

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

THÈSE PRÉSENTÉE À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DU  
DOCTORAT EN GÉNIE  
Ph.D.

PAR  
HOANG, Phuong Hoa

ANALYSE DE L'INFLUENCE DE LA CONFIGURATION SUR LE COMPORTEMENT  
EN STATIQUE D'UN PROFILÉ EN T, FAIT DE COMPOSITE THERMOPLASTIQUE À  
HAUTE RÉSISTANCE ET FIBRES DE CARBONE

MONTRÉAL, LE 23 JUIN 2009

© Hoang Phuong Hoa, 2009

CETTE THÈSE A ÉTÉ ÉVALUÉE

PAR UN JURY COMPOSÉ DE

M. Ngô Anh Dung, directeur de thèse  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Lê Van Ngan, président du jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Henri Champliaud, membre du jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Suong Van Hoa, examinateur externe  
Département de génie mécanique à l'Université Concordia

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 3 JUIN 2009

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

## REMERCIEMENTS

J'aimerais tout d'abord remercier mon directeur de recherche M. Ngô Anh Dung, professeur au département de génie mécanique de l'ÉTS, d'avoir accepté de diriger ma thèse et de m'avoir guidé dans la réalisation de ce projet. Sa ténacité, sa discipline et sa patience dont il a fait preuve m'ont toujours stimulé et m'ont permis d'aller de l'avant.

Je tiens aussi à remercier M. Suong Van Hoa, professeur et directeur du département de génie mécanique de l'Université Concordia, pour son assistance technique et pour ses précieux conseils.

Je voudrais également exprimer mes remerciements les plus vifs à M. Lê Van Ngan et à M. Henri Champlaud, professeurs à l'ÉTS, pour leur aide technique qui m'a permis d'avancer dans mon projet, et je tiens à remercier M. Hô Ngoc Sang, professeur invité à l'ÉTS, pour m'avoir aidé à utiliser la méthode des éléments finis d'Ansys®.

Je remercie aussi M. Serge Plamondon et M. Jean-Guy Gagnon techniciens ainsi que M. Frédéric Wallman, étudiant à l'ÉTS, pour leur aide quant à la fabrication des montages expérimentaux.

Finalement, je tiens à exprimer mes remerciements les plus sincères à ma femme, Nguyen Lê My, et à mes enfants Hoang Lê Phuong et Hoang Phuong Lê pour leur patience et leur support moral et matériel.

# ANALYSE DE L'INFLUENCE DE LA CONFIGURATION SUR LE COMPORTEMENT EN STATIQUE D'UN PROFILÉ EN T, FAIT DE COMPOSITE THERMOPLASTIQUE À HAUTE RESISTANCE ET FIBRES DE CARBONE

HOANG, Phuong Hoa

## RÉSUMÉ

Le profilé en T comprenant une âme et une semelle est formé par plusieurs procédés de fabrication tels que le collage, les goujons, les éclisses, le moulage, etc. L'influence de la configuration du profilé en T moulé par la compression du composite thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone est étudiée en vue d'obtenir sa performance en résistance mécanique utilisée dans les structures en composites.

Dans cette thèse, la simulation numérique par éléments finis du profilé en T en composite thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone est réalisée pour prédire les mécanismes de la rupture en statique et établir les directives pour la conception des pièces structurales en composite.

La simulation numérique du profilé en T et des éprouvettes des modes de rupture est faite à l'aide du logiciel de calcul par éléments finis Ansys<sup>®</sup>. La simulation numérique est réalisée en deux étapes : la première étape consiste à localiser la première fissure et à déterminer la charge causant la fissure initiale ; la seconde étape décrit le processus de la propagation de la fissure tout en respectant les critères de défaillance des matériaux composites.

Le critère de Griffith A.A., sur l'énergie dissipée critique est appliqué pour prédire le processus de propagation de la fissuration dans le profilé en T et dans les éprouvettes de différents modules d'élasticité.

Des essais en traction des profilés en T et des essais sur les modes de rupture des éprouvettes sont réalisés pour caractériser le comportement du matériau composite thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone et pour valider les résultats de simulation numérique.

Les résultats de la simulation numérique sont très acceptables en comparaison avec ceux des expériences. Les modèles de la simulation numérique développés dans cette thèse sont recommandés afin de réaliser des études futures en ce qui a trait au composite thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone.

**Mots-clés:** Thermoplastique, énergie dissipée, compliance, mode I, mode II, mode-mixte.

# ANALYSIS OF THE CONFIGURATION INFLUENCE OF THE T-JOINT'S STATIC BEHAVIOR IN THERMOPLASTIC RESIN AND CARBON FIBER COMPOSITES MATERIALS

HOANG, Phuong Hoa

## ABSTRACT

A T-joint can be formed by several manufacturing processes such as drilling, gluing, joint bars, casting, etc. The influence of the configuration of moulded T-joint by the compression of composite high-strength thermoplastic and carbon fiber is studied in order to boost its performance in mechanical resistance used in the composite structures.

In this thesis, the numerical simulation by finite elements method of T-joint in composite high-strength thermoplastic and carbon fiber is carried out to predict the mechanism of the static rupture and to establish directives for design of structural parts in composite.

Numerical simulation of T-joint and fracture-mode specimens is conducted in two steps using Ansys<sup>®</sup> finite element software: the first step locates and determines the load creating the initial crack; the second step describes the process of crack growth according to a failure of composite materials.

The Griffith A.A., criteria on critical strain energy release rates is applied for predicting crack growth in T- joint and in test specimens of different modules of elasticity.

Tensile tests of T-joint and fracture-mode tests of sampling specimens are conducted for characterization of composite high-strength thermoplastic and carbon fiber and for validation of numerical simulation results.

Results obtained by numerical simulation are in very good agreement in comparison with experimental results. The models in the numerical simulation developed in this thesis are recommended to conduct future studies with respect to the composite high-strength thermoplastic and carbon fiber.

**Keywords:** Thermoplastic, energy release rates, compliance, mode I, mode II, mixed-mode.

# TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 COMPOSITE THERMOPLASTIQUE À HAUTE RÉSISTANCE ET FIBRE DE CARBONE.....	3
1.1 Introduction.....	3
1.2 Matériaux composites .....	3
1.3 Matrice .....	3
1.3.1 Résines thermoplastiques.....	4
1.4 Fibres.....	5
1.4.1 Fibres de carbone .....	5
1.4.2 Élaboration des fibres de carbone .....	6
1.4.3 Propriétés mécaniques des fibres de carbone.....	7
1.5 Structure de profilé en T du projet.....	8
CHAPITRE 2 ANALYSE DE LA RUPTURE DU COMPOSITE.....	10
2.1 Introduction.....	10
2.2 Analyse de la mécanique de rupture du composite.....	10
2.2.1 Composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale.....	11
2.2.2 Composite unidirectionnel soumis à une traction transversale.....	15
2.2.3 Rupture du stratifié .....	16
2.3 Critères de rupture.....	17
2.3.1 Critère de contrainte maximale .....	18
2.3.2 Critère de déformation maximale .....	20
2.3.3 Critères interactifs.....	20
2.3.4 Analyse et choix de la charge de la fissure initiale.....	25
2.4 Conclusion .....	26
CHAPITRE 3 REVUE BIBLIOGRAPHIQUE.....	27
3.1 Introduction.....	27
3.2 Méthodes d'analyse .....	27
3.2.1 Contraintes et déformations dans un profilé en T en composite.....	27
3.2.2 Application de la théorie de la mécanique de rupture aux composites.....	28
3.3 Conclusion .....	31
CHAPITRE 4 ÉNERGIE DISSIPÉE DES MODÈLES EN COMPOSITE DE DIFFÉRENTS MODULES D'ÉLASTICITÉ.....	32
4.1 Introduction.....	32
4.2 Analyse de rupture du composite.....	32
4.2.1 Rappel des critères de rupture isotrope.....	32
4.2.2 Facteur d'intensité des contraintes.....	36
4.2.3 Approche de la méthode d'énergie dissipée .....	37

4.3	Approche technique de fracture pour déterminer l'énergie dissipée .....	40
4.4	Procédure de calcul d'énergie dissipée du modèle profilé en T .....	43
4.5	Détermination de l'énergie dissipée critique du composite .....	48
4.5.1	Détermination de l'énergie dissipée critique du mode I .....	49
4.5.2	Détermination de l'énergie dissipée critique du mode II .....	50
4.5.3	Détermination de l'énergie dissipée critique du mode-mixte .....	53
4.6	Conclusion .....	53
CHAPITRE 5 SIMULATION PAR ÉLÉMENTS FINIS .....		55
5.1	Introduction.....	55
5.2	Élément brique SOLID46 .....	55
5.3	Modèle du profilé en T .....	56
5.3.1	Description géométrique du profilé en T .....	56
5.3.2	Modèle en éléments finis du profilé en T .....	58
5.4	Modèle en éléments finis des éprouvettes des modes de rupture .....	60
5.4.1	Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode I.....	60
5.4.2	Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode II.....	63
5.4.3	Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode-mixte.....	65
5.5	Critères de rupture du matériau composite .....	68
5.5.1	Relation Contraintes-Déformations .....	68
5.5.2	Critères de rupture du composite utilisés dans le logiciel Ansys® .....	69
5.6	Procédure d'analyse par éléments finis.....	71
5.7	Conclusion .....	73
CHAPITRE 6 RÉSULTATS DES SIMULATIONS NUMÉRIQUES ET DISCUSSION ..		74
6.1	Introduction.....	74
6.2	Résultats du profilé en T .....	74
6.2.1	En traction.....	74
6.2.2	En compression.....	88
6.2.3	Influence de la largeur du profilé en T.....	91
6.2.4	Influence de l'orientation des fibres du profilé en T.....	94
6.3	Résultats des modes de la rupture .....	96
6.3.1	Mode I de rupture.....	97
6.3.2	Mode II de rupture .....	102
6.3.3	Mode-mixte de rupture .....	105
6.3.4	Mode I de la référence [41].....	108
6.4	Conclusion .....	113
CONCLUSION.....		114
RECOMMANDATIONS .....		116
ANNEXE I	ANALYSE LA CHARGE CAUSANT LA FISSURE INITIALE ET PROPAGATION DE LA FISSURATION DU PROFILÉ EN T.....	117
ANNEXE II	ANALYSE L'INFLUENCE DE L'ORIENTATION DES FIBRES.....	132

ANNEXE III	ANALYSE PROFILÉ EN T EN COMPRESSION.....	148
ANNEXE IV	ANALYSE L'INFLUENCE DE LARGEUR DES MODELES .....	159
ANNEXE V	ANALYSE MODE I DE LA RUPTURE.....	187
ANNEXE VI	ANALYSE MODE II DE LA RUPTURE.....	199
ANNEXE VII	ANA LYSE MODE-MIXTE DE LA RUPTURE .....	211
ANNEXE VIII	ANALYSE MODE I DE LA RUPTURE DES REFS.[28, 41] .....	223
	LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES .....	245

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Propriétés des fibres de carbone comparées à celles des fibres de verre Tiré de [5] (1992, p.47).....8
Tableau 5.1	Dimensions des éprouvettes des modes de rupture.....60
Tableau 6.1	Valeurs des charges causant la fissure initiale du profilé en T et les coordonnées du point où se trouve la fissure initiale pour différents modèles .....76
Tableau 6.2	Charges causant la fissure initiale du profilé en T de 2 plis à 16 plis de l'âme .....78
Tableau 6.3	Charges causant la fissure initiale et charges de flambage .....90
Tableau 6.4	Résultats des charges causant la fissure initiale du profilé en T.....94
Tableau 6.5	Coordonnées du point où se trouvent la fissure initiale et les charges causant la fissure initiale du profilé en T .....95
Tableau 6.6	Coordonnées des points des charges causant la fissure initiale .....97
Tableau 6.7	L'énergie dissipée critique des modes de rupture.....108
Tableau 6.8	Dimensions des éprouvettes du mode I de la référence [41] .....109
Tableau 6.9	Comparaison des résultats entre simulation et Refs.[28,41].....112

## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Structure cristalline de graphite. ....6
Figure 1.2	Élaboration des fibres de carbone. ....7
Figure 1.3	Profilé en T. ....9
Figure 2.1	Rupture du matériau composite unidirectionnel. ....11
Figure 2.2	Contrainte-déformation du composite unidirectionnel. ....12
Figure 2.3	Contrainte-déformation du composite unidirectionnel. ....13
Figure 2.4	Propagation de la fissure dans le cas d'une force adhérence .....14
Figure 2.5	Propagation de la fissure dans le cas.....15
Figure 2.6	Rupture d'un composite unidirectionnel soumis à traction transversale. ..16
Figure 2.7	Stratifié croisé $\pm 45$ soumis à traction dans la direction $0^0$ .....17
Figure 2.8	Comportement fragile et ductile d'un matériau composite.....18
Figure 2.9	Contraintes sens les axes naturels. ....19
Figure 2.10	Traction en-dehors des axes naturels. ....24
Figure 4.1	Analyse de préférence de l'énergie dissipée .....33
Figure 4.2	Contraintes à la tête de la fissure. ....37
Figure 4.3	Courbe chargement-déplacement.....38
Figure 4.4	Répartition de la contrainte principale près de la tête de la fissure. ....42
Figure 4.5	Éléments de 4 nœuds près du nez de la fissure. ....43
Figure 4.6	Pièce soumise à un état de contrainte. ....44
Figure 4.7	Contraintes agissant sur un élément unitaire triangulaire : .....45
Figure 4.8	Répartition des contraintes et des forces aux nœuds. ....46
Figure 4.9	Modes de fissuration. ....49

Figure 4.10	Éprouvette du test de DCB. ....	50
Figure 4.11	ENF de l'éprouvette du mode II. ....	51
Figure 5.1	Géométrie d'élément solide (solide46). ....	56
Figure 5.2	Description géométrique du profilé en T. ....	57
Figure 5.3	Volumes et conditions aux frontières du modèle en EF du profilé en T. ...	59
Figure 5.4	Modèle en EF d'un quart du profilé en T. ....	59
Figure 5.5	Description géométrique d'éprouvette en mode I. ....	61
Figure 5.6	Modèle en EF du mode I en 12 volumes. ....	62
Figure 5.7	Modèle en EF de l'éprouvette du mode I. ....	62
Figure 5.8	Description géométrique d'éprouvette en mode II. ....	63
Figure 5.9	Modèle en EF du mode II en 12 volumes. ....	64
Figure 5.10	Modèle en EF de l'éprouvette du mode II. ....	65
Figure 5.11	Description géométrique d'éprouvette en mode-mixte. ....	66
Figure 5.12	Modèle en EF du mode-mixte en 18 volumes. ....	67
Figure 5.13	Modèle en EF de l'éprouvette du mode-mixte. ....	67
Figure 5.14	Algorithme du programme. ....	72
Figure 6.1	Maillages des éléments brique 8 nœuds des modèles Ansys®. ....	75
Figure 6.2	Localisation des coordonnées de la charge causant la fissure initiale. ....	77
Figure 6.3	Charge causant la fissure initiale et Nombre de plis de l'âme. ....	78
Figure 6.4	Force-Déplacement des profilés en T en traction. ....	79
Figure 6.5	Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation. ....	80
Figure 6.6	Répartition des contraintes et propagation de la fissure. ....	81
Figure 6.7	Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation. ....	82
Figure 6.8	Répartition des contraintes et propagation de fissuration à la surface. ....	83

Figure 6.9	Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation.....	84
Figure 6.10	Propagation de la fissure du modèle comprenant une âme de 8 plis: .....	85
Figure 6.11	Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation.....	86
Figure 6.12	Propagation de la fissure du modèle de l'âme de 10 plis:.....	87
Figure 6.13	Conditions aux frontières du modèle. ....	88
Figure 6.14	Charge de flambage à $Y = 80$ mm, 4 plis et 6 plis sur l'âme du profilé en T.....	89
Figure 6.15	Charges de flambage et charges causant la fissure initiale .....	90
Figure 6.16	Modèles du profilé en T : a) quart du modèle et b) modèle en entier.....	91
Figure 6.17	Apparition de fissure initiale et propagation de la fissuration du profilé ..	92
Figure 6.18	Charges causant la fissure initiale du profilé en T de .....	93
Figure 6.19	Charges causant la fissure initiale du profilé en T de l'âme de 10 plis .....	95
Figure 6.20	Courbe Force-Déplacement du profilé en T de l'âme de 10 plis.....	96
Figure 6.21	Éprouvette et direction des fibres des plis d'éprouvette. ....	98
Figure 6.22	Coordonnées des points de fissure initiale du mode I. ....	99
Figure 6.23	Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode I. ....	100
Figure 6.24	Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode I. ....	101
Figure 6.25	Coordonnées des points de fissure initiale du mode II. ....	102
Figure 6.26	Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode II.....	103
Figure 6.27	Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode II. ....	104
Figure 6.28	Coordonnées des points de fissure initiale du mode-mixte. ....	105
Figure 6.29	Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode-mixte. ....	106
Figure 6.30	Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode-mixte. ....	107
Figure 6.31	Dimensions, maillage et conditions aux frontières des éprouvettes .....	109

Figure 6.32	Charge causant la fissure initiale d'éprouvette du mode I dans le cas du stratifié $[0]_{12S}$ .....110
Figure 6.33	Charge causant la fissure initiale d'éprouvette du mode I dans le cas du stratifié $[(0_2/+45/-45)_3/0]_S$ .....110
Figure 6.34	Fissuration initiale et propagation de la fissuration du cas de stratifié $[0]_{12S}$ .....111
Figure 6.35	Fissure initiale et propagation de la fissuration du cas de stratifié $[(0_2/+45/-45)_3/0]_S$ .....112

## LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ABAQUS	Logiciel de calcul par la méthode d'éléments finis
APDL	Ansys parametric design language
ASTM	American Society for Testing and Materials
CLS	Cracked Lap Shear
DCB	Double Cantilever Beam
EF	Méthode Éléments Finis
ÉTS	École de technologie supérieure
ENF	End Notched Flexion
HM	fibres élaborées à partir du brai
PPS	Poly propylene sulphide
PVC	Polyvinylchloride
PEEK	Poly-Ether-Ether-Ketone
PEKK	Poly-Ether-Ketone-Ketone
SERR	Strain Energy Release Rates (énergie dissipée)
CCM	Critère de rupture de la contrainte maximale
CTW	Critère de rupture de Tsai-Wu
CDM	Critère de rupture de la déformation maximale
MAT	Définition les propriétés du matériau
MAXF	Vérifier la condition satisfaite selon le CCM
TWSR	Vérifier la condition satisfaite selon le CTW

## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

### Identificateurs latins

A	surface de fissure
a	dimension d'une fissure
$a_c$	longueur critique de la fissure
B	facteur expérimental
E	module d'élasticité
$E_{IS}$	module d'élasticité du composite d'éprouvette des modes de rupture
$E_{II}$	module d'élasticité du composite d'éprouvette des modes de rupture
$E_{IG}$	module d'élasticité du composite d'éprouvette des modes de rupture
$e^-_{\varepsilon L}$	déformation à la rupture en cisaillement en compression suivant l'axe longitudinal
$e^+_{\varepsilon L}$	déformation à la rupture en cisaillement en traction suivant l'axe longitudinal
$e^-_{\varepsilon T}$	déformation à la rupture en cisaillement en compression suivant l'axe transversal
$e^+_{\varepsilon L}$	déformation à la rupture en cisaillement en traction suivant l'axe transversal
$f_I(\theta)$	équation trigonométrique d'angle $\theta$ en mode I
$f_{II}(\theta)$	équation trigonométrique d'angle $\theta$ en mode II
$f_{III}(\theta)$	équation trigonométrique d'angle $\theta$ en mode III
$f^I_{ij}, f^{II}_{ij}, f^{III}_{ij}$	équations angulaires pour chaque mode
$F_i, F_{ij}$	composantes de tenseur
$F_{x'i}, F_{y'i}, F_{z'i}$	forces des nœuds
$G_a$	énergie dissipée par unité d'aire
$G_p$	énergie dissipée par déformation plastique
$G_t$	taux d'énergie dissipée des deux modes I et II
$G_1$	énergie dissipée pour le mode I
$G_2$	énergie dissipée pour le mode II
$G_3$	énergie dissipée pour le mode III

$G_{1c}$	énergie dissipée critique de mode I
$G_{2c}$	énergie dissipée critique de mode II
$G_{1+2}$	énergie dissipée de CLS spécimen mode-mixte
$G_C$	énergie dissipée critique du matériau
$G_{13}$	module de cisaillement du composite unidirectionnel
$G_{el}$	énergie élastique
$G_s$	énergie surface
$m$	facteur expérimental
$F, K$	paramètres caractéristique des matériaux considérés niveau de la charge
$M, N$	paramètres caractéristique des matériaux considérés moment
$H$	paramètres caractéristique des matériaux considérés épaisseur d'éprouvette
$L$	paramètres caractéristique des matériaux considérés longueur d'une poutre
$I$	moment d'inertie
$K_c$	facteur d'intensité de contrainte
$K_I$	facteur d'intensité de contrainte en mode I
$K_{II}$	facteur d'intensité de contrainte en mode II
$K_{III}$	facteur d'intensité de contrainte en mode III
$K_{Ic}$	ténacité (facteur de résistance)
$P$	force normale
$P_{CTW}$	charge de fissuration initiale selon le critère de Tsai-Wu
$P_{CCM}$	charge de fissuration initiale selon le critère de la contrainte maximale
$P_I$	charge causant la fissure initiale d'éprouvette
$P_c$	charge de critique
$s$	compliance
$\Delta$	longueur de la fissure (dimension d'élément)
$\Delta a$	accroissement de longueur de la fissure

$\Delta p$	variation de la force
$\Delta u$	variation de déformation
$\Delta U$	énergie potentielle
$\Delta W$	travail
$t$	épaisseur d'une plaque
$U_c$	énergie dissipée de déformation
$U_a$	énergie d'absorption pour établir la nouvelle de surface de la fissure
$V$	volume
$V_{(r)}, U_{(r)}, Z_{(r)}$	relatifs d'ouverture et glissante de déplacements
$r$	distance derrière de la fissure
$\pi$	constante du calcul
$v_c$	teneur en volume de matrice du composite
$v_f$	teneur en volume des fibres du composite
$w$	largeur d'éprouvette

### Identificateurs grecs

$\alpha$	paramètre de géométrie de l'éprouvette
$\beta$	coefficient multiplicatif
$\lambda$	marge de sécurité
$\gamma_{LT}$	déformation à la rupture en cisaillement dans le plan du pli
$\gamma_{12}$	déformation en cisaillement dans le plan de la couche du composite
$\theta$	angle entre l'axe 1 et l'axe X du plan du pli
$\sigma$	contrainte appliquée
$\sigma_{cc}$	contrainte à la rupture du composite
$\sigma_{fc}$	contrainte à la rupture des fibres
$\sigma_m$	contrainte en traction de la matrice du composite
$\sigma_{m1}$	contrainte en compression de la matrice du composite
$\sigma_f$	contrainte en traction des fibres du composite
$\sigma_{f1}$	contrainte en compression des fibres du composite
$\sigma_{FL}$	contrainte à la rupture en traction dans la direction 1

$\sigma_{FT}$	contrainte à la rupture en traction dans la direction 2
$\sigma_{FH}^-$	contrainte à la rupture en traction dans la direction 3
$\sigma_{FL}^-$	contrainte à la rupture en compression suivant l'axe longitudinal
$\sigma_{FL}^+$	contrainte à la rupture en traction suivant l'axe longitudinal
$\sigma_{FT}^-$	contrainte à la rupture en compression suivant l'axe transversal
$\sigma_{FT}^+$	contrainte à la rupture en traction suivant l'axe transversal
$\sigma_x$	contrainte selon l'axe X global
$\sigma_y$	contrainte selon l'axe Y global
$\sigma_{x'}$	contrainte selon l'axe X' global
$\sigma_{y'}$	contrainte selon l'axe Y' global
$\sigma_c$	contrainte critique de la fissure dans le cas de contrainte plane
$\sigma_d$	contrainte décohésion en traction de l'interface fibre-matrice
$\sigma_1$	contrainte principale suivant l'axe longitudinal
$\sigma_2$	contrainte principale suivant l'axe transversal
$\tau_d$	contrainte de décohésion
$\tau_m$	contrainte en cisaillement dans la matrice
$\tau_{mc}$	contrainte en cisaillement à la rupture dans la matrice
$\tau_{LT}$	contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan du pli
$\tau_{12}$	contrainte principale en cisaillement dans le plan 1,2 du pli
$\tau_{23}$	contrainte principale en cisaillement dans le plan 2,3 du pli
$\tau_{13}$	contrainte principale en cisaillement dans le plan 1,3 du pli
$\varepsilon_{fc}$	déformation à la rupture des fibres du composite
$\varepsilon_{mc}$	déformation à la rupture de la matrice du composite
$\varepsilon_1$	déformation suivant l'axe 1 du composite
$\varepsilon_2$	déformation suivant l'axe 2 du composite
$\nu$	coefficient de Poisson
$\xi$	facteur multiplicatif
$\xi_1$	valeur maximale selon le critère de la contrainte maximale
$\xi_2$	valeur maximale selon le critère de Tsai-Wu

## INTRODUCTION

Grâce à leurs bonnes performances mécaniques, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans presque tous les domaines de l'industrie: construction, navigation, automobile, activités sportives, etc., et plus particulièrement dans le domaine de l'aéronautique. Le développement continu de l'utilisation des matériaux composites dans les structures nécessite de mettre en place des outils nécessaires à la modélisation du comportement mécanique des structures stratifiées.

Le profilé en T est couramment utilisé dans plusieurs types de structures notamment les treillis pour les ponts, les renforts dans la coque des structures des bateaux afin de prévenir le flambement de voilure durant le chargement, etc.

Le profilé en T se compose d'une âme et d'une semelle. En général, il existe plusieurs types de liaison entre l'âme et la semelle soit par le moulage, la colle, des goujons ou des boulons. La liaison par le moulage des pièces pourra supporter des charges élevées parmi des liaisons mentionnées. La tendance actuelle de l'industrie aéronautique est de développer des procédés de fabrication plus économiques en utilisant les thermoplastiques à la place des thermodurcissables. Dans ce contexte, ce projet de recherche vise à étudier l'influence de la configuration d'un profilé en T moulé sur son comportement en chargement uniaxial de l'âme plus particulièrement l'initiation et la propagation des fissures. Les modèles d'analyse par éléments finis paramétrisés sont construits et utilisés afin de prédire la charge de fissuration, la charge critique en compression ainsi que la localisation de la fissure initiale et le (les) parcours de la (des) fissure(s).

Le contexte du projet est expliqué dans les six chapitres : le chapitre 1 présente les propriétés d'un composite formé de résine thermoplastique à haute résistance et de fibres de carbone tirées des littératures scientifiques. Le chapitre 2 souligne les critères de la rupture en statique des matériaux composites qui conduisent à déterminer la charge de fissuration initiale et à étudier la propagation de la fissuration. Le chapitre 3 est consacré à la revue bibliographique

reliée à la méthodologie utilisée dans les études du comportement du profilé en T sous chargement statique et chargement dynamique, plus particulièrement la modélisation. Dans le chapitre 4, les formulations mathématiques nécessaires à la résolution du processus de propagation de la fissure du profilé en T, basées sur des développements mathématiques de Griffith A.A. sont présentées. De plus, les études des modes de rupture des éprouvettes qui ont des modules d'élasticité différents de la partie d'entaille sont aussi réalisées dans ce chapitre. Le chapitre 5 décrit les étapes utiles à la discrétisation des modèles pour en faire l'analyse numérique à l'aide de la méthode des éléments finis. Dans le chapitre 6, sont présentés les résultats des simulations numériques des modèles de profilés en T ayant différents caractéristiques notamment le nombre de plis, l'orientation des fibres et la largeur de la pièce, qui sont soumis à des charges statiques en traction et en compression. Les résultats des simulations numériques en ce qui a trait aux éprouvettes en mode I, mode II et mode-mixte seront présentés et comparés avec les résultats expérimentaux tirés de la littérature scientifiques.

Une conclusion générale permettra de souligner les résultats les plus importants obtenus au cours de cette étude et des recommandations seront proposées pour des recherches ultérieures du comportement du profilé en T.

## CHAPITRE 1

### COMPOSITE THERMOPLASTIQUE À HAUTE RÉSISTANCE ET FIBRE DE CARBONE

#### 1.1 Introduction

Le premier chapitre est consacré à l'étude des composites constituée de thermoplastique à haute résistance et de fibres de carbone. On y trouve également la présentation des propriétés des matériaux constituants.

#### 1.2 Matériaux composites

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément. Un matériau composite est en général constitué d'une matrice et d'un renfort constitué de fibres. Le renfort apporte au matériau composite ses performances mécaniques élevées, alors que la matrice a pour rôle de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures. La matrice est elle-même composée d'une résine (polyester, époxyde, polyetheretherketone PEEK, polyetherketoneketone PEKK, etc.) et de charges dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production. D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine-charges se comporte comme un matériau homogène.

#### 1.3 Matrice

Les résines utilisées dans les matériaux composites comme matrice, ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de protéger de l'environnement extérieur. Les résines doivent donc être assez déformables et présentent une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de

manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

Compte tenu de ces contraintes, les résines utilisées, qui sont des polymères, modifiées par différents adjuvants et additifs : agents de démoulage, stabilisants, pigments, etc. Les résines sont livrées en solution sous forme de polymères non réticulés en suspension dans des solvants qui empêchent le pontage entre les micromolécules prépolymérisées. Sous l'action de la chaleur, des liaisons se développent entre les chaînes du prépolymère pour constituer un polymère réticulé suivant une structure tridimensionnelle.

Il y a deux familles de résines polymères : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables. Ces deux types de résine possèdent la faculté de pouvoir être moulés ou être mis en forme pour donner soit un produit fini, soit un produit semi-fini dont la forme peut être modifiée.

Les résines thermoplastiques possèdent la propriété de pouvoir être mises en forme plusieurs fois par chauffages et refroidissements successifs. Ces résines peuvent donc être récupérées et facilement recyclées.

Par contre, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. En effet, après la polymérisation par rapport à la chaleur en présence d'un catalyseur, ces résines conduisent à une structure géométrique qui ne peut être détruite que par un apport important d'énergie thermique. Ainsi, les résines thermodurcissables possèdent des propriétés mécaniques et surtout thermomécaniques plus élevées que les résines thermoplastiques.

### **1.3.1 Résines thermoplastiques**

La résine thermoplastique est utilisée dans ce projet. La famille des résines thermoplastiques est très vaste, et peut être séparée en thermoplastiques de grande diffusion et

thermoplastiques techniques (ou technopolymères). Les thermoplastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes, des profilés, etc. Les thermoplastiques techniques sont généralement mis en œuvre par injection.

Les résines thermoplastiques sont le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polyamide, le polycarbonate, etc. L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication (injection, extrusion).

Toutefois, ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermoplastiques faibles. Les divers thermoplastiques peuvent être renforcés par des fibres et font partie alors des matériaux composites. Cependant, les résines thermoplastiques ont un développement limité, du fait de la nécessité de faire appel à des transformations à haute température de produits solides [1-3].

## **1.4 Fibres**

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenue en feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Il y a beaucoup de types des fibres qui vont être utilisées dans un composite : fibres minérales, fibres organiques et fibres métalliques. Les fibres de carbone sont visées principalement dans cette étude [4].

### **1.4.1 Fibres de carbone**

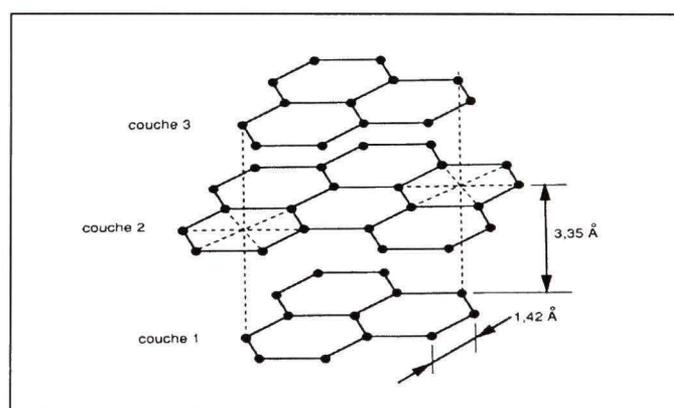
Le graphite a une structure hexagonale d'atomes de carbone, disposés en plans cristallographiques parallèles [5]. Ces plans sont décalés de telle sorte qu'un atome de carbone se projette au milieu d'un hexagone des plans voisins. Les liaisons entre atomes de

carbone de plans voisins sont faibles et confèrent ainsi au graphite de bonnes propriétés de conduction thermique et électrique. Par contre, les liaisons entre atomes voisins d'un même plan sont fortes et donnent en conséquence au graphite des propriétés mécaniques élevées dans la direction parallèle aux plans cristallographiques.

Les fibres industrielles n'atteignent toutefois pas les valeurs mécaniques théoriques, du fait des imperfections des structures cristallines obtenues. Les caractéristiques des fibres élaborées restent cependant élevées et peuvent atteindre aujourd'hui pour les fibres les plus performantes de l'ordre de 650 GPa pour le module d'Young et de 4000 MPa pour la contrainte à la rupture.

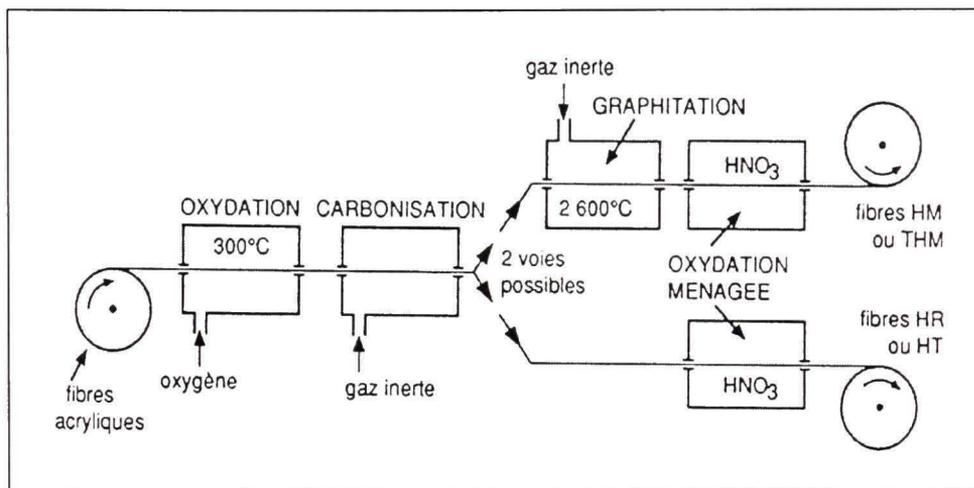
#### 1.4.2 Élaboration des fibres de carbone

Les fibres de carbone sont élaborées à partir d'un polymère de base appelé précurseur [5], se présentant lui-même sous forme des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). Ces fibres acryliques sont connues sous divers noms commerciaux : crylor, courtille, dralon, orlon, etc. La qualité des fibres de carbone finales dépend des qualités du précurseur. La figure 1.1 montre la structure cristalline de graphite des fibres de carbone.



**Figure 1.1 Structure cristalline de graphite.**  
Tirée de Berthelot (1996, p.44)

Le principe d'élaboration des fibres [5] (Voir la figure 1.2) est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique, sans fusion des fibres, aboutissant à une graphitisation dans laquelle on retrouve la structure initiale des fibres. Les procédés actuels utilisent des mèches de filaments acryliques assemblés sans torsion (500, 1000, 6000, 10.000, etc. filaments), et leur font subir quatre traitements successifs : une oxydation, une carbonisation, une graphitisation et un traitement de surface.



**Figure 1.2** **Élaboration des fibres de carbone.**

Tirée de Berthelot (1996, p.45)

### 1.4.3 Propriétés mécaniques des fibres de carbone

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes propriétés mécaniques, d'autant plus que leur masse volumique est faible (généralement inférieure à  $2000 \text{ kg/m}^3$ ). Le tableau 1.1 compare les propriétés des fibres de carbone à celles des fibres de verre. En outre, il faut noter que les fibres de carbone ont une excellente tenue en température dans une atmosphère non oxydante. En effet, leurs caractéristiques mécaniques sont maintenues jusqu'à  $1500^\circ\text{C}$  environ.

Ces propriétés ont conduit à développer des composites fibres de carbone/matrice de carbone à haute tenue thermique, utilisés dans les tuyères, pour les disques de freins, les éléments de

fours, etc. Ces matériaux revêtus d'une couche protectrice anti-oxydante trouvent également des applications en atmosphère oxydante : nez, bords d'attaque, etc.

Tableau 1.1 Propriétés des fibres de carbone comparées à celles des fibres de verre  
Tiré de Berthelot (1996, p.47)

Caractéristiques des matériaux	Verre E	Carbone HR	Carbone HM	Carbone THM	Carbone HM(brai)
Masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	2600	1750	1810	1950	2000
Diamètre ( $\mu$ m)		8	8	8	12
Module d'Young $E_f$ (GPa)	73	220	400	600	380
Module spécifique $E_f/\rho$ (MN m/kg)	28	120	210	310	190
Contrainte à la rupture $\sigma_{fu}$ (MPa)	3400	3000-5000	2800	2000	2000-2400
Contrainte spécifique $\sigma_{fu}/\rho$ (kN m/kg)	1300	1710-2860	1550	1030	1000-1200

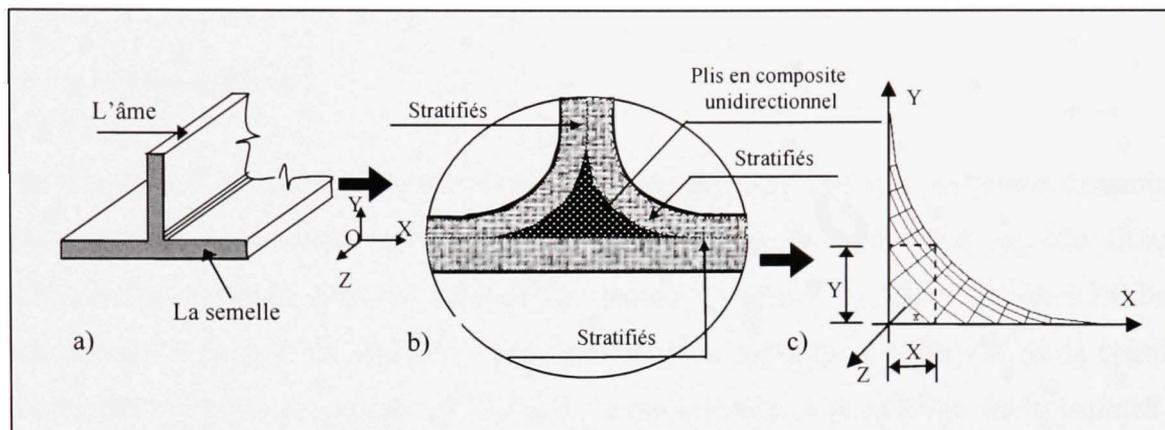
HM (brai) : fibres élaborées à partir du brai

Les applications des matériaux composites se voient multipliées, d'année en année, à un rythme phénoménal particulièrement dans les domaines de l'aérospatiale, des transports terrestres, aériens et maritimes, des équipements de sport et bien d'autres. Le composite à utiliser dans ce projet est tiré de l'article de la référence [1].

## 1.5 Structure du profilé en T du projet

La figure 1.3 a, illustrant le profilé en T est découpé d'un profilé tubulaire de deux cellules qui est moulé par la compression des composites thermoplastiques. La figure 1.3 b, montre les détails des matériaux du profilé en T, qui est formé par un noyau en composite unidirectionnel et du stratifié en composites unidirectionnels de l'âme et de la semelle (le

nombre des plis du stratifié de l'âme ou de la semelle est variable). La figure 1.3 c, présente les coordonnées du noyau de profilé en T.



**Figure 1.3 Profilé en T.**

## CHAPITRE 2

### ANALYSE DE LA RUPTURE DU COMPOSITE

#### 2.1 Introduction

Par la mécanique de rupture du composite, il faut comprendre que tout processus mécanique produit au sein d'un matériau une « discontinuité » locale de matière appelée fissure. L'initiation de la rupture peut être considérée comme la création de microfissures à l'échelle microscopique à partir d'un défaut. La propagation de la rupture est le résultat de la création de nouvelles surfaces de rupture à l'échelle macroscopique. Les critères de la rupture du composite sont présentés dans ce chapitre pour déterminer la charge causant la fissure initiale et étudiée de propagation de la fissuration.

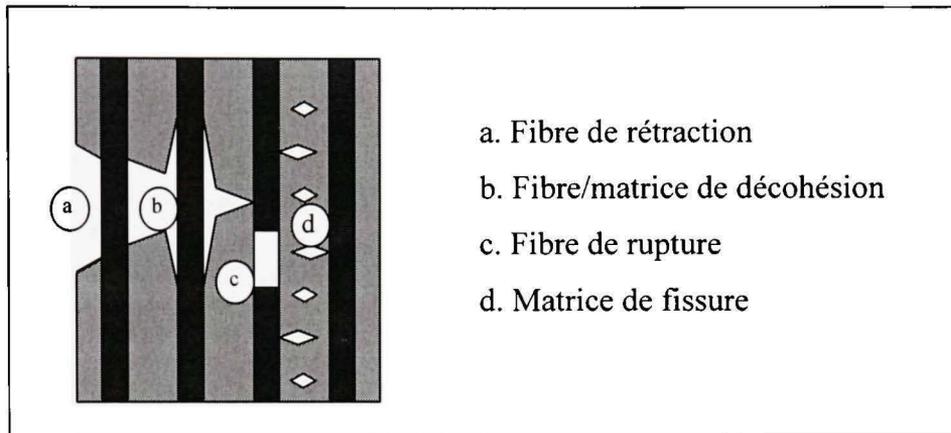
#### 2.2 Analyse de la mécanique de rupture du composite

Les défaillances mécaniques des structures en matériaux composites à haute résistance sont d'une toute autre nature que celles des constructions métalliques. La rupture par fatigue est moins à craindre dans le premier cas que dans le second. En revanche, les causes d'endommagement les plus préoccupantes sont les concentrations de contraintes autour des entailles et des trous ainsi que le dédoublement des composites par délaminage.

Le comportement mécanique des matériaux composites à haute résistance est au plan macroscopique, quasi élastique et très largement linéaire, avec un allongement à la rupture de l'ordre de 1 % [4]. Une comparaison brutale avec les matériaux métalliques élastoplastiques pour lesquels l'allongement à la rupture est de l'ordre de 10 % conduirait à penser que les matériaux composites doivent être classés dans les solides fragiles.

Les premiers endommagements observables au microscope optique apparaissent dans la matrice du matériau composite aux environs du tiers de la charge à la rupture. Ce sont des microfissures, l'endommagement des renforts est des fibres ne se produit qu'au moment de la

rupture. Entre ces deux stades d'endommagement, il en existe un troisième qui résulte de l'interaction fibre/matrice : c'est la fissuration de l'interface. La rupture de composite combine donc ces quatre types de dommage (*Voir* la figure 2.1).



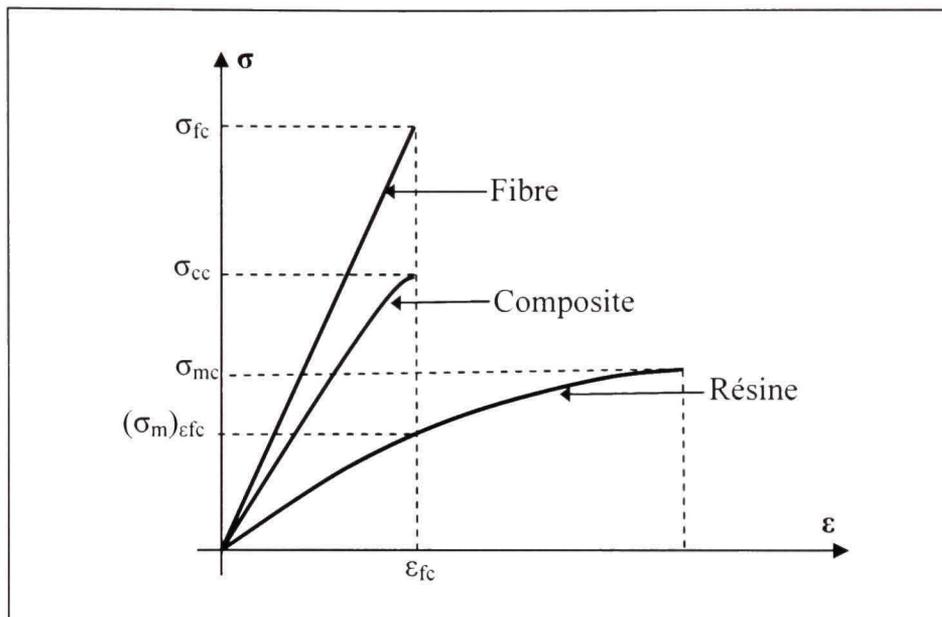
**Figure 2.1 Rupture du matériau composite unidirectionnel.**

La fissuration entre la matrice et la fibre peut se produire soit par fissuration longitudinale (*Voir* la figure 2.1 a) lorsque la contrainte de cisaillement  $\tau_m$  dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture  $\tau_{mc}$ , généralement au voisinage d'une fibre. Le mode de rupture, appelé « splitting » par les Anglo-saxons, se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice :  $\tau_d > \tau_{mc}$ . Dans le cas où contrainte  $\tau_d < \tau_{mc}$ , il se produit une rupture par décohésion de l'interface fibre-matrice (*Voir* la figure 2.1 b). La rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction  $\sigma_f$  de la fibre (*Voir* la figure 2.1 c). La rupture de fibre produit une concentration de contraintes au voisinage de la rupture. La fissuration de la matrice peut se produire, soit par fissuration transverse (*Voir* la figure 2.1 d) lorsque la contrainte en traction  $\sigma_m$  dans la matrice atteint la contrainte à la rupture  $\sigma_{mc}$  de la matrice.

### 2.2.1 Composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale

Dans un composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale, l'initiation de la rupture se produit généralement soit par rupture des fibres lorsque la déformation à la rupture

des fibres est plus faible que celle de la matrice  $\varepsilon_{fc} < \varepsilon_{mc}$ , soit par rupture transverse de la matrice dans le cas contraire [5].



**Figure 2.2 Contrainte-Déformation du composite unidirectionnel.**

Dans le cas  $\varepsilon_{fc} < \varepsilon_{mc}$ , les courbes contrainte-déformation sont schématisées sur la figure 2.2. En admettant l'égalité des déformations dans la fibre et dans la matrice, la formule (2.1) s'écrit au moment de la rupture :

$$\sigma_{cc} = \sigma_{fc} V_f + (\sigma_m)_{\varepsilon_{fc}} (1 - V_f) \quad (2.1)$$

où  $V_f$  est la teneur en volume de fibre du composite,  $\sigma_{cc}$  est la contrainte à la rupture du composite,  $\sigma_{fc}$  est la contrainte à la rupture des fibres et  $(\sigma_m)_{\varepsilon_{fc}}$  la contrainte dans la matrice pour une déformation égale à la déformation  $\varepsilon_{fc}$  à la rupture des fibres. La contrainte  $(\sigma_m)_{\varepsilon_{fc}}$  est inférieure à la contrainte à la rupture  $\sigma_{mc}$  de la matrice, d'où :

$$\sigma_{cc} \leq \sigma_{fc} V_f + \sigma_{mc} (1 - V_f) \quad (2.2)$$

Généralement, l'expression retenue pour la contrainte à la rupture du composite est la loi des mélanges :

$$\sigma_{cc} = \sigma_{fc} V_f + \sigma_{mc} (1 - V_f) \quad (2.3)$$

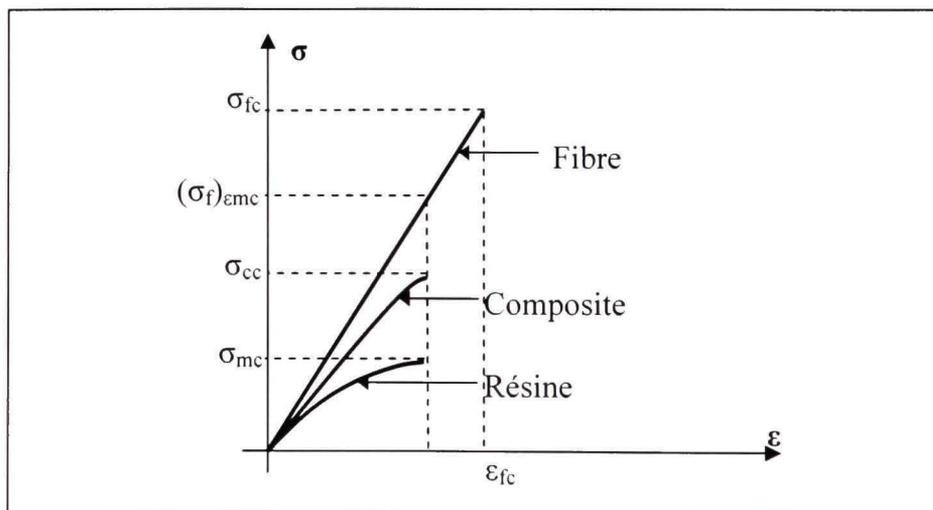
Pour les fractions usuelles de fibres :

$$\sigma_{cc} \approx \sigma_{fc} V_f \quad (2.4)$$

Dans les cas où la déformation à la rupture de la matrice est inférieure à celle des fibres (Voir la figure 2.3), la contrainte à la rupture est donnée par la formule suivante :

$$\sigma_{cc} = (\sigma_f)_{emc} V_f + \sigma_{mc} (1 - V_f) \quad (2.5)$$

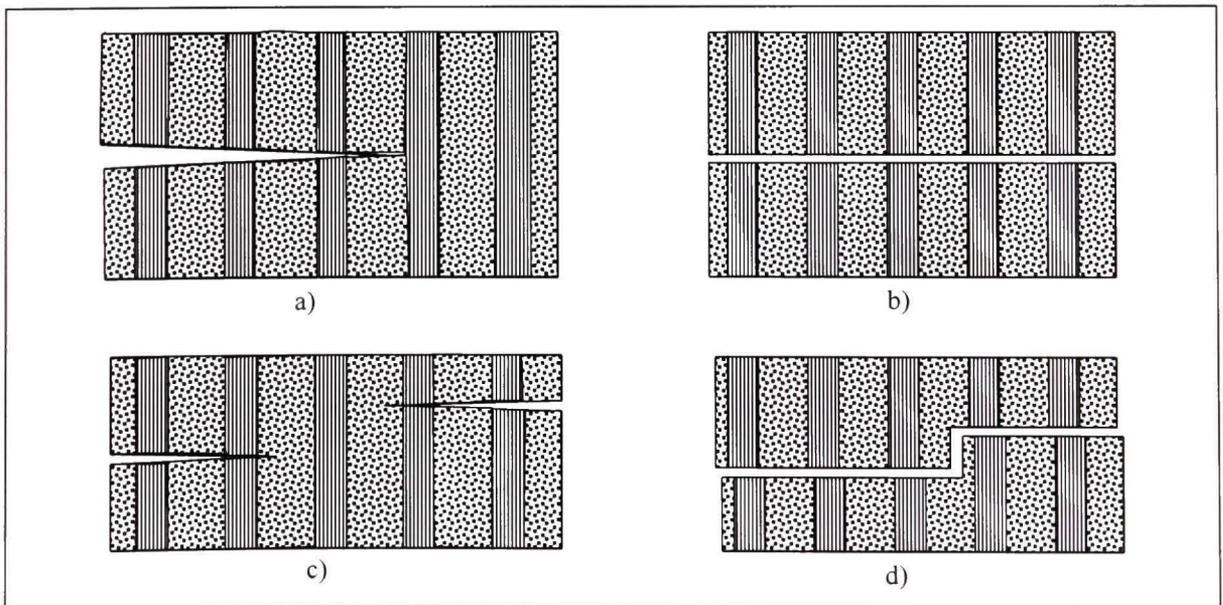
où  $(\sigma_f)_{emc}$  est la contrainte dans la fibre au moment de la rupture de la matrice. La valeur est alors bien inférieure à celle donnée par l'expression (2.1). La matrice ne permet pas dans ce cas de bénéficier totalement du renfort des fibres.



