.

Y_{et} (Y_{ec}): la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversal.

$S_{LT\varepsilon}$: la déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche (pli).

La résistance mécanique est alors considérée comme étant atteinte, lorsque l'une des déformations principales atteint la déformation à la rupture correspondante. Les critères en déformations maximales s'écrivent donc sous la forme [14]:

$$-X_{ec} < \varepsilon_L < X_{et} \quad (3.14)$$

$$-Y_{ec} < \varepsilon_T < Y_{et} \quad (3.15)$$

$$-S_{LT\varepsilon} < \gamma_{LT} < S_{LT\varepsilon} \quad (3.16)$$

III.5.2.2. Critère en-dehors des axes principaux

Dans le cas d'une traction ou compression en-dehors des axes principaux, les déformations principales sont [14]:

$$\varepsilon_L = \frac{1}{E_L} ((\cos\theta)^2 - \nu_{LT}(\sin\theta)^2)\sigma_{xx} \quad (3.17)$$

$$\varepsilon_T = \frac{1}{E_T} ((\sin\theta)^2 - \nu_{TL}(\cos\theta)^2)\sigma_{xx} \quad (3.18)$$

$$\gamma_{LT} = \frac{1}{G_{LT}} \sin\theta \cos\theta \sigma_{xx} \quad (3.19)$$

Il en résulte que les critères en déformations maximales peuvent être réécrits suivant:

$$\frac{-X_c}{(\cos\theta)^2 - \nu_{LT}(\sin\theta)^2} < \sigma_{xx} < \frac{X_t}{(\cos\theta)^2 - \nu_{LT}(\sin\theta)^2} \quad (3.20)$$

$$\frac{-Y_c}{(\sin\theta)^2 - \nu_{LT}(\cos\theta)^2} < \sigma_{xx} < \frac{Y_t}{(\sin\theta)^2 - \nu_{LT}(\cos\theta)^2} \quad (3.21)$$

$$\frac{-S_{LT}}{\sin\theta \cos\theta} < \sigma_{xx} < \frac{S_{LT}}{\sin\theta \cos\theta} \quad (3.22)$$

En comparant ces expressions aux expressions obtenues dans le cas des critères en contraintes maximales, nous constatons que les deux critères diffèrent simplement par l'introduction dans les critères en déformations maximales des termes fonctions des coefficients de poisson ν_{LT} et ν_{TL} . Ces termes modifient assez peu dans la pratique les résultats numériques.

III.5.3. Le critère mixte

Il s'agit d'un couplage entre les deux critères précédents : déformation maximale appliquée dans la direction des fibres, et contraintes maximale appliquée dans la direction transverse et en cisaillement. Il ne distingue pas les différents modes de rupture de l'unidirectionnel.

III.5.4. Critère de Hill

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux composites a été introduit par R. Hill [37]. Ce critère peut être formulé en disant que l'état limite de contraintes d'un matériau composite n'est pas atteint tant que l'inégalité suivante est vérifiée :

$$F(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + G(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + H(\sigma_L - \sigma_T)^2 + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT'}^2 < 1 \quad (3.23)$$

Les paramètres F , G , H , L , M et N sont des paramètres caractéristiques du matériau considéré, qui sont reliés aux contraintes à la rupture X_c , X_b , Y_c , Y_t et S_{LT} du matériau.

Dans le cas d'un essai de traction ou de compression dans la direction (L), le critère de Hill se réduit à :

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (3.24)$$

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (3.25)$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (3.26)$$

Avec :

X : la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (L).

Y : la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (T).

Z : la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (T').

Dans le cas d'un essai de cisaillement dans le plan (L, T), le critère de Hill se réduit à [14]:

$$2N = \frac{1}{S_{LT}^2} \quad (3.27)$$

$$2M = \frac{1}{S_{LT'}^2} \quad (3.28)$$

$$2L = \frac{1}{S_{TT'}^2} \quad (3.29)$$

Avec :

S_{LT} : la contrainte de rupture en cisaillement dans le plan (L, T).

$S_{LT'}$ et $S_{TT'}$: sont les contraintes de rupture en cisaillement, respectivement dans les deux plans (L, T') et (T, T').

III.5.5. Critère de Hill - Tsai

Le critère de rupture précédent en contraintes planes a été simplifié par V.D.Azzi et S.W.Tsai [38] dans le cas des matériaux composites unidirectionnels. Dans ce cas le critère s'écrit:

$$\alpha^2 = \left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_L}{X^2} \sigma_T + \left(\frac{\tau_{Lt}}{S_{LT}}\right)^2 \quad (3.30)$$

Avec : σ_L , σ_T et τ_{LT} les contraintes appliquées correspondantes dans les sens fibres, transverse et cisaillement.

Pour $\alpha < 1$ il n'y a pas rupture du pli considéré.

Pour $\alpha \geq 1$ il y a rupture du pli considéré, en général cette détérioration est due à la rupture de la résine.

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes principaux les contraintes principales sont données par les expressions (3.11, 3.12 et 3.13). En reportant ces expressions dans la relation (3.23), le critère de Hill- Tsai s'écrit [14]:

$$\alpha^2 = \sigma_{xx}^2 \left[\frac{(\cos \theta)^4}{X^2} + \left(\frac{1}{S_{LT}^2} - \frac{1}{X^2} \right) (\sin \theta)^2 (\cos \theta)^2 + \frac{(\sin \theta)^4}{Y^2} \right] \quad (3.31)$$

III.5.6. Critère de Hoffman

Une généralisation du critère de Hill, tenant compte de la différence du comportement des matériaux en traction et en compression, a été formulée par O. Hoffman [39]. Ce critère admet que la rupture du matériau se produit lorsque l'égalité suivante est vérifiée :

$$C_1(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + C_2(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + C_3(\sigma_L - \sigma_T)^2 + C_4\sigma_L + C_5\sigma_T + C_6\sigma_{T'} + C_7\sigma_{TT'}^2 + C_8\sigma_{LT'}^2 + C_9\tau_{LT'}^2 = 1 \quad (3.32)$$

Les constantes C_1 à C_9 sont caractéristiques du matériau et reliées aux contraintes à la rupture du matériau par les relations :

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right) \\ C_2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{X_t X_c} - \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \\ C_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} \right) \\ C_4 &= \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad C_5 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad C_6 = \frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \\ C_7 &= \frac{1}{S_{TT'}^2} \quad C_8 = \frac{1}{S_{LT'}^2} \quad C_9 = \frac{1}{S_{LT}^2} \end{aligned} \quad (3.33)$$

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan (L, T), le critère de Hoffman se réduit à:

$$\frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} + \frac{X_c - X_t}{X_c X_t} \sigma_L + \frac{Y_c - Y_t}{Y_c Y_t} \sigma_T + \frac{\tau_{LT}^2}{S_{LT}^2} = 1 \quad (3.34)$$

III.5.7. Critère tensoriel de Tsai-Wu

Ce critère, tenant compte de diverses inadéquations du critère précédent de Hill-Tsai, postule une surface de rupture dans l'espace des contraintes de la forme [40]:

$$F_j \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1..6 \quad (3.35)$$

Cette surface est compliquée dans le cas général, cette théorie se ramène, dans le cas d'un matériau orthotrope sous chargement plan :

$$F_1 \sigma_L + F_2 \sigma_T + F_6 \tau_{LT} + F_{11} \sigma_L^2 + F_{22} \sigma_T^2 + F_{66} \tau_{LT}^2 + 2F_{12} \sigma_L \sigma_T = 1 \quad (3.36)$$

Les paramètres F_i et F_{ij} peuvent être exprimés à l'aide des contraintes à la rupture, mesurées dans divers essais. Dans le cas de la compression, il faut toute fois tenir compte des phénomènes d'instabilité, et les modes de rupture associés sont nombreux et complexes : flambage structural du composite, cisaillement des fibres en compression, fissuration de la matrice, suivie de l'instabilité des fibres, micro flambage des fibres et délaminage d'une partie du composite, entraînant la ruine de l'ensemble. Le critère de Tsai-Wu en contraintes planes s'écrit [14]:

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) \sigma_L + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) \sigma_T + \frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{\tau_{LT}^2}{S_{LT}^2} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} = 1 \quad (3.37)$$

Nous retrouvons le critère de Hoffman en contraintes planes. Si les contraintes à la rupture en traction et en compression sont identiques le critère de Tsai-Wu est confondu avec le critère de Tsai-Hill.

III.5.8. Critère de Hashin

Ce critère présenté, par Hashin s'applique aux composites unidirectionnels et basé sur quatre modes principaux de rupture du matériau [7]:

-Rupture de fibres en traction :

$$\sigma_L \geq 0 \quad \frac{\sigma_L}{X_t} \leq 1 \quad (3.38)$$

-Rupture de fibres en compression :

$$\sigma_L < 0 \quad \frac{\sigma_L}{X_c} \leq 1 \quad (3.39)$$

-Rupture de la matrice en traction :

$$\sigma_T \geq 0 \quad \left(\frac{\sigma_T}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (3.40)$$

-Rupture de la matrice en compression :

$$\sigma_T < 0 \quad \left(\frac{\sigma_T}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (3.41)$$

III.5.9. Critère de Yamada-Sun

Pour la Rupture de fibres on a la relation suivante [7]:

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (3.42)$$

III.5.10. Critère de Puck

Pour la rupture de la matrice on a la relation suivante [7]:

$$\left(\frac{\sigma_L}{2X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y_t Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 + \sigma_T \left(\frac{1}{Y_c} + \frac{1}{Y_t}\right) \leq 1 \quad (3.43)$$

III.5.11. Critère de Kim-Soni

Les majorités des critères de rupture tiennent compte uniquement de l'état de contraintes planes (dans le repère du pli) négligeant ainsi les effets tridimensionnels. Peu de critères prennent en compte les contraintes dans l'épaisseur des stratifiés. Un exemple est le critère de Kim-Soni qui prévoit le délaminage des plis [7]:

$$\frac{\sigma_{T'}^2}{Z_t Z_c} + \frac{\tau_{TT'}^2 + \tau_{LT'}^2}{(S_{LT})^2} + \sigma_{T'} \left(\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c}\right) \leq 1 \quad (3.44)$$

III.5.12. Critère de Gol'Denblat et Kopnov

Historiquement, Gol'Denblat et Kopnov (1966) furent les premiers à suggérer l'utilisation des tenseurs de fragilité dans l'étude des phénomènes de rupture. Ils proposèrent une théorie générale sous la forme [36]:

$$\Phi(\sigma) = (h_{ij} \sigma_{ij})^\alpha + (f_{ijkl} \sigma_{ij} \sigma_{kl})^\beta + (g_{ijklrs} \sigma_{ij} \sigma_{kl} \sigma_{rs})^\gamma + \dots \leq 1 \quad (3.45)$$

La formulation de ces auteurs reste malgré tout plus complexe que celle des auteurs précédents.

III.5.13. Critère de Boehler et Raclin

Le critère proposé, en 1985, par Boehler et Raclin pour les stratifiés s'apparente à celui donné par Hashin pour les unidirectionnels. Ces deux auteurs admettent que la ruine du matériau en compression est causée par deux mécanismes différents (deux modes) [36]:

Un mode parallèle qui traduit la séparation des couches par glissement les unes sur les autres, et un mode travers qui se traduit par une expression généralisant la contrainte ultime hors axes dans un critère énergétique.

III.6. Le transfert de charge matrice / fibre

Les critères classiques ne tiennent pas compte en général du chemin de la rupture dépendant de la nature des constituants du composite et du mode de sollicitation.

Les critères classiques ne tiennent pas compte de l'influence de la nature de la matrice et du renfort sur le transfert de charge et le chemin de l'endommagement et de la rupture. Ainsi les propriétés mécaniques du composite ne dépendent pas que du taux de fibres mais aussi de paramètres tels que :

- La longueur de fibre.
- L'orientation des fibres.
- L'architecture des fibres.
- Les propriétés mécaniques et physico-chimiques des matrices, interfaces et fibres.

Plusieurs approches sur le transfert de charge sont proposées :

III.6.1. Le transfert élastique/élastique (modèle de Cox)

Cas idéalisé, la fibre et la matrice ont un comportement élastique et il y a continuité de la déformation à l'interface, figure (3.9). Hypothèse non vérifiée en général, Applicable que pour les petites déformations et dans le cas où il y a mode de transfert élastique [41].

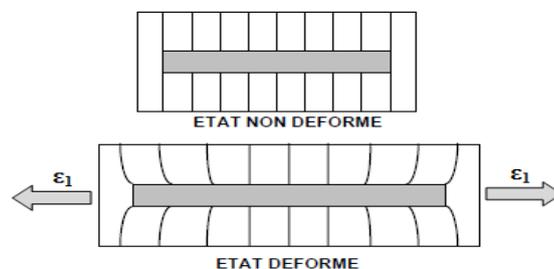


Figure 3.9. Transfert de charge purement élastique.

III.6.2. Le transfert par glissement (Outwater)

Le transfert est associé à une scission due au frottement constant à l'interface et l'adhésion fibre/matrice est nulle (approche ne tenant pas compte du transfert élastique). Cette théorie met en évidence l'importance de la longueur des fibres sur le comportement du matériau (longueur critique L_c , au-dessus de L_c , la rupture du matériau est provoquée par les fibres).

III.6.3. Le transfert élastoplastique

Modèle plus proche de la réalité physique cas mixte des deux approches précédentes. En effet, la fibre a un comportement élastique mais la matrice est souvent élastoplastique.

III.7. Théorie de la mécanique de l'endommagement

La variable mécanique d'endommagement qui est censée représenter l'état de détérioration de la matière peut être déterminée par (Lemaître et Chaboche) [7]:

-Des mesures à l'échelle microscopique (densité de microfissures ou de cavités) qui seront implémentées dans des modèles macroscopiques à l'aide des techniques mathématiques d'homogénéisation.

-Des mesures physiques globales (densité, résistivité, ...).

-Des mesures mécaniques globales (caractéristiques d'élasticité, de plasticité ou de viscoplasticité), proposée par L.M. Katshanov et Y.N Rabotnov en 1958 [7].

-Variables d'endommagement et contrainte effective

Soit un solide à l'état vierge et un solide endommagé dans chacun desquels un élément de volume fini représentatif est isolé, figure (3.10) :

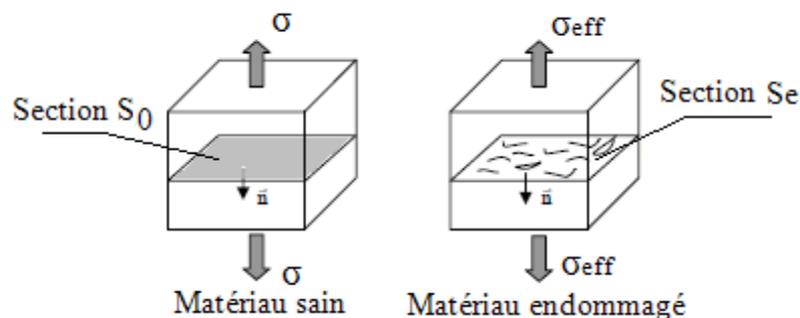


Figure 3.10. Schématisation de l'endommagement par fissuration.

La section du matériau sain est notée (S_0). La section du matériau endommagé est réduite par la présence de fissures et elle est notée (S_e). La différence ($S_0 - S_e$) représente donc l'aire relative ou corrigée des dommages (S_D) dans une section d'un volume endommagé :

$$S_D = S_0 - S_e \quad (3.46)$$

La variable d'endommagement, D_n , peut être ainsi définie :

$$D_n = \frac{S_D}{S_0} \quad (3.47)$$

$$D_n \begin{cases} = 0 & \text{si le matériau est vierge} \\ = 1 & \text{si le matériau est rompu} \end{cases}$$

Lorsqu'un effort (F) est appliqué dans la direction (n) du volume endommagé, la contrainte notée (σ_{eff}), est appelée contrainte effective en relation avec la surface effective (corrigée des dommages) :

$$\sigma_{eff} = \frac{F}{S_D} = \frac{F}{S_0(1-D_n)} = \frac{\sigma}{1-D_n} \quad (3.48)$$

L'état de déformation d'un matériau endommagé est considéré être affecté uniquement par la contrainte effective. Don la loi d'élasticité linéaire unidimensionnelle devient :

$$\varepsilon^e = \frac{\sigma_{eff}}{E} = \frac{\sigma}{E(1-D_n)} \quad (3.49)$$

Où (ε^e) est la déformation élastique et (E) le module élastique du matériau sain.

$E(1-D_n)=E_D$ peut être interprété comme le module élastique du matériau endommagé.

L'endommagement peut alors s'écrire :

$$D_n = 1 - \frac{E_D}{E} \quad (3.50)$$

Grâce à cette théorie, le comportement des matériaux endommagés peut être décrit en fonction des lois de comportement des matériaux vierges en remplaçant la contrainte usuelle par la contrainte effective (σ_{eff}). Cette contrainte est introduite à l'aide des mesures du module d'élasticité endommagé (E_D). L'évolution de l'endommagement peut être donc obtenue d'une manière simple via des essais de type charge-décharge donnent directement accès aux modules endommagés.

Dans le cas des matériaux composites stratifiés, anisotropes par leur nature, il est nécessaire d'introduire plusieurs variables d'endommagement attachées aux différents modules d'élasticité (E_{ii} , G_{ij}) du matériau. C'est Ladevèze [42] qui a appliqué pour la première fois la mécanique de l'endommagement aux matériaux orthotropes en introduisant plusieurs variables d'endommagement. Les différentes variables d'endommagement sont notées (D_i), en rapport avec les principales directions de sollicitation ($i = 1, 2$ et 3) [8].

L'identification des lois d'endommagement à partir des essais sur le matériau composites carbone/époxyde a été effectuée en utilisant le modèle formulé selon la théorie de l'endommagement et de la plasticité couplée à l'endommagement. Ce modèle a été développé par Ladevèze [42] et appliqué par la suite sur différents matériaux composites en

carbone/époxyde par Lachaud [43,44]. Les caractéristiques mécaniques du stratifié carbone/époxy se dégradent lors des sollicitations cycliques. Il s'agit plus particulièrement des modules (E_{22} et G_{12}).

Ce comportement endommageable en traction sens travers et en cisaillement a été décrit à l'aide des deux variables appelées variables d'endommagement (d_{22} et d_{12}). Des essais cycliques sur les matériaux composites stratifiés ont permis d'établir les lois d'évolution pour endommagement (d_{22} et d_{12}) en fonction du taux de restitution d'énergie (Y_I) [8].

III.7.1. Endommagement en traction transverse

Dans l'endommagement en traction transverse la matrice s'endommage non seulement en traction transverse mais aussi en cisaillement.

L'endommagement de la matrice peut être calculé à partir des mesures de déformation fournies par les jauges [8]:

$$Y_I = \sqrt{\frac{1}{2} G_{12}^0 \left((\varepsilon_x)_i - (\varepsilon_y)_i \right)^2 + b \frac{1}{2} E_{22}^0 \frac{(1+\nu_{12}^0)}{(1-\nu_{12}^0 \nu_{21}^0)} \left((\varepsilon_x)_i + (\varepsilon_y)_i \right)^2} \quad (3.51)$$

$$b = \frac{(E_{22})_i}{(G_{12})_i} \quad (3.52)$$

L'évolution de l'endommagement (d_{22}) en fonction de Y_I et Y_{d22} est linéaire, figure (3.11). La courbe $d_{22}(Y_I)$ est donc identifiée par une droite de la forme :

$$d_{22} = 0,377Y_I - 0,019 \quad (3.53)$$

et $d_{22}(Y_{d22})$ pour l'endommagement en traction transverse sans cisaillement, par une droite d'équation :

$$d_{22} = 0,254Y_{d22} - 0,02$$

A titre de comparaison, la droite d'évolution de la variable (d_{22}) pour un autre stratifié à fibres de carbone et à matrice thermodurcissable, le T300/914, [43] est :

$$d_{22} = 0,418Y_I - 0,091 \quad (3.54)$$

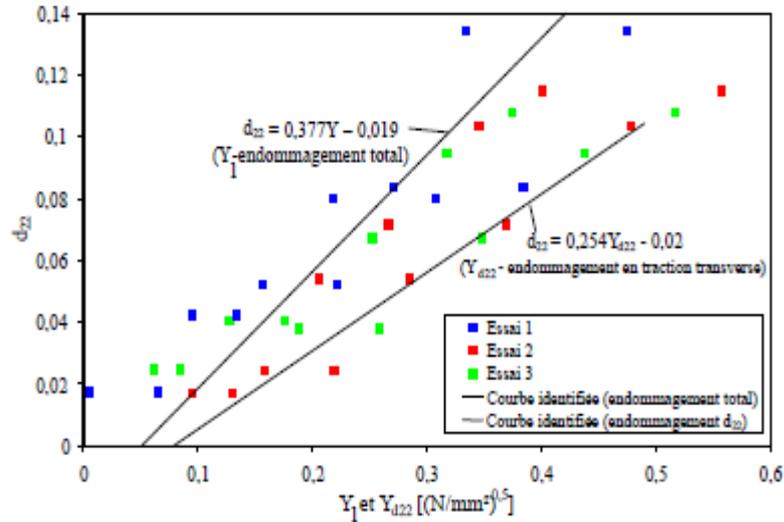


Figure 3.11. Evolution de l'endommagement en traction transverse : $d_{22} = f(Y_1)$ et $d_{22} = f(d_{22}, Y_1)$ pour le stratifié carbone/époxyde (T700/M21)[8].

III.7.2. Endommagement en cisaillement

L'endommagement en cisaillement est présent dans les stratifications avec des plis (à $\pm 45^\circ$ et à $\pm 60^\circ$) sollicités en traction. Cependant, c'est l'essai de traction sur des stratifiés $[\pm 45^\circ]_s$ qui permet d'obtenir les valeurs les plus importantes de la variable d'endommagement (d_{12}) en raison de déformations maximales très élevées. Pour cet essai, l'endommagement en cisaillement est prépondérant (σ_{22} est très faible). L'endommagement en traction transverse peut être négligé, d'où la relation finale de l'endommagement de la matrice [8]:

$$Y_1 = \sqrt{(Y_{d12})_i} = \sqrt{\frac{1}{2} G_{12}^0 \left((\varepsilon_x)_i - (\varepsilon_y)_i \right)^2} \quad (3.55)$$

La courbe d'évolution de l'endommagement est identifiée par une courbe logarithmique d'équation :

$$d_{12} = 0.355 \ln(Y_1) + 0.32 \quad (3.56)$$

L'évolution de la variable d'endommagement (d_{12}) est illustrée en fonction du taux de restitution d'énergie (Y_1) sur la figure (3.12).

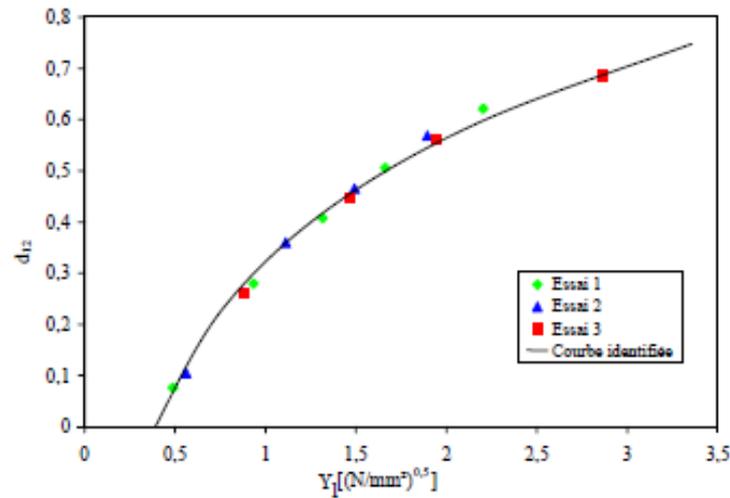


Figure 3.12. Evolution de l'endommagement en cisaillement $d_{12}=f(Y_1)$ pour le stratifié T700/M21 [8].

III.8. Prise en compte de la fatigue

Lorsqu' le matériau composite est soumis à des variations de contraintes répétées, il finit par se rompre, et ce pour des valeurs de contrainte appliquée qui peuvent être très inférieures aux valeurs ultimes initiales. C'est le phénomène bien connu de la fatigue, qu'il est nécessaire de prendre en compte dans tout dimensionnement de pièce travaillante [11].

Il est courant d'examiner la performance en fatigue dans le plan des composites et des stratifiés composites en termes de diagrammes S-N.

OWEN et AL [45] ont étudié la réponse sous fatigue d'un composite à fibres courtes, à savoir un matériau polyester renforcé de fibres coupées. Le matériau contient des filaments de verre d'une longueur de 50 mm, arrangés de manière aléatoire dans un plan et imprégnés d'une résine polyester. Par des observations minutieuses des échantillons, ils ont trouvé que les types d'endommagement principaux étaient le délaminage entre les fibres et la matrice, la fissuration de la matrice et que la rupture réelle des échantillons impliquait le détachement des fibres et leur rupture. Le premier groupe de fibres à se décoller de la matrice est celui avec un axe normal à la direction de la charge appliquée.

Le décollement des fibres s'étend dans les zones riches en matrice provoquant la fissuration de celle-ci qui va s'accroître avec le nombre de cycles. La figure (3.13) montre les amplitudes de contrainte lors de l'apparition du décollement des fibres et la fissuration de la matrice lors de la rupture finale.

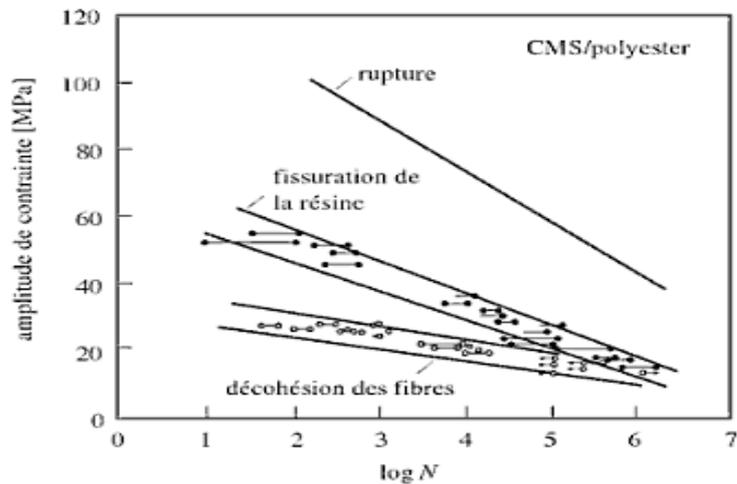


Figure 3.13. Courbe S-N d'un matériau polyester renforcé de fibres coupées lors d'un chargement en fatigue [46].

Pour les composites à fibres longues, sollicités dans leur direction, les charges sont reprises par les fibres. Les fibres relativement fragiles comme les fibres de carbone, de bore et de verre ne vont pas se dégrader lors de sollicitations cycliques de la même manière que les métaux ductiles ou les plastiques. Il doit être reconnu que la déformation ultime de ces fibres est faible, de l'ordre de quelques pourcent, et l'application de sollicitations cycliques dans leur direction ne va provoquer que la matrice à un angle de 90° , c'est-à-dire perpendiculaire à la direction des fibres.

Pour un composite en verre/époxy, TALREJA [47] a trouvé une amplitude limite de déformation de seulement 0.1%, comparée aux 0.6% de la matrice seule.

Dans les travaux de REIFSNIDER [48], pour des stratifiés composites contenant des plis à 0° et des plis orientés en dehors des axes principaux, les fibres à 0° supportent la majeure partie de la charge et apportent la rigidité axiale, tandis que les plis hors des axes principaux contribuent à augmenter les rigidités transverses et de cisaillement. La situation dans les stratifiés multiaxiaux est aussi compliquée par la présence de contraintes résiduelles provenant de la contraction thermique suivant la cuisson ainsi que l'absorption d'humidité.

L'endommagement en fatigue dans des stratifiés à $0^\circ/90^\circ$ symétriques et équilibrées et des stratifiés quasi isotropes $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$ consiste en la fissuration de la matrice parallèlement aux fibres, qui est souvent combinée avec le décollement fibres/matrices, le délaminage entre les plis, et la rupture des fibres. Pour un stratifié multidirectionnel avec des plis à 0° , $\pm 45^\circ$ et 90° et sollicité sous traction cyclique dans la direction à 0° , le décollement fibres/matrices s'amorce dans les plis à 90° et tend à former des micros craquelures.

Les fissures dans la matrice ne vont pas influencer la vie du stratifié puisqu'elles sont arrêtées par les couches avoisinantes à 0° . Le nombre de fissures dans les plis à 90° va augmenter au cours des cycles de fatigue, figure (3.14). Des fissures dans la matrice vont aussi s'amorcer et se multiplier dans les plis à $\pm 45^\circ$ hors des axes.

En plus de la fissuration de la matrice, l'apparition du délaminage entre les couches (plis) est courante lors de sollicitations cycliques en fatigue dans des stratifiés multidirectionnels. Les délaminages sont amorcés à l'intersection des fissures dans la matrice et aux bords libres du stratifié [11].

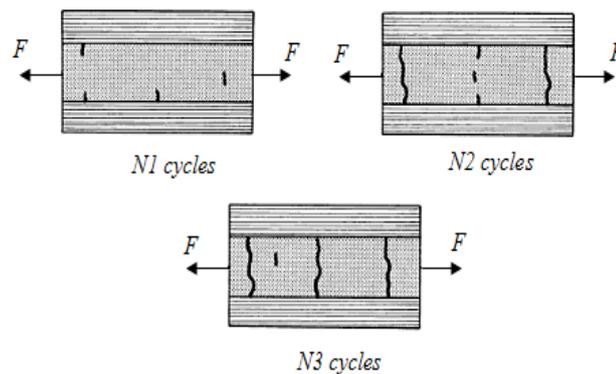


Figure 3.14. Multiplication des fissures dans la matrice lors d'un chargement en fatigue [11].

La figure (3.15) illustre la croissance de fissures dans la matrice d'un stratifié $[0/90/\pm 45]_s$. Le nombre de fissures par centimètre (densité de fissures) atteint une valeur de saturation appelée état d'endommagement caractéristique et la rigidité normalisée égale la rigidité dans le cycle (N) divisée par la rigidité initiale (d'après *Jamison et al*) [49].

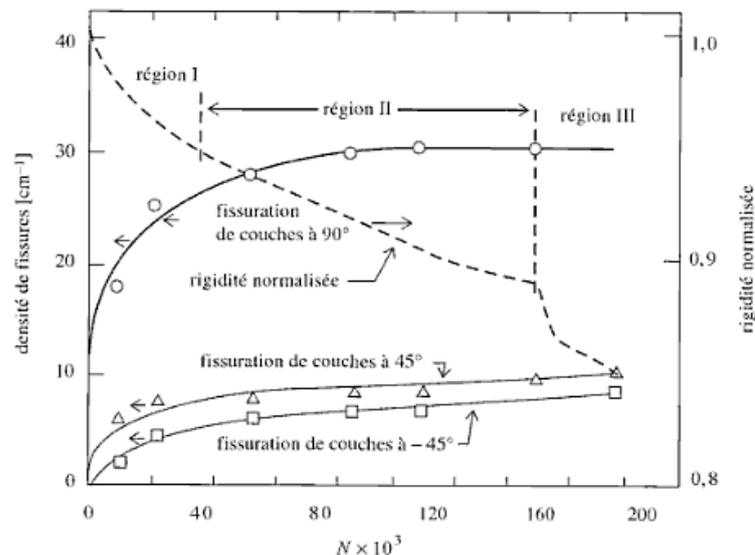


Figure 3.15. Propagation des fissures dans la matrice et diminution de la rigidité dans un stratifié carbone/époxyde $[0/90/\pm 45]_s$ lors d'un chargement en fatigue [49].

La résistance aux sollicitations en fatigue d'un composite donné dépend de la fréquence, des conditions environnementales (humidité et température) et du mode de charge (traction, compression et cisaillement). La fréquence de sollicitations est généralement choisie plus faible que pour les métaux, dans une fourchette de 0.1 à 10 HZ, dans le but de minimiser l'augmentation de la température provenant des pertes d'énergie mécanique dues à l'hystérésis viscoélastique.

L'exposition à des températures ou à un taux d'humidité élevés induit une dilatation et un adoucissement de la matrice qui modifie l'état de contraintes résiduelles, et favorise la ductilité de la matrice, mais peut dégrader l'interface fibre/matrice.

Les sollicitations en compression et cisaillement vont soumettre la matrice et l'interface fibres/matrice à des contraintes de cisaillement, réduisant la contribution des fibres à la résistance à la fatigue [11].

CHAPITRE IV

Assemblage boulonné ou riveté des plaques en matériaux composites

IV.1. Assemblage boulonné ou riveté des matériaux composites stratifiés

L'assemblage mécanique boulonné ou riveté est le mode d'assemblage le plus utilisé en aéronautique pour assurer les transferts d'effort entre pièces composites et/ou métalliques. Il est préféré aux autres modes d'assemblages quand des montages et démontages périodiques doivent intervenir pendant la vie de la structure ou lorsque le collage structural est impossible, figure (4.1).

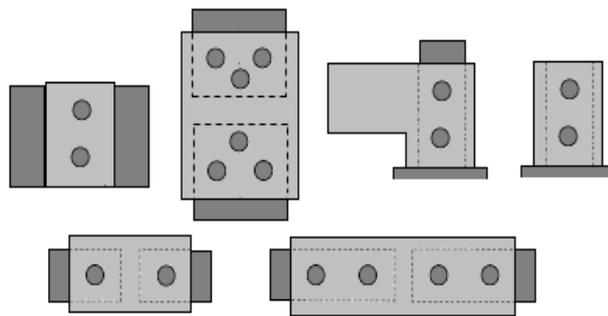


Figure 4.1. Assemblages boulonné ou riveté des pièces mécaniques.

Dans le cas des pièces composites et plus particulièrement des assemblages boulonnés, quelques considérations sont à prendre en compte [7]:

IV.1.1. Faible adaptation aux concentrations de contraintes

La présence des trous habités chargés dans les structures mécaniques introduit des fortes concentrations de contraintes. L'anisotropie des composites, leur absence de ductilité et leur faiblesse inter laminaire spécifique génèrent une faible adaptation aux concentrations des contraintes. Celles-ci peuvent provoquer en bord de trou des fissurations de matrice, ruptures de fibres et même le délaminage des plis puisqu'il s'agit aussi de contraintes normales et de cisaillement dans l'épaisseur des stratifiés.

IV.1.2. Sensibilité aux efforts de perçage

Le perçage des composites et notamment des stratifiés à fibres longues crée des défauts typiques en bord de trou. Ces défauts de perçage dans le matériau composite ont une influence sur la tenue mécanique de l'assemblage. Le perçage des matériaux composites par leur nature, pose une série de problèmes liés à :

- Leur composants de natures différentes (matrice de faible rigidité et fibres de rigidité très élevée par rapport à celle-ci) qui signifie perçage à la fois de deux matériaux différents, d'où la nécessité d'outils adaptés.
- Leur anisotropie (notamment dans le cas des composites à fibres orientées) qui peut générer des déformations non souhaitées, la rigidité étant plus grande dans le sens longitudinal des fibres que dans le sens travers.
- Leur faible conductivité thermique qui limite l'évacuation de la chaleur produite par la coupe, et qui peut entraîner des déformations thermiques ainsi que la dégradation de la matrice polymère.
- Leur caractère fortement abrasif (notamment des fibres de verre et de carbone) qui génère l'usure rapide des outils traditionnels.

Dans la littérature, les défauts de perçage des stratifiés minces sont classés selon leur position dans la plaque composite (König[50], Guegan[51]): défauts d'entrée, défauts sur la paroi du trou et défauts de sortie de trou. Cette classification des différents défauts a été validée par les travaux de thèse de Piquet[52] et Surcin [53] .

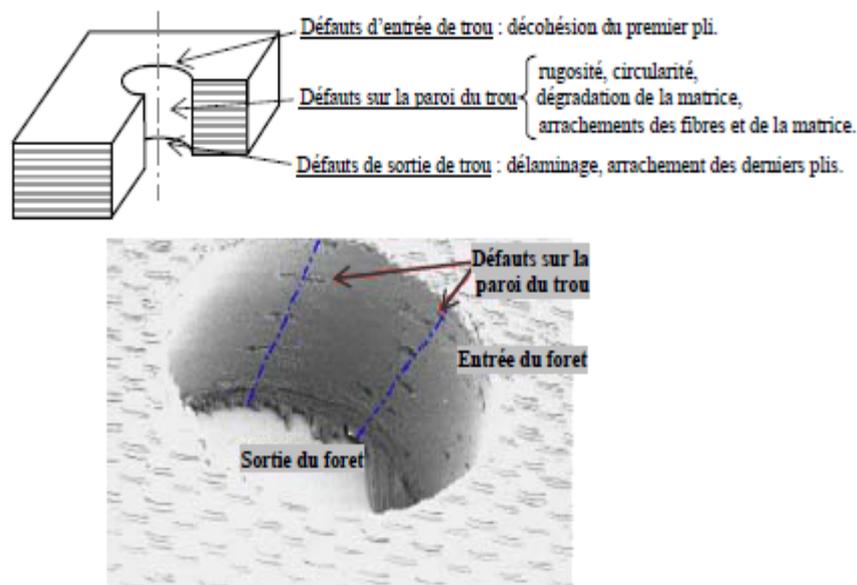


Figure 4.2. Défauts de perçage dans un stratifié carbone/époxyde [7].

IV.1.3. Le risque de corrosion galvanique

Un autre problème particulièrement aigu dans les zones d'assemblages est le risque de corrosion du fait des matériaux différents (couples galvaniques) et des milieux corrosifs qui y séjournent (zones de confinement). Par exemple le risque de corrosion galvanique entre le carbone et l'aluminium est évité en remplaçant les fixations en alliage d'aluminium par des fixations en alliage de titane. En plus de cette solution, l'assemblage des pièces structurales entre elles se fait toujours avec une fine couche de mastic intercalaire pour assurer l'étanchéité mais aussi pour éviter les problèmes de corrosion.

IV.2. Réparations des structures endommagées

L'utilisation des matériaux composites dans les structures aéronautiques soulève le problème des réparations lorsque celles-ci sont endommagées par impact. Les réparations (provisoires ou définitives) sont réalisées à l'aide de renforts métalliques boulonnés ou rivetés ou bien avec des renforts métalliques ou composites collés, associés éventuellement à un certain nombre de rivets. Cette dernière solution est utilisée notamment pour des panneaux composites fins. Les réparations constituent donc une des problématiques qui font l'objet des études sur les assemblages composite-métallique ou composite-composite avec pour objectif la diminution des concentrations de contraintes.

Quelques techniques de réparation des structures composites :

- Cas de dommages mineurs : entailles, rayures, enfoncement

La zone endommagée est mise à niveau par application et ou injection de résines chargées ou non.

-Cas de délaminage

Possibilité d'utiliser pour une réparation provisoire des rivets spéciaux pour composites avec le risque d'engendrer de nouveaux délaminages.

-Cas de perforation

- Renforts métalliques en aluminium, titane ou acier boulonnés ou rivetés, figure (4.3). Le choix du matériau devra éviter la création de couples galvaniques, les trous de fixation seront source de nouveaux défauts. La zone ainsi modifiée devra faire l'objet d'une surveillance.

- Renforts composites pré-polymérisés collés ou rivetés sur la zone endommagée, figure (4.4), réparation considérée comme permanente.

- Renforts composites pré-impregnés, faciles d'utilisation, ils nécessitent la mise en œuvre de moyens de chauffage et de mise sous vide pour obtenir une polymérisation correcte.

- Renforts par tissus imprégnés au moyen d'une résine liquide polymérisant à température ambiante, méthode présentant de nombreux avantages mais à réserver pour des pièces spéciales.

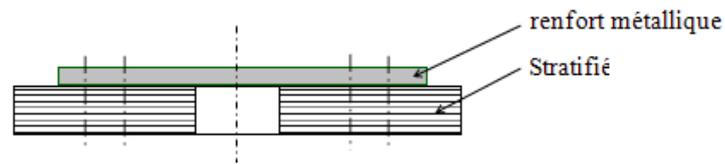


Figure 4.3. Réparations des plaques composites par renfort métallique riveté.



Figure 4.4. Réparations des plaques composites par renforts composites collés.

IV.3. Modes de rupture des assemblages boulonné ou riveté

En raison de l'anisotropie, les composites assemblés par des boulons ont des modes de défaillance souvent très complexes et différents de ceux des assemblages métalliques. Cependant, les modes de rupture macroscopiques peuvent être considérés comme similaires dans les deux cas d'assemblage.

Les modes de rupture des assemblages boulonnés à double recouvrement et fixation unique, sollicités en traction uni axiale. Parmi ceux-ci, les quatre principaux modes de rupture des composites stratifiés sont [7]:

- La rupture en traction (rupture au niveau de la section nette).
- La rupture en cisaillement.
- La rupture en orthotraction (ou clivage).
- La rupture en matage.

Les trois modes de rupture : rupture en traction, cisaillement et orthotraction sont considérés comme modes de rupture catastrophiques. Ceci est dû au fait que les composants de l'assemblage sont définitivement séparés et la liaison ne peut plus assurer son rôle de transfert de charge. Contrairement à ces modes de rupture, la rupture en matage est un mode préférentiel de rupture en raison de son caractère progressif. Il s'agit d'un phénomène d'accumulation

d'endommagements de compression sur le bord chargé du trou, qui est associé à des modes de rupture microscopiques : ruptures de fibres, fissuration de la matrice, délaminage.

IV.3.1. La rupture en traction

La rupture en traction (au niveau de la section nette) est directement liée à la réduction de la surface effective de l'échantillon due à la présence du trou, figure (4.5). La rupture en traction nette ne se produit pas nécessairement à 90° par rapport à la direction de sollicitation. Ce mode de rupture peut être évité en augmentant la largeur de la plaque composite par rapport au diamètre du trou ainsi que la proportion des plis à 0° par rapport au chargement.

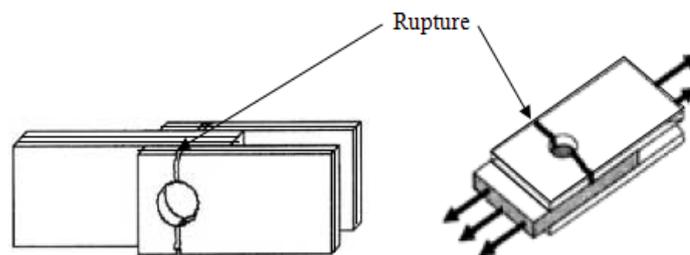


Figure 4.5. Rupture des assemblages boulonnés en traction.

IV.3.2. La rupture en cisaillement

La rupture en cisaillement est déterminée par des contraintes de cisaillement agissant dans la direction de chargement, dans deux plans parallèles et tangents au trou, figure (4.6). Ce mode de rupture apparaît notamment lorsque la distance jusqu'au bord libre de la plaque intermédiaire, notée (e) est faible. La rupture en cisaillement du stratifié peut être évitée en augmentant le rapport distance divisée par la largeur de la plaque et la proportion des plis à $\pm 45^\circ$ par rapport à la direction de sollicitation.

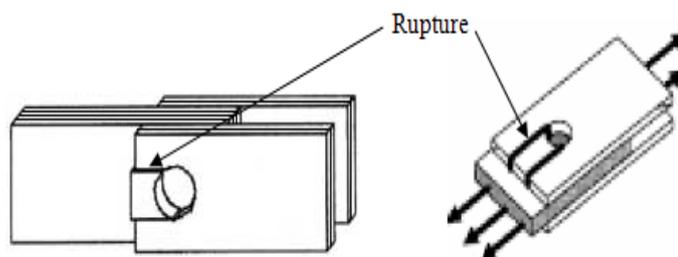


Figure 4.6. Rupture des assemblages boulonnés en cisaillement.

IV.3.3. La rupture en orthotraction

La rupture en orthotraction (clivage) est rare mais elle apparaît surtout quand le taux de fibres orientées dans la direction de sollicitation 0° est élevé et le nombre de plis à 90° est insuffisant, figure (4.7).

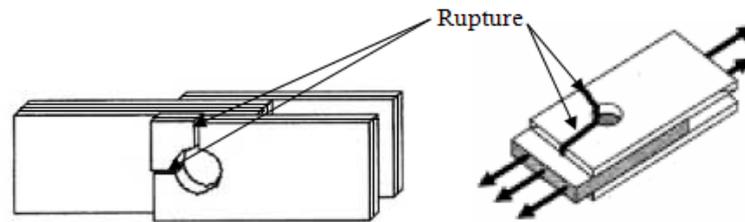


Figure 4.7. Rupture des assemblages boulonnés en orthotraction.

IV. 4. Facteurs influant sur la tenue d'un joint boulonné

Les facteurs influant sur la tenue des joints boulonnés sont la géométrie, le matériau de base, l'empilement des couches et la mise en œuvre du boulon proprement dite. Ils sont mis en évidence expérimentalement, si des tendances peuvent être dégagées, il est impossible de déduire les caractéristiques d'un type de boulonnage à partir des résultats d'un autre.

IV. 4.1. La géométrie du joint

La géométrie du joint devra être conçue de façon à optimiser son mode de rupture. Lorsque c'est possible, la rupture en matage sera privilégiée, à cause de son caractère non catastrophique. Des considérations qualitatives simples permettent de mettre en évidence les rôles de la largeur de l'éprouvette pour la tenue en traction, et de la distance entre le boulon et l'extrémité pour la tenue au cisaillement [54].

IV. 4.2. Le matériau

Le matériau (fibres et résine) et l'empilement des séquences jouent un rôle important, par exemple, les contraintes de matage les plus élevées sont obtenues pour des empilements de couches contenant un tiers à la moitié de couches à 0° , les autres couches étant disposées à 45° . Le rôle de la résine devient plus important dans les empilements intégralement à 45° , sans pour cela être trop pénalisant.

IV. 4.3. La mise en œuvre

La mise en œuvre du boulon joue un rôle fondamental. Pour atteindre son efficacité maximale, le boulon et sa rondelle doivent être alésés aux meilleures dimensions. Autrement, les jeux peuvent faire perdre plus de 25 % de la valeur maximale.

Mais le facteur fondamental est le serrage : ainsi la résistance au matage d'un boulon correctement serré peut-elle être quatre fois supérieure à celle d'un simple pion.

La résistance de joints boulonnés sollicités en simple cisaillement subit une déchéance considérable par rapport au double cisaillement.

Partie II

Modélisations numériques

Objectif : Des modélisations numériques du comportement des plaques composites stratifiées perforées sous chargements mécaniques et thermomécaniques

- Modélisation du comportement d'un pli unidirectionnel perforé sollicité par des chargements mécaniques transverses.
- Calcul de la distance critique entre les deux trous du pli perforé.
- Modélisation du comportement des plaques stratifiées perforées sollicitées par des chargements mécaniques monotones.
- Modélisation de l'effet des chargements thermomécaniques sur la distance critique entre les deux trous.
- Modélisation de l'effet des chargements mécaniques cycliques sur l'endommagement des plaques stratifiées perforées.