**Figure 2.3** Contrainte-Déformation du composite unidirectionnel.

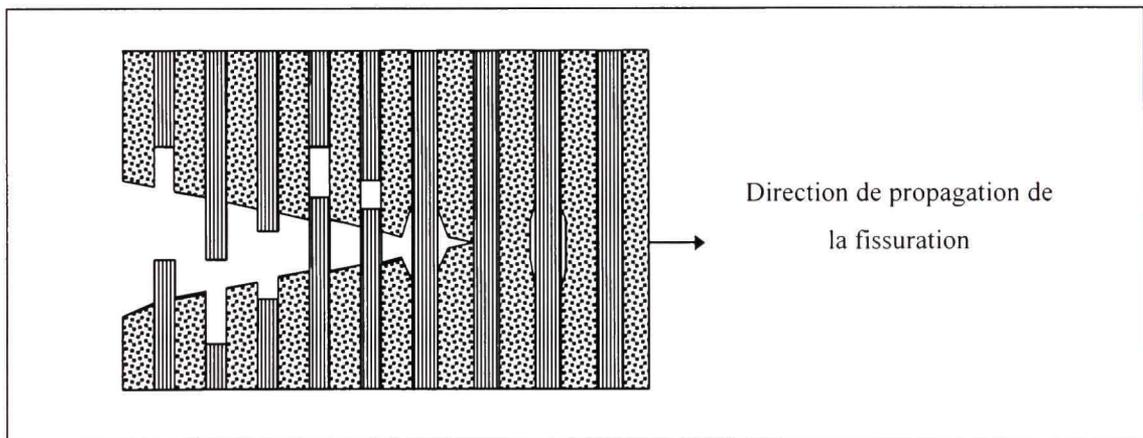
En outre, en utilisation industrielle, les résines sont assez fortement chargées, conduisant à une diminution notable de la déformation à la rupture de la matrice. Ces chiffres montrent donc que les performances à la rupture des composites à haute résistance (composites à fibres de carbone) sont gouvernées par les propriétés à la rupture des fibres. Par contre, dans les cas de composites industriels à fibres de verre, les performances à la rupture peuvent être limitées par une déformabilité trop faible de la matrice. Il apparaît donc nécessaire d'adapter au mieux les propriétés de la matrice à celles des fibres pour optimiser les performances à la rupture des matériaux composites.

Après initiation, la propagation de la rupture varie suivant la nature de l'interface fibre-matrice. Dans le cas d'une adhérence fibre-matrice élevée, la rupture initiée, soit par rupture des fibres, soit par rupture de la matrice, induit en front de fissure des concentrations de contraintes conduisant à une propagation successive de la rupture dans les fibres et dans la matrice (Voir la figure 2.4 a). La rupture observée est de type fragile (Voir la figure 2.4 b). Il est également possible d'observer un pontage, par rupture longitudinale de la matrice ou par décohésion fibre-matrice, de deux fissures initiées dans des zones différentes (Voir les figures 2.4 c et d).



**Figure 2.4 Propagation de la fissure dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice.**

Dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice, la propagation transverse de la fissuration peut être schématisée de la manière suivante. En tête de fissure, la rupture de la matrice traverse les fibres sans qu'il y ait rupture des fibres, mais avec décohesion de l'interface fibre-matrice. Dans certains cas, les concentrations de contraintes en tête de fissure peuvent conduire à une décohesion fibre-matrice avant la rupture transverse de la matrice. En arrière, l'ouverture de la fissure induit des contraintes élevées dans les fibres pontant la fissure. Ces contraintes provoquent la rupture des fibres à une distance plus ou moins proche de la surface de rupture. La fissure continuant de progresser, les fibres rompues sont extraites de la fissure au fur et à mesure de la progression de la fissure (Voir la figure 2.5). Le pontage des fissures transversales peut se faire par propagation de la rupture à l'interface fibre-matrice, conduisant à un profil plus ou moins en escalier de la surface de rupture.

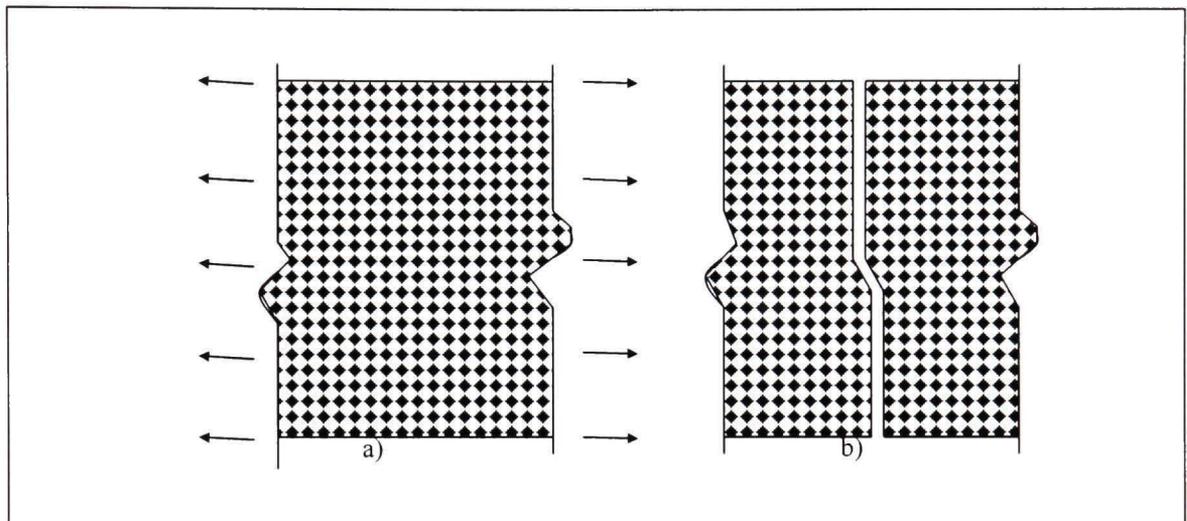


**Figure 2.5 Propagation de la fissure dans le cas de faible adhérence fibre-matrice.**

### 2.2.2 Composite unidirectionnel soumis à une traction transversale

Dans le cas d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transversale, la rupture se produit soit par rupture de la matrice, soit par décohesion de l'interface fibre-matrice [5]. La rupture de la matrice se produit lorsque la contrainte en traction  $\sigma_m$  dans la matrice atteint la contrainte à la rupture  $\sigma_{mc}$  de la matrice (Voir la figure 2.6). Ce processus intervient lorsque la contrainte à la rupture de la matrice est inférieure à la contrainte de décohesion  $\sigma_d$  en

traction de l'interface fibre-matrice. Dans le cas contrainte  $\sigma_{mc} > \sigma_d$ , la rupture du composite se produit par rupture de l'interface fibre-matrice.



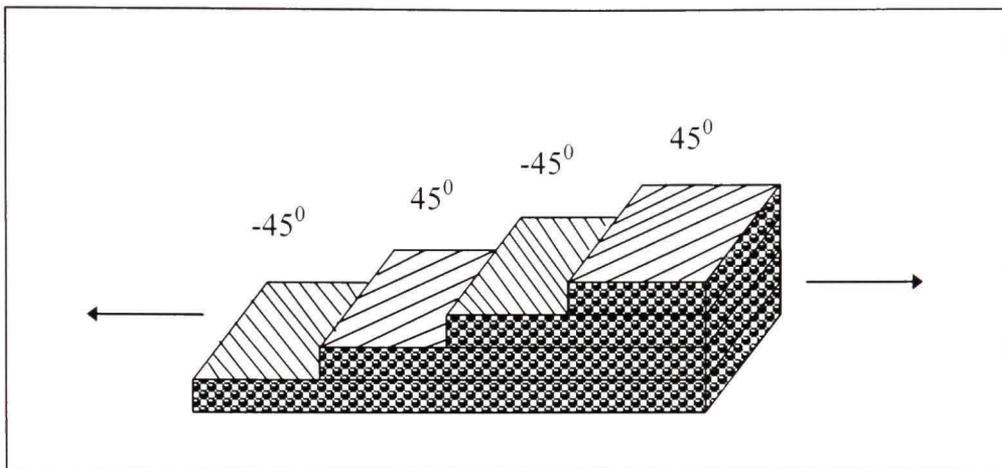
**Figure 2.6 Rupture d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transversale.**

### 2.2.3 Rupture du stratifié

La figure 2.7 présente un mécanisme de rupture entre les plis, appelé rupture par délaminage. Les mécanismes de rupture induits dépendent de la nature des constituants, de l'architecture des plis et du mode de sollicitation mécanique imposé. Dans le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction suivant la direction  $0^0$ , il existe des types de rupture comme suit :

- la rupture longitudinale de la matrice ou/et la rupture de l'interface fibre-matrice dans les plis orientés à  $90^0$ ;
- la rupture des fibres dans les plis à  $0^0$ ;
- la rupture transverse de la matrice dans les plis à  $0^0$ .

Dans le cas d'un stratifié croisé  $\pm 45^0$ , soumis à une traction longitudinale dans la direction  $0^0$  (Voir la figure 2.7), une rupture longitudinale dans les plis à  $\pm 45^0$  est observée et suivie d'un délaminage entre les plis.



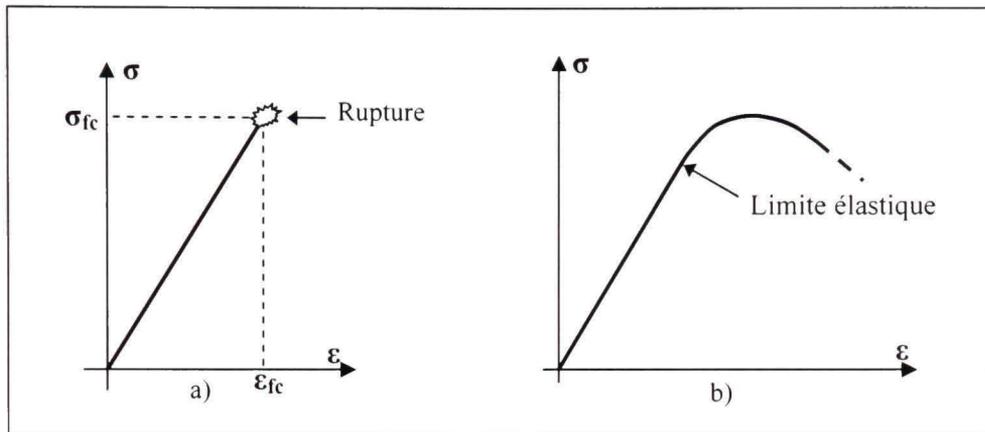
**Figure 2.7 Stratifié croisé  $\pm 45^\circ$  soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ .**

Un autre exemple intéressant est celui d'une plaque trouée, constituée d'un stratifié  $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$  et soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ . Plusieurs phases de fissuration sont observées dans ce cas. Dans une première phase, il se produit une fissuration longitudinale de la matrice dans les plis à  $90^\circ$ . Dans une deuxième phase, l'initiation de la fissuration dans les plis à  $\pm 45^\circ$  est considérée, à partir des fissures propagées dans les plis à  $90^\circ$ , avec une propagation limitée de ces fissures à  $\pm 45^\circ$ . La troisième phase est marquée par l'apparition de fissures longitudinales, partant du trou, dans les plis à  $0^\circ$ . Ces fissures génèrent également des fissures secondaires à  $\pm 45^\circ$ . Dans la dernière phase, les fissures à  $0^\circ$  produisent un délaminage des plis, suivi de la rupture des plis à  $90^\circ$ , puis des plis à  $45^\circ$ , et enfin d'une rupture des fibres dans les plis à  $0^\circ$ , conduisant à la rupture finale de la plaque.

### 2.3 Critères de rupture

Les critères de rupture ont pour objectif de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique du stratifié. En général, la résistance mécanique d'un matériau correspond à une dégradation irréversible soit à la rupture réelle du matériau (*Voir* la figure 2.8 a), soit à la limite du domaine élastique est généralement liée à l'apparition de la microfissuration : microruptures de la matrice, ruptures des fibres, décohésion fibres-matrice,

etc. Ces microfissures restent localisées, ne modifiant que très progressivement la rigidité du matériau.



**Figure 2.8 Comportement fragile et ductile d'un matériau composite.**

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'un pli et peuvent être classés comme suit :

- le critère de contrainte maximale;
- le critère de déformation maximale;
- les critères interactifs ou critères énergétiques.

Après avoir analysé les contraintes et les déformations dans les matériaux composites, les principaux critères de rupture appropriés à ces matériaux seront présentés dans les paragraphes qui suivent.

### 2.3.1 Critère de contrainte maximale

Le critère de la contrainte maximale fait intervenir :

$\sigma_{FL}^-$ ,  $\sigma_{FL}^+$  : contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinal respectivement en compression et en traction;

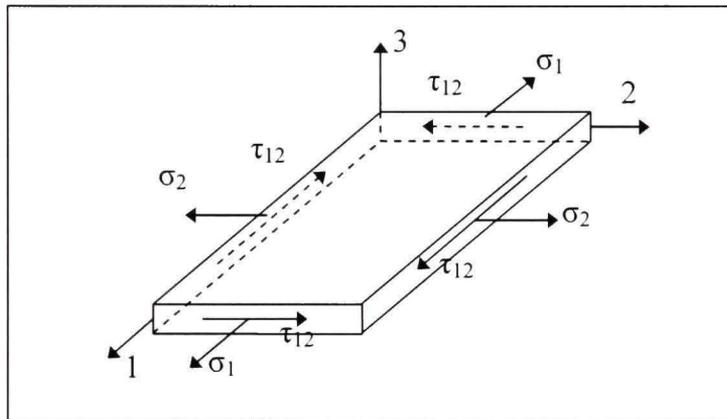
$\sigma_{FT}^-$ ,  $\sigma_{FT}^+$  : contraintes à la rupture suivant l'axe transversal respectivement en compression et en traction;

$\tau_{LT}$  : contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan du pli.

où les axes longitudinal et transversal sont les axes naturels (*Voir la figure 2.9*).

Ces grandeurs sont algébriques. Les valeurs sont positives pour les contraintes à la rupture en traction et négatives pour les contraintes à la rupture en compression.

Dans le cas d'un pli soumis à un état de contraintes planes  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$  dans ses axes principaux, le critère de la contrainte maximale stipule que la résistance mécanique du pli est atteinte lorsque l'une des trois contraintes auxquelles le pli est soumis atteint la valeur de la contrainte à la rupture correspondante.



**Figure 2.9 Contraintes selon les axes naturels.**

La rupture du composite se produit dès que le champ des contraintes ne satisfait plus aux relations [5, 6] :

$$\begin{aligned} \sigma_{FL}^- &< \sigma_1 < \sigma_{FL}^+ \\ \sigma_{FT}^- &< \sigma_2 < \sigma_{FT}^+ \\ |\tau_{12}| &< \tau_{LT} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Si les six inéquations sont vérifiées, l'état de contraintes limites n'est pas atteint : la rupture du pli ne se produit pas. Si l'une quelconque des inéquations n'est plus vérifiée, l'état limite

est atteint : la rupture se produit suivant le mécanisme correspondant à la contrainte de l'inéquation non vérifiée.

### 2.3.2 Critère de déformation maximale

Suivant les axes du pli, le critère de déformation maximale est assez similaire au critère de contrainte maximale, les déformations étant limitées, au lieu des contraintes. Le critère de déformation maximale fait intervenir :

$e_{\varepsilon L}^-, (e_{\varepsilon L}^+)$  : déformations à la rupture en compression (ou traction) suivant l'axe longitudinal;

$e_{\varepsilon T}^-, (e_{\varepsilon T}^+)$  : déformations à la rupture en compression (ou traction) suivant l'axe transversal;

$\gamma_{LT}$  : déformation à la rupture en cisaillement dans le plan du pli.

La résistance mécanique est alors réputée être atteinte lorsque l'une des déformations maximales s'écrit donc sous la forme :

$$\begin{aligned} e_{\varepsilon L}^- < \varepsilon_1 < e_{\varepsilon L}^+ \\ e_{\varepsilon T}^- < \varepsilon_2 < e_{\varepsilon T}^+ \\ |\gamma_{12}| < \gamma_{LT} \end{aligned} \quad (2.7)$$

### 2.3.3 Critères interactifs

Les critères de la contrainte maximale et de la déformation maximale ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux. D'autre part, ces critères excluent l'existence d'interactions entre les composantes de contraintes ou déformations : les mécanismes de rupture longitudinale, transversale ou en cisaillement sont supposés. Des critères interactifs ont alors été recherchés en étendant le critère de Von Mises aux matériaux orthotropes. Le critère de Von Mises est relié à l'énergie de déformation emmagasinée par unité de volume du matériau déformé. C'est la raison pour laquelle ces critères interactifs

sont parfois appelés critères énergétiques. Toutefois, dans le cas de matériaux orthotropes, ces critères ne sont plus reliés exclusivement à l'énergie de déformation.

### 2.3.3.1 Critère de Hill

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux anisotropes a été introduit par Hill R. Ce critère peut être formulé par l'inégalité suivante :

$$F(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + K(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + H(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 < 1 \quad (2.8)$$

La rupture du matériau se produit donc lorsque l'égalité est vérifiée, soit :

$$F(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + K(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + H(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 = 1 \quad (2.9)$$

Cette égalité constitue le critère de Hill, rapporté aux axes (1, 2, 3) du matériau. Il peut également être mis sous la forme suivante :

$$\begin{aligned} (K + H)\sigma_1^2 + (F + H)\sigma_2^2 + (F + K)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2K\sigma_1\sigma_3 \\ - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 = 1 \end{aligned} \quad (2.10)$$

Les paramètres  $F$ ,  $K$ ,  $H$ ,  $L$ ,  $M$  et  $N$  sont des paramètres caractéristiques du matériau considéré, qui sont reliés aux contraintes à la rupture  $\sigma_{FL}$ ,  $\sigma_{FT}$  et  $\tau_{LT}$  du matériau. Dans le cas d'un essai de traction (ou compression) dans la direction 1, le critère de Hill se réduit à :

$$K + H = \frac{1}{\sigma_{FL}^2} \quad (2.11)$$

où  $\sigma_{FL}$  est la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction 1. De même, on trouve :

$$F + H = \frac{1}{\sigma_{FT}^2} \quad (2.12)$$

$$F + K = \frac{1}{\sigma_{FH}^2} \quad (2.13)$$

où  $\sigma_{FT}$ ,  $\sigma_{FH}$  sont les contraintes à la rupture en traction (ou compression) dans les directions 2 et 3.

La résolution des équations (2.11) à (2.13) donnera :

$$\begin{aligned} F &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\sigma_{FT}^2} + \frac{1}{\sigma_{FH}^2} - \frac{1}{\sigma_{FL}^2} \right) \\ K &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\sigma_{FH}^2} + \frac{1}{\sigma_{FL}^2} - \frac{1}{\sigma_{FT}^2} \right) \\ H &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\sigma_{FL}^2} + \frac{1}{\sigma_{FT}^2} - \frac{1}{\sigma_{FH}^2} \right) \end{aligned} \quad (2.14)$$

Dans le cas d'un essai de cisaillement dans le plan 1,2, le critère de Hill se réduit à :

$$N = \frac{1}{2 \tau_{LT}^2} \quad (2.15)$$

où  $\tau_{LT}$  est la contrainte de rupture en cisaillement dans le plan 1,2 et les facteurs sont suivants :

$$\begin{aligned} M &= \frac{1}{2 \tau_{HL}^2} \\ L &= \frac{1}{2 \tau_{IH}^2} \end{aligned} \quad (2.16)$$

où  $\tau_{TH}$ ,  $\tau_{HL}$  sont les contraintes de rupture en cisaillement, respectivement dans les plans 2,3 et 3,1.

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan 1,2 du pli avec des contraintes  $\sigma_3 = \tau_{31} = \tau_{33} = 0$ , le critère de Hill est simplifié comme suit :

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{FL}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{FT}}\right)^2 - \left(\frac{1}{\sigma_{FL}^2} + \frac{1}{\sigma_{FT}^2} - \frac{1}{\sigma_{FH}^2}\right)\sigma_1\sigma_2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{LT}}\right)^2 = 1 \quad (2.17)$$

### 2.3.3.2 Critère de Tsai-Hill

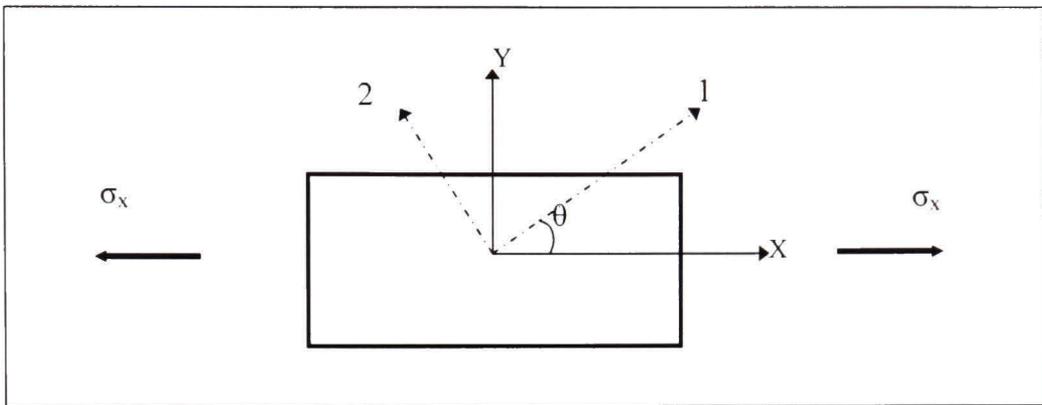
Le critère de Hill (2.17) en contraintes planes a été simplifié par Azzì V.D., et Tsai S.W., dans le cas de matériaux composites unidirectionnels. En effet,  $\sigma_{FT} = \sigma_{FH}$ , le critère (2.17) s'écrit :

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{FL}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{FT}}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{FL}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{LT}}\right)^2 = 1 \quad (2.18)$$

Ce critère est généralement connu sous le nom de critère de Tsai-Hill.

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes du pli (*Voir* la figure 2.10), les contraintes suivant les axes du pli sont données par les expressions :

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x \cos^2 \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2 \theta \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \sin \theta \cos \theta \end{aligned} \quad (2.19)$$



**Figure 2.10 Traction en-dehors des axes naturels.**

En substituant les expressions (2.19) dans la relation (2.18), le critère de Tsai-Hill s'écrit :

$$\frac{\cos^4 \theta}{\sigma_{FL}^2} + \left( \frac{1}{\tau_{LT}^2} - \frac{1}{\sigma_{FL}^2} \right) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \frac{\sin^4 \theta}{\sigma_{FT}^2} = \frac{1}{\sigma_x^2} \quad (2.20)$$

### 2.3.3.3 Théorie générale de Tsai-Wu

Une des façons d'améliorer la corrélation entre les résultats expérimentaux et théoriques est d'accroître le nombre de paramètres des équations théoriques. Ce fait, associé à la possibilité de représenter les critères de rupture sous forme tensorielle, a conduit Tsai S. W. et Wu E.M., à admettre que la rupture d'un matériau anisotrope est atteinte lorsque l'égalité suivante est vérifiée :

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad (2.21)$$

$i, j = 1 \dots 6$

où les constantes  $F_i$  et  $F_{ij}$  sont les composantes de deux tenseurs respectivement de rang 2 et de rang 4. La notation contractée usuelle est utilisée dans cette relation pour les contraintes rapportées aux axes du pli :

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_{11} = \sigma_L & \sigma_2 &= \sigma_{22} = \sigma_T & \sigma_3 &= \sigma_{33} = \sigma_T \\ \sigma_4 &= \sigma_{23} = \sigma_{TT} & \sigma_5 &= \sigma_{13} = \sigma_{LT} & \sigma_6 &= \sigma_{12} = \sigma_{LT} \end{aligned}$$

Les termes linéaires  $F_i$  prennent en compte la différence éventuelle du comportement du matériau en traction et en compression. Les termes quadratiques  $F_{ij}$  définissent un ellipsoïde dans l'espace des contraintes et tiennent compte des interactions entre les contraintes  $\sigma_i$  et  $\sigma_j$ .

L'intérêt de la formulation développée par Tsai-Wu réside dans :

- l'invariance de la relation (2.21) dans tout changement de base;
- la transformation du critère suivant les lois de transformation des tenseurs  $\sigma_i$ ,  $\sigma_{ij}$  ou  $F_i$ ,  $F_{ij}$ ;
- les propriétés de symétrie des tenseurs  $F_i$ ,  $F_{ij}$  similaires à celles des constantes d'élasticité.

### 2.3.4 Analyse et choix de la charge de la fissure initiale

Selon le critère de rupture de la contrainte maximale, l'équation (2.6) peut se réduire à la forme suivante; elle s'écrit :

$$\frac{\sigma_i}{\sigma_F} < 1 \quad (2.22)$$

où  $\sigma_i$  est la contrainte en traction, en compression ou en cisaillement;  $\sigma_F$  est la contrainte de rupture correspondante. Si la contrainte la plus sollicitée d'un point dans la structure ne respecte pas cette relation, alors la rupture se produira.

Pour le critère de défaillance selon Tsai-Wu, dans le cas de la contrainte plane, l'équation (2.21) peut se réduire à la forme qui suit :

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{FL}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{FT}}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{FL}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{LT}}\right)^2 < 1 \quad (2.23)$$

L'équation (2.23) peut s'écrire sous la forme  $\beta^2 < 1$ . Selon [5, 7], il est alors majorer le chargement par l'intermédiaire d'un facteur multiplicatif  $\xi$  jusqu'à une limite telle que :

$$\frac{(\xi\sigma_1)^2}{\sigma_{FL}^2} + \frac{(\xi\sigma_2)^2}{\sigma_{FT}^2} - \frac{(\xi\sigma_1)(\xi\sigma_2)}{\sigma_{FL}^2} + \frac{(\xi\tau_{12})^2}{\tau_{LT}^2} = \xi^2\beta^2 = 1 \quad (2.24)$$

La marge de sécurité peut alors être définie pour tous les critères de défaillance comme l'expression :

$$\lambda = \frac{1}{\xi} - 1 \quad (2.25)$$

La combinaison des relations (2.22), (2.24), et (2.25) donnera la charge causant la fissure initiale calculée par la relation  $P_i = \frac{1}{\xi}$ .

## 2.4 Conclusion

L'étude de la mécanique de la rupture des matériaux composites et la combinaison des deux critères de défaillance seront appliquées pour : analyser le comportement du matériau composite thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone et élaborer les modèles de la simulation numérique pour des profilés quelconques en vue d'obtenir le point de la première rupture et la charge causant la fissure initiale.

## CHAPITRE 3

### REVUE BIBLIOGRAPHIQUE

#### 3.1 Introduction

Ce chapitre commence par une revue bibliographique sur les différentes méthodes d'analyse du formage du matériau composite ainsi que sur les formulations utilisées pour la modélisation. Le but de la recherche bibliographique est de déterminer quelle solution semble la plus prometteuse afin de caractériser les propriétés mécaniques de matériau composite de résine thermoplastique à haute résistance et fibre de carbone. En effet, deux grandes directions sont utilisées : l'approche analytique et l'approche numérique.

#### 3.2 Méthodes d'analyse

##### 3.2.1 Contraintes et déformations dans un profilé en T en composite

Gascoigne H. E., et M. G., Abdallah [8] ont fait des études sur un profilé en T en composite fibre de carbone AS4/3510-6 et résine d'époxy en traction par la méthode d'interférométrie et par la méthode des éléments finis. Leurs recherches décrivent l'état de déformations et de contraintes dans la région du contact entre l'âme et la semelle par un matériau orthotrope et pour des différentes propriétés élastiques du profilé en T. Les résultats obtenus par la méthode d'interférométrie et ceux par la méthode des éléments finis sont très similaires.

Stickler P.B., et al. [9-11] ont fait des études expérimentales et par élément finis des profilés en T renforcés de goujons sous flexion et tension appliquées sur l'âme. Les résultats montrent que la résistance du profilé en T en flexion dépend des dimensions des renforts entre l'âme et la semelle et du nombre des goujons implanté dans le joint. De plus, les résultats des micrographiques indiquent que la rupture des éprouvettes du profilé en T se trouve dans la jonction de l'âme et de la semelle.

Helmuth Toftegaad, et al. [12, 13], ont étudié le comportement d'un profilé en T dont l'âme (60mm de hauteur) et la semelle (40mm de la largeur) sont des panneaux en sandwich de noyau en mousse de polyvinylchloride (PVC) assemblés par des joints faits en stratifiés de composites. L'auteur a utilisé la méthode des éléments finis afin d'obtenir une configuration optimale du profilé en T. Les résultats des simulations numériques et ceux expérimentaux en traction sont satisfaisants. Son modèle du profilé en T a une haute résistance de 20% et diminuer de 40% du poids par rapport au profilé en T formant des plis en composite.

Stephen D. Owens et al. [14] ont fait des essais de traction et fatigue du profilé en T. Celui-ci est renforcé d'un socle en textiles tridimensionnels entre l'âme et la semelle. Les résultats expérimentaux montrent que la charge de fissuration initiale statique ou dynamique et la rupture en fatigue des modèles du profilé en T se concentre dans la région du socle et de l'âme.

### **3.2.2 Application de la théorie de la mécanique de rupture aux composites**

#### **3.2.2.1 Généralité**

La première caractéristique de l'étude de fissuration est le taux d'énergie dissipée  $G$ , introduit par Griffith A. A. [15] en 1920, qui correspond à une variation de l'énergie potentielle par rapport à un accroissement  $ds$  de la fissure. Le développement du taux d'énergie dissipée  $G$  est présenté dans le chapitre 4.

La recherche des solutions élémentaires au problème de la fissuration conduit à la définition d'une autre caractéristique qui est le facteur d'intensité des contraintes  $K$  défini par Irwin G. R. [16, 17]. La relation entre l'énergie dissipée  $G$  et le facteur d'intensité de contrainte  $K$  pour les matériaux isotropes dans l'état plan de déformation a donné la technique qui s'appelle « virtual crack closure » (*Voir* les équations 3.1 et 3.2).

$$\sigma \sqrt{\pi a} = \sqrt{2EG_a} \quad (3.1)$$

$$G_I = \frac{P^2}{2w} \frac{\partial s}{\partial a} \quad (3.2)$$

où  $a$  est la longueur de la fissuration;  $E$  est module d'élasticité;  $G_a$  est l'énergie dissipée nécessaire pour que la fissure se propage d'une longueur unitaire et  $w$  est la largeur du modèle.

Un modèle par éléments finis pour calculer le facteur d'intensité de contrainte  $K$  est réalisé par Rybicky E. F. et Kanninen M. F. [18] en 1977. Cette technique a permis de déterminer deux facteurs d'intensités de contrainte de mode I et mode II de la rupture. En se basant sur la théorie de Griffith, les auteurs ont présenté les formules pour calculer les énergies dissipées de mode I et mode II comme suit :

$$G_I = \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \overline{F_C} \cdot (v_c - v_d) \quad (3.3)$$

$$G_{II} = \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \overline{T_C} \cdot (u_c - u_d) \quad (3.4)$$

où  $\Delta c$  est la longueur de la fissure;  $\overline{F_C}$  et  $\overline{T_C}$  sont les forces au nœud du nez de la fissure selon les axes perpendiculaire et parallèle à la fissure respectivement;  $v_c$ ,  $v_d$ ,  $u_c$  et  $u_d$  sont les déplacements des nœuds qui précèdent les nœuds au nez de la fissure selon les axes perpendiculaire et parallèle à la fissure respectivement (les détails seront présentés dans le chapitre 4).

En 1987, Raju I. S. [19] a développé analytiquement des modèles de défaillance d'un composite. Il a analysé la fracture du composite par éléments finis pour plusieurs types d'élément tels que : élément de 4 nœuds, de 8 nœuds et de 12 nœuds. La technique de « virtual crack closure » a calculé l'énergie dissipée  $G$  du composite du mode I, du mode II et

du mode-mixte. Les études de Raju ont présenté une méthode pour déterminer les forces qui appliquent aux nœuds près du nez de la fissure pour chaque type d'élément. Les forces aux nœuds pour des modes de la fracture s'écrivent comme suit :

$$F_{Y_i} = - \int_0^{\Delta} \left[ \frac{A_1}{\sqrt{x}} + A_2 \right] \left( 1 - \frac{x}{\Delta} \right) dx = - \left\{ \frac{4}{3} \sqrt{\Delta} A_1 + \left( \frac{\Delta}{2} \right) A_2 \right\} \quad (3.5)$$

$$F_{Y_j} = - \int_0^{\Delta} \left[ \frac{A_1}{\sqrt{x}} + A_2 \right] \left( \frac{x}{\Delta} \right) dx = - \left\{ \frac{2}{3} \sqrt{\Delta} A_1 + \left( \frac{\Delta}{2} \right) A_2 \right\} \quad (3.6)$$

où  $F_{Y_i}$ ,  $F_{Y_j}$  sont les forces appliquées perpendiculaires au sens de fissure aux nœuds  $i$  et  $j$ ;  $\Delta$  est la distance entre les nœuds;  $A_1$  et  $A_2$  sont des constantes inconnues.

Les détails de calculs des forces des équations (3.5) et (3.6) qui s'appliquent aux nœuds dans le cas des éléments à 4 nœuds du modèle de profilé en T seront présentés dans le chapitre 4.

### 3.2.2.2 Analyse des modes de la rupture du composite

Les énergies dissipées critiques  $G_C$  sont obtenues par des résultats expérimentaux sur les éprouvettes en composite. Des analyses analytiques et numériques sont présentées dans [20-24] mais, ces études sont faites avec des éprouvettes ayant le même module d'élasticité  $E$ . Cependant, nos éprouvettes ont différents modules d'élasticité à travers chaque section. La théorie des poutres de Timoshenko est appliquée pour déterminer l'énergie dissipée critique  $G_C$  des éprouvettes [25, 26].

Les références [14] et [27-29] parlent des études statique et fatigue non-linéaire du composite par éléments finis. Minguet P. J. et al. [27] ont utilisé le logiciel des éléments finis ABAQUS® pour déterminer l'énergie dissipée des modes I et II du composite avec 4 points d'application de la charge.

Les études de Minguet P. J. et al. [28] ont présenté un modèle des éléments finis des structures en composite dans le plan. Leurs études se composent de deux étapes : la première étape vise à déterminer le premier point de la fissuration; la deuxième étape est d'étudier la propagation de la fissure pour des charges en statique et en fatigue. La répartition de la contrainte principale près du nez de la fissure pour déterminer l'énergie dissipée du mode I de leur modèle est calculée par la formule suivante :

$$\sigma_{II} = \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2}\right)^2 + \tau_{23}^2} \quad (3.7)$$

où  $\sigma_{22}$ ,  $\sigma_{33}$  sont les contraintes selon les axes 2 et 3 du plan 2,3 respectivement (le plan 2,3 est perpendiculaire à la direction de la fibre);  $\tau_{23}$  est contrainte en cisaillement. L'équation (3.7) ne s'applique pas dans cette thèse à cause de la configuration particulière du profilé en T.

Les études [30-36] sont réalisées sur les éprouvettes des modes de rupture qui ont le même module d'élasticité que partie d'entaille, tandis que les éprouvettes des modes de rupture utilisées dans cette thèse ont les modules d'élasticités différentes de la partie d'entaille.

### 3.3 Conclusion

Pour atteindre l'objectif du projet, la méthode des éléments finis est utilisée en vue de faire des simulations numériques de l'influence de la configuration sur le comportement en statique des profilés en T et des études sur des éprouvettes des modes de rupture. La première étape est de déterminer la charge causant la fissure initiale et la seconde étape est d'étudier la propagation de la fissuration en appliquant les critères de contrainte maximale et de Tsai-Wu. Une autre méthode de calcul de la fissure est basée sur la théorie de Griffith afin de valider les résultats des simulations numériques avec ceux expérimentaux.

## CHAPITRE 4

### ÉNERGIE DISSIPÉE DES MODÈLES EN COMPOSITE DE DIFFÉRENTS MODULES D'ÉLASTICITÉ

#### 4.1 Introduction

Dans ce chapitre, les études de la propagation de la fissuration des modèles en composite de différents modules d'élasticité sont réalisées. Pour déterminer la charge de fissure initiale des modèles, les critères de la rupture du matériau composite ont été appliqués. La localisation et la valeur de la charge de fissuration initiale des modèles sont obtenues à l'aide des deux critères de la rupture. Dans l'étape suivante, pour faire des études de propagation de la fissuration, il y a deux applications : la première application est la technique « virtual crack closure » ; elle détermine l'énergie dissipée  $G$  du modèle. La fissuration se propage lorsque l'énergie dissipée  $G$  dépasse la valeur de l'énergie dissipée critique  $G_C$  du modèle. L'énergie dissipée critique est déterminée par des essais expérimentaux sur les éprouvettes des modes de la rupture. La deuxième application est fondée sur les critères de la rupture du composite en vue de faire des études de propagation de la fissuration qui seront présentés au chapitre 5.

#### 4.2 Analyse de rupture du composite

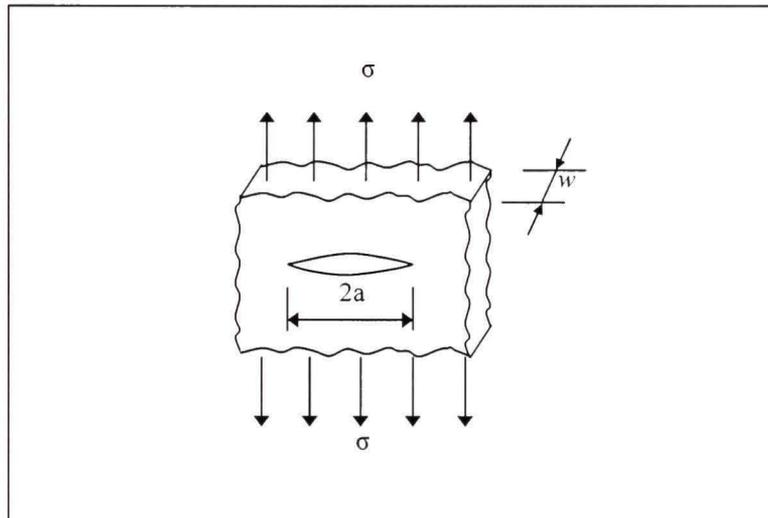
##### 4.2.1 Rappel des critères de rupture isotrope

Considérant la rupture des plaques en matériaux composites entaillées ou bien le dédoublement des composites par délaminage, les critères de la mécanique linéaire de la rupture seront appliqués afin d'observer les résultats. Par rapport aux matériaux métalliques, la situation sera simplifiée dans les matériaux composites grâce à leur comportement quasi élastique, mais elle sera compliquée par l'anisotropie. La détermination des contraintes locales, pli par pli, ne pouvant être abordée que par une méthode numérique, les critères de la mécanique de la rupture restent très intéressants.

Griffith A. A., [15] a proposé sa théorie de la rupture du solide. La figure 4.1, illustre les paramètres  $\sigma$ ,  $a$  et  $w$  dans l'analyse de rupture de mode I. Le critère de la rupture du solide dans le cas d'un état de contrainte plane est basé sur l'énergie dissipée de déformation  $U_e$  :

$$U_e = \frac{\pi \sigma^2 a^2 w}{E} \quad (4.1)$$

où  $\sigma$  est la contrainte appliquée,  $a$  est la moitié de la fissure et  $E$  est le module d'élasticité.



**Figure 4.1** Analyse de l'énergie dissipée du solide.

Les termes d'énergie de Griffith A. A., sont considérés par rapport à l'unité de l'épaisseur de la plaque. L'équation (4.1) est équivalente à l'énergie dissipée d'une ellipse. L'axe longitudinal d'ellipse est égal à  $4a$  et l'axe transversal est égal à  $2a$ . L'axe transversal de l'ellipse correspond à la longueur de la fissure et l'axe longitudinal de l'ellipse est perpendiculaire à la direction de la fissure. Le volume de l'ellipse est indiqué par la formule suivante :

$$V = 2\pi a^2 w \quad (4.2)$$

Avant que la fissuration ne se produise, l'énergie dissipée d'ellipse s'écrit de la façon suivante :

$$U_e = \frac{1}{2} \frac{\sigma^2}{E} V = \frac{\pi \sigma^2 a^2 w}{E} \quad (4.3)$$

L'hypothèse de Griffith A. A., est que l'énergie pour constituer une nouvelle surface de fissuration a besoin d'énergie d'absorption ; elle s'exprime ainsi :

$$U_a = 4awG_a \quad (4.4)$$

où :  $U_a$  est l'énergie d'absorption pour établir une nouvelle surface de la fissuration,  $G_a$  est l'énergie dissipée nécessaire pour que la fissure se propage et forme une unité de longueur.

La condition pour laquelle la fissure est stationnaire s'écrit :

$$\frac{\partial U_a}{\partial a} > \frac{\partial U_e}{\partial a} \quad (4.5)$$

La fissure se propage lorsque :

$$\frac{\partial U_a}{\partial a} < \frac{\partial U_e}{\partial a} \quad (4.6)$$

L'état critique sur le point de se propager est :

$$\frac{\partial U_a}{\partial a} = \frac{\partial U_e}{\partial a} \quad (4.7)$$

$$\text{ou } \frac{\pi \sigma^2 a}{E} = 2G_a \quad (4.8)$$

La contrainte critique  $\sigma_c$  de la fissuration d'un état de contrainte plane s'écrit de la manière suivante :

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{2EG_a}{\pi a}} \quad (4.9)$$

La longueur critique  $a_c$  de la fissure d'un état de contrainte plane est écrite sous la forme de cette équation :

$$a_c = \frac{2EG_a}{\pi \sigma^2} \quad (4.10)$$

L'équation (4.8) peut être écrite sous la forme suivante :

$$\sigma \sqrt{\pi a} = \sqrt{2EG_a} \quad (4.11)$$

Le côté gauche de l'équation (4.11) dépend de la charge et de la géométrie du solide et que le côté droit de l'équation (4.11) est dépendant seulement des propriétés du matériau. Il est très important, quand on fait des études de contrainte critique  $\sigma_c$ , que le côté gauche de l'équation (4.11) devienne  $\sigma_c \sqrt{\pi a}$ , et que le terme  $\sigma_c \sqrt{\pi a}$  se nomme le facteur d'intensité des contraintes  $K_c$ .

L'équation (4.11) s'applique aux éprouvettes minces et de section rectangulaire. En général, le facteur d'intensité des contraintes s'écrit :

$$K_c = \alpha \sigma_c \sqrt{\pi a} \quad (4.12)$$

dans la formule 4.12,  $\alpha$  est un paramètre qui tient compte de la géométrie de l'éprouvette et du rapport  $a/w$  ( $w$  est la largeur de l'éprouvette).

#### 4.2.2 Facteur d'intensité des contraintes

La référence [15] a présenté les facteurs d'intensité des contraintes pour les matériaux homogènes et isotropiques. Pour les matériaux composites qui sont des matériaux anisotropiques et hétérogènes, Westergaard H. M., [37] a développé les équations des contraintes au point I par coordonnées polaires  $r, \theta$  (Voir la figure 4.2). Les équations sont alors formulées de cette façon :

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_I(\theta) \quad (4.13)$$

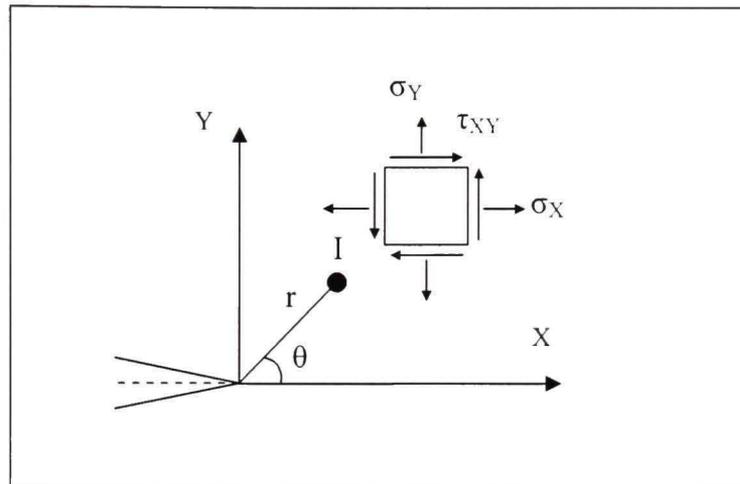
$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{II}(\theta) \quad (4.14)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{III}(\theta) \quad (4.15)$$

En considérant ces équations dans lesquelles  $K_I$ , et  $f_I(\theta)$  sont les fonctions trigonométriques de l'angle  $\theta$ , Irwin, G. R., [17] a utilisé  $\sigma\sqrt{\pi a}$  pour contrôler des contraintes au point I près de la tête de la fissure. D'après l'équation (4.11), la valeur critique du facteur d'intensité des contraintes  $K_{Ic}$  correspond à la contrainte critique  $\sigma_c$ , ce qui s'appelle le facteur résistance :

$$K_{Ic} = \sigma_c \sqrt{\pi a} \quad (4.16)$$

Le facteur résistance  $K_{Ic}$  est déterminé par l'expérimentation. En ce cas, la contrainte  $\sigma_c$  est connue alors que la longueur critique de la fissure  $a_c$  sera calculée et vice versa.



**Figure 4.2 Contraintes à la tête de la fissure.**

### 4.2.3 Approche de la méthode d'énergie dissipée

#### 4.2.3.1 Contrainte critique de rupture du matériau

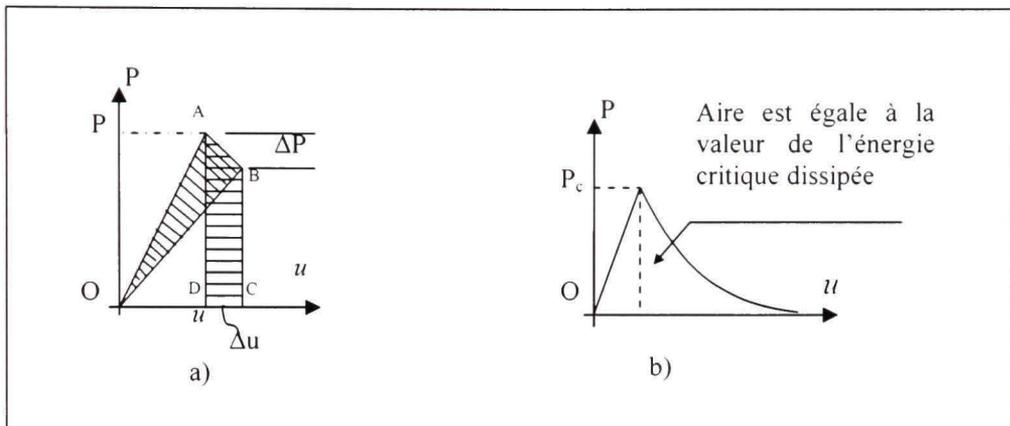
Selon la théorie de Griffith A. A., la contrainte critique de rupture du matériau est :

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{2EG_a}{\pi a}} \quad (4.17)$$

dans laquelle  $G_a$  est l'énergie dissipée nécessaire pour que la fissure se propage d'une unité de longueur. Dans l'équation (4.17), l'énergie globale  $G_a$  est uniquement considérée, qui comprend l'énergie élastique  $G_{el}$ , l'énergie de surface  $G_s$ , et l'énergie de déformation plastique  $G_p$ . La valeur de l'énergie  $G_a$  est faible en ce qui concerne les matériaux fragiles, et élevés pour les matériaux tenaces.

### 4.2.3.2 Détermination de l'énergie dissipée critique

Selon la référence [17], la dérivée de l'énergie de déformation dissipée est considérée comme une ligne élastique soumise à une unité de la charge ; elle est illustrée sur la figure 4.3.



**Figure 4.3 Courbe Chargement-Déplacement.**

Considérons un solide au point A. Appliquons-lui une force  $P$ , ce qui provoque un déplacement  $u$  (voir la figure 4.3 a) et une fissure égale à  $\Delta a$ . L'extension de la fissure diminue la force d'une valeur  $\Delta P$  ; le déplacement du point A au point B est alors égal à  $\Delta u$ . Avant que la fissuration apparaisse, l'énergie potentielle  $U$  est stockée dans le solide et est égale à l'aire triangulaire OAD. L'énergie dissipée  $\Delta U$  en raison de l'extension de la fissure est égale à l'aire triangulaire OAB. Pendant le processus de déplacement  $\Delta u$ ,  $\Delta W$  est le travail nécessaire pour faire le déplacement du point A au point B ou correspondant en tenant compte de l'aire rectangulaire ABCD. Pour le mode I, l'énergie dissipée de déformation  $G_I$  est représentée par la formule suivante :

$$G_I = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta W - \Delta U}{\Delta A} = \frac{dW}{dA} - \frac{dU}{dA} \quad (4.18)$$

Le facteur de compliance du système s'écrit ainsi :

$$s = \frac{u}{P} \quad (4.19)$$

L'énergie potentielle stockée dans la plaque est illustrée à la figure 4.3 a ; elle est égale à :

$$U = \frac{1}{2} Pu = \frac{1}{2} P^2 s \quad (4.20)$$

$$\text{et} \quad \frac{dU}{dA} = P_s \frac{\partial P}{\partial A} + \frac{1}{2} P^2 \frac{\partial s}{\partial A} \quad (4.21)$$

Le travail peut être calculé approximativement en considérant la formule suivante :

$$\Delta W \approx P(\Delta u) \quad (4.22)$$

$$\frac{dW}{dA} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta W}{\Delta A} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} P \frac{\Delta u}{\Delta A} = P \frac{du}{dA} = P \frac{d(sP)}{dA} = P^2 \frac{\partial s}{\partial A} + P_s \frac{\partial P}{\partial A} \quad (4.23)$$

En remplaçant les équations (4.23) et (4.22) dans l'équation (4.18) qui donne l'équation suivante :

$$G_1 = \frac{dW}{dA} - \frac{dU}{dA} = P^2 \frac{\partial s}{\partial A} + P_s \frac{\partial P}{\partial A} - P_s \frac{\partial P}{\partial A} - \frac{1}{2} P^2 \frac{\partial s}{\partial A} = \frac{1}{2} P^2 \frac{\partial s}{\partial A} \quad (4.24)$$

L'épaisseur de la plaque est  $w$  ;  $\partial A = w \partial a$  et l'équation (4.24) peut s'écrire de cette manière :

$$G_1 = \frac{1}{2} \frac{P^2}{w} \frac{\partial s}{\partial a} \quad (4.25)$$

L'énergie dissipée critique  $G_{1c}$  en ce qui concerne le mode I de rupture est correspondante à la charge causant la fissure initiale  $P_I$  et  $\left(\frac{\partial s}{\partial a}\right)_c$  ; elle s'élabore ainsi :

$$G_{1C} = \frac{P_l^2}{2w} \left( \frac{\partial s}{\partial a} \right)_c \quad (4.26)$$

Ici, il est important de préciser que la relation entre l'énergie dissipée et le facteur d'intensité des contraintes présentées par Irwin R.G pour les matériaux isotropiques en considérant le plan de contrainte se définit selon l'équation suivante :

$$K_1^2 = G_1 E \quad (4.27)$$

Le facteur d'intensité critique des contraintes ou le facteur résistance  $K_{1C}$  est égal à :

$$K_{1C}^2 = G_{1C} E \quad (4.28)$$

L'équation (4.28) indique la relation entre le facteur résistance  $K_{1C}$  et l'énergie dissipée critique  $G_{1C}$ . Les deux valeurs sont obtenues expérimentalement.

### 4.3 Approche technique de fracture pour déterminer l'énergie dissipée

L'énergie dissipée  $G$ , présentée à l'équation (4.18) dans laquelle  $G$  est à la tête de la fissure selon une unité d'épaisseur de la plaque, peut être évaluée par la formule suivante :

$$G = \frac{dW}{da} - \frac{dU}{da} \quad (4.29)$$

où  $U$  est l'énergie de déformation du solide par rapport à une unité d'épaisseur;  $W$  est alors la fonction de travail par rapport à une unité d'épaisseur et  $a$  est la longueur de la fissure.

La relation entre l'énergie dissipée  $G$  et le facteur d'intensité de contrainte en ce qui a trait aux matériaux isotropiques dans l'état de déformation du plan permet d'utiliser la technique « virtual crack closure » de la façon suivante :

$$W = \frac{1}{2} \int_0^{\Delta} V_{(r)} \sigma_x (\Delta - r) dr + \frac{1}{2} \int_0^{\Delta} U_{(r)} \tau_{xy} (\Delta - r) dr + \frac{1}{2} \int_0^{\Delta} Z_{(r)} \tau_{xz} (\Delta - r) dr \quad (4.30)$$

où  $W$  est le travail nécessaire pour refermer la fissure sur l'étendue de  $\Delta$ ;  $\sigma_x$ ,  $\tau_{xy}$  et  $\tau_{xz}$  sont les contraintes près de la tête de la fissure;  $V_{(r)}$ ,  $U_{(r)}$  et  $Z_{(r)}$  sont les ouvertures favorisant les déplacements de la fissure;  $\Delta$  est la longueur de fermeture de la fissure;  $r$  est la distance près de la tête de la fissure (Voir la figure 4.4). L'énergie dissipée est donc obtenu comme suit :

$$G = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{W}{\Delta} = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} V_{(r)} \sigma_x (\Delta - r) dr + \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} U_{(r)} \tau_{xy} (\Delta - r) dr + \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} Z_{(r)} \tau_{xz} (\Delta - r) dr \quad (4.31)$$

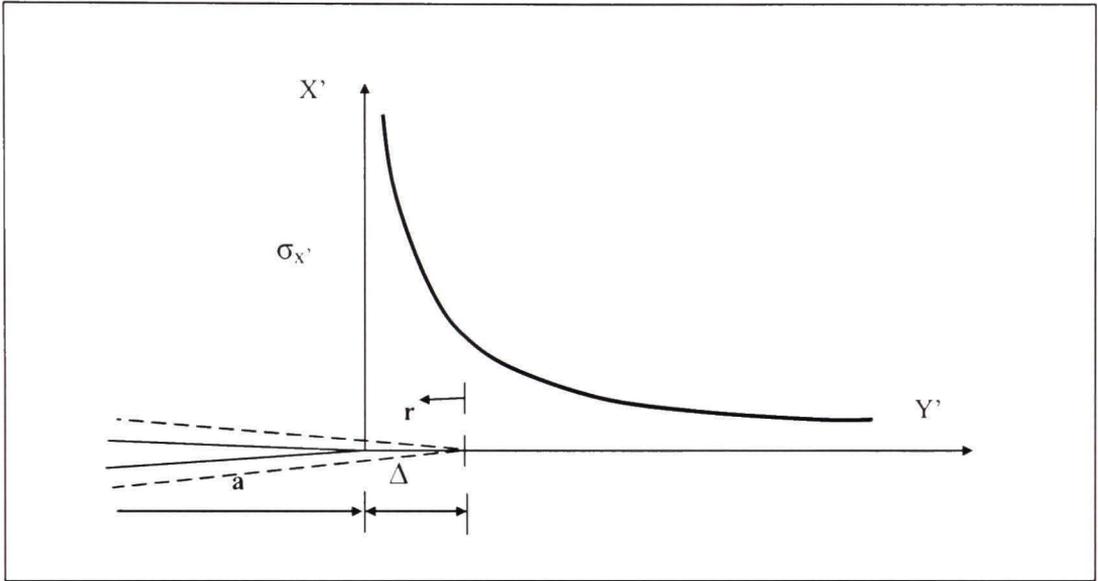
Par l'intégrale de l'équation (4.31), les énergies dissipées pour le mode I, le mode II et le mode III sont alors séparées selon les équations suivantes :

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} V_{(r)} \sigma_x (\Delta - r) dr \quad (4.32)$$

$$G_2 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} U_{(r)} \tau_{xy} (\Delta - r) dr \quad (4.33)$$

$$G_3 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} Z_{(r)} \tau_{xz} (\Delta - r) dr \quad (4.34)$$

dans lesquelles  $G_1$ ,  $G_2$  et  $G_3$  sont les énergies dissipées des modes I, II et III respectivement.



**Figure 4.4 Répartition de la contrainte principale près de la tête de la fissure.**

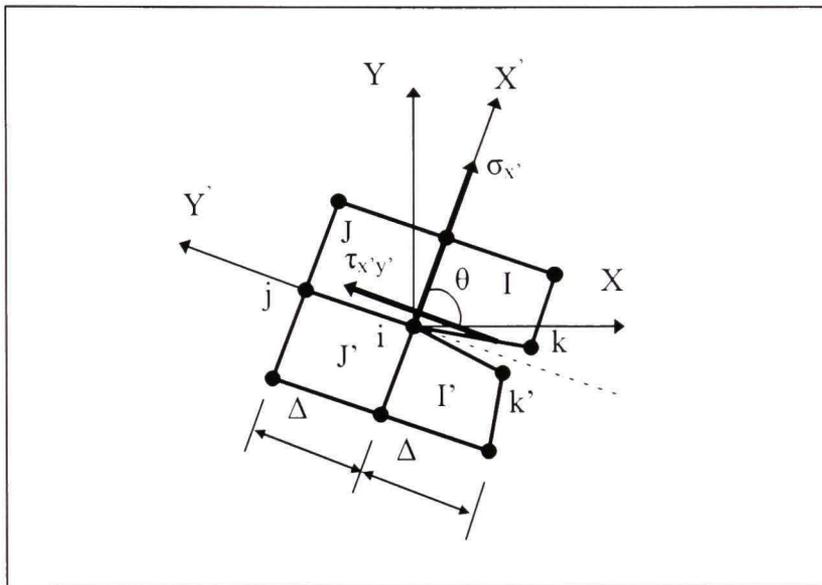
La référence [19] a utilisé les équations (4.31) en tenant compte des éléments quadrilatéraux (à l'aide de 4 nœuds) pour calculer les énergies dissipées. Ces équations sont alors transformées de la façon suivante :

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \{F_{x'i} (V_k - V_{k'})\} = \frac{1}{2\Delta} \{F_{x'i} (V_k - V_{k'})\} \quad (4.35)$$

$$G_2 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \{F_{y'i} (U_k - U_{k'})\} = \frac{1}{2\Delta} \{F_{y'i} (U_k - U_{k'})\} \quad (4.36)$$

$$G_3 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \{F_{z'i} (Z_k - Z_{k'})\} = \frac{1}{2\Delta} \{F_{z'i} (Z_k - Z_{k'})\} \quad (4.37)$$

dans lesquelles  $F_{x_i}$ ,  $F_{y_i}$  et  $F_{z_i}$  représentent les forces au nœud  $i$  suivant les axes  $X'$ ,  $Y'$  et  $Z$ , respectivement. À partir des éléments  $I$  et  $J$  dans la figure 4.5, les termes  $V_k$ ,  $U_k$  et  $Z_k$  sont les déplacements au nœud  $k$  suivant les axes  $X'$ ,  $Y'$  et  $Z$ .



**Figure 4.5** Éléments de 4 nœuds près du nez de la fissure.

Les formules de (4.35) à (4.37) suscitent beaucoup d'intérêts parce que les valeurs d'énergie dissipée  $G$  peuvent se calculer à partir d'analyse d'élément finis.

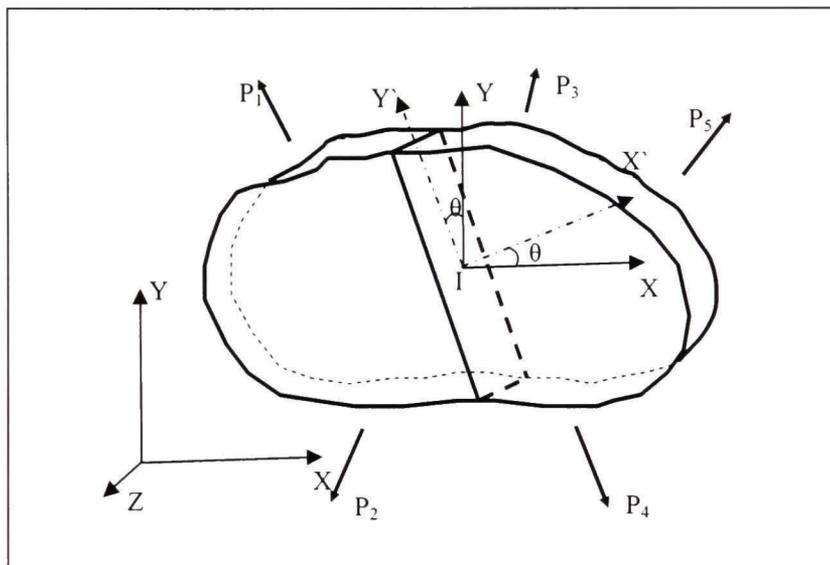
#### 4.4 Procédure de calcul d'énergie dissipée du modèle profilé en T

Pour obtenir l'énergie dissipée d'analyse par éléments finis, la procédure doit suivre cinq hypothèses :

- les contraintes normales et les contraintes en cisaillement au point  $X' = 0$  (à la tête de la fissure) sont déterminées à l'aide des forces qui sont appliquées au nœud de la tête de la fissure;
- les éléments sont symétriques avec l'axe  $Y' = 0$ ;

- les déplacements  $V_{(r)}$ ,  $U_{(r)}$  et  $Z_{(r)}$  sont déterminées selon le système de coordonnées  $X'Y'Z'$ ;
- la taille de l'élément est très petite, c'est-à-dire que la distance entre deux nœuds des éléments est une ligne;
- les calculs sont effectués d'après l'état d'élasticité.

Soit un état plan de contrainte au point I dont  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  et  $\tau_{xy}$ , suivant les axes  $XY$  et une face passant au point I dont la normale  $X'$  fait un angle  $\theta$  avec l'axe de  $X$  (Voir la figure 4.6).



**Figure 4.6 Pièce soumise à un état de contrainte.**

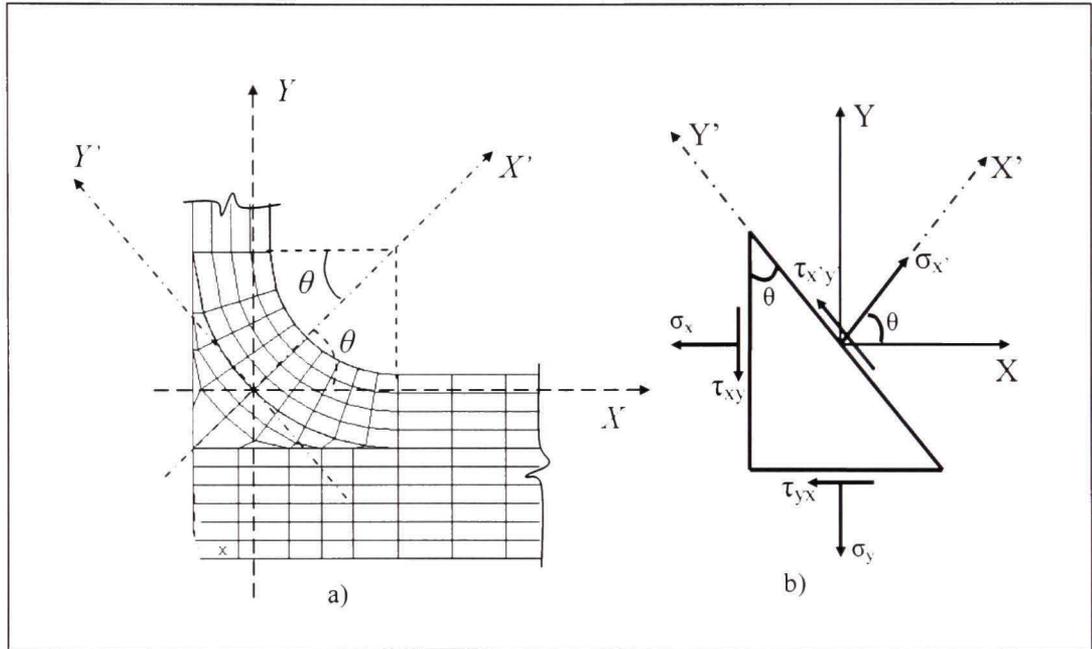
Les formules de transformation de contraintes sont calculées par [38, 39] (Voir la figure 4.7 b) :

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} \quad (4.38)$$

$$\sigma_{x'} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \cos 2\theta + \tau_{xy} \sin 2\theta \quad (4.39)$$

$$\tau_{x'y'} = -\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \sin 2\theta + \tau_{xy} \cos 2\theta \quad (4.40)$$

avec  $\theta$  est l'angle entre l'axe  $X'$  du système de coordonnées local et l'axe  $X$  du système de coordonnées global du modèle du profilé en T.



**Figure 4.7 Contraintes agissant sur un élément unitaire triangulaire.**

Dans les hypothèses de la référence [18], le travail de distribution aux frontières des éléments  $I$  et  $J$  se présente dans la figure 4.8 b. Le travail est déterminé à l'aide de multiplication des forces  $F_{x_i}$  et  $F_{x_j}$  en tenant compte des déplacements  $V_i$  et  $V_j$ ; l'équation s'écrit ainsi :

$$\frac{1}{2} \int_0^{\Delta} \sigma_{x'}(x') V(x') dx' = -\frac{1}{2} [F_{x_i} V_i + F_{x_j} V_j] \quad (4.41)$$

dans laquelle  $V(x')$  est le déplacement qui est déterminé de l'interpolation des éléments formés des 4 nœuds ;  $\Delta$  est la longueur de l'élément.

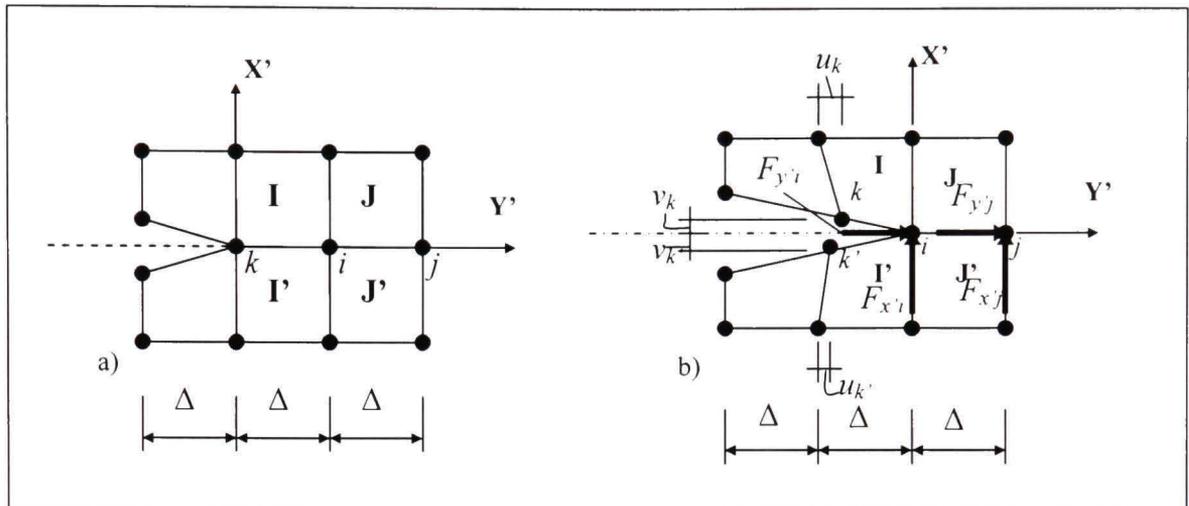


Figure 4.8 Répartition des contraintes et des forces aux nœuds.

Selon la référence [18] pour l'élément quadrilatéral, le déplacement sur la distance  $ij$  s'écrit :

$$V_{(x')} = \left[ 1 - \frac{y'}{\Delta} \right] V_i + \left( \frac{y'}{\Delta} \right) V_j \quad (4.42)$$

En remplaçant l'équation (4.42) dans l'équation (4.41), la force au nœud  $i$  selon la direction  $x'$  s'écrit comme suit :

$$F_{x'i} = - \int_0^{\Delta} \sigma_{x'} \left( 1 - \frac{y'}{\Delta} \right) dx' = - \left\{ \sigma_{x'} \left( \Delta - \frac{\Delta^2}{2} \right) \right\} \quad (4.43)$$

$$F_{x'j} = - \int_0^{\Delta} \sigma_{x'} \left( \frac{y'}{\Delta} \right) dx' = - \left\{ \sigma_{x'} \left( \frac{\Delta^2}{2} \right) \right\} \quad (4.44)$$

Les équations (4.43) et (4.44) peuvent s'écrire sous une forme matricielle et de la façon suivante :

$$\{F_1\} = [S_1]\{D_1\} \quad (4.45)$$

D'où

$$\{F_1\} = \left\{ F_{x_i} \quad F_{x_j} \right\}^T$$

$$[S_1] = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$\{D_1\} = \left\{ \sigma_{x'} \left( \Delta - \frac{\Delta^2}{2} \right) \quad \sigma_{x'} \left( \frac{\Delta^2}{2} \right) \right\}^T$$

En remplaçant les valeurs  $\sigma_{x'}$  et  $\Delta$  dans l'équation (4.44), les vecteurs  $\{D_1\}$  et  $\{F_1\}$  sont obtenus par l'équation (4.45).

Pour ouvrir la fissure, le déplacement  $V_{(r)}$  peut être déterminé par les déplacements des nœuds  $i$ ,  $k$  et  $k'$  à l'aide de l'équation (4.46) :

$$V_{(r)} = \left( 1 - \frac{r}{\Delta} \right) V_i + \frac{r}{\Delta} (V_k - V_{k'}) \quad (4.46)$$

La répartition des contraintes autour de la tête de la fissure est déterminée par les exposés ci-dessus. Irwin [17] est parvenu à calculer l'énergie dissipée en mode I sous la forme suivante :

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^{\Delta} \sigma_{x'} (\Delta - r) V_{(r)} dr \quad (4.47)$$

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \int_0^{\Delta} \left\{ \sigma_{x'} \left[ \left( 1 - \frac{r}{\Delta} \right) V_i + \frac{r}{\Delta} (V_k - V_{k'}) \right] \right\} dr \quad (4.48)$$

L'intégrale de l'équation (4.47) en utilisant l'équation (4.45) donne l'équation qui suit :

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \left\{ -\frac{1}{2\Delta} \left[ F_{x'j} V_i + F_{x'i} (V_k - V_{k'}) \right] \right\} \quad (4.49)$$

En raison du déplacement  $V_i$  au nœud  $i$  qui est égal à 0, l'équation (4.49) s'écrit ainsi :

$$G_1 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \left\{ -\frac{1}{2\Delta} \left[ F_{x'i} (V_k - V_{k'}) \right] \right\} \quad (4.50)$$

En respectant la même procédure, l'énergie dissipée en mode II est obtenue par la relation suivante :

$$G_2 = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \left\{ -\frac{1}{2\Delta} \left[ F_{y'i} (U_k - U_{k'}) \right] \right\} \quad (4.51)$$

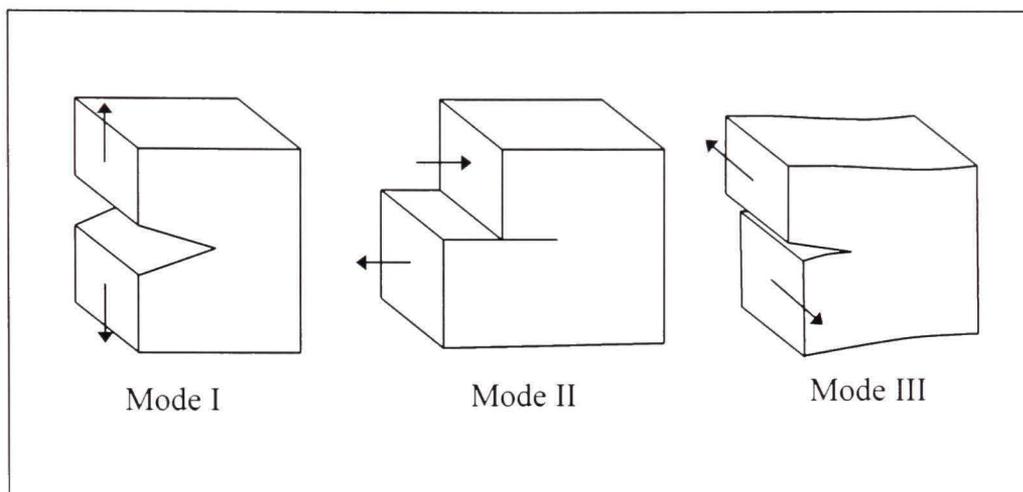
L'énergie dissipée totale  $G_t$  des deux modes I et II donne en quelque sorte ce résultat :

$$G_t = G_1 + G_2 \quad (4.52)$$

#### 4.5 Détermination de l'énergie dissipée critique du composite

Selon la direction que sollicite la fissuration, il existe trois modes de fissuration :

- mode I : mode d'ouverture;
- mode II : mode de cisaillement du plan;
- mode III : mode de cisaillement d'antiplan.



**Figure 4.9 Modes de fissuration.**

Pour faire des études de propagation de la fissuration du matériau composite, l'énergie dissipée critique  $G_C$  des éprouvettes doit être donc calculée. Les modes principaux de la rupture seront présentés dans la figure 4.9. Dans ce paragraphe, deux méthodes seront présentées pour déterminer  $G_{IC}$  et  $G_{2C}$  parmi les trois modes principaux de la rupture des éprouvettes.

#### 4.5.1 Détermination de l'énergie dissipée critique du mode I

Dans l'énergie dissipée critique du mode I,  $G_{IC}$  est déterminée par la méthode de « double cantilever beam » (DCB) des éprouvettes. Selon la théorie de la poutre [25, 26, 40], la compliance  $s$  de la DCB s'écrit ainsi :

$$s = \frac{a^3}{3I} \left( \frac{1}{E_{IS}} + \frac{1}{E_{II}} \right) \quad (4.53)$$

dans laquelle  $a$  est la longueur de l'entaille,  $I$  est le moment de l'inertie de la section de l'éprouvette,  $E_{II}$  est le module d'élasticité de l'extrémité inférieure de l'éprouvette,  $E_{IS}$  est le

module d'élasticité de l'extrémité supérieure de l'éprouvette. Selon l'équation (4.26), l'énergie dissipée critique du mode I de la rupture est présentée par la formule suivante :

$$G_{IC} = \frac{P_I^2 a^2}{2w I} \left( \frac{1}{E_{IS}} + \frac{1}{E_{II}} \right) \quad (4.54)$$

où  $P_I$  est la charge causant la fissure initiale de l'éprouvette ;  $w$  est la largeur de l'éprouvette ;  $a$ ,  $I$ ,  $E_{IS}$ ,  $E_{II}$  ont été présentées ci-dessus (*Voir* la figure 4.10).

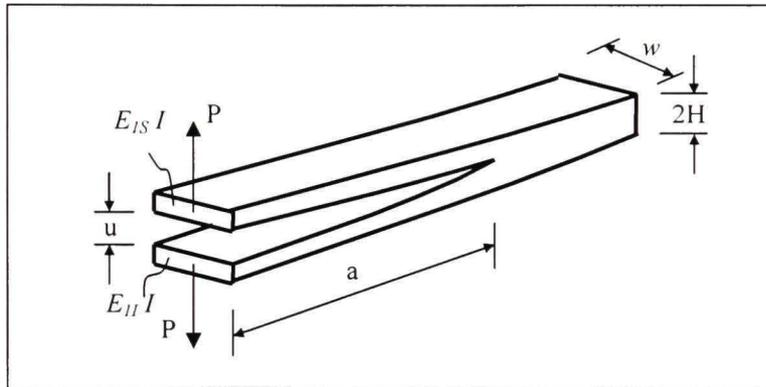


Figure 4.10 Éprouvette du test de DCB.

#### 4.5.2 Détermination de l'énergie dissipée critique du mode II

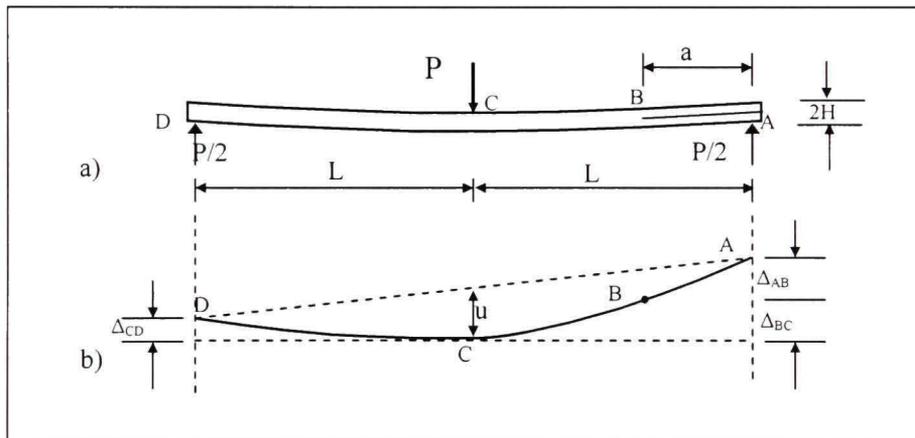
Les tests « End notched flexure » (ENF) des éprouvettes déterminent l'énergie dissipée critique du mode II. L'énergie dissipée critique de l'éprouvette est déterminée sur une base de changement de la compliance d'ouverture de la fissure. La compliance d'ENF est définie par le déplacement  $u$  au point d'application de la force  $P$  (*Voir* la figure 4.11),  $u$  peut être exprimé comme suit :

$$u = \frac{\Delta_{AB} + \Delta_{BC} + \Delta_{CD}}{2} \quad (4.55)$$

Les poutres BC et CD sont en porte-à-faux qui tiennent compte du module d'élasticité; elles sont égales à  $E_{IG}$ ; le module de cisaillement, quant à lui est égal à  $G_{13}$ ; la hauteur de la poutre est égale à  $2H$  (Voir la figure 4.11 a). D'après l'hypothèse de la section constante après de déformation, les déplacements  $\Delta_{BC}$  et  $\Delta_{CD}$  sont obtenus selon la théorie de la poutre de Timoshenko [23, 25, 26, 41] :

$$\Delta_{CD} = \frac{PL^3}{4E_{IG}wH^3} + 0.3\left(\frac{PL}{G_{13}wH}\right) \quad (4.56)$$

$$\Delta_{BC} = \frac{P(2L^3 + 3aL^2 + a^2)}{8E_{IG}wH^3} + 0.3\left[\frac{P(L-a)}{G_{13}wH}\right] \quad (4.57)$$



**Figure 4.11 ENF de l'éprouvette du mode II.**

Pour la poutre AB, il y a deux composantes du déplacement  $\Delta_{AB}$  : ce sont  $\Delta_{AB1}$  et  $\Delta_{AB2}$  (Voir les figures 4.11 a et b) :

$$\Delta_{AB1} = \frac{Pa^3}{E_{1S}wH^3} \left( 1 + \frac{3H^2 E_{1S}}{8a^2 G_{13}} \right) \quad (4.58)$$

$$\Delta_{AB2} \approx \frac{3P}{8E_{1I}wH^3} \left( a^2 L^2 - a^3 + \frac{aH^2 E_{1I}}{G_{13}} \right) \quad (4.59)$$

En remplaçant les équations de (4.56) à (4.59) dans l'équation (4.55), la compliance  $s$  de l'éprouvette en mode II s'écrit sous la forme :

$$s = \frac{L^3}{8E_{1G}wH^3} + 0.15 \left( \frac{L}{G_{13}wH} \right) + \frac{2L^3 + 3aL^2 + a^3}{16E_{1G}wH^3} + 0.15 \left[ \frac{(L-a)}{G_{13}wH} \right] + \frac{a^3}{2E_{1S}wH} \left( 1 + \frac{3H^2E_{1S}}{8aG_{13}} \right) + \frac{3}{16E_{1I}wH^3} \left( aL^2 - a^3 + \frac{aH^2E_{1I}}{G_{13}} \right) \quad (4.60)$$

En reportant la compliance  $s$  dans l'équation (4.26); finalement, l'énergie dissipée  $G_2$  du mode II donnera l'équation suivante :

$$G_2 = \frac{P^2}{2w} \left[ \frac{3L^2 + 3a^2}{16E_{1G}wH^3} + 0.15 \frac{(L-1)}{G_{13}wH} + \frac{3a^2}{2E_{1S}wH^3} + \frac{3}{16G_{13}wH} + \frac{3 \left( L^2 - 3a^2 + \frac{H^2E_{1I}}{G_{13}} \right)}{16E_{1I}wH^3} \right] \quad (4.61)$$

L'énergie dissipée critique du mode II de l'éprouvette favorise la formule comme suit :

$$G_{2C} = \frac{3P_I^2}{4w^2H} \left[ \frac{L^2 + a^2}{8E_{1G}H^2} + \frac{L-1}{10G_{13}} + \frac{a^2}{E_{1S}H^2} + \frac{1}{8G_{13}} + \frac{\left( L^2 - 3a^2 + \frac{H^2E_{1I}}{G_{13}} \right)}{8E_{1I}H^2} \right] \quad (4.62)$$

Les modules d'élasticité sont :  $E_{1I} = E_1^C$ ,  $E_{1S} = \frac{E_1^C + E_2^U}{2}$  et  $E_{1G} = \frac{3E_1^C + E_2^U}{4}$ ;

où  $E_1^C$  est le module d'élasticité selon l'axe 1 du composite et  $E_2^U$  est le module d'élasticité selon l'axe 2 du composite unidirectionnel (composite du noyau).

### 4.5.3 Détermination de l'énergie dissipée critique du mode-mixte

Afin de déterminer l'énergie dissipée critique du mode-mixte, les éprouvettes « cracked lap shear » (CLS) sont réalisées et l'énergie dissipée critique du mode-mixte se compose de taux d'énergie dissipée de mode I et de mode II. Selon les références [42, 43], la compliance de l'éprouvette présente ainsi l'équation :

$$s = \frac{L + 7a}{2wHE_{1S}} \quad (4.63)$$

où  $L$  est la longueur d'éprouvette ;  $a$  est la longueur de l'entaille;  $w$  est la largeur d'éprouvette;  $H$  est la moitié d'épaisseur de l'éprouvette et  $E_{1S}$  est le module d'élasticité de la moitié de la section de la poutre.

L'énergie dissipée  $G_{I+2}$  de mode-mixte s'écrit de la façon suivante :

$$G_{I+2} = \frac{7P^2}{4w^2HE_{1S}} \quad (4.64)$$

L'énergie dissipée critique  $G_{I+2}^C$  du mode-mixte vise à déterminer par remplacement la valeur  $P_I$  dans l'équation (4.64), et le résultat est comme suit :

$$G_{I+2}^C = \frac{7P_I^2}{4w^2HE_{1S}} \quad (4.65)$$

## 4.6 Conclusion

La méthodologie présentée dans ce chapitre donne des techniques qui permettent l'analyse complète des structures en composites en utilisant des caractéristiques différentes des

constituants (fibre et matrice). Avec les constituants du profilé en T, la technique «virtual crack closure» est utilisée afin de déterminer l'énergie dissipée des modèles. De plus, les compliances des éprouvettes des modes de la rupture seront déterminées. En remplaçant les charges à la rupture données par des expériences et les compliances des éprouvettes des modes de la rupture dans les équations (4.54), (4.62) et (4.65), les énergies dissipées critiques des modes de rupture correspondants sont obtenues.

## CHAPITRE 5

### SIMULATION PAR ÉLÉMENTS FINIS

#### 5.1 Introduction

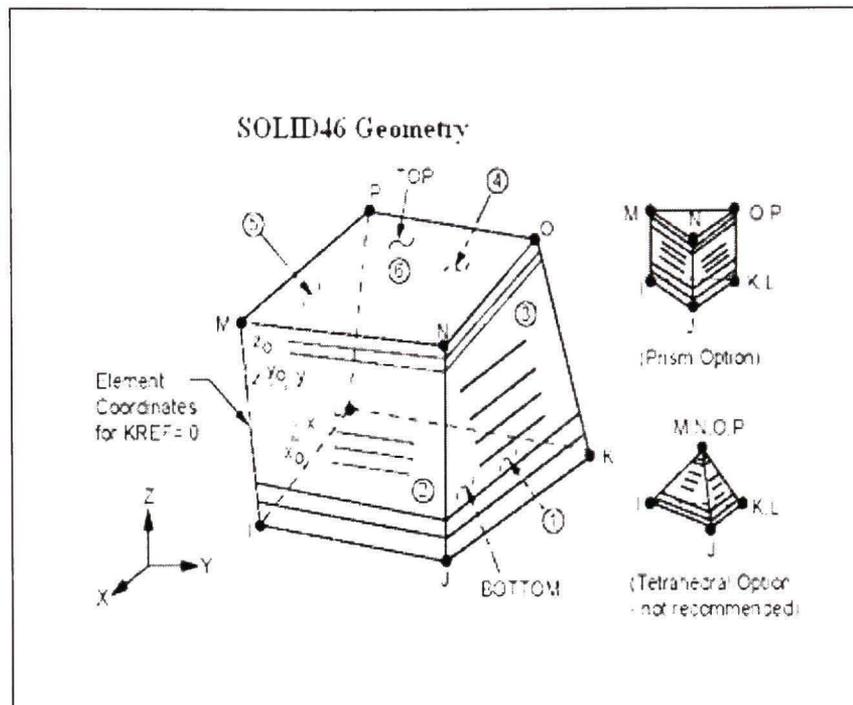
L'objectif de la simulation numérique des modèles par éléments finis a pour but d'éviter des essais coûteux du profilé en T du matériau composite. La méthode des éléments finis est reconnue comme le meilleur moyen pour calculer les contraintes et les déformations des structures en matériaux composites. Cela permet d'optimiser le processus de conception et de proposer des produits plus innovants, de qualité plus élevée tout en minimisant les coûts.

#### 5.2 Élément brique SOLID46

La modélisation du modèle du profilé en T et des modèles des éprouvettes nécessite l'utilisation d'un élément brique de matériaux composites en raison de la géométrie particulière. L'élément brique SOLID46 à 8 nœuds par élément a été choisi dans la librairie du logiciel Ansys<sup>®</sup>, ce qui permet de simuler jusqu'à 250 plis [44-46].

Les fonctions d'interpolation quadratique d'un élément brique SOLID46 sont iso paramétriques (un élément fini est dit iso paramétrique si dans lequel l'interpolation des paramètres d'état tels que  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$  prend la même forme que l'interpolation des coordonnées). Chaque nœud possède trois degrés de liberté qui sont les déplacements selon les trois axes X, Y et Z ( $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$ ).

Le type d'élément brique SOLID46 permet de déclarer les propriétés de matériaux et l'orientation des plis selon la complexité de la géométrie. La flexibilité de ce type d'élément donnera des moyens de définir l'orientation des fibres en utilisant des systèmes de coordonnées locaux des éléments. De plus, il donne des résultats à la surface inférieure et supérieure de chaque pli, ce qui permet d'évaluer facilement les régions critiques.



**Figure 5.1 Géométrie d'élément solide (solide46).**  
Tirée de Ansys® Element Reference

### 5.3 Modèle du profilé en T

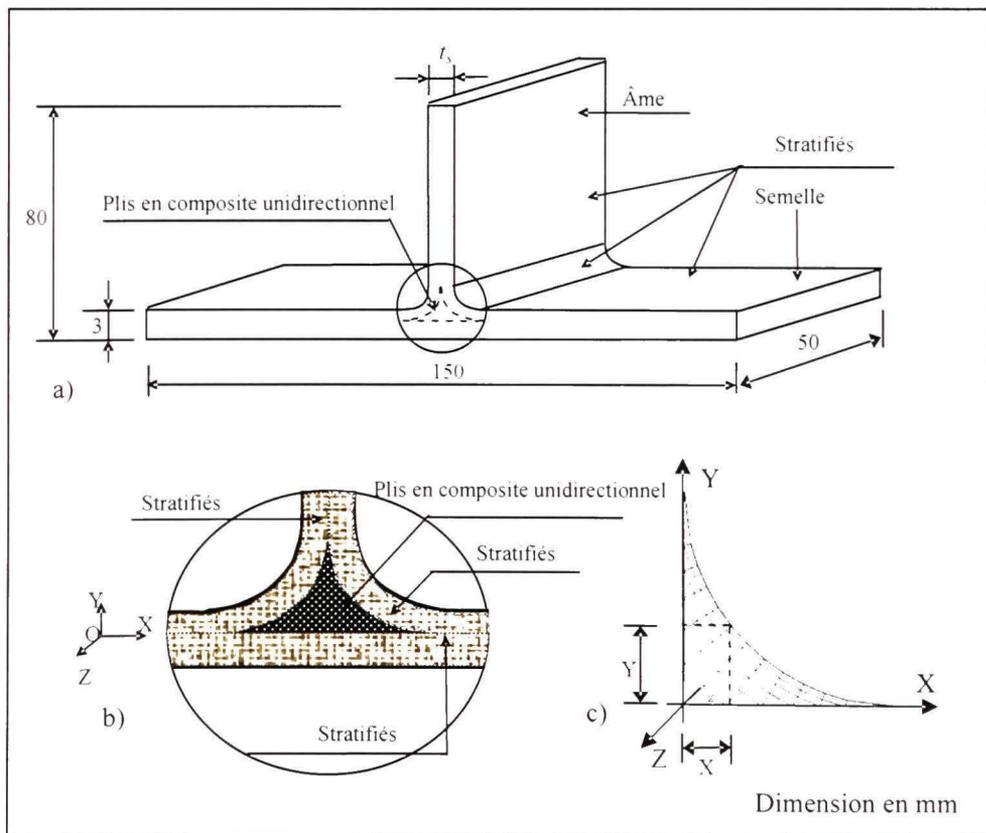
#### 5.3.1 Description géométrique du profilé en T

Le profilé en T se compose de l'âme, de la semelle et du noyau dont les dimensions sont présentées dans la figure 5.2. L'âme et la semelle comprennent le stratifié en composite unidirectionnel selon les cas étudiés. Les modules d'élasticité du stratifié sont  $E_1 = E_2 = 54$  GPa et  $E_3 = 15$  GPa. Les modules de rigidité du stratifié sont  $G_{12} = G_{23} = G_{31} = 23.47$  GPa et le coefficient de Poisson du stratifié est de 0.3. Le noyau du profilé en T comprend les plis en composite unidirectionnel dont les modules d'élasticité sont  $E_1 = E_2 = 7.933$  GPa,  $E_3 = 135$  GPa, les modules de rigidité sont  $G_{12} = G_{21} = G_{31} = 5.72$  GPa et le coefficient de Poisson est de 0.22.

Les résistances en traction du composite et de la matrice utilisées [1] sont  $S_{Lc}^- = 821$  MPa et  $S_m^+ = 90$  MPa, respectivement. La résistance en cisaillement utilisée dans la référence [1] est  $S_{LT} = 115$  MPa.

En raison de la symétrie de la géométrie et du chargement, il est possible de modéliser un quart du profilé en T et de poser adéquatement les conditions de symétrie. Ceci peut réduire la taille de la matrice de rigidité globale ainsi que le temps de calcul qui est un facteur économique et technique non négligeable.

Le modèle du profilé en T est soumis à une charge verticale appliquée sur l'âme d'une hauteur de 80 mm par rapport à la base. Les conditions de fixation comprennent le blocage suivant la direction verticale sur une distance de 20 mm selon la longueur de la semelle.



**Figure 5.2** Description géométrique du profilé en T.

### 5.3.2 Modèle en éléments finis du profilé en T

Un quart du profilé en T est modélisé à l'aide des points-clés et des volumes. La création des volumes joue un rôle très important, car l'orientation des plis dépend de l'ordre de déclaration des volumes [47-49]. Pour représenter fidèlement les orientations des fibres dans les plis, les systèmes de coordonnées locaux seront créés pour chaque volume du modèle.

La taille des éléments est définie manuellement afin de raffiner le maillage dans les régions où la précision des résultats sera envisagée et de diminuer le temps de calcul.

Pour faciliter l'étude de l'influence des propriétés des composites et des paramètres de la géométrie du profilé, un modèle paramétrisé a été développé avec le code APDL (Ansys Parametric Design Language). Le programme d'analyse comporte trois modules principaux à savoir le module de préparation des données (/PREP7), le module de résolution (/SOLU) et le module d'analyse des résultats (/POST1).

Le module de préparation des données est une étape cruciale déterminant la précision des résultats. La géométrie d'un quart du profilé en T en raison de deux plans de symétrie est modélisée en 64 points-clé et en douze volumes permettant ultérieurement de raffiner le maillage aux endroits critiques (voisinage du noyau). Les conditions de deux plans de symétrie selon les axes X et Z, le blocage vertical selon l'axe Y d'une partie de la semelle et la charge verticale appliquée selon Y sur l'âme sont définis adéquatement dans le modèle. Le modèle comprend 16456 nœuds et 13230 éléments en cas du profilé en T avec une âme de huit plis. Le programme complet en APDL pour le profilé en T est présenté en annexe I. (*Voir annexe I, p.117*).

Les résultats numériques du modèle sont interprétés aux régions sollicitées afin de prédire l'évolution du comportement de matériau du profilé en T (*Voir la figure 5.3*).

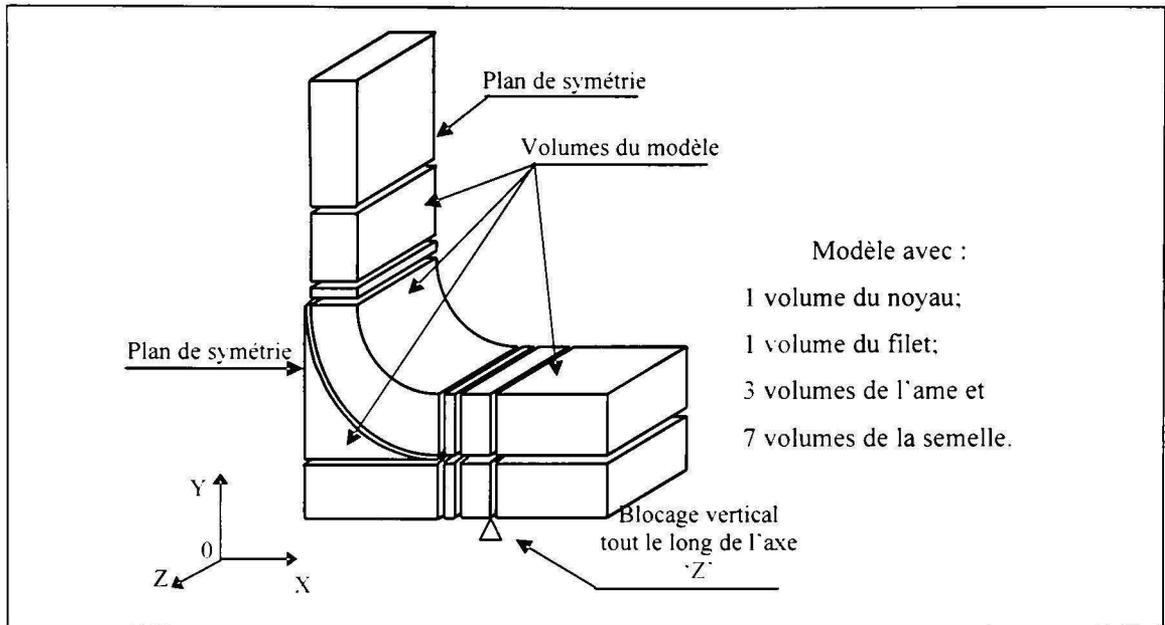


Figure 5.3 Volumes et conditions aux frontières du modèle en EF du profilé en T.

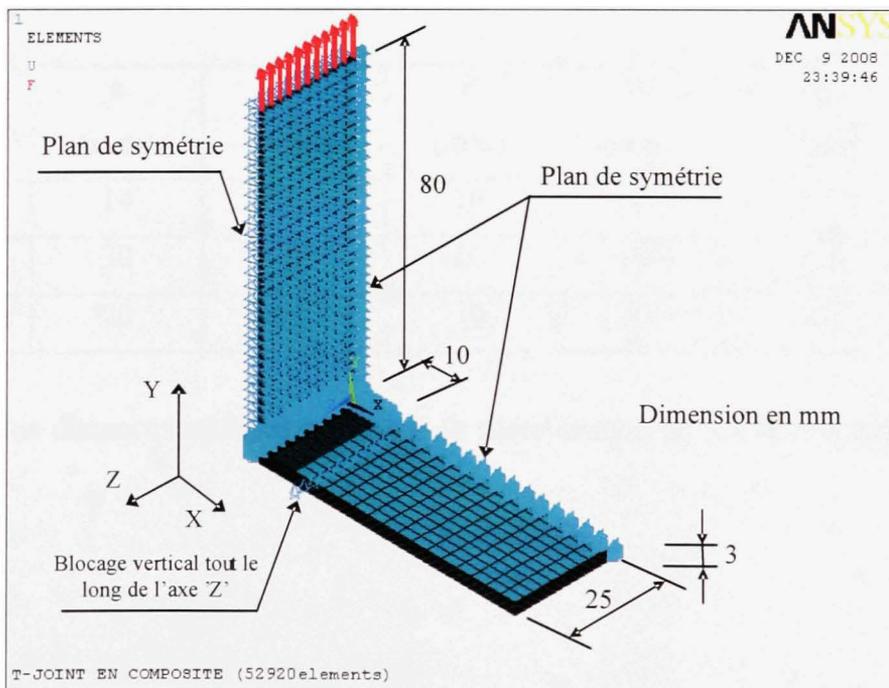


Figure 5.4 Modèle en EF d'un quart du profilé en T.