CHAPITRE V

Modélisations numériques de la rupture des plaques stratifiées perforées

V.1. Objectifs des modélisations

Cette partie consiste à étudier le phénomène de rupture et d'endommagement provoqué par les concentrations de contraintes dans les plaques perforées et proposer des recommandations pour le calcul et la conception des structures perforées simple et multi trous, par la méthode des éléments finis.

- ✓ **La première modélisation** : le comportement d'une plaque stratifiée simple sollicitée par des chargements mécaniques de traction, pour vérifier la convergence des résultats obtenus par notre programme.
- ✓ **La deuxième modélisation** : le comportement des plaques stratifiées perforées (un trou) sollicitées par des chargements mécaniques monotones.
- ✓ **La troisième modélisation** : le comportement d'un pli unidirectionnel perforé multi trous sollicité par des chargements mécaniques transverses.
- ✓ **La quatrième modélisation** : le comportement des plaques stratifiées perforées multi trous sollicitées par des chargements mécaniques monotones
- ✓ **La cinquième modélisation** : calcul des distances critiques entre les deux trous des plaques stratifiées perforées.
- ✓ **La sixième modélisation** : l'effet des chargements thermomécaniques sur la distance critique entre les deux trous des plaques stratifiées perforées.
- ✓ **La septième modélisation** : l'effet des chargements mécaniques cycliques sur l'endommagement des plaques stratifiées perforées.

V.2. Présentation du logiciel utilisé dans les modélisations

Castem2009 est un code de calcul pour l'analyse de structures par la méthode des éléments finis. Ce code a été développé par le Département Mécanique et Technologie (DMT) du Commissariat français à l'Energie Atomique (CEA). Le développement de *Castem2009* entre

dans le cadre d'une activité de recherche dans le domaine de la mécanique dont le but est de définir un instrument de haut niveau, pour servir de support pour la conception, le dimensionnement et l'analyse de structures et de composants, dans le domaine du nucléaire comme dans le secteur industriel classique.

Castem2009 intègre non seulement les processus de calculs proprement dits mais également les fonctions de construction du modèle (pré -processeur) et les fonctions de traitement des résultats (post-traitement). *Castem2009* est un logiciel que l'utilisateur peut adapter à ses besoins pour résoudre ses propres problèmes [55,56].

V.3. Matériau et caractérisations

Le matériau composite utilisé dans cette étude est un carbone HR/époxyde couramment utilisé dans l'industrie aéronautique. Les plaques stratifiées sont composées de huit plis UD à fibre longue à 60 % de fibres en volume, d'épaisseur (h) et à matrice therm durcissable époxyde, les caractéristiques mécaniques et thermiques du pli sont représentées dans les tableaux 5.1, 5.2 et 5.3 :

<i>Caractéristiques mécaniques</i>		<i>Carbone HR/ époxyde</i>
Module d'élasticité sens L	(MPa)	134000
Module d'élasticité sens T	(MPa)	7000
Module de cisaillement G_{LT}	(MPa)	4200
Coefficient de Poisson ν		0.25
Résistance en traction suivant L	(MPa)	1270
Résistance en traction suivant T	(MPa)	42
Résistance en compression suivant L	(MPa)	1130
Résistance en compression suivant T	(MPa)	141
Résistance en cisaillement dans plan LT	(MPa)	63
Résistance en cisaillement interlaminaire	(MPa)	90
Epaisseur du pli h	(mm)	0.13
Masse volumique ρ	(Kg/m ³)	1530

Tableau 5.1. Caractéristiques du pli UD [15].

<i>Caractéristiques thermiques</i>		<i>Carbone HR/ époxyde</i>
Coefficient de dilatation linéique longitudinal	(1/K)	$-0.2 \cdot 10^{-6}$
Coefficient de dilatation linéique transversal	(1/K)	$35 \cdot 10^{-6}$
Conductivité thermique longitudinale	(W/ m. K)	4.2
Conductivité thermique transversal	(W/ m. K)	0.7
Capacité thermique massique	(J. Kg ⁻¹ .K ⁻¹)	840

Tableau 5.2. Caractéristiques thermiques du pli UD [57].

<i>Empilements des plaques stratifiées</i>	<i>Les plis à 90° (%)</i>	<i>Les plis à 45° (%)</i>	<i>Les plis à -45° (%)</i>	<i>Les plis à 0° (%)</i>	<i>Epaisseur du pli (mm)</i>
[0/90/90/90]s	75			25	0.13
[0/90/0/90]s	50			50	0.13
[0/0/0/90]s	25			75	0.13
[0/0/0/0]s				100	0.13
[90/90/90/90]s	100				0.13
[45/90/90/90]s	75	25			0.13
[45/90/45/90]s	50	50			0.13
[45/45/45/90]s	25	75			0.13
[45/45/45/45]s		100			0.13
[0/45/90/90]s	50	25		25	0.13
[0/45/45/90]s	25	50		25	0.13
[0/0/45/90]s	25	25		50	0.13
[0/0/90/90]s	50			50	0.13
[-45/90/-45/90]s	50		50		0.13
[0/45/-45/90]s	25	25	25	25	0.13
[45/-45/45/-45]s		50	50		0.13
[45/90/-45/90]s	50	25	25		0.13

Tableau 5.3. Les séquences d'empilements des plaques stratifiées.

La stratégie proposée pour les modélisations et les plaques choisies sont présentées dans le tableau 5.4.

<i>Empilements des plaques stratifiées</i>	<i>Modé N°1</i>	<i>Modé N°2</i>	<i>Modé N°3</i>	<i>Modélisation N°4</i>			<i>Modé N°5</i>	<i>Modé N°6</i>	<i>Modé N°7</i>
				$(\beta=90^\circ)$	$(\beta=45^\circ)$	$(\beta=0^\circ)$			
[0/90/90/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/90/0/90]s		✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
[0/0/0/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/0/0/0]s	✓	✓		✓	✓	✓			
[90/90/90/90]s	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		
[45/90/90/90]s		✓		✓	✓	✓			
[45/90/45/90]s		✓		✓	✓	✓	✓		
[45/45/45/90]s		✓		✓	✓	✓			
[45/45/45/45]s	✓	✓		✓	✓	✓			
[0/45/90/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/45/45/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/0/45/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/0/90/90]s							✓	✓	
[-45/90/-45/90]s		✓		✓	✓	✓			
[0/45/-45/90]s		✓		✓	✓	✓	✓	✓	✓
[45/-45/45/-45]s		✓		✓	✓	✓			
[45/90/-45/90]s		✓		✓	✓	✓			

Tableau 5.4. Empilements utilisés pour chaque modélisation.

V.4. Maillages et chargements

L'objet du maillage est de discrétiser géométriquement le domaine d'analyse de manière à pouvoir ultérieurement associer une formulation éléments finis au support géométrique. Concrètement cette discrétisation s'effectue par la création d'objets de type maillage (points, lignes, surfaces, volumes) à l'aide des opérateurs géométriques. Dans ce travail les plaques sont obtenues en utilisant l'opérateur (volume) qui permet de mailler le volume compris entre deux

surfaces S1 et S2 (les surfaces supérieure et inférieure du pli UD) .Elles doivent avoir le même découpage. La forme du volume s'appuie sur le contour des deux surfaces et leurs références constituent les références du volume. Les éléments créés sont des prismes ou de hexaèdres selon que les surfaces sont formées de triangles ou de quadrangles. On définit un maillage affiné dans les régions où la rupture risque de se développer en cours de chargement. Dans cette étude on a utilisé deux types d'éléments finis pour construire les maillages des surfaces en 3D(CUB8 et TET4) et les éléments créés pour les plaques (prismes ou de hexaèdres), figure (5.1).

1-L'élément CUB8 (OPTI DIME 3 MODE TRID ELEM CUB8)

Arêtes droites, 6 faces QUA4 (Les éléments créés dans les deux surfaces S1 et S2 sont des quadrangles à 4 nœuds), 3 degrés de liberté par nœuds UX, UY, UZ et interpolation linéaire.

2-L'élément TET4 (OPTI DIME 3 MODE TRID ELEM TET4)

Arêtes droites, 4 faces TRI3 (Les éléments créés dans les deux surfaces S1 et S2 sont des triangles à 3 nœuds), 3 degrés de liberté par nœuds UX, UY, UZ et interpolation linéaire.

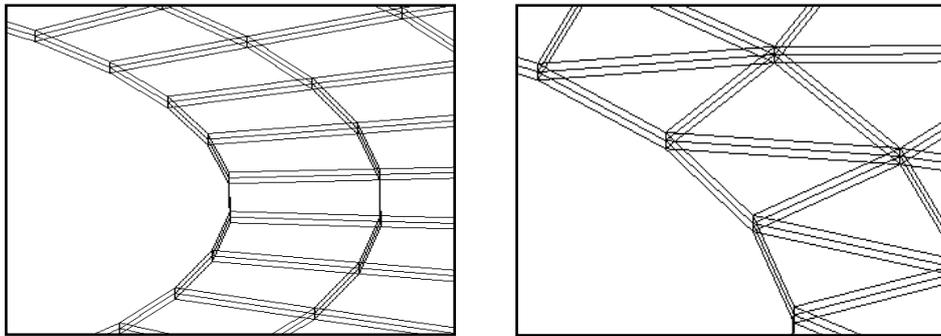


Figure 5.1. Maillage d'un pli UD par les deux éléments finis.

Les plaques stratifiées sont sollicitées suivant le sens (Y) par des chargements de traction, figures (5.2, 5.3 et 5.4).

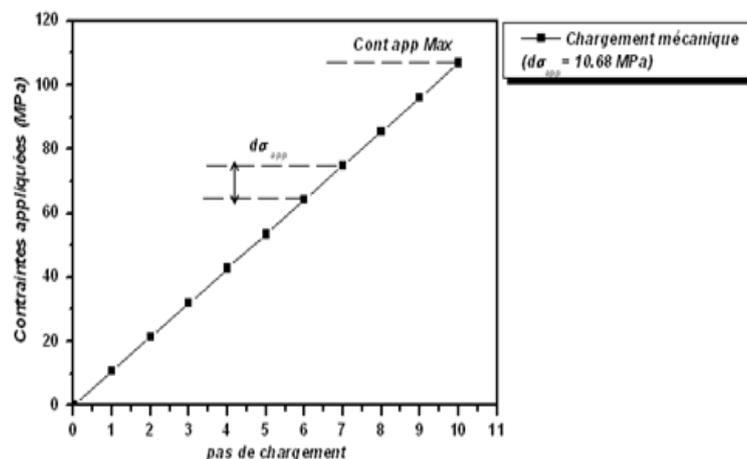


Figure 5.2. Exemple d'un chargement mécanique monotone.

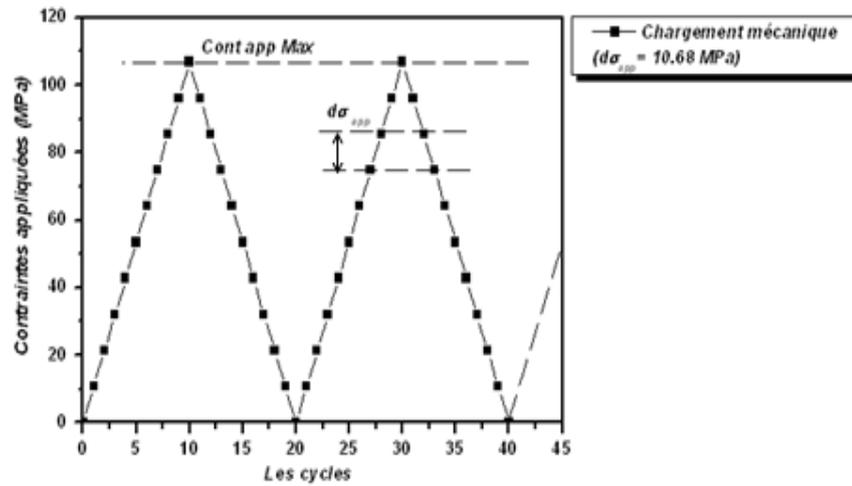


Figure 5.3. Exemple d'un chargement mécanique cyclique (Amplitude constante).

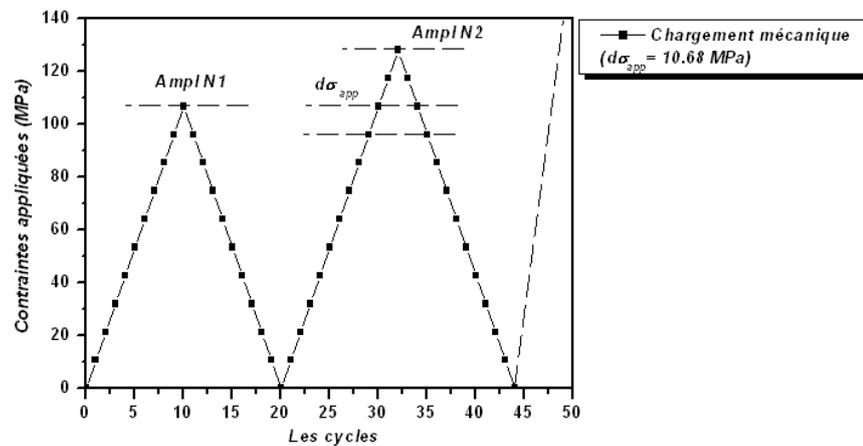


Figure 5.4. Exemple d'un chargement mécanique cyclique (Amplitude variable).

V.5. Le critère utilisé dans les modélisations

Dans toutes les modélisations on a utilisé le critère le plus fréquemment choisie pour les matériaux composites, critère de Hill-Tsai .On doit appliquer ce critère successivement à chaque pli UD constituant le stratifié, c'est-à-dire pour chacune des orientations 90° , 45° , -45° et 0° que nous avons considérées, les axes d'un pli UD sont notés (L) pour le sens long des fibres, et (T) pour le sens travers, les contraintes dans le sens des fibres notées (σ_L) et dans le sens travers notées (σ_T) sont détermines dans les points de concentration de contraintes au milieu des quatre plis du stratifié (symétrie miroir).

V.6. L'approche d'homogénéisations adaptée (multicouche)

Un composite stratifié ou multicouche est un ensemble de plis empilés et orientés de façon quelconque afin d'avoir un élément de structure intégral capable de résister aux chargements,

figure (5.5). Le comportement élastique d'un pli UD constitue la base avec la quelle le comportement du stratifié (multicouche) est décrit, en tenant compte des caractéristiques indépendantes de chaque pli.

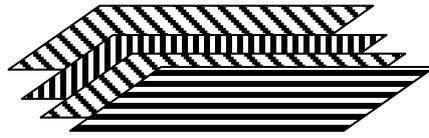


Figure 5.5. Les plis UD d'un stratifié.

V.7. Modélisation numérique de la rupture des plaques stratifiées sollicitées par des chargements mécaniques monotones

V.7.1. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées sans trou

V.7.1.1. Maillage et modèle géométrique

On considère trois plaques stratifiées $[0/0/0/0]_s$, $[45/45/45/45]_s$ et $[90/90/90/90]_s$ en carbone/époxyde à fibre longue à 60 % de fibres en volume et d'épaisseur $8h$ (huit plis), le modèle géométrique est représenté dans la figure 5.6, les propriétés mécaniques dans le tableau 5.1, le maillage est réalisé avec les deux éléments, figures 5.7 et 5.8.

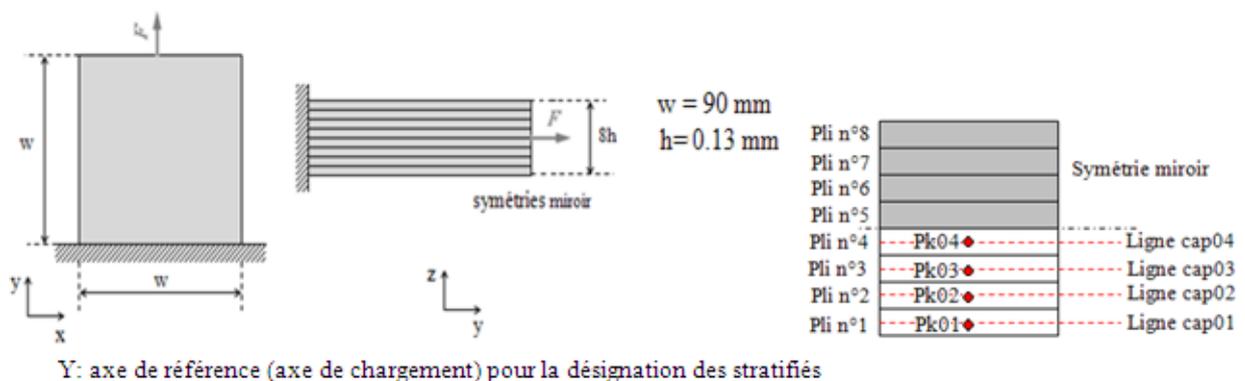


Figure 5.6. Modèle géométrique des plaques stratifiées sans trou.

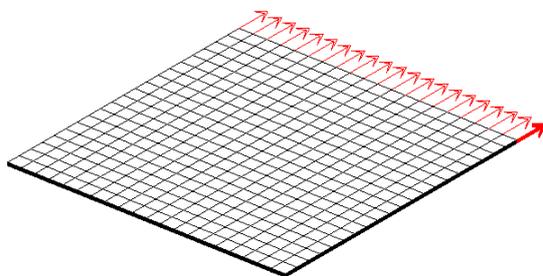


Figure 5.7. Maillage des plaques stratifiées, élément finis n°1

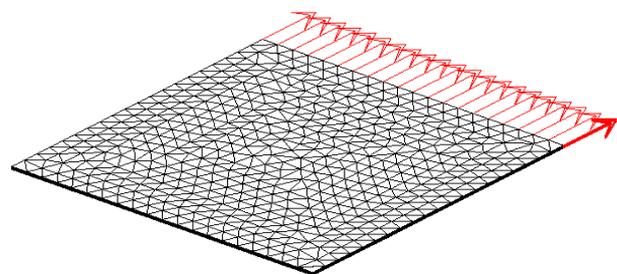


Figure 5.8. Maillage des plaques stratifiées, élément finis n°2.

V.7.1.2. Résultats

Les figures 5.9 à 5.14 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé par modélisation au milieu de chaque pli, en fonction des contraintes appliquées pour les deux maillages.

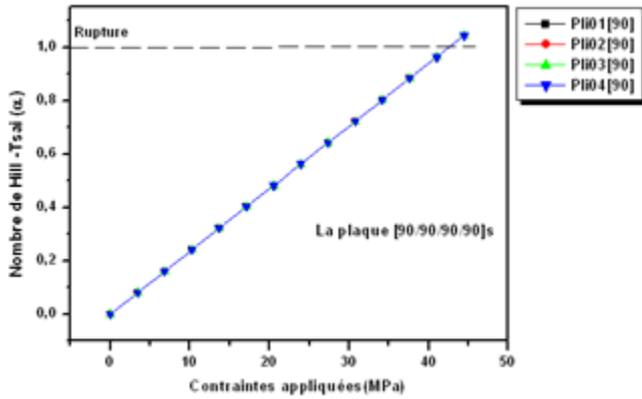


Figure 5.9. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [90/90/90/90]s, élément finis n°1.

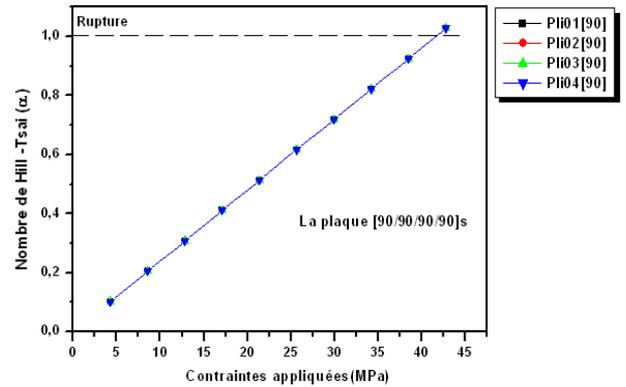


Figure 5.10. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [90/90/90/90]s, élément finis n°2.

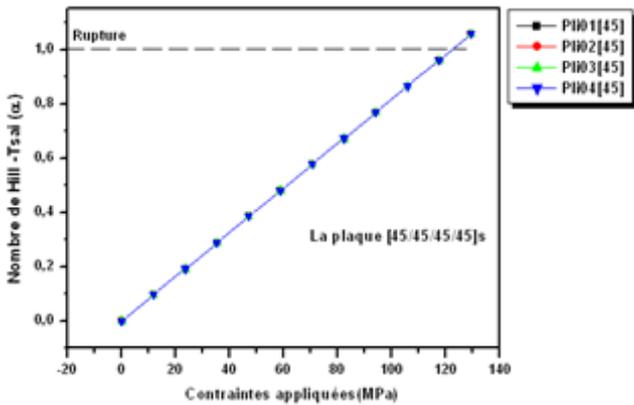


Figure 5.11. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [45/45/45/45]s, élément finis n°1.

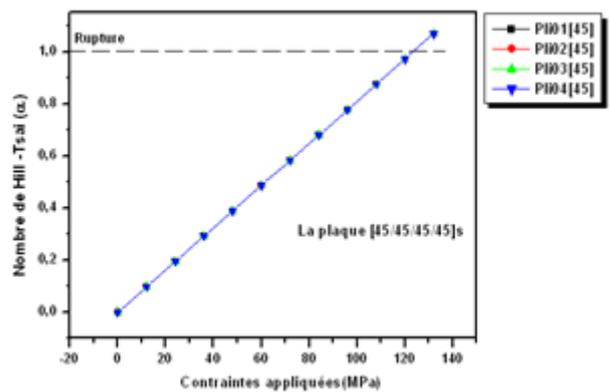


Figure 5.12. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [45/45/45/45]s, élément finis n°2.

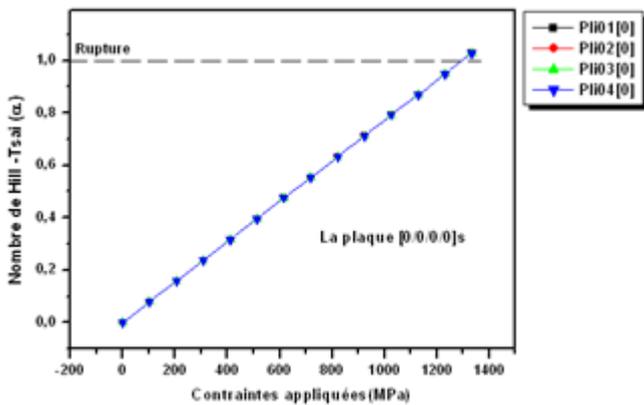


Figure 5.13. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [0/0/0/0]s, élément finis n°1.

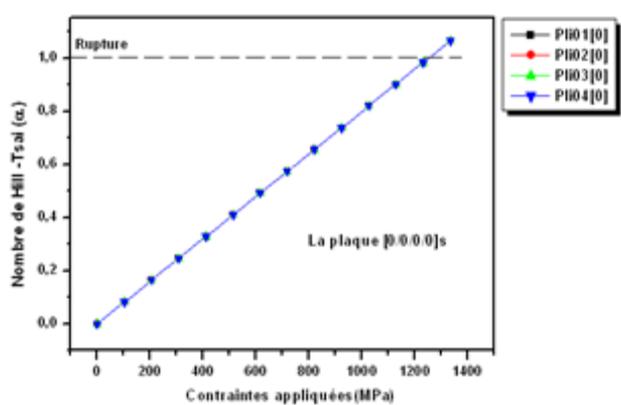


Figure 5.14. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, plaque [0/0/0/0]s, élément finis n°2.

Sur le tableau 5.5 sont illustrées les comparaisons entre des résultats références et les résultats obtenus par modélisations numériques. Elles représentent les contraintes de rupture pour chaque plaque stratifiée. Nous constatons un léger écart entre la modélisation numérique et les résultats de l'auteur [15]. Cet écart reste très raisonnable en tenant compte des erreurs possibles lors du calcul.

Les plaques stratifiées	Contraintes de rupture par D'autre Auteur [15]	Les Contraintes de rupture obtenues par les Modélisations		Erreurs (%)	
		Elément finis n°1	Elément finis n°2	Elément finis n°1	Elément finis n°2
[90/90/90/90]s	42.00	42.680	42.476	+1.619	+1.133
[0/0/0/0]s	1270.00	1270.820	1270.111	+0.064	+0.008
[45/45/45/45]s	123.00	123.506	122.274	+0.411	+0.222

Tableau 5.5. Comparaison entre nos résultats obtenus et d'autre Auteur.

V.7.2. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées perforées (avec un trou)

V.7.2.1. Maillage et modèle géométrique

Pour cette partie, le modèle est une plaque stratifiée perforée en carbone HR/époxy à fibre longue à 60 % de fibres en volume et d'épaisseur $8 \cdot h$ (huit plis), représenté dans la figure 5.15, et les propriétés mécaniques dans le tableau 5.1.

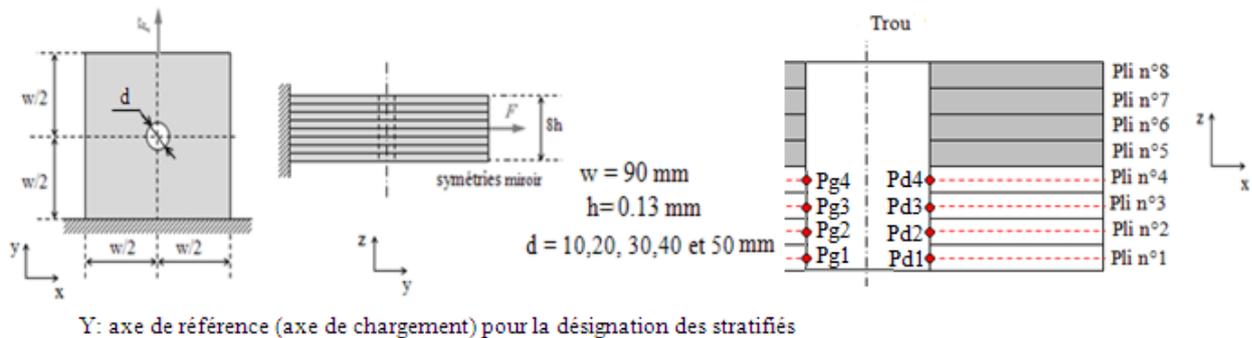


Figure 5.15. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées (avec un trou).

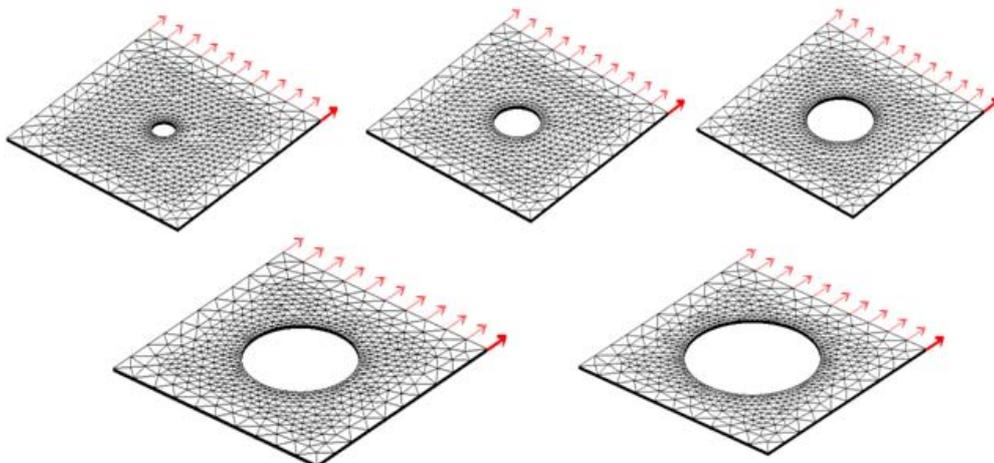


Figure 5.16. Maillages des plaques stratifiées perforées, $d=10, 20, 30, 40\text{ et } 50\text{ mm}$.

V.7.2.2. Résultats

V.7.2.2.1. La variation du nombre de Hill-Tsai en fonction des contraintes appliquées

Les figures 5.17 à 5.34 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé dans les points de concentration des contraintes du pli le plus faible, en fonction des contraintes appliquées pour plusieurs valeurs du rapport (d/w).

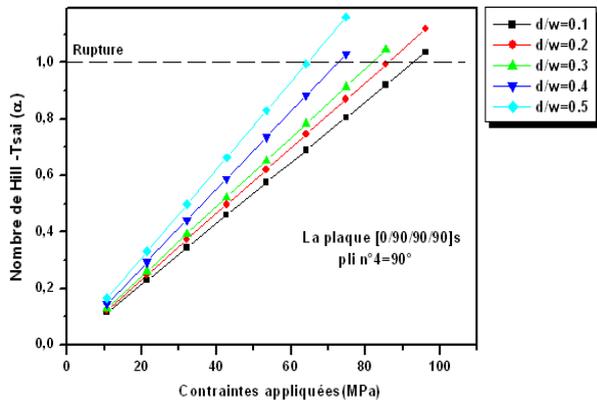


Figure 5.17. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/90/90/90]s en fonction du rapport d/W.

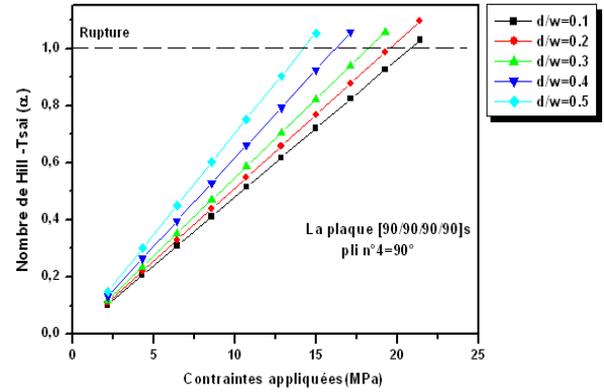


Figure 5.18. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [90/90/90/90]s en fonction du rapport d/W.

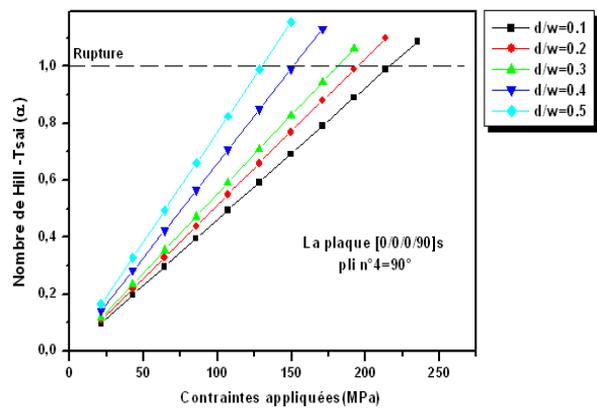


Figure 5.19. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/0/0/90]s en fonction du rapport d/W.

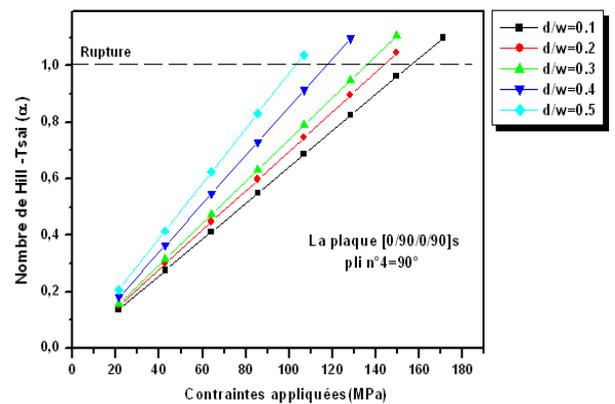


Figure 5.20. Les contraintes de rupture du pli n°4(90°) de la plaque [0/90/0/90]s en fonction du rapport d/W.

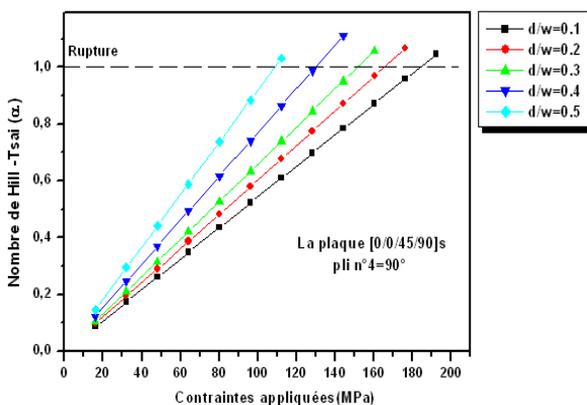


Figure 5.21. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/0/45/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

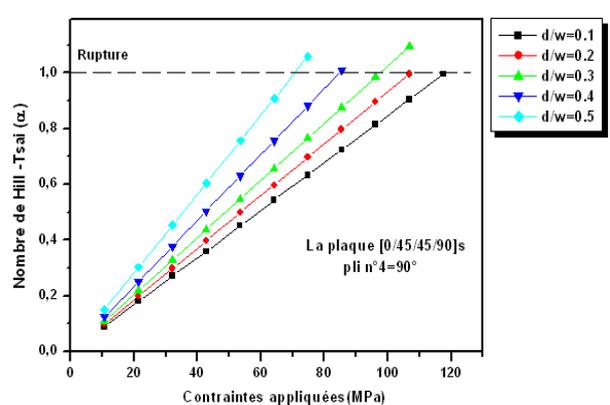


Figure 5.22. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/45/45/90]s, pointPd4, en fonction du rapport d/W.

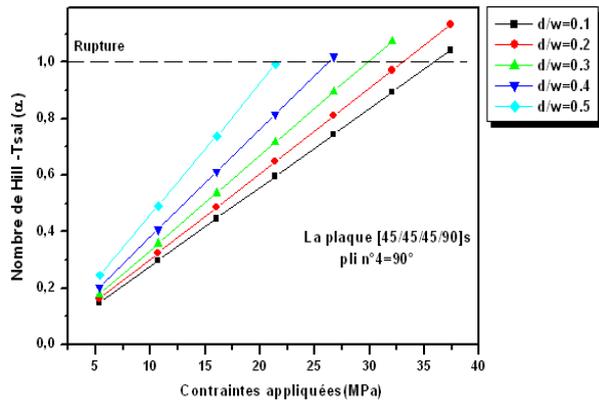


Figure 5.23. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [45/45/45/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

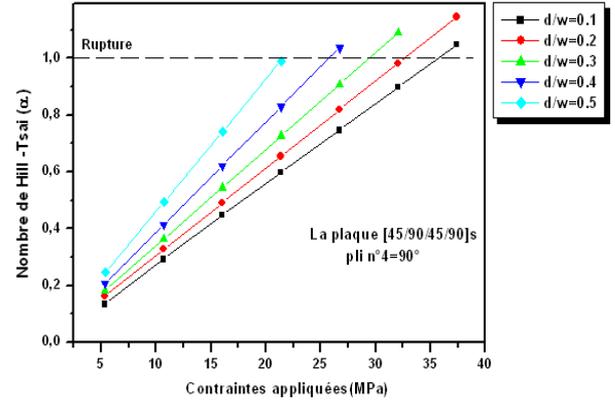


Figure 5.24. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [45/90/45/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

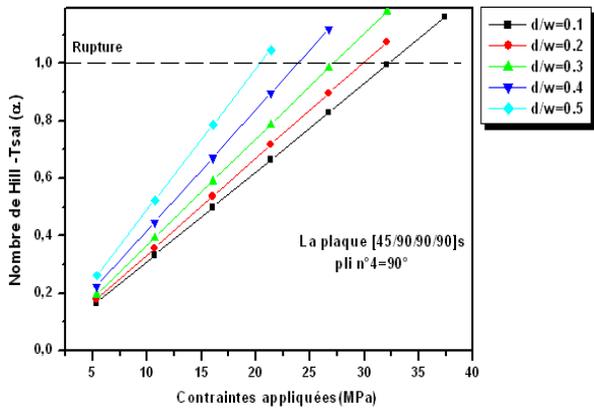


Figure 5.25. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [45/90/90/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

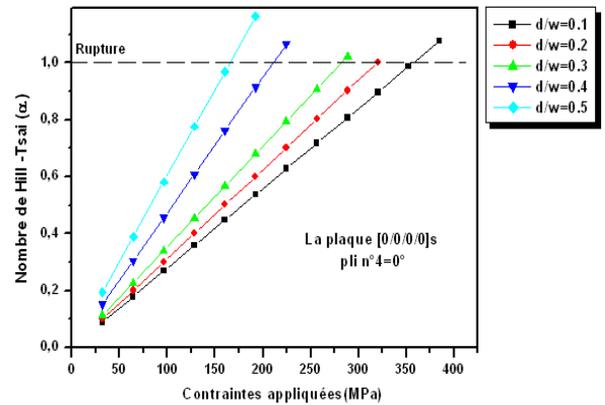


Figure 5.26. Les contraintes de rupture du pli n°4 (0°) de la plaque [0/0/0/0]s en fonction du rapport du rapport d/W.

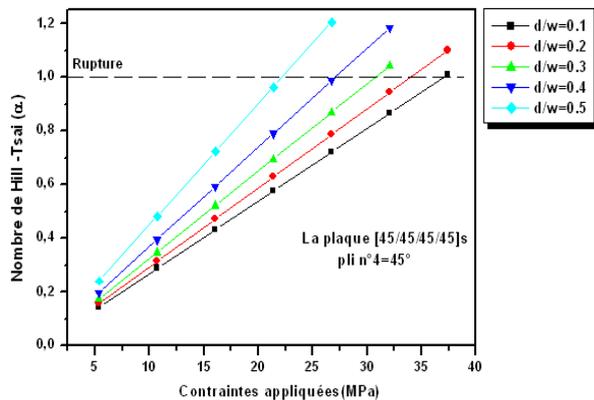


Figure 5.27. Les contraintes de rupture du pli n°4 (45°) de la plaque [45/45/45/45]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

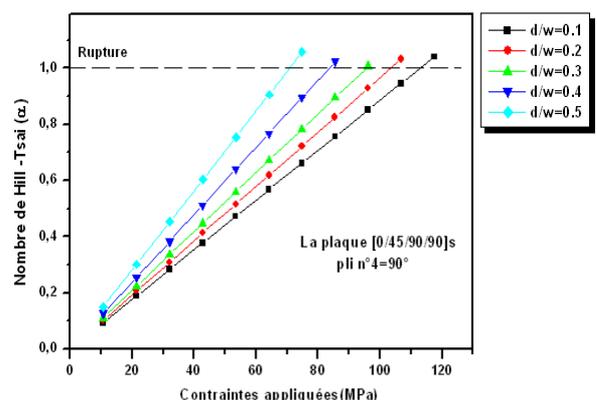


Figure 5.28. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/45/90/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

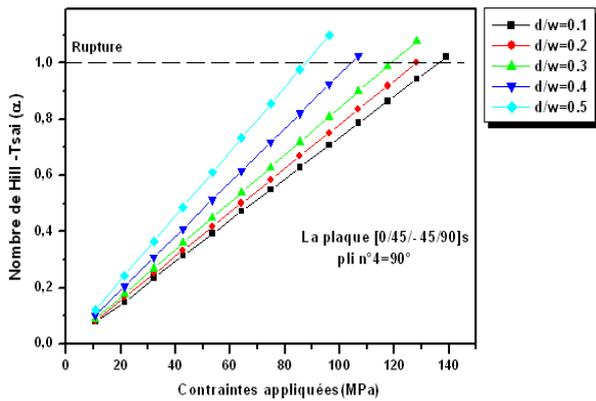


Figure 5.29. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [0/45/-45/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

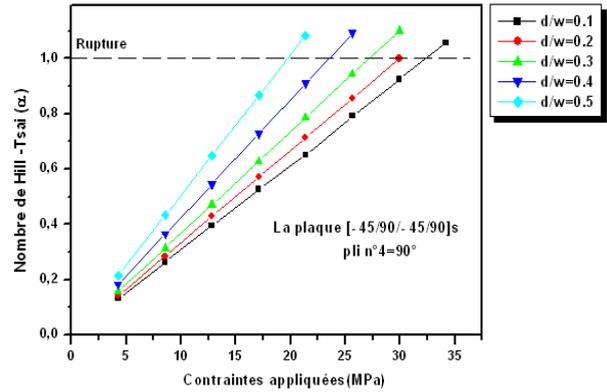


Figure 5.30. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [-45/90/-45/90]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

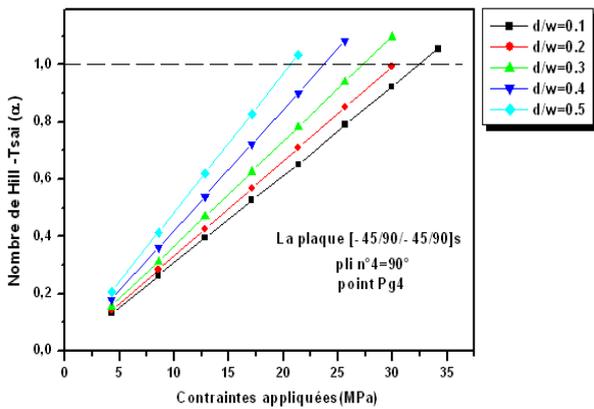


Figure 5.31. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [-45/90/-45/90]s, point Pg4, en fonction du rapport d/W.

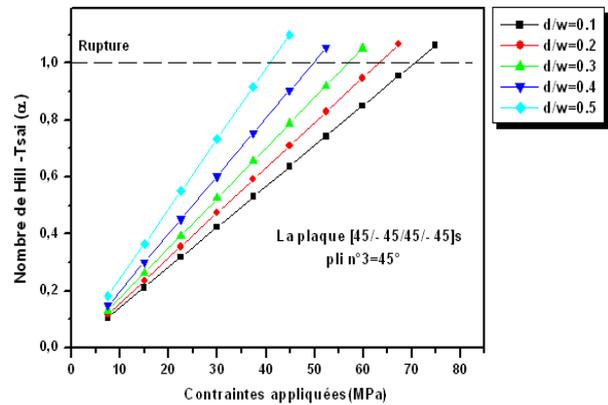


Figure 5.32. Les contraintes de rupture du pli n°4 (-45°) de la plaque [45/-45/45/-45]s, point Pd4, en fonction du rapport d/W.

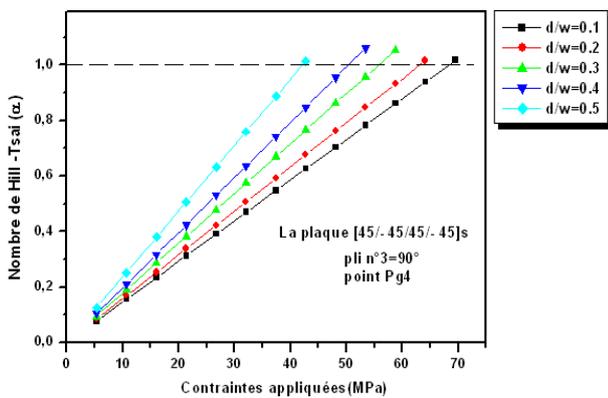


Figure 5.33. Les contraintes de rupture du pli n°4(-45°) de la plaque [45/-45/45/-45]s, point Pg4, en fonction du rapport d/W.

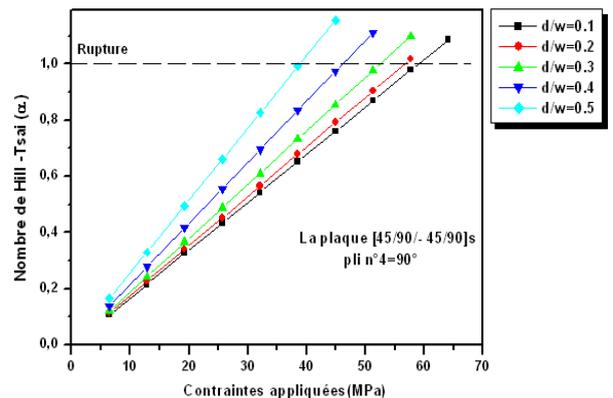


Figure 5.34. Les contraintes de rupture du pli n°4 (90°) de la plaque [45/90/-45/90]s, point Pg4, en fonction du rapport d/W.

V.7.2.2.2. L'évolution des contraintes

Pour interpréter l'effet de chacune des orientations des fibres ($0^\circ, 45^\circ, -45^\circ$ et 90°) sur l'évolution des contraintes σ_{xx} , σ_{yy} et τ_{xy} au bord du trou (L_{tr}) dans les plis des plaques stratifiées perforées, on a placé dans le maillage des lignes « capteurs » au milieu de chaque pli, figures(5.35 et 5.36).

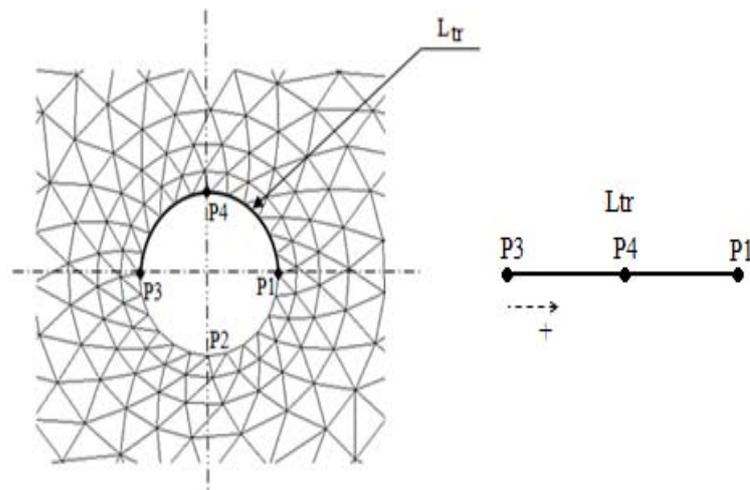


Figure 5.35. Maillage de la zone du trou dans chaque pli des plaques stratifiées.

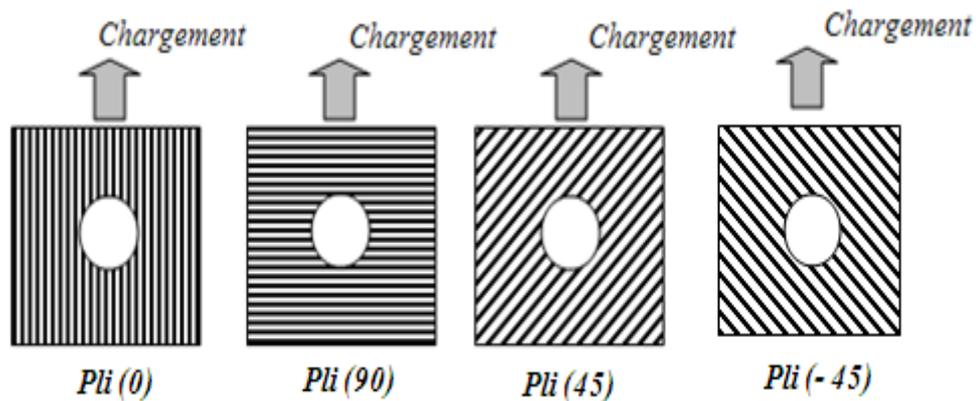


Figure 5.36. Orientations des plis (90, 45, -45 et 0).