## 5.4 Modèle en éléments finis des éprouvettes des modes de rupture

### 5.4.1 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode I

#### 5.4.1.1 Description géométrique de l'éprouvette du mode I de rupture

L'éprouvette du mode I est une plaquette rectangulaire de dimensions qui sont montrées dans le tableau 5.1 et la figure 5.5. L'éprouvette contient une languette en Téflon de longueur «  $a$  » qui divise son épaisseur en deux parties. Par conséquent, il y a trois régions de différentes caractéristiques dans l'éprouvette. Les modules d'élasticité de la région supérieure à la feuille en Téflon sont  $E_{1S} = E_{2S} = (E_1 + E_2)/2 = (54 + 7.93)/2 = 30.96$  GPa tandis que ceux de la région inférieures à la feuille en Téflon sont  $E_{1I} = E_{2I} = E_1 = 54$  GPa. Dans la troisième région qui n'est pas divisée par la feuille de Téflon possède les modules  $E_{1G} = E_{2G} = 42.48$  GPa.

Tableau 5.1 Dimensions des éprouvettes des modes de rupture

Mode de rupture	a (mm)	L (mm)	F (mm)	K (mm)	H (mm)	w (mm)
Mode I	14	63.5	10	103	0.9	25.4
Mode II	30	55	10	70	0.9	25.4
Mode-mixte	20	127	10	77	0.9	25.4

$F$  et  $K$  sont les distances utilisées pour fins de modélisation en volumes contrôles (Voir la figure 5.6).

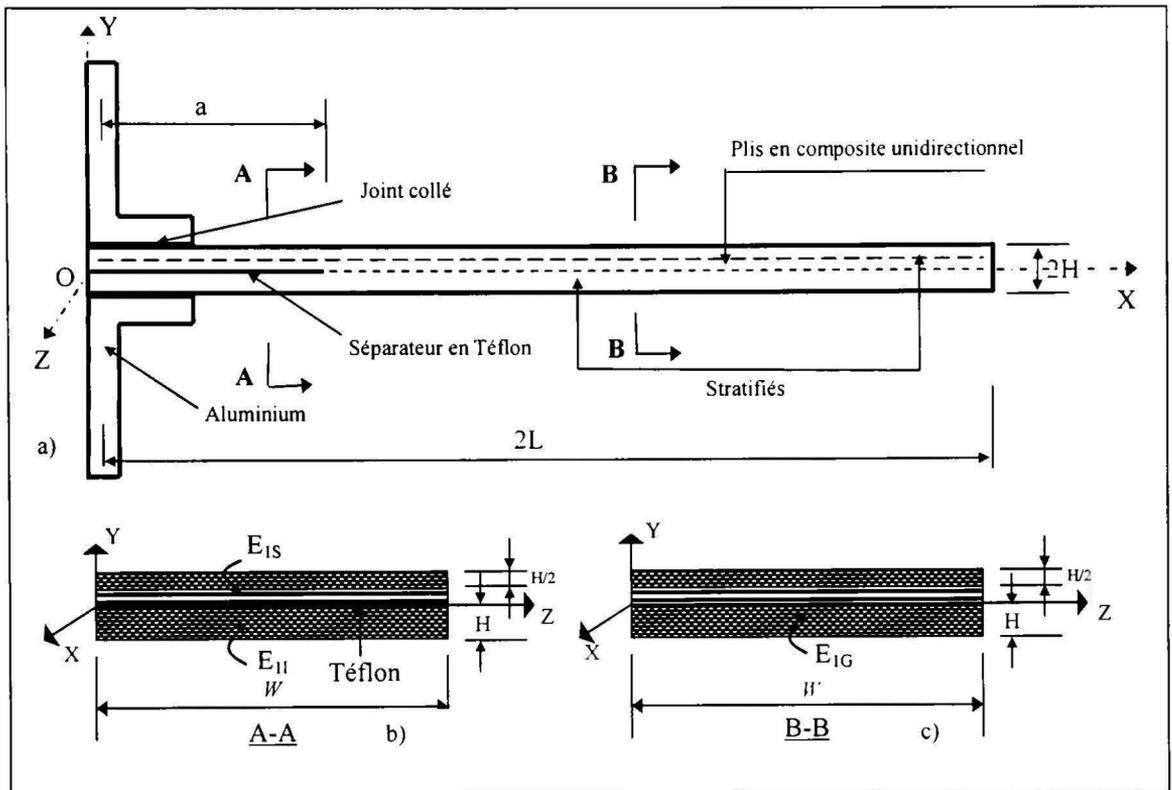


Figure 5.5 Description géométrique d'éprouvette en mode I.

#### 5.4.1.2 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode I

L'éprouvette du mode I est modélisée en 154 points-clés et six volumes (Voir la figure 5.6). Afin d'assurer la robustesse du modèle, la taille des éléments dans les régions sollicitées se situant près du nez de l'entaille (distance  $F$  dans la figure 5.6) est raffinée par rapport à celle dans les autres régions. Le modèle comprend 8715 nœuds et 6000 éléments.

Le chargement de l'ouverture verticale de l'éprouvette dans les essais mécaniques pour le mode I est simulé en appliquant deux charges de même intensité mais dans les sens opposés selon l'axe Y à une extrémité du modèle tandis que l'autre extrémité est bloquée selon les trois axes du système de coordonnées global du modèle (Voir la figure 5.7) et le programme

complet en APDL pour le modèle du mode I de rupture est présenté en annexe V (voir annexe V, p.187).

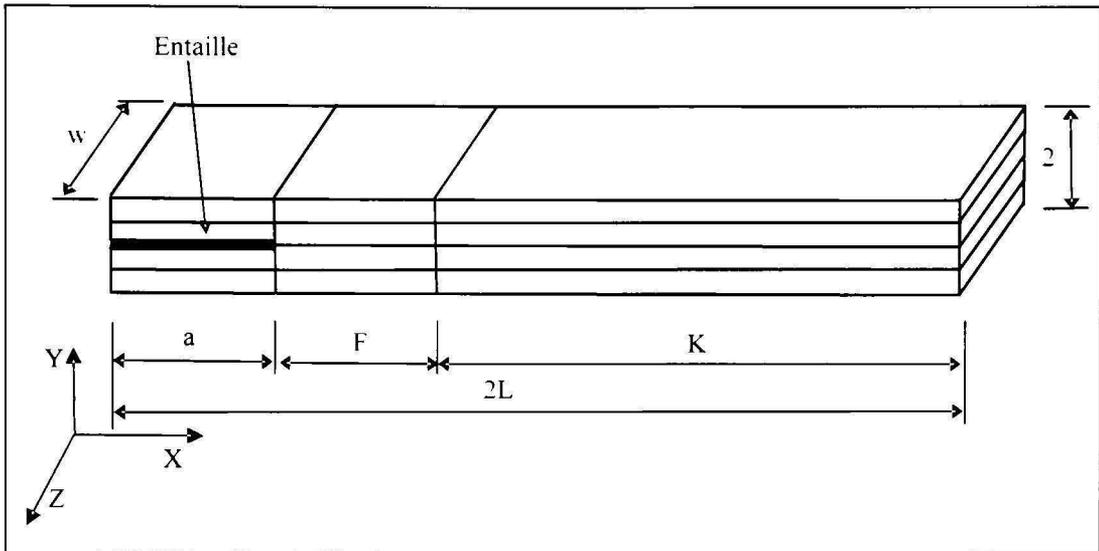


Figure 5.6 Modèle en EF du mode I en 12 volumes.

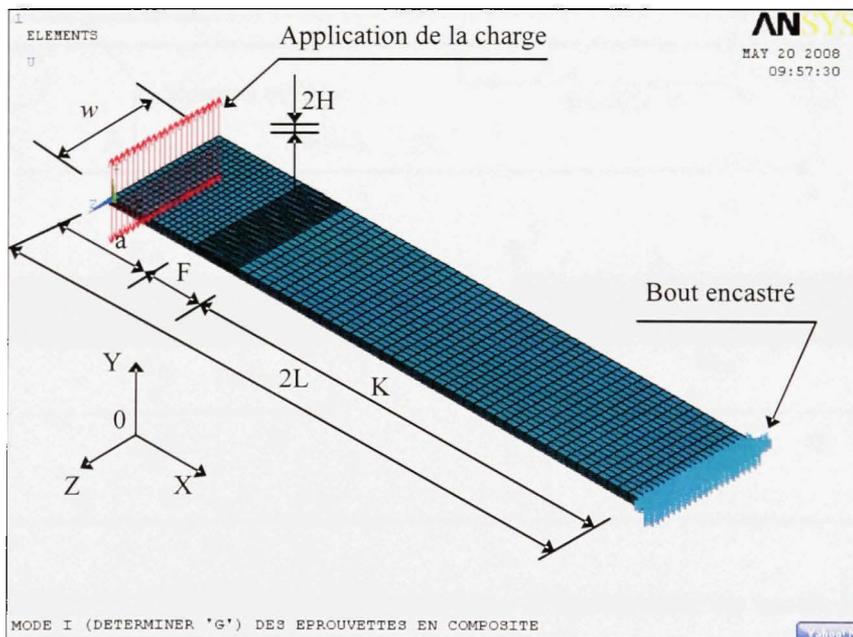


Figure 5.7 Modèle en EF de l'éprouvette du mode I.

## 5.4.2 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode II

### 5.4.2.1 Description géométrique de l'éprouvette du mode II

L'éprouvette du mode II est une plaque rectangulaire de dimensions qui sont montrées dans le tableau 5.1 et la figure 5.8. L'éprouvette contient une languette en Téflon de longueur «  $a$  » qui divise son épaisseur en deux parties. Par conséquent, il y a trois régions de différentes caractéristiques dans l'éprouvette. Les modules d'élasticité de la région supérieure à la feuille en Téflon sont  $E_{1S} = E_{2S} = 30.96$  GPa tandis que ceux de la région inférieures à la feuille en Téflon sont  $E_{1I} = E_{2I} = 54$  GPa. La troisième région qui n'est pas divisée par la feuille de Téflon possède les modules  $E_{1G} = E_{2G} = 42.48$  GPa. (Voir les figures 5.8 b et c).

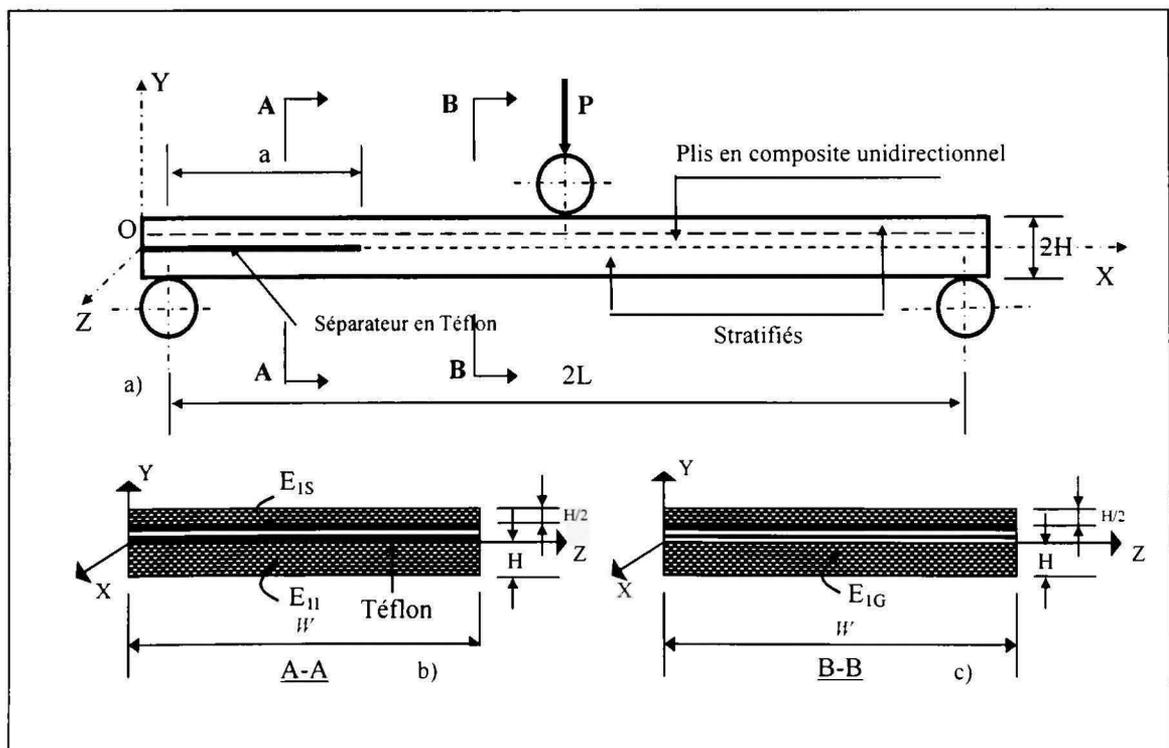


Figure 5.8 Description géométrique d'éprouvette en mode II.

### 5.4.2.2 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode II

L'éprouvette du mode II est modélisée en 154 points-clés et six volumes (*Voir* la figure 5.9). Afin d'assurer la robustesse du modèle, la taille d'élément des régions sollicitées se situant près du nez de l'entaille (distance  $F$  dans la figure 5.9) est raffinée par rapport à celle dans les autres régions. Le modèle comprend 11235 nœuds et 8000 éléments.

Les conditions aux frontières de l'éprouvette sont : une charge verticale est appliquée au centre de l'éprouvette et l'éprouvette est bloquée verticalement aux deux extrémités de l'éprouvette (*Voir* les figures 5.8 a et 5.10) et le programme complet en APDL pour le modèle du mode II de rupture est présenté en annexe VI (*Voir* annexe VI, p.199).

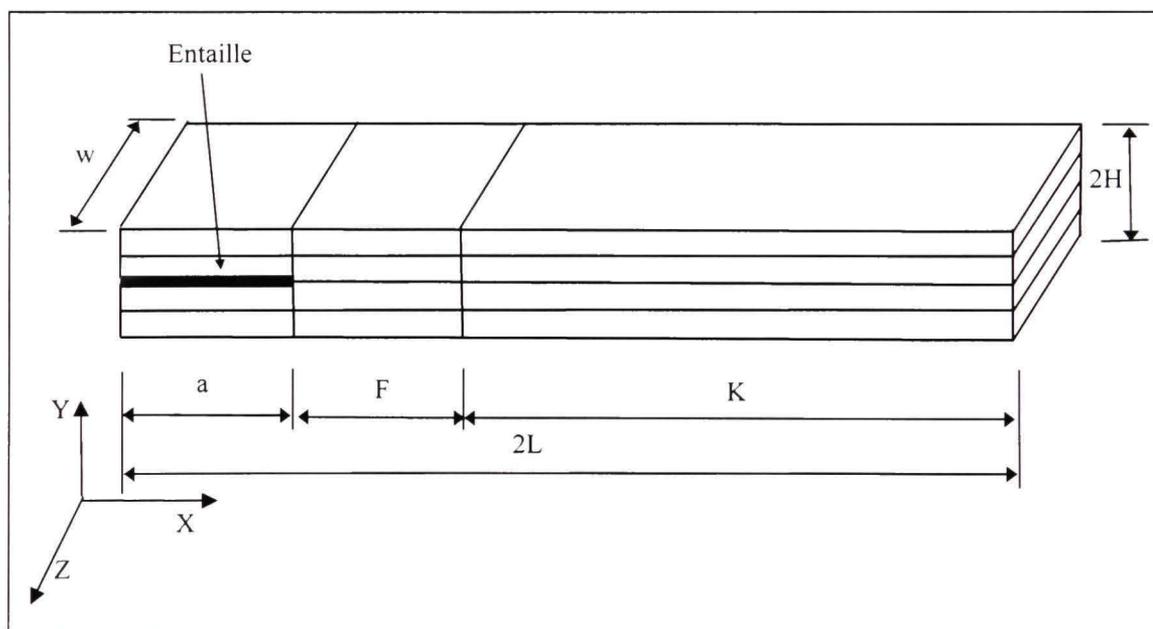
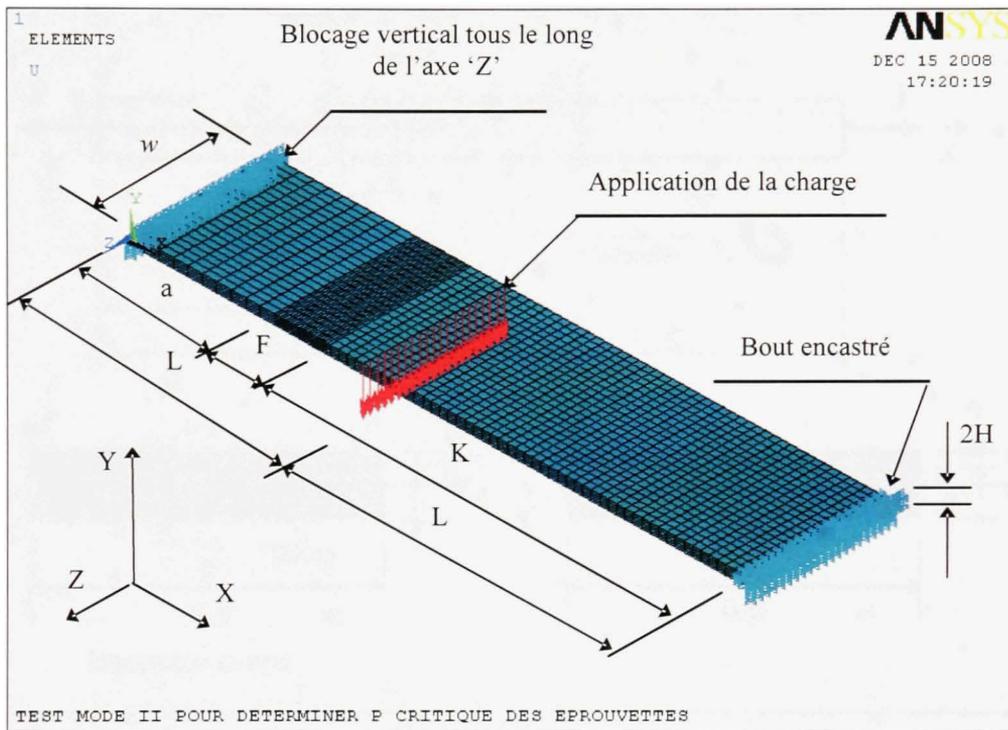


Figure 5.9 Modèle en EF du mode II en 12 volumes.

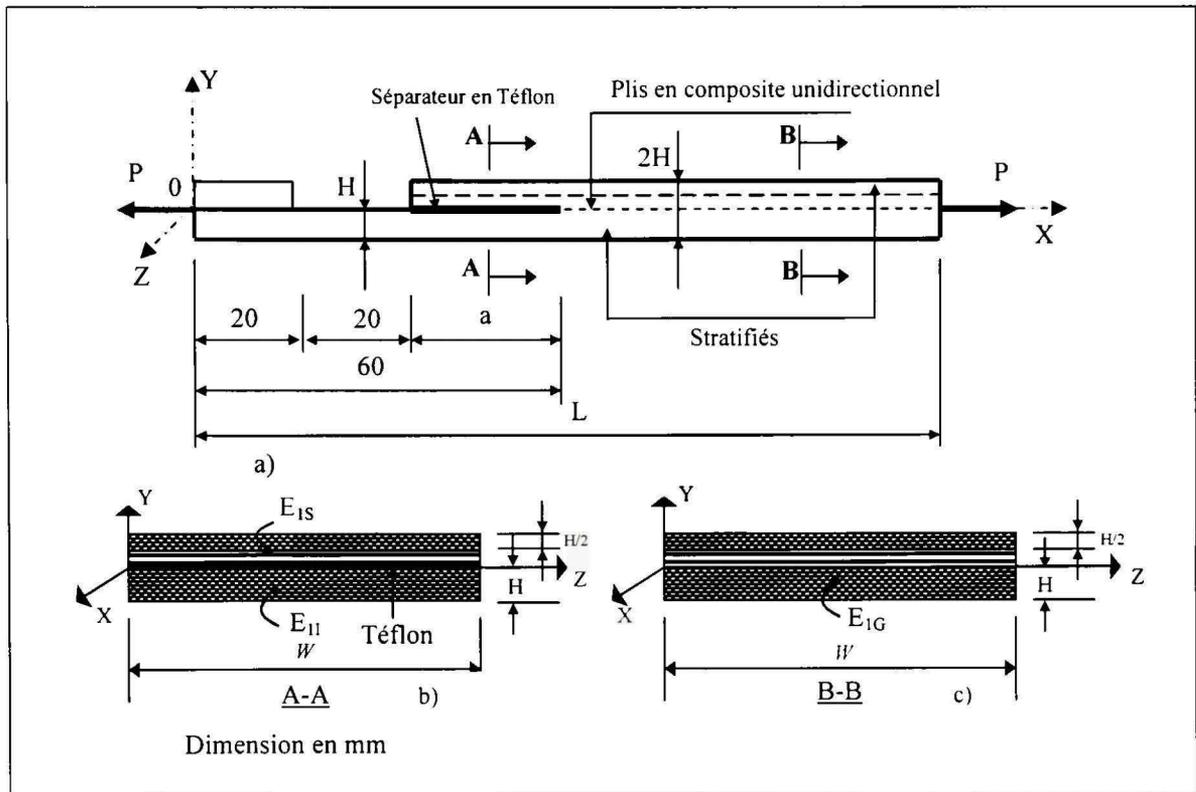


**Figure 5.10 Modèle en EF de l'éprouvette du mode II.**

### 5.4.3 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode-mixte

#### 5.4.3.1 Description géométrique de l'éprouvette du mode-mixte

L'éprouvette du mode-mixte est une plaque rectangulaire de dimensions qui sont montrées dans le tableau 5.1 et la figure 5.11. L'éprouvette contient une languette en Téflon de longueur «  $a$  » qui divise son épaisseur en deux parties. Par conséquent, il y a trois régions de différentes caractéristiques dans l'éprouvette. Les modules d'élasticité de la région supérieure à la feuille en Téflon sont  $E_{1S} = E_{2S} = 30.96$  GPa tandis que ceux de la région inférieures à la feuille en Téflon sont  $E_{1I} = E_{2I} = 54$  GPa. La troisième région qui n'est pas divisée par la feuille de Téflon possède les modules  $E_{1G} = E_{2G} = 42.48$  GPa.



**Figure 5.11** Description géométrique d'éprouvette en mode-mixte.

#### 5.4.3.2 Modèle en éléments finis de l'éprouvette du mode-mixte

L'éprouvette du mode-mixte est modélisée en 156 points-clés et dix-huit volumes (Voir la figure 5.12). Afin d'assurer la robustesse du modèle, la taille d'élément des régions sollicitées se situant près du nez de l'entaille (distance  $F$  dans la figure 5.12) est raffinée par rapport à celle dans les autres régions. Le modèle comprend 9597 nœuds et 6600 éléments.

Les conditions aux frontières de l'éprouvette sont : une charge horizontale appliquée à l'extrémité de l'éprouvette et l'autre extrémité est immobilisée dans les 3 directions. (Voir la figure 5.13) et le programme complet en APDL pour le modèle du mode-mixte de rupture est présenté en annexe VII (Voir annexe VII, p.211).

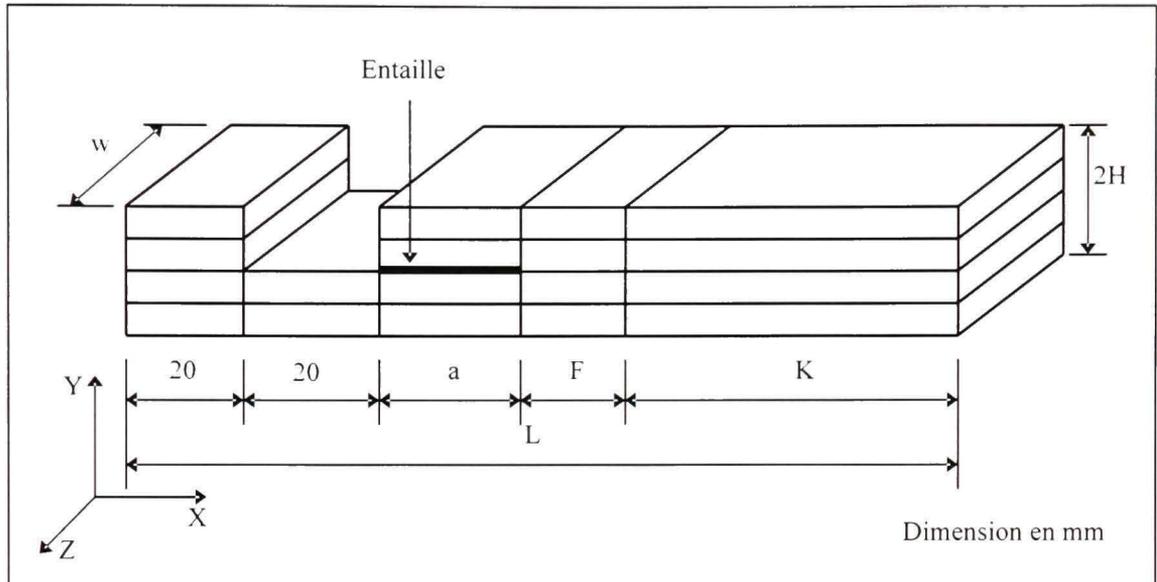


Figure 5.12 Modèle en EF du mode-mixte en 18 volumes.

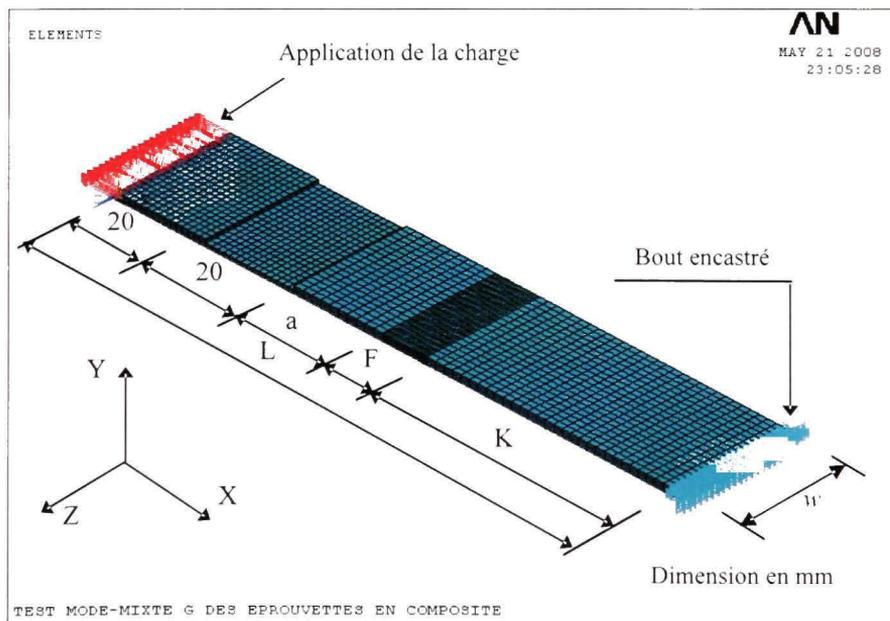


Figure 5.13 Modèle en EF de l'éprouvette du mode-mixte.

## 5.5 Critères de rupture du matériau composite

### 5.5.1 Relation Contraintes-Déformations

Le matériau orthotrope est un matériau élastique homogène présentant en tout point deux symétries du comportement mécanique, chacune par rapport à un plan, les deux plans étant orthogonaux. La loi de comportement exprimée dans les axes dits « orthotropes » définis au moyen du trièdre construit sur les deux plans orthogonaux et leur intersection, peut s'écrire sous la forme conventionnelle suivante :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & -\frac{\nu_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xz}}{E_x} & -\frac{\nu_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} \quad (5.1)$$

où  $E_x$ ,  $E_y$  et  $E_z$  sont les modules d'élasticité longitudinaux;  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$  et  $G_{xz}$  sont les modules de cisaillement;  $\nu_{xy}$ ,  $\nu_{xz}$ ,  $\nu_{yz}$ ,  $\nu_{yx}$ ,  $\nu_{zx}$ ,  $\nu_{zy}$  sont les coefficients de Poisson.

De plus, la symétrie de la matrice de la loi de comportement ci-dessus entraîne les égalités :

$$\begin{aligned}
 \frac{\nu_{yx}}{E_y} &= \frac{\nu_{xy}}{E_x}; \\
 \frac{\nu_{zx}}{E_z} &= \frac{\nu_{xz}}{E_x}; \\
 \frac{\nu_{zy}}{E_z} &= \frac{\nu_{yz}}{E_y}.
 \end{aligned}
 \tag{5.2}$$

### 5.5.2 Critères de rupture du composite utilisés dans le logiciel Ansys<sup>®</sup>

Il existe plusieurs critères de rupture des matériaux orthotropes. Les critères de la rupture utilisés dans le logiciel Ansys<sup>®</sup> sont suivants :

- critère de la contrainte maximale (CCM);
- critère de la déformation maximale (CDM);
- critère de Tsai-Wu (CTW).

Dans cette thèse, les deux critères de contrainte maximale et de Tsai-Wu sont utilisés pour étudier de la charge causant la fissure initiale et le processus de la propagation de la fissuration, car ces deux critères de rupture sont les plus proches de la réalité.

#### 5.5.2.1 Critère de contrainte maximale

Selon le critère de contrainte maximale, la rupture du composite se produit dès que le champ des contraintes ne satisfait plus aux relations (2.6). Le critère de la contrainte maximale s'écrit sous la forme suivante :

$$\zeta_1 = \max de \left\{ \begin{array}{l} \frac{\sigma_{xt}}{\sigma_{xt}^f} \quad \text{ou} \quad \frac{\sigma_{xc}}{\sigma_{xc}^f} \\ \frac{\sigma_{yt}}{\sigma_{yt}^f} \quad \text{ou} \quad \frac{\sigma_{yc}}{\sigma_{yc}^f} \\ \frac{\sigma_{zt}}{\sigma_{zt}^f} \quad \text{ou} \quad \frac{\sigma_{zc}}{\sigma_{zc}^f} \\ \left| \frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{xy}^f} \right| \\ \left| \frac{\sigma_{yz}}{\sigma_{yz}^f} \right| \\ \left| \frac{\sigma_{xz}}{\sigma_{xz}^f} \right| \end{array} \right. \quad (5.3)$$

où  $\sigma_{xt}$ ,  $\sigma_{yt}$ ,  $\sigma_{zt}$  sont les contraintes en traction au point calculé et  $\sigma_{xc}$ ,  $\sigma_{yc}$ ,  $\sigma_{zc}$  sont contraintes en compression au point calculé;  $\sigma_{xt}^f$  et  $\sigma_{xc}^f$  sont les contraintes de ruptures en traction et en compression respectivement,  $\zeta_1$  est le facteur multiplicatif de sécurité de la charge appliquée.

### 5.5.2.2 Critère de rupture de Tsai-Wu

Dans le logiciel Ansys<sup>®</sup>. Le critère de Tsai-Wu pour la rupture du composite s'écrit sous les formes :

- critère basé sur la résistance exponentielle :

$$\zeta_2 = A + B \quad (5.4)$$

- critère basé sur l'inversion de la proportion de résistance :

$$\zeta_2 = \frac{1}{\left( -\frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A}\right)^2 + \frac{1}{A}} \right)} \quad (5.5)$$

où  $\xi_2$  est le facteur multiplicatif et les termes  $A, B$  dans les équations (5.4) et (5.5) s'écrivent :

$$A = -\frac{(\sigma_x)^2}{\sigma_{XT}^f \sigma_{XC}^f} - \frac{(\sigma_y)^2}{\sigma_{YT}^f \sigma_{YC}^f} - \frac{(\sigma_z)^2}{\sigma_{ZT}^f \sigma_{ZC}^f} + \frac{(\sigma_{xy})^2}{(\sigma_{xy}^f)^2} + \frac{(\sigma_{yz})^2}{(\sigma_{yz}^f)^2} + \frac{(\sigma_{xz})^2}{(\sigma_{xz}^f)^2} \quad (5.6)$$

$$+ \frac{C_{xy} \sigma_x \sigma_y}{\sqrt{\sigma_{XT}^f \sigma_{XC}^f \sigma_{YT}^f \sigma_{YC}^f}} + \frac{C_{yz} \sigma_y \sigma_z}{\sqrt{\sigma_{YT}^f \sigma_{YC}^f \sigma_{ZT}^f \sigma_{ZC}^f}} + \frac{C_{xz} \sigma_x \sigma_z}{\sqrt{\sigma_{XT}^f \sigma_{XC}^f \sigma_{ZT}^f \sigma_{ZC}^f}}$$

$$B = \left( \frac{1}{\sigma_{XT}^f} + \frac{1}{\sigma_{XC}^f} \right) \sigma_x + \left( \frac{1}{\sigma_{YT}^f} + \frac{1}{\sigma_{YC}^f} \right) \sigma_y + \left( \frac{1}{\sigma_{ZT}^f} + \frac{1}{\sigma_{ZC}^f} \right) \sigma_z \quad (5.7)$$

où  $C_{xy}$ ,  $C_{yz}$  et  $C_{zx}$  sont les coefficients de couplage selon la théorie de Tsai-Wu.

## 5.6 Procédure d'analyse par éléments finis

Cette étude comporte deux étapes : la première étape consiste à déterminer la charge provoquant la fissure initiale en appliquant la charge unitaire dans les modèles éléments finis et faire résoudre ces modèles pour calculer les facteurs multiplicatifs  $\xi_1$  et  $\xi_2$  selon les critères de la contrainte maximale et de Tsai-Wu. La valeur la plus grande parmi des  $\xi_1$  et  $\xi_2$  est retenue et l'interpolation linéaire donnera la charge causant la fissure initiale des modèles. La seconde étape est d'étudier le processus de la propagation de la fissuration qui est présenté par l'algorithme à la figure 5.14.

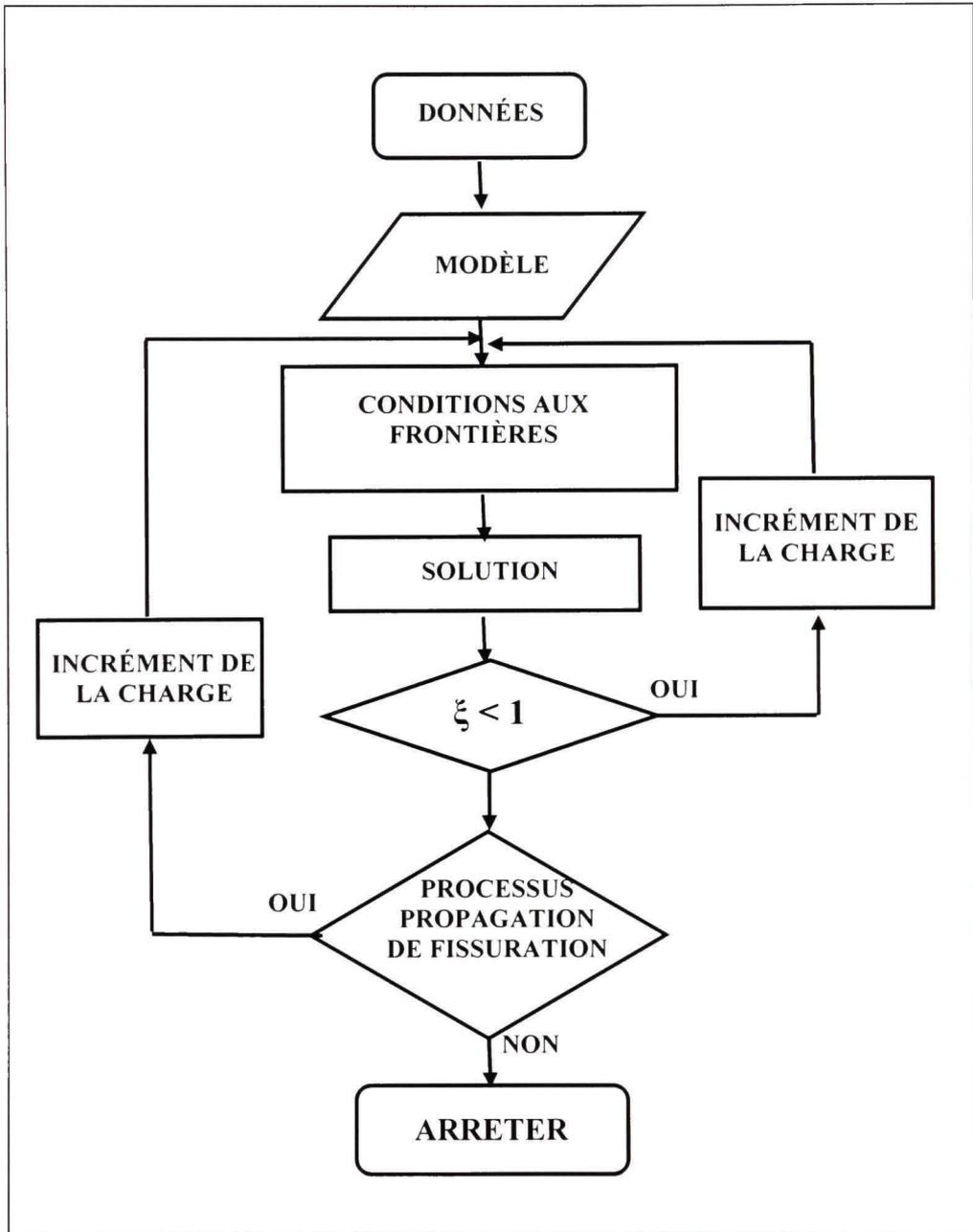


Figure 5.14 Algorithme du programme.

## **5.7 Conclusion**

La précision de la simulation numérique des modèles par la méthode des éléments finis dépend des paramètres suivants : le type d'élément, les propriétés des matériaux, la modélisation, les conditions aux frontières et les critères de rupture. Un manquement des paramètres mentionnés ci-dessus pourra donner des résultats inadéquats. Les résultats des simulations numériques des modèles d'éléments finis seront présentés dans le chapitre 6.

## CHAPITRE 6

### RÉSULTATS DES SIMULATIONS NUMÉRIQUES ET DISCUSSION

#### 6.1 Introduction

Les simulations numériques des modèles d'éléments finis dans cette thèse sont présentées en deux parties : la première partie consistera à présenter les résultats des simulations numériques du profilé en T et la seconde partie présentera les résultats des simulations numériques des modes de rupture. Les deux critères de contrainte maximale et Tsai-Wu sont utilisés pour prédire la fissuration.

#### 6.2 Résultats du profilé en T

##### 6.2.1 En traction

Les résultats des simulations numériques du profilé en T se présentent en deux étapes : la première étape présente les résultats des simulations numériques pour déterminer l'endroit de la fissure initiale ainsi que la charge requise; la seconde étape présente les résultats relatifs à la propagation de la fissuration.

##### 6.2.1.1 Fissure initiale

Les modèles du profilé en T ont des configurations différentes selon le nombre de plis de l'âme qui varie de 2 plis jusqu'à un nombre maximum de 16 plis tandis que le nombre de plis de la semelle est fixé à 10 plis. La modélisation du profilé en T est déjà présentée dans le paragraphe 5.2 et le nombre des éléments des modèles est environ de 38000 à 58680 éléments (*Voir* la figure 6.1). Afin de déterminer la charge causant la fissure initiale, une charge verticale unitaire est imposée dans les modèles de simulation afin de calculer les facteurs multiplicatifs selon les critères de rupture (*Voir* le paragraphe 5.5 du chapitre 5) au point le plus sollicité et ensuite l'interpolation linéaire du facteur multiplicatif le plus proche

de la réalité donnera la valeur de la charge causant la fissure initiale et les coordonnées du point où se trouve la fissure initiale. Les résultats de la charge causant la fissure initiale des modèles sont présentés dans les figures 6.2, 6.3 et dans les tableaux 6.1 et 6.2.

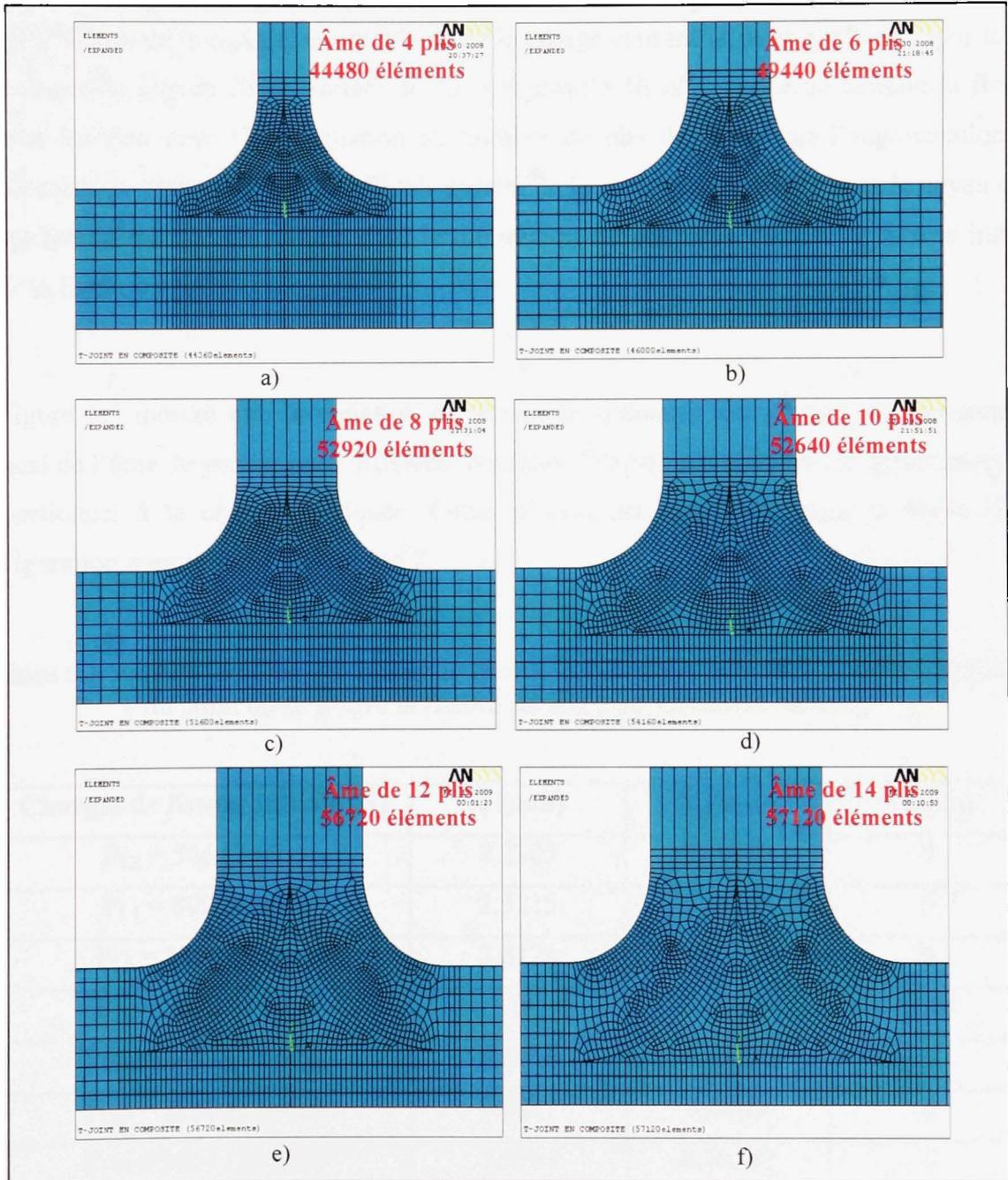


Figure 6.1 Maillages des éléments brique 8 nœuds des modèles Ansys<sup>®</sup>.

Le tableau 6.2 et la figure 6.3 indiquent les résultats sur les charges causant la fissure initiale en fonction du nombre de plis de l'âme. Cette charge accroît avec le nombre de plis de l'âme variant de 2 plis jusqu'à 12 plis. La raison est que l'augmentation du nombre de plis de l'âme engendre l'agrandissement de la matière de la partie entre le coin et la semelle donc l'augmentation de la rigidité du modèle et de la charge causant la fissure initiale. Pour le cas du nombre de plis de l'âme variant de 12 plis jusqu'à 16 plis, la charge causant la fissure initiale diminue avec l'augmentation du nombre de plis de l'âme car l'augmentation du nombre plis de l'âme provoque l'affaiblissement de la matière de la partie sous le noyau dont la rigidité du modèle est réduite d'où la diminution de la charge causant la fissure initiale (Voir la figure 6.1).

La figure 6.4 montre que la variation de la charge appliquée par rapport au déplacement vertical de l'âme du profilé pour différents modèles. D'après ces résultats, le déplacement est proportionnel à la charge appliquée. Cette relation est importante pour le choix de la configuration appropriée du profilé en T.

Tableau 6.1 Valeurs des charges causant la fissure initiale du profilé en T et les coordonnées du point où se trouve la fissure initiale pour différents modèles

<b>Charges de fissure initiale (N)</b>	<b>X (mm)</b>	<b>Y (mm)</b>	<b>Z (mm)</b>
$P_{1,2} = 564$ (2 plis)	2.2305	0.00105	0
$P_{1,4} = 809$ (4 plis)	2.5215	0.00118	0
$P_{1,6} = 1300$ (6 plis)	2.8124	0.00132	0
$P_{1,8} = 2092$ (8 plis)	0	3.20000	2.50
$P_{1,10} = 2482$ (10 plis)	0.0016	3.39430	0
$P_{1,12} = 2960$ (12 plis)	0.0017	3.6852	0
$P_{1,14} = 1951$ (14 plis)	3.9762	0.00187	0
$P_{1,16} = 1346$ (16 plis)	4.2671	0.0020	0

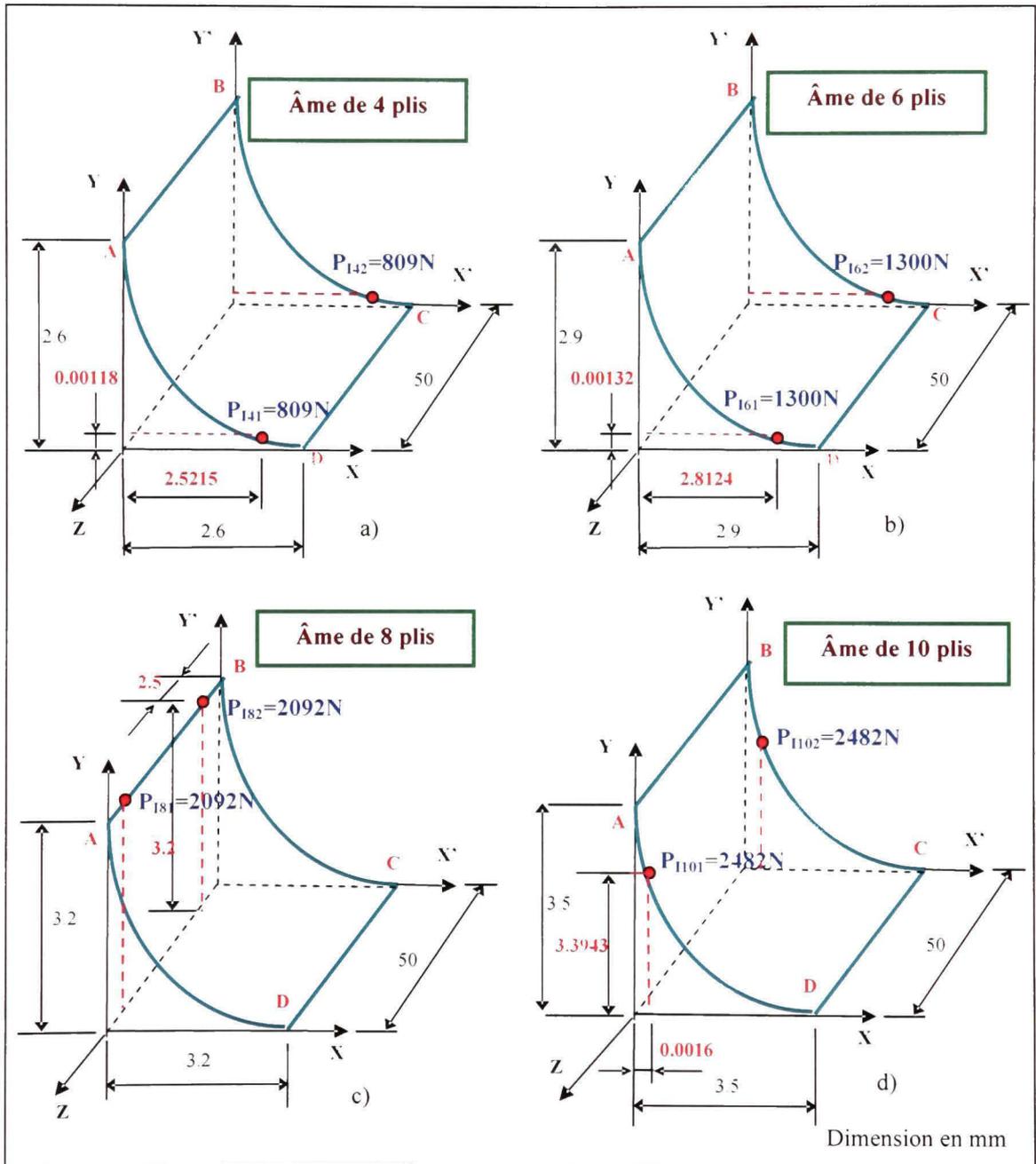


Figure 6.2 Localisation et de la charge causant la fissure initiale.