Les figures 5.37 à 5.60 présentent les allures des contraintes σ_{xx} , σ_{yy} et τ_{xy} au bord du trou (L_{tr}) en fonction des séquences d'empilements.

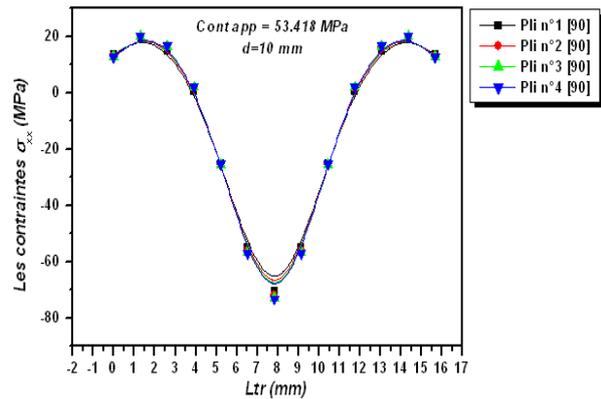


Figure 5.37. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.

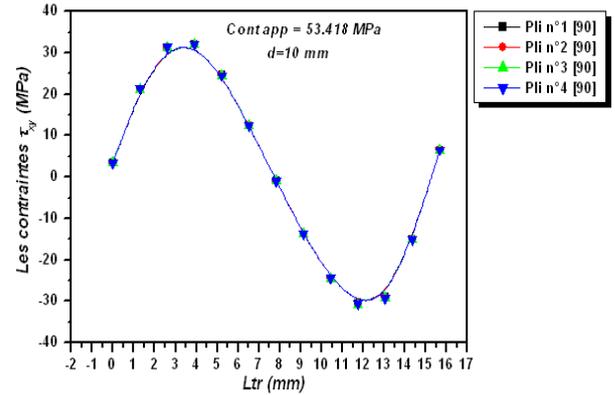


Figure 5.38. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.

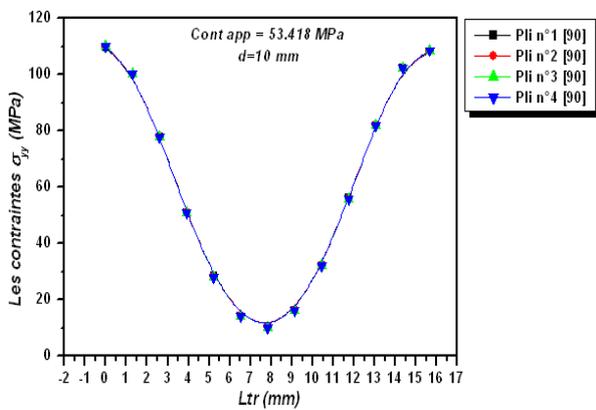


Figure 5.39. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s en fonction de Ltr.

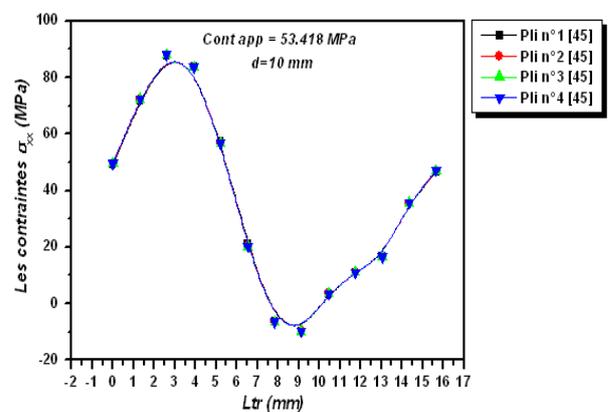


Figure 5.40. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.

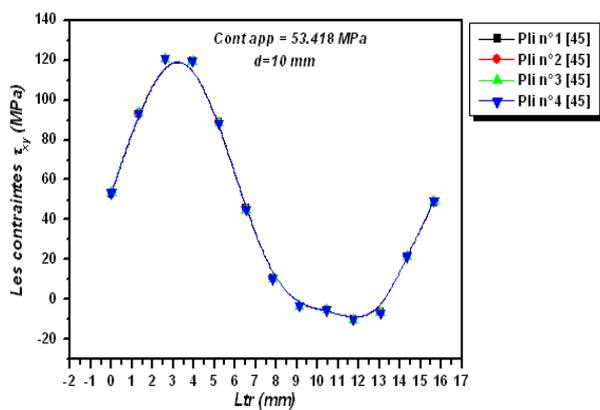


Figure 5.41. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.

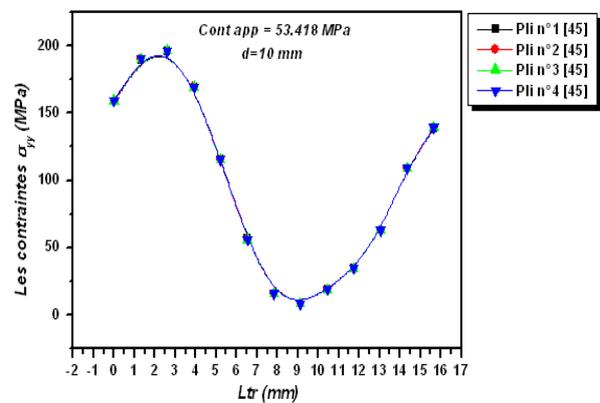


Figure 5.42. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s en fonction de Ltr.

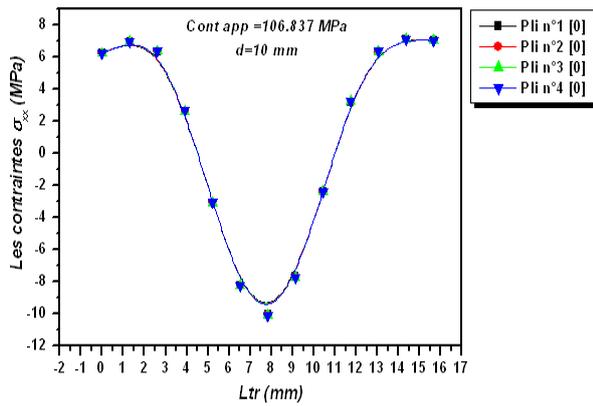


Figure 5.43. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s en fonction de Ltr.

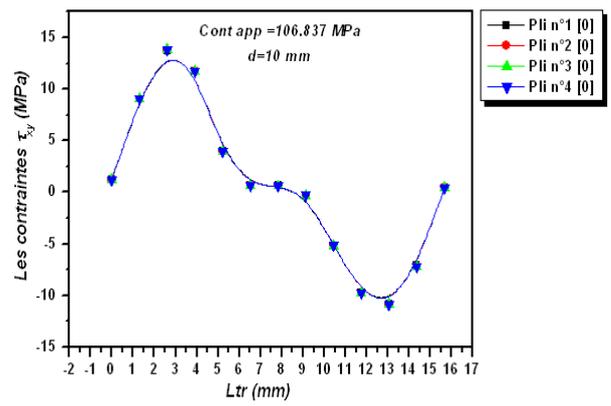


Figure 5.44. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s en fonction de Ltr.

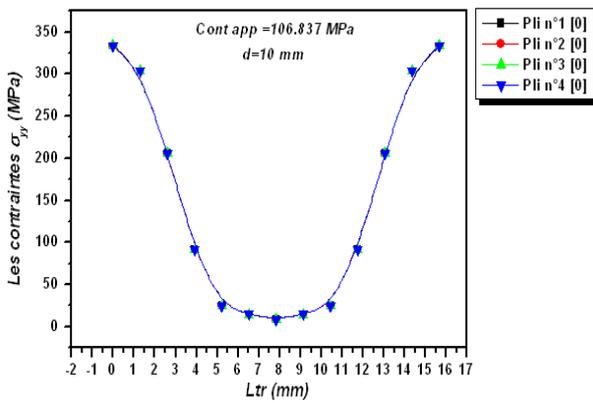


Figure 5.45. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s en fonction de Ltr.

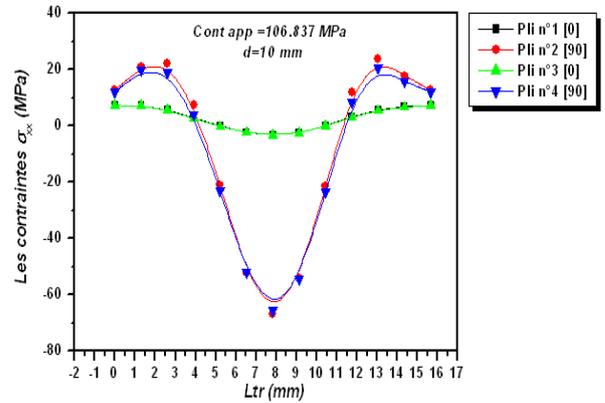


Figure 5.46. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.

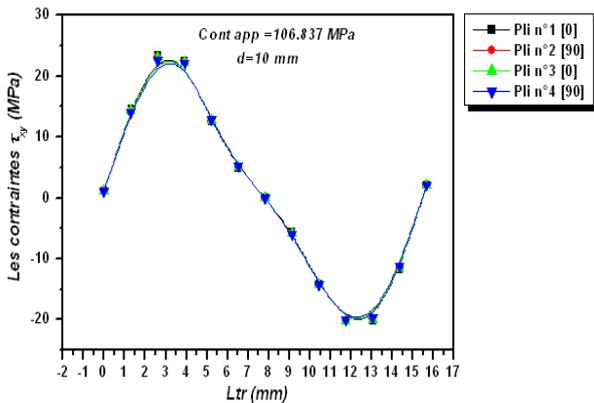


Figure 5.47. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.

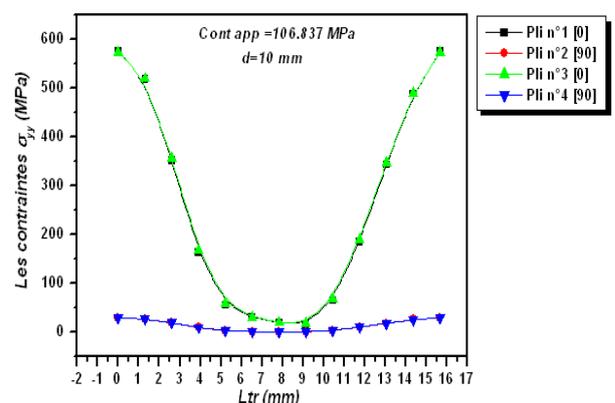


Figure 5.48. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s en fonction de Ltr.

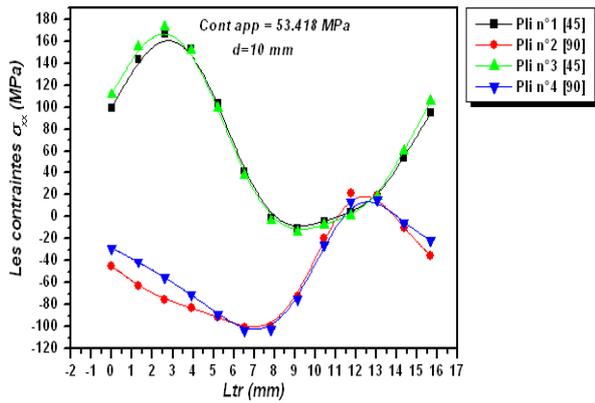


Figure 5.49. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.

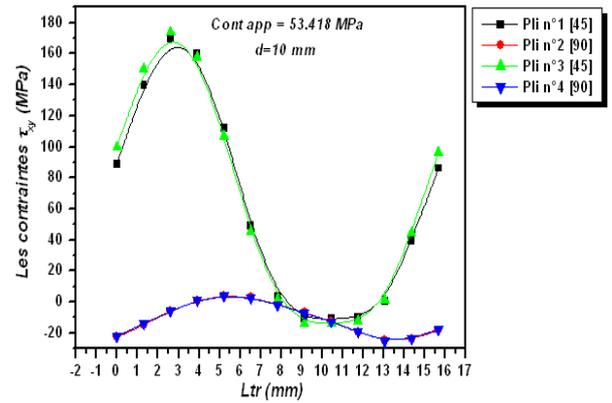


Figure 5.50. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.

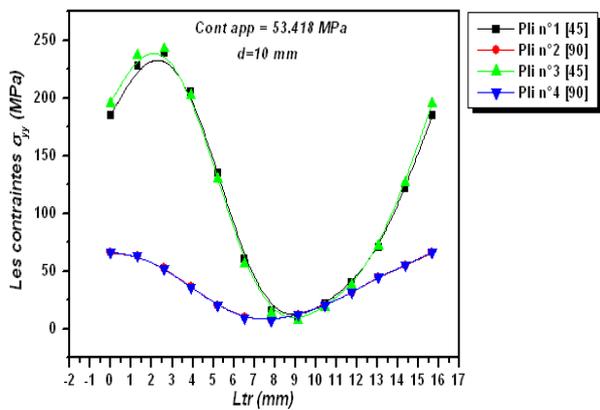


Figure 5.51. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s en fonction de Ltr.

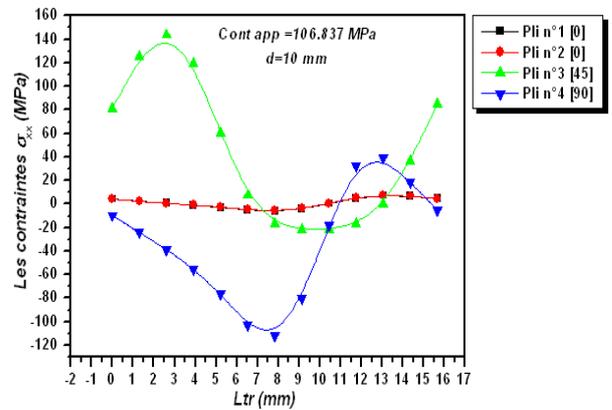


Figure 5.52. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.

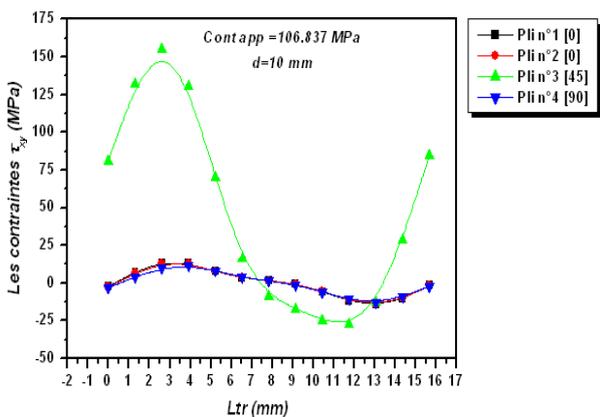


Figure 5.53. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.

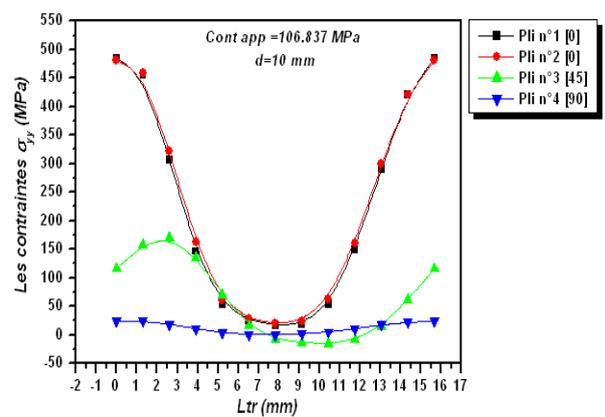


Figure 5.54. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/45/90]s en fonction de Ltr.

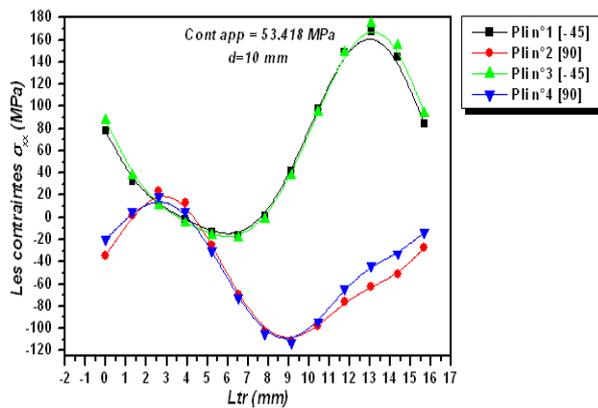


Figure 5.55. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr.

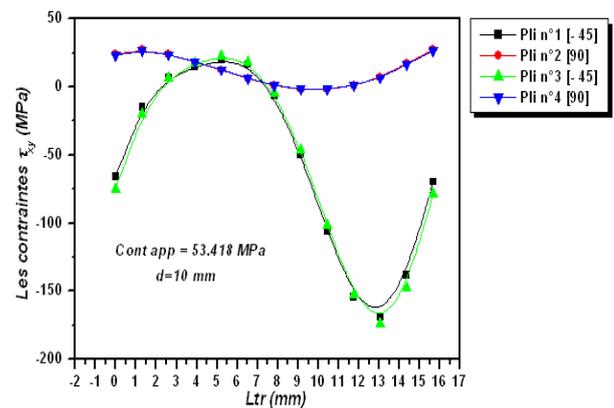


Figure 5.56. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr.

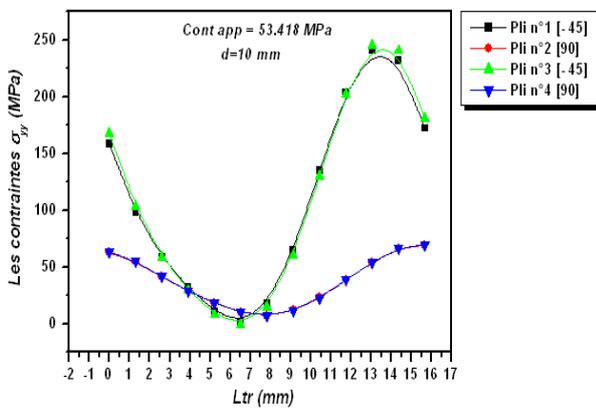


Figure 5.57. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [-45/90/-45/90]s en fonction de Ltr.

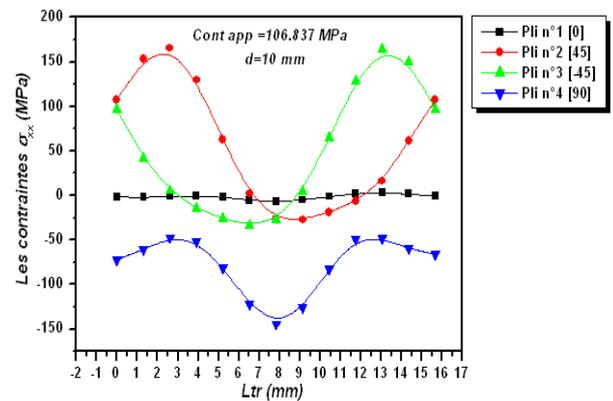


Figure 5.58. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

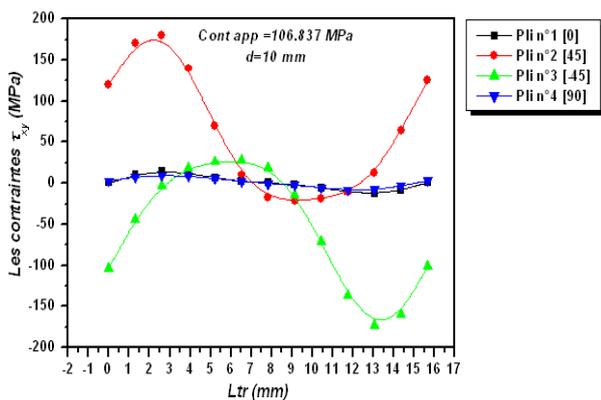


Figure 5.59. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

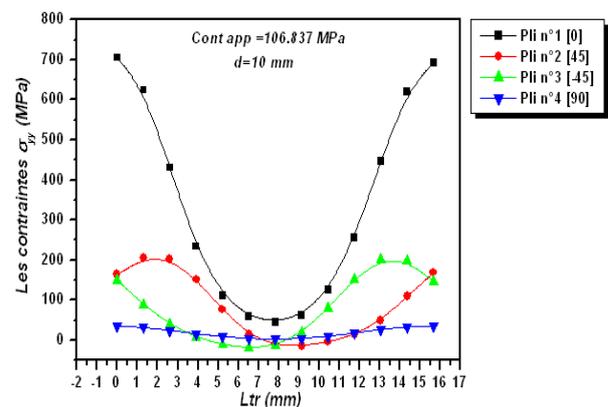


Figure 5.60. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

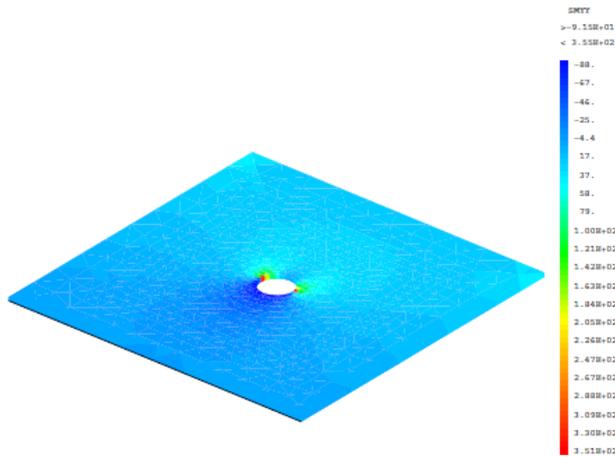


Figure 5.61. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s

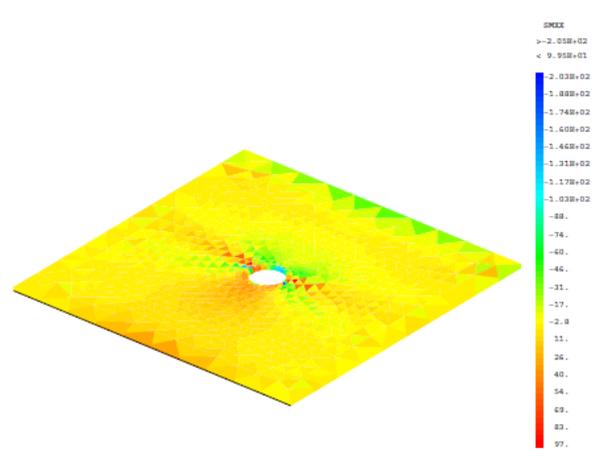


Figure 5.62. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s

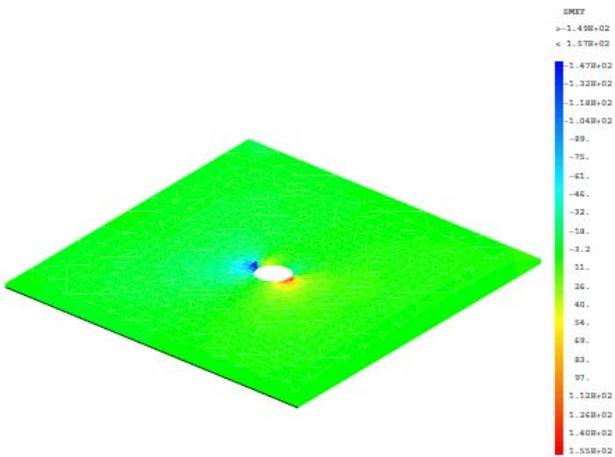


Figure 5.63. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s

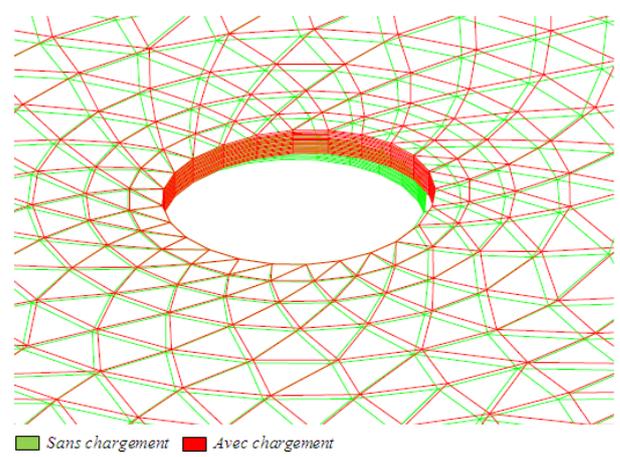


Figure 5.64. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s

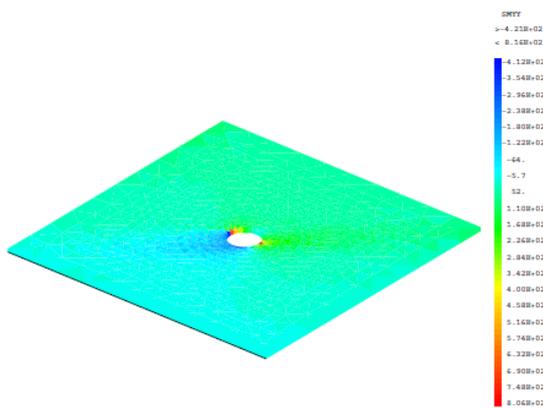


Figure 5.65. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s

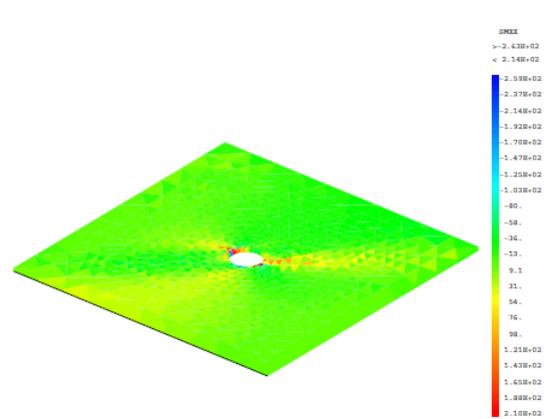


Figure 5.66. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s

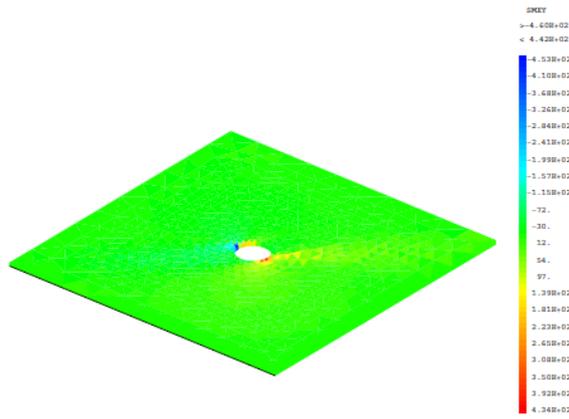


Figure 5.67. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s

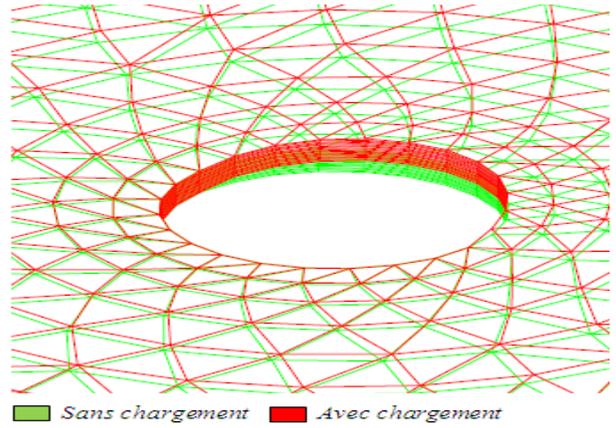


Figure 5.68. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s

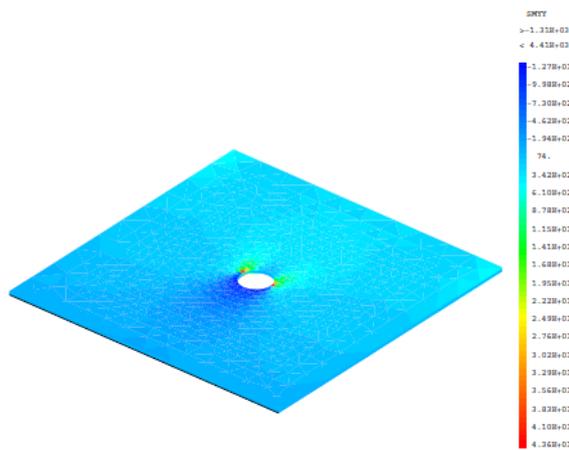


Figure 5.69. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s

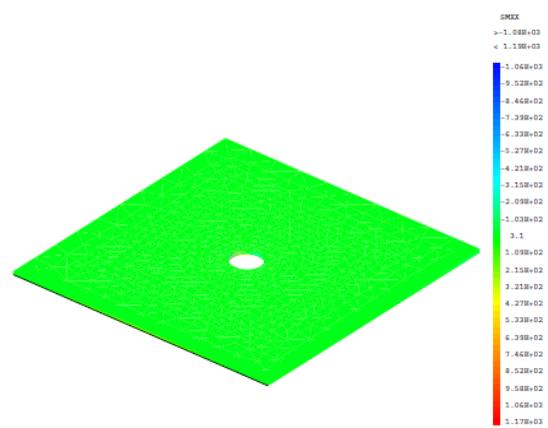


Figure 5.70. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s

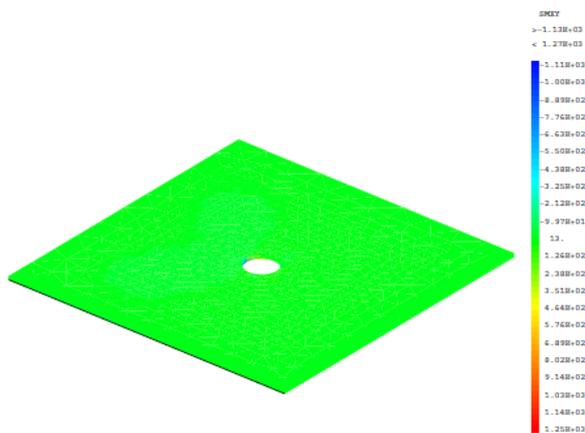


Figure 5.71. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s

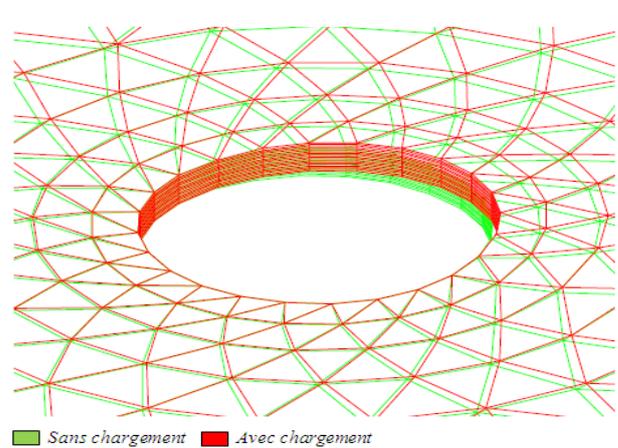


Figure 5.72. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/- 45/90]s

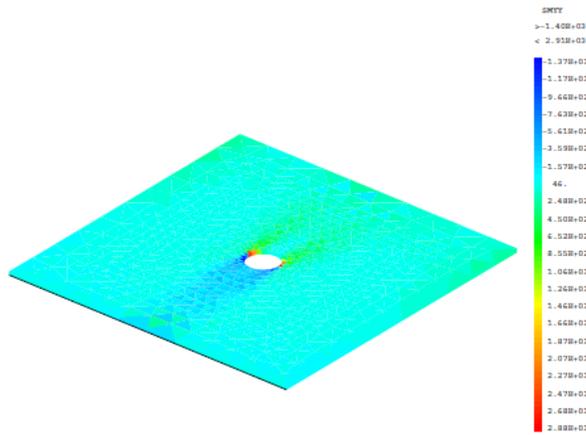


Figure 5.73. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s

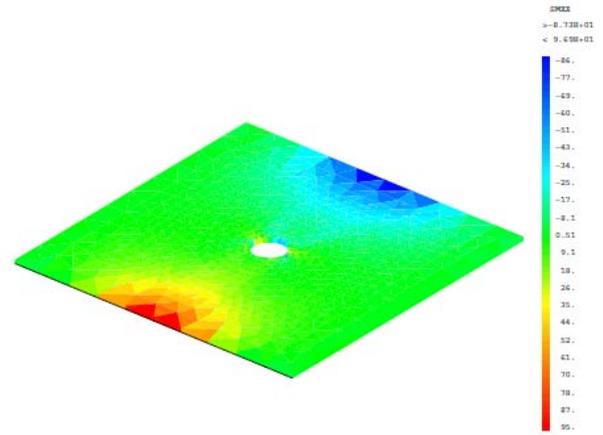


Figure 5.74. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s

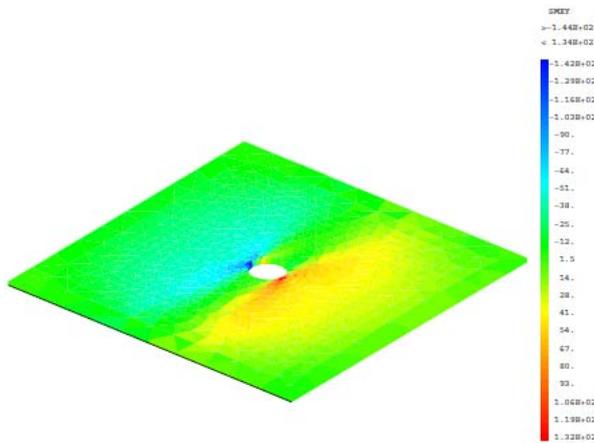


Figure 5.75. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s

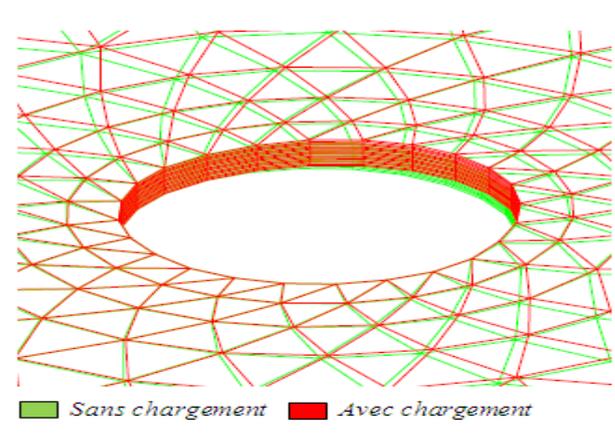


Figure 5.76. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s

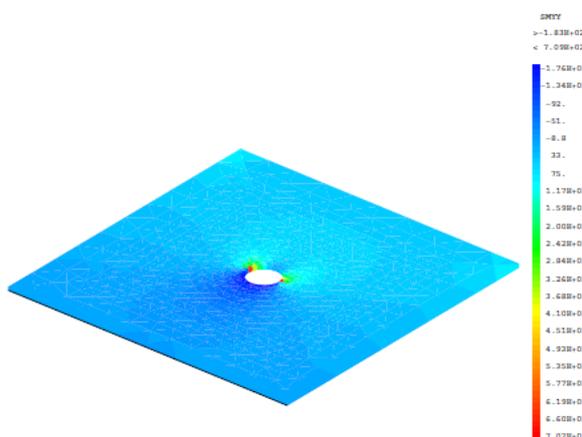


Figure 5.77. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s

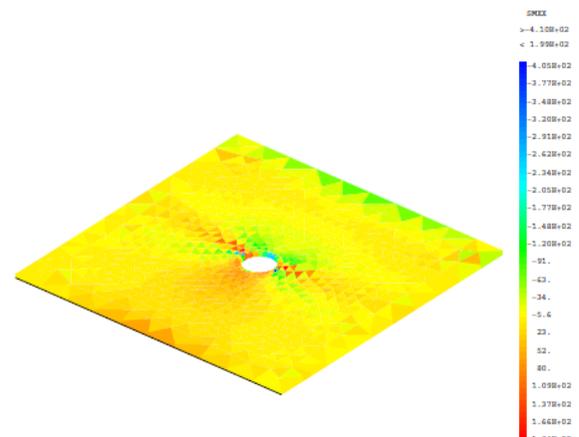


Figure 5.78. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s

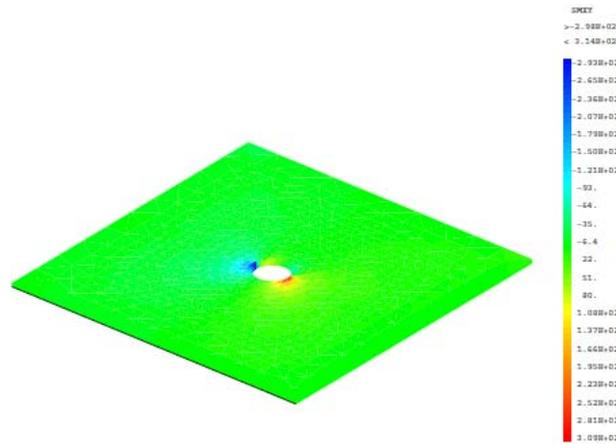


Figure 5.79. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s

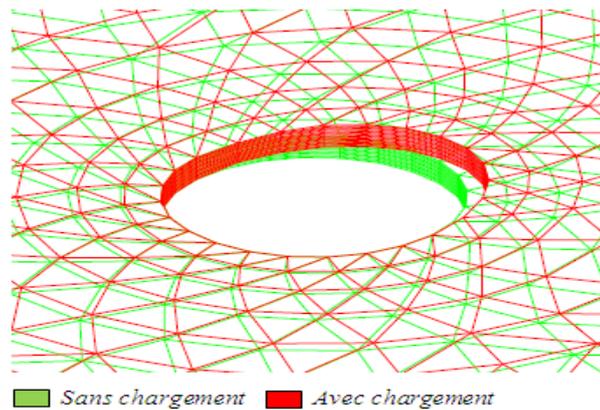


Figure 5.80. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s

Les figures 5.81 à 5.92 présentent la variation des contraintes σ_{xx} , σ_{yy} et τ_{xy} dans chaque pli de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s dans la ligne L_{tr} (bord du trou), en fonction des pas de chargement ($\sigma_{app} = i \cdot d\sigma_{app}$ avec $d\sigma_{app} = 106.83\text{MPa}$ et $i=1..10$)

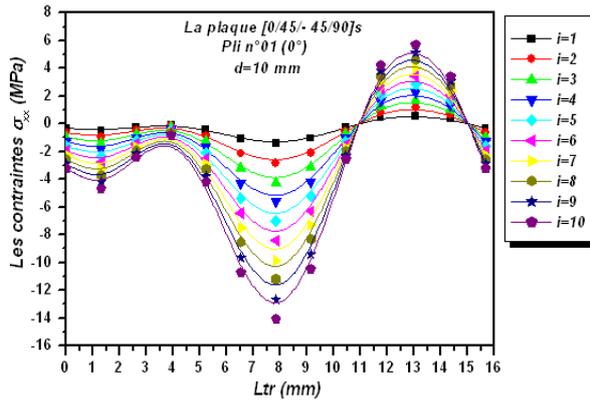


Figure 5.81. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 0° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

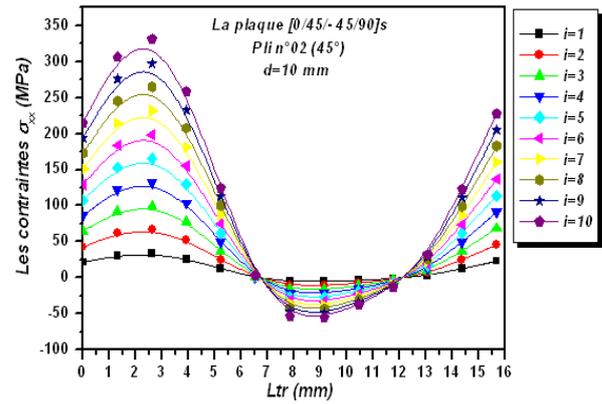


Figure 5.82. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

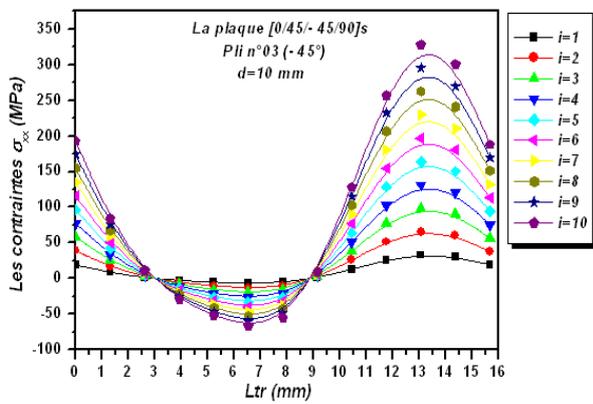


Figure 5.83. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli -45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

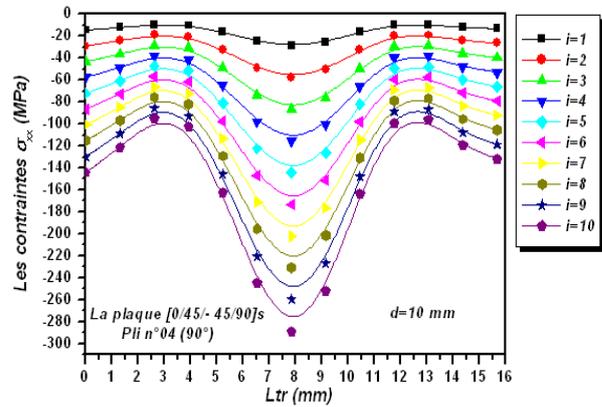


Figure 5.84. Les Contraintes σ_{xx} dans le pli 90° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

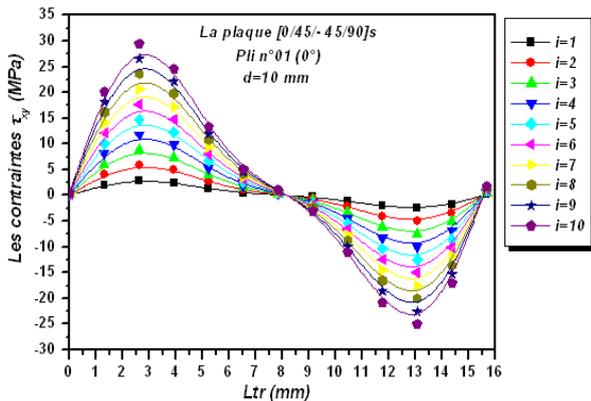


Figure 5.85. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 0° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

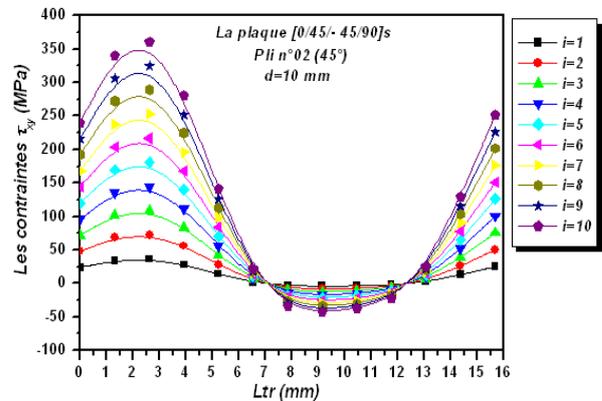


Figure 5.86. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

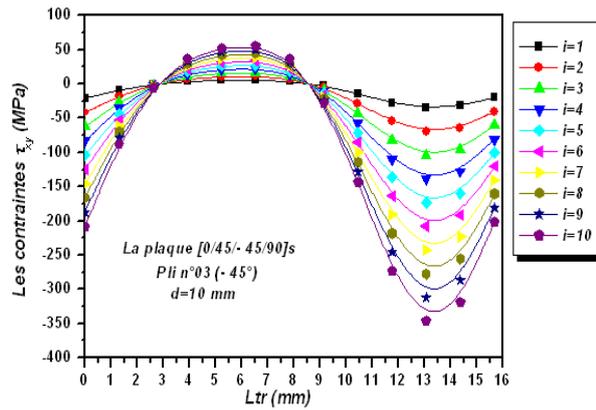


Figure 5.87. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli -45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

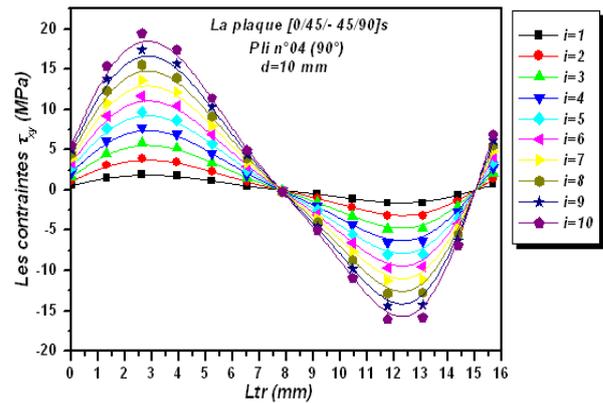


Figure 5.88. Les Contraintes τ_{xy} dans le pli 90° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

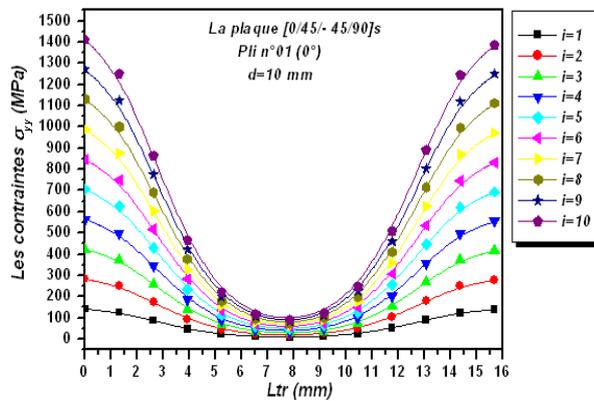


Figure 5.89. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 0° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

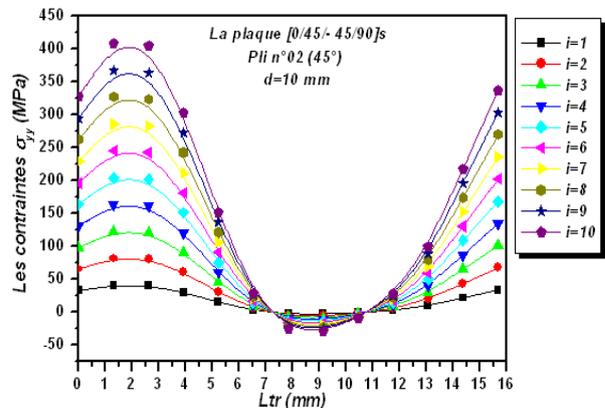


Figure 5.90. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

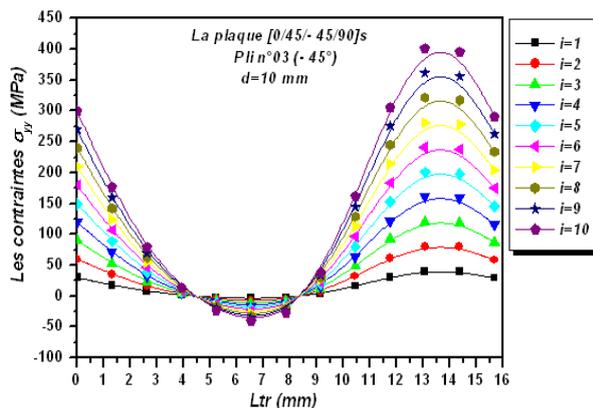


Figure 5.91. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli -45° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

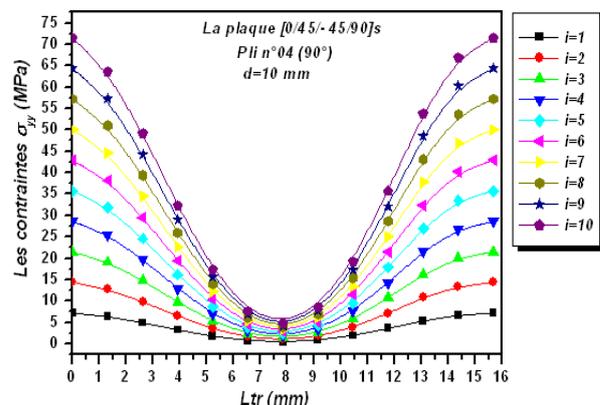


Figure 5.92. Les Contraintes σ_{yy} dans le pli 90° , de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s en fonction de Ltr.

V.7.2.2.3. Calcul du facteur de concentration de contraintes

Sur le tableau 5.6 sont illustrées les valeurs du facteur de concentration de contraintes (K_t) obtenues par les modélisations numériques. Les contraintes maximales sont calculées au bord du trou dans les points (Pd) pour les différents empilements (90° , $+45^\circ$, -45° et 0°), figure (5.93) :

Plaques stratifiées perforées(un trou)	plis	σ_{app} (MPa)	σ_{nom} (MPa)	σ_{yy} (MPa)	K_t
[90/90/90/90]s	90°	53.413	54.007	108.82	2.015
[45/45/45/45]s	45°	53.413	32.487	138.52	4.263
[0/0/0/0]s	0°	106.837	126.36	324.77	2.570
[0/90/0/90]s	90°	106.837	12.595	29.146	2.314
	0°	106.837	227.34	562.14	2.472
[45/90/45/90]s	90°	53.413	22.108	56.541	2.557
	45°	53.413	36.162	167.78	4.639
[0/0/45/90]s	90°	106.837	8.2879	24.232	2.923
	45°	106.837	19.038	116.05	6.095
	0°	106.837	149.65	485.38	3.243
[0/45/-45/90]s	90°	106.837	17.603	38.986	2.214
	45°	106.837	55.963	168.70	3.014
	-45°	106.837	50.175	143.348	2.856
	0°	106.837	325.70	693.95	2.128

Tableau 5.6. Les facteurs de concentration de contraintes dans les différents plis de quelques plaques stratifiées en carbone HR/époxyde.

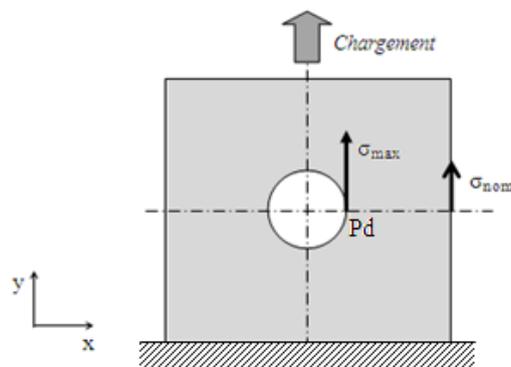


Figure 5.93. Les Contraintes nominales et maximales dans le pli UD.

V.7.3. Le comportement d'un pli UD perforé multi trous

Cette partie est consacrée pour étudier le comportement d'un pli UD perforé sollicité par des chargements mécanique de traction transverses et de déterminer les contraintes de rupture pour les trois positions des trous (angle $\beta = 0^\circ, 45^\circ$ et 90°), les résultats obtenus sont utilisés pour des comparaisons avec les résultats des plaques stratifiées perforées, les maillages sont représentés dans les figures 5.94, 5.95 et 5.96.

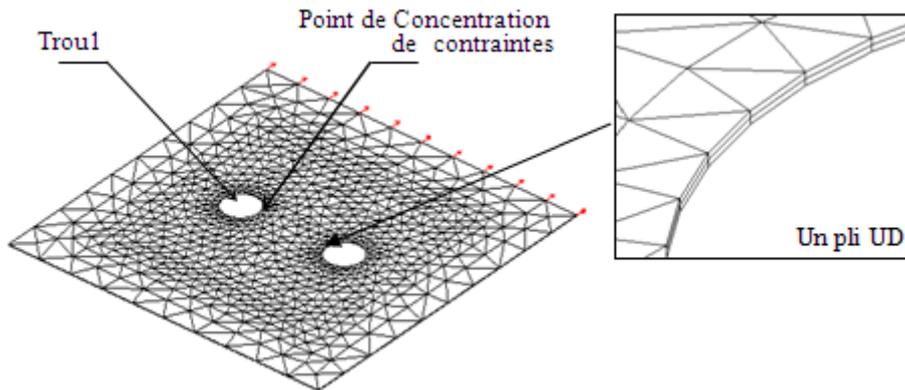


Figure 5.94. Maillage du pli UD (angle $\beta = 0^\circ$).

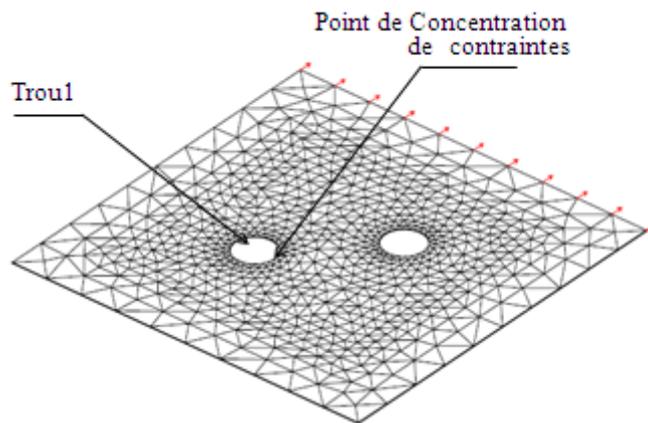


Figure 5.95. Maillage du pli UD (angle $\beta = 45^\circ$).

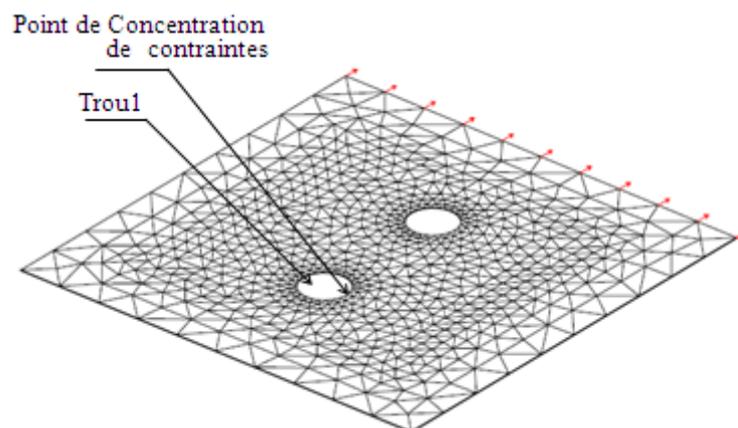


Figure 5.96. Maillage du pli UD (angle $\beta = 90^\circ$).

-Résultats

Les figures 5.97, 5.98 et 5.99 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé dans les points de concentration de contraintes dans le trou n°1 ($\beta = 0^\circ, 45^\circ$ et 90°), en fonction des contraintes appliquées.

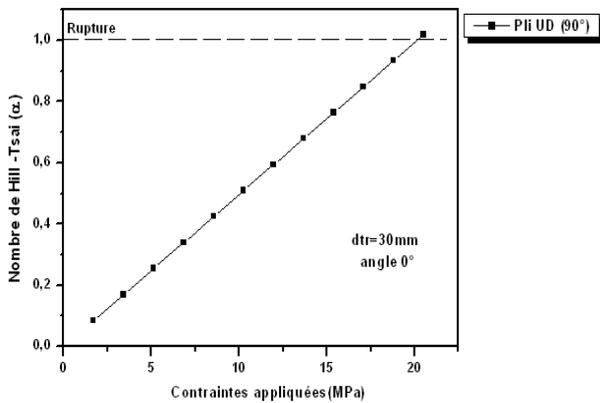


Figure 5.97. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=0^\circ$.

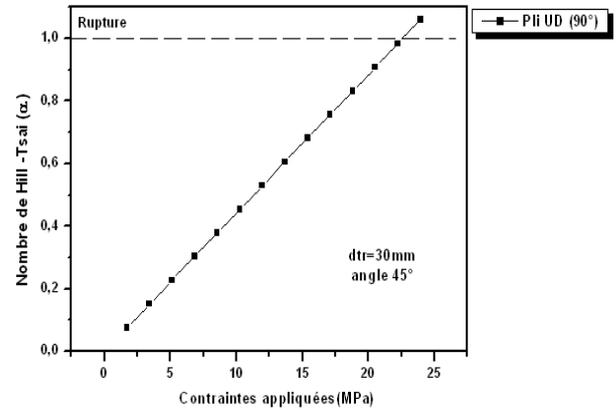


Figure 5.98. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=45^\circ$.

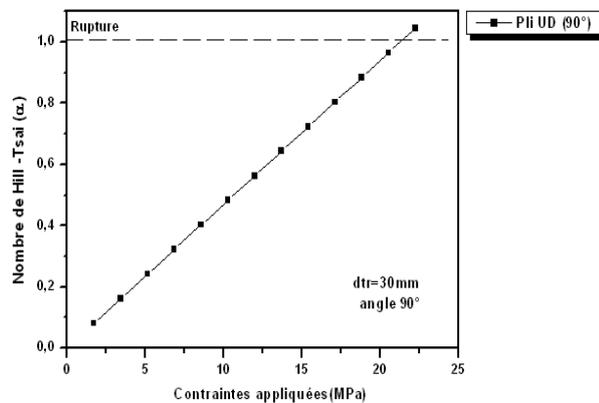


Figure 5.99. Nombre de Hill-Tsai en fonction de la Contrainte appliquée, pli UD (90°), angle $\beta=90^\circ$.

Les plis unidirectionnels	Contraintes de la rupture σ_r (MPa)
Pli ($\beta=0^\circ$)	20.279
Pli ($\beta=45^\circ$)	20.970
Pli ($\beta=90^\circ$)	21.821

Tableau 5.7. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli UD (90°).

V.7.4. Modélisation de la rupture des plaques stratifiées perforées (avec deux trous)

V.7.4.1. Maillage et modèle géométrique des plaques

On considère des plaques stratifiées perforées en carbone HR/époxyde à fibre longue à 60 % de fibres en volume et d'épaisseur $8h$ (huit plis), le modèle géométrique est représenté dans la figure 5.100, les propriétés mécaniques dans le tableau 5.1, les maillages des plaques sont représentés dans la figure 5.101.

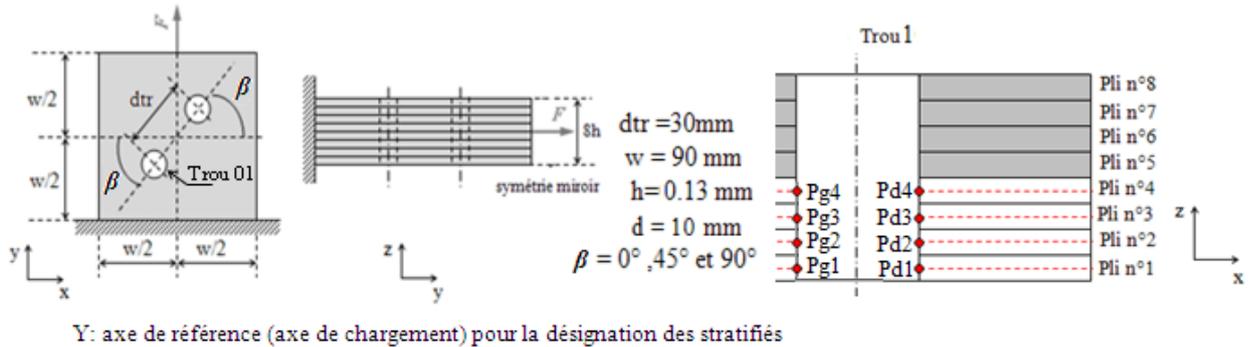


Figure 5.100. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées (avec deux trous).

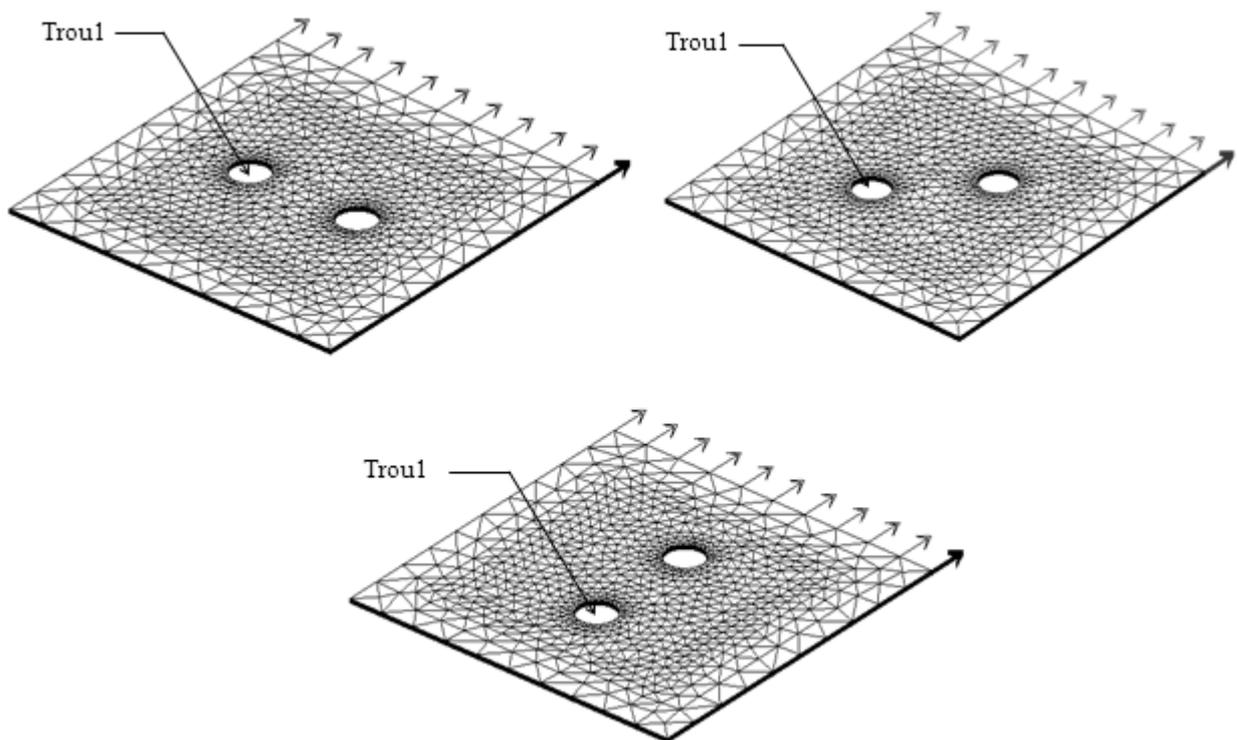


Figure 5.101. Maillages des plaques stratifiées perforées (avec deux trous, angles $\beta(0^\circ, 45^\circ$ et $90^\circ)$).

V.7.4.2. Résultats

V.7.4.2.1. La variation du nombre de Hill-Tsai (angle $\beta = 0^\circ$)

Les figures 5.102 à 5.121 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé dans les points de concentration des contraintes, trou n°1 ($\beta = 0^\circ$), dans chaque pli des plaques stratifiées perforées en fonction des contraintes appliquées (σ_{app}).

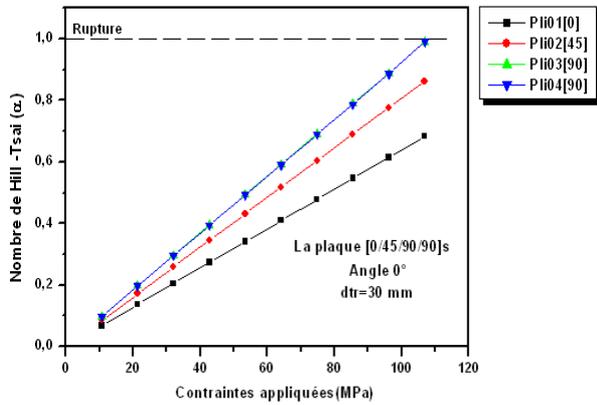


Figure 5.102. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90], angle $\beta=0^\circ$.

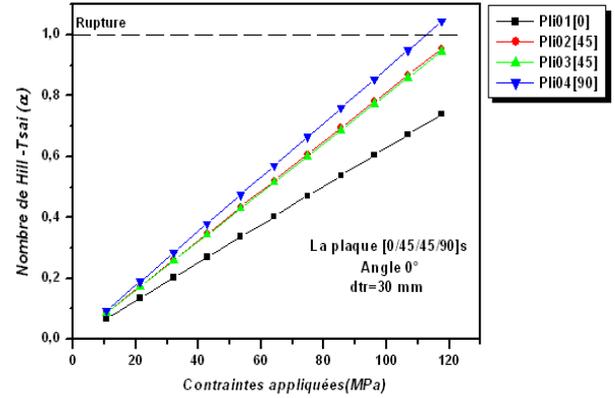


Figure 5.103. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

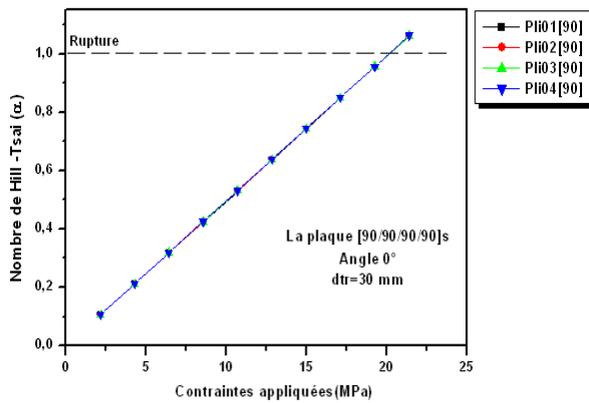


Figure 5.104. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

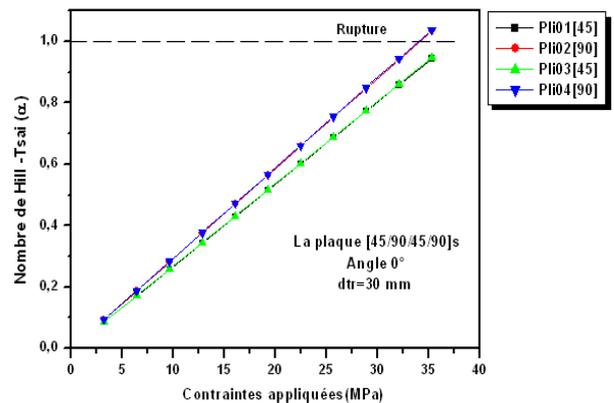


Figure 5.105. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

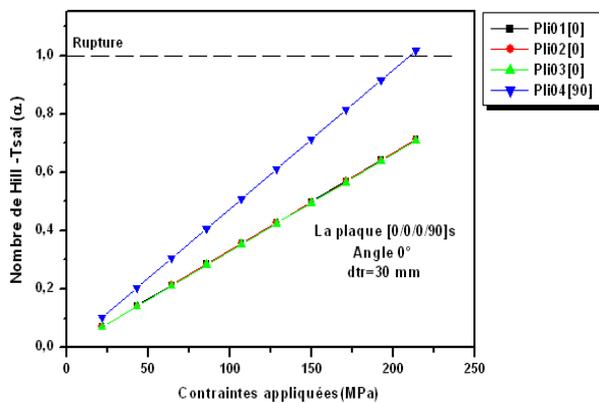


Figure 5.106. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

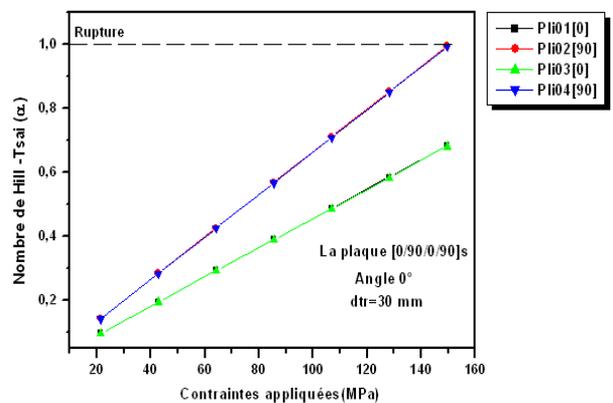


Figure 5.107. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

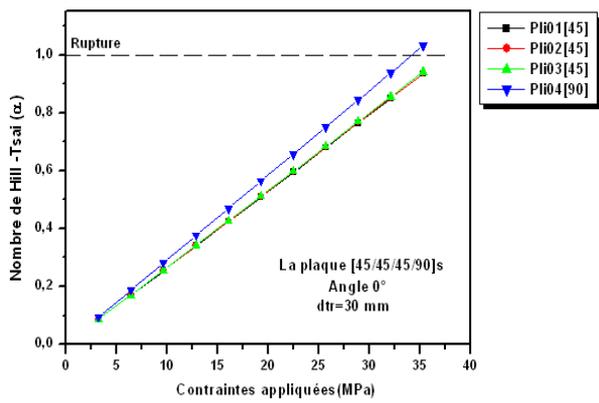


Figure 5.108. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

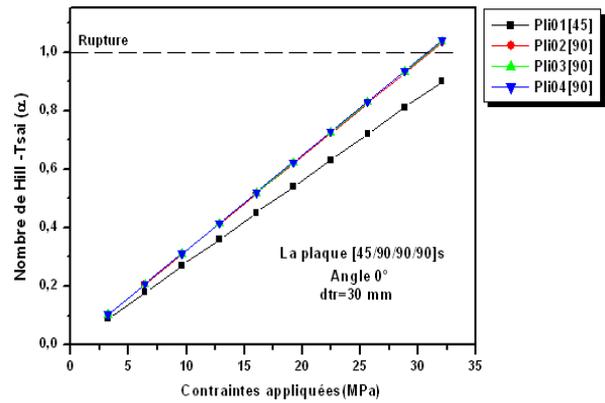


Figure 5.109. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

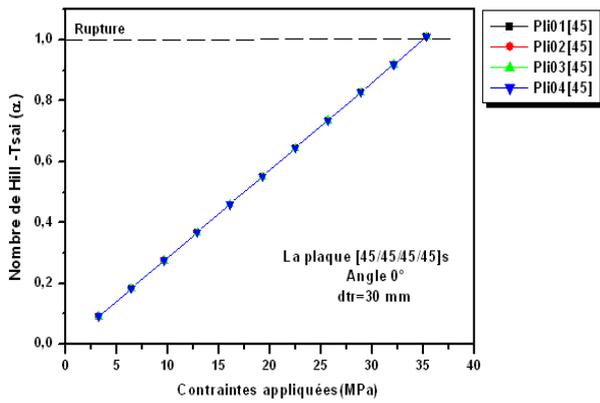


Figure 5.110. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$.

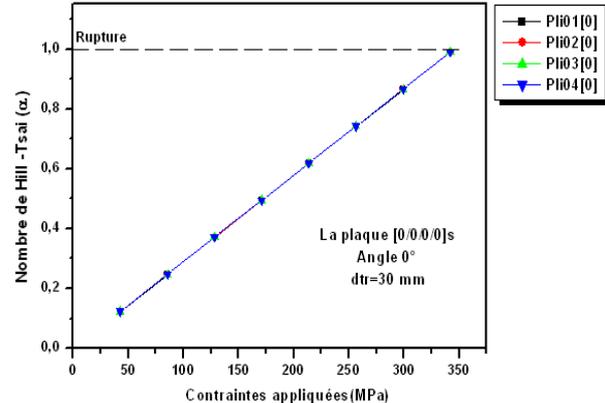


Figure 5.111. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$.

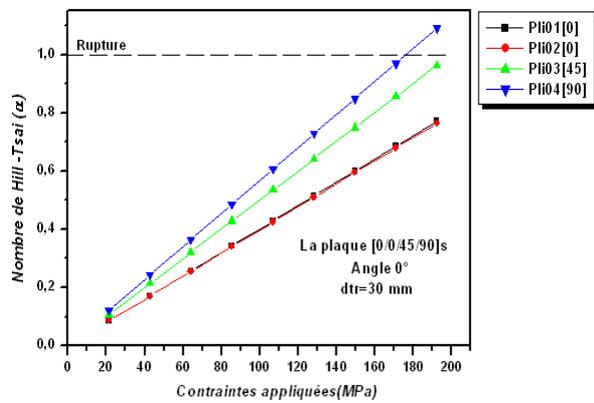


Figure 5.112. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

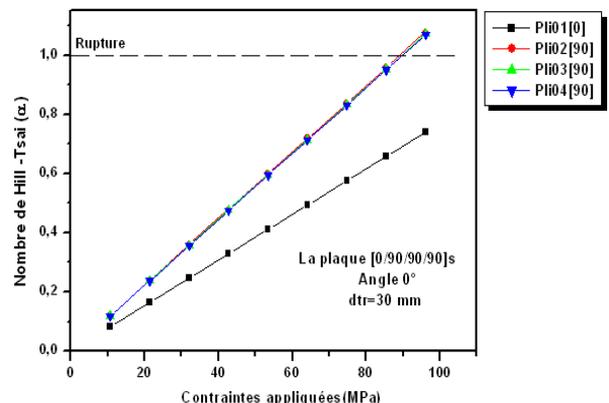


Figure 5.113. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

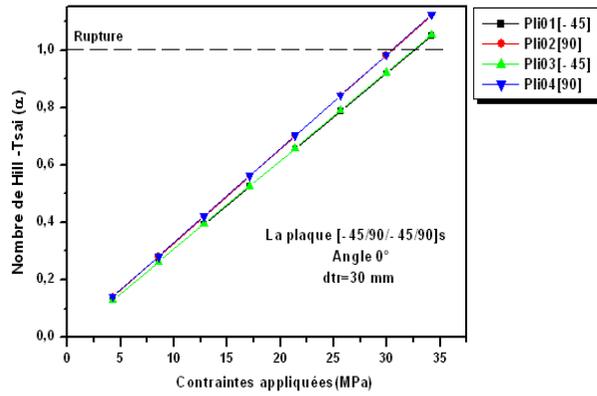


Figure 5.114. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$.

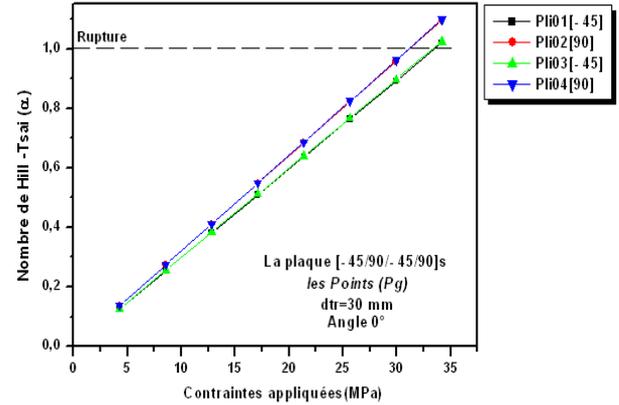


Figure 5.115. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$.

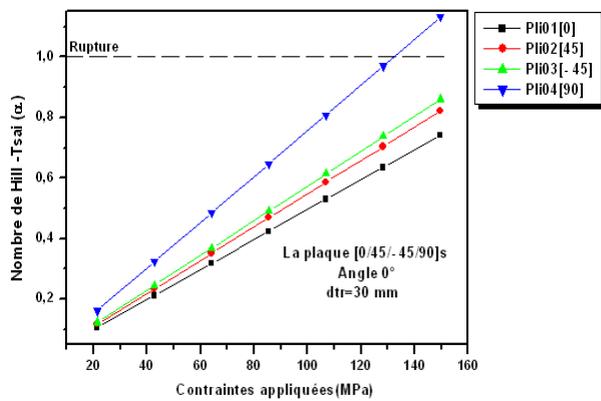


Figure 5.116. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$.

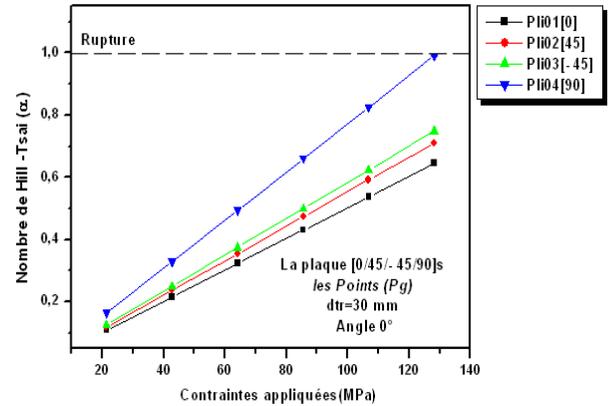


Figure 5.117. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$.

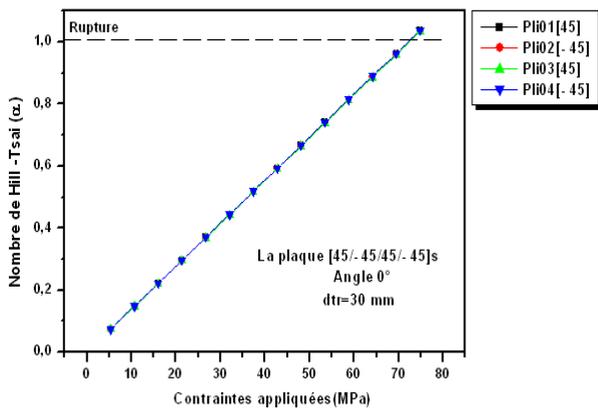


Figure 5.118. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$.

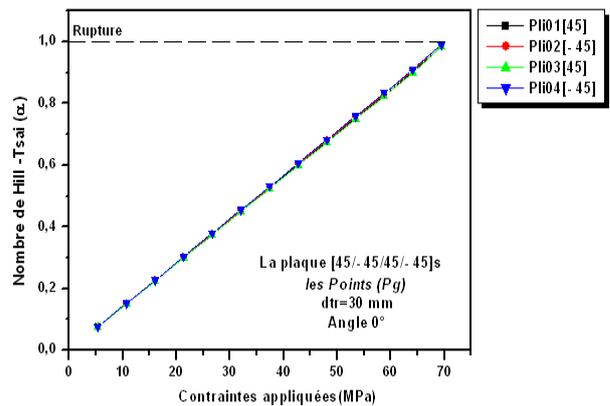


Figure 5.119. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$.

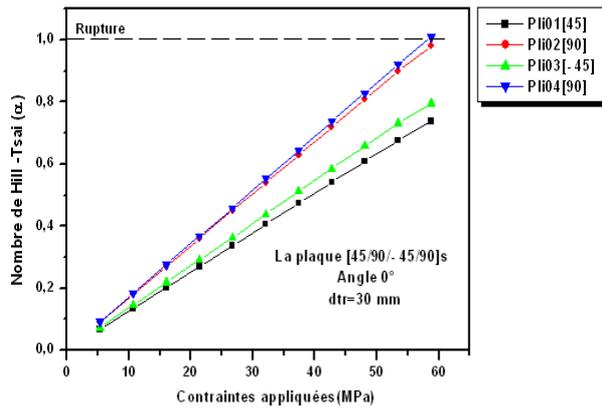


Figure 5.120. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=0^\circ$.

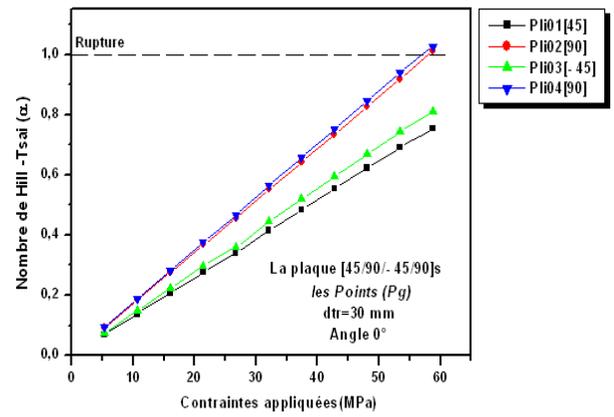


Figure 5.121. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=0^\circ$.

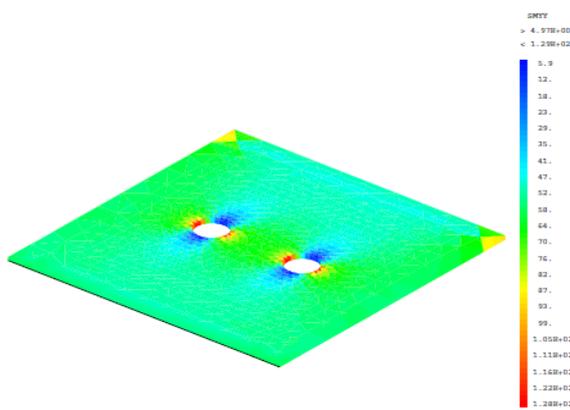


Figure 5.122. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

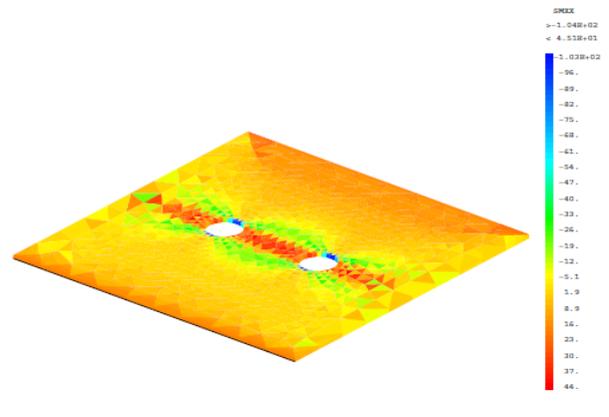


Figure 5.123. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

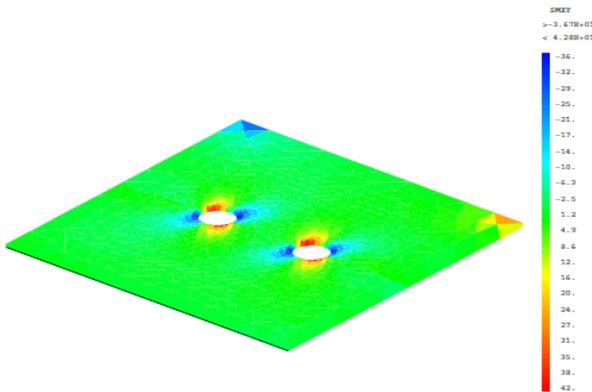


Figure 5.124. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

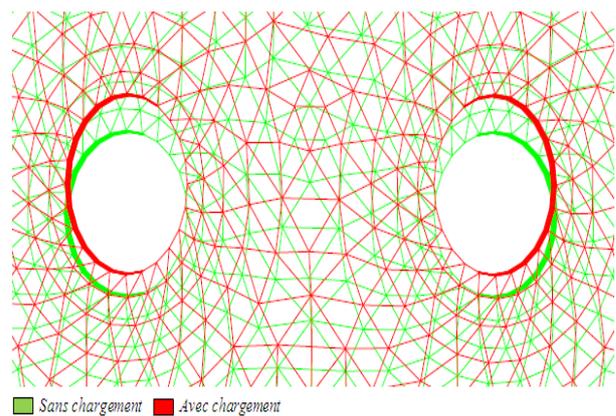


Figure 5.125. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

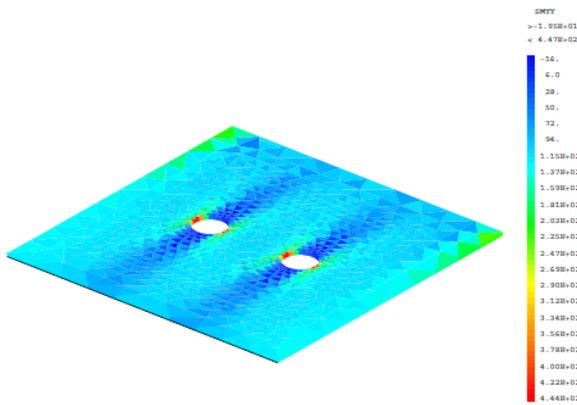


Figure 5.126. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$.

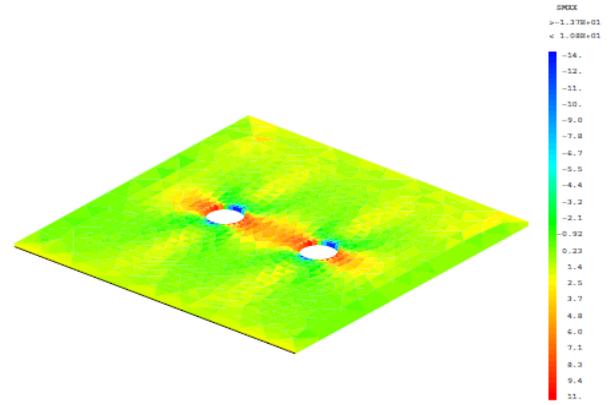


Figure 5.127. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$.

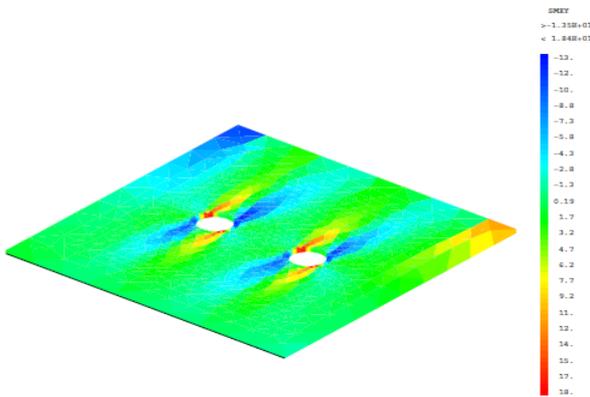


Figure 5.128. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$.

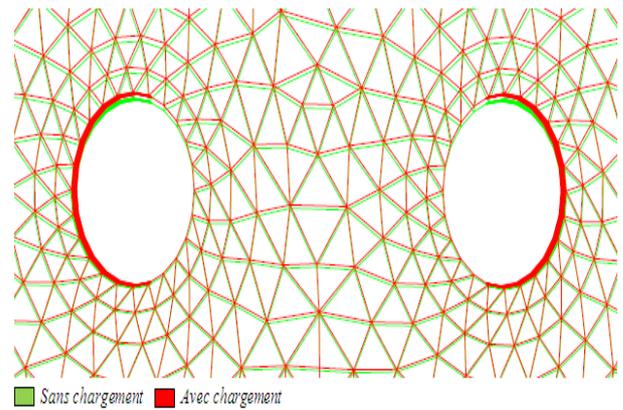


Figure 5.129. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=0^\circ$.

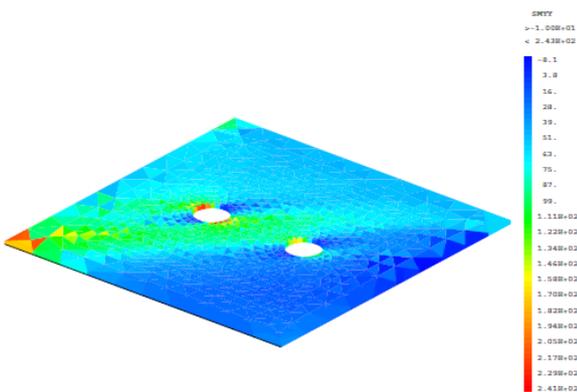


Figure 5.130. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$.

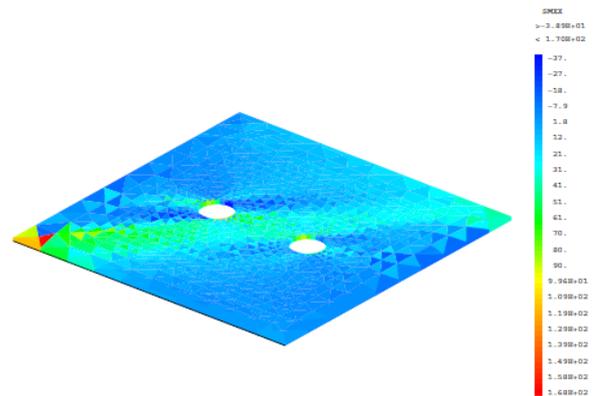


Figure 5.131. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$.

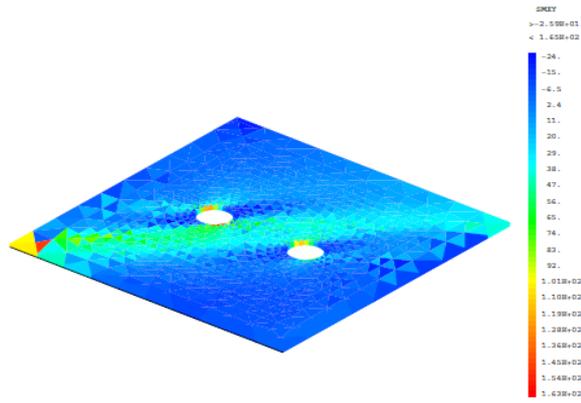


Figure 5.132. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$.

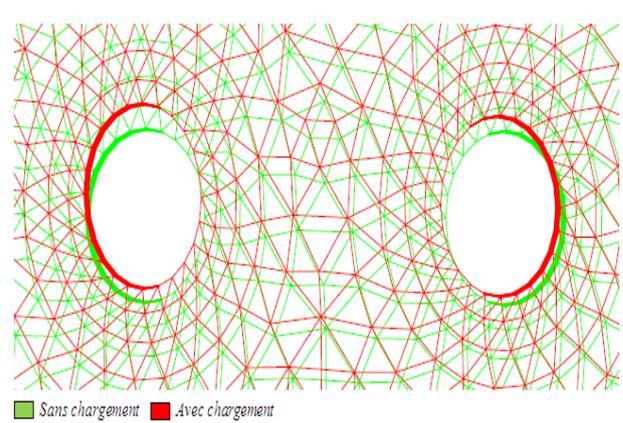


Figure 5.133. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=0^\circ$.

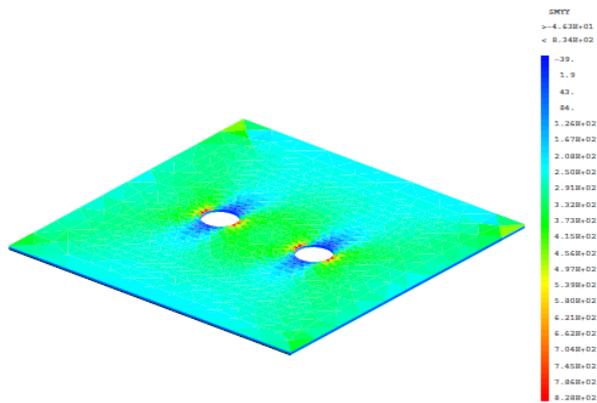


Figure 5.134. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

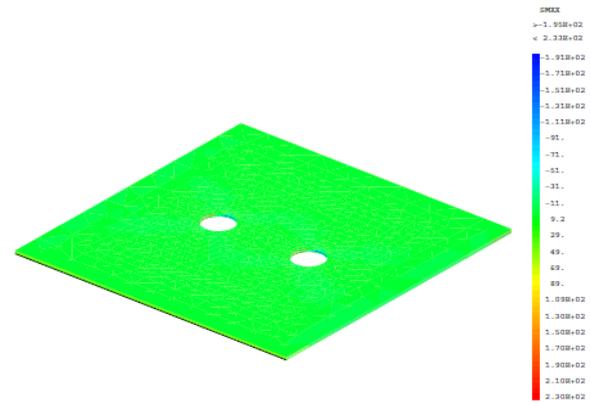


Figure 5.135. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

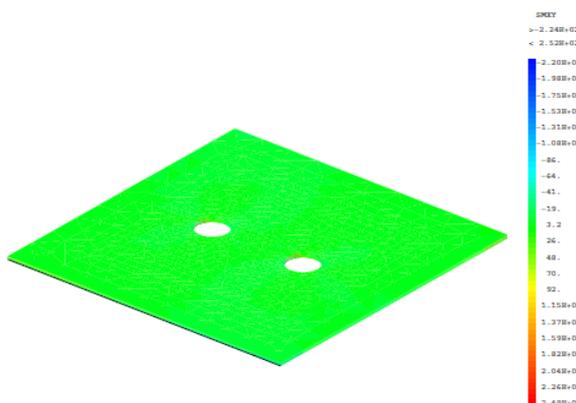


Figure 5.136. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

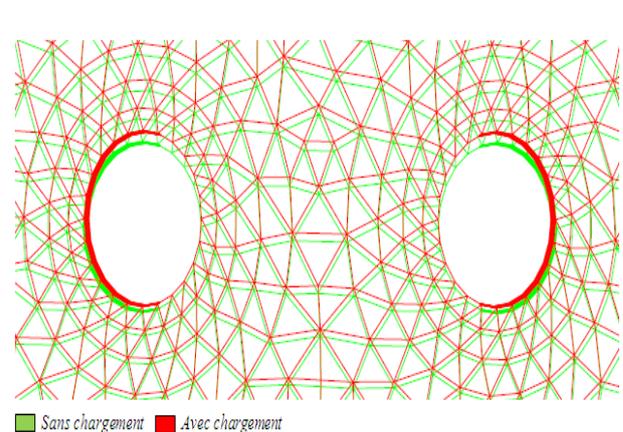


Figure 5.137. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=0^\circ$.

En utilisant les graphes obtenus ci dessus on peut déterminer les contraintes de rupture du pli le plus faible dans chaque plaques stratifiées, tableau 5.8. Une comparaison entre les contraintes de rupture du premier pli de chaque plaque stratifiée est représentée dans la figure 5.138.