Tableau 6.2 Charges causant la fissure initiale du profilé en T de 2 plis à 16 plis de l'âme

Plis de l'âme du profilé en T	$P_{CCM}$ (N)	$P_{CTW}$ (N)
2	566	564
4	815	809
6	1325	1300
8	2136	2092
10	2596	2482
12	3244	2960
14	1963	1951
16	1354	1346

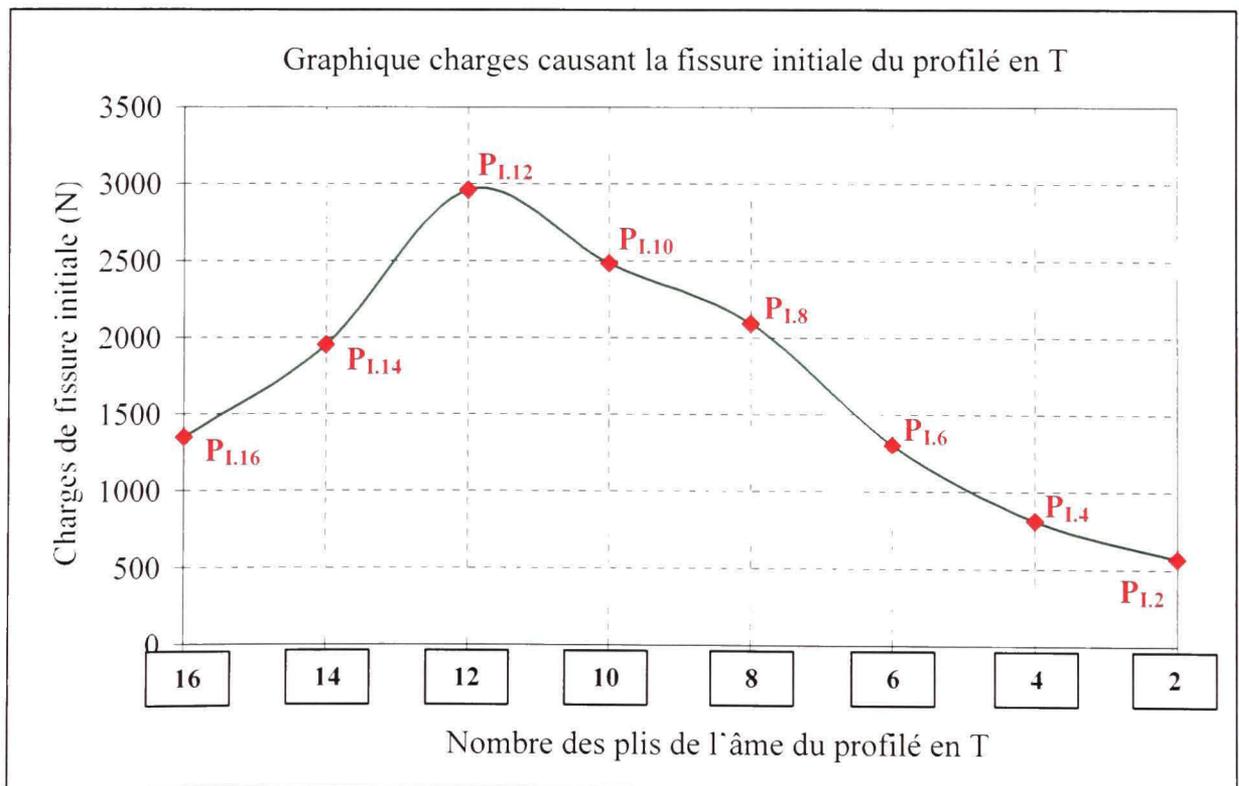


Figure 6.3 Charge causant la fissure initiale et Nombre de plis de l'âme.

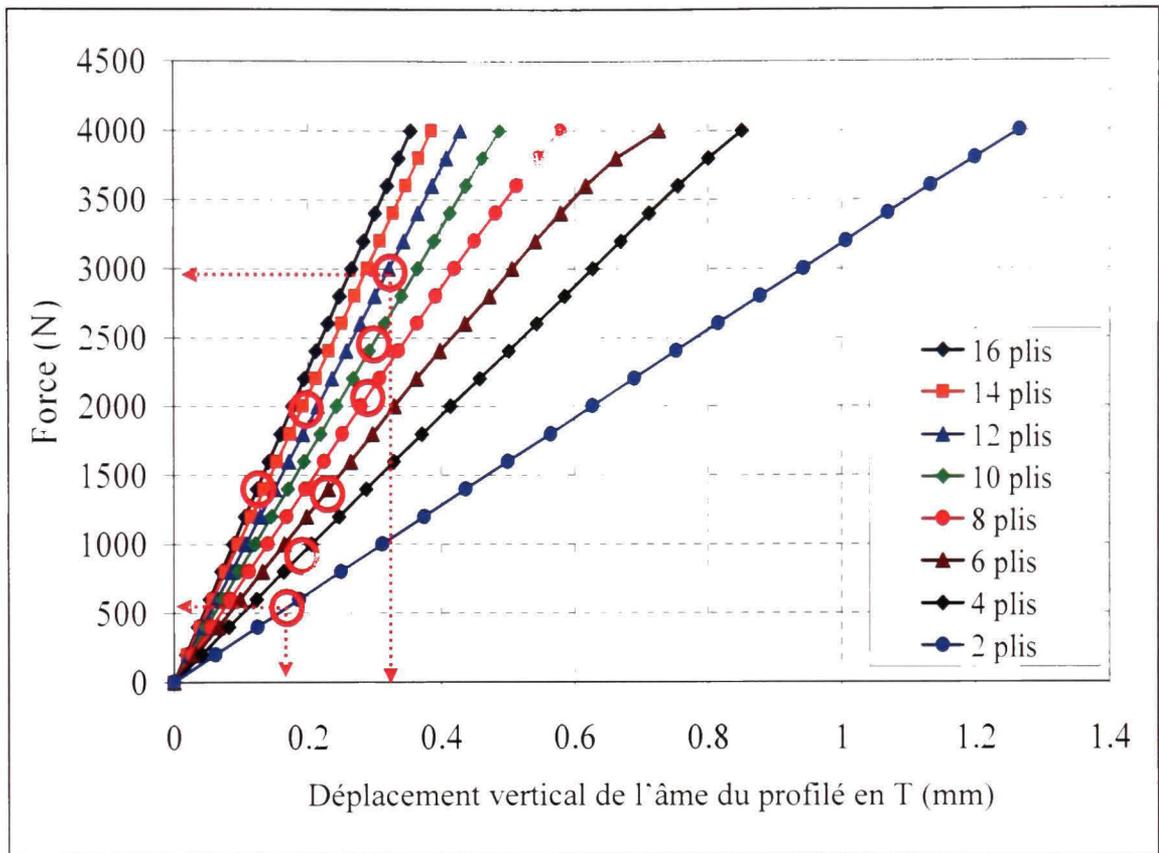
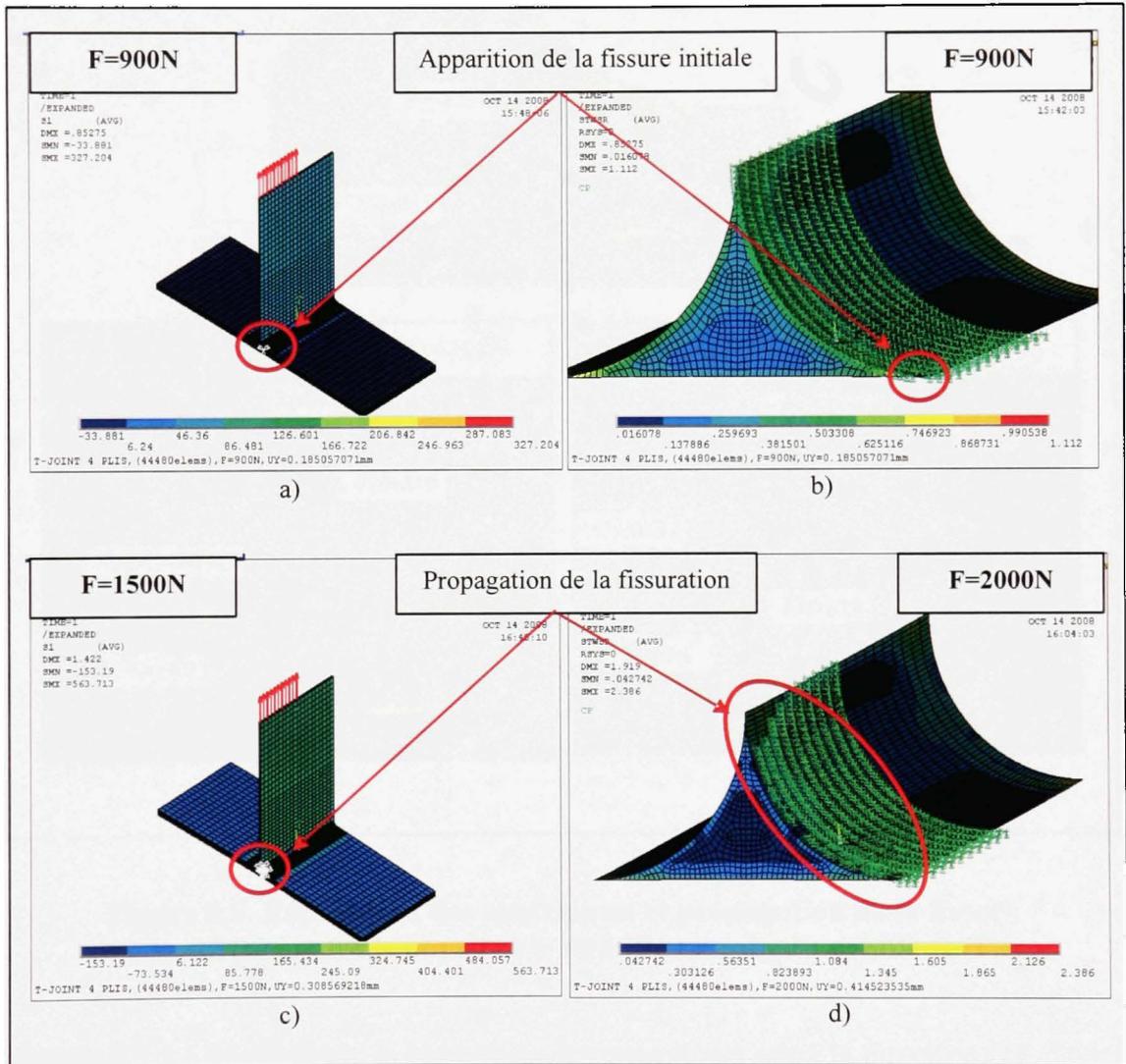


Figure 6.4 Force-Déplacement des profilés en T en traction.

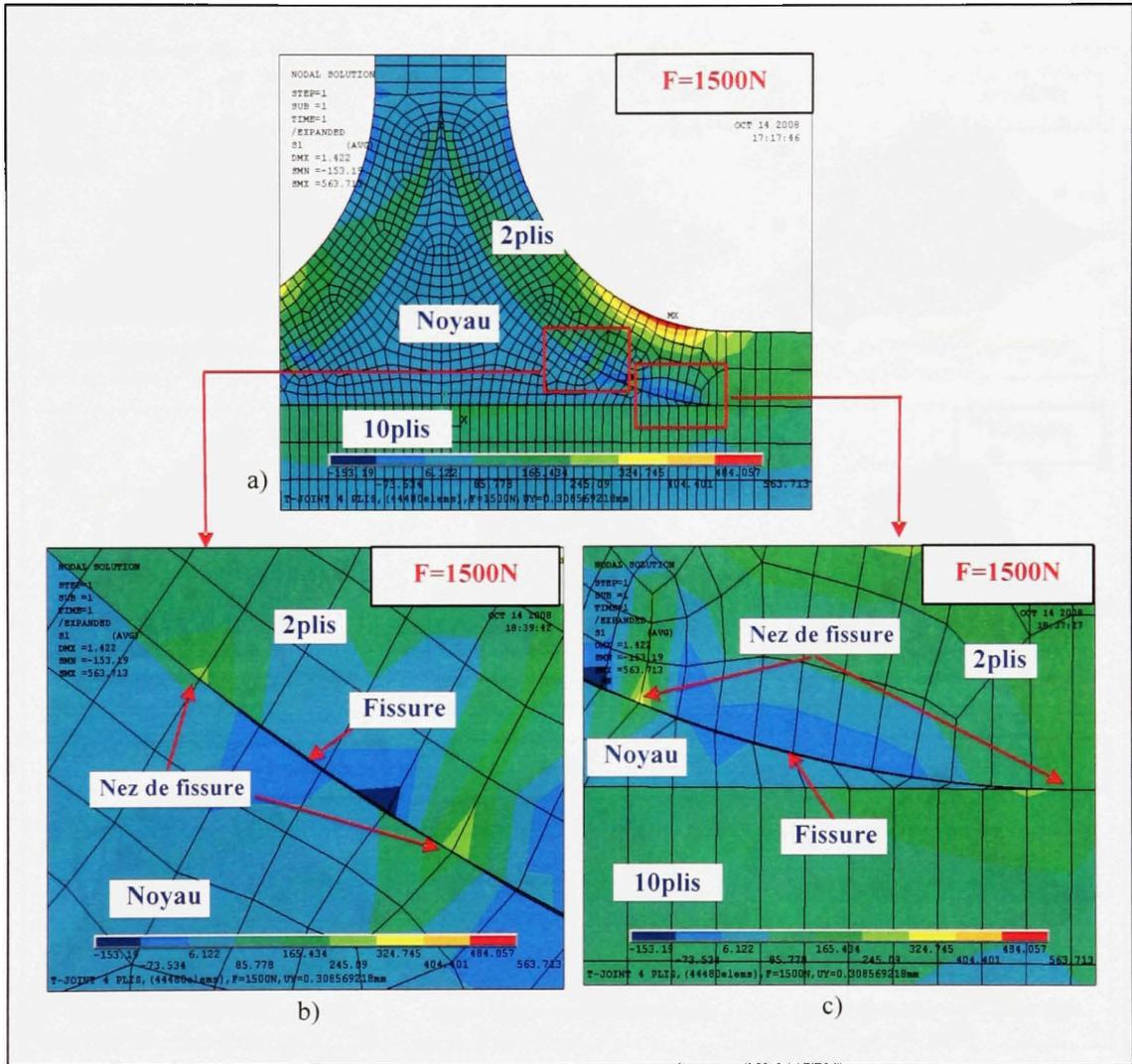
### 6.2.1.2 Propagation de la fissuration

La procédure de simulation de la propagation de la fissuration comporte deux étapes: la première consiste à identifier les régions où il y a de possibilité de la fissuration; la seconde est de créer une connexion rigide des nœuds à la frontière des deux parties formant la fissure. Par la suite une comparaison de contraintes engendrées par le chargement à chaque nœud situé dans la région de couplage avec le critère de rupture imposé (Voir le paragraphe 5.5). Cette comparaison de contraintes est répétée à tous les nœuds de la région de couplage jusqu'à ce que le critère de rupture soit violé (Voir la figure 5.14). À l'endroit où le critère de rupture n'est pas respecté, la propagation de la fissure est simulée en détachant les nœuds couplés.

Les figures 6.5 à 6.6 présentent la répartition des contraintes selon la direction OX du profilé en T de l'âme de 4 plis. En plus, ces résultats permettent d'observer la variation des contraintes dans les deux matériaux selon la direction OX et l'évolution du processus de la propagation de la fissure.



**Figure 6.5 Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation de la fissuration du profilé en T de l'âme de 4 plis.**



**Figure 6.6 Répartition des contraintes et propagation de la fissure à la surface entre le noyau et le stratifié au coin du profilé en T.**

Les figures 6.7 à 6.8 présentent la répartition des contraintes selon la direction OX du profilé en T de l'âme de 6 plis. En plus, ces résultats permettent d'observer la variation des contraintes dans les deux matériaux selon la direction OX et l'évolution du processus de la propagation de la fissuration.



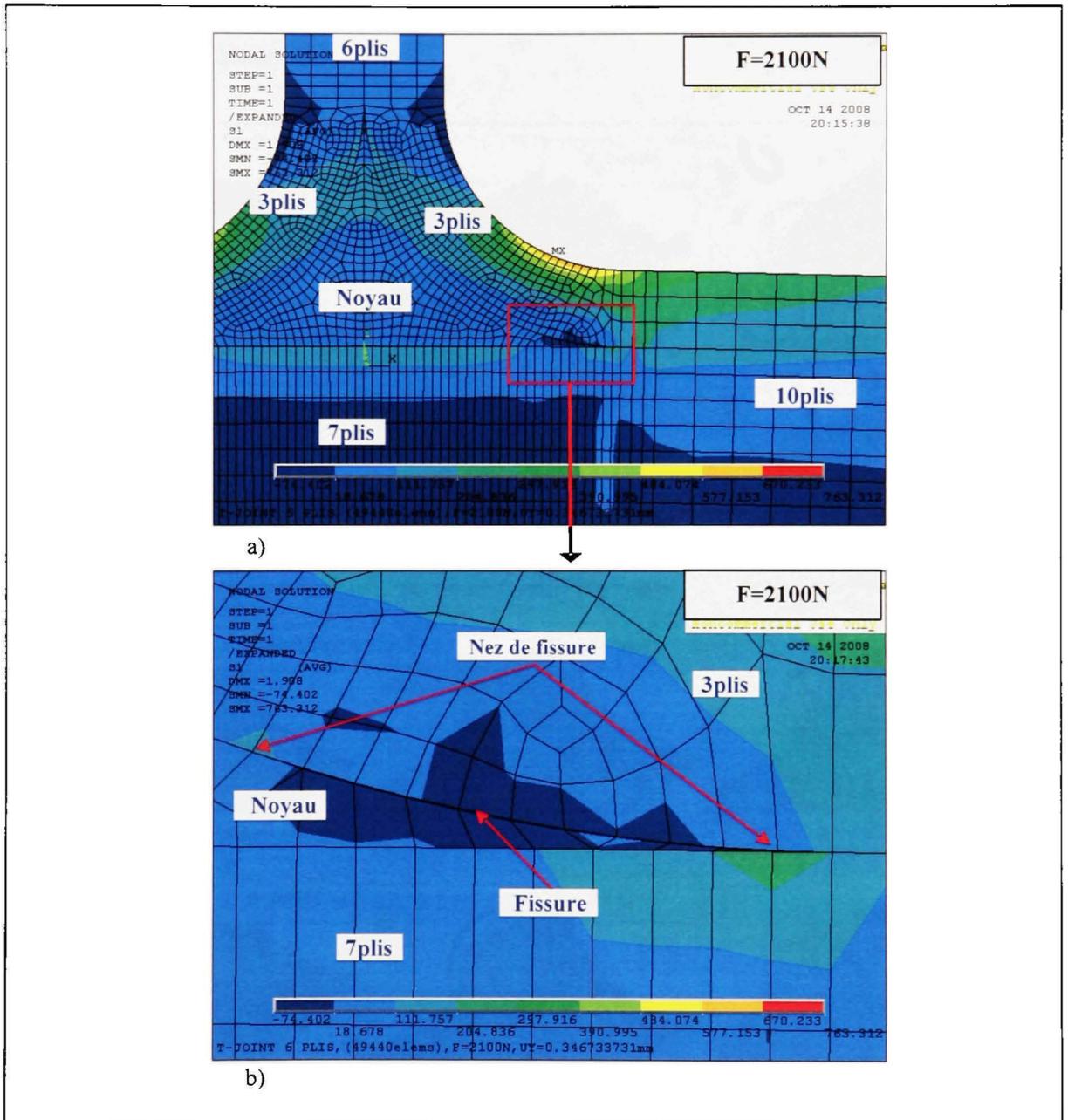
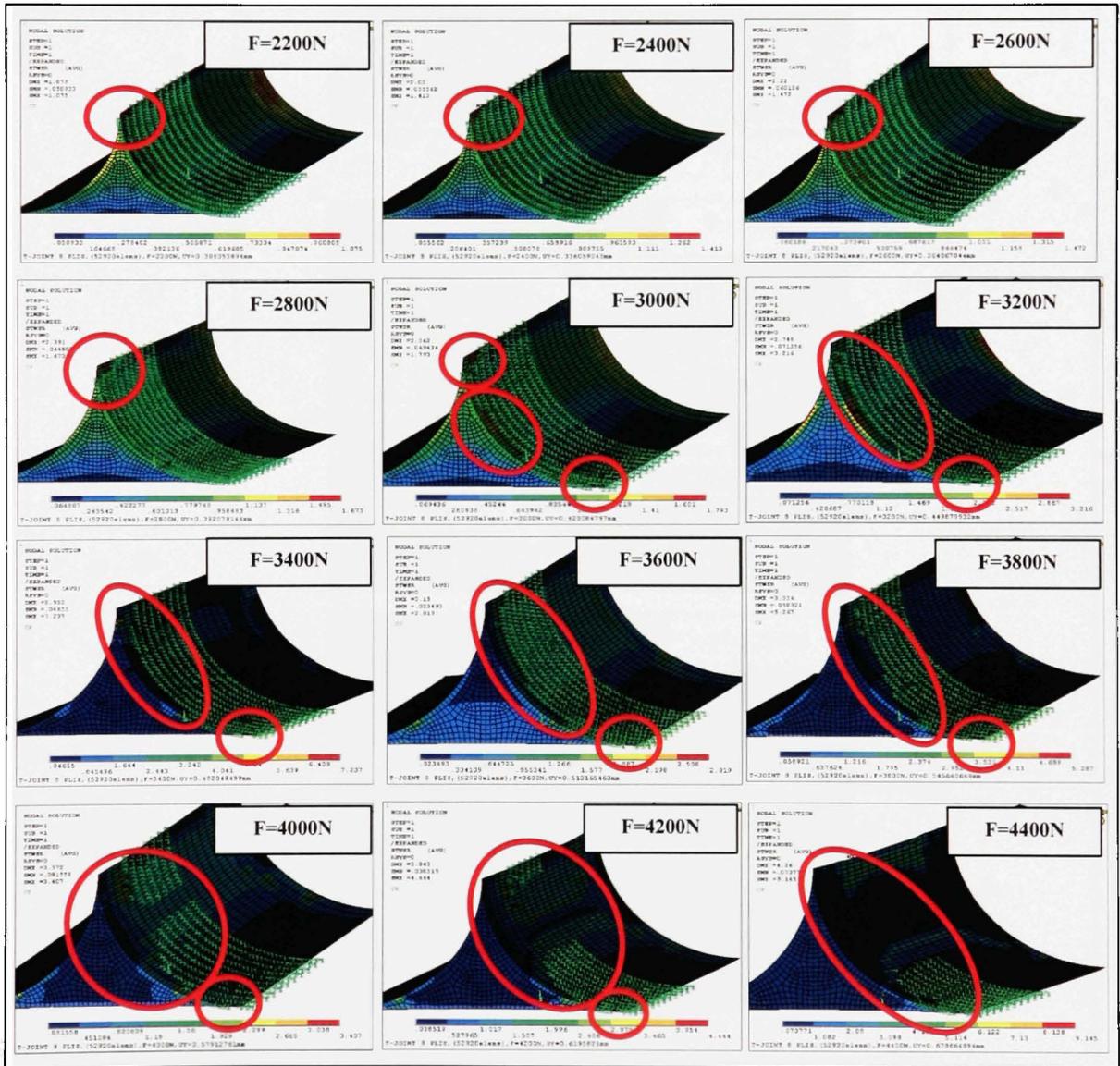


Figure 6.8 Répartition des contraintes et propagation de fissuration à la surface entre le noyau et le stratifié du profilé en T de l'âme de 6 plis.

Les figures 6.9 et 6.10 présentent la répartition des contraintes selon la direction OX du profilé en T de l'âme de 8 plis. Les résultats permettent d'observer la variation des contraintes dans les deux matériaux selon la direction OX et l'évolution du processus de la propagation de la fissure.



**Figure 6.9 Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation de la fissure du profilé en T de l'âme de 8 plis.**

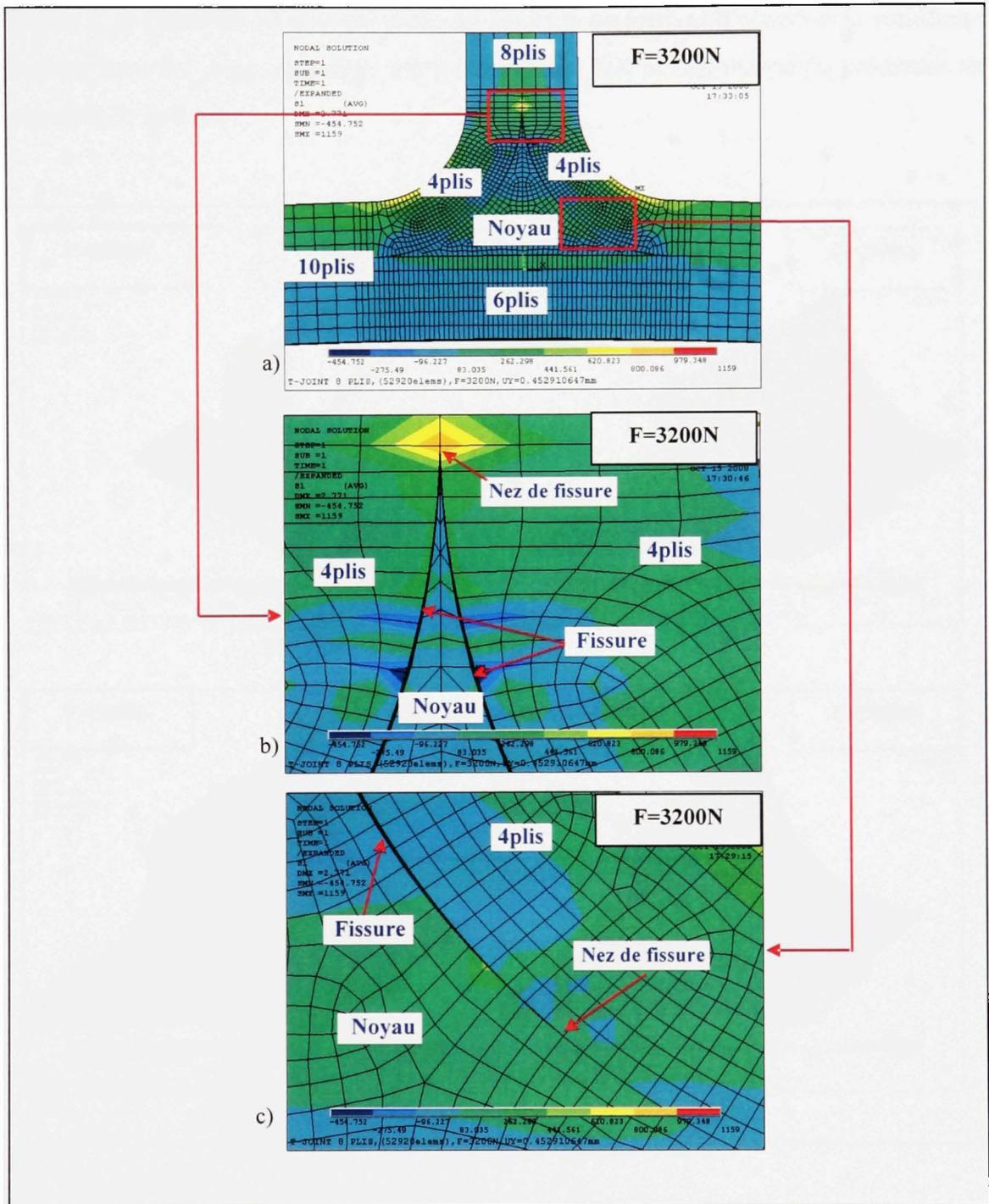
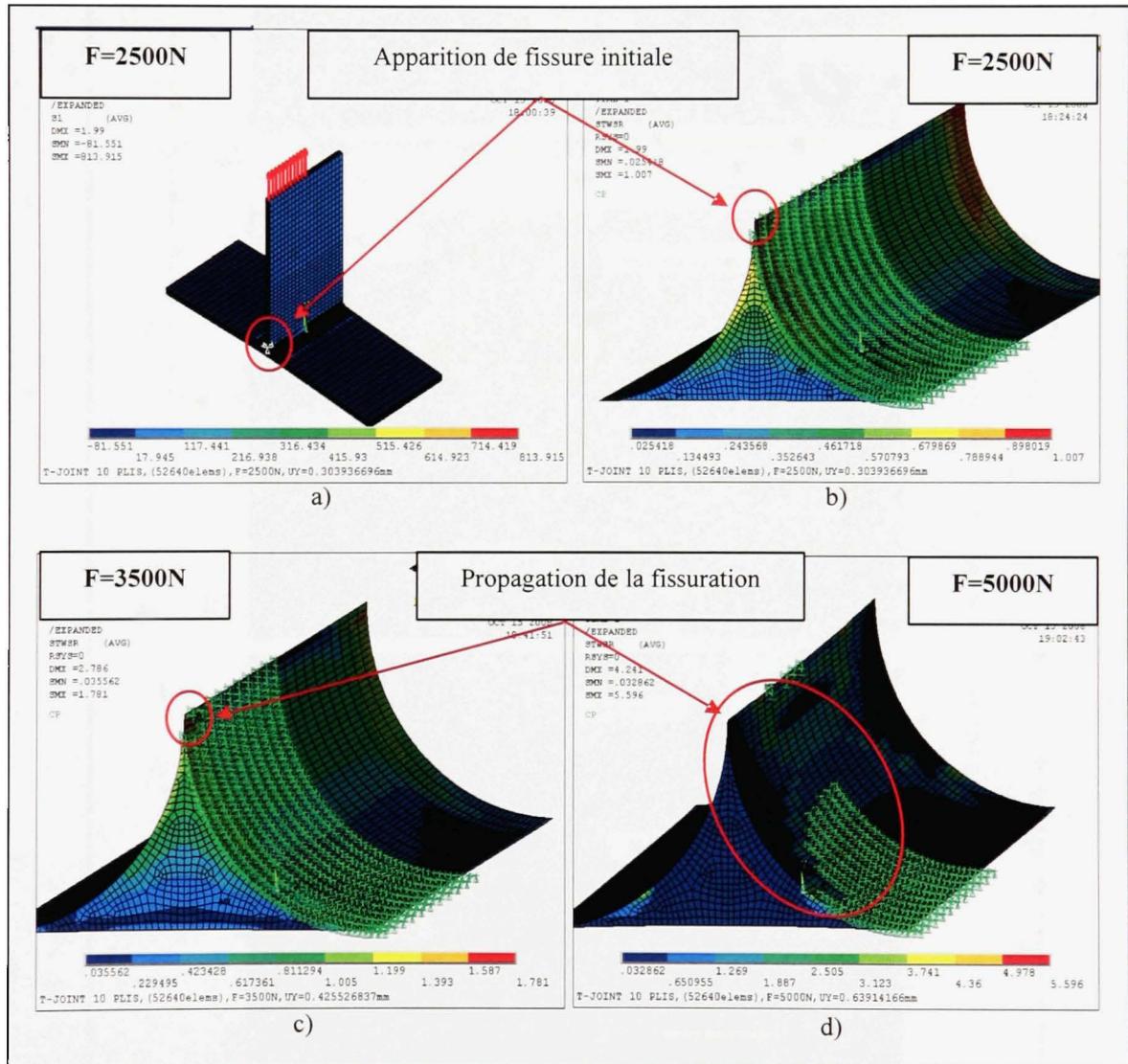


Figure 6.10 Propagation de la fissure du modèle comprenant une âme de 8 plis.

Les figures 6.11 et 6.12 présentent la répartition des contraintes selon la direction OX du profilé en T de l'âme de 10 plis. De plus, ces résultats permettent d'observer la variation des contraintes dans les deux matériaux selon la direction OX et l'évolution du processus de la propagation de la fissure.



**Figure 6.11 Répartition des contraintes, fissuration initiale et propagation de la fissuration du profilé en T de l'âme de 10 plis.**

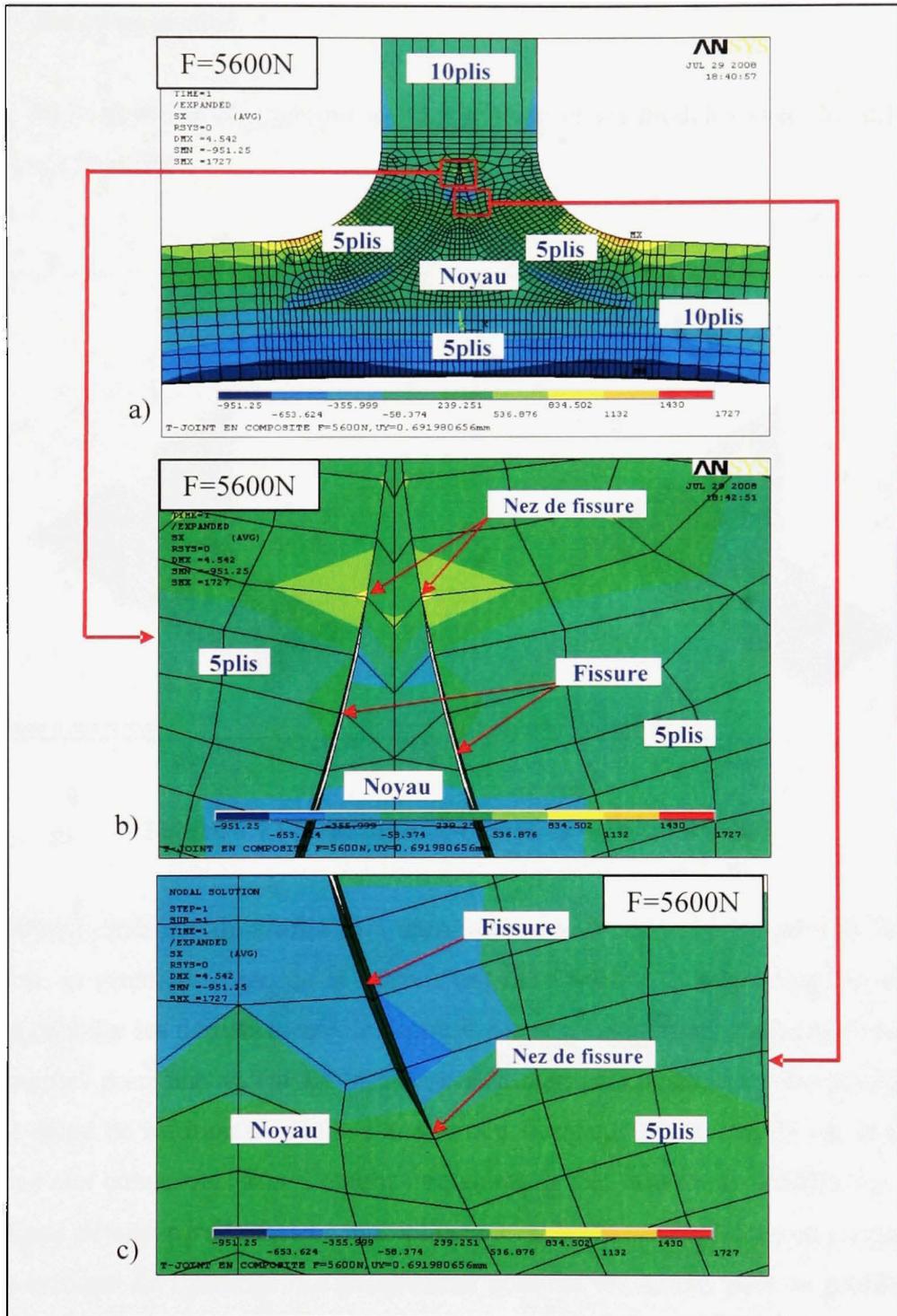
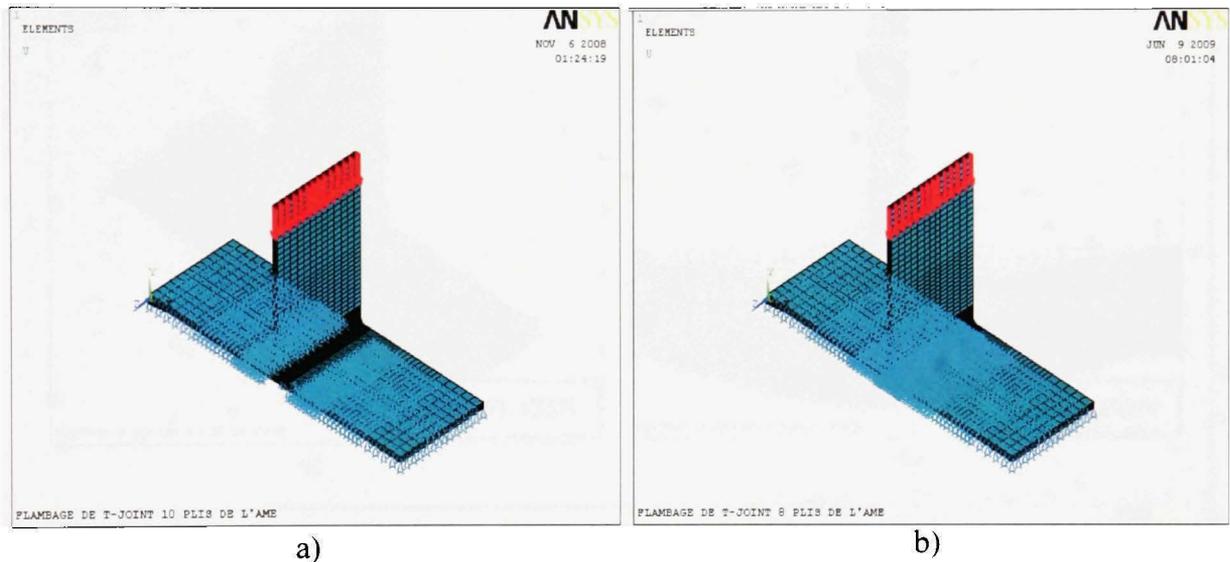


Figure 6.12 Propagation de la fissure du modèle de l'âme de 10 plis.

## 6.2.2 En compression

La figure 6.13 illustre le chargement en compression et les modèles avec des différents condition aux frontières.

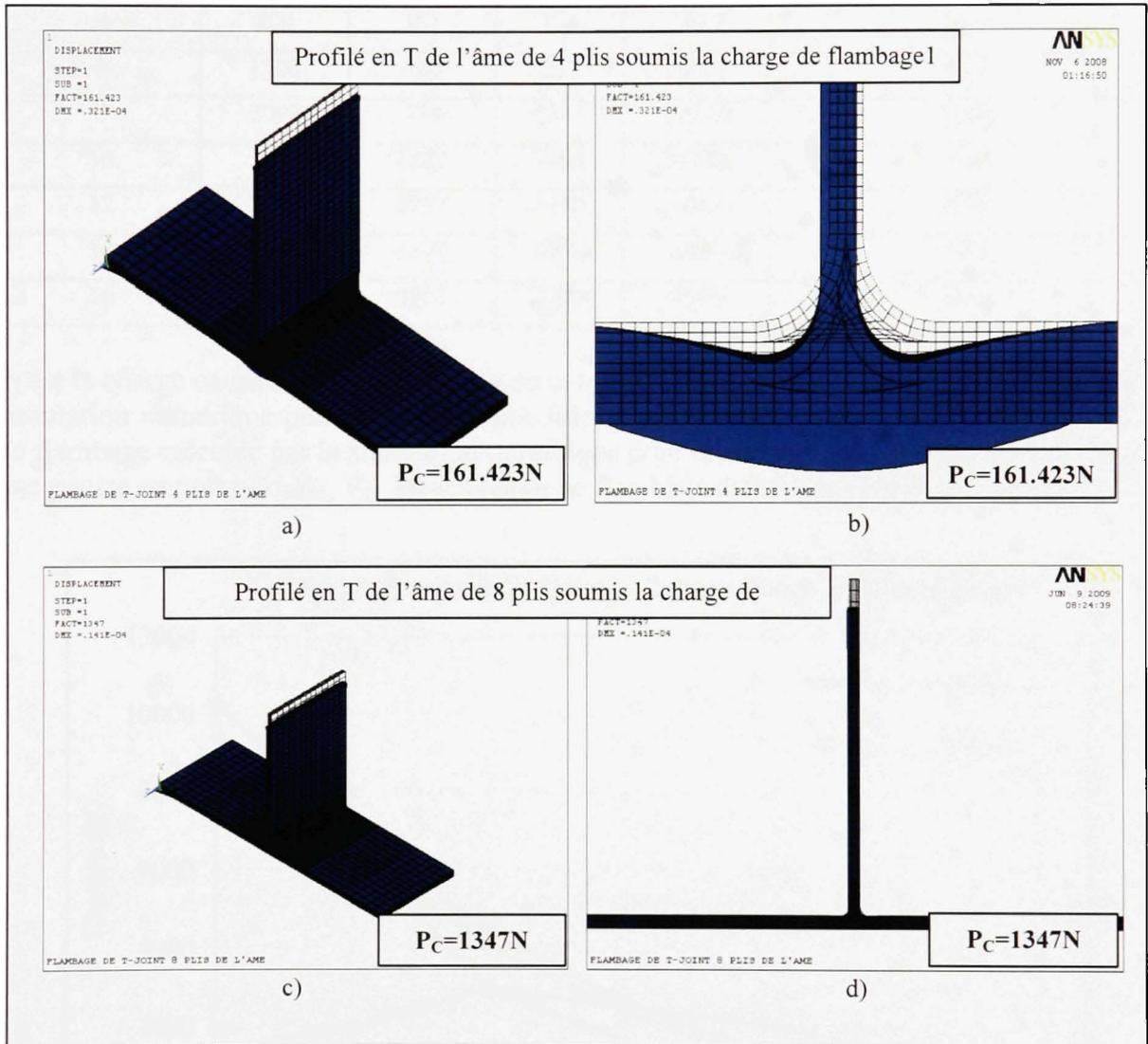


**Figure 6.13 Conditions aux frontières des modèles.**

La simulation numérique du profilé en T dans le cas compression se compose de deux étapes de solution: la première étape de solution s'appelle l'analyse statique linéaire, cette étape consiste à calculer les déplacements, les contraintes et à construire la matrice de rigidité due aux contraintes pour une valeur de la charge arbitraire en compression du profilé en T; la deuxième étape de solution s'appelle l'analyse de flambage qui est basée sur la matrice de rigidité due aux contraintes afin d'établir l'équation de l'instabilité du modèle. La résolution de cette étape déterminera le facteur multiplicateur de la charge appliquée en compression ou la charge critique de flambage. Le programme complet en APDL pour le profilé en T est présenté en annexe III (*Voir annexe III, p.148*).

Les figures 6.14 a et b, présentent la déformée et la valeur de la charge critique causant le flambage du profilé en T de l'âme de 4 plis avec la condition aux frontières du modèle a

présenté dans la figure 6.13 a, et dans les figures 6.14 c et d, illustrent la déformée et la valeur de la charge critique causant le flambage du profilé en T de l'âme de 8 plis avec la condition aux frontières du modèle a présenté dans la figure 6.13 b.



**Figure 6.14** Charge de flambage à  $Y = 80$  mm, 4 plis et 8 plis sur l'âme du profilé en T.

La figure 6.15 et le tableau 6.3 présentent les résultats de la charge causant la fissure initiale en compression et celle de flambage obtenue par la simulation numérique et calculée par la formule théorique [50, 51] du profilé en T en fonction du nombre de plis de l'âme.

Tableau 6.3 Charges causant la fissure initiale et charges de flambage du profilé en T

Nombre de pli de l'âme	$P_1$ (N)	$P_{C1}$ (N)	$P_{C2}$ (N)	$P_{Ce}$ (N)	Pourcentage d'erreur $P_{C2}/P_{Ce}(\%)$
4	809	161	174	149.7	13.9
6	1300	446	577	505.4	12.4
8	2092	739	1347	1197.9	11.06
10	2482	1587	2596	2339.7	9.8
12	2960	2927	4433	4043	8.79
14	1951	6573	6962	6420	7.78
16	1346	9503	10284	9583	6.8

$P_1$  est la charge causant la fissure initiale en compression;  $P_{C1}$  est la charge de flambage par la simulation numérique pour les mêmes conditions aux frontières du cas  $P_1$ ;  $P_{C2}$  est la charge de flambage calculée par la simulation numérique pour le cas où l'âme est considérée comme une poutre en porte-à-faux;  $P_{Ce}$  est la charge de flambage théorique pour le cas de  $P_{C2}$ .

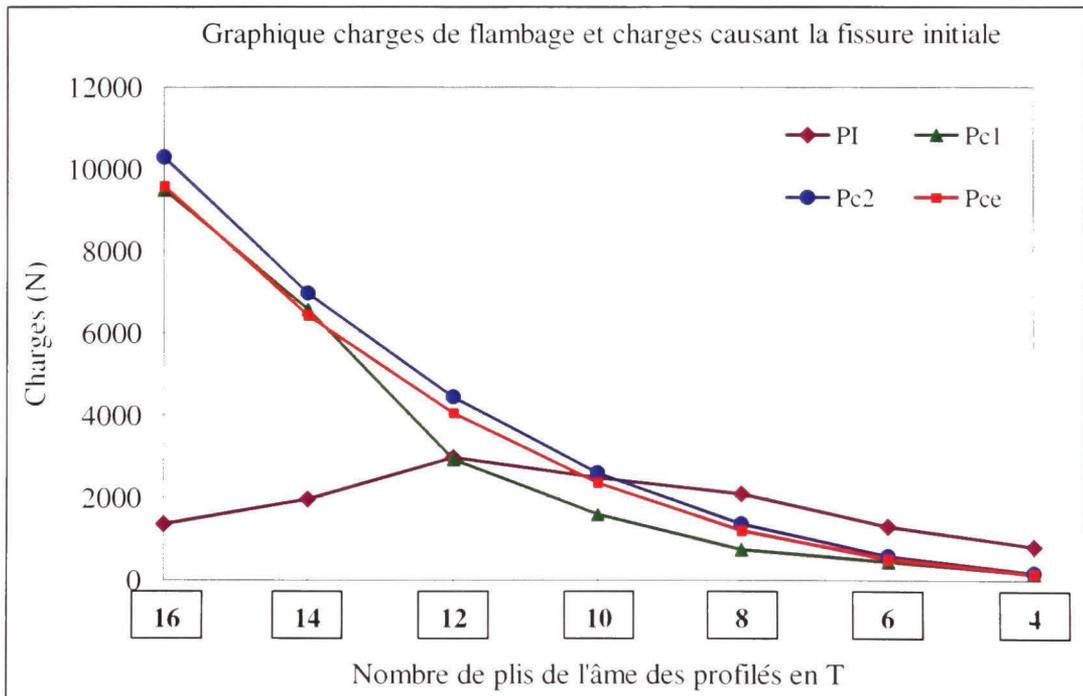
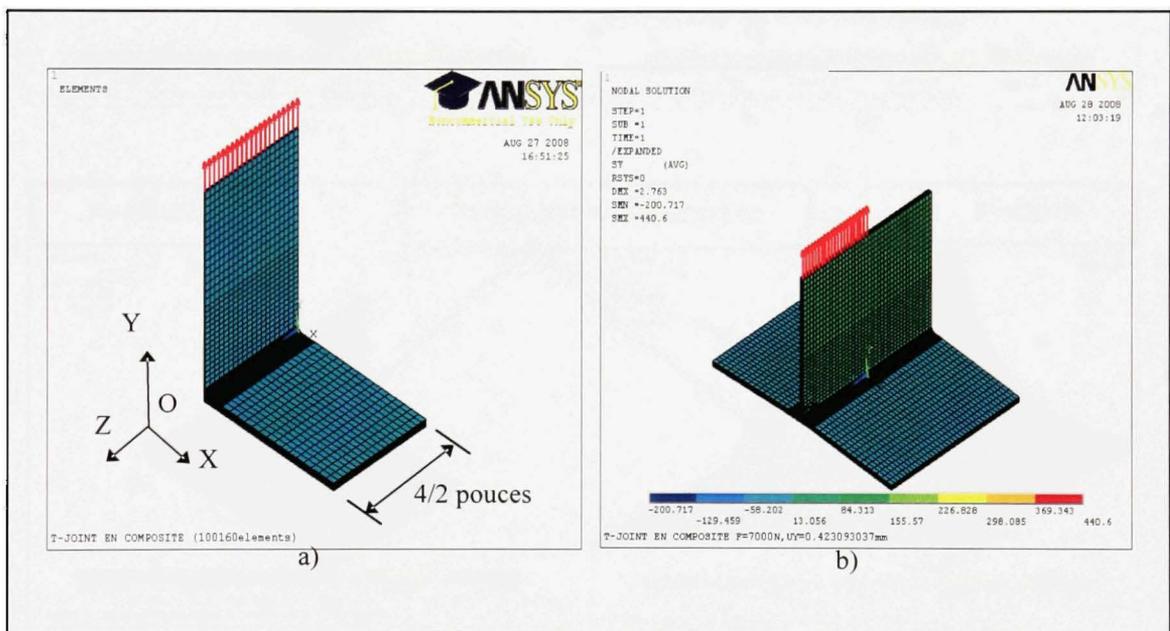


Figure 6.15 Charges de flambage et charges causant la fissure initiale du profilé en T de 4 plis à 16 plis sur l'âme.

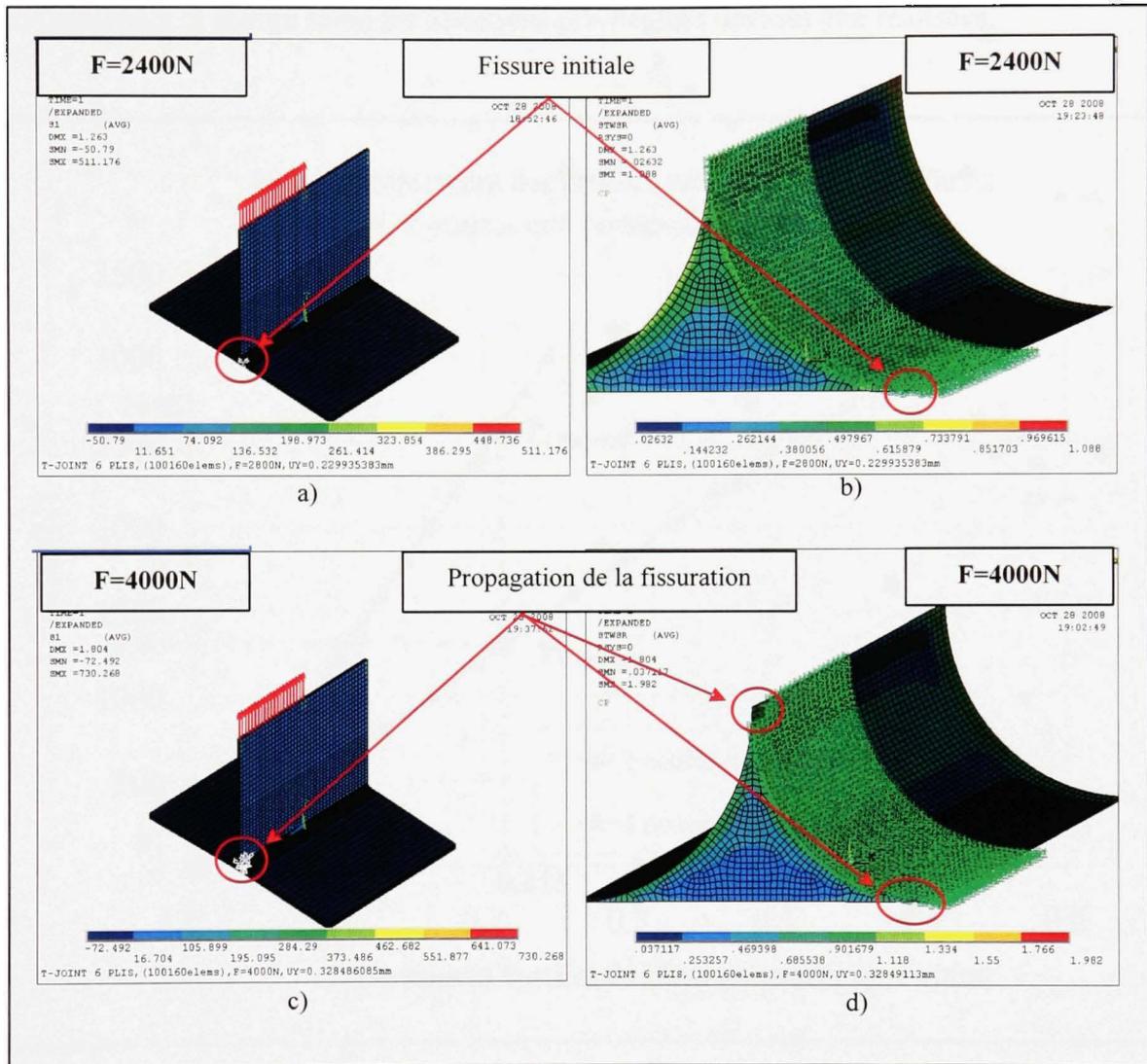
### 6.2.3 Influence de la largeur du profilé en T

La simulation numérique des modèles du profilé en T dépend des paramètres tels que les propriétés des matériaux, les orientations des fibres, le nombre de plis de l'âme et de la semelle et la largeur du profilé. La figure 6.16 présente un quart du modèle et le modèle en entier de 4 pouces de la largeur du profilé en T. Le programme complet en APDL pour le profilé en T est présenté en annexe IV (*Voir annexe IV, p.159*).



**Figure 6.16 Modèles du profilé en T.**

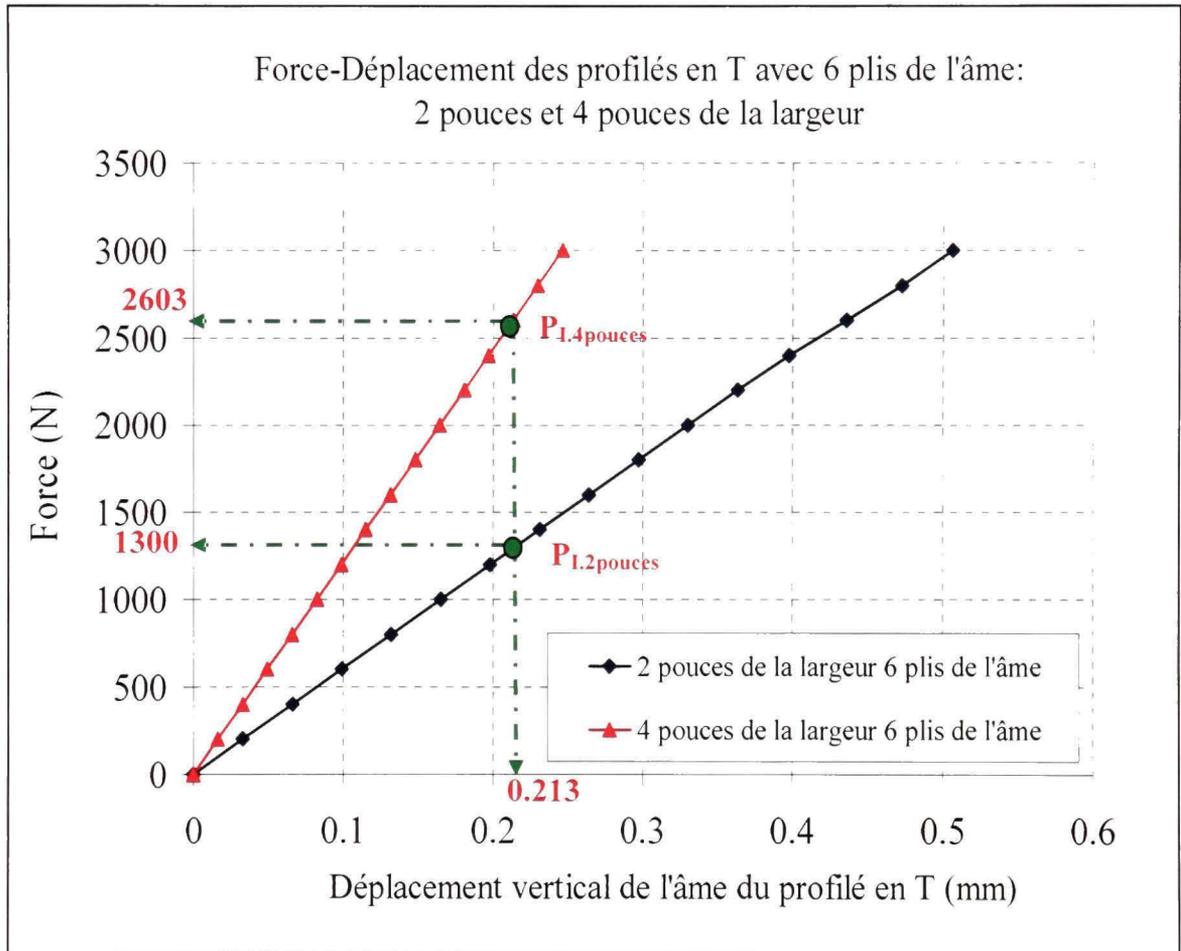
La figure 6.17 présente la propagation de la fissuration du profilé en T en cas de 4 pouces de la largeur et 6 plis de l'âme. Ces résultats montrent que l'apparition de la première fissure correspond à une charge de 2400 N (*Voir les figures 6.17 a et b*) et le processus de la propagation de la fissuration pour la charge allant de 2400 N jusqu'à 4000 N (*Voir les figures 6.17 c et d*).



**Figure 6.17 Apparition de fissure initiale et propagation de la fissuration du profilé en T dans le cas de l'âme de 6 plis et 4 pouces de la largeur.**

Les résultats des simulations numériques des modèles du profilé en T avec les différentes largeurs variant de 2 pouces et 4 pouces sont montrés à la figure 6.18. D'après ce graphique, la charge causant la fissure initiale augmente linéairement en fonction de la largeur ainsi que les résultats de propagation de la fissuration pour une charge de traction appliquée. Dans les études de simulations numériques d'arrachement du profilé en T, la relation de l'intensité de la charge causant la fissure initiale et la largeur est proportionnelle. Pour avoir des résultats

adéquats de l'influence de la largeur sur le comportement du profilé en T, les études de l'application de la charge selon les directions privilégiées devront être réalisées.



**Figure 6.18 Charges causant la fissure initiale du profilé en T de l'âme de 6 plis, 2 pouces et 4 pouces de la largeur.**

Le tableau 6.4 illustre les résultats de la charge causant la fissure initiale pour les cas : l'âme de 4 plis et 8 pouces de la largeur; l'âme de 6 plis et 4 pouces de la largeur; l'âme 10 plis et 6 pouces de la largeur et l'âme 8 plis et 8 pouces de la largeur. D'après les résultats, la charge causant la fissure initiale s'établit par la relation suivante :

$$P_{1\delta} = P_{1.2\text{pouces}} * \frac{\delta}{2} \quad (6.1)$$

où  $P_{1\delta}$  est la valeur de la charge causant la fissure initiale du profilé en T ;  $P_{1.2\text{pouces}}$  est la valeur de référence (colonne 1 du tableau 6.4) de la charge causant la fissure initiale du profilé en T et  $\delta$  est la largeur selon l'axe Z du profilé en T.

Tableau 6.4 Résultats des charges causant la fissure initiale du profilé en T

<b>Plis de l'âme du profilé en T</b>	<b><math>P_{1.2\text{pouces}}</math> (N)</b>	<b><math>P_{1.4\text{pouces}}</math> (N)</b>	<b><math>P_{1.6\text{pouces}}</math> (N)</b>	<b><math>P_{1.8\text{pouces}}</math> (N)</b>	<b>Pourcentage d'erreur (%)</b>
4	809			3077	4.2
6	1300	2603			0.23
10	2482		7396		0.68
8	2092			8009	4.3

#### 6.2.4 Influence de l'orientation des fibres du profilé en T

Dans les structures en composite, l'orientation des fibres joue un rôle important sur le comportement de la structure. Le tableau 6.5 illustre l'influence de la direction de fibres dans les stratifiés constituant d'un profilé en T comportant une âme de 10 plis sur la localisation de la fissure initiale et sur la charge causant la rupture initiale. Les propriétés du noyau utilisées sont obtenues en utilisant les données tirées de la référence [1] et les propriétés du stratifié en composite utilisées sont obtenues à partir des résultats de la référence [28]. Le programme complet en APDL pour le profilé en T est présenté en annexe II.

Le tableau 6.5 présente les coordonnées du site de la fissure initiale ainsi que la charge de traction qui la cause. L'influence de cette charge sur l'orientation des fibres dans le stratifié constituant de l'âme est illustrée graphiquement dans la figure 6.19. Il est observé que les

charges de fissure initiale pour les profilés comportant d'une âme faite des stratifiés : [0/15/-15/45/-45/45/-45/15/-15/0], et [0]<sub>10</sub> respectivement, sont les plus grandes parmi celles des six cas étudiés.

Tableau 6.5 Coordonnées du point où se trouvent la fissure initiale et les charges causant la fissure initiale du profilé en T

N°	Stratifiés du profilé en T	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	P <sub>i</sub> (N)
1	[0/15/-15/45/-45/45/-45/15/-15/0]	0.15848	2.4587	25	4376
2	[0] <sub>10</sub>	0	3.5	25	4118
3	[0/90] <sub>ss</sub>	0.00638	3.2887	25	3872
4	[45/-45] <sub>ss</sub>	2.8691	0.0573	5	1785
5	[0/-45/-30/-15/0] <sub>s</sub>	0	3.5	25	1353
6	[0/15/15/45/45/45/45/15/15/0]	0	3.5	25	989

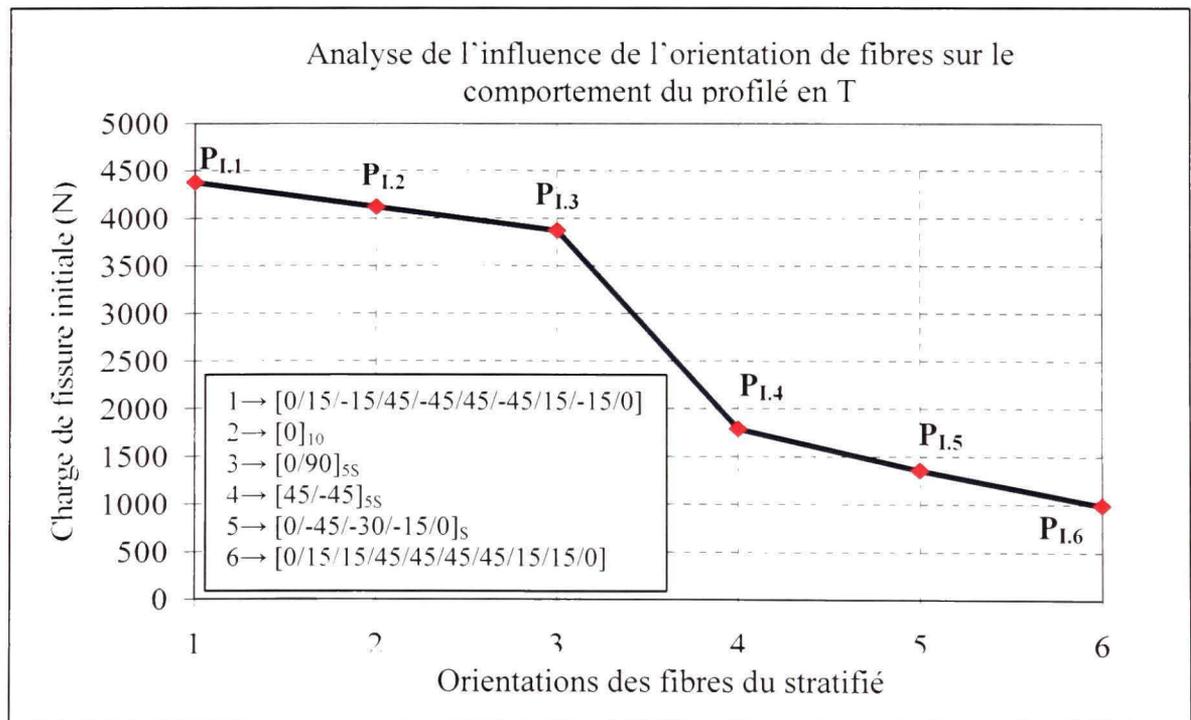
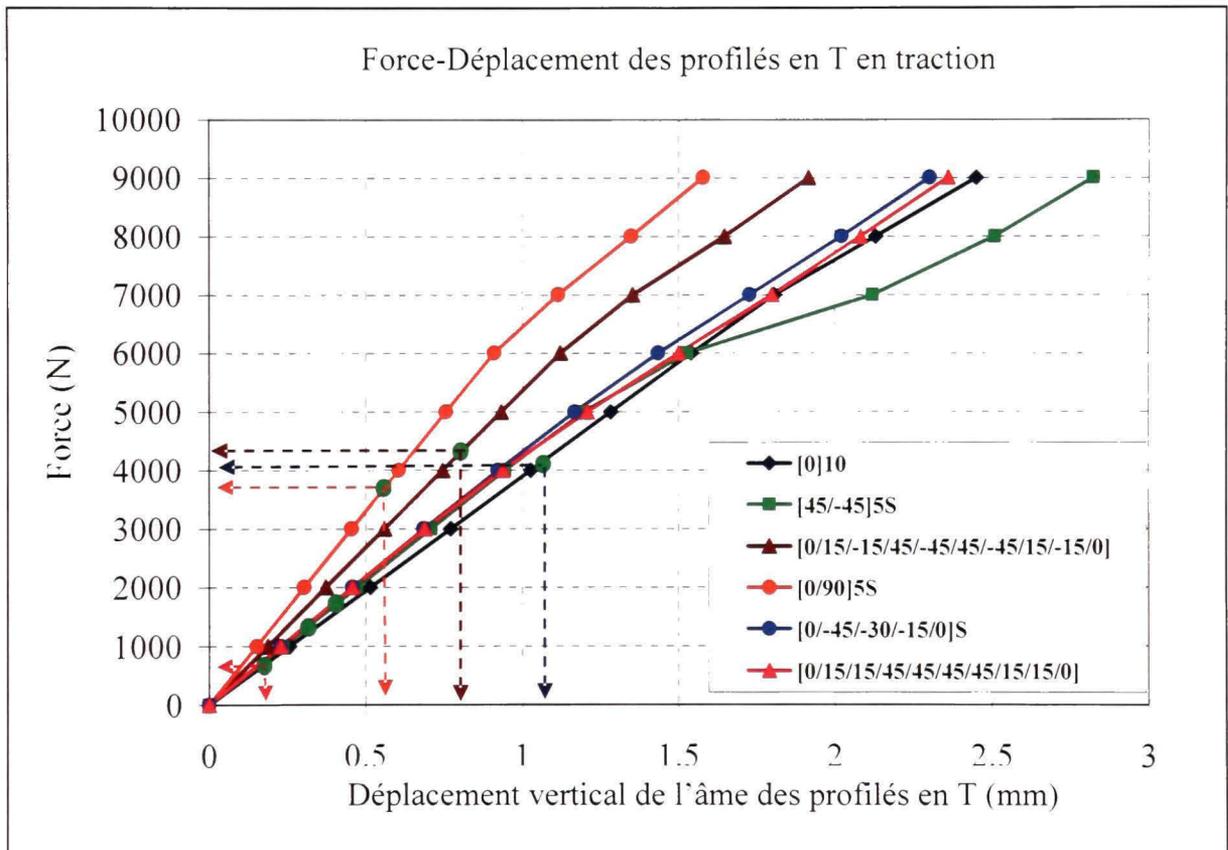


Figure 6.19 Charges causant la fissure initiale du profilé en T de l'âme de 10 plis pour des orientations différentes des fibres.

La figure 6.20 illustre les courbes de force d'arrachement en fonction du déplacement vertical de l'âme du profilé en T. Les résultats démontrent que le déplacement vertical du profilé comportant d'une âme des stratifiés (Voir la figure 6.19) est le plus grand par rapport à celui des autres cas, et ce pour la même charge causant la rupture initiale.



**Figure 6.20 Force-Déplacement du profilé en T de l'âme de 10 plis pour des orientations différentes des fibres.**

### 6.3 Résultats des modes de la rupture

La technique de simulation de l'initiation et de la propagation basée sur la résistance à la rupture des critères de rupture de la contrainte maximale et de Tsai-Wu ne permet pas de caractériser le mécanisme de la rupture. Il existe une différence fondamentale dans la rupture des matériaux composites comparée à celle des matériaux métalliques à l'échelle macroscopique. Lorsqu'une force axiale est appliquée à une éprouvette non entaillée de

traction métallique, la rupture se produit perpendiculairement à la force appliquée, alors que dans le matériau composite, l'endommagement principal se produit parallèlement à cette même force à cause de la faiblesse des interfaces entre les plis, ce qui s'appelle le délaminage.

En général, le délaminage se produit au bord de l'éprouvette sous l'influence des contraintes (perpendiculairement le plan des plis) dans l'épaisseur du composite et des contraintes de cisaillement, c'est-à-dire en mode de rupture mixte. Il convient d'étudier séparément le délaminage en mode I (tension), le délaminage en mode II (cisaillement) et le délaminage en mode-mixte.

Les résultats des simulations numériques de la charge et les coordonnées des points de la fissure initiale pour les trois modes de rupture sont présentés dans le tableau 6.6.

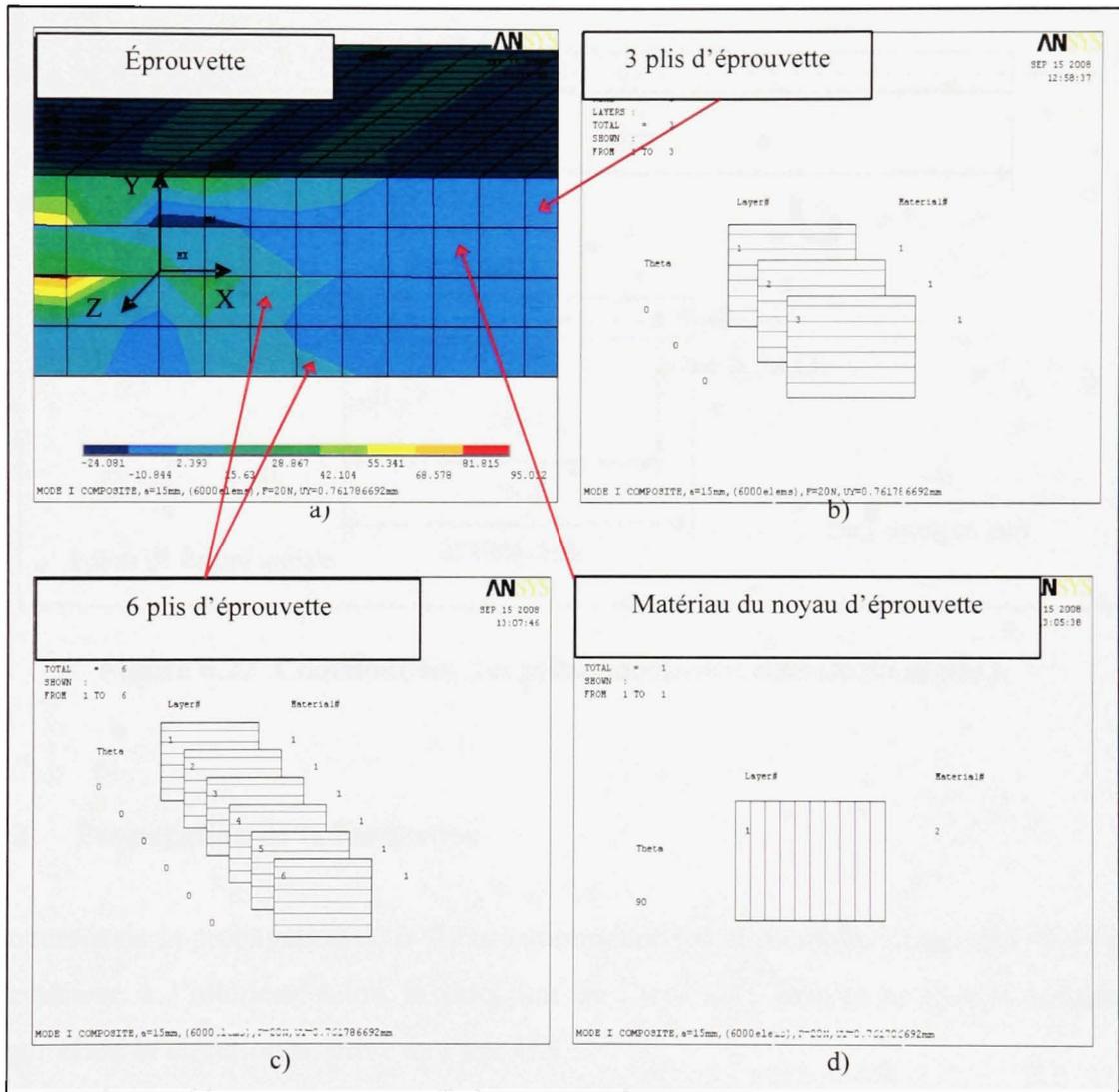
Tableau 6.6 Coordonnées des points des charges causant la fissure initiale

<b>Mode de rupture</b>	<b>X (mm)</b>	<b>Y (mm)</b>	<b>Z<sub>1</sub> (mm)</b>	<b>Z<sub>2</sub> (mm)</b>	<b>P<sub>1</sub> (N)</b>
Mode I	14.00	0.00	1.27	24.13	55
Mode II	30.50	0.00	0.00	25.40	369
Mode-mixte	60.50	0.00	12.70	12.70	4511

### 6.3.1 Mode I de rupture

Le modèle des éléments finis de l'éprouvette du mode I est montré à la figure 6.21. Cette éprouvette se compose de deux matériaux différents dont le premier matériau comprend des stratifiés en composite unidirectionnel (*Voir* les figures 6.21 b et c) qui a les directions des fibres selon les axes OX et OZ dans le système de coordonnées global tandis que le second

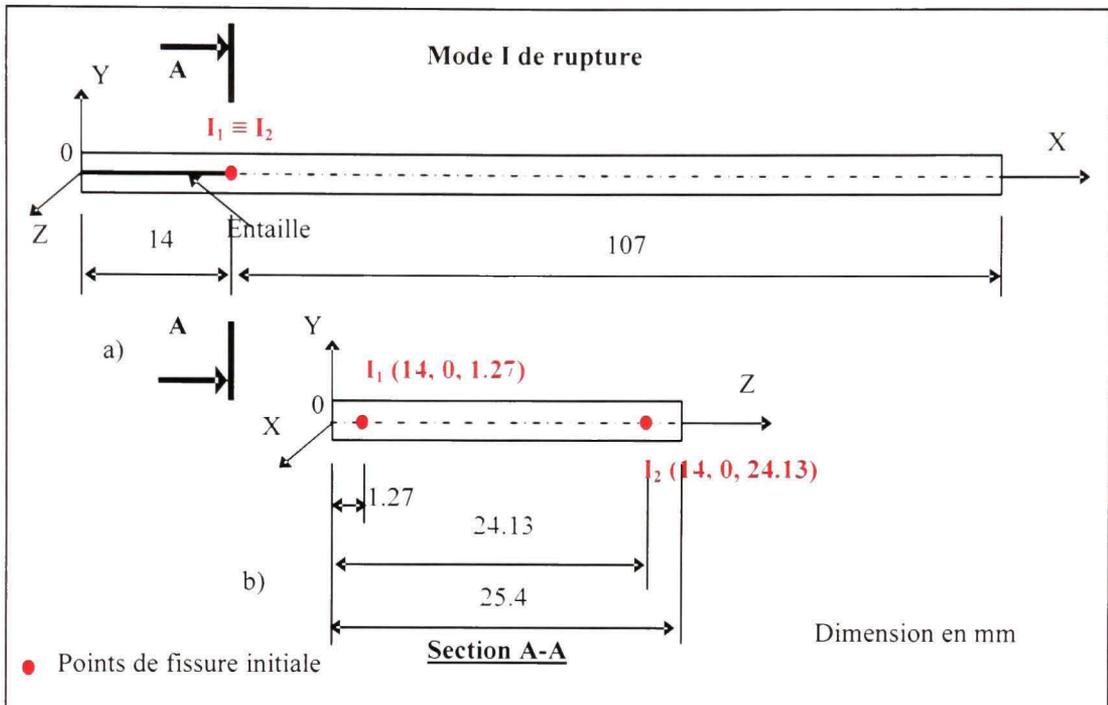
matériau de l'éprouvette est le pli du composite unidirectionnel qui a les directions des fibres uniquement selon l'axe OZ (Voir la figure 6.21 d).



**Figure 6.21 Éprouvette et direction des fibres des plis d'éprouvette.**

### 6.3.1.1 Charge causant la fissure initiale

Les résultats de la charge causant la fissure initiale montre que la localisation de la première fissure se trouve à la fin de l'entaille et à une distance de l'ordre de 1.27 mm des deux bords de l'éprouvette (Voir la figure 6.22).



**Figure 6.22** Coordonnées des points de fissure initiale du mode I.

### 6.3.1.2 Propagation de la fissuration

Le processus de la propagation de la fissure commence par la première fissure qui se propage de l'extérieur à l'intérieur selon la direction de l'axe OZ; ensuite la fissure continue à s'élargir selon la direction positive de l'axe OX.

Les résultats de l'apparition de fissure initiale et du processus de la propagation de la fissure du mode I de la rupture sont présentés dans les figures 6.23 et 6.24.

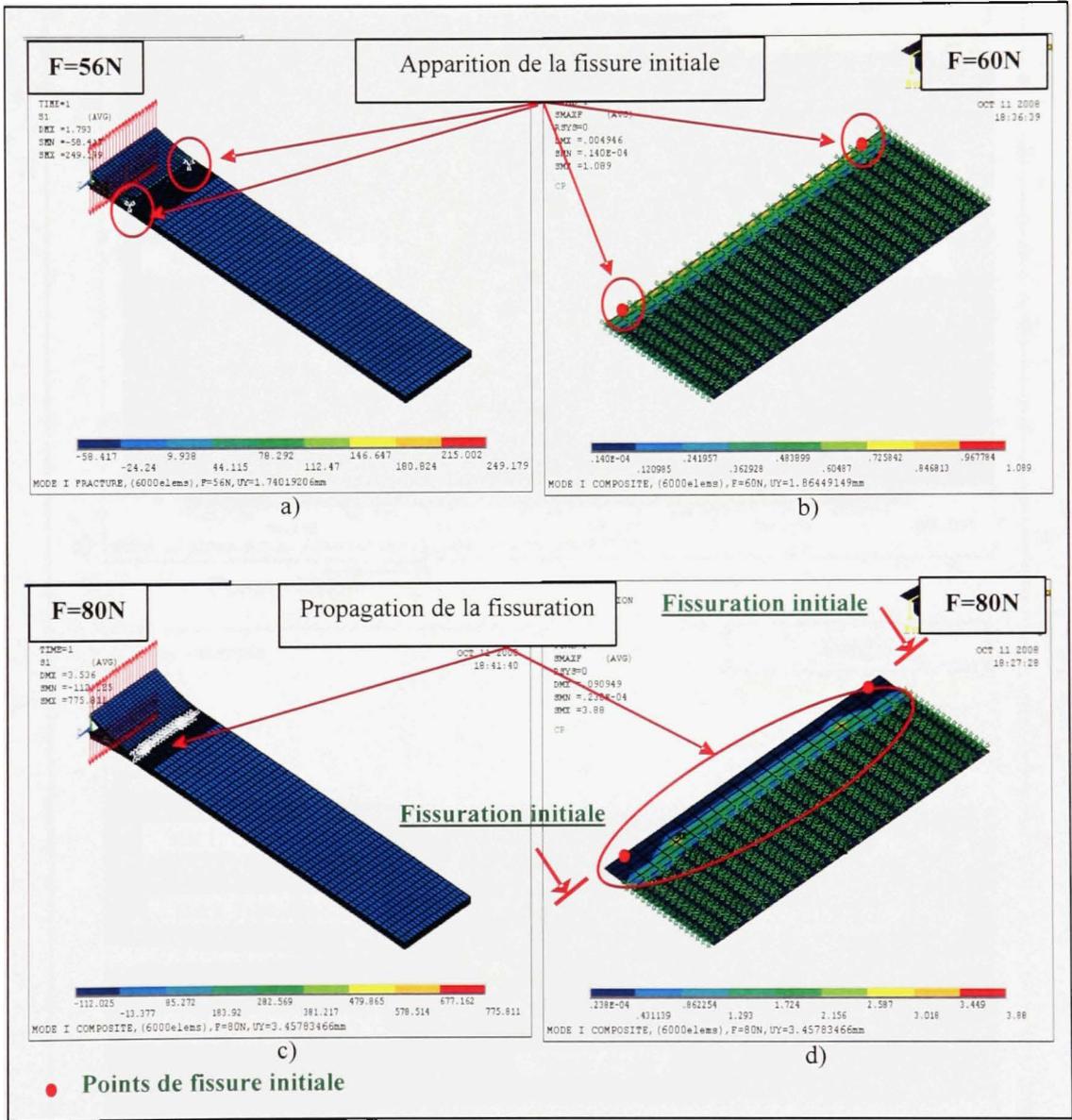


Figure 6.23 Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode I.

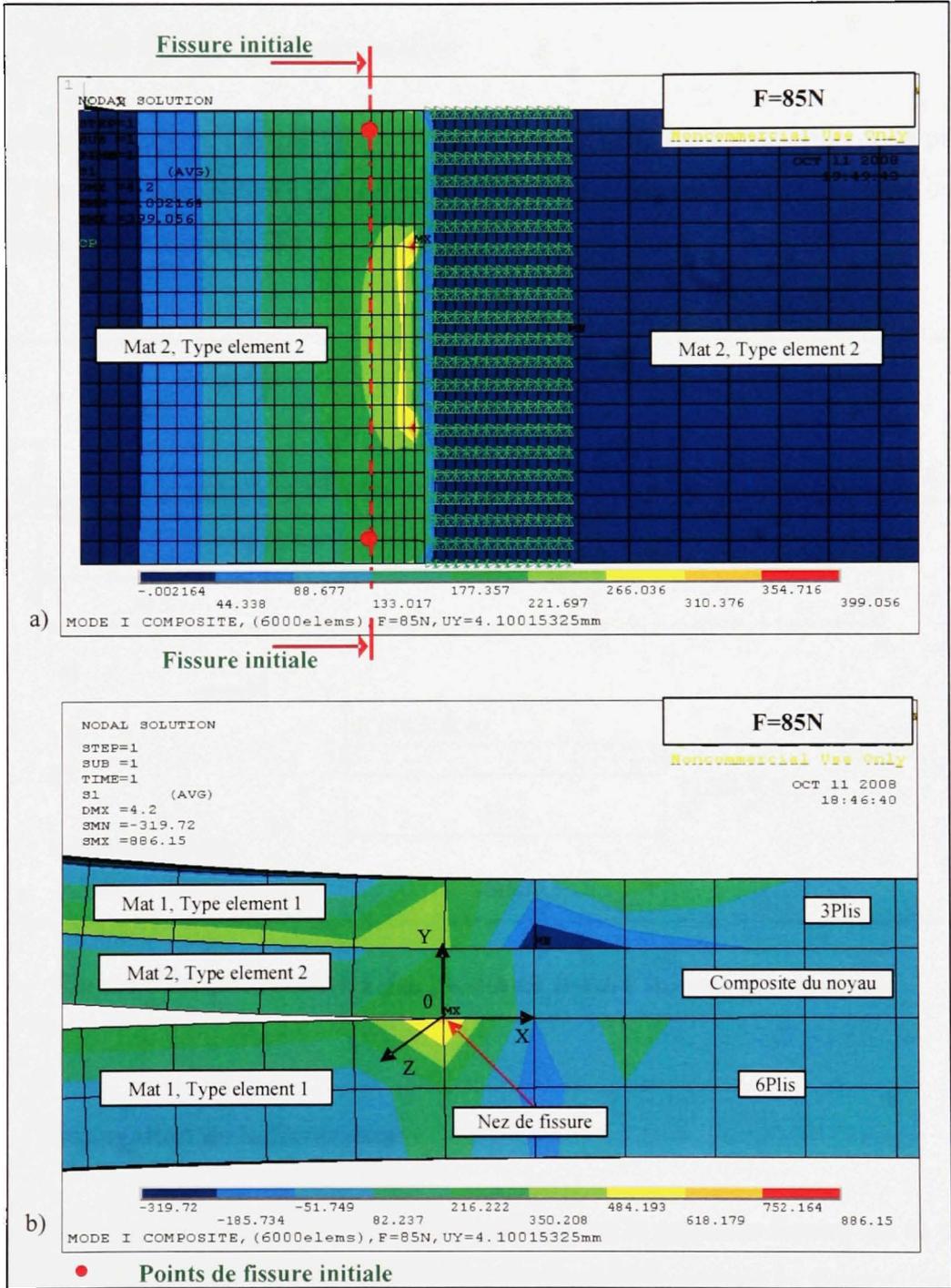


Figure 6.24 Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode I.

### 6.3.2 Mode II de rupture

#### 6.3.2.1 Charge causant la fissure initiale

Les résultats de la charge causant la fissure initiale montre que la localisation de la première fissure se trouve à une distance de 0.5 mm de la fin de l'entaille et sur les deux bords de l'éprouvette (Voir la figure 6.25).

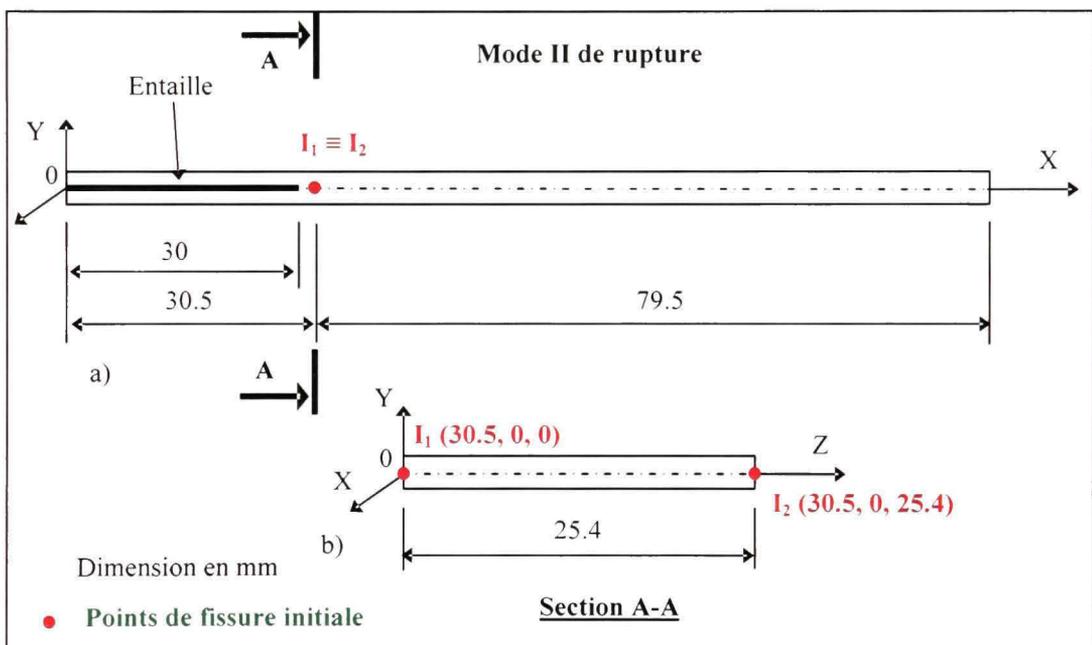
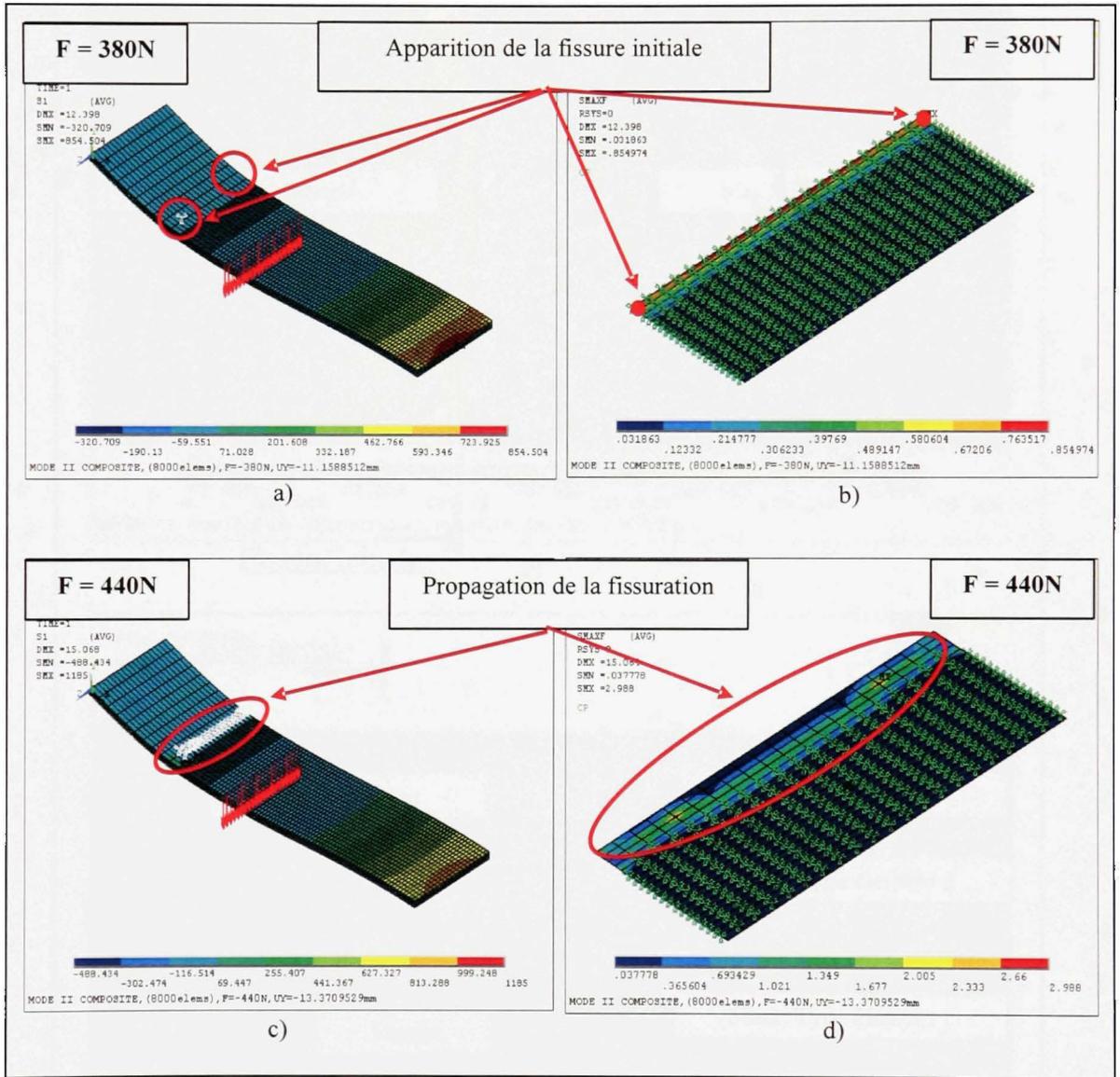


Figure 6.25 Coordonnées des points de fissure initiale du mode II.

#### 6.3.2.2 Propagation de la fissuration

Le processus de la propagation de la fissure commence par la première fissure qui se propage de l'extérieur à l'intérieur suivant la direction de l'axe OZ; ensuite la fissure continue à s'élargir selon la direction positive de l'axe OX.

Les résultats de l'apparition de fissure initiale et de la procédure de la propagation de la fissure du mode II sont présentés dans les figures 6.26 et 6.27.



**Figure 6.26 Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode II.**

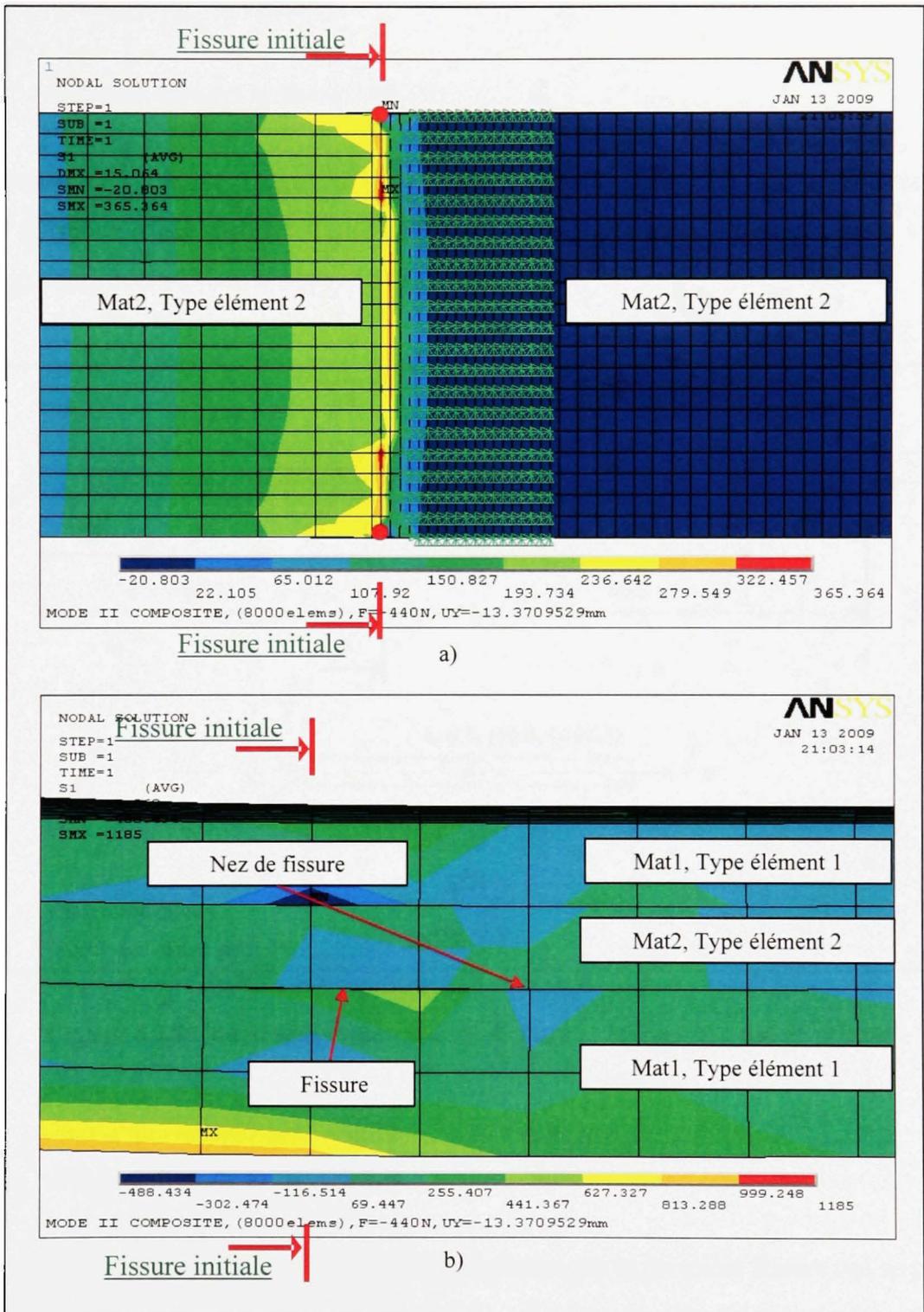


Figure 6.27 Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode II.

### 6.3.3 Mode-mixte de rupture

#### 6.3.3.1 Charge causant la fissure initiale

Les résultats de la charge causant la fissure initiale montre que la localisation de la première fissure se trouve d'une distance de 0.5 mm de la fin de l'entaille et au milieu entre les deux bords de l'éprouvette (Voir la figure 6.28).

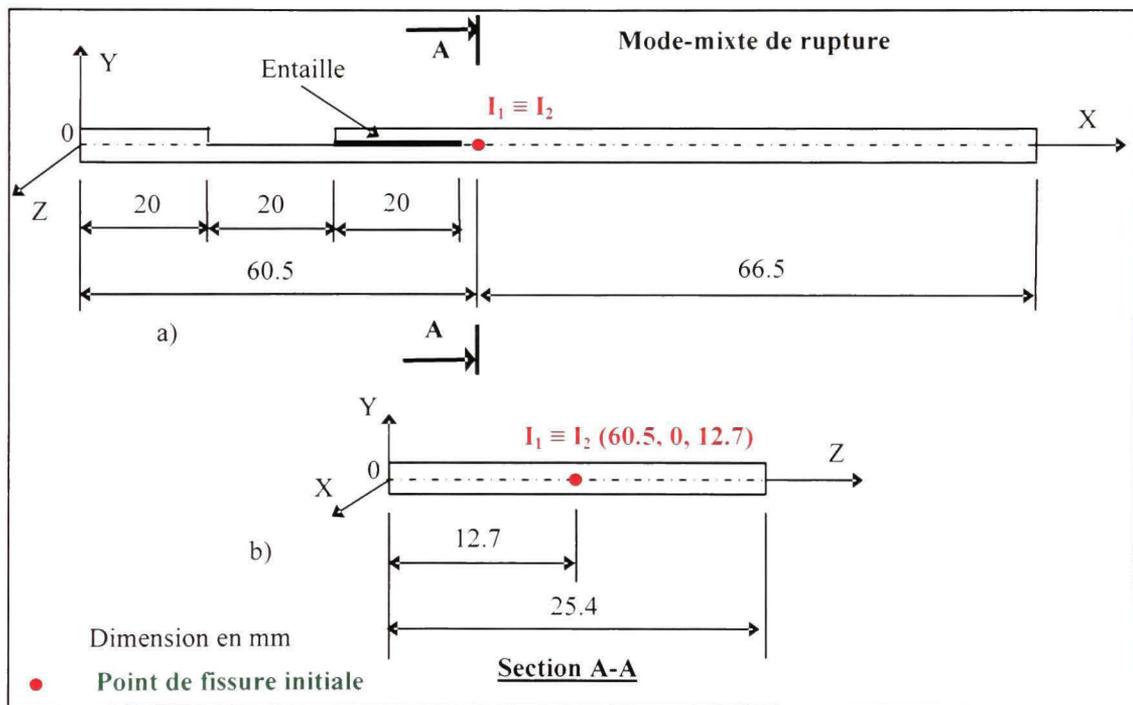
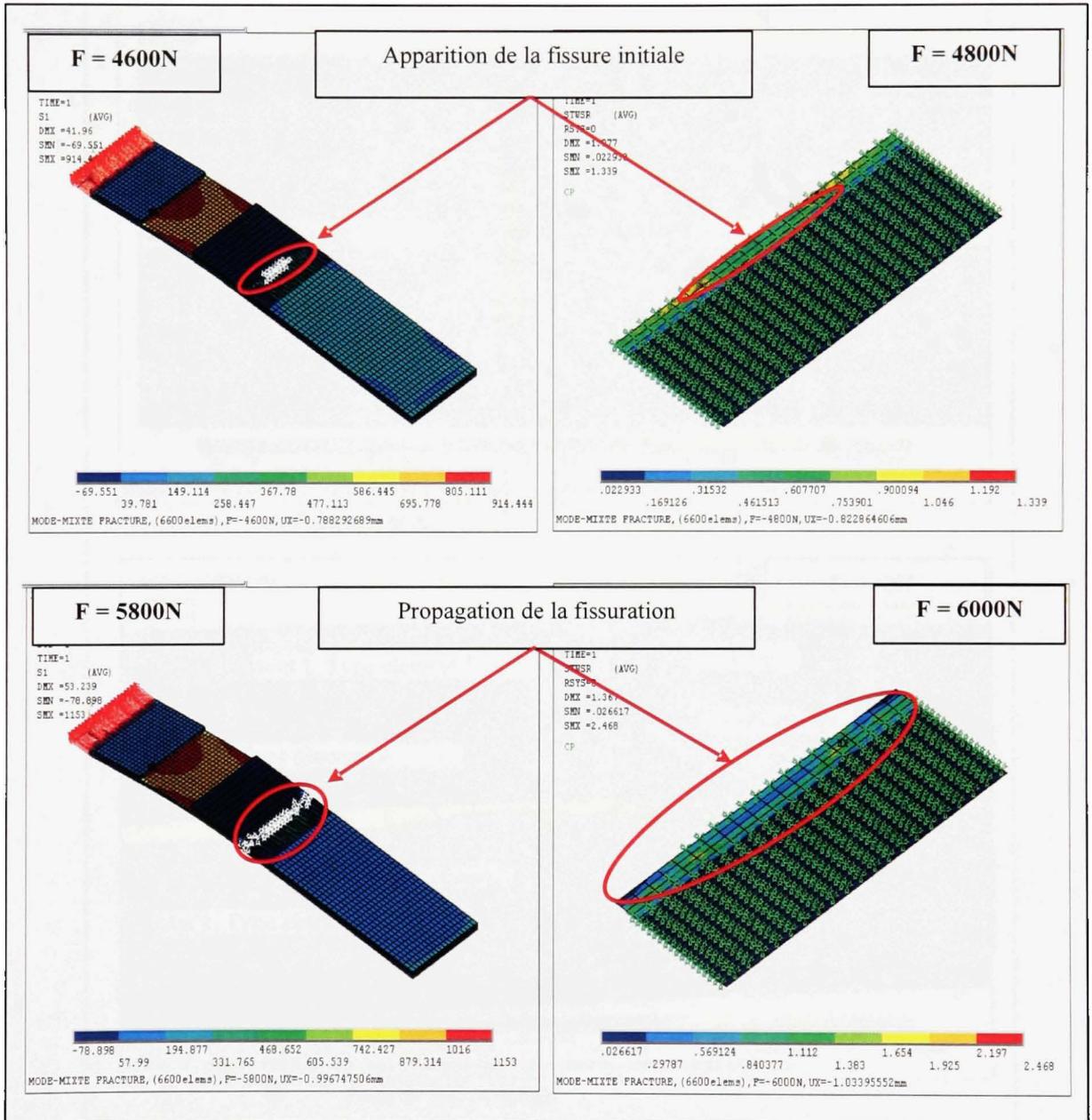


Figure 6.28 Coordonnées des points de fissure initiale du mode-mixte.