Les plaques (angle $\beta = 0^\circ$)	Contraintes de rupture σ_r (MPa)	Pli le plus faible
[0/90/90/90]s	90.043	Pli 90
[0/90/0/90]s	153.212	Pli 90
[0/0/0/90]s	212.491	Pli 90
[0/0/0/0]s	348.695	Pli 0
[90/90/90/90]s	20.237	Pli 90
[45/90/90/90]s	30.983	Pli 90
[45/90/45/90]s	34.119	Pli 90
[45/45/45/90]s	34.310	Pli 90
[45/45/45/45]s	35.185	Pli 45
[0/45/90/90]s	108.283	Pli 90
[0/45/45/90]s	112.859	Pli 90
[0/0/45/90]s	176.583	Pli 90
[-45/90/-45/90]s	30.664	Pli 90
[45/-45/45/-45]s	72.627	Pli 45, Pli -45
[0/45/-45/90]s	132.006	Pli 90
[45/90/-45/90]s	58.329	Pli 90

Tableau 5.8. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible
(Angle $\beta = 0^\circ$).

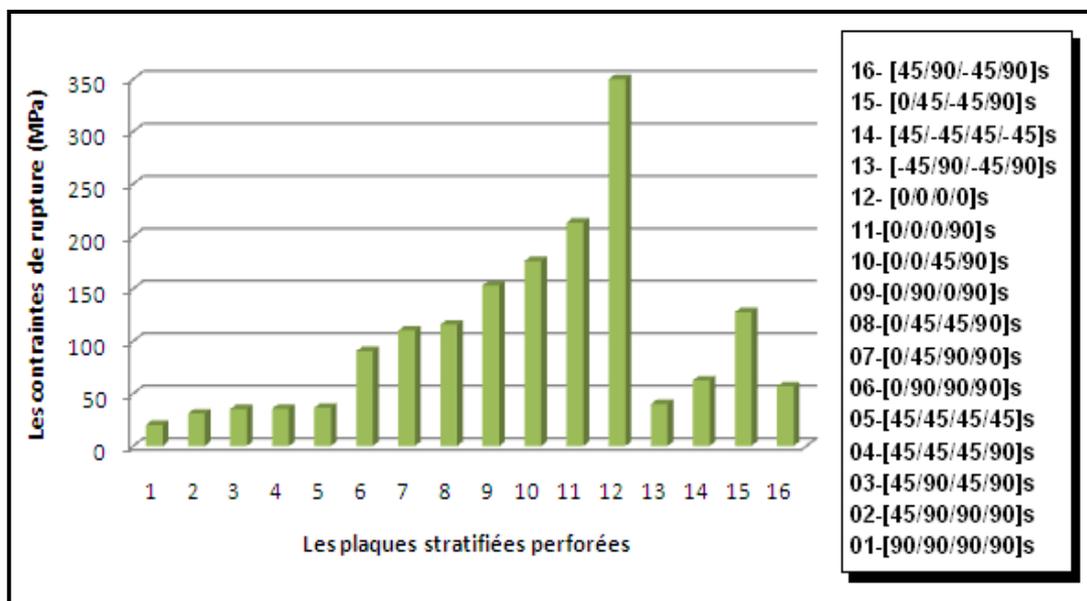


Figure 5.138. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible, pour les plaques stratifiées perforée
($d_{tr}=30\text{mm}$, angle $\beta=0^\circ$).

-Calcul des distances critiques entre les deux trous

Les plaques stratifiées sont sollicitées par des chargements mécaniques (contraintes appliquées σ_{app}) de traction $0.8\sigma_r$, $0.85\sigma_r$, $0.9\sigma_r$ et $0.95\sigma_r$.

a- Pour $d=10mm$

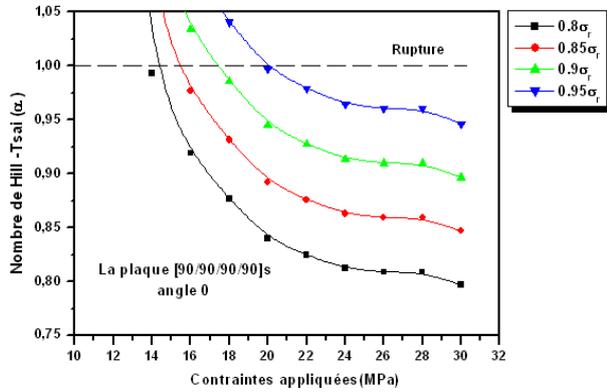


Figure 5.139. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, $d=10mm$, pli 90.

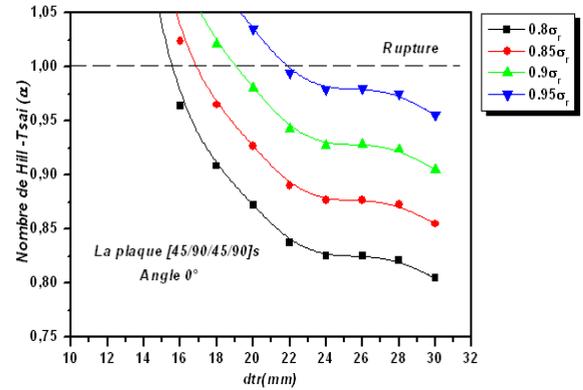


Figure 5.140. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, $d=10mm$, pli 90.

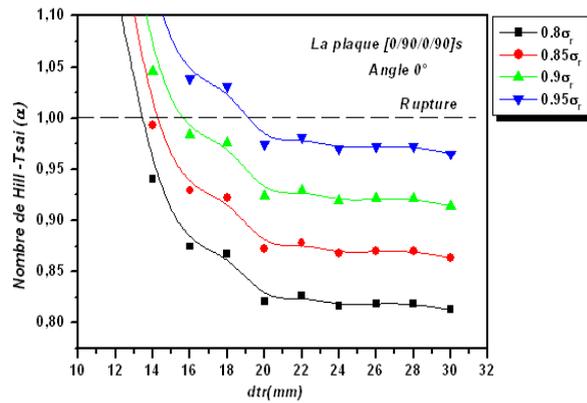


Figure 5.141. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, $d=10mm$, pli 90.

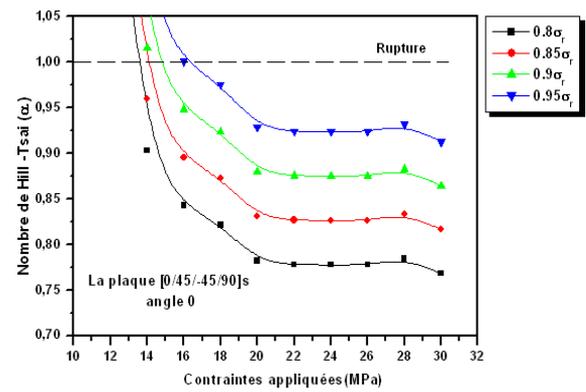


Figure 5.142. Les distances critiques entre les deux trous de la plaque stratifiée perforée [0/45/-45/90]s, les points (Pd), $d=10mm$, pli 90.

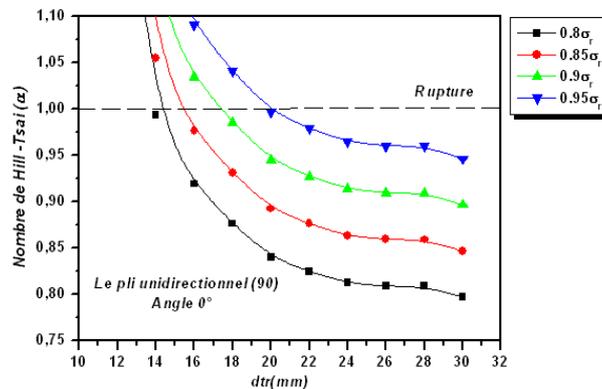


Figure 5.143. Les distances critiques entre les deux trous du pli UD perforé (90), $d=10mm$.

Sur le tableau 5.9, sont illustrées les comparaisons entre les distances critiques possibles pour les quatre plaques stratifiées et le pli UD.

Le pli UD et les plaques stratifiées (d=10mm)	σ_r (MPa)	Les distances critiques (dcr) (mm)			
		Pour $\sigma_{app} = 0.8\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.85\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.9\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.95\sigma_r$
Pli UD (90°)	20.279	14.386	15.563	17.482	19.773
[90/90/90/90]s	20.030	14.386	15.501	17.420	19.759
[45/90/45/90]s	35.200	15.510	16.872	18.978	21.820
[0/90/0/90]s	153.02	13.443	14.300	15.663	19.130
[0/45/-45/90]s	127.570	13.586	14.081	14.824	16.310

Tableau 5.9. Les distances critiques entre les deux trous, d=10mm.

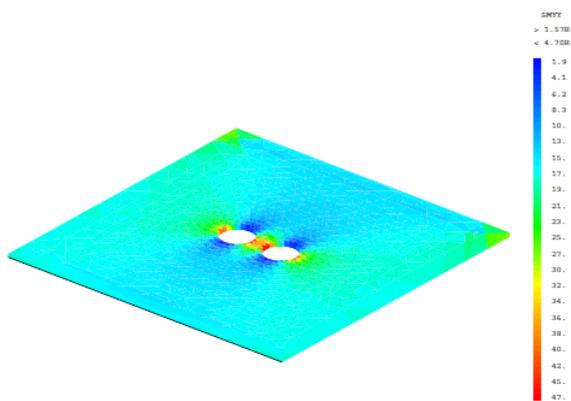


Figure 5.144. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, dtr=dcr, d=10mm.

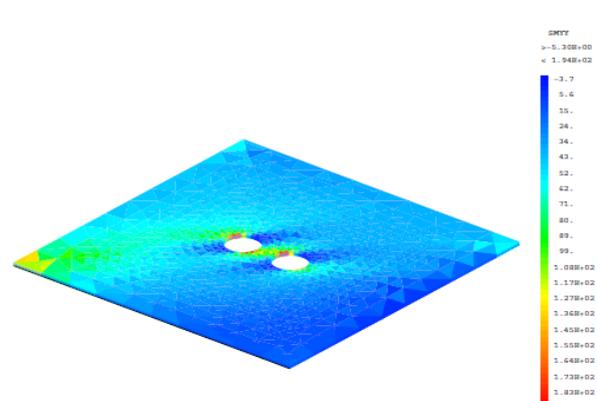


Figure 5.145. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s, dtr=dcr, d=10mm.

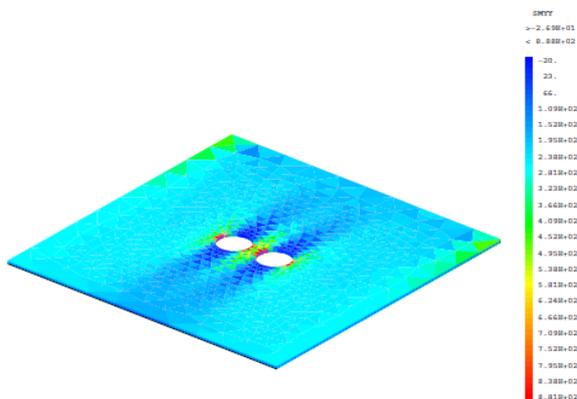


Figure 5.146. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/90/0/90]s, dtr=dcr, d=10mm.

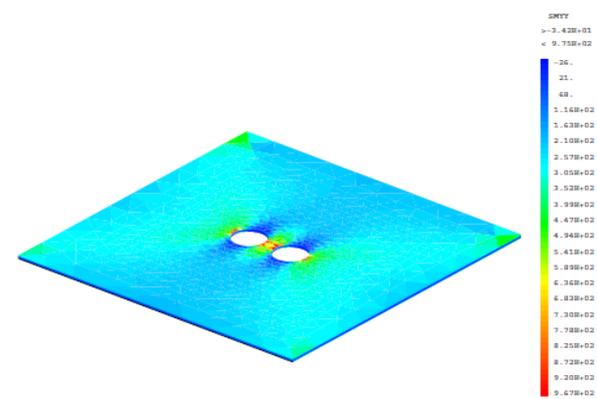


Figure 5.147. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, dtr=dcr, d=10mm.

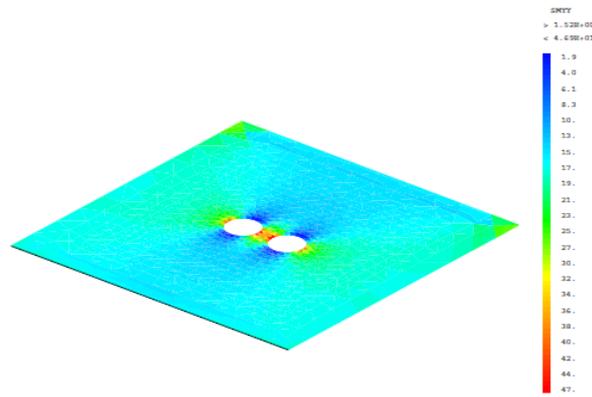


Figure 5.148. Les Contraintes σ_{yy} dans un pli UD (90°), $dtr=dcr$, $d=10mm$.

b-Pour $d=20mm$

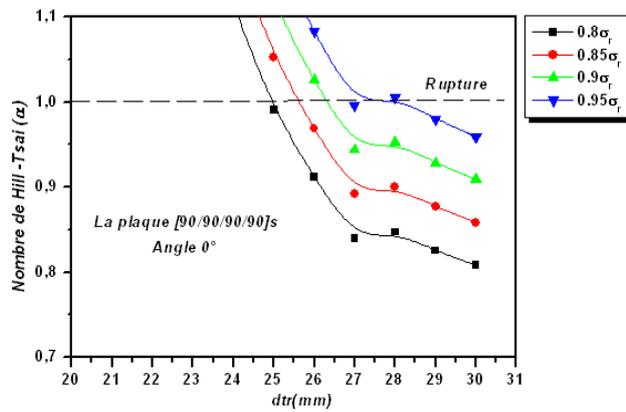


Figure 5.149. Les distances critiques de la plaque stratifiée perforée $[90/90/90/90]_s$, $\sigma_r=15.613 MPa$, $d=20mm$, pli 90 .

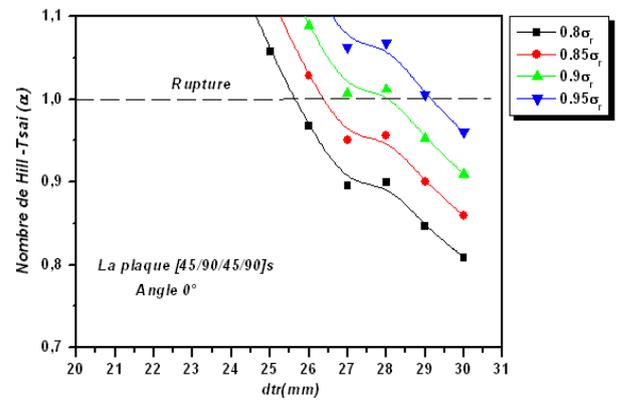


Figure 5.150. Les distances critiques de la plaque stratifiée perforée $[45/90/45/90]_s$, $\sigma_r=25.450 MPa$, $d=20mm$, pli 90 .

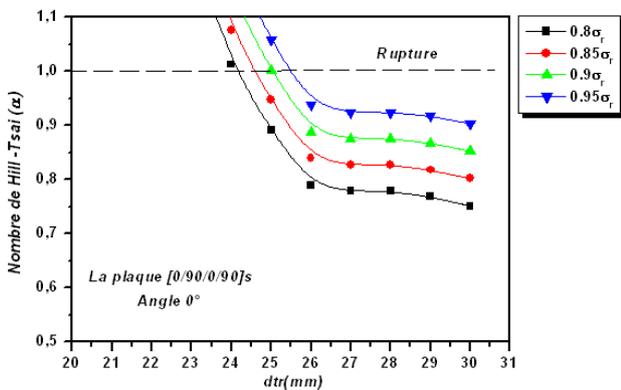


Figure 5.151. Les distances critiques de la plaque stratifiée perforée $[0/90/0/90]_s$, $\sigma_r=125.148 MPa$, $d=20mm$, pli 90 .

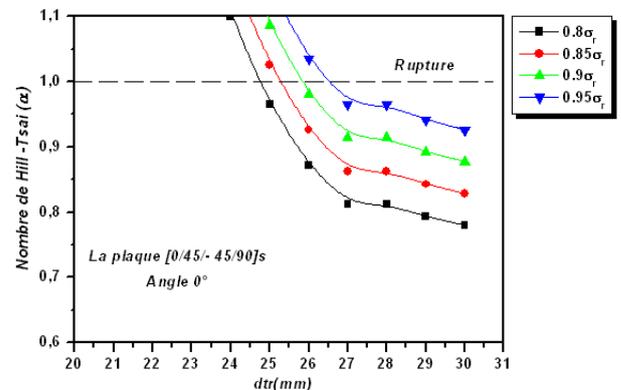


Figure 5.152. Les distances critiques de la plaque stratifiée perforée $[0/45/-45/90]_s$, $\sigma_r=104.723 MPa$, $d=20mm$, pli 90 .

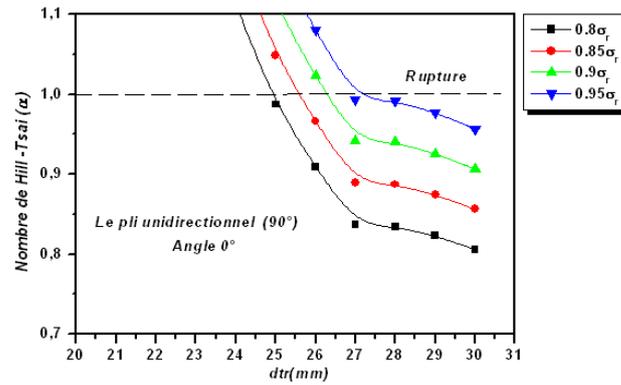


Figure 5.153. Les distances critiques entre les deux trous du pli UD perforé (90°), $\sigma_r=15.052$ MPa, $d=20$ mm.

Sur le tableau 5.10, sont illustrées les comparaisons entre les distances critiques possibles pour les quatre plaques stratifiées et le pli UD.

Le pli UD et les plaques stratifiées (d=20mm)	σ_r (MPa)	Les distances critiques (dcr) (mm)			
		Pour $\sigma_{app}=0.8\sigma_r$	Pour $\sigma_{app}=0.85\sigma_r$	Pour $\sigma_{app}=0.9\sigma_r$	Pour $\sigma_{app}=0.95\sigma_r$
Pli UD (90°)	15.052	24.932	25.613	26.294	27.192
[90/90/90/90]s	15.613	24.936	25.617	26.298	27.382
[45/90/45/90]s	25.499	25.617	26.360	28.001	29.147
[0/90/0/90]s	125.148	24.174	24.608	25.041	25.505
[0/45/-45/90]s	104.723	24.748	25.274	25.832	26.544

Tableau 5.10. Les valeurs des distances critiques entre les deux trous, $d=20$ mm.

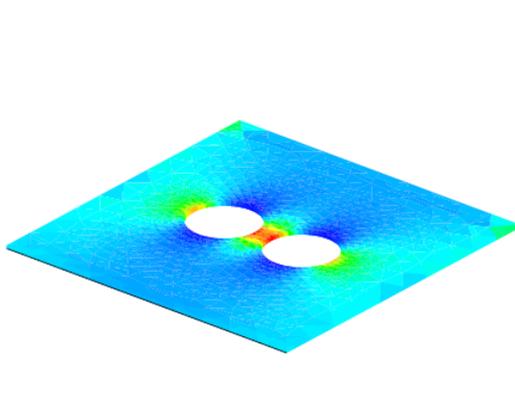


Figure 5.154. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, $dtr=dcr$, $d=20$ mm.

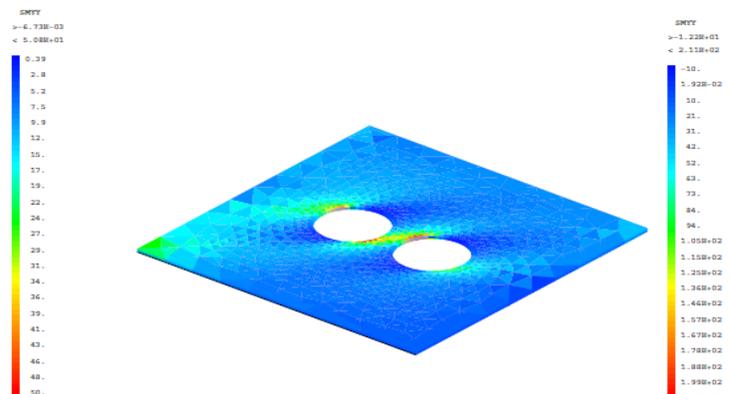


Figure 5.155. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/90/45/90]s, $dtr=dcr$, $d=20$ mm.

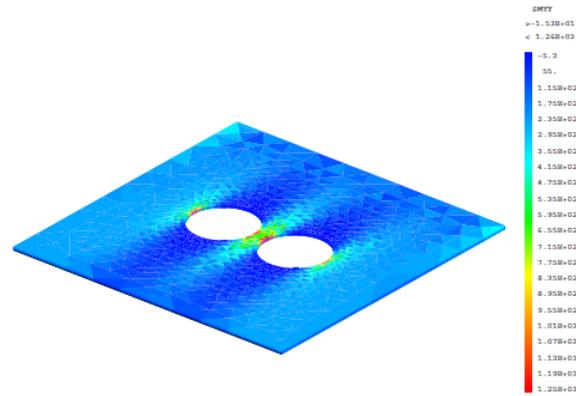


Figure 5.156. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée $[0/90/0/90]_s$, $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$.

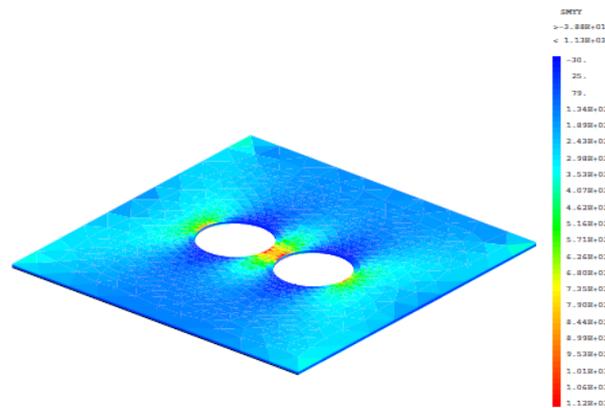


Figure 5.157. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée $[0/45/-45/90]_s$, $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$.

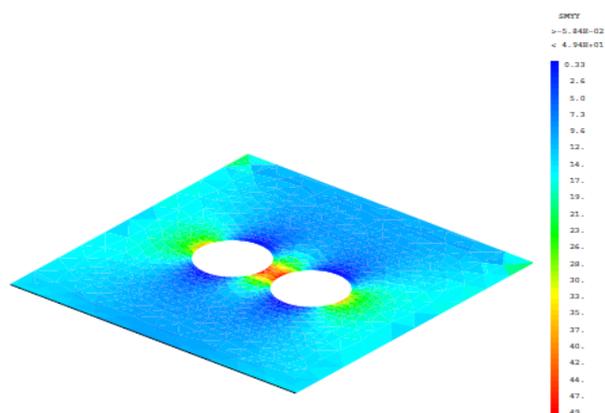


Figure 5.158. Les Contraintes σ_{yy} dans un pli UD (90°), $d_{tr}=d_{cr}$, $d=20\text{mm}$.

V.7.4.2.2. La variation du nombre de Hill-Tsai (angle $\beta = 45^\circ$)

Les figures 5.159 à 5.178 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé dans les points de concentration des contraintes, trou n°1 ($\beta = 45^\circ$), dans chaque pli des plaques stratifiées perforées en fonction des contraintes appliquées (σ_{app}).

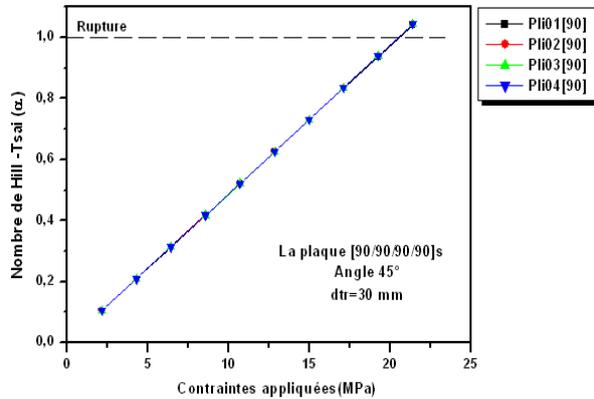


Figure 5.159. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

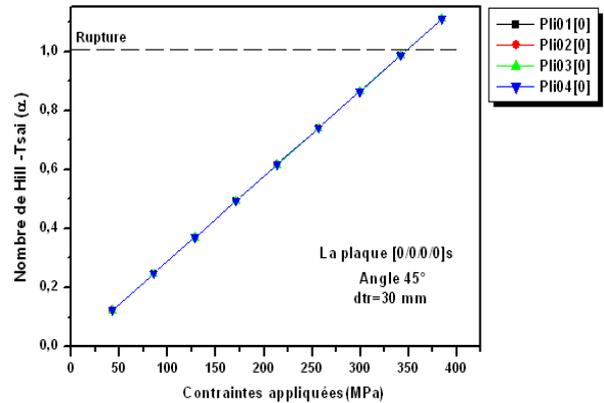


Figure 5.160. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0], angle $\beta=45^\circ$.

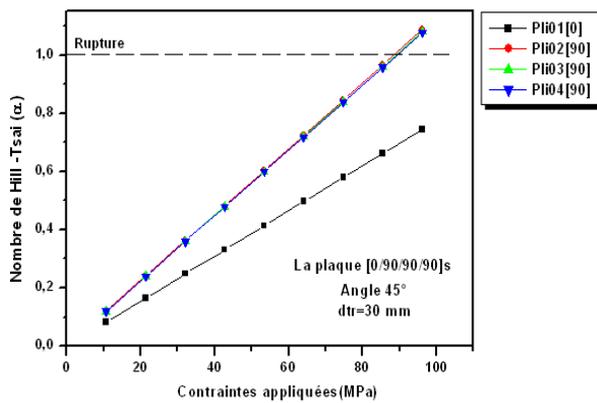


Figure 5.161. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

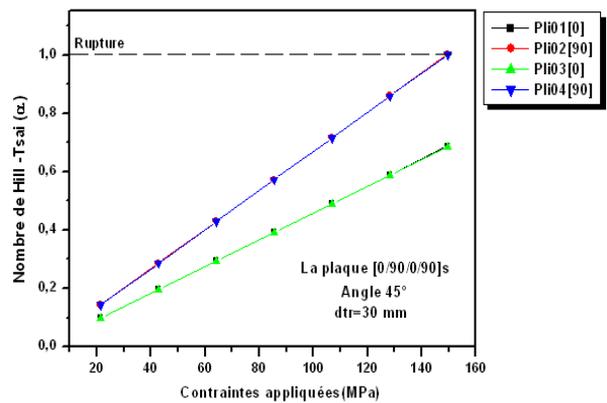


Figure 5.162. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

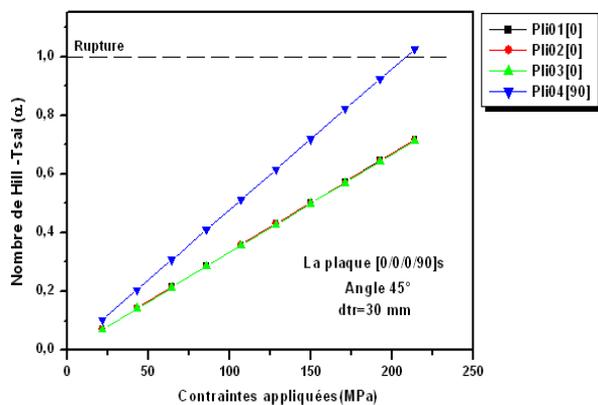


Figure 5.163. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

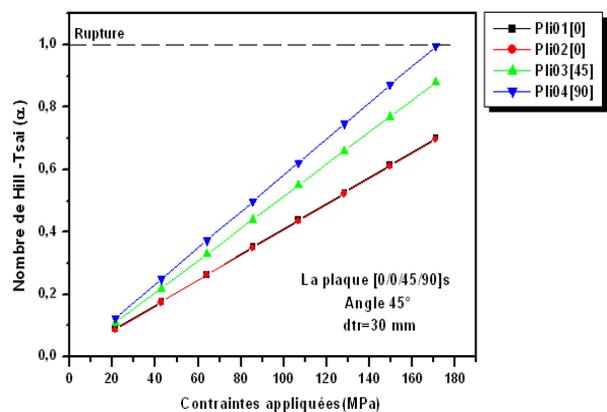


Figure 5.164. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

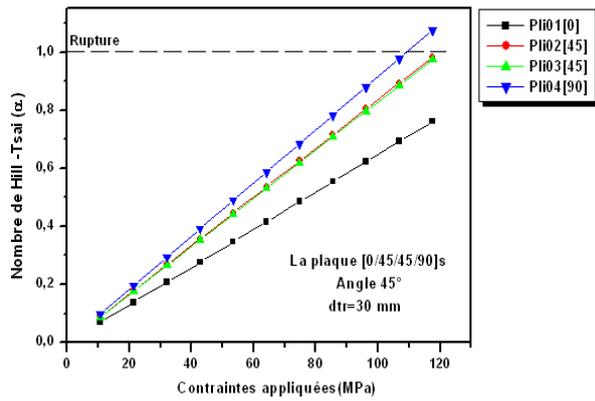


Figure 5.165. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]_s, angle $\beta=45^\circ$.

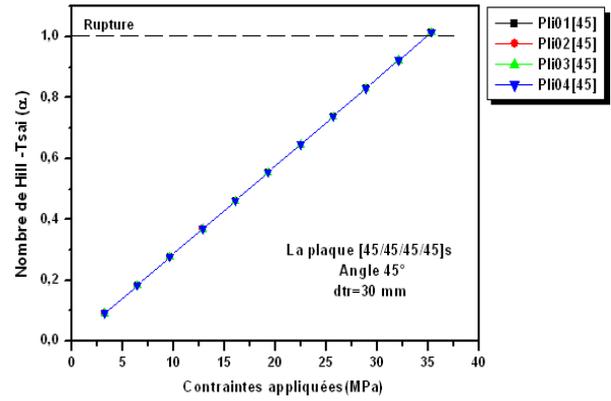


Figure 5.166. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]_s, angle $\beta=45^\circ$.

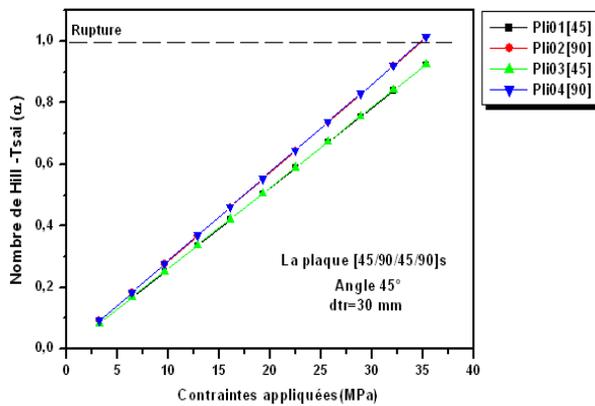


Figure 5.167. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]_s, angle $\beta=45^\circ$.

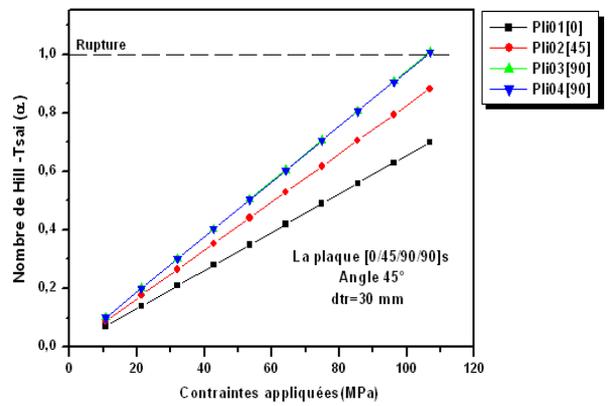


Figure 5.168. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90]_s, angle $\beta=45^\circ$.

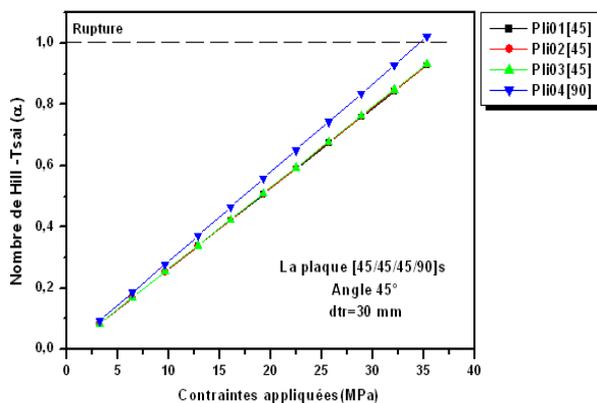


Figure 5.169. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]_s, angle $\beta=45^\circ$.

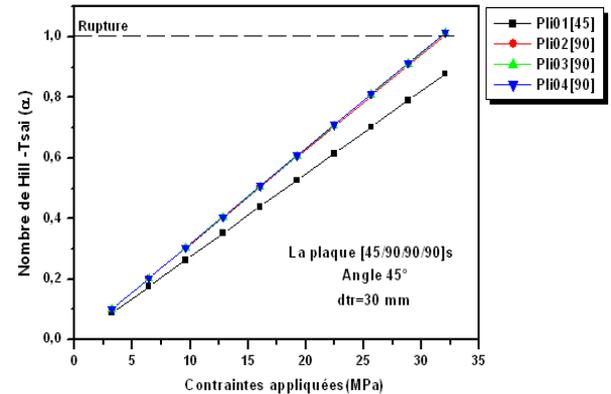


Figure 5.170. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]_s, angle $\beta=45^\circ$.

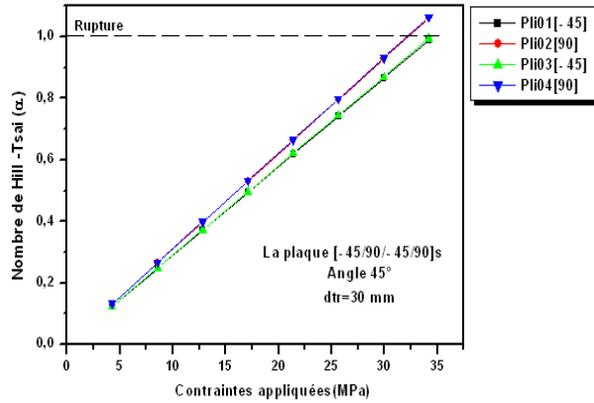


Figure 5.171. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$.

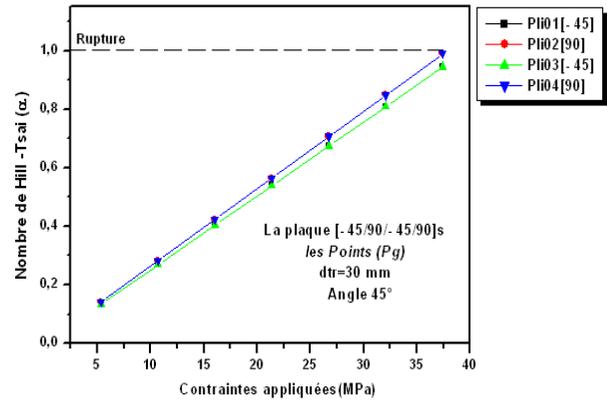


Figure 5.172. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$.

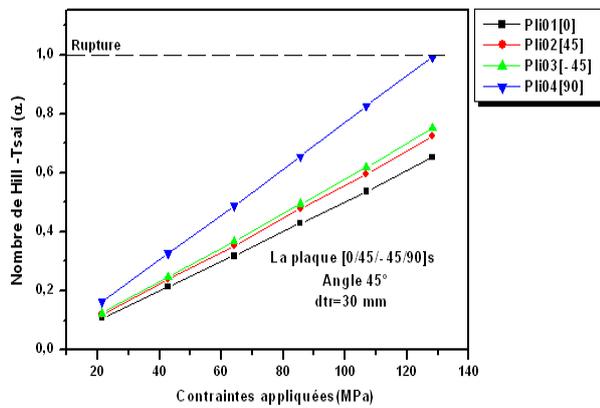


Figure 5.173. La contrainte de rupture de la plaque Stratifiée Perforée [0/45/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$.

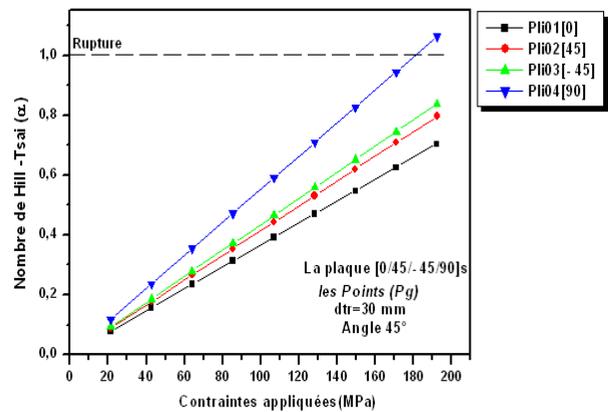


Figure 5.174. La contrainte de rupture de la plaque Stratifiée Perforée [0/45/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$.

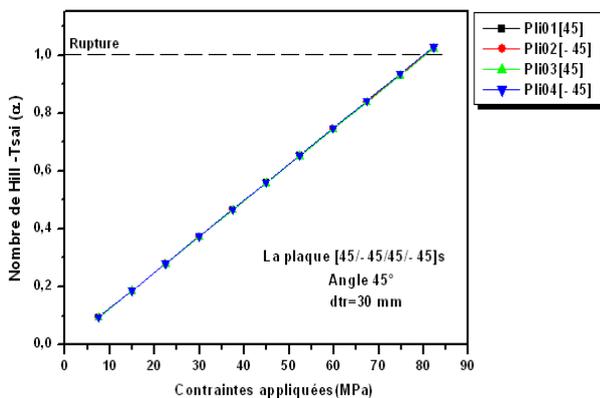


Figure 5.175. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$.

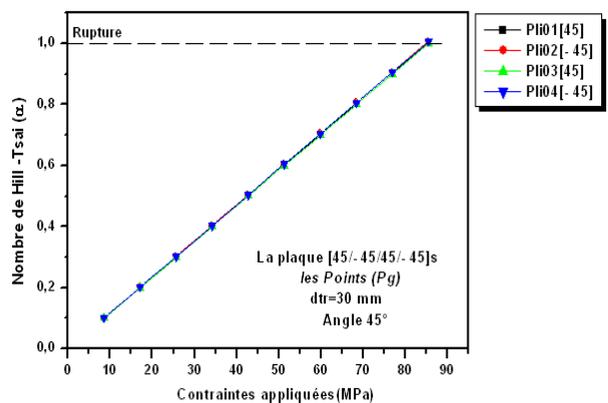


Figure 5.176. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$.

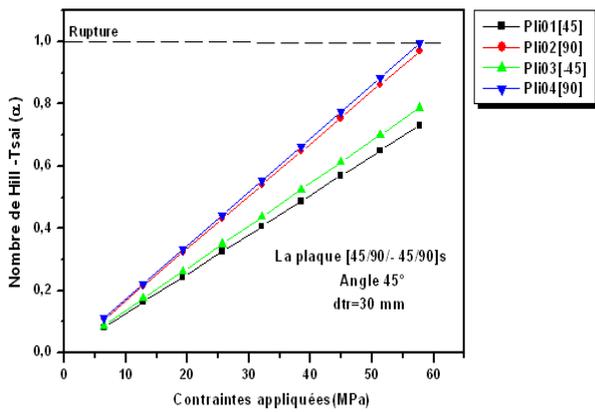


Figure 5.177. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points (Pd), angle $\beta=45^\circ$.

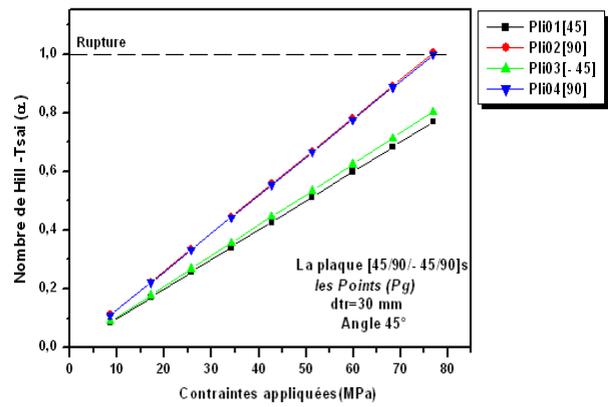


Figure 5.178. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points (Pg), angle $\beta=45^\circ$.

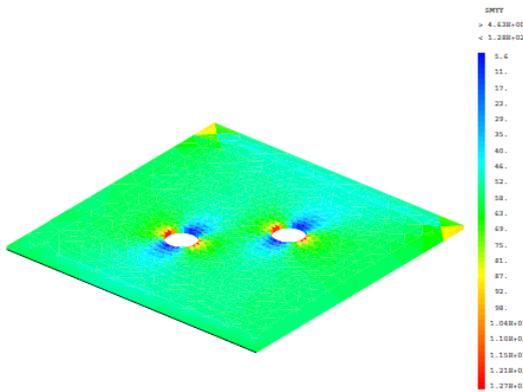


Figure 5.179. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

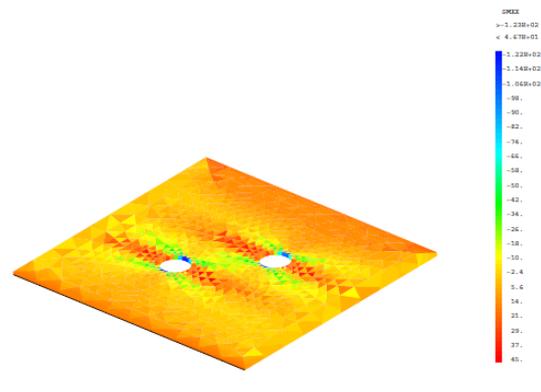


Figure 5.180. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

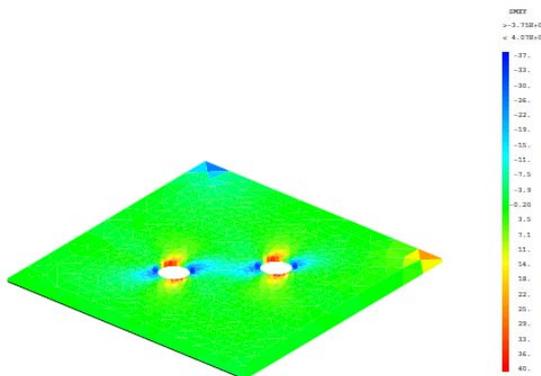


Figure 5.181. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

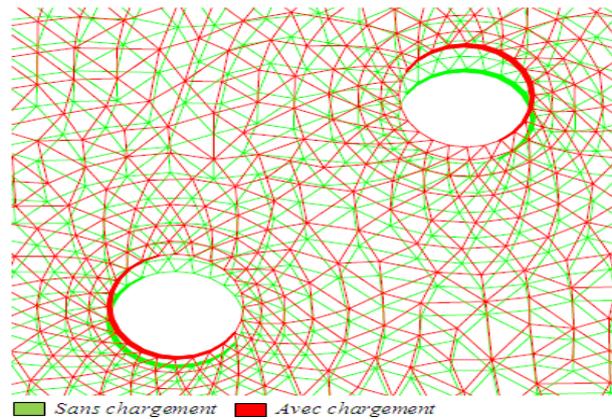


Figure 5.182. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

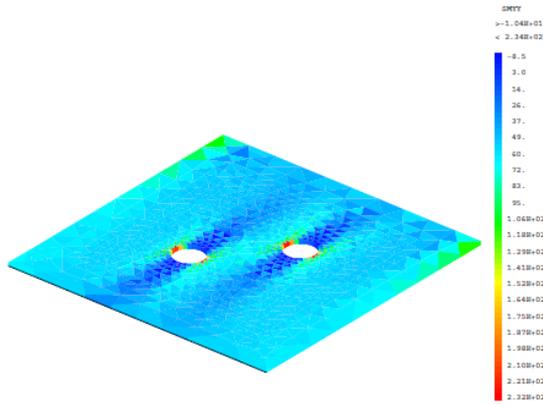


Figure 5.183. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$.

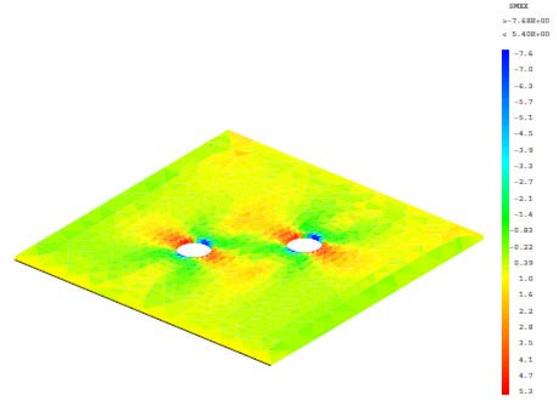


Figure 5.184. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$.

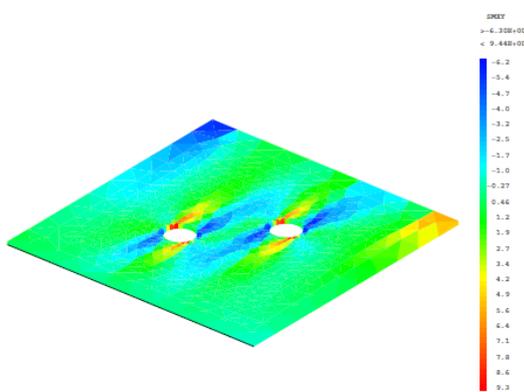


Figure 5.185. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$.

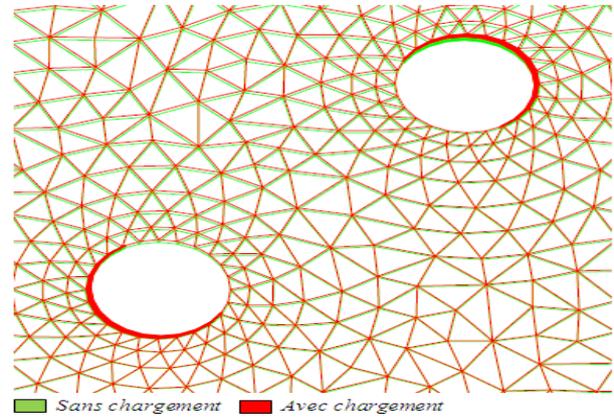


Figure 5.186. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=45^\circ$.

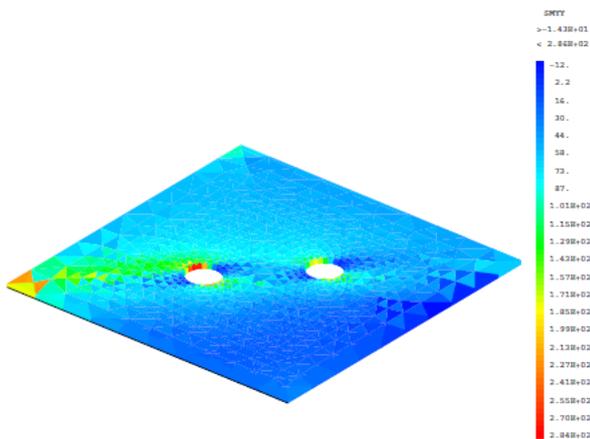


Figure 5.187. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$.

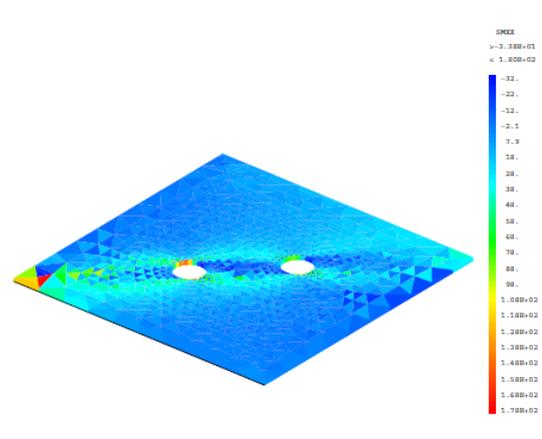


Figure 5.188. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$.

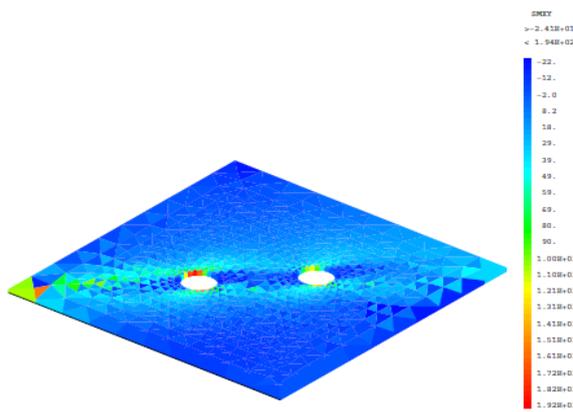


Figure 5.189. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=45^\circ$.

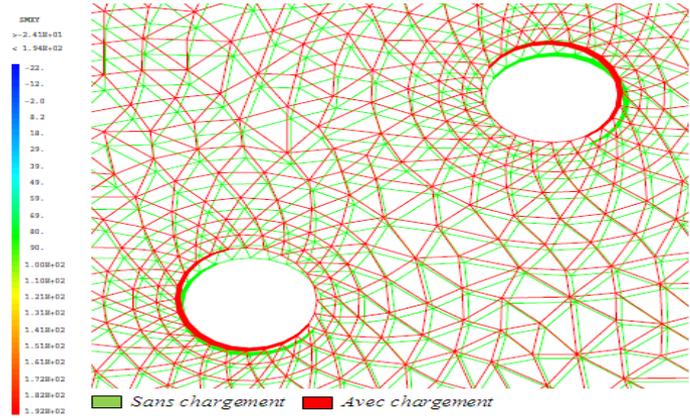


Figure 5.190. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s angle $\beta=45^\circ$.

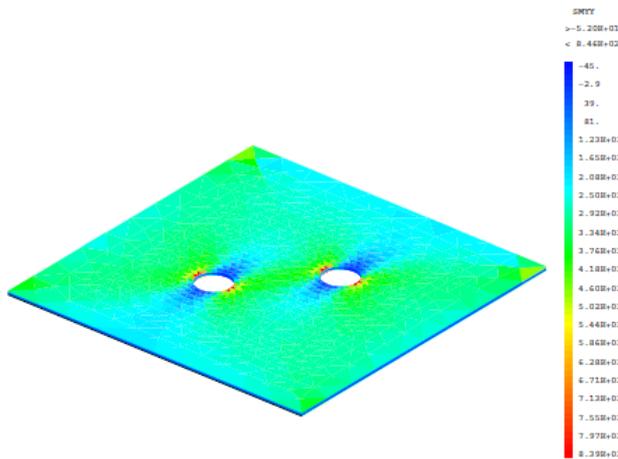


Figure 5.191. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

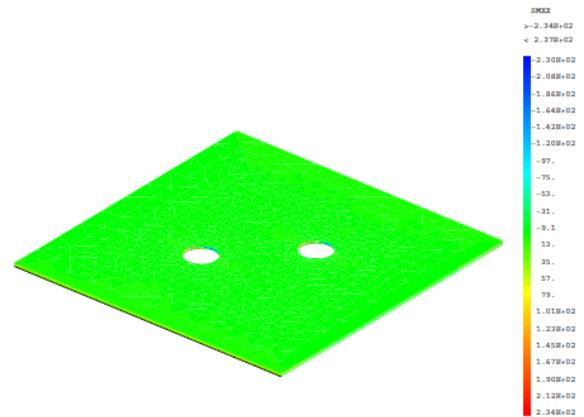


Figure 5.192. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

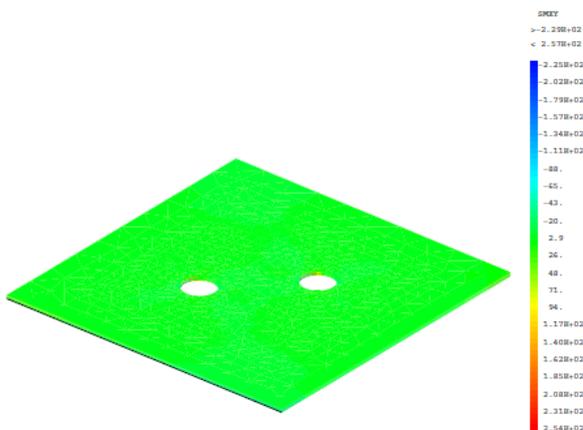


Figure 5.193. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

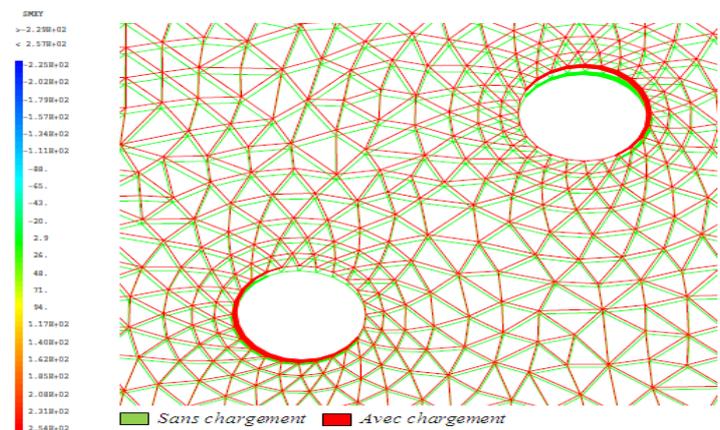


Figure 5.194. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=45^\circ$.

En utilisant les graphes obtenus ci dessus on peut déterminer les contraintes de rupture du pli le plus faible des plaques stratifiées perforées, tableau 5.11.

Une comparaison entre les contraintes de rupture du premier pli de chaque plaque stratifiée est représentée dans la figure 5.195.

Les plaques (angle $\beta = 45^\circ$)	Contraintes de rupture σ_r (MPa)	Pli le plus faible
[0/90/90/90]s	89.233	Pli 90
[0/90/0/90]s	152.043	Pli 90
[0/0/0/90]s	209.623	Pli 90
[0/0/0/0]s	348.078	Pli 0
[90/90/90/90]s	20.594	Pli 90
[45/90/90/90]s	31.855	Pli 90
[45/90/45/90]s	34.899	Pli 90
[45/45/45/90]s	34.509	Pli 90
[45/45/45/45]s	35.392	Pli 45
[0/45/90/90]s	106.516	Pli 90
[0/45/45/90]s	109.989	Pli 90
[0/0/45/90]s	173.134	Pli 90
[-45/90/-45/90]s	32.271	Pli 90
[45/-45/45/-45]s	80.140	Pli 45, Pli -45
[0/45/-45/90]s	128.094	Pli 90
[45/90/-45/90]s	58.343	Pli 90

Tableau 5.11. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible, (angle $\beta = 45^\circ$).

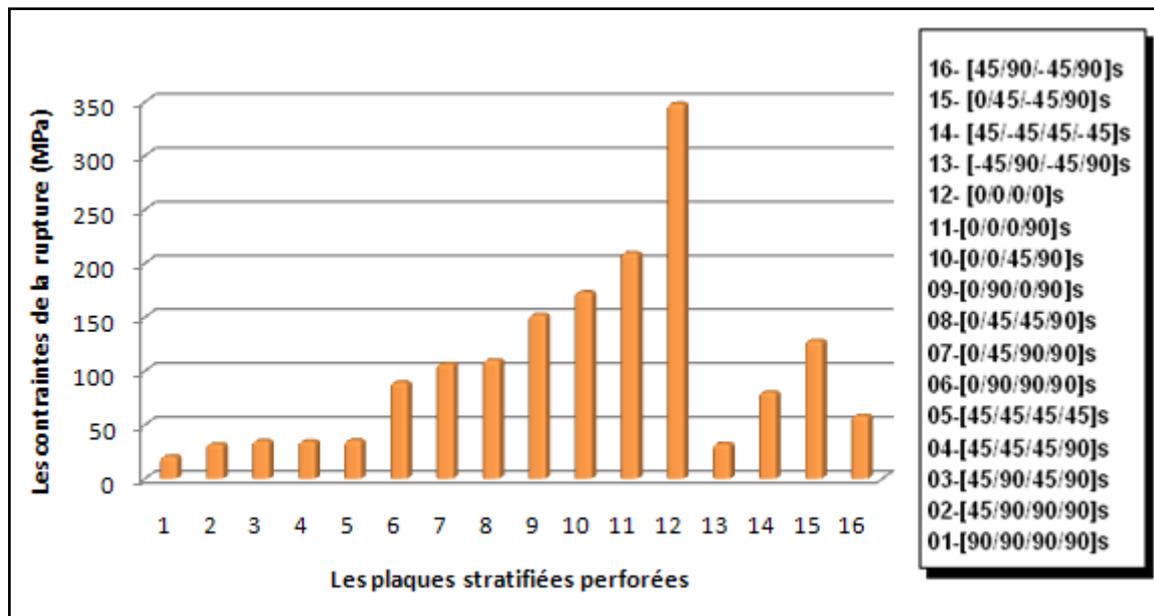


Figure 5.195. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible pour les plaques stratifiées perforées (dtr=30mm, angle $\beta = 45^\circ$).

V.7.4.2.3. La variation du nombre de Hill-Tsai (angle $\beta = 90^\circ$)

Les figures 5.196 à 5.215 présentent la variation du nombre de Hill-Tsai calculé dans les points de concentration des contraintes, trou n°1 ($\beta = 90^\circ$), dans chaque pli des plaques stratifiées perforées en fonction des contraintes appliquées (σ_{app}).

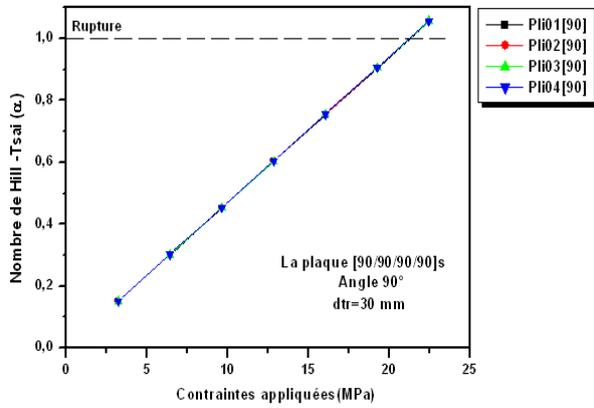


Figure 5.196. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

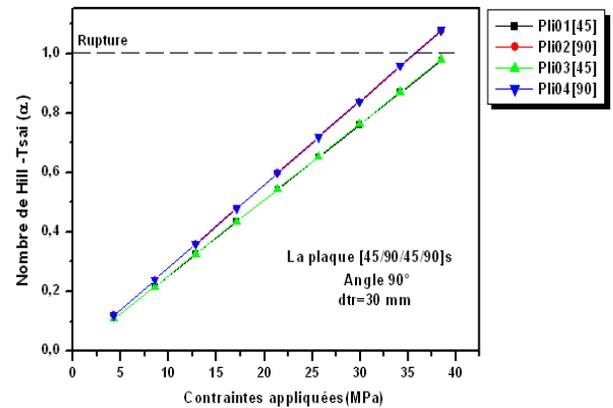


Figure 5.197. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

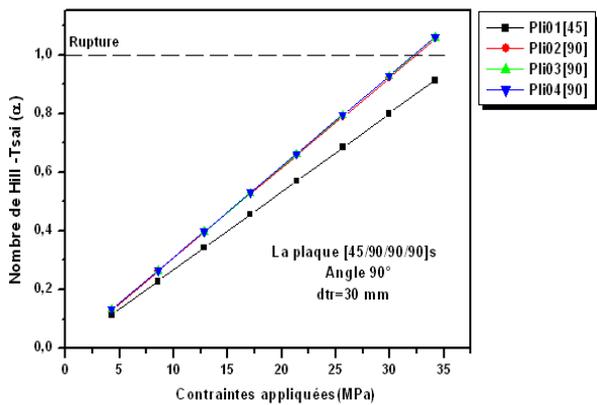


Figure 5.198. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

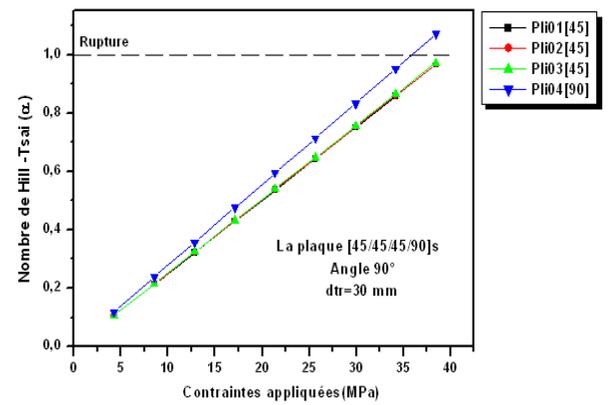


Figure 5.199. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

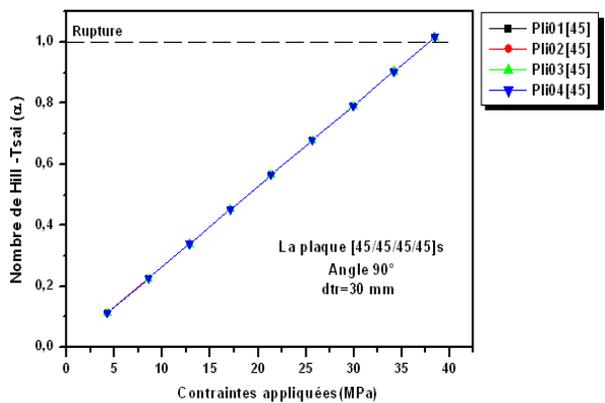


Figure 5.200. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$.

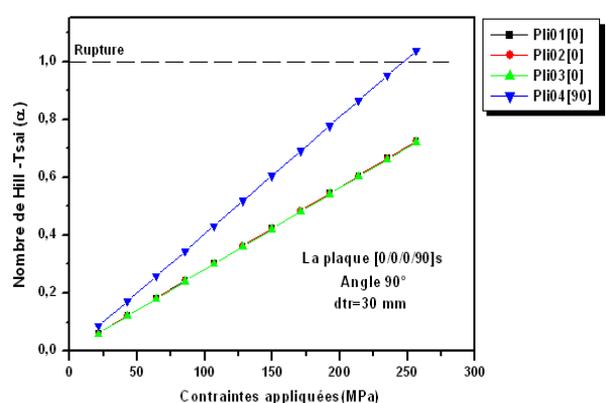


Figure 5.201. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

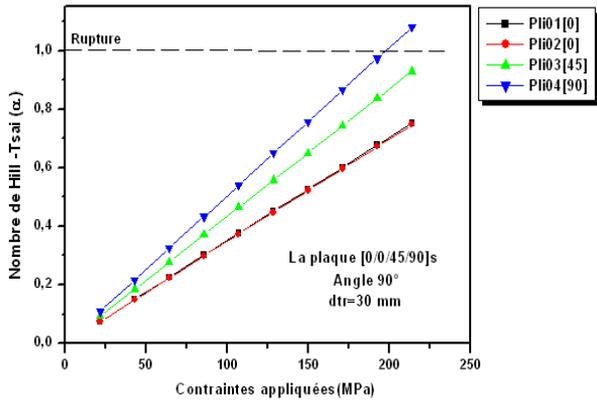


Figure 5.202. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/45/90]_s, angle $\beta=90^\circ$.

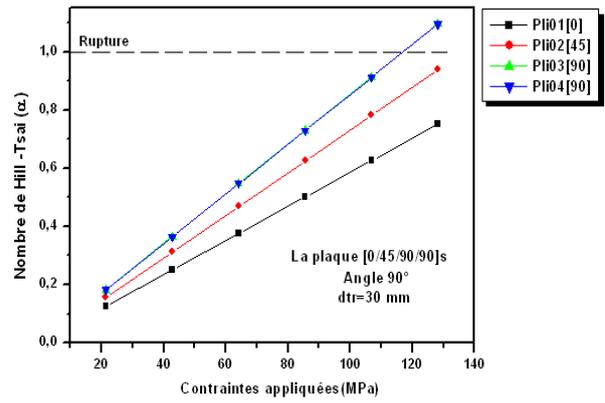


Figure 5.203. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/90/90]_s, angle $\beta=90^\circ$.

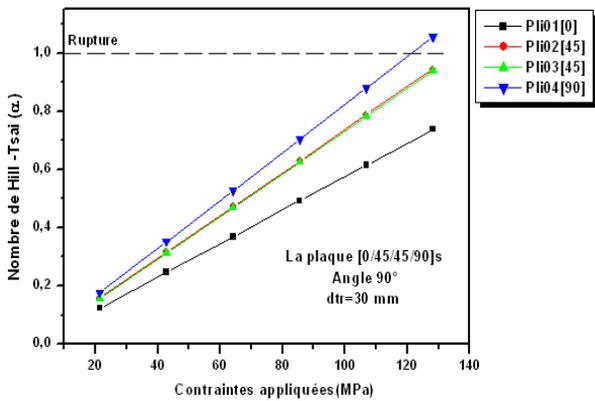


Figure 5.204. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/45/90]_s, angle $\beta=90^\circ$.

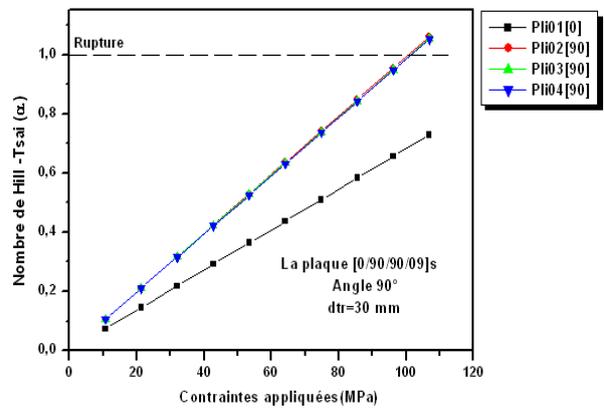


Figure 5.205. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/90/90]_s, angle $\beta=90^\circ$.

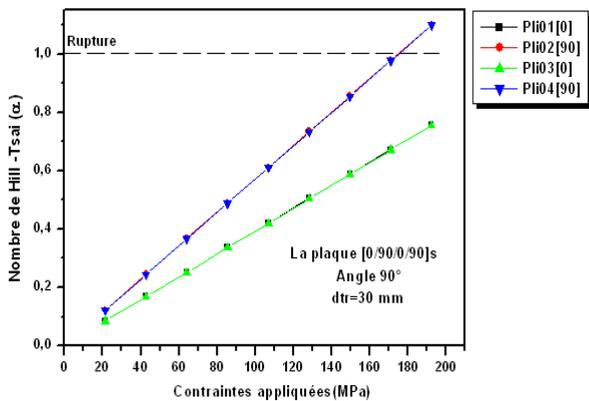


Figure 5.206. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/90/0/90]_s, angle $\beta=90^\circ$.

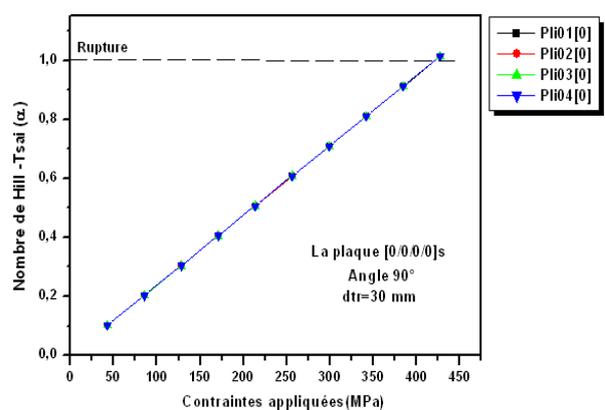


Figure 5.207. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/0/0/0]_s, angle $\beta=90^\circ$.

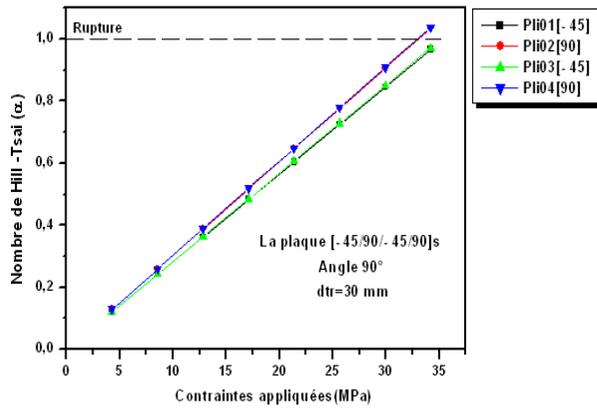


Figure 5.208. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$.

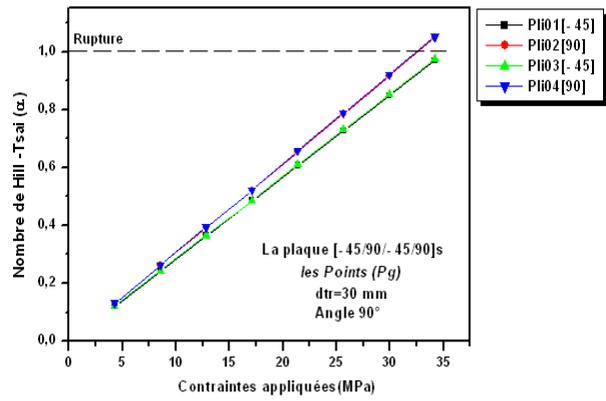


Figure 5.209. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [-45/90/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$.

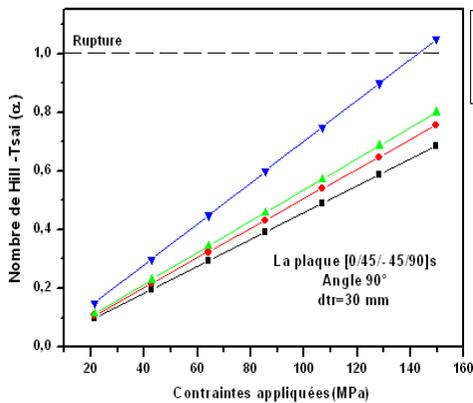


Figure 5.210. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$.

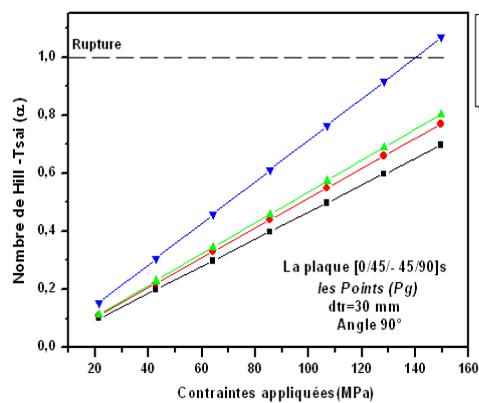


Figure 5.211. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [0/45/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$.

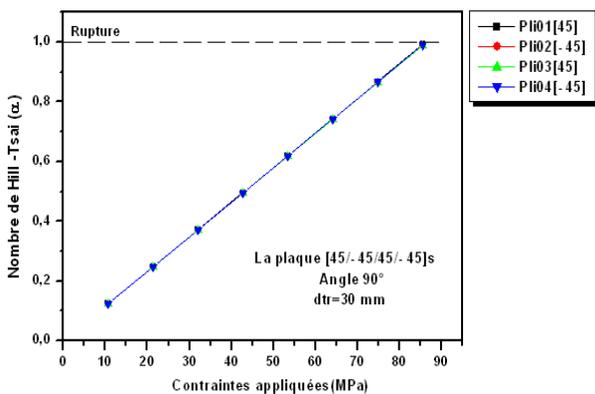


Figure 5.212. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$.

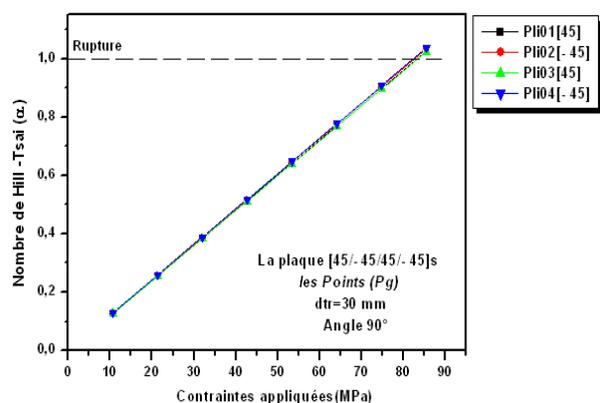


Figure 5.213. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/-45/45/-45]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$.

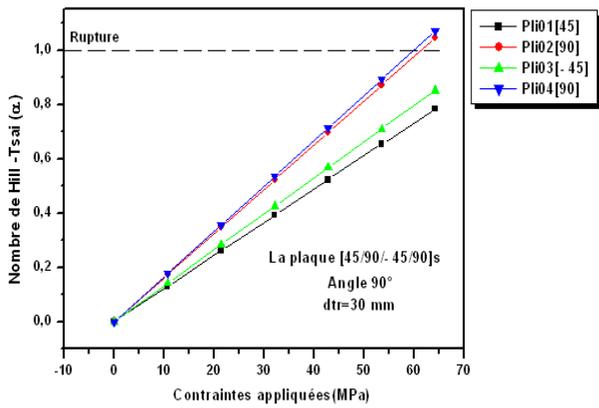


Figure 5.214. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points(Pd), angle $\beta=90^\circ$.

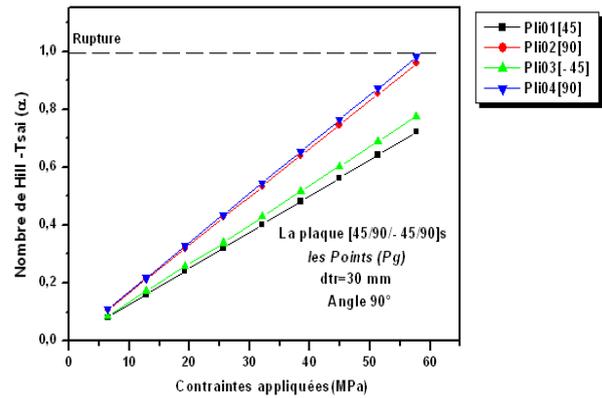


Figure 5.215. La contrainte de rupture de la plaque stratifiée perforée [45/90/-45/90]s, les points(Pg), angle $\beta=90^\circ$.

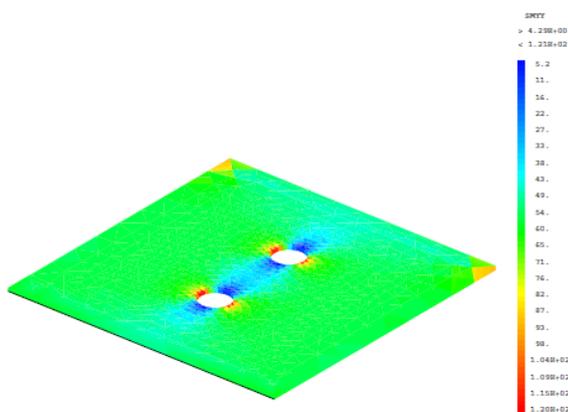


Figure 5.216. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

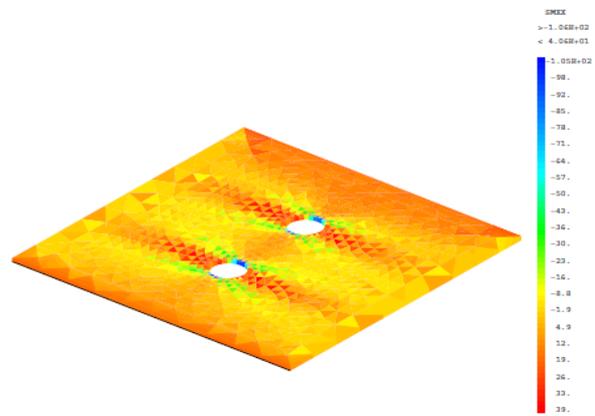


Figure 5.217. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

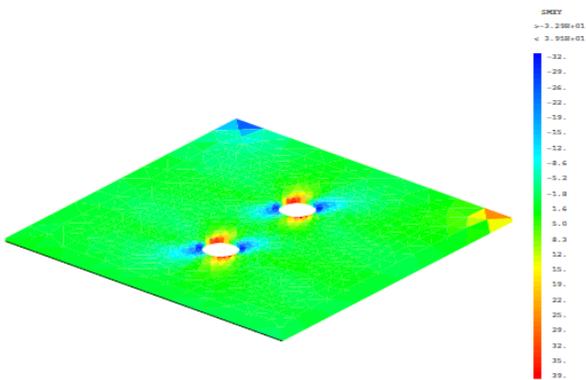


Figure 5.218. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

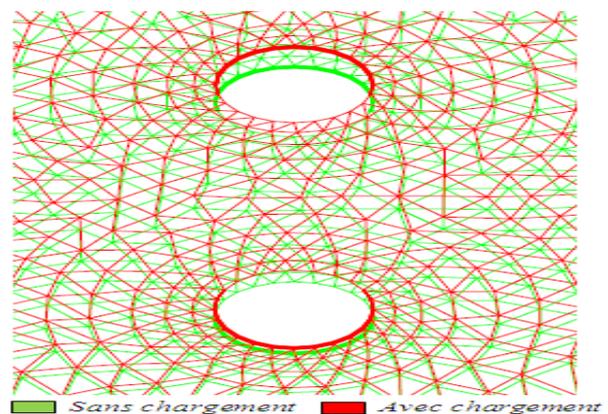


Figure 5.219. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [90/90/90/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

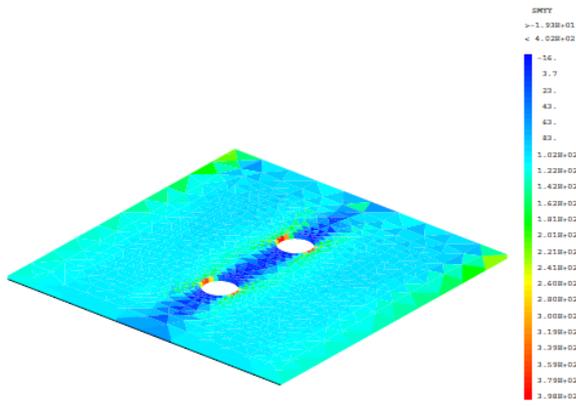


Figure 5.220. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$.

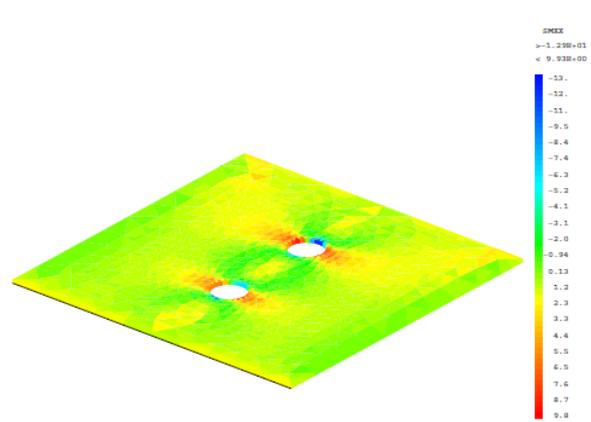


Figure 5.221. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$.

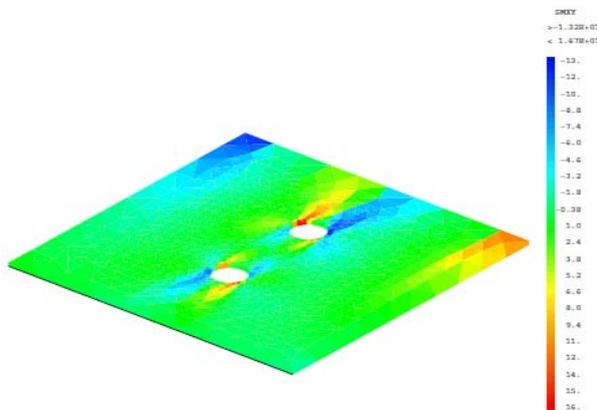


Figure 5.222. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$.

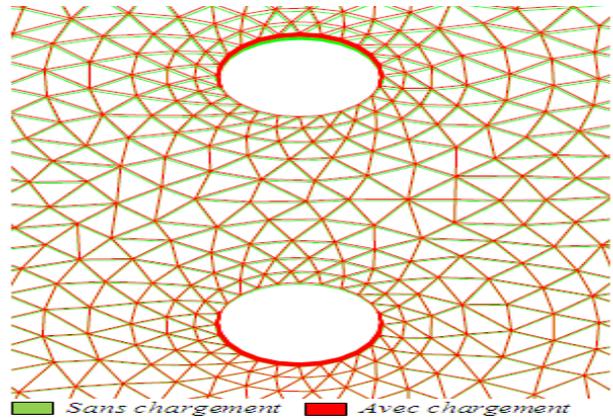


Figure 5.223. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/0/0/0]s, angle $\beta=90^\circ$.

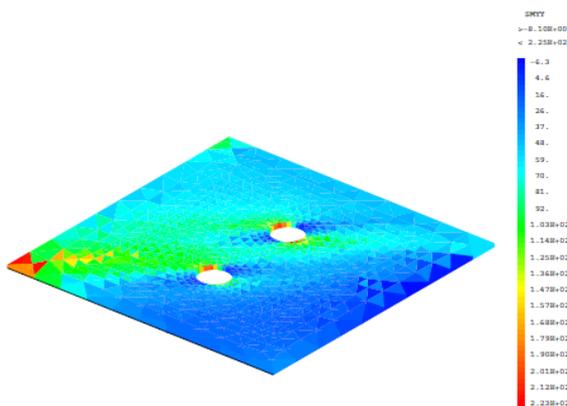


Figure 5.224. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$.

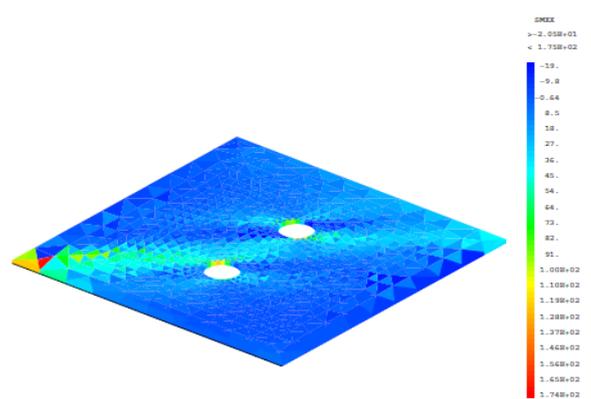


Figure 5.225. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$.

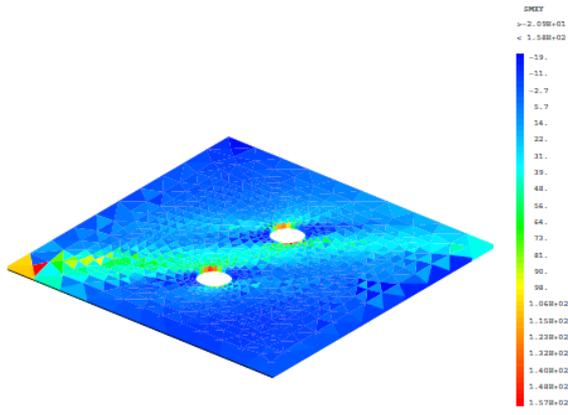


Figure 5.226. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$.

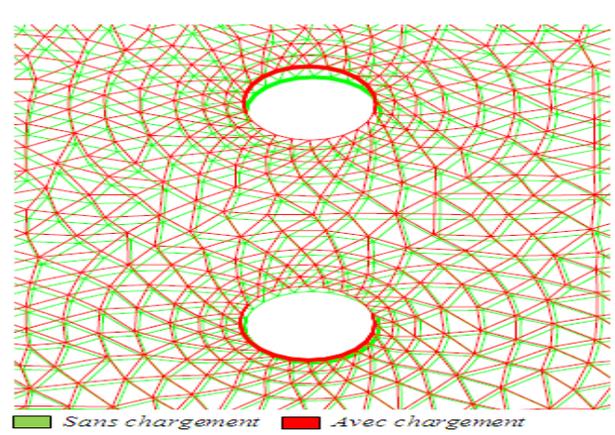


Figure 5.227. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [45/45/45/45]s, angle $\beta=90^\circ$.

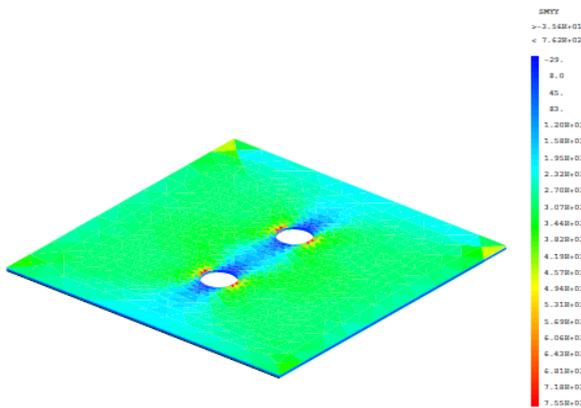


Figure 5.228. Les Contraintes σ_{yy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

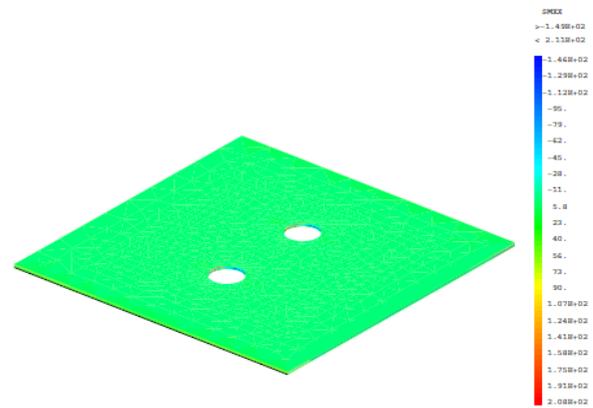


Figure 5.229. Les Contraintes σ_{xx} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

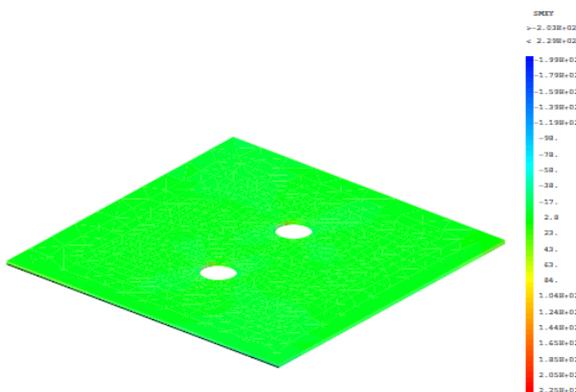


Figure 5.230. Les Contraintes τ_{xy} dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

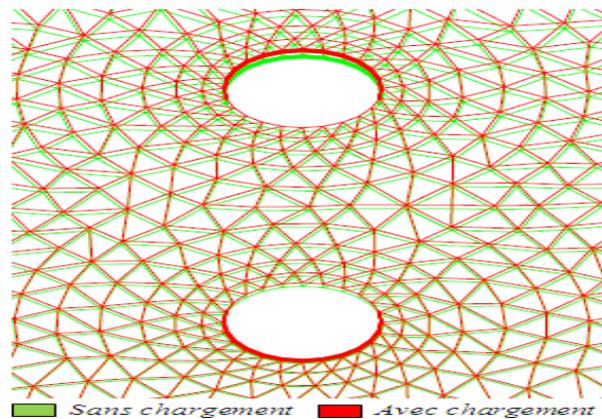


Figure 5.231. Les déformations dans les plis, de la plaque stratifiée [0/45/-45/90]s, angle $\beta=90^\circ$.

En utilisant les graphes obtenus ci dessus on peut déterminer les contraintes de rupture du pli le plus faible des plaques stratifiées perforées, tableau 5.12. Une comparaison entre les contraintes de rupture du premier pli de chaque plaque stratifiée est représentée dans la figure 5.232.

Les plaques (angle $\beta = 90^\circ$)	Contraintes de rupture σ_r (MPa)	Pli le plus faible
[0/90/90/90]s	101.476	Pli 90
[0/90/0/90]s	176.401	Pli 90
[0/0/0/90]s	248.885	Pli 90
[0/0/0/0]s	423.993	Pli 0
[90/90/90/90]s	21.314	Pli 90
[45/90/90/90]s	32.450	Pli 90
[45/90/45/90]s	35.856	Pli 90
[45/45/45/90]s	36.022	Pli 90
[45/45/45/45]s	38.060	Pli 45
[0/45/90/90]s	117.568	Pli 90
[0/45/45/90]s	121.565	Pli 90
[0/0/45/90]s	198.527	Pli 90
[-45/90/-45/90]s	33.099	Pli 90
[45/-45/45/-45]s	86.690	Pli 45, Pli -45
[0/45/-45/90]s	143.632	Pli 90
[45/90/-45/90]s	59.867	Pli 90

Tableau 5.12. Les contraintes de rupture (σ_r) du pli le plus faible, (angle $\beta = 90^\circ$).

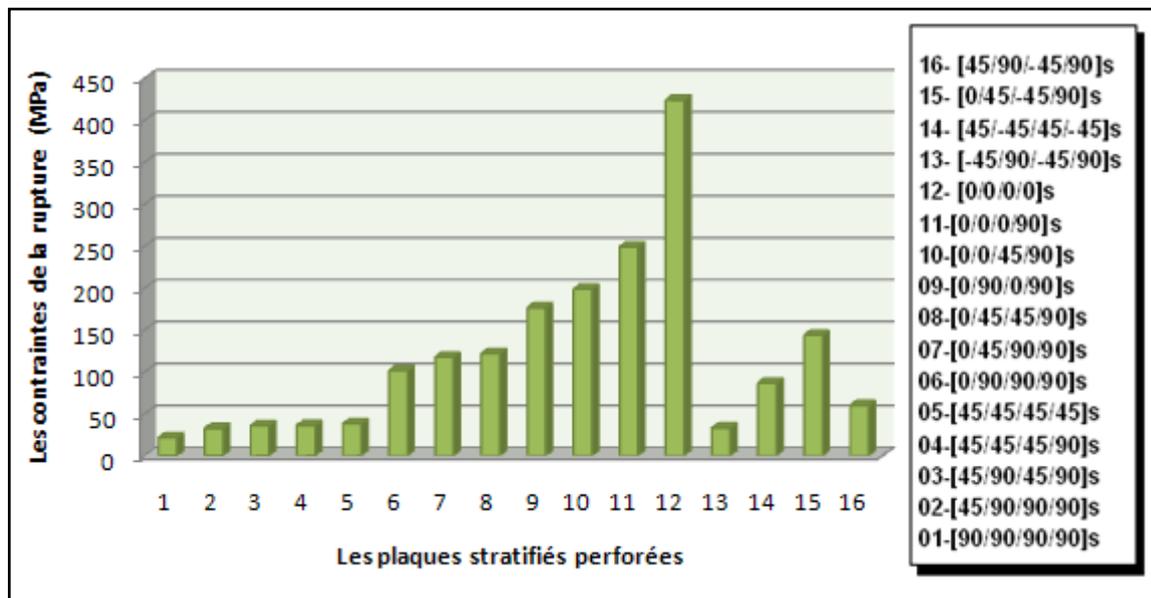


Figure 5.232. Comparaison entre les contraintes de rupture du pli le plus faible, pour les plaques stratifiées perforées ($dtr=30$ mm, angle $\beta=90^\circ$).

V.8. Modélisation de l'effet des chargements thermomécaniques sur la distance critique entre les deux trous

V.8.1. Maillage et modèle géométrique

Les plaques stratifiées perforées (avec deux trous) $[0/90/0/90]_s$, $[0/0/90/90]_s$ et $[0/45/-45/90]_s$ sont composées de huit plis unidirectionnels à fibre longue à 60 % de fibres en volume, d'épaisseur (h) et à matrice thermodurcissable époxyde, les caractéristiques mécaniques et thermiques du pli sont représentées dans les deux tableaux (5.1 et 5.2), le modèle géométrique est représenté dans la figure 5.233, et le maillage dans la figure 5.234.

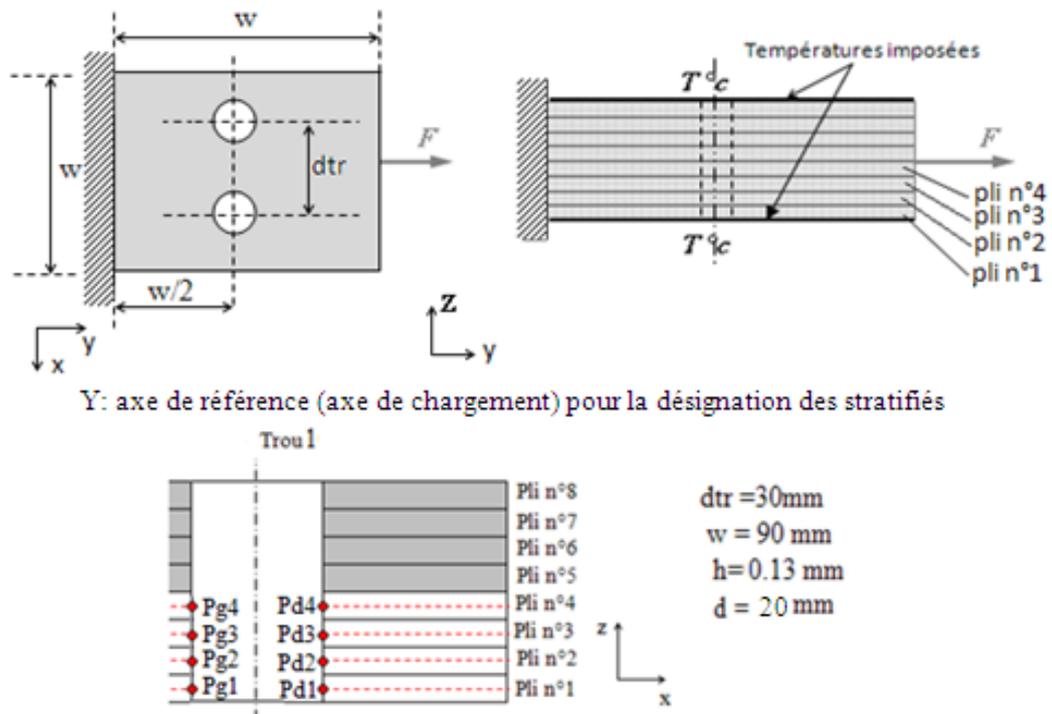


Figure 5.233. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées.