#### 6.3.3.2 Propagation de la fissuration

Le processus de la propagation de la fissure commence par la première fissure qui se propage vers les extérieurs des deux bords de l'éprouvette; finalement, elle continue à s'élargir selon la direction positive de l'axe OX.

Les résultats de l'apparition de fissure initiale et du processus de la propagation de la fissure du mode-mixte de la rupture sont présentés dans les figures 6.29 et 6.30.



**Figure 6.29** Fissure initiale et propagation de la fissuration du mode-mixte.

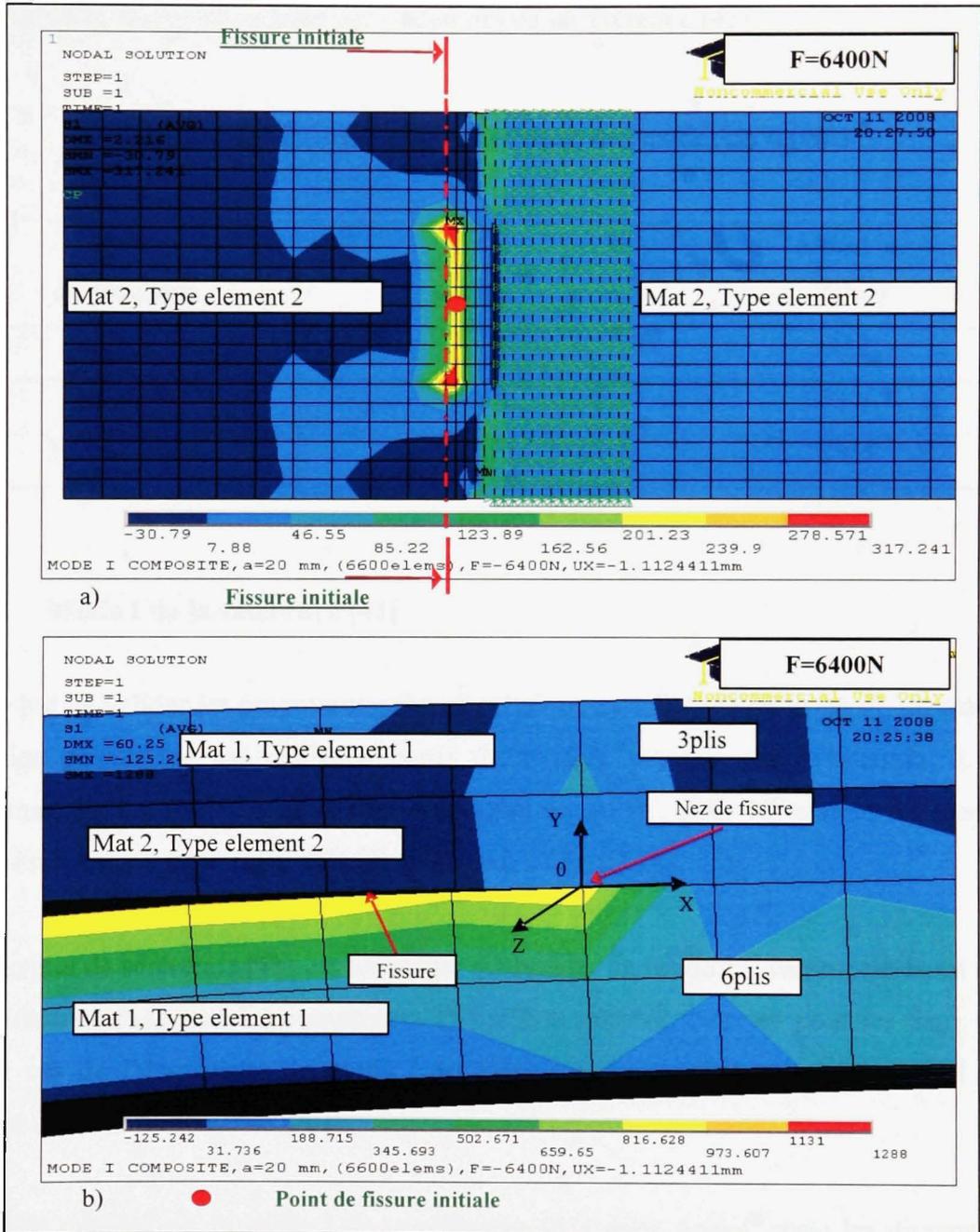


Figure 6.30 Répartition des contraintes de l'éprouvette du mode-mixte.

Le tableau 6.7 présente les résultats de l'énergie dissipée critique des modes I, II et du mode-mixte. Les résultats  $G_{IC}$  et  $G_{2C}$  sont calculés par les équations (4.54) et (4.62), respectivement.  $G_{MIXC}$  est calculé par l'équation de la référence [43].

Tableau 6.7 Énergie dissipée critique des modes de rupture

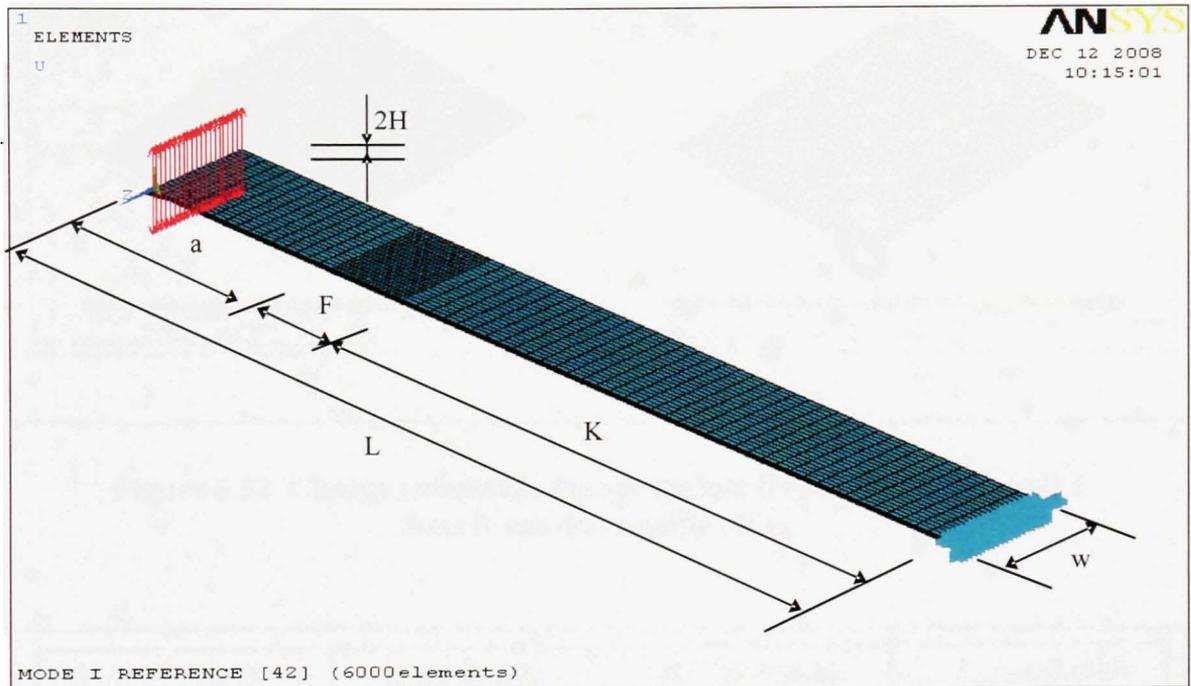
<b>Mode de fracture</b>	<b>P<sub>I</sub> (N)</b>	<b>G<sub>C</sub> (N/m)</b>
Mode I	55	412
Mode II	369	3310
Mode-mixte	4511	3555

#### 6.3.4 Mode I de la référence [41]

Dans le but de valider les programmes des simulations numériques par Ansys<sup>®</sup>, un modèle de simulation numérique est réalisé à partir du modèle proposé par Whitcomb, J. D., et Ramkumar, R. L., [41]. Le programme complet en APDL pour le modèle du mode I de rupture est présenté en annexe VIII (*Voir annexe VIII, p.223*).

L'éprouvette de référence [41] est identique au modèle du mode I. Les propriétés du modèle de la référence [41] sont les composites T300/5208 graphique/époxy pour les deux cas : le premier cas de l'éprouvette du mode I est constitué du stratifié  $[0]_{12S}$ ; le second cas est constitué du stratifié  $[(0_2/\pm 45)_3/0]_S$ .

Le modèle numérique du mode I de la référence [41] dans Ansys<sup>®</sup> avec les dimensions de l'éprouvette, le maillage des éléments brique à 8 nœuds et les conditions aux frontières du modèle sont présentées dans la figure 6.31 et dans le tableau 6.8.

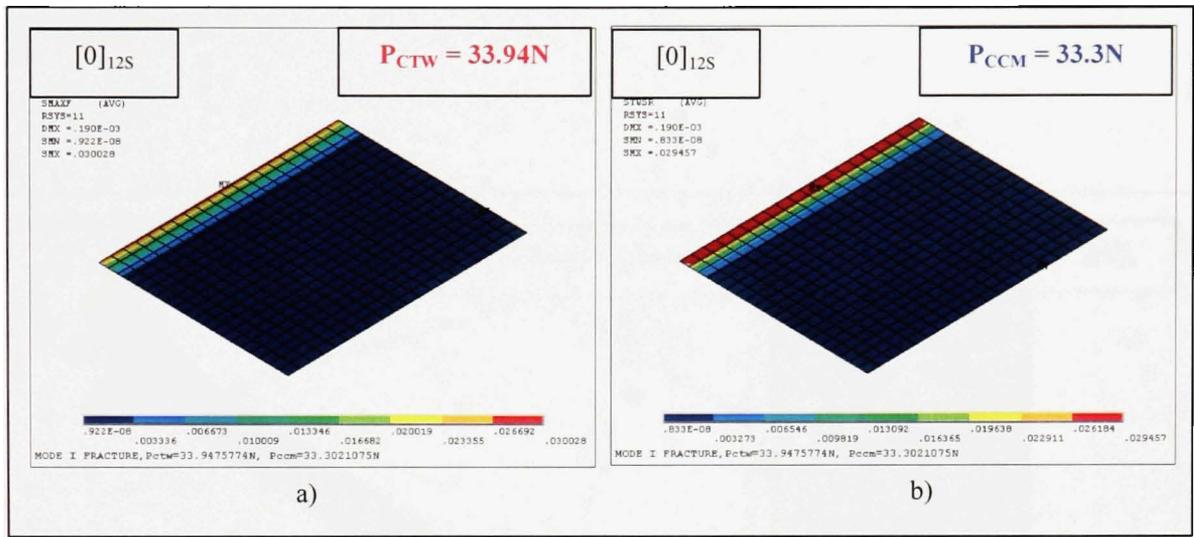


**Figure 6.31 Dimensions, maillage et conditions aux frontières d'éprouvette mode I.**

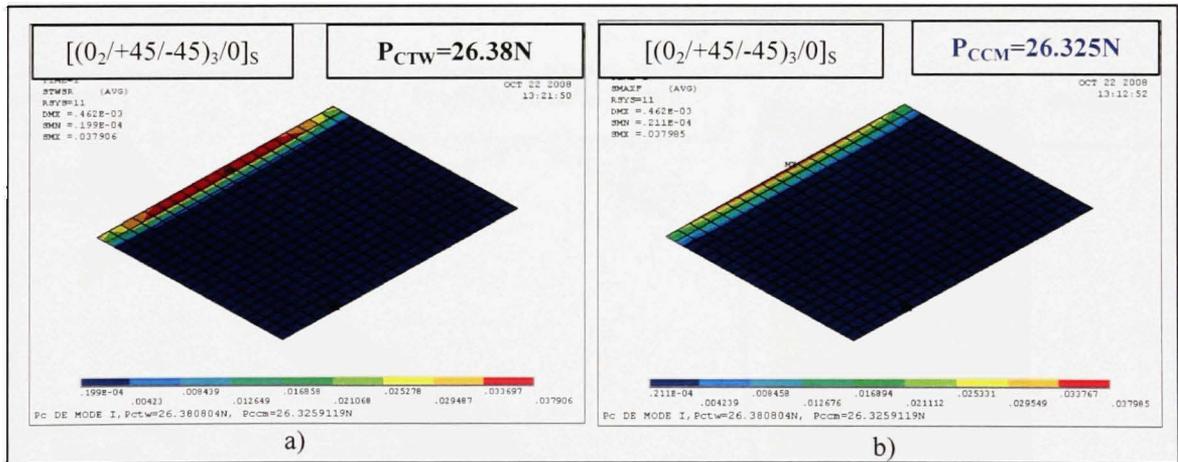
Tableau 6.8 Dimensions des éprouvettes du mode I de la référence [41]

Éprouvettes mode I de rupture	w (mm)	a (mm)	H (mm)	F (mm)	K (mm)	L (mm)
[0] <sub>12s</sub>	25.4	50.8	0.64	20	158	228.8
[(0 <sub>2</sub> /45/-45) <sub>3</sub> /0] <sub>s</sub>	25.4	50.8	0.72	20	158	228.8

Les résultats des simulations numériques par éléments finis du modèle de la référence [41] de la charge causant la fissure initiale et le processus de la propagation de la fissuration sont présentés dans les figures de 6.32 à 6.35.

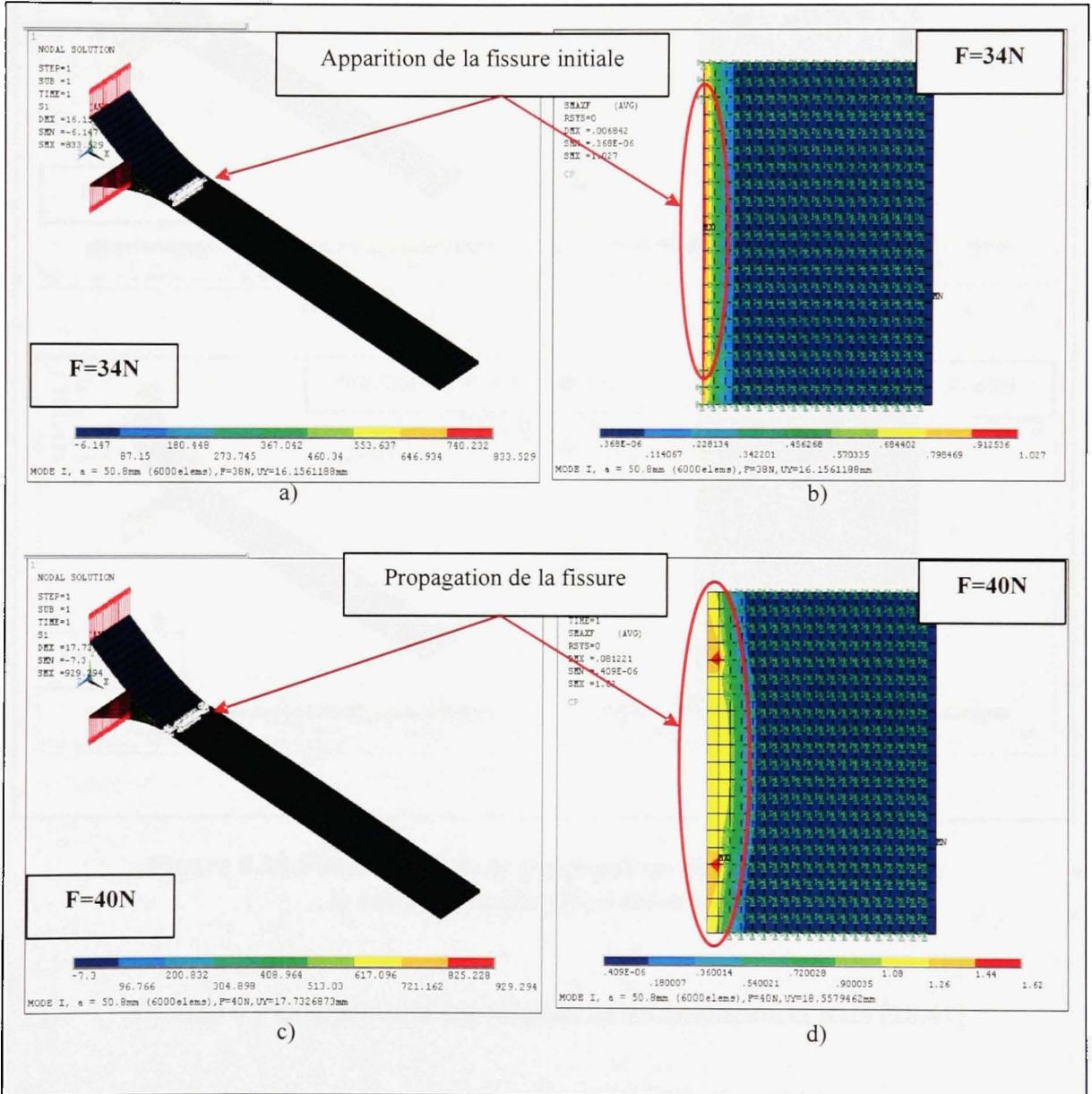


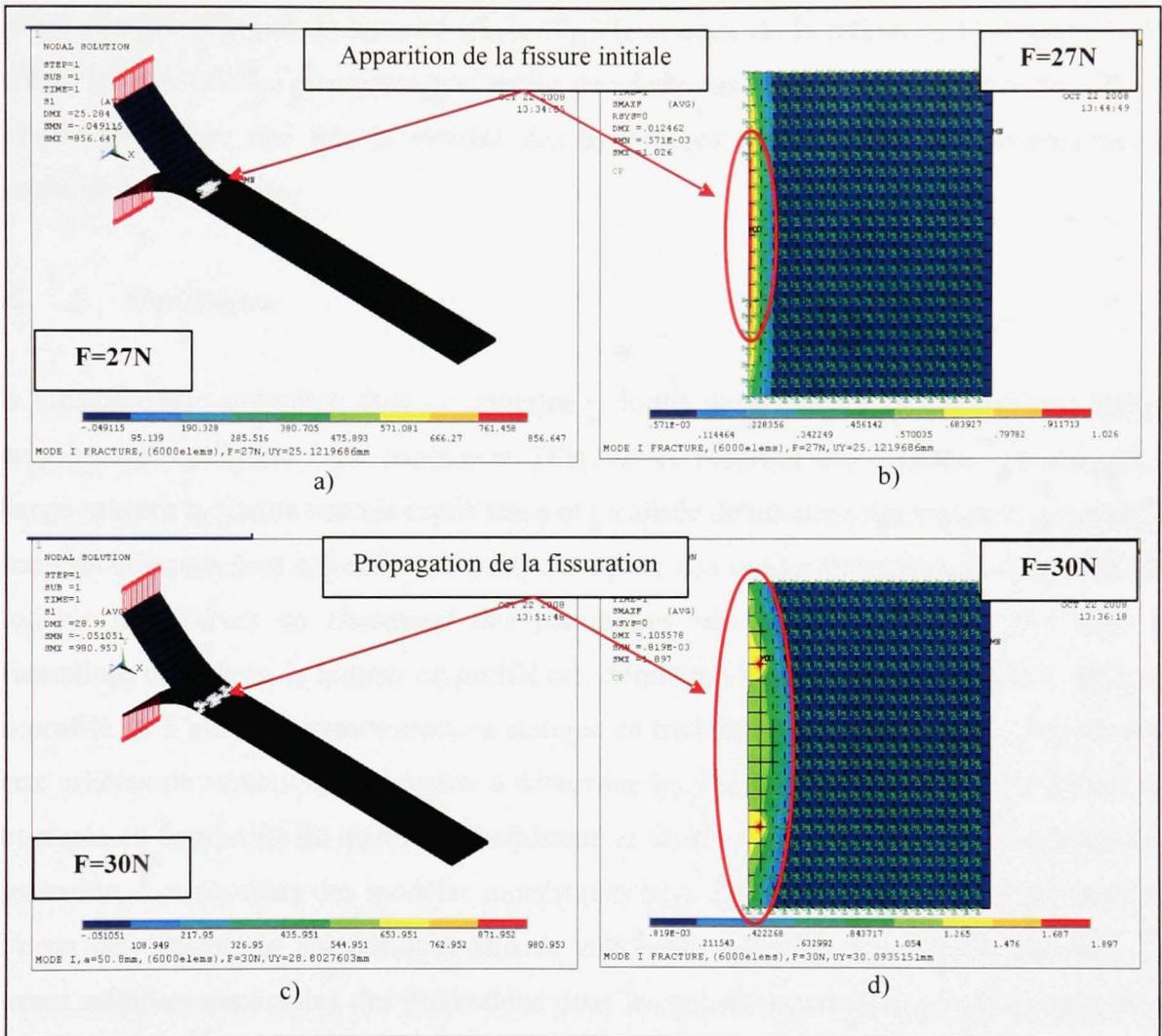
**Figure 6.32 Charge causant la fissure initiale d'éprouvette du mode I dans le cas du stratifié  $[0]_{12S}$ .**



**Figure 6.33 Charge causant la fissure initiale d'éprouvette du mode I dans le cas du stratifié  $[(0_2/+45/-45)_3/0]_S$ .**

Les figures 6.34 et 6.35 montrent que les résultats et du processus de la propagation de la fissuration dans les cas des stratifiés  $[0]_{12S}$  et  $[(0_2/+45/-45)_3/0]_S$  des éprouvettes en mode I de la rupture.





**Figure 6.35 Fissure initiale et propagation de la fissuration dans le cas du stratifié [(0<sub>2</sub>/+45/-45)<sub>3</sub>/0]<sub>s</sub>.**

Tableau 6.9 Comparaison des résultats entre simulation et Refs.[28,41]

Modèle mode I de rupture	Refs.[28,41] (N)	Simulation (N)	Pourcentage d'erreur (%)
[0] <sub>12s</sub>	31.69	33.302	4.8
[(0 <sub>2</sub> /45/-45) <sub>3</sub> /0] <sub>s</sub>	27.79	26.320	5.2

Les résultats des simulations numériques des charges causant la fissure initiale pour les deux cas du stratifié  $[0]_{12S}$  et du stratifié  $[(0_2/\pm 45)_3/0]_S$  et ceux de la référence [41] sont illustrés dans le tableau 6.9. Le pourcentage d'erreur des deux cas étudiés est de l'ordre de 5.2%, ce qui prouve encore une fois la validité des hypothèses utilisées dans les programmes de simulations numériques.

#### **6.4 Conclusion**

La méthodologie présentée dans ce chapitre a donné des résultats permettant une analyse complète du profilé en T en composite. D'après les résultats des modèles numériques, la charge causant la fissure initiale est obtenue et localisée de manière rigoureuse et les énergies dissipées critiques sont calculées adéquatement pour des modes de rupture. La flexibilité des modèles numériques en changeant des paramètres tels que les stratifiés de l'âme, les orientations des fibres, la largeur du profilé etc. donneront les résultats qui prédira l'influence du profilé en T sur le comportement en statique en traction et en compression. L'application de deux critères de rupture du composite a déterminé les charges causant la fissure initiale des structures en composite de manière satisfaisante et observé le processus de propagation de la fissuration. Les résultats des modèles numériques sont confrontés avec ceux expérimentaux et ceux des littératures scientifiques afin de valider les modèles numériques proposés. Les erreurs relatives maximales des prédictions pour les premières ruptures pour les éprouvettes sont très acceptables.

## CONCLUSION

La méthodologie présentée dans ce projet de thèse a conduit à des résultats permettant l'analyse complète de l'apparition et de la propagation de la fissuration suivant des paramètres qui sont les propriétés de résine et de fibre et de la configuration du profilé en T.

Les résultats des simulations numériques des contraintes et des déformations du profilé en T en matériaux composites obtenus à partir de ce projet de thèse seront applicables dans les domaines de l'aéronautique, des transports terrestres, aériens et maritimes. De surcroît, les programmes paramétriques en langage APDL du logiciel Ansys<sup>®</sup> permettront aux concepteurs de choisir la meilleure configuration de profilé en T des structures de façon rapide et sécuritaire.

La modélisation numérique fondée sur des critères de rupture des composites a amené à des études multiformes de la géométrie et de l'état de chargement selon des modèles étudiés. Les études du processus de l'apparition et de la propagation de la fissuration pourront être facilement observées et calculées par des simulations numériques. Cependant, elles seront longues et coûteuses en utilisant des tests expérimentaux. Les résultats des modèles numériques étudiés ont permis d'étudier la variation des contraintes et des déformations afin de pouvoir prédire la charge de la première fissuration et la propagation de la fissuration. Les simulations numériques utilisant des charges en compression sont aussi réalisées pour évaluer la contrainte critique en compression du profilé en T. La précision de cette prédiction est directement influencée par des paramètres tels que les propriétés de matériaux, le nombre de plis, l'orientation des fibres, la largeur du profilé en T.

La technique de calcul de la propagation de la fissuration fondée sur la théorie de l'énergie dissipée a déterminé le taux d'énergie dissipé  $G_I$  du profilé en T. Le processus de propagation de fissuration dépend de la valeur de  $G_I$  au point critique et lorsqu'il dépasse l'énergie dissipée critique du matériau  $G_C$  obtenue par l'expérience, alors la propagation de fissuration se produira.

Les éprouvettes de calcul d'énergie dissipée critique  $G_C$  sont simulées de façon similaire avec les propriétés du profilé en T. La théorie des calculs des poutres est développée pour les éprouvettes et elle a déterminé la valeur  $G_C$  des modèles étudiés.

La comparaison entre la charge causant la fissure initiale obtenue par les simulations numériques du modèle du profilé en T de 8 plis de l'âme et celle qui a été obtenue par l'expérimentation laisse supposer une différence acceptable. De plus, les coordonnées de la localisation de la charge causant la fissure initiale entre le résultat expérimental et le résultat de la simulation numérique sont très acceptables. Les résultats obtenus des simulations numériques en ce qui a trait à des éprouvettes en mode I, mode II et mode-mixte sont comparés avec ceux qui ont été soumis à des expériences. La moyenne de pourcentage d'erreur est dans l'ordre satisfaisant. Le pourcentage d'erreur des résultats des modèles des éprouvettes en mode I calculés par la référence [41] avec ceux des simulations numériques se présentent comme suit : dans le cas des fibres du stratifié d'éprouvette sont  $[0]_{12S}$ , le pourcentage d'erreur est de l'ordre de 4.8 %; dans le cas des fibres du stratifié d'éprouvette qui se présentent de la façon suivante  $[(0_2/+45/-45)_3/0]_S$ , il est de l'ordre de 5.2 %. Ces chiffres permettent de croire que les modèles numériques sont précis et que les hypothèses simplificatrices utilisées dans ces modèles sont donc satisfaisantes.

En somme, la configuration particulière du profilé en T et l'utilisation répandue des matériaux composites dans l'industrie aéronautique ne permettent pas la moindre erreur. Il est donc suggéré que des recherches futures prennent la même direction que celles qui seront recommandées dans les énoncés qui vont suivre.

## RECOMMANDATIONS

Les recommandations faisant suite à ce projet de recherche sont les suivantes :

- réaliser un plus grand nombre d'expériences des éprouvettes pour chaque combinaison de plis de l'âme, de l'orientation des fibres des plis, et de la largeur des profilés en T;
- développer un modèle numérique du profilé en T afin de prédire la propagation de la fissuration à partir des énergies dissipées critiques qui sont déterminées par la simulation numérique des modes de la rupture des éprouvettes;
- étudier le comportement du profilé en T avec la variation des températures;
- examiner le calcul du flambage des éprouvettes;
- évaluer le comportement du profilé en T en fatigue.

## ANNEXE I

### ANALYSE LA CHARGE CAUSANT LA FISSURE INITIALE ET PROPAGATION DE LA FISSURATION DU PROFILÉ EN T

FINISH  
/CLEAR  
/UIS, MSGPOP, 3  
/PREP7                   ! Module de préparation des données

\*ASK, VOULEZVOUS

**! DETERMINER P<sub>1</sub> DU MODELE**

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 1, THEN

/TITLE, PROFILÉ EN T EN 8 PLIS DE L'AME POUR DETERMINER P<sub>1</sub>

\*AFUN, DEG               ! Degrée est l'unité d'angle

**! PROPRIETES DES MATERIAUX DE FIBRE DE CARBONE**

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3  
GF12=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/(1+NUF12)

**! PROPRIETES DU NOYAU**

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

**! TYPE D'ELEMENT, MATERIAU, CONSTANTES REELLES**

ET, 1, SOLID46                   ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                   ! Élément solide composite unidirectionnel du noyau  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! LES CONTRAINTES LIMITES DU MATERIAU

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Résistances ultimate du matériau selon [1]  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325 ! Plis=1, angle=90, épaisseur=1.325

! PLIS DE COMPOSITE

R, 4, 4  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Plis=1, angle=0, épaisseur=0.3, plis=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Plis=3, angle=0, épaisseur=0.3, plis=4, angle=0, épaisseur=0.3

R, 6, 6  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Plis=1, angle=0, épaisseur=0.3, plis=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Plis=3, angle=0, épaisseur=0.3, plis=4, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Plis=5, angle=0, épaisseur=0.3, plis=6, angle=0, épaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

RAY1=3.2  
 RAY2=2

LZ=25

X1=RAY1  
 X2=RAY1-RAY2  
 X3=X1+0.4  
 X4=10  
 X5=70

Y1=RAY1  
 Y2=RAY1-RAY2  
 Y3=1.8  
 Y4=Y1+0.4  
 Y5=35  
 Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

CSYS, 0  
 LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90 ! Noyau  
 CSYS, 11  
 CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0 ! Noyau  
  
 LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90 ! Filet (coin) du profilé en T  
 CSYS, 12  
 CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0 ! Filet (coin) du profilé en T  
  
 LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90 ! Âme du profilé en T  
 LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0 ! Semelle du profilé en T  
  
 /VIEW, 1, 1, 1, 1 ! Afficher 3D du modèle

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0  
 K, 1  
 K, 2, RAY1, 0  
 K, 3, 0, RAY1  
 K, 4, RAY1, 0  
 K, 5, 0, RAY1  
 K, 6, RAY1, RAY1-RAY2  
 K, 7, RAY1-RAY2, RAY1  
 K, 8, X3, 0  
 K, 9, X3, RAY1-RAY2  
 K, 10, X4, 0  
 K, 11, X4, RAY1-RAY2  
 K, 12, 0, Y4  
 K, 13, X2, Y4  
 K, 14, 0, -Y3  
 K, 15, RAY1, -Y3  
 K, 16, X3, -Y3  
 K, 17, X4, -Y3  
 K, 18, 0, Y5  
 K, 19, X2, Y5

K, 20, X5, 0  
 K, 21, X5, -Y3  
 K, 22, X5, Y2  
 K, 23, 0, Y6  
 K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3 \$ L, 4, 5  
 LSEGM=52  
 LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM  
 LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM  
 ! Ligne noyau couplage  
 ! Divisions des lignes de 1 à 2 par 52 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5  
 LSEGM1=30  
 LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15  
 L, 2, 8 \$ L, 4, 8  
 L, 6, 9 \$ L, 15, 16  
 LSEGM2=3  
 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6 \$ L, 8, 9  
 L, 10, 11 \$ L, 20, 22  
 LSEGM3=4  
 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 11 à 14 par 4 segments

L, 1, 14 \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17 \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=6  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4  
 ! Divisions des lignes de 15 à 18 par 6 segments

CSYS, 13  
 L, 5, 7 \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3  
 ! Divisions des lignes de 19 à 20 par 4 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41 \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44 \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45 \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49 \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50 \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54 \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51 \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56 \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58 \$ L, 19, 59  
  
 LSEGM5=10  
 LSEL, S, LINE., 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS  
  
 CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6  
  
 CSYS, 15  
 L, 8, 10 \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7  
  
 L, 10, 20 \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8  
  
 CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47  
  
 CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43  
  
 ! VOLUME DU NOYAU  
  
 V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2., 2, 21  
 VSWEAP, ALL  
  
 ! VOLUME DES PLIS AU COIN DU PROFILÉ EN T  
  
 V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT., 4, 1, 22  
 VSWEAP, ALL  
  
 ! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL DE 4 PLIS  
  
 ! Ligne droite selon l'axe 'z'  
  
 ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 10 segments  
  
 ! Ligne courbe de filet du profilé en T  
  
 ! Divisé ligne 40 aux 35 segments  
  
 ! Ligne droite de la semelle  
  
 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments  
  
 ! Ligne droite de la semelle  
  
 ! Divisions des lignes de 43 à 44 aux 15 segments  
  
 ! Mat 2, Real 1, Type élément 2, Local 21  
 ! Maillage  
  
 ! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 22

```

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46
V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49
V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51
VATT,, 4, 1, 15
VSWEEP, ALL
! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 15
! Maillage

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53
V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59
V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64
VATT,, 4, 1, 13
VSWEEP, ALL
! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 13
! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41
V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42
V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48
V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50
VATT,, 6, 1, 15
VSWEEP, ALL
! Mat 1, Real 6, Type élément 1, Local 15
! Maillage

CSYS, 0
CPINTF, ALL, 0.001
ALLS
! Couplage

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
NBELEM4=4*NBELEM
! Affichage nombre des éléments du modèle

/TITLE, PROFILÉ EN T EN COMPOSITE (%NBELEM4%ELEMENTS)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0
NSEL, S, LOC, Z,-0.0001, 0.0001
D, ALL, UZ, 0
NSEL, S, LOC, X,-0.0001, 0.0001
D, ALL, UX, 0
ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001
NSEL, R, LOC, Y,-Y3
D, ALL, UY, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, CP, 0
EPLLOT

CSYS, 11
KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN

```

```

*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DO, I, 1, NBNODE
  STRESS_NODE (I, 1) =NUMNODE (I)
*ENDDO

*DIM, NCRACK,, (NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
*GET, NNODE, NODE,, COUNT
F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

SOLVE

! DESSINER LA GEOMETRIE AU COMPLET

!/EXPAND, 1, RECT, HALF, 0.0001, 0, 0, 1, RECT, HALF, 0, 0,-0.0001
!/DSCALE, 1, 1

FINI

/POST1
/EDGE, 1, 1
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

! Charger le module POST-traitement
! Afficher des éléments
! Afficher les résultats par nœuds sur l'écran

! CALCULER SELON LES CRITÈRES DE LA RUPTURE DU COMPOSITE

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

! Afficher les résultats sélections selon CCM par nœuds sur l'écran

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

! Afficher les résultats sélections selon CTW par nœuds sur l'écran

```

\*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

!/TITLE, PROFILÉ EN T 8 PLIS, Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N  
!/Rep

/TITLE, PROFILÉ EN T 8 PLIS, CTW=%(TWSR)%, CCM=%(MAXF)%  
/REP

\*ENDIF ! Terminer de calcul le P<sub>1</sub>

## ! ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURATION

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 2, THEN

/TITLE, PROFILÉ EN T EN 8 COUCHES DE L'AME POUR ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURE  
\*AFUN, DEG ! Degrée est l'unité d'angle

! PROPRIETES DES MATERIAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3  
GF12=EF1/2/ (1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/ (1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/ (1+NUF12)

! PROPRIETES DU NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
GM12=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/ (1+NUM12)

! TYPE D'ELEMENT, MATERIAU, CONSTANTES REELLES

ET, 1, SOLID46 ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46 ! Élément solide composite unidirectionnel du noyau  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! LES CONTRAINTES LIMITES DU MATERIAU

FC, 1, S, XTEN, 821  
FC, 1, S, XCMP, -821  
FC, 1, S, YTEN, 821

FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325                   ! Plis=1(Mat2), angle=90, épaisseur=1.325

! PLIS DE COMPOSITE

R, 4, 4  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3           ! Plis=1, angle=0, épaisseur=0.3, plis=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3           ! Plis=3, angle=0, épaisseur=0.3, plis=4, angle=0, épaisseur=0.3

R, 6, 6  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3           ! Plis=1, angle=0, épaisseur=0.3, plis=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3           ! Plis=3, angle=0, épaisseur=0.3, plis=4, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3           ! Plis=5, angle=0, épaisseur=0.3, plis=6, angle=0, épaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

RAY1=3.2  
 RAY2=2

LZ=25

X1=RAY1  
 X2=RAY1-RAY2  
 X3=X1+0.4  
 X4=10  
 X5=70

Y1=RAY1  
 Y2=RAY1-RAY2  
 Y3=1.8

Y4=Y1+0.4

Y5=35

Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODÈLE

CSYS, 0

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90

! Noyau

CSYS, 11

CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0

! Noyau

LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90

! Filet (coin) du profilé en T

CSYS, 12

CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0

! Filet (coin) du profilé en T

LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90

! Âme du profilé en T

LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0

! Semelle du profilé en T

/VIEW, 1, 1, 1, 1

! Afficher 3D du modèle

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0

K, 1

K, 2, RAY1, 0

K, 3, 0, RAY1

K, 4, RAY1, 0

K, 5, 0, RAY1

K, 6, RAY1, RAY1-RAY2

K, 7, RAY1-RAY2, RAY1

K, 8, X3, 0

K, 9, X3, RAY1-RAY2

K, 10, X4, 0

K, 11, X4, RAY1-RAY2

K, 12, 0, Y4

K, 13, X2, Y4

K, 14, 0, -Y3

K, 15, RAY1, -Y3

K, 16, X3, -Y3

K, 17, X4, -Y3

K, 18, 0, Y5

K, 19, X2, Y5

K, 20, X5, 0

K, 21, X5, -Y3

K, 22, X5, Y2

K, 23, 0, Y6

K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3 \$ L, 4, 5  
 LSEGM=52  
 LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM  
 LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM  
 ! Ligne noyau couplage  
 ! Divisions des lignes de 1 et 2 par 52 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5  
 LSEGM1=30  
 LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15  
 L, 2, 8 \$ L, 4, 8  
 L, 6, 9 \$ L, 15, 16  
 LSEGM2=3  
 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6 \$ L, 8, 9  
 L, 10, 11 \$ L, 20, 22  
 LSEGM3=4  
 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3  
 ! Ligne droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 11 à 14 par 4 segments

L, 1, 14 \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17 \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=6  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4  
 ! Divisions des lignes de 15 à 18 par 6 segments

CSYS, 13  
 L, 5, 7 \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3  
 ! Divisé ligne 19 par 4 segments  
 ! Divisé ligne 20 par 4 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41 \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44 \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45 \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49 \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50 \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54 \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51 \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56 \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58 \$ L, 19, 59  
 ! Ligne droite selon l'axe 'z'

LSEGM5=10  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS  
 ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 10 segments

CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6  
 ! Ligne courbe de filet du profilé en T  
 ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10 \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7  
 ! Ligne droite de la semelle  
 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20 \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8  
 ! Ligne droite de la semelle  
 ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43

! VOLUME DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21  
 VSWEAP, ALL  
 ! Mat 2, Real 1, Type élément 2, Local 21  
 ! Maillage

! VOLUME DES PLIS AU COIN DU PROFILÉ EN T

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 4, 1, 22  
 VSWEAP, ALL  
 ! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 22  
 ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL 4 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 4, 1, 15  
 VSWEAP, ALL  
 ! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 4, 1, 13  
 VSWEAP, ALL  
 ! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 13  
 ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 6, 1, 15  
 VSWEEP, ALL

! Mat 1, Real 6, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

CSYS, 0  
 CPINTF, ALL, 0.001  
 ALLS

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=4\*NBELEM

! Affichage nombre des éléments du modèle

/TITLE, PROFILÉ EN T EN COMPOSITE (%NBELEM4%ELEMENTS)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0  
 NSEL, S, LOC, Z, -0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UZ, 0  
 NSEL, S, LOC, X, -0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UX, 0  
 ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001  
 NSEL, R, LOC, Y, -Y3  
 D, ALL, UY, 0  
 ALLS

NBFORCE=2  
 \*DIM, DEPLAC\_UY,, NBFORCE  
 \*DIM, FORCEZ,, NBFORCE  
 \*DO, I, 1, NBFORCE  
 FORCEZ (I) =100\*I  
 \*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 /PBC, F,, 1  
 /PBC, U,, 0  
 EPLOT

CSYS, 11  
 KSEL, S, KP,, 2, 3 \$ KSEL, A, KP,, 42, 43  
 LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
 \*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN  
 \*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT  
 \*DIM, NUMNODE,, NBNODE  
 \*DIM, STRESS\_NODE,, NBNODE, 4  
 NUMNODE (1) =NMIN

```

*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DO, I, 1, NBNODE
  STRESS_NODE (I, 1) =NUMNODE (I)
*ENDDO

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
  *GET, NNODE, NODE,, COUNT
  F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE

ALLS

SOLVE

  /POST1                                ! Charger le module POST-traitement
  /EDGE, 1, 1                            ! Afficher les éléments
  /DSCALE, 1, 1
  PLNS, S, 1

! DESSINER LA GEOMETRIE AU COMPLET

/EXPAND, 1, RECT, HALF, 0.0001, 0, 0, 1, RECT, HALF, 0, 0,-0.0001
/DSCALE, 1, 1

  NODE_FY=NODE (0, Y6, 0)
  *GET, DEPLAC_UY(IC), NODE, NODE_FY, U, Y

  /TITLE, T-joint 8 PLIS,(%NBELEM4%elems), F=%FORCEZ(ic)%N, UY=%DEPLAC_UY(ic)%mm
  /REP

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN
  /PREP7
  NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)

```

```
NCRACK (I3, 1) =NUMNODE (I3) $ NCRACK (I3, 2) =STRESS_NODE (I3, 2)
CPDEL, ALL
*ENDIF
*ENDDO
ALLS

*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

/POST1
CSYS, 0
ESEL, S, TYPE,, 2
PLNS, S, MAXF
PLNS, S, TWSR

*ENDIF
```

## ANNEXE II

### ANALYSE L'INFLUENCE DE L'ORIENTATION DES FIBRES

FINISH  
/CLEAR  
/UIS, MSGPOP, 3  
/PREP7 ! Module de préparation des données

\*ASK, VOULEZVOUS

**! DETERMINER PI DE FISSURATION INITIALE DU PROFILÉ EN T**

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 1, THEN

/TITLE, PROFILÉ EN T EN 10 PLIS DE L'AME  
\*AFUN, DEG ! Degré est l'unité d'angle

**! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE**

EF1=131000 \$ EF2=13000 \$ EF3=13000  
GF12=6400 \$ GF23=6400 \$ GF31=6400  
NUF12=0.038 \$ NUF23=0.038 \$ NUF31=0.038

**! PROPRIÉTÉS DE NOYAU**

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

**! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES**

ET, 1, SOLID46 ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46 ! Élément solide composite unidirectionnel de noyau  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31

MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! CONTRAINTES LIMITES DU MATÉRIAU

FC, 1, S, XTEN, 821  
 FC, 1, S, XCMP, -821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP, -821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP, -90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP, -821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP, -821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP, -90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325

\*ASK, GOC

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0]<sub>10</sub>

\*IF, GOC, EQ, 1, THEN  
 AN1=0 \$AN2=0 \$AN3=0 \$AN4=0 \$AN5=0  
 AN6=0 \$AN7=0 \$AN8=0 \$AN9=0 \$AN10=0  
 \*ENDIF

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [45/-45]<sub>55</sub>

\*IF, GOC, EQ, 2, THEN  
 AN1=45 \$AN2=-45 \$AN3=45 \$AN4=-45 \$AN5=45  
 AN6=-45 \$AN7=45 \$AN8=-45 \$AN9=45 \$AN10=-45  
 \*ENDIF

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/15/-15/45/-45/45/-45/15/-15/0]

\*IF, GOC, EQ, 3, THEN  
 AN1=0 \$AN2=15 \$AN3=-15 \$AN4=45 \$AN5=-45  
 AN6=45 \$AN7=-45 \$AN8=15 \$AN9=-15 \$AN10=0  
 \*ENDIF

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/90]<sub>SS</sub>

```
*IF, GOC, EQ, 4, THEN
AN1=0 $AN2=90 $AN3=0 $AN4=90 $AN5=0
AN6=90 $AN7=0 $AN8=90 $AN9=0 $AN10=90
*ENDIF
```

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/15/30/45/0/0/-45/-30/-15/0]

```
*IF, GOC, EQ, 5, THEN
AN1=0 $AN2=15 $AN3=30 $AN4=45 $AN5=0
AN6=0 $AN7=-45 $AN8=-30 $AN9=-15 $AN10=0
*ENDIF
```

R, 5, 5

RMORE

```
RMORE, 1, AN1, 0.3, 1, AN2, 0.3      ! Pli=1, angle=an1, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an2, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN3, 0.3, 1, AN4, 0.3      ! Pli=1, angle=an3, épaisseur=0.3, pli=2, angle=an4, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN5, 0.3                    ! Pli=1, angle=an5, épaisseur=0.3
```

R, 13, 13

RMORE

```
RMORE, 1, AN6, 0.3, 1, AN7, 0.3      ! Pli=1, angle=an6, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an7, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN8, 0.3, 1, AN9, 0.3      ! Pli=1, angle=an8, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an9, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN10, 0.3                   ! Pli=1, angle=an10, épaisseur=0.3
```

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

! PARAMETRES

RAY1=3.5

RAY2=2

LZ=25

X1=RAY1

X2=RAY1-RAY2

X3=X1+0.4

X4=10

X5=70

Y1=RAY1

Y2=RAY1-RAY2

Y3=1.5

Y4=Y1+0.4

Y5=35

Y6=80

CSYS, 0

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90 ! Noyau

CSYS, 11

CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0 ! Noyau

LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90 ! Filet (coin)

```

CSYS, 12
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, -45, 0          ! Filet (coin)

LOCAL, 13, 0, X2, RAY1, 0, 0, 0, 90    ! Âme
LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0      ! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

CSYS, 0
K, 1
K, 2, RAY1, 0
K, 3, 0, RAY1
K, 4, RAY1, 0
K, 5, 0, RAY1
K, 6, RAY1, RAY1-RAY2
K, 7, RAY1-RAY2, RAY1
K, 8, X3, 0
K, 9, X3, RAY1-RAY2
K, 10, X4, 0
K, 11, X4, RAY1-RAY2
K, 12, 0, Y4
K, 13, X2, Y4
K, 14, 0, -Y3
K, 15, RAY1, -Y3
K, 16, X3, -Y3
K, 17, X4, -Y3
K, 18, 0, Y5
K, 19, X2, Y5
K, 20, X5, 0
K, 21, X5, -Y3
K, 22, X5, Y2
K, 23, 0, Y6
K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3 $ L, 4, 5                      ! Lignes du noyau (couplage)
LSEGM=52
LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM
LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM                 ! Divisions des lignes 1, 2 par 52 segments

CSYS, 11
L, 1, 2 $ L, 1, 4 $ L, 1, 3 $ L, 1, 5  ! Lignes à droite du noyau
LSEGM1=30
LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1
LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1
LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1
LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1               ! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

```

CSYS, 15  
 L, 2, 8 \$ L, 4, 8  
 L, 6, 9 \$ L, 15, 16  
 LSEGM2=3  
 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2  
 ! Lignes à droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6 \$ L, 8, 9  
 L, 10, 11 \$ L, 20, 22  
 LSEGM3=5  
 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3  
 ! Lignes à droite du noyau  
 ! Divisions des lignes de 11 à 14 par 5 segments

L, 1, 14 \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17 \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=5  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4  
 ! Divisions des lignes de 15 à 18 par 5 segments

CSYS, 13  
 L, 5, 7 \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3  
 ! Divisions des lignes de 19 à 20 par 5 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41 \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44 \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45 \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49 \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50 \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54 \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51 \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56 \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58 \$ L, 19, 59  
 ! Lignes selon l'axe 'Z'

LSEGM5=10  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS  
 ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 10 segments

CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6  
 ! Ligne courbe de filet  
 ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10 \$ L, 12, 18  
 ! Ligne à droite de la semelle

LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7  
 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20 \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8  
 ! Lignes à droite de la semelle  
 ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43

! VOLUME DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 2, Real 1, Type élément 2, Local 21  
 ! Maillage