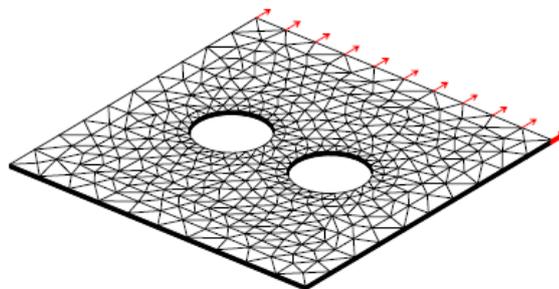


Figure 5.234. Maillage de la plaque stratifiées perforées (angle $\beta=0^\circ$).

V.8.2. Les chargements thermomécaniques

Les plaques stratifiées perforées sont sollicitées suivant l'axe (Y) par un chargement mécanique de traction 80% de la contrainte de rupture (σ_r) du pli le plus faible (pli à 90°), et des températures imposées sur les deux faces extérieures T_{imp} (50°C , 100°C , 150°C et 200°C), avec une température initiale $T_0=25^\circ\text{C}$.

V.8.3. Comportement thermomécanique du pli UD

Sous les effets conjugués des contraintes et de variation de température, les déformations globales (thermomécaniques) du pli sont obtenues au moyen d'une loi de comportement modifiée [13] :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_l} & \frac{-\nu_{lt}}{E_t} & 0 \\ \frac{-\nu_{lt}}{E_l} & \frac{1}{E_t} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{lt}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_l \\ \alpha_t \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5.1)$$

Avec : $\Delta T = T_1 - T_0$

α_l : Coefficient de dilatation linéique longitudinal

α_t : Coefficient de dilatation linéique transversal

La loi de Fourier s'écrit dans le cas du matériau orthotrope en tridimensionnel (équation 2.90) [47]:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x_1} & \frac{\partial}{\partial x_2} & \frac{\partial}{\partial x_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{bmatrix} = q \quad T_i \text{ signifie } \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

Avec : K_1 , K_2 et K_3 coefficients de conductibilité

V.8.4. Résultats

V.8.4.1. Variation du nombre de Hill-Tsai en fonction des températures imposées

a- La plaque stratifiée [0/90/0/90]s

Les figures (5.235, 5.236, 5.237 et 5.238) représentent, pour différentes longueurs (dtr), la variation du nombre de Hill-Tsai (α) obtenue pour des températures imposées 50°C , 100°C , 150°C et 200°C .

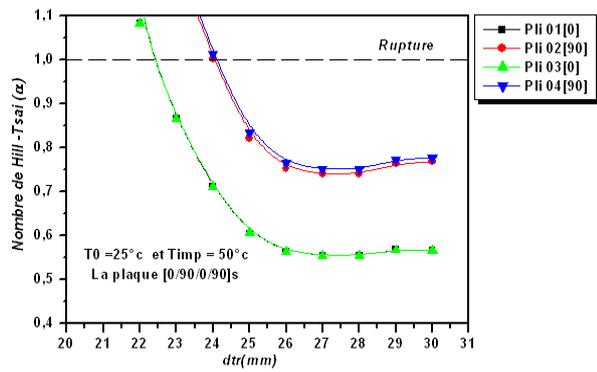


Figure 5.235. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/90/0/90]s, $T_{imp} = 50^\circ\text{C}$.

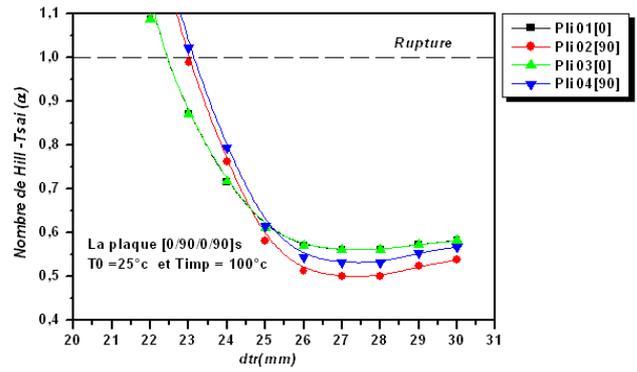


Figure 5.236. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/90/0/90]s, $T_{imp} = 100^\circ\text{C}$.

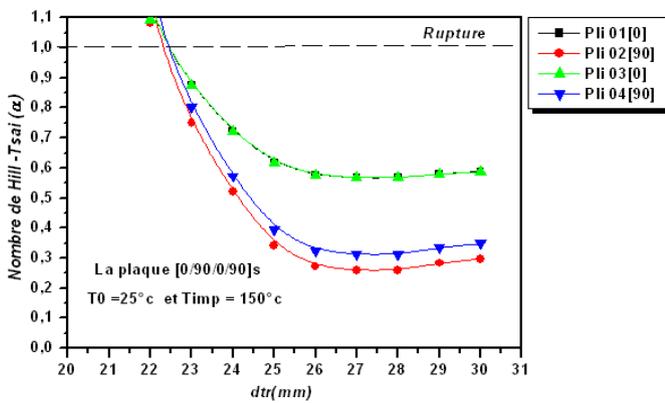


Figure 5.237. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/90/0/90]s, $T_{imp} = 150^\circ\text{C}$.

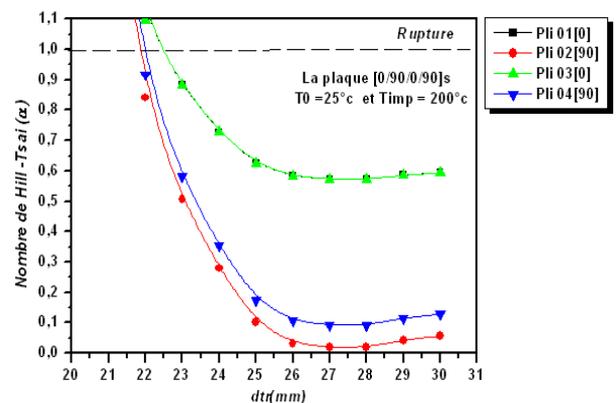


Figure 5.238. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/90/0/90]s, $T_{imp} = 200^\circ\text{C}$.

b - La plaque stratifiée [0/0/90/90]s

Les figures (5.239, 5.240, 5.241 et 5.242) représentent, pour différentes longueurs (dtr), la variation du nombre de Hill-Tsai (α) obtenue pour des températures imposées 50°C , 100°C , 150°C et 200°C .

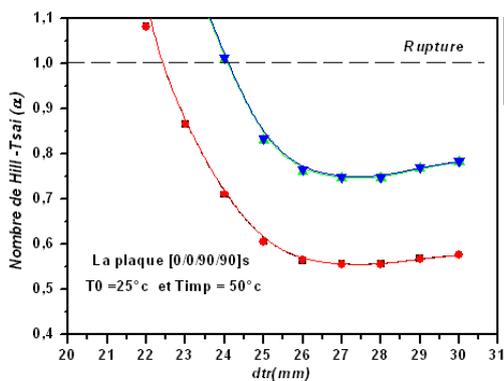


Figure 5.239. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/0/90/90]s, $T_{imp} = 50^\circ\text{C}$.

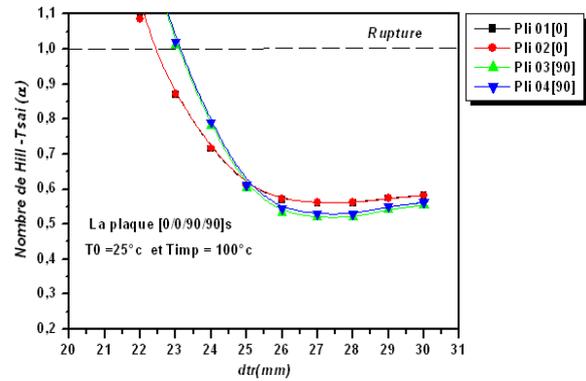


Figure 5.240. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque [0/0/90/90]s, $T_{imp} = 100^\circ\text{C}$.

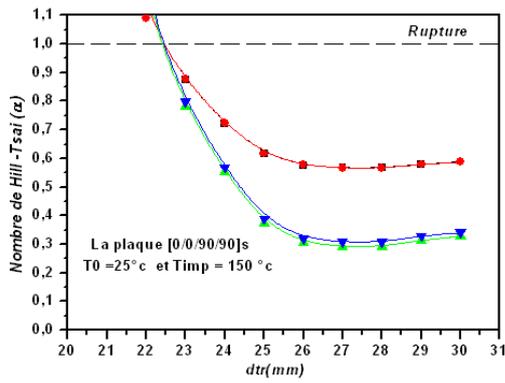


Figure 5.241. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/0/90/90]_s$, $T_{imp} = 150^\circ\text{C}$.

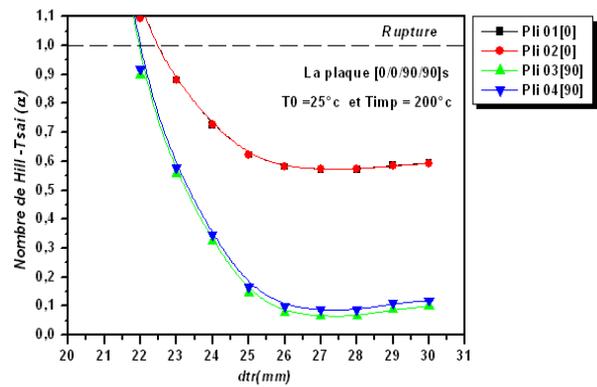


Figure 5.242. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/0/90/90]_s$, $T_{imp} = 200^\circ\text{C}$.

c- La plaque stratifiée [0/45/-45/90]s

Les figures (5.243, 5.244, 5.245 et 5.246) représentent, pour différentes longueurs (dtr), la variation du nombre de Hill-Tsai (α) obtenue pour des températures imposées 50°C , 100°C , 150°C et 200°C .

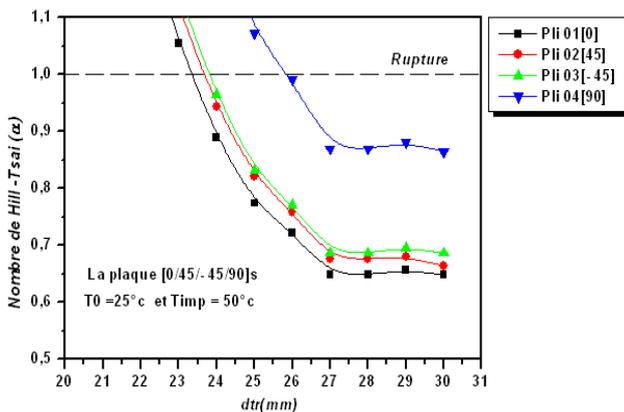


Figure 5.243. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/45/-45/90]_s$, $T_{imp} = 50^\circ\text{C}$, les points (Pd).

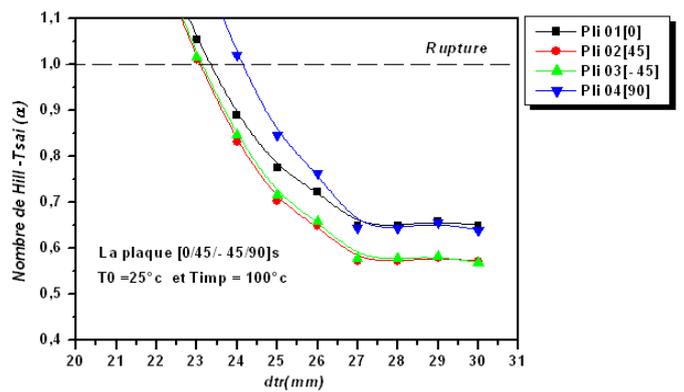


Figure 5.244. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/45/-45/90]_s$, $T_{imp} = 100^\circ\text{C}$, les points (Pd).

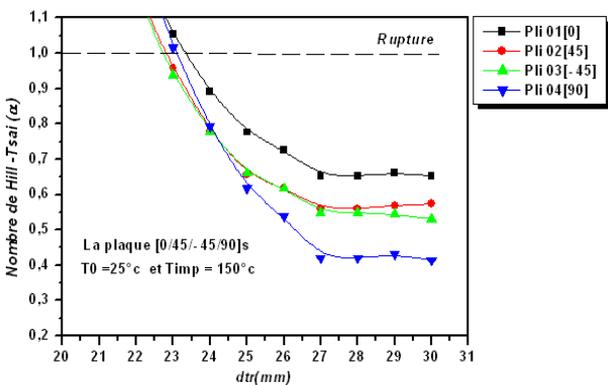


Figure 5.245. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/45/-45/90]_s$, $T_{imp} = 150^\circ\text{C}$, les points (Pd).

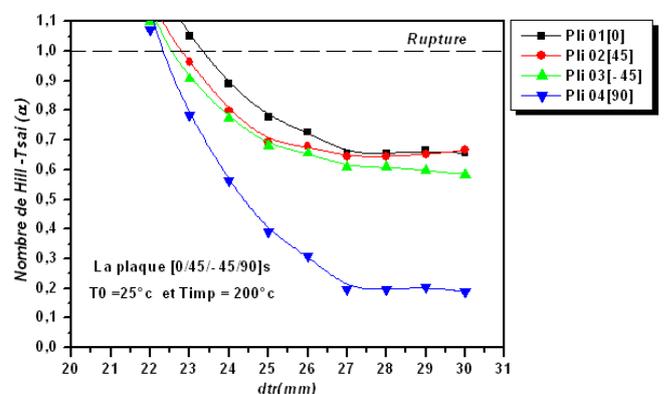


Figure 5.246. Nombre de Hill-Tsai en fonction de dtr , plaque $[0/45/-45/90]_s$, $T_{imp} = 200^\circ\text{C}$, les points (Pd).

V.9. Modélisation du l'effet des chargements mécaniques cycliques sur l'endommagement des plaques stratifiées perforées

La modélisation proposée est basée sur la mécanique de l'endommagement. Elle permet de décrire l'évolution de la fissuration transverse, ainsi que les chutes de rigidité associées. Le comportement du pli UD carboneHR/époxyde est supposé élastique endommageable. L'évolution de la variable d'endommagement (d_{22}) est basée sur le modèle de l'endommagement en traction transverse à partir des travaux expérimentaux [8].

V.9.1. Maillage et modèle géométrique

Dans cette partie on a utilisé deux plaques stratifiées perforées (avec deux trous) $[0/90/0/90]_s$ et $[0/45/-45/90]_s$, les plaques sont composées de huit plis unidirectionnel à fibre longue à 60 % de fibres en volume, d'épaisseur (h) et à matrice therm durcissable époxyde, les caractéristiques mécaniques du pli sont représentées dans le tableau (5.1), le modèle géométrique est le maillage sont représentés dans les figures 5.247 et 5.248.

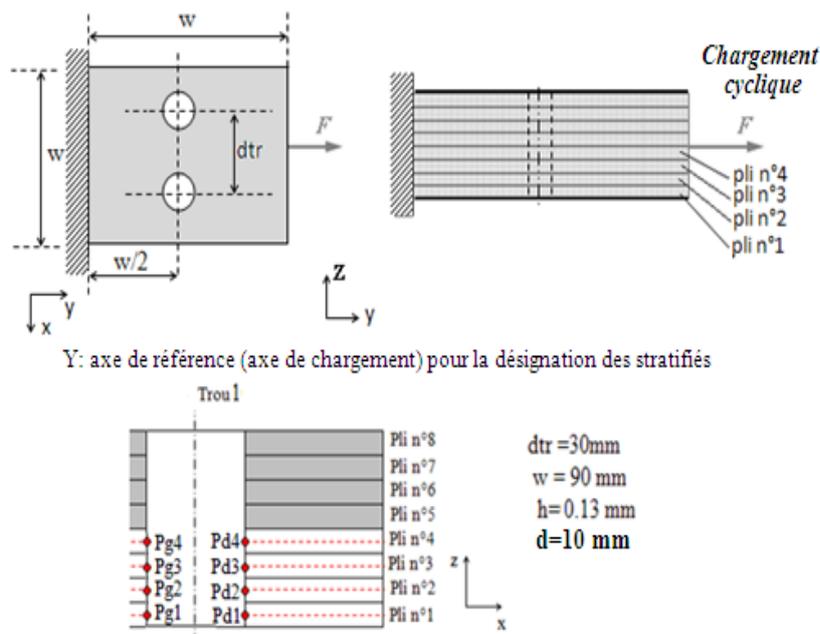


Figure 5.247. Modèle géométrique des plaques stratifiées perforées.

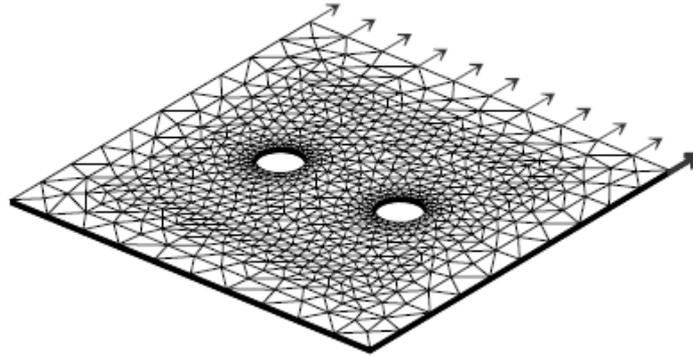


Figure 5.248. Maillage de la plaque stratifiée perforée pour les chargements cycliques, angle $\beta=0^\circ$.

V.9.2. Chargements cycliques

Les plaques stratifiées sont sollicitées par des chargements cycliques à amplitude constante ($\sigma_{app,max}=53.41 \text{ MPa}$) et des chargements cycliques à amplitude variable, tableau (5.13).

Amplitudes $\sigma_{app,max}$ (MPa)	$d\sigma_{app}$ (MPa)
55.555	5.555
56.623	5.662
57.692	5.769
58.760	5.876
59.829	5.982

Tableau 5.13. Les amplitudes des chargements cycliques, $N=5$ cycles.

V.9.3. Résultats

V.9.3.1. Amplitude constante

- Plaque [0/90/0/90]_s

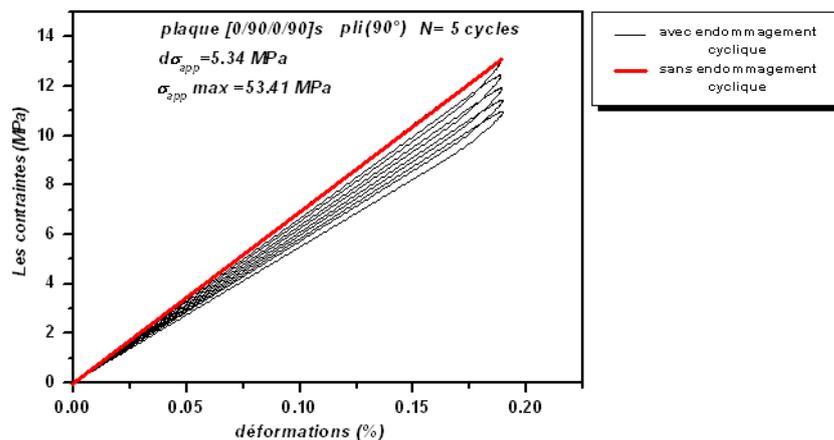


Figure 5.249. Diagramme contraintes-déformations, plaque [0/90/0/90]_s, Pli (90°), amplitude constante.

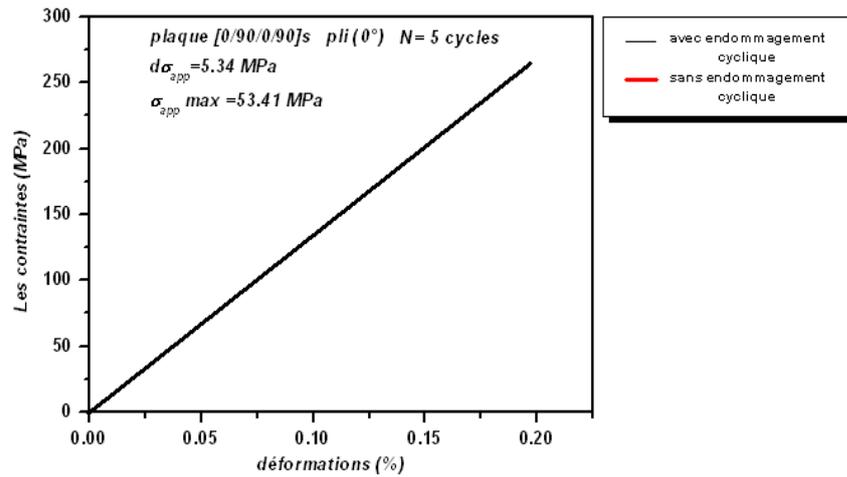


Figure 5.250. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/90/0/90]s, Pli (0°), amplitude constante.

-Plaque [0/45/-45/90]s

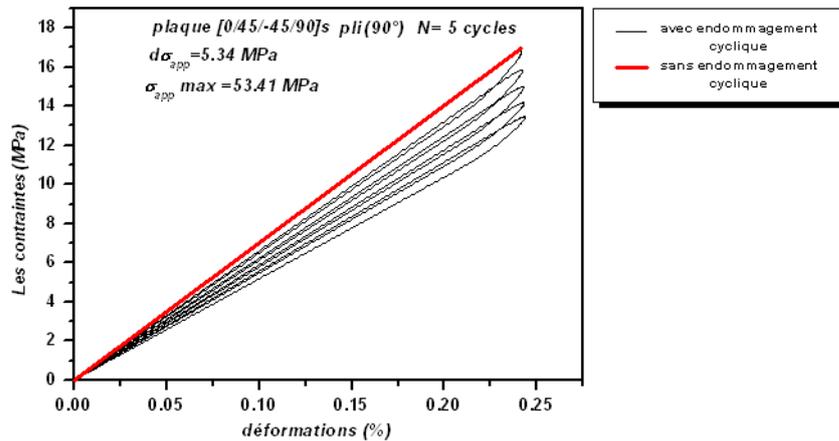


Figure 5.251. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, Pli (90°), amplitude constante.

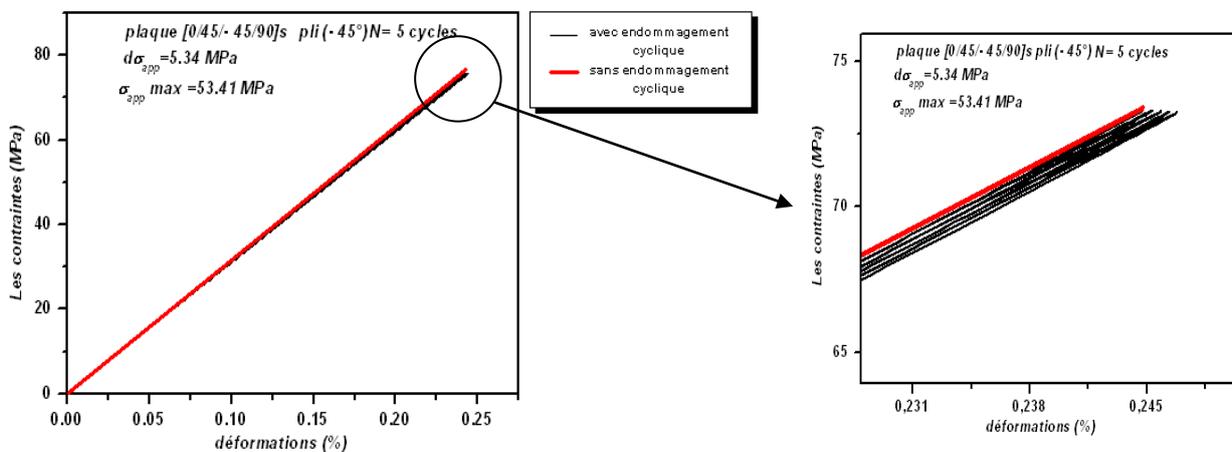


Figure 5.252. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, Pli (-45°), amplitude constante.

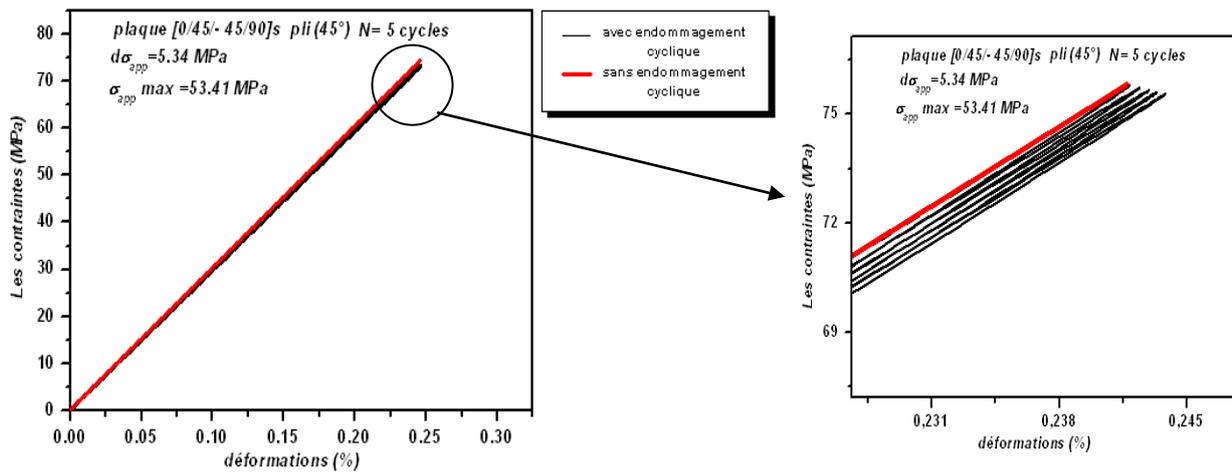


Figure 5.253. Diagramme contraintes-déformations plaque $[0/45/-45/90]_s$, Pli (45°), amplitude constante.

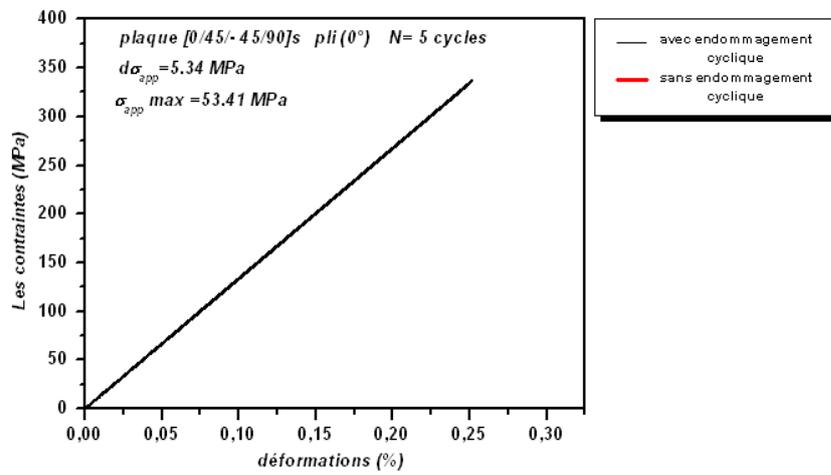


Figure 5.254. Diagramme contraintes-déformations plaque $[0/45/-45/90]_s$, Pli (0°), amplitude constante.

V.9.3.2. Amplitude variable

- Plaque $[0/90/0/90]_s$

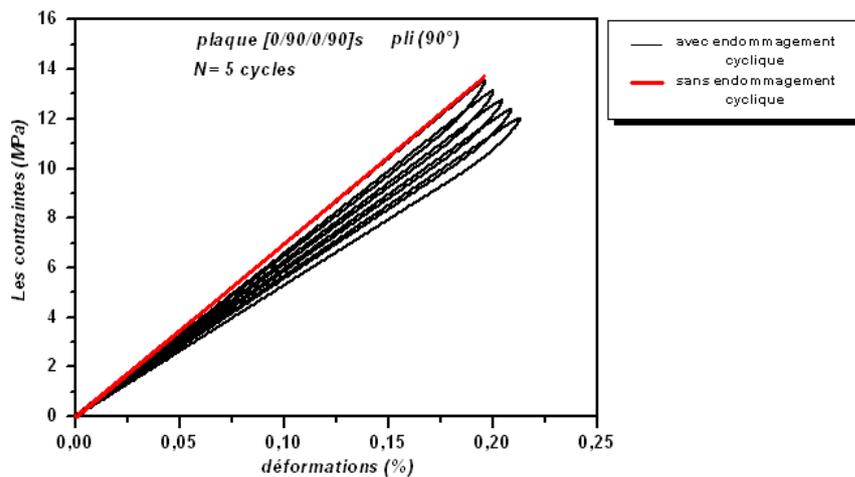


Figure 5.255. Diagramme contraintes-déformations plaque $[0/90/0/90]_s$, Pli (90°), amplitude variable.

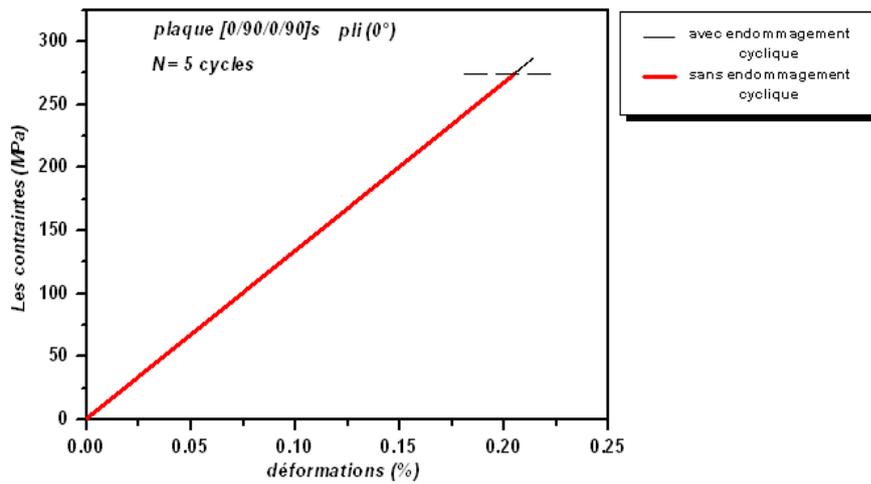


Figure 5.256. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/90/0/90]s, Pli (0°), amplitude variable.

- Plaque [0/45/-45/90]s

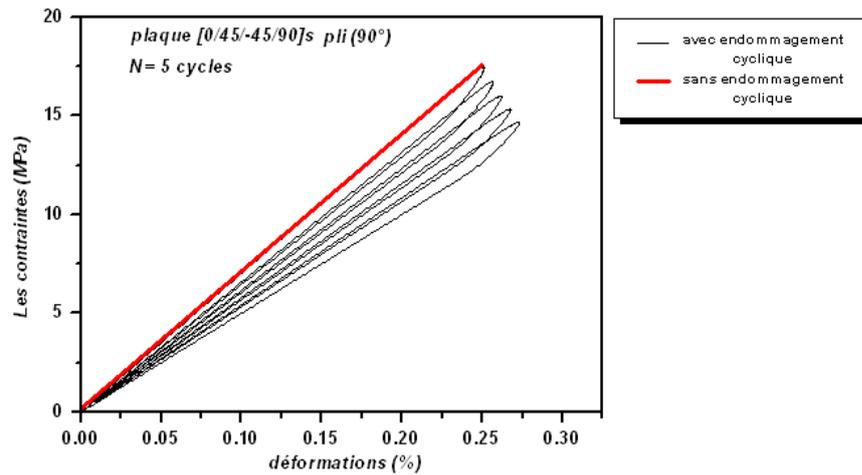


Figure 5.257. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, Pli (90°), amplitude variable.

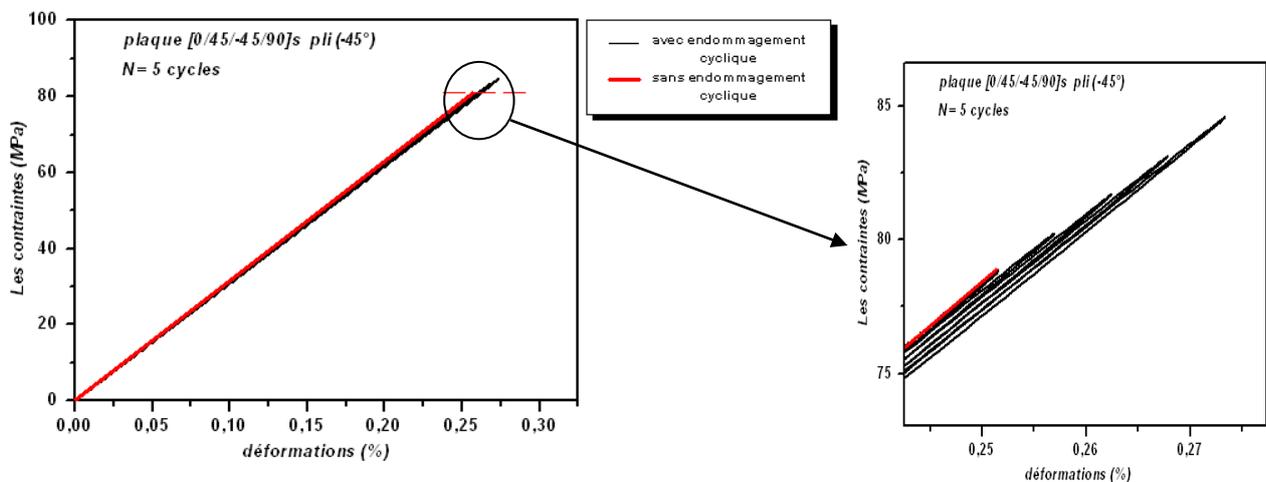


Figure 5.258. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]s, Pli (-45°), amplitude variable.

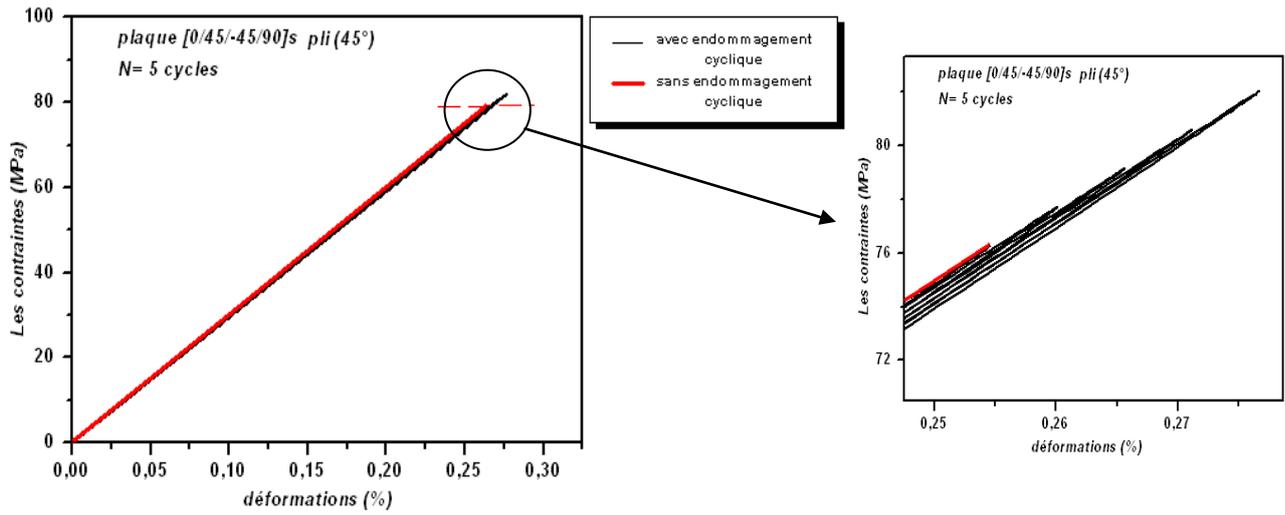


Figure 5.259. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]_s, Pli (45°), amplitude variable.

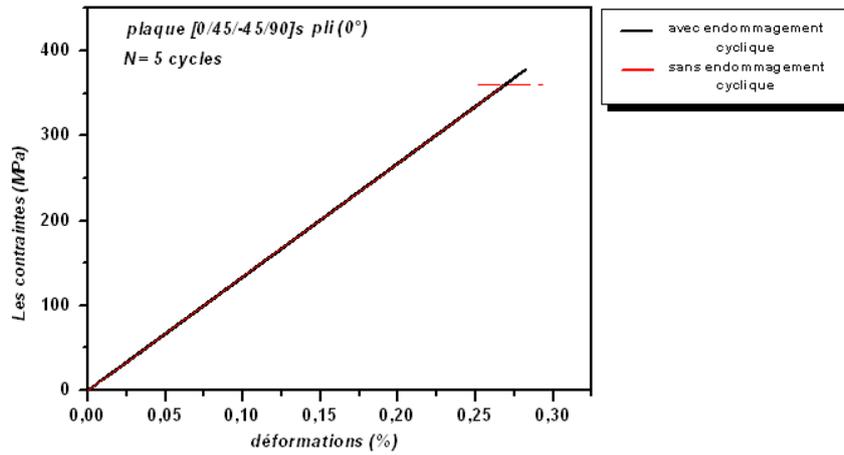


Figure 5.260. Diagramme contraintes-déformations plaque [0/45/-45/90]_s, Pli (0°), amplitude variable.

V.10. Discussion des résultats obtenus

1- Les contraintes à rupture des plaques stratifiées perforées diminuent lorsque le rapport de la géométrie (d/w) augmente ou précisément lorsque le diamètre (d) augmente.

Les plaques stratifiés	$d/w=0.1$ σ_r (MPa)	$d/w=0.2$ σ_r (MPa)	$d/w=0.3$ σ_r (MPa)	$d/w=0.4$ σ_r (MPa)	$d/w=0.5$ σ_r (MPa)
[0/90/90/90]s	93.115	86.613	82.279	72.991	64.942
[0/90/0/90]s	155.858	144.093	135.537	117.356	102.918
[0/0/0/90]s	216.594	195.697	181.765	152.354	130.683
[0/0/0/0]s	358.383	320.107	283.026	212.453	167.004
[90/90/90/90]s	20.859	19.663	18.256	16.285	14.315
[45/90/90/90]s	32.327	30.006	27.261	24.001	20.507
[45/90/45/90]s	35.924	32.863	29.591	25.897	21.676
[45/45/45/90]s	36.006	33.155	30.025	26.401	21.651
[45/45/45/45]s	37.207	34.040	30.874	27.180	22.220
[0/45/90/90]s	113.676	103.797	96.479	84.405	71.234
[0/45/45/90]s	118.685	107.709	98.196	85.024	70.755
[0/0/45/90]s	185.403	166.490	152.305	130.437	109.159
[-45/90/-45/90]s	32.580	30.047	27.302	23.714	19.809
[45/-45/45/-45]s	70.848	63.671	57.212	50.035	41.184
[0/45/-45/90]s	137.237	128.371	119.506	104.730	88.265
[45/90/-45/90]s	59.346	56.982	52.844	46.343	39.053

Tableau 5.14. Les Contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction du rapport (d/w).

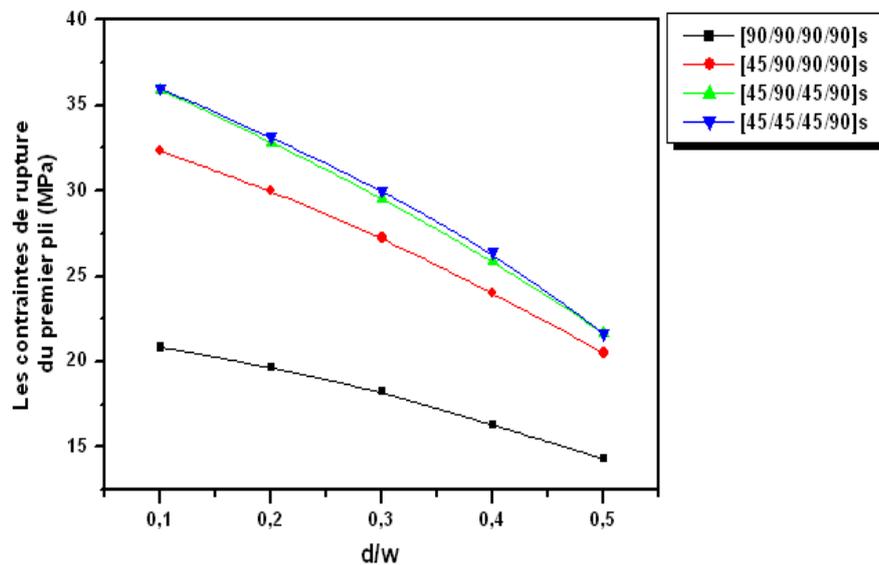


Figure 5.261. Les contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction du rapport (d/w), empilements (90 et 45).

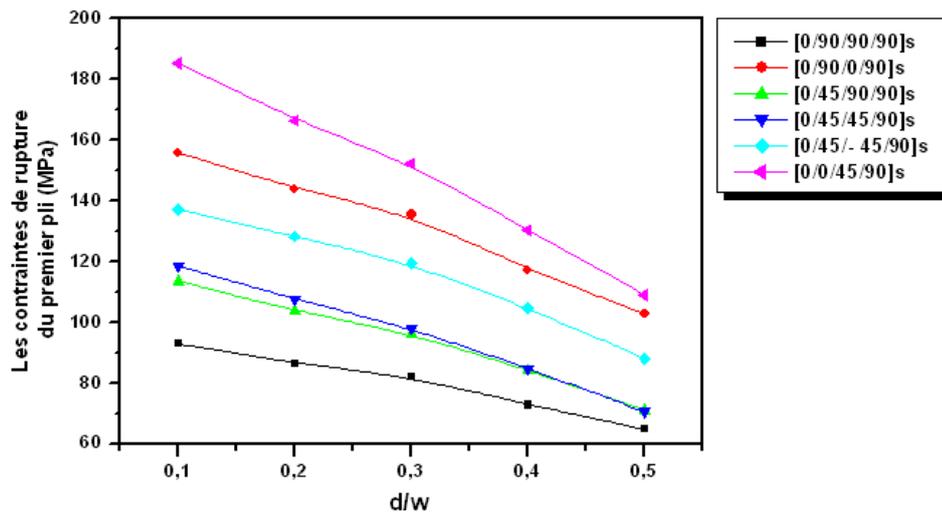


Figure 5.262. Les contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction de (d/w), empilements (90, 45, -45 et 0).

2- Les courbes des contraintes σ_{xx} , σ_{yy} et τ_{xy} au bord du trou, Figures (5.37 à 5.60), sont symétriques que seulement :

- Pour des plaques stratifiées avec des plis à empilement (0° et 90°) sans empilement à $+45^\circ$ ou -45° .
- Pour des plaques stratifiées avec des plis à empilement ($0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45°) à condition que la plaque soit équilibrée (nombre des plis à $+45^\circ$ égale au nombre des plis à -45°).

3- En utilisant les courbes obtenues d'évolution des contraintes au bord du demi trou pour la plaque exemple [0/45/-45/90]s (figures 5.81 à 5.92) on peut localiser les points critiques (valeurs maximales des contraintes) pour chaque pli, et par symétrie dans le trou entier.

Les plis de la plaque [0/45/-45/90]	$ \sigma_{xx}/max$	$ \sigma_{yy}/max$
Pli à 0°	P ₄ et P ₂	P ₁ et P ₃
Pli à 45°	N ₁ et N ₄	N ₁ et N ₄
Pli à -45°	N ₂ et N ₃	N ₂ et N ₃
Pli à 90°	P ₄ et P ₂	P ₁ et P ₃

Tableau 5.15. Les points critiques dans les plis des stratifiés équilibrés.

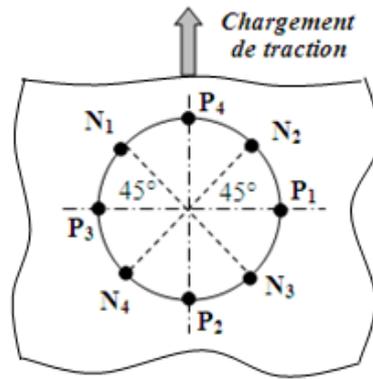


Figure 5.263. Localisations des points critiques dans les plis des stratifiés équilibrés.

4-Les plaques stratifiées perforées aux empilements équilibrés aux directions à $+45^\circ$ et à -45° (nombre de plis à $+45$ égale au nombre de plis à -45) résistes mieux que les plaques stratifiées à $+45$ seulement ou à -45 seulement, tableaux (5.8, 5.11 et 5.12) et figures (5.138, 5.195 et 5.232).

Les stratifiés	Contrainte de rupture du pli à 90° (MPa)	$\Delta\sigma$ (%)
[0/45/45/90]s	115.793	Valeur de référence
[0/45/-45/90]s	127.570	+ 10.170 %
[45/90/45/90]s	35.200	Valeur de référence
[45/90/-45/90]s	56.765	+ 61.264 %
[45/45/45/45]s	36.500	Valeur de référence
[45/-45/45/-45]s	62.513	+ 71.268 %

Tableau 5.16. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta = 0$).

Les stratifiés	Contrainte de rupture du pli à 90° (MPa)	$\Delta\sigma$ (%)
[0/45/45/90]s	111.712	Valeur de référence
[0/45/-45/90]s	126.055	+ 12.839 %
[45/90/45/90]s	36.319	Valeur de référence
[45/90/-45/90]s	57.570	+ 58.316 %
[45/45/45/45]s	37.670	Valeur de référence
[45/-45/45/-45]s	69.982	+ 85.776 %

Tableau 5.17. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta = 45$).

Les stratifiés	Contrainte de rupture du pli à 90° (MPa)	$\Delta\sigma$ (%)
[0/45/45/90]s	121.552	Valeur de référence
[0/45/-45/90]s	137.854	+ 13.411 %
[45/90/45/90]s	36.263	Valeur de référence
[45/90/-45/90]s	59.791	+ 64.881 %
[45/45/45/45]s	38.915	Valeur de référence
[45/-45/45/-45]s	77.668	+ 99.583 %

Tableau 5.18. Comparaison entre des stratifiés (Angle $\beta = 90$).

5-En comparant les résultats des plaques stratifiées perforées [90/90/90/90]s , [45/90/45/90]s et [-45/90/-45/90]s ,on peut conclure que : pour protéger la matrice d'éventuelles charges transverses il est recommandé de mettre des plis à $+45^\circ$ et à -45° .

6-Lorsque les plaques stratifiées perforées sont sollicitées par des chargements inférieurs aux valeurs des contraintes à rupture (déterminées par les modélisations) on peut optimiser les dimensions de la plaque perforée par la minimisation de la distance entre les deux trous, tableaux (5.9 et 5.10) et figures (5.139 à 5.153), donc les distances gagnées en (%) sont:

Pour angle $\beta = 0$ et $d=10$ mm

Le pli UD et les plaques stratifiées ($d=10$ mm)	Les distances à gagner (%) Distance de référence $d_{tr} = 30$ mm			
	Pour $\sigma_{app} = 0.8\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.85\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.9\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.95\sigma_r$
Pli (90°)	52.04 %	48.12%	41.72%	34.09%
[90/90/90/90]s	52.04 %	48.33 %	41.93%	34.13%
[45/90/45/90]s	48.30 %	43.76 %	36.74%	27.26%
[0/90/0/90]s	55.19 %	52.33 %	47.79%	36.23%
[0/45/-45/90]s	54.71 %	53.06 %	50.58%	45.63%

Tableau 5.19. Les distances à gagner en %, $d=10$ mm.

Pour angle $\beta = 0$ et $d=20$ mm

Le pli UD et les plaques stratifiées ($d=20$ mm)	Les distances à gagner (%) Distance de référence $d_{tr} = 30$ mm			
	Pour $\sigma_{app} = 0.8\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.85\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.9\sigma_r$	Pour $\sigma_{app} = 0.95\sigma_r$
Pli (90°)	16.89%	14.62%	12.35%	09.36%
[90/90/90/90]s	16.88%	14,61%	12.34%	08.72%
[45/90/45/90]s	14.61%	12.13%	06.66%	02.84%
[0/90/0/90]s	19.42%	17.97%	16.53%	14.98%
[0/45/-45/90]s	17.50%	15.75%	13.89%	11.52%

Tableau 5.20. Les distances à gagner en %, $d=20$ mm.

7-En comparant les trois positions de perforations ($\beta = 0^\circ$, $\beta = 45^\circ$ et $\beta = 90^\circ$), on peut déduire que pour les plaques stratifiées perforées à deux trous, la position des trous pour $\beta = 90^\circ$ (*perforation parallèle aux chargements*) est la meilleure position pour une bonne résistance pour la majorité des plaques stratifiées sollicitées en traction, et spécialement pour les plaques avec des plis ou il ya des empilements à (0°). Mais pour les deux plaques [45/90/45/90]s et [-45/90/-45/90]s la meilleure position est pour $\beta = 45^\circ$.

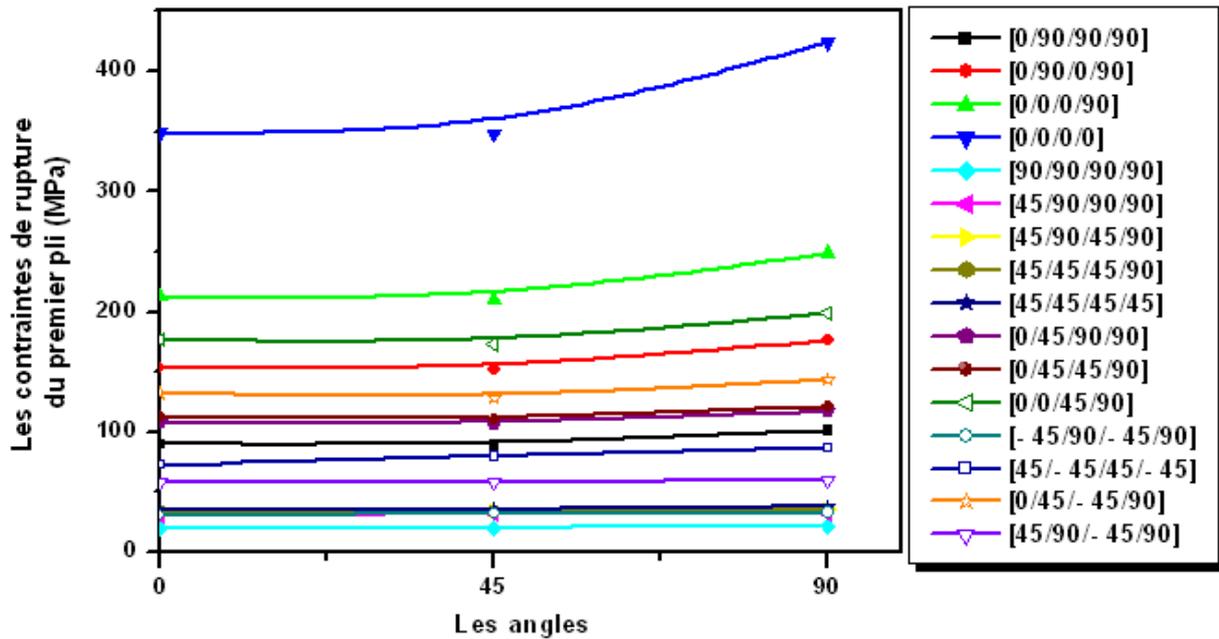


Figure 5.264. Les contraintes de rupture des plaques stratifiées en fonction de l'angle β .

Les plaques stratifiées	Perforation à $\beta = 0^\circ$ σ_r (MPa)	Perforation à $\beta = 45^\circ$ σ_r (MPa)	Perforation à $\beta = 90^\circ$ σ_r (MPa)	Perforation à $\beta = 90^\circ$	
				Réf à $\beta = 0^\circ$	Réf à $\beta = 45^\circ$
[0/90/90/90]s	90.043	89.233	101.476	+12,697 %	+13,720%
[0/90/0/90]s	153.212	152.043	176.401	+15,135%	+16,020%
[0/0/0/90]s	212.491	209.623	248.885	+17,127%	+18,729%
[0/0/0/0]s	348.695	348.078	423.993	+21,594%	+21,809%
[90/90/90/90]s	20.237	20.594	21.314	+05,321%	+03,496%
[45/90/90/90]s	30.983	31.855	32.450	+04,734%	+01,867%
[45/90/45/90]s	34.119	34.899	35.856	+05,091%	+02,742%
[45/45/45/90]s	34.310	34.509	36.022	+04,989%	+04,384%
[45/45/45/45]s	35.185	35.392	38.060	+08,171%	+07,538%
[0/45/90/90]s	108.283	106.516	117.568	+08,574%	+10,375%
[0/45/45/90]s	112.859	109.989	121.565	+07,714%	+10,524%
[0/0/45/90]s	176.583	173.134	198.527	+12,427%	+14,666%
[-45/90/-45/90]s	30.664	32.271	33.099	+07,940%	+02,565%
[45/-45/45/-45]s	72.627	80.140	86.690	+19,363%	+08,173%
[0/45/-45/90]s	132.006	128.094	143.632	+08,807%	+12,130%
[45/90/-45/90]s	58.329	58.343	59.867	+02,636%	+02,612%

Tableau 5.21. Comparaison entre la résistance des plaques, en fonction de l'angle de perforation(β).

Les résultats montrent que les stratifiés [45/90/45/90]s et [-45/90/-45/90]s doivent être considérés pour une composition optimale des stratifiés perforés ,pour un angle de perforation $\beta = 45^\circ$.

8- Pour les plaques stratifiées perforées sollicitées par des chargements thermomécaniques, l'effet des températures imposées sur les deux faces des plaques stratifiées en composite carbone HR/époxyde est négligeable devant l'effet du chargement mécanique jusqu'à la température 150°C. Les matériaux composites Carbone HR/époxy possèdent une très bonne tenue en température en atmosphère non oxydante à cause d'une particularité importante des fibres de carbone à haute résistance HR, leur coefficient de dilatation linéique négatif ou quasi nul dans le sens axial et cela implique un large domaine d'application dans les industries aéronautique et aérospatiale.

9- Pour les plaques stratifiées perforées sollicitées par des chargements cycliques (amplitude constante ou variable), il faut prendre en considération la chute de rigidité remarquable du pli à 90° même pour un nombre de cycle faible, figures (5.249 ,5.251, 5.255 et 5.257).

Conclusion et perspectives

Conclusion et perspectives

L'étude menée dans le cadre de cette thèse a eu comme principal objectif d'établir quelques explications sur l'effet des concentrations de contraintes sur la rupture des plaques perforées en matériaux composites stratifiés sollicitées en traction.

Dans un premier temps, une étude bibliographique a été menée sur les types des matériaux composites, les caractéristiques du mélange fibre/matrice, le comportement mécanique et thermomécanique des matériaux composites, les critères de rupture ainsi que le perçage des matériaux composites stratifiés.

Cette étude nous a donné un aperçu sur les connaissances théoriques en rapport avec notre sujet et nous a guidés principalement sur les choix critiques :

- Le type du matériau composite
- Les séquences d'empilement utilisées pour les plaques stratifiées
- Les caractéristiques mécaniques et thermiques du pli UD (carbone HR/époxyde)
- Le type du chargement critique pour les matériaux composites stratifiés

Dans un deuxième temps, des modélisations numériques ont été réalisées sur l'influence des concentrations de contraintes, les séquences d'empilement, la taille et la position des défauts (trous) créés au sein des stratifiés sur la ruine des plaques perforées en matériaux composites carbone HR/époxyde. Ces modélisations ont été réalisées grâce à un logiciel des éléments finis *Castem2009* pour étudier et éclairer les points suivants :

- L'influence de la géométrie et du rayon du trou sur les valeurs des contraintes à la rupture
- L'influence des séquences d'empilement sur l'initiation de la ruine des plaques
- Le comportement d'un pli unidirectionnel perforé multi trous sollicité par des chargements mécaniques transverses.
- L'influence des positions des trous sur les valeurs des contraintes à la rupture des plaques perforées (avec deux trous)

- Détermination des distances critiques entre deux trous dans les plaques perforées pour une utilisation large des résultats obtenus
- Le comportement de quelques plaques stratifiées perforées multi trous sollicitées par des chargements mécaniques ou thermomécaniques monotones.
- Le comportement de quelques plaques stratifiées perforées multi trous sollicitées par des chargements mécaniques cycliques.

Pour l'ensemble des résultats obtenus lors des différentes modélisations, nous pouvons proposer ces recommandations suivantes :

- 1- Il est préférable d'utiliser le même nombre de plis à (+45°) et à (- 45°) pour garantir une distribution des contraintes autour du trou uniformément, et donc augmenter la résistance à la rupture des plaques perforées et que le calcul du facteur de concentration de contraintes soit juste.
- 2- Pour les plis à (+45°) la partie droite du trou est la partie la plus résistante et pour les plis à (- 45°) la partie gauche du trou est la plus résistante.
- 3- Nous recommandons en particulier pour les plaques perforées à deux trous la position des trous pour l'angle $\alpha = 90^\circ$ (*perforation parallèle aux chargements*) est la bonne position pour une meilleure résistance lorsque les plaques sont sollicitées en traction, et spécialement pour les stratifiés ou il ya des empilements à (0°).
- 4- Dans les stratifiés d'empilement (0°, +45° et 90°) ou (0°,-45° et 90°) il ya un effet du pli +45 ou -45 sur la distribution des contraintes autour du trou du pli le plus faible (pli à 90°).
- 5- Pour les modélisations des plaques stratifiées sous chargement thermomécaniques, l'effet des températures imposées sur les deux faces des plaques stratifiées en composite carbone/époxy est négligeable devant l'effet du chargement mécanique jusqu'à 150°C.
- 6- Les matériaux composites Carbone HR/époxyde possèdent une très bonne tenue en température en atmosphère non oxydante à cause d'une particularité importante des fibres de carbone à haute résistance, leur coefficient de dilatation linéique négatif ou quasi nul dans le sens axial et cela implique un large domaine d'application dans les industries aéronautique et aérospatiale.
- 7- Dans le calcul des plaques stratifiées perforées sollicitées par des chargements mécaniques cycliques nous recommandons de prendre en considération la chute de rigidité remarquable des plis à (90°), même pour un nombre de cycle faible.

Malheureusement à cause du manque de moyens de calcul assez puissants, nous n'avons pas pu aborder tous les sujets que nous avons initialement fixés dans nos objectifs, en particulier l'étude de l'influence de la séquence d'empilement sur la rupture des stratifiés perforés sollicités par des chargements cycliques (jusqu'à la rupture finale).

A court terme, on peut continuer cette étude de plusieurs façons différentes :

- En prenant en considération dans les modélisations numériques l'interface entre les plis (couches).
- La prise en compte du délaminage entre les plis (couches).
- Il serait également intéressant d'étudier la réponse des stratifiés perforés à des chargements cycliques d'amplitude non constante, en faisant varier le rapport de charge et la fréquence.
- En prenant en considération les stratifiés avec des plis à (30°) et à (60°) .
- Modélisations d'un assemblage de plusieurs plaques stratifiées avec des rivets ou des boulons afin de reproduire le comportement en matage des composites stratifiés.



Annexe



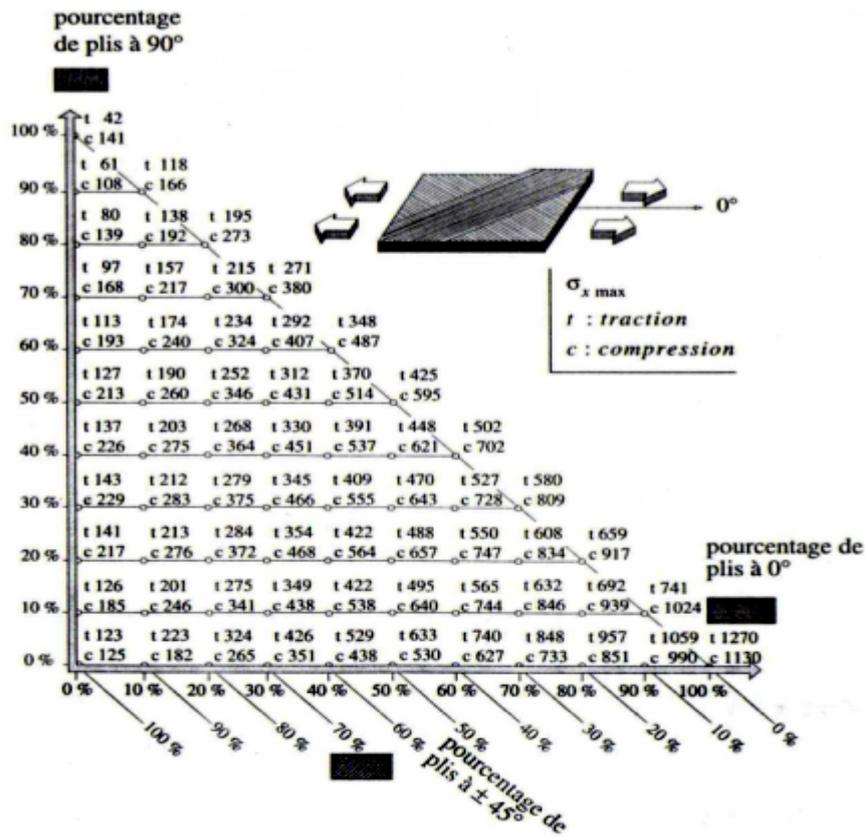


Planche 1. Contrainte maximum $\sigma_{x \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45° pour le stratifié carboneHR/époxyde, $V_f=60\%$ et $h=0.13\text{mm}$ [15].

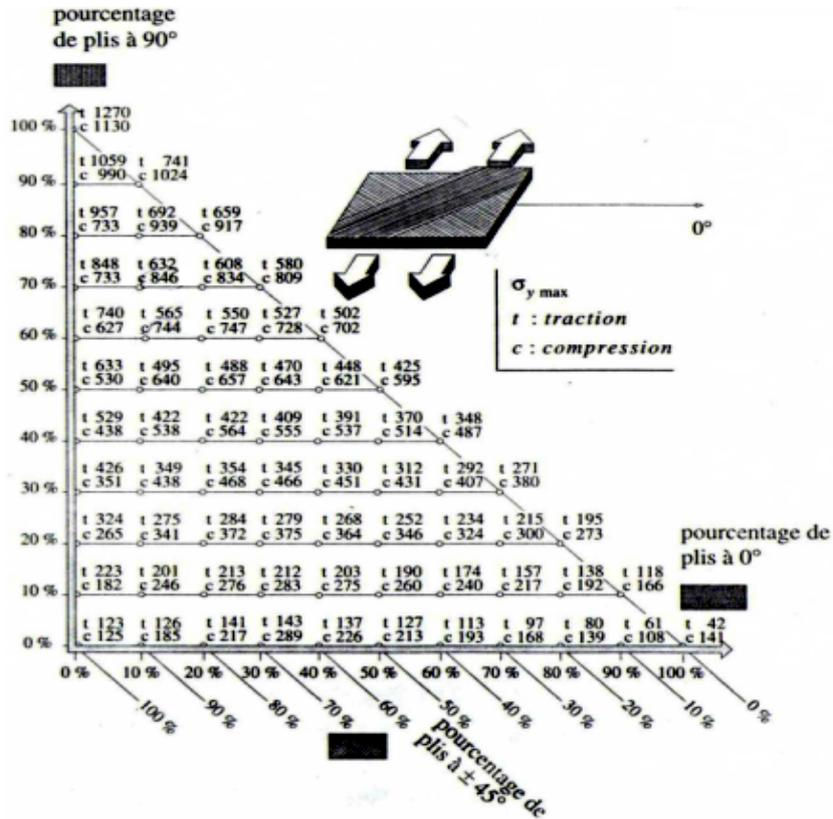


Planche 2. Contrainte maximum $\sigma_{y \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45° pour le stratifié carbone HR/époxyde, $V_f=60\%$ et $h=0.13\text{mm}$ [15].

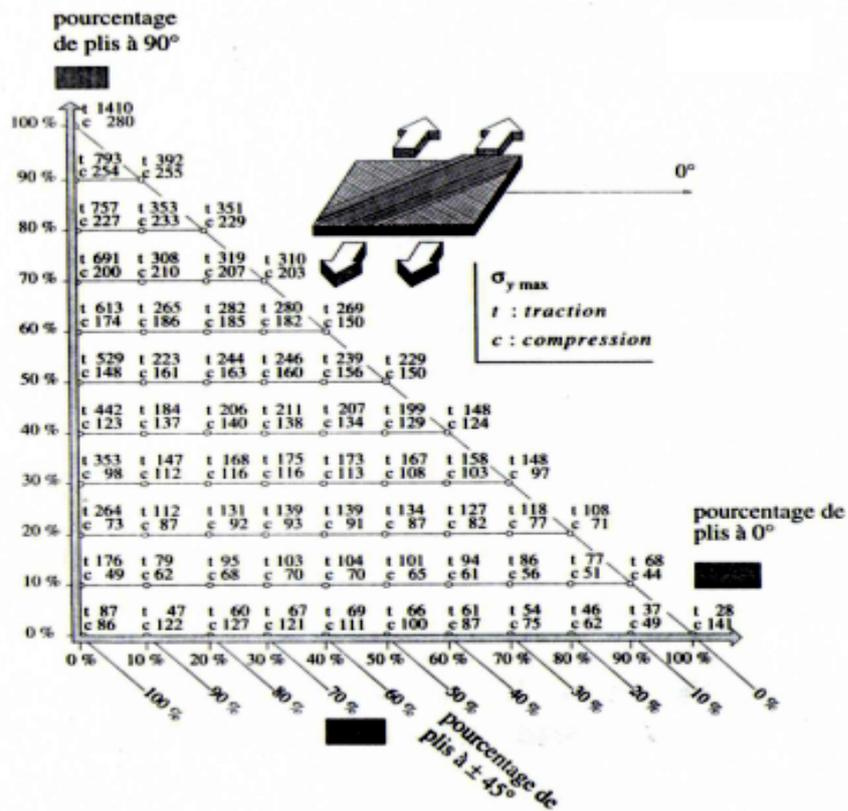


Planche 7. Contrainte maximum $\sigma_{y \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45° pour le stratifié Kevlar/époxyde, $V_f=60\%$ et $h=0.13\text{mm}$ [15].

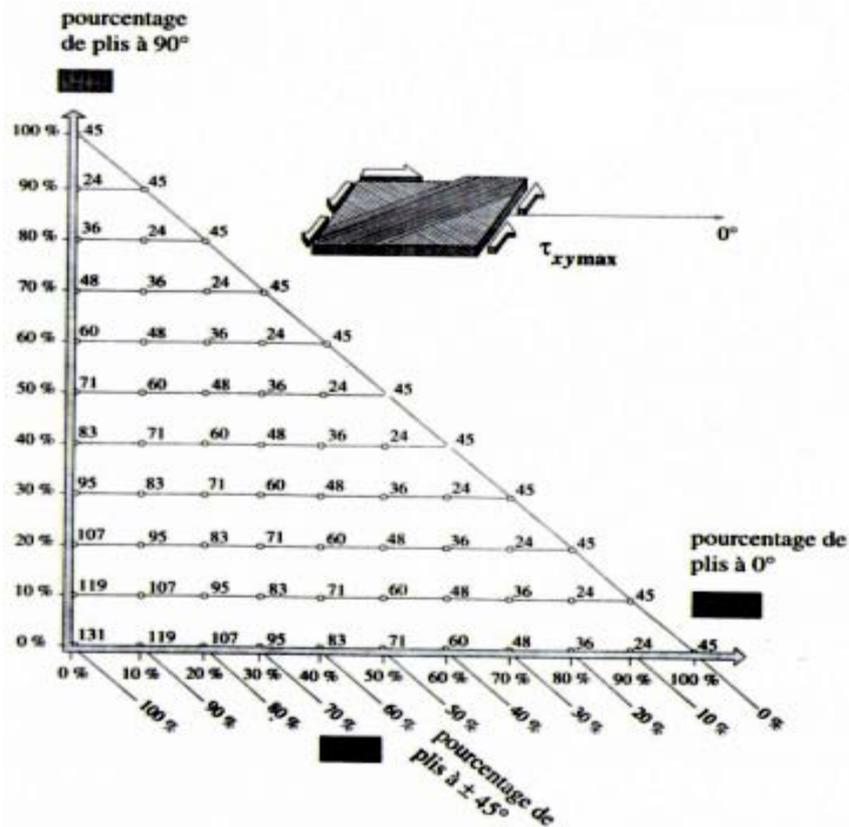


Planche 8. Contrainte maximum $\tau_{xy \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45° pour le stratifié Kevlar/époxyde, $V_f=60\%$ et $h=0.13\text{mm}$ [15].

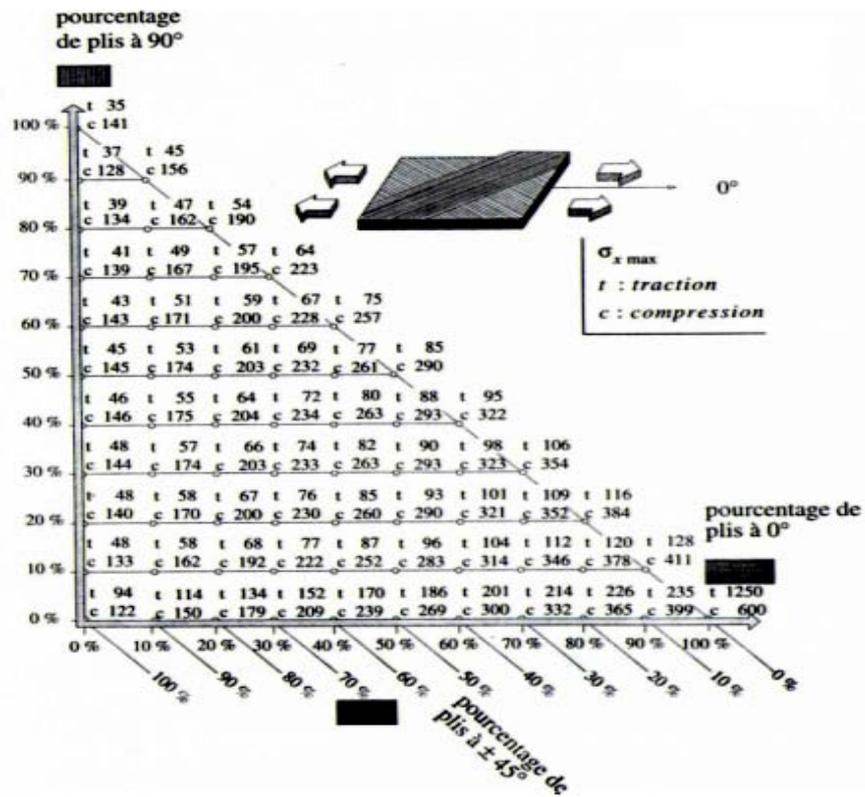


Planche 11. Contrainte maximum $\sigma_{x \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions 0°, 90°, +45° et -45° pour le stratifié verre/époxyde, Vf=60% et h=0.13mm [15].

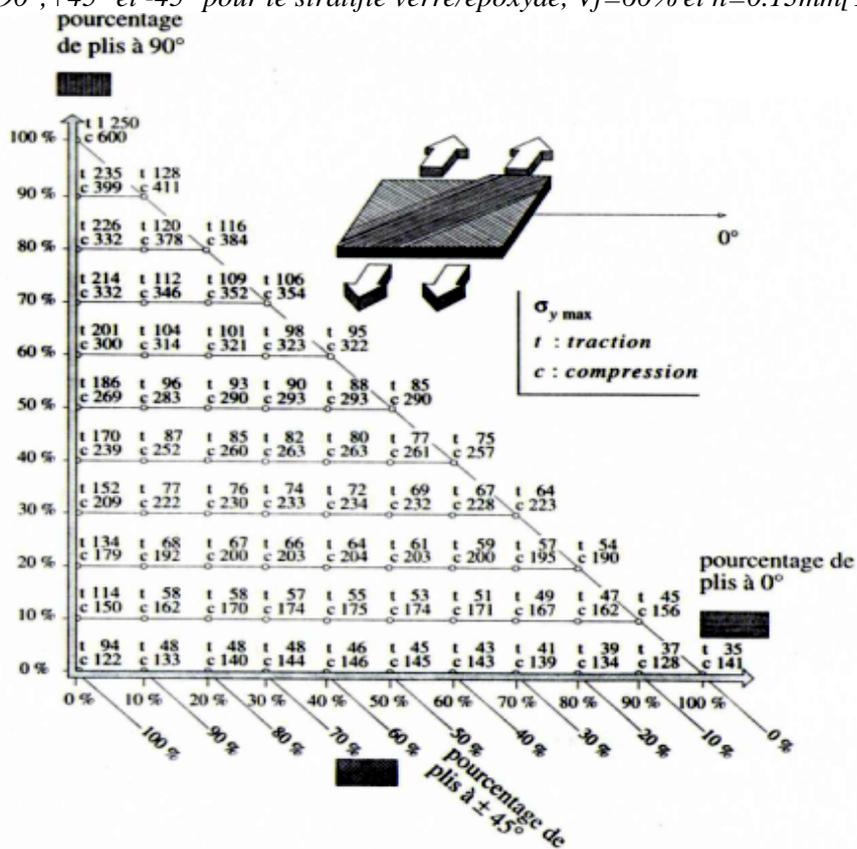


Planche 12. Contrainte maximum $\sigma_{y \max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions 0°, 90°, +45° et -45° pour le stratifié verre/époxyde, Vf=60% et h=0.13mm [15].

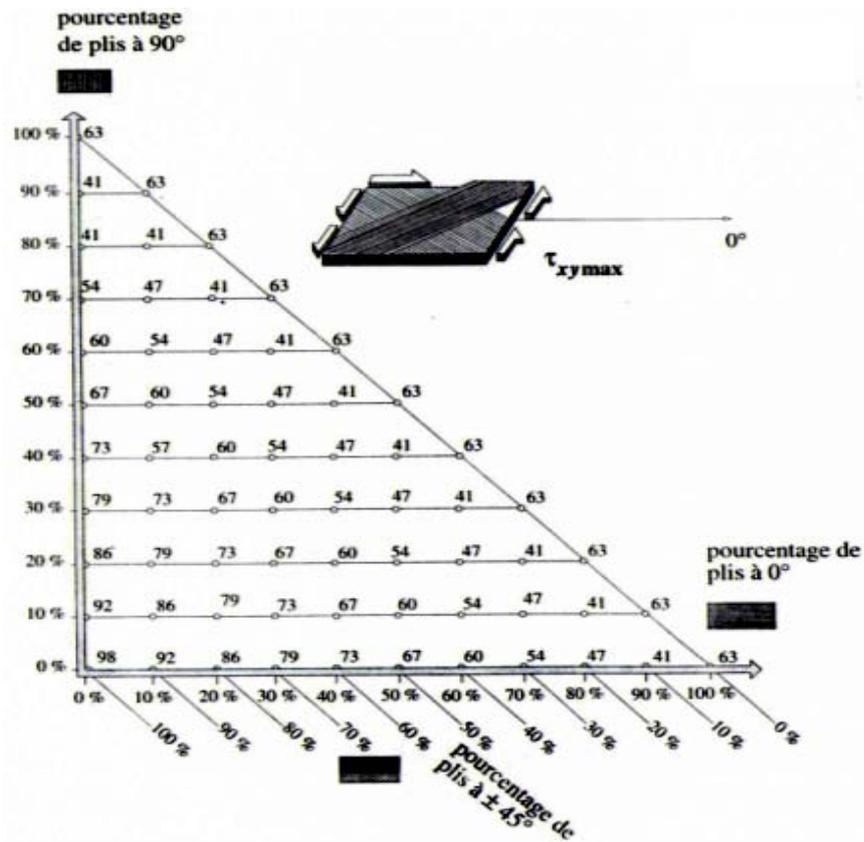


Planche 13. Contrainte maximum $\tau_{xy\max}$ (MPa) en fonction des pourcentages de plis dans les directions 0°, 90°, +45° et -45° pour le stratifié verre/époxyde, Vf=60% et h=0.13mm [15].

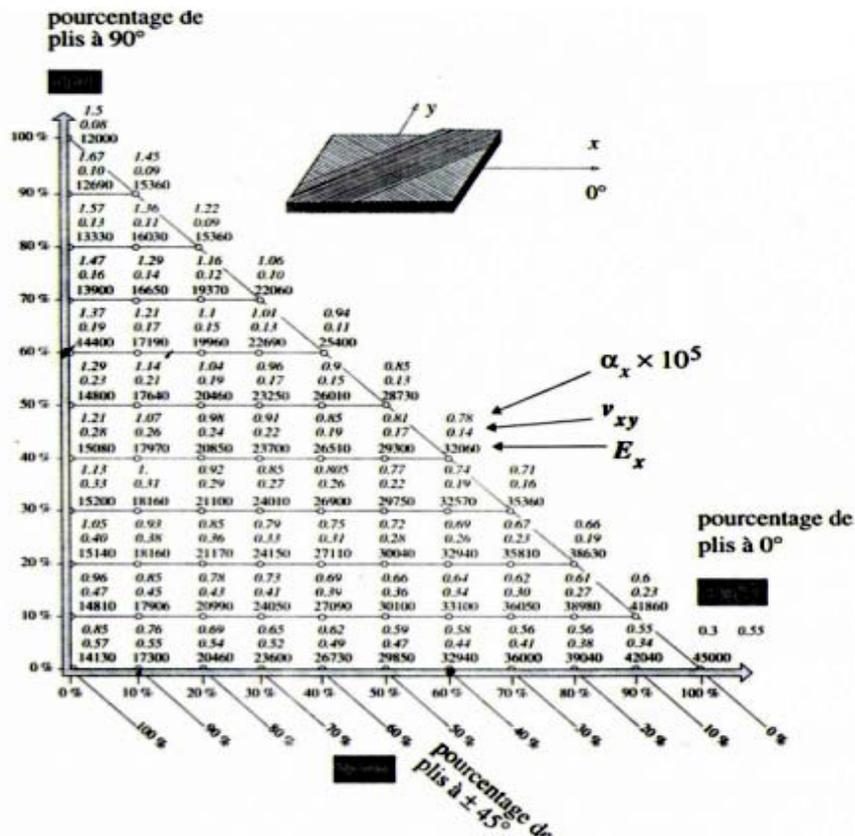


Planche 14. Module longitudinal E_x (MPa), coefficient de poisson ν_{xy} et le coefficient de dilatation α_x du stratifié verre/époxyde en fonction des pourcentages de plis dans les directions 0°, 90°, +45° et -45°, Vf=60% et h=0.13mm [15].

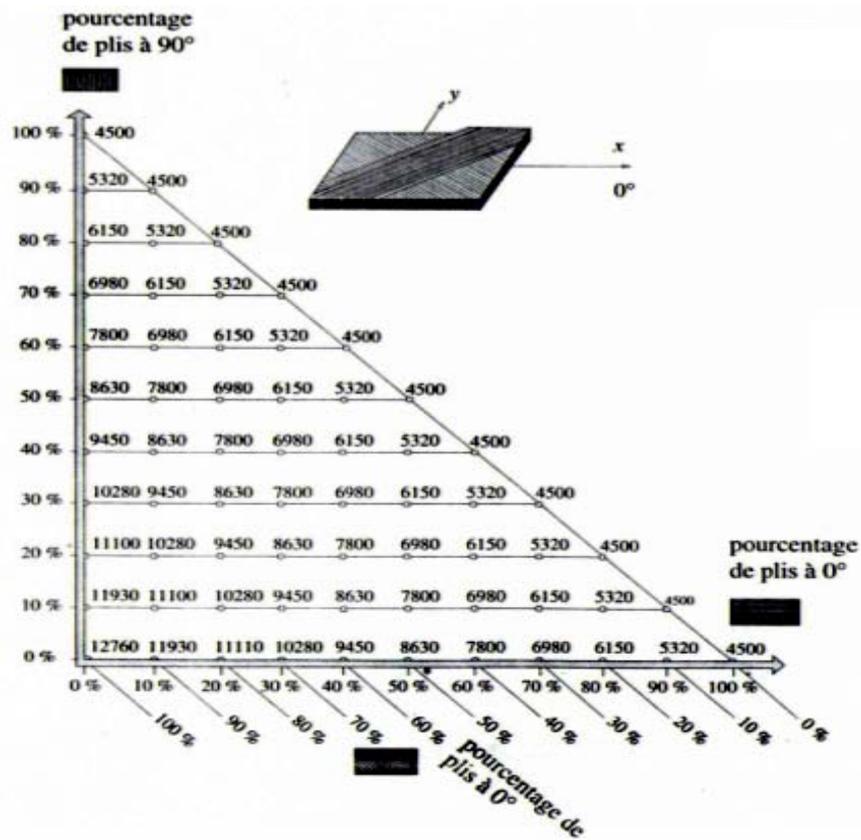


Planche 15. Module de cisaillement G_{xy} (MPa) du stratifié en fonction des pourcentages de plis dans les directions $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ$ et -45° pour le stratifié verre/époxyde, $V_f=60\%$ et $h=0.13\text{mm}$ [15].

Références bibliographiques

Liste des références bibliographiques

- [1] «Glossaire des matériaux composites» - carma –Actualisation octobre 2006.
- [2] Damien Ducret, Thèse « *Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites, caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique* » Thèse présentée devant l'institut national des sciences appliquées, Lyon, 2000.
- [3] Achraf Tafla, « *éléments finis mixtes-hybrides naturels sans facteurs correctifs du cisaillement pour les plaques et les coques composites multicouches* », Thèse de Doctorat de l'Université de Reims Champagne-Ardenne, 2007.
- [4] Michel ROBERT, « *Les composites aéronautiques 40 ans déjà et ce n'est que le début* », Colloque Composite de Toulouse , octobre 2007 .
- [5] Michel Dupeux, « *Aide mémoire science des matériaux* », Dunod, Paris, 2004.
- [6] Laurent gormet, « *Généralités sur les matériaux composites* », ECN, Centre Nantes ,2008.
- [7] V. Reynaud, G. Subra, M. calderini, « *Les matériaux composites* », ENSCM, 1993.
- [8] Gina Gohorianu, « *Interaction entre les défauts d'usinage et la Tenue en matage d'assemblages Boulonnes en Carbone/époxy* », Thèse, université Toulouse III, paul sabatier,2008.
- [9] Rikard B. Heslehurst ,« *Design of composite structures*»,PhD (UNSW), MEng(Aero), BEng(Aero) CPEng, FIEAust, FRAeS SMAIAA, SAMPE, SAE, ACSS
- [10] Christiane el Hage ,« *Modélisation du comportement élastique en domageable de matériaux composites à renfort tridimensionnel* », Thèse , université de technologie de Compiègne, France,2006.
- [11] Pierre Etienne Buban,Leif Carlsson,Jean Pierre Mercier,Jean Anders E.Manson,Matrice « *Composite à matrice organique, propriétés* »,Presses polytechniques et universitaires, Romandes,2004.
- [12] Adanur, S., and Liao, «*3D modeling of textile composite performs*», Composites Part B: Engineering, 29(6), 787-793,1998.
- [13] Desplentere, F., Lomov, S. V., Woerdeman, D. L., Verpoest, I., Wevers, M., and Bogdanovich, «*Micro-CT characterization of variability in 3D textile architecture* » Composites Science and Technology, 65(13), 1920-1930,2005.
- [14] Jean Marie Berthelot, « *matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures* », 4ème édition, TEC &DOC, 2005.
- [15] Daniel Gay, « *Matériaux composite* », Hermes, 4ème edition, 1997.
- [16] Vu Anh Thang, « *Endommagement de stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs température, essais et modélisation* », Thèse, L'école nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique, France, 2009.
- [17] Payan Juliette, « *Etudes du comportement de composites stratifiés sous chargements statique et de fatigue* », Thèse, université de la méditerranée Aix-Marseille II, 2004.
- [18] Valery V, Vasiliev & Evgeny v Morozov , « *Mechanics and Analysis of Composite Materials* », , Elsevier, 2001.
- [19] Nicolas Moes, « *Mécanique des milieux continus et discrets* », école centrale de Nantes

- [20] Yvon chevalier, « *Comportements élastique et viscoélastique des composites* », Techniques de l'ingénieur, traité plastiques et composites, A7750.
- [21] Erick Ringot, « *Polycopie de mécanique des milieux continus, élasticité linéaire* » Université Paul Sabatier Toulouse 3, septembre 2010, France.
- [22] Srinchcomb WW, Reifsnider KL, « *Fatigue damage mechanisms in composite materials : a review*. In : *Fatigue mechanisms* », ed, J T Fong, pp762-787, ASTM STP675, 1979.
- [23] Gamstedt E.K, « *Effet of debonding and fiber strenght distribution on fatigue damage propagation in Carbon Fiber-reinforced epoxy* », Journal of applied polymer science, Vol 76, pp 457-474.
- [24] Caron J.F, « *Contribution à la mécanique des multi-couches et à la conception d'essais* », Habilitation à diriger les Thèses, 2000.
- [25] Stinchcomb WW. « *Nondestructive evaluation of damage accumulation processes in composite laminates* », Composites Science and Technology; 25: 103-118, 1986.
- [26] Daniel IM, Charewicz A. « *Fatigue damage mechanisms and residual properties of Graphite/epoxy laminates* ». Engineering Fracture Mechanics; 25 (5-6): 793-808, 1986.
- [27] Petitpas E, Valentin D, Bunsell A. « *La fatigue des stratifiés carbone-résine: étude du mode de fissuration transverse* ». Groupe Fragilité/Rupture, Ecole des Mines Paris, Paris, France, 1987.
- [28] Hénaff-Gardin C. « *Influence de la séquence d'empilement sur la fissuration par fatigue des plis transverses de stratifiés à fibres longues* ». Thèse, Université de Poitiers, Poitiers, France, 1990.
- [29] Takeda N, Ogihara S, Kobayashi A. « *Microscopic fatigue damage progress in CFRP cross-ply laminates* ». Composites; 26 (12): 859-867, 1995.
- [30] Henaff-Gardin C, Lafarie-Frenot MC. « *Specificity of matrix cracking development in CFRP laminates under mechanical or thermal loadings* ». International Journal of Fatigue ; 24: 171-177, 2002.
- [31] Rouquié S. « *Vieillissement de structures composites à matrice organique soumises à des chargements thermomécaniques répétés* ». Thèse, Université de Poitiers, Poitiers, France, 2004.
- [32] Y.T. Yeow, D.H. Morris and H.F. Brinson. « *Time-Temperature Behavior of a Unidirectional Graphite/Epoxy Composite* ». Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference), ASTM STP 674. S. W. Tsai, Ed., American Society for Testing and Materials, pp. 263-281, 1979.
- [33] Y. Miyano, M. Nakada, K. Nishigaki. « *Prediction of long-term fatigue life of quasiisotropic CFRP laminates aircraft use* ». International Journal of Fatigue 28 1217-1225, 2006.
- [34] J. Brillaud et A. El Mahi « *Numerical Simulation of the Influence of Stacking Sequence on Transverse Ply Cracking in Composite Laminates* ». Composite Structures 17 (1991), pp : 23-35
- [35] Degrieck J, Van-Paepegem W. « *Fatigue Damage Modelling of Fibre-reinforced Composite Materials* ». Review Applied Mechanics Reviews; 54 (4): 279-300, 2001.
- [36] Yvon chevalier, « *Critères de rupture des composites, approche macroscopique* ». Techniques de l'ingénieur, traité plastiques et composites, A7755.
- [37] R.Hill, « *The mathematical theory of plasticity* ». Oxford university Press, Lenders.
- [38] V. D. Azzi et S. W. Tsai, « *Anisotropic strength of components* ». Exper.Mech, 5, 286-288.

- [39] O. Hoffman, « *The Brittlestrength of orthotropic Materials* ». J compos Mat, 1,200-206.
- [40] SW.Tsai et E.M.Wu, « *A general theory of strength for anisotropic materials* ». J. compos mat, 5, 58-80.
- [41] Cox H.L., « *The elasticity and strength of paper and other fibrous materials* ». British Journal of Applied Physics, 3, N°1 (1952) 72-79
- [42] P. Ladevèze et E. Le Dantec, « *Damage modelling of the elementary ply for laminated composites* ». Composite Science and Technology, vol. 43, pp. 257-267, 1992.
- [43] F. Lachaud, « *Analyse de l'étude du délaminage par flambage local de composites à matrices organiques ; étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique* ». Thèse de l'Université Paul Sabatier - Toulouse III, 1997.
- [44] F. Lachaud et L. Michel, « *Etude de l'endommagement de matériaux composites carbonés à matrice therm durcissable et thermoplastique* ». Mécanique Industrielle et Matériaux, vol. 50, n° 2, 1997.
- [45] Owen M.J.,Smith T.R. et Dukes R, « *Failure of Glass-Reinforced Plastics, with special reference Fatigue* ». Plastics and Polymers, vol 37, 1969.
- [46] Russell A.J. et Street K.N., « *The effect of matrix toughness on delamination: static and Fatigue fracture under mode II shear loading of graphite fiber composites* ».ASTM STP 937, 1987.
- [47] Talreja R., « *Fatigue of composites* ».in concise Encyclopedia of Composite Materials, A.Kelly ed., Pergamon, Oxford, 1989.
- [48] Reifsnider K.L.,Henneke E.G.,Stinchcomb W.W. et Duke J.C., « *Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates, Recent advances* ». Z.Hashin and C.T. Herakavich eds., Pergamon, New York, 1983.
- [49] Janmison R.D., Schulte K. et Reifsniper K.L., ASTM STP836, 1983.
- [50] W. König et P. Grass, « *Quality definition and assessment in drilling of fibre reinforced thermosets* ». Annals of the C.I.R.P. n° 38, pp. 119-124, 1989.
- [51] P. Guegan, « *Contribution à la qualification de l'usinage de matériaux composite à matrice organique* », Thèse de l'Ecole Centrale de Nantes, 1994.
- [52] R. Piquet, «*Contribution à l'étude des réparations provisoires structurales aéronautiques. Étude du perçage de plaques minces en carbone/époxy* », Thèse de l'Université Paul Sabatier – Toulouse III, 1999.
- [53] L. Surcin, « *Contribution à l'étude théorique et expérimentale du perçage de plaques composites minces* », Thèse de l'Université Paul Sabatier – Toulouse III, 2005.
- [54] MATTHEWS (F.L.), « *Composites Design* ». Edition Think Composites ,1987.
- [55] J. Fleuret, « *Prise en main de castem2001 par l'exemple* ». CEA Saclay, France, 1996.
- [56] Fichoux E., « *Présentation et utilisation de castem 2000* ». ENSA-LME, 1989.
- [57] Valery V. Vasiliev et Evgeny V. Morozov, « *Mechanics and Analysis of composite Materials* ». Elsevier Science, 2001.

Résumé

Les structures composites stratifiées sous forme de plaques sont de plus en plus fréquemment utilisées pour la conception des structures mécaniques. Les bonnes propriétés mécaniques spécifiques de ces matériaux permettent en effet un allégement des structures, particulièrement recherché dans les industries aéronautique et aérospatiale. Bien que l'analyse de la tenue des structures composites stratifiées soit un point clé dans le dimensionnement des structures, il existe un manque d'études pour les composites stratifiés perforés, et en particulier pour les structures à fort gradient sollicitées par des chargements thermomécaniques. Dans ce travail nous proposons une étude numérique en utilisant un logiciel de calcul de structures par la méthode des éléments finis (*Castem2009*), pour calculer les contraintes et les distances critiques entre les trous dans les plaques stratifiées en carbone/époxy, sollicitées par des chargements thermomécaniques monotones ou cycliques.

Mots- Clés: Rupture, endommagement, composites stratifiés, thermomécanique.

Abstract

The laminated composite structures in the form of plates are increasingly used for the design of mechanical structures. The specific mechanical properties of these materials allow an easing of structures, particularly prized in aviation and aerospace industry. Although the analysis of laminated composite structures required to be a key point in the design of structures, there is lack of studies for laminated composite perforated, especially for high gradient structures are sought or thermomechanical loading. In this work we propose a numerical study using a calculation software structural analysis by finite element method (*Castem2009*), to calculate stress and distances between critical holes in the plates laminated carbon/epoxy loaded by monotonic or cyclic thermomechanical loading.

Keywords: Fracture, damage, laminated composite, thermomechanical.

ملخص

يتزايد استخدام المواد المركبة على شكل صفائح متعددة الطبقات في تصميم القطع و الهياكل الميكانيكية. الخصائص الخاصة لهذه المواد تسمح باستعمالها بنطاق واسع في مجال الطيران و الفضاء. على الرغم من أن معرفة مدى مقاومة هذه المواد يعتبر مفتاح أساسي لحساب أبعاد القطع يوجد نقص في الدراسات الجامعية التي تنطرق إلى الصفائح متعددة الطبقات و خاصة المثقوبة منها و التي تخضع لاجهادات ميكانيكية و حرارية في نفس الوقت. في هذا العمل نقترح دراسة باستعمال برنامج خاص (*Castem2009*) لحساب الاجهادات و المسافة الحرجة بين الثقوب في عدد من الصفائح متعددة الطبقات الخاضعة لاجهادات ميكانيكية و حرارية في نفس الوقت دورية أو ثابتة.

الكلمات المفتاحية: كسر , التلف , المواد المركبة متعددة الطبقات , قوى ميكانيكية و حرارية.