! VOLUMES DES PLIS AU COIN

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 5, 1, 22  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 22  
 ! Maillage

! VOLUMES A LA SEMELLE HORIZONTAL 5 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 5, 1, 15  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 5, 1, 13  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13  
 ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTALE SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 13, 1, 15  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 13, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

CSYS, 0  
 CPINTF, ALL, 0.001  
 ALLS  
 ! Couplage tous les nœuds ont choisi

```
*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
NBELEM4=4*NBELEM
/TITLE, PROFILÉ EN T EN COMPOSITE (%NBELEM4%ELEMENTS)
```

```
! PLANS DE SYMETRIE
```

```
CSYS, 0
NSEL, S, LOC, Z, -0.0001, 0.0001
D, ALL, UZ, 0
NSEL, S, LOC, X, -0.0001, 0.0001
D, ALL, UX, 0
ALLS
```

```
! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)
```

```
NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001
NSEL, R, LOC, Y, -Y3
D, ALL, UY, 0
ALLS
```

```
/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, CP, 0
EPLOT
```

! Afficher les éléments sur l'écran

```
CSYS, 11
KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
*GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS
```

```
*DO, I, 1, NBNODE
STRESS_NODE (I, 1) =NUMNODE (I)
*ENDDO
```

```
*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2
```

```
/SOLU
```

```
CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
*GET, NNODE, NODE,, COUNT
F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS
```

```
SOLVE
```

FINI

```
/POST1
/EDGE, 1, 1           ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1
```

```
*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE (I2, 1) = NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO
```

```
KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX
```

```
KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX
```

```
/TITLE, T-10 PLIS, Pctw= %( 1/TWSR) %N, Pccm= %( 1/MAXF) %N
/REP
```

```
!/TITLE, T-10 PLIS DE L'AME, CTW=%(TWSR)%, CCM=%(MAXF)%
!/REP
```

```
*ENDIF
```

```
! ANALYSE DE PROPAGATION DE LA FISSURE
```

```
*IF, VOULEZVOUS, EQ, 2, THEN
```

```
/TITLE, PROFILÉ EN T EN 10 COUCHES DE L'AME
*AFUN, DEG           ! Degré est l'unité d'angle
```

```
! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE
```

```
EF1=131000 $ EF2=13000 $ EF3=13000
GF12=6400 $ GF23=6400 $ GF31=6400
NUF12=0.038 $ NUF23=0.038 $ NUF31=0.038
```

```
! PROPRIÉTÉS DE NOYAU
```

```
EM1=7933 $ EM2=7933 $ EM3=135000
NUM12=0.35 $ NUM23=0.35 $ NUM31=0.35
GM12=EM1/2/(1+NUM12) $ GM23=EM1/2/(1+NUM12) $ GM31=EM1/2/(1+NUM12)
```

```
! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES
```

ET, 1, SOLID46                   ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)  
 KEYOPT, 1, 5, 2  
 KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                   ! Élément solide composite unidirectionnel de noyau  
 KEYOPT, 2, 5, 2  
 KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! CONTRAINTES LIMITES DU MATÉRIAU

FC, 1, S, XTEN, 821  
 FC, 1, S, XCMP, -821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP, -821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP, -90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP, -821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP, -821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP, -90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325

\*ASK, GOC

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0]<sub>10</sub>

\*IF, GOC, EQ, 1, THEN  
 AN1=0 \$AN2=0 \$AN3=0 \$AN4=0 \$AN5=0  
 AN6=0 \$AN7=0 \$AN8=0 \$AN9=0 \$AN10=0  
 \*ENDIF

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [45/-45]<sub>SS</sub>

```
*IF, GOC, EQ, 2, THEN
AN1=45 $AN2=-45 $AN3=45 $AN4=-45 $AN5=45
AN6=-45 $AN7=45 $AN8=-45 $AN9=45 $AN10=-45
*ENDIF
```

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/15/-15/45/-45/45/-45/15/-15/0]

```
*IF, GOC, EQ, 3, THEN
AN1=0 $AN2=15 $AN3=-15 $AN4=45 $AN5=-45
AN6=45 $AN7=-45 $AN8=15 $AN9=-15 $AN10=0
*ENDIF
```

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/90]<sub>SS</sub>

```
*IF, GOC, EQ, 4, THEN
AN1=0 $AN2=90 $AN3=0 $AN4=90 $AN5=0
AN6=90 $AN7=0 $AN8=90 $AN9=0 $AN10=90
*ENDIF
```

! LE CAS CONSTITUÉ DE L'AME [0/15/30/45/0/0/-45/-30/-15/0]

```
*IF, GOC, EQ, 5, THEN
AN1=0 $AN2=15 $AN3=30 $AN4=45 $AN5=0
AN6=0 $AN7=-45 $AN8=-30 $AN9=-15 $AN10=0
*ENDIF
```

R, 5, 5

RMORE

```
RMORE, 1, AN1, 0.3, 1, AN2, 0.3      ! Pli=1, angle=an1, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an2, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN3, 0.3, 1, AN4, 0.3      ! Pli=1, angle=an3, épaisseur=0.3, pli=2, angle=an4, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN5, 0.3                  ! Pli=1, angle=an5, épaisseur=0.3
```

R, 13, 13

RMORE

```
RMORE, 1, AN6, 0.3, 1, AN7, 0.3      ! Pli=1, angle=an6, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an7, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN8, 0.3, 1, AN9, 0.3      ! Pli=1, angle=an8, épaisseur=0.3, pli=2, angle=-an9, épaisseur=0.3
RMORE, 1, AN10, 0.3                  ! Pli=1, angle=an10, épaisseur=0.3
```

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS  
! PARAMETRES

RAY1=3.5

RAY2=2

LZ=25

X1=RAY1

X2=RAY1-RAY2

X3=X1+0.4

X4=10

X5=70

```

Y1=RAY1
Y2=RAY1-RAY2
Y3=1.5
Y4=Y1+0.4
Y5=35
Y6=80

CSYS, 0
LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90          ! Noyau
CSYS, 11
CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0      ! Noyau

LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90     ! Filet (coin)
CSYS, 12
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0     ! Filet (coin)

LOCAL, 13, 0, X2, RAY1, 0, 0, 0, 90    ! Âme
LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0     ! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

CSYS, 0
K, 1
K, 2, RAY1, 0
K, 3, 0, RAY1
K, 4, RAY1, 0
K, 5, 0, RAY1
K, 6, RAY1, RAY1-RAY2
K, 7, RAY1-RAY2, RAY1
K, 8, X3, 0
K, 9, X3, RAY1-RAY2
K, 10, X4, 0
K, 11, X4, RAY1-RAY2
K, 12, 0, Y4
K, 13, X2, Y4
K, 14, 0, -Y3
K, 15, RAY1, -Y3
K, 16, X3, -Y3
K, 17, X4, -Y3
K, 18, 0, Y5
K, 19, X2, Y5
K, 20, X5, 0
K, 21, X5, -Y3
K, 22, X5, Y2
K, 23, 0, Y6
K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

```

L, 2, 3 \$ L, 4, 5 LSEGM=52 LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM	! Lignes du noyau (couplage)  ! Divisions des lignes 1et 2 par 52 segments
CSYS, 11 L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5 LSEGM1=30 LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1 LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1 LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1 LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1	! Lignes à droite du noyau  ! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments
CSYS, 15 L, 2, 8 \$ L, 4, 8 L, 6, 9 \$ L, 15, 16 LSEGM2=3 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2	! Lignes à droite du noyau  ! Divisions des lignes de 8 à 10 par 3 segments
L, 4, 6 \$ L, 8, 9 L, 10, 11 \$ L, 20, 22 LSEGM3=5 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3	! Lignes à droite du noyau  ! Divisions des lignes de 11 à 14 par 5 segments
L, 1, 14 \$ L, 2, 15 L, 10, 17 \$ L, 20, 21 LSEGM4=5 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4	! Divisions des lignes de 15 à 18 par 30 segments
CSYS, 13 L, 5, 7 \$ L, 12, 13 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3	! Divisions des lignes de 19 à 20 par 5 segments
CSYS, 11 L, 1, 41 \$ L, 2, 42 L, 4, 44 \$ L, 3, 43 L, 5, 45 \$ L, 7, 47 L, 9, 49 \$ L, 6, 46 L, 8, 48 L, 10, 50 \$ L, 12, 52 L, 14, 54 \$ L, 15, 55 L, 11, 51 \$ L, 13, 53 L, 16, 56 \$ L, 17, 57 L, 18, 58 \$ L, 19, 59	! Lignes selon l'axe 'Z'

LSEGM5=10  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS  
 ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 10 segments

CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6  
 ! Ligne courbe de filet  
 ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10 \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7  
 ! Ligne à droite de la semelle  
 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20 \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8  
 ! Lignes à droite de la semelle  
 ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43

! VOLUME DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21  
 VSWEET, ALL  
 ! Mat 2, Real 1, Type élément 2, Local 21  
 ! Maillage

! VOLUMES DES PLIS AU COIN

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 5, 1, 22  
 VSWEET, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 22  
 ! Maillage

! VOLUMES A LA SEMELLE HORIZONTAL 5 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 5, 1, 15  
 VSWEET, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 5, 1, 13  
 VSWEET, ALL  
 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13  
 ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTALE SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 13, 1, 15  
 VSWEEP, ALL

! Mat 1, Real 13, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

CSYS, 0  
 CPINTF, ALL, 0.001  
 ALLS

! Couplage tous les nœuds ont choisi

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=4\*NBELEM  
 /TITLE, PROFILÉ EN T EN COMPOSITE (%NBELEM4%ELEMENTS)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0  
 NSEL, S, LOC, Z,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UZ, 0  
 NSEL, S, LOC, X,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UX, 0  
 ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001  
 NSEL, R, LOC, Y,-Y3  
 D, ALL, UY, 0  
 ALLS

NBFORCE=2  
 \*DIM, DEPLAC\_UY,, NBFORCE  
 \*DIM, FORCEZ,, NBFORCE  
 \*DO, I, 1, NBFORCE  
 FORCEZ (I) =200\*I  
 \*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 /PBC, CP, 0  
 EPLOT

CSYS, 11  
 KSEL, S, KP,, 2, 3 \$ KSEL, A, KP,, 42, 43  
 LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
 \*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN  
 \*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT  
 \*DIM, NUMNODE,, NBNODE  
 \*DIM, STRESS\_NODE,, NBNODE, 4  
 NUMNODE (1) =NMIN  
 \*DO, I, 2, NBNODE  
 \*GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH

```

*ENDDO
ALLS

*DO, I, 1, NBNODE
  STRESS_NODE (I, 1) =NUMNODE (I)
*ENDDO

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
*GET, NNODE, NODE,, COUNT
F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE
ALLS

SOLVE

/POST1
/EDGE, 1, 1
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

! DESSINER LA GEOMETRIE AU COMPLET

/EXPAND, 1, RECT, HALF, 0.0001, 0, 0, 1, RECT, HALF, 0, 0,-0.0001
/DSCALE, 1, 1

NODE_FY=NODE (0, Y6, 0)
*GET, DEPLAC_UY(IC), NODE, NODE_FY, U, Y

/TITLE, PROFILÉ EN T 10 PLIS,(%Nbelem4%elems), F=%Forcez(ic)%N, UY=%Deplac_uy(ic)%mm
/REP

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN
  /PREP7
  NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)
  NCRACK (I3, 1) =NUMNODE (I3) $ NCRACK (I3, 2) =STRESS_NODE (I3, 2)
  CPDEL, ALL
  *ENDIF

```

```
*ENDDO  
  ALLS
```

```
*ENDDO
```

```
! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE
```

```
/POST1  
CSYS, 0  
ESEL, S, TYPE,, 2  
PLNS, S, MAXF  
PLNS, S, TWSR
```

```
*ENDIF
```

## ANNEXE III

### ANALYSE PROFILÉ EN T EN COMPRESSION

! SI VOUS ENTRE 1, LA CHARGE APPLIQUÉE À 80 mm SUR DE L'AME DU PROFILÉ EN T

! SI VOUS ENTRE 2, LA CHARGE APPLIQUÉE À 40 mm SUR DE L'AME DU PROFILÉ EN T

FINISH

/CLEAR

/PREP7

! Charger le module des données

/TITLE, FLAMBAGE DE PROFILÉ EN T 8 PLIS DE L'AME

\*AFUN, DEG

! Unité des angles dans le programme

! PARAMÈTRES (mm)

RAY1=2

RAY2=3.2

X1=25

X2=67

X3=71.8

X4=73.8

X5=75

X6=76.2

X7=78.2

X8=83

X9=125

X10=150

X11=50

X12=100

Y1=1.8

Y2=3

Y3=RAY2+Y1

Y4=11.2

Y5=40

Y6=80

Z1=20

Z2=Z1+10

Z3=50

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000

NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3  
 GF12=EF1/2/ (1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/ (1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/ (1+NUF12)

! PROPRIÉTÉS DU NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/ (1+NUM12)

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46                           ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
 KEYOPT, 1, 5, 2                       ! Option type des éléments  
 KEYOPT, 1, 8, 1

! ÉLÉMENT SOLIDE COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL DE NOYAU

ET, 2, SOLID46  
 KEYOPT, 2, 5, 2  
 KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325                   ! pli=1(Mat 2), angle=0, épaisseur=1.325

! PLIS DE COMPOSITE

R, 2, 2  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3       ! pli=1(Mat1), angle=0, épaisseur=0.3, pli=2(Mat1), angle=0, épaisseur=0.3

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3       ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.3, pli=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3                   ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.3

R, 4, 4  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3       ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.3, pli=2, angle=0, épaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3       ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.3, pli=4, angle=0, épaisseur=0.3

```
R, 5, 5
RMORE
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.3, pli=2, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.3, pli=4, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3                  ! pli=5, angle=0, épaisseur=0.3
```

```
R, 6, 6
RMORE
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.3, pli=2, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.3, pli=4, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=5, angle=0, épaisseur=0.3, pli=6, angle=0, épaisseur=0.3
```

```
R, 8, 8
RMORE
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.3, pli=2, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.3, pli=4, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=5, angle=0, épaisseur=0.3, pli=6, angle=0, épaisseur=0.3
RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3      ! pli=7, angle=0, épaisseur=0.3, pli=8, angle=0, épaisseur=0.3
```

! COORDONNEES GLOBAL OU LOCAL DES VOLUMES

```
CSYS, 0
LOCAL, 11, 0, X3, Y1, 0, 0, 0, 90
CSYS, 11
CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, 45, 0
```

```
LOCAL, 12, 0, X5, Y3, 0, 0, 0, 90
CSYS, 12
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0
```

```
LOCAL, 13, 0, X5, Y3, 0, 0, 0, 90
```

```
LOCAL, 14, 0, X5, 0, 0, 0, -90, 0
```

! CRÉE DES KEYPOINTS DU MODÈLE

```
CSYS, 0
K, 1, 0, 0, 0
K, 2, X1, 0, 0
K, 500, X11, 0, 0
K, 3, X2, 0, 0
K, 4, X3, 0, 0
K, 5, X7, 0, 0
K, 6, X8, 0, 0
K, 700, X12, 0, 0
K, 7, X9, 0, 0
K, 8, X10, 0, 0
K, 201, X4, Y3, 0
K, 202, X5, Y3, 0
K, 203, X6, Y3, 0
K, 204, X3, Y3, 0
K, 205, X7, Y3, 0
```

KGEN, 2, 1, 8, 1, 0, Y1, 0, 10

KGEN, 2, 1, 8, 1, 0, Y2, 0, 20

KGEN, 2, 1, 8, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 1, 8, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 1, 8, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 11, 18, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 11, 18, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 11, 18, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 21, 28, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 21, 28, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 21, 28, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 204, 205, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 204, 205, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 204, 205, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 500, 700, 200, 0, Y1, 0, 10

KGEN, 2, 500, 700, 200, 0, Y2, 0, 20

KGEN, 2, 500, 700, 200, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 500, 700, 200, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 500, 700, 200, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 510, 710, 200, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 510, 710, 200, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 510, 710, 200, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 520, 720, 200, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 520, 720, 200, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 520, 720, 200, 0, 0, -Z3, 90

CSYS, 11

LARC, 14, 202, 204, RAY2

LARC, 24, 201, 204, RAY1

LARC, 44, 232, 234, RAY2

LARC, 54, 231, 234, RAY1

LARC, 74, 262, 264, RAY2

LARC, 84, 261, 264, RAY1

LARC, 104, 292, 294, RAY2

LARC, 114, 291, 294, RAY1

CSYS, 12

LARC, 202, 15, 205, RAY2

LARC, 203, 25, 205, RAY1

LARC, 232, 45, 235, RAY2

LARC, 233, 55, 235, RAY1

LARC, 262, 75, 265, RAY2

LARC, 263, 85, 265, RAY1

LARC, 292, 105, 295, RAY2

LARC, 293, 115, 295, RAY1

! DES VOLUMES

NLRESIN=10 ! Divise des éléments du noyau

CSYS, 14  
V, 14, 15, 45, 44, 202, 202, 232, 232  
V, 44, 45, 75, 74, 232, 232, 262, 262  
V, 74, 75, 105, 104, 262, 262, 292, 292  
! Volumes de la résine

KSEL, S, KP,, 14, 15  
KSEL, A, KP,, 202  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, NLRESIN  
ALLS

KSEL, S, KP,, 15, 45, 30  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 5  
ALLS

KSEL, S, KP,, 45, 75, 30  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 3  
ALLS

KSEL, S, KP,, 75, 105, 30  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 5  
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
VATT, 2,, 2, 14  
VMESH, ALL  
! Vue 3D isométrique  
! Mat 2; Real 1; Type élément 2; Local 14  
! Maillage du noyau

EPLLOT

CSYS, 12  
V, 202, 15, 45, 232, 203, 25, 55, 233  
V, 232, 45, 75, 262, 233, 55, 85, 263  
V, 262, 75, 105, 292, 263, 85, 115, 293  
! Volumes de 4 plis au coin droit

KSEL, S, KP,, 15, 25, 10  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 4  
ALLS

KSEL, S, KP,, 202, 203  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 4  
ALLS

KSEL, S, KP,, 25, 203, 203-25  
LSLK, S, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, NLRESIN  
ALLS

ESYS, 13  
 VATT,, 4, 1, 12  
 VMESH, ALL  
 ! Mat 1, Real 4, Type élément 1, Local 12  
 ! Maillage

EPLOT

CSYS, 11  
 V, 14, 202, 232, 44, 24, 201, 231, 54  
 V, 44, 232, 262, 74, 54, 231, 261, 84  
 V, 74, 262, 292, 104, 84, 261, 291, 114  
 ! Volumes de 4 plis au coin gauche du modèle

KSEL, S, KP,, 14, 24, 10  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 4  
 ALLS

KSEL, S, KP,, 201, 202  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 4  
 ALLS

KSEL, S, KP,, 24, 201, 201-24  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NLRESIN  
 ALLS

ESYS, 11  
 VATT,, 3, 1, 11  
 VMESH, ALL  
 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 ! Maillage

EPLOT

CSYS, 0  
 V, 4, 5, 35, 34, 14, 15, 45, 44  
 V, 34, 35, 65, 64, 44, 45, 75, 74  
 V, 64, 65, 95, 94, 74, 75, 105, 104  
 ! Volumes des 6 plis de la semelle

KSEL, S, KP,, 4, 5  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NLRESIN  
 ALLS

KSEL, S, KP,, 4, 14, 10  
 KSEL, a, KP,, 5, 15, 10  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 6  
 ALLS

ESYS, 0  
 VATT,, 6, 1, 14  
 VMESH, ALL  
 ! Mat 1, Real 6, Type élément 1, Local 14  
 ! Maillage

EPLOT

CSYS, 0

V, 3, 4, 34, 33, 13, 14, 44, 43  
 V, 13, 14, 44, 43, 23, 24, 54, 53  
 V, 33, 34, 64, 63, 43, 44, 74, 73  
 V, 43, 44, 74, 73, 53, 54, 84, 83  
 V, 63, 64, 94, 93, 73, 74, 104, 103  
 V, 73, 74, 104, 103, 83, 84, 114, 113  
 V, 5, 6, 36, 35, 15, 16, 46, 45  
 V, 15, 16, 46, 45, 25, 26, 56, 55  
 V, 35, 36, 66, 65, 45, 46, 76, 75  
 V, 45, 46, 76, 75, 55, 56, 86, 85  
 V, 65, 66, 96, 95, 75, 76, 106, 105  
 V, 75, 76, 106, 105, 85, 86, 116, 115

KSEL, S, KP,, 13, 14  
 KSEL, A, KP,, 15, 16  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 10  
 ALLS

ESYS, 0

VATT,, 2, 1, 14  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 2, Type élément 1, Local 14  
 ! Maillage

EPLLOT

V, 500, 3, 33, 530, 510, 13, 43, 540  
 V, 510, 13, 43, 540, 520, 23, 53, 550  
 V, 530, 33, 63, 560, 540, 43, 73, 570  
 V, 540, 43, 73, 570, 550, 53, 83, 580  
 V, 560, 63, 93, 590, 570, 73, 103, 600  
 V, 570, 73, 103, 600, 580, 83, 113, 610  
 V, 6, 700, 730, 36, 16, 710, 740, 46  
 V, 16, 710, 740, 46, 26, 720, 750, 56  
 V, 36, 730, 760, 66, 46, 740, 770, 76  
 V, 46, 740, 770, 76, 56, 750, 780, 86  
 V, 66, 760, 790, 96, 76, 770, 800, 106  
 V, 76, 770, 800, 106, 86, 780, 810, 116

KSEL, S, KP,, 13, 510, 510-13  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 14  
 ALLS

KSEL, S, KP,, 16, 710, 710-16  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 14  
 ALLS

ESYS, 0

VATT,, 2, 1, 14  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 2, Type élément 1, Local 14  
 ! Maillage

## EPlot

V, 2, 500, 530, 32, 12, 510, 540, 42  
 V, 12, 510, 540, 42, 22, 520, 550, 52  
 V, 32, 530, 560, 62, 42, 540, 570, 72  
 V, 42, 540, 570, 72, 52, 550, 580, 82  
 V, 62, 560, 590, 92, 72, 570, 600, 102  
 V, 72, 570, 600, 102, 82, 580, 610, 112  
 V, 700, 7, 37, 730, 710, 17, 47, 740  
 V, 710, 17, 47, 740, 720, 27, 57, 750  
 V, 730, 37, 67, 760, 740, 47, 77, 770  
 V, 740, 47, 77, 770, 750, 57, 87, 780  
 V, 760, 67, 97, 790, 770, 77, 107, 800  
 V, 770, 77, 107, 800, 780, 87, 117, 810

KSEL, S, KP,, 12, 510, 510-12  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 10  
 ALLS

KSEL, S, KP,, 17, 710, 710-17  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 10  
 ALLS

ESYS, 0  
 VATT,, 2, 1, 14  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 2, Type élément 1, Local 14  
 ! Maillage

## EPlot

V, 1, 2, 32, 31, 11, 12, 42, 41  
 V, 11, 12, 42, 41, 21, 22, 52, 51  
 V, 31, 32, 62, 61, 41, 42, 72, 71  
 V, 41, 42, 72, 71, 51, 52, 82, 81  
 V, 61, 62, 92, 91, 71, 72, 102, 101  
 V, 71, 72, 102, 101, 81, 82, 112, 111  
 V, 7, 8, 38, 37, 17, 18, 48, 47  
 V, 17, 18, 48, 47, 27, 28, 58, 57  
 V, 37, 38, 68, 67, 47, 48, 78, 77  
 V, 47, 48, 78, 77, 57, 58, 88, 87  
 V, 67, 68, 98, 97, 77, 78, 108, 107  
 V, 77, 78, 108, 107, 87, 88, 118, 117

KSEL, S, KP,, 11, 12  
 KSEL, A, KP,, 17, 18  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 5  
 ALLS

ESYS, 0  
 VATT,, 2, 1, 14  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 2, Type élément 1, Local 14  
 ! Maillage

EPlot

CSYS, 0

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, Y4-Y3, 0, 100

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, Y5-Y3, 0, 110

KGEN, 2, 201, 203, 1, 0, Y6-Y3, 0, 120

KGEN, 2, 301, 303, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 301, 303, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 301, 303, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 311, 313, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 311, 313, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 311, 313, 1, 0, 0, -Z3, 90

KGEN, 2, 321, 323, 1, 0, 0, -Z1, 30

KGEN, 2, 321, 323, 1, 0, 0, -Z2, 60

KGEN, 2, 321, 323, 1, 0, 0, -Z3, 90

V, 203, 303, 333, 233, 202, 302, 332, 232

V, 202, 302, 332, 232, 201, 301, 331, 231

V, 233, 333, 363, 263, 232, 332, 362, 262

V, 232, 332, 362, 262, 231, 331, 361, 261

V, 263, 363, 393, 293, 262, 362, 392, 292

V, 262, 362, 392, 292, 261, 361, 391, 291

! Volumes de 8 plis de l'âme

KSEL, S, KP., 202, 302, 100

LSLK, S, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 16

ALLS

ESYS, 13

VATT., 5, 1, 13

VMESH, ALL

EPlot

! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13

! Maillage

V, 303, 313, 343, 333, 302, 312, 342, 332

V, 302, 312, 342, 332, 301, 311, 341, 331

V, 333, 343, 373, 363, 332, 342, 372, 362

V, 332, 342, 372, 362, 331, 341, 371, 361

V, 363, 373, 403, 393, 362, 372, 402, 392

V, 362, 372, 402, 392, 361, 371, 401, 391

KSEL, S, KP., 302, 312, 100

LSLK, S, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 5

ALLS

ESYS, 13

VATT., 5, 1, 13

VMESH, ALL

EPlot

! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13

! Maillage

V, 313, 323, 353, 343, 312, 322, 352, 342

V, 312, 322, 352, 342, 311, 321, 351, 341

V, 343, 353, 383, 373, 342, 352, 382, 372

V, 342, 352, 382, 372, 341, 351, 381, 371

V, 373, 383, 413, 403, 372, 382, 412, 402  
 V, 372, 382, 412, 402, 371, 381, 411, 401

KSEL, S, KP,, 312, 322, 100  
 LSLK, S, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 3  
 ALLS

ESYS, 13  
 VATT,, 5, 1, 13  
 VMESH, ALL  
 EPLOT

! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13  
 ! Maillage

! CONDITION DE BLOPAGE

CSYS, 0

NSEL, S, LOC, Y, 0  
 NSEL, R, LOC, X, 0.0, X2  
 D, ALL, UY

NSEL, S, LOC, Y, 0  
 NSEL, R, LOC, X, X8, X10  
 D, ALL, UY

ALLS

D, NODE(X8, 0, 0), UZ, 0.0  
 D, NODE(X8, 0, 0), UX, 0.0

/PBC,U,, 1  
 /PBC, F,, 1

EPLOT

! CHARGE APPLIQUEE

FLAMBAGE=-1

\*ASK, NIV

! Niveau applique de la charge

\*IF, NIV, EQ, 1, THEN  
 NIVAP=80  
 NSEL, S, LOC, Y, NIVAP  
 \*GET, NUMNODE, NODE,, COUNT  
 F, ALL, FY, FLAMBAGE/NUMNODE  
 \*ENDIF

! Niveau applique de la charge à 80mm sur l'âme

\*IF, NIV, EQ, 2, THEN  
 NIVAP=40  
 NSEL, S, LOC, Y, NIVAP  
 \*GET, NUMNODE, NODE,, COUNT  
 F, ALL, FY, FLAMBAGE/NUMNODE  
 \*ENDIF

! Niveau applique de la charge à 40mm sur l'âme

ALLS

FINI

! PROCEDURE DE CALCUL DE LA CHARGE DE FLAMBAGE

```
/SOLU
PSTRES,ON                ! Solution par analyse statique linéaire
OUTPR,, All
SOLVE
FINI
```

```
/SOLU
ANTYPE, BUCKLE           ! Solution de l'instabilité
BUCOPT,LANB, 1
MXPAND, 1
SOLVE
FINI
```

```
/POST1
/EDGE, 1, 1
SET,LIST
PLDISP, 1
```

## ANNEXE IV

### ANALYSE L'INFLUENCE DE LARGEUR DES MODELES

! Si vous voulez analyse la charge de fissuration initiale du modele 4 pouces entre 41 S.V.P  
! Si vous voulez analyse de propagation de la fissuration du modele 4 pouces entre 42 S.V.P

! Si vous voulez analyse la charge de fissuration initiale de modele 6 pouces entre 61 S.V.P  
! Si vous voulez analyse de propagation de la fissuration du modele 6 pouces entre 62 S.V.P

FINISH

/CLEAR

/UIS, MSGPOP, 3

/PREP7

! Module de preparation des donnees

\*ASK, POUCES

\*IF, POUCES, EQ, 41, THEN

**! ANALYSE LA CHARGE FISSURATION INITIALE DE PROFILE EN T DE 4 POUCES**

/TITLE, T-JOINT EN 6 PLIS DE L'AME ET 4 POUCES DE LARGEUR

\*AFUN, DEG !degre est l'unite d'angle

! PARAMETRES

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000

NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

GF12=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/(1+NUF12)

! PROPRIÉTÉS DU NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000

NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35

GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

!TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46

! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)

KEYOPT, 1, 5, 2

KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46

! Élément solide composite unidirectionnel du noyau

KEYOPT, 2, 5, 2

KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! LES CONTRAINTES LIMITES DU MATÉRIAU

FC, 1, S, XTEN, 821  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3 ! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3

R, 7, 7  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3, pli=4, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=5, angle=0, epaisseur=0.3, pli=6, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3 ! Pli=7, angle=0, epaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

RAY1=2.9  
 RAY2=2

LZ=50

X1=RAY1  
 X2=RAY1-RAY2  
 X3=X1+0.4  
 X4=10  
 X5=70

Y1=RAY1  
 Y2=RAY1-RAY2  
 Y3=2.1  
 Y4=Y1+0.4  
 Y5=35  
 Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

CSYS, 0	
LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90	! Noyau
CSYS, 11	
CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0	! Noyau
LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90	! Fillet (coin)
CSYS, 12	
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0	! Fillet (coin)
LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90	! Ame
LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0	! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0  
 K, 1  
 K, 2, RAY1, 0  
 K, 3, 0, RAY1  
 K, 4, RAY1, 0  
 K, 5, 0, RAY1  
 K, 6, RAY1, RAY1-RAY2  
 K, 7, RAY1-RAY2, RAY1  
 K, 8, X3, 0  
 K, 9, X3, RAY1-RAY2  
 K, 10, X4, 0  
 K, 11, X4, RAY1-RAY2  
 K, 12, 0, Y4  
 K, 13, X2, Y4  
 K, 14, 0, -Y3  
 K, 15, RAY1, -Y3  
 K, 16, X3, -Y3  
 K, 17, X4, -Y3  
 K, 18, 0, Y5  
 K, 19, X2, Y5

K, 20, X5, 0  
 K, 21, X5, -Y3  
 K, 22, X5, Y2  
 K, 23, 0, Y6  
 K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3 \$ L, 4, 5  
 LSEGM=52

! Lignes noyau couplage

LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM

LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM

! Divisions des lignes de 1 à 2 par 52 segments

CSYS, 11

L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5

LSEGM1=30

LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1

! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15

L, 2, 8 \$ L, 4, 8

L, 6, 9 \$ L, 15, 16

LSEGM2=3

LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2

! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6 \$ L, 8, 9

L, 10, 11 \$ L, 20, 22

LSEGM3=3

LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3

LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3

LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3

LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 11 à 14 par 3 segments

L, 1, 14 \$ L, 2, 15

L, 10, 17 \$ L, 20, 21

LSEGM4=7

LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4

LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4

LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4

LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4

! Divisions des lignes de 15 à 18 par 7 segments

CSYS, 13

L, 5, 7 \$ L, 12, 13

LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3

LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 19 à 20 par 3 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41           \$ L, 2, 42                           ! Lignes selon l'axe 'z'  
 L, 4, 44           \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45           \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49           \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50          \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54          \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51          \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56          \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58          \$ L, 19, 59

LSEGM5=20  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5                           ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 20 segments  
 ALLS

CSYS, 18  
 L, 6, 7   ! Ligne courbe de fillet  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6                           ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10           \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7                           ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7

L, 10, 20          \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8                           ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43

! VOLUMES DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21                                   ! Mat 2, Real 1, Type délément 2, Local 21  
 VSWEAP, ALL

! VOLUME DES PLIS A LA COIN

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 3, 1, 22                                   ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 22  
 VSWEAP, ALL

! VOLUME SEMELLE HORIZONTAL 4 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 3, 1, 15 ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 15  
 VSWEEP, ALL

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 3, 1, 13 ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 13  
 VSWEEP, ALL

! VOLUMES DE LA SEMELLE SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 7, 1, 15 ! Mat 1, Real 7, Type délément 1, Local 15  
 VSWEEP, ALL

CSYS, 0  
 CPINTF, ALL, 0.001  
 ALLS

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=4\*NBELEM  
 /TITLE, T-JOINT EN COMPOSITE (%Nbelem4%elements)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0  
 NSEL, S, LOC, Z,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UZ, 0  
 NSEL, S, LOC, X,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UX, 0  
 ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001  
 NSEL, R, LOC, Y,-Y3  
 D, ALL, UY, 0  
 ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 /PBC, CP, 0  
 EPLOT

CSYS, 11  
 KSEL, S, KP,, 2, 3 \$ KSEL, A, KP,, 42, 43  
 LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
 \*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN

```

*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,,NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,,NBNODE, 4
NUMNODE(1)=NMIN
*DO, 1, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE(I),NODE, NUMNODE(I-1),NXTH
*ENDDO
ALLS

*DO, 1, 1, NBNODE
  STRESS_NODE(I, 1)=NUMNODE(I)
*ENDDO

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU
CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
*GET, NNODE, NODE,,COUNT
F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

SOLVE
FINI
  /POST1
  /EDGE, 1, 1          ! Afficher les éléments
  /DSCALE, 1, 1
  PLNS, S, 1

*DO, 12, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE(I2, 1)=NUMNODE(I2)
  *GET, STRESS_NODE(I2, 2),NODE, NUMNODE(I2),FAIL, SMAX
*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

/TITLE, T-JOINT 6 PLIS, 4 pouces,Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N
/REP

!/TITLE, T-JOINT 6 PLIS, TWSR=%(TWSR)%, MAXF=%(MAXF)%
!/REP

*ENDIF

```

\*IF, POUCES, EQ, 42, THEN

**! ANALYSE DE PROPAGATION DE LA FISSURATION**

/TITLE, T-JOINT EN 6 PLIS DE L'AME POUR ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURATION

\*AFUN, DEG !degree est l'unite d'angle

! PARAMETRES

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000

NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

GF12=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/(1+NUF12)

! PROPRIÉTÉS DU NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000

NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35

GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

!TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46 ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)

KEYOPT, 1, 5, 2

KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46 ! Élément solide composite unidirectionnel du noyau

KEYOPT, 2, 5, 2

KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3

MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31

MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3

MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31

MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! LES CONTRAINTES LIMITES DU MATÉRIAU

FC, 1, S, XTEN, 821

FC, 1, S, XCMP, -821

FC, 1, S, YTEN, 821

FC, 1, S, YCMP, -821

FC, 1, S, ZTEN, 90

FC, 1, S, ZCMP, -90

FC, 1, S, XY, 115

FC, 1, S, YZ, 115

FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821

FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325 ! Pli=1, angle=90, epaisseur=1.325

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3 ! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3

R, 7, 7  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3, pli=4, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=5, angle=0, epaisseur=0.3, pli=6, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3 ! Pli=7, angle=0, epaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

RAY1=2.9  
 RAY2=2

LZ=50

X1=RAY1  
 X2=RAY1-RAY2  
 X3=X1+0.4  
 X4=10  
 X5=70

Y1=RAY1  
 Y2=RAY1-RAY2  
 Y3=2.1  
 Y4=Y1+0.4  
 Y5=35  
 Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

CSYS, 0  
 LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90 ! Noyau  
 CSYS, 11

```

CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0          ! Noyau

LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90        ! Fillet (coin)
CSYS, 12
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0        ! Fillet (coin)

LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90      ! Ame
LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0       ! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0
K, 1
K, 2, RAY1, 0
K, 3, 0, RAY1
K, 4, RAY1, 0
K, 5, 0, RAY1
K, 6, RAY1, RAY1-RAY2
K, 7, RAY1-RAY2, RAY1
K, 8, X3, 0
K, 9, X3, RAY1-RAY2
K, 10, X4, 0
K, 11, X4, RAY1-RAY2
K, 12, 0, Y4
K, 13, X2, Y4
K, 14, 0, -Y3
K, 15, RAY1, -Y3
K, 16, X3, -Y3
K, 17, X4, -Y3
K, 18, 0, Y5
K, 19, X2, Y5
K, 20, X5, 0
K, 21, X5, -Y3
K, 22, X5, Y2
K, 23, 0, Y6
K, 24, X2, Y6

KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3          $ L, 4, 5          ! Lignes noyau couplage
LSEGM=52
LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM
LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM          ! Divisions des lignes de 1 à 2 par 52 segments

CSYS, 11
L, 1, 2 $ L, 1, 4 $ L, 1, 3 $ L, 1, 5
LSEGM1=30
LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1

```

LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1

! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15

L, 2, 8           \$ L, 4, 8  
 L, 6, 9           \$ L, 15, 16  
 LSEGM2=3  
 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2

! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6           \$ L, 8, 9  
 L, 10, 11       \$ L, 20, 22  
 LSEGM3=3  
 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 11 à 14 par 3 segments

L, 1, 14         \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17       \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=7  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4

! Divisions des lignes de 15 à 18 par 7 segments

CSYS, 13

L, 5, 7           \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 19 à 20 par 3 segments

CSYS, 11

L, 1, 41         \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44         \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45         \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49         \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50        \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54        \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51        \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56        \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58        \$ L, 19, 59

! Lignes selon l'axe 'z'

LSEGM5=20

LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS

! Divisions des lignes de 21 à 39 par 20 segments

CSYS, 18

L, 6, 7  
 LSEGM6=35

! Ligne courbe de fillet

LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6  
 ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10           \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7  
 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20           \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8  
 ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42           \$ L, 41, 43

! VOLUMES DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 2, Real 1, Type délément 2, Local 21

! VOLUME DES PLIS A LA COIN

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 3, 1, 22  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 22

! VOLUME SEMELLE HORIZONTAL 4 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 3, 1, 15  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 15

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 3, 1, 13  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 3, Type délément 1, Local 13

! VOLUMES DE LA SEMELLE SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 7, 1, 15  
 VSWEPT, ALL  
 ! Mat 1, Real 7, Type délément 1, Local 15

```

CSYS, 0
CPINTF, ALL, 0.001
ALLS

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
NBELEM4=4*NBELEM
/TITLE, T-JOINT EN COMPOSITE (%Nbelem4%elements)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0
NSEL, S, LOC, Z,-0.0001, 0.0001
D, ALL, UZ, 0
NSEL, S, LOC, X,-0.0001, 0.0001
D, ALL, UX, 0
ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001
NSEL, R, LOC, Y,-Y3
D, ALL, UY, 0
ALLS

NBFORCE=2
*DIM, DEPLAC_UY,,NBFORCE
*DIM, FORCEZ,,NBFORCE
*DO, I, 1, NBFORCE
  FORCEZ(I)=200*I
*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 0

EPLOT

CSYS, 11
KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,,NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,,NBNODE, 4
  NUMNODE(1)=NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE(I),NODE, NUMNODE(I-1),NXTH
*ENDDO
ALLS

*DO, I, 1, NBNODE
  STRESS_NODE(I, 1)=NUMNODE(I)
*ENDDO

```

```
*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2
```

```
! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE
```

```
*DO, IC, 1, NBFORCE
```

```
/SOLU
```

```
CSYS, 0
```

```
NROTAT, ALL
```

```
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
```

```
*GET, NNODE, NODE,,COUNT
```

```
F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE
```

```
ALLS
```

```
SOLVE
```

```
  /POST1
```

```
  /EDGE, 1, 1                  ! Afficher les éléments
```

```
  /DSCALE, 1, 1
```

```
  PLNS, S, 1
```

```
! DESSINER LA GEOMETRIE AU COMPLET
```

```
/EXPAND, 1, RECT, HALF, 0.0001, 0, 0, 1, RECT, HALF, 0, 0, -0.0001
```

```
/DSCALE, 1, 1
```

```
  NODE_FY=NODE(0, Y6, 0)
```

```
  *GET, DEPLAC_UY(IC),NODE, NODE_FY, U, Y
```

```
  /TITLE, T-JOINT 6 PLIS,(%NBELEM4%ELEMS),F=%FORCEZ(IC)%N, UY=%DEPLAC_UY(IC)%MM
```

```
  /REP
```

```
*DO, I2, 1, NBNODE
```

```
  RSYS, 21
```

```
  STRESS_NODE(I2, 1)=NUMNODE(I2)
```

```
  *GET, STRESS_NODE(I2, 2),NODE, NUMNODE(I2),FAIL, SMAX
```

```
*ENDDO
```

```
RSYS, 0
```

```
*DO, I3, 1, NBNODE
```

```
  *IF, STRESS_NODE(I3, 2),GT, 1, THEN
```

```
  /PREP7
```

```
  NSEL, S, NODE,,NUMNODE(I3)
```

```
  NCRACK(I3, 1)=NUMNODE(I3) $ NCRACK(I3, 2)=STRESS_NODE(I3, 2)
```

```
  CPDEL, ALL
```

```
  *ENDIF
```

```
*ENDDO
```

```
  ALLS
```

```
*ENDDO
```



FC, 1, S, XTEN, 821  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

R, 1, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 1.325 ! Pli=1, angle=90, epaisseur=1.325

R, 5, 5  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3 ! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3, pli=4, angle=0, epaisseur=0.3  
 RMORE, 1, 0, 0.3 ! Pli=5, angle=0, epaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLIS

RAY1=3.5  
 RAY2=2

LZ=75

X1=RAY1  
 X2=RAY1-RAY2  
 X3=X1+0.4  
 X4=10  
 X5=70

Y1=RAY1  
 Y2=RAY1-RAY2  
 Y3=1.5  
 Y4=Y1+0.4

Y5=35  
Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

CSYS, 0  
LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90 ! Noyau  
CSYS, 11  
CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0 ! Noyau  
  
LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90 ! Fillet (coin)  
CSYS, 12  
CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0 ! Fillet (coin)  
  
LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90 ! Ame  
LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0 ! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0  
K, 1  
K, 2, RAY1, 0  
K, 3, 0, RAY1  
K, 4, RAY1, 0  
K, 5, 0, RAY1  
K, 6, RAY1, RAY1-RAY2  
K, 7, RAY1-RAY2, RAY1  
K, 8, X3, 0  
K, 9, X3, RAY1-RAY2  
K, 10, X4, 0  
K, 11, X4, RAY1-RAY2  
K, 12, 0, Y4  
K, 13, X2, Y4  
K, 14, 0, -Y3  
K, 15, RAY1, -Y3  
K, 16, X3, -Y3  
K, 17, X4, -Y3  
K, 18, 0, Y5  
K, 19, X2, Y5  
K, 20, X5, 0  
K, 21, X5, -Y3  
K, 22, X5, Y2  
K, 23, 0, Y6  
K, 24, X2, Y6  
  
KGEN, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40  
  
LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0  
  
CSYS, 18  
  
L, 2, 3 \$ L, 4, 5

LSEGM=52  
 LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM  
 LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM  
 ! Divisions des lignes de 1 à 2 par 52 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5  
 LSEGM1=30  
 LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1  
 LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1  
 ! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15  
 L, 2, 8 \$ L, 4, 8  
 L, 6, 9 \$ L, 15, 16  
 LSEGM2=3  
 LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2  
 LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2  
 ! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6 \$ L, 8, 9  
 L, 10, 11 \$ L, 20, 22  
 LSEGM3=5  
 LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3  
 ! Divisions des lignes de 11 à 14 par 5 segments

L, 1, 14 \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17 \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=5  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4  
 ! Divisions des lignes de 15 à 18 par 5 segments

CSYS, 13  
 L, 5, 7 \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3  
 ! Divisions des lignes de 19 à 20 par 5 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41 \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44 \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45 \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49 \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50 \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54 \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51 \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56 \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58 \$ L, 19, 59  
 ! Lignes selon l'axe 'z'

LSEGM5=30  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS ! Divisions des lignes de 21 à 39 par 30 segments

CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6 ! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10 \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7 ! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20 \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8 ! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47

CSYS, 11  
 L, 41, 42 \$ L, 41, 43

! VOLUMES DU NOYAU

V, 1, 2, 42, 41, 3, 2, 42, 43  
 VATT, 2,, 2, 21 ! Mat 2, Real 1, Type élément 2, Local 21  
 VSWEAP, ALL ! Maillage

! VOLUME DES PLIS AU COIN

V, 5, 4, 44, 45, 7, 6, 46, 47  
 VATT,, 5, 1, 22 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 22  
 VSWEAP, ALL ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL 4 PLIS

V, 4, 8, 48, 44, 6, 9, 49, 46  
 V, 8, 10, 50, 48, 9, 11, 51, 49  
 V, 10, 20, 60, 50, 11, 22, 62, 51  
 VATT,, 5, 1, 15 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 15  
 VSWEAP, ALL ! Maillage

V, 12, 5, 45, 52, 13, 7, 47, 53  
 V, 18, 12, 52, 58, 19, 13, 53, 59  
 V, 23, 18, 58, 63, 24, 19, 59, 64  
 VATT,, 5, 1, 13 ! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 13  
 VSWEAP, ALL ! Maillage

! VOLUMES DE LA SEMELLE HORIZONTAL SOUS NOYAU

V, 14, 15, 55, 54, 1, 2, 42, 41  
 V, 15, 16, 56, 55, 2, 8, 48, 42  
 V, 16, 17, 57, 56, 8, 10, 50, 48  
 V, 17, 21, 61, 57, 10, 20, 60, 50  
 VATT,, 5, 1, 15  
 VSWEEP, ALL

! Mat 1, Real 5, Type élément 1, Local 15  
 ! Maillage

CSYS, 0  
 CPINTF, ALL, 0.001  
 ALLS

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=4\*NBELEM  
 /TITLE, T-JOINT EN COMPOSITE (%Nbelem4%elements)

! PLANS DE SYMETRIE

CSYS, 0  
 NSEL, S, LOC, Z,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UZ, 0  
 NSEL, S, LOC, X,-0.0001, 0.0001  
 D, ALL, UX, 0  
 ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001  
 NSEL, R, LOC, Y,-Y3  
 D, ALL, UY, 0  
 ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 /PBC, CP, 0

EPLLOT

CSYS, 11  
 KSEL, S, KP,, 2, 3 \$ KSEL, A, KP,, 42, 43  
 LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
 \*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN  
 \*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT  
 \*DIM, NUMNODE,,NBNODE  
 \*DIM, STRESS\_NODE,,NBNODE, 4  
 NUMNODE(1)=NMIN  
 \*DO, I, 2, NBNODE  
 \*GET, NUMNODE(I),NODE, NUMNODE(I-1),NXTH  
 \*ENDDO  
 ALLS

\*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

```

CSYS, 0
NROTAT, ALL
NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001
*GET, NNODE, NODE,,COUNT
F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

SOLVE

FINI

/POST1
/EDGE, 1, 1          ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE(I2, 1)=NUMNODE(I2)
  *GET, STRESS_NODE(I2, 2),NODE, NUMNODE(I2),FAIL, SMAX
*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

KSEL, S, KP,, 2, 3 $ KSEL, A, KP,, 42, 43
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

/TITLE, T-JOINT 10 PLIS, Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N
/REP

!/TITLE, T-JOINT 10 PLIS, CTW=%(TWSR)%, CCM=%(MAXF)%
!/REP

*ENDIF

*IF, POUCES, EQ, 62, THEN

! ANLYSE PROPAGATION DE LA FISSURATION DU MODELE

/TITLE, T-JOINT EN 10 COUCHES DE L'AME ET 6 POUCES DE LARGEUR POUR ETUDE
PROPAGATION DE LA FISSURE
*AFUN, DEG          ! Degré est l'unité d'angle

! PARAMETRES

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

```

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
 NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3  
 GF12=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF23=EF1/2/(1+NUF12) \$ GF31=EF1/2/(1+NUF12)

! PROPRIÉTÉS DU NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

!TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46                                   ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
 KEYOPT, 1, 5, 2  
 KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                                   ! Élément solide composite unidirectionnel du noyau  
 KEYOPT, 2, 5, 2  
 KEYOPT, 2, 8, 1

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! LES CONTRAINTES LIMITES DU MATÉRIAU

FC, 1, S, XTEN, 821  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

R, 1, 1

RMORE

RMORE, 2, 90, 1.325

! Pli=1, angle=90, epaisseur=1.325

R, 5, 5

RMORE

RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3

! Pli=1, angle=0, epaisseur=0.3, pli=2, angle=0, epaisseur=0.3

RMORE, 1, 0, 0.3, 1, 0, 0.3

! Pli=3, angle=0, epaisseur=0.3, pli=4, angle=0, epaisseur=0.3

RMORE, 1, 0, 0.3

! Pli=5, angle=0, epaisseur=0.3

! SYSTEME DES COORDONNEES DES PLS

RAY1=3.5

RAY2=2

LZ=75

X1=RAY1

X2=RAY1-RAY2

X3=X1+0.4

X4=10

X5=70

Y1=RAY1

Y2=RAY1-RAY2

Y3=1.5

Y4=Y1+0.4

Y5=35

Y6=80

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

CSYS, 0

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 90

! Noyau

CSYS, 11

CLOCAL, 21, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0

! Noyau

LOCAL, 12, 0, 0, RAY1, 0, 0, 0, 90

! Fillet (coin)

CSYS, 12

CLOCAL, 22, 0, 0, 0, 0, 0, -45, 0

! Fillet (coin)

LOCAL, 13, 0, X3, RAY1, 0, 0, 0, 90

! Ame

LOCAL, 15, 0, X1, 0, 0, 0, -90, 0

! Semelle

/VIEW, 1, 1, 1, 1

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 0

K, 1

K, 2, RAY1, 0

K, 3, 0, RAY1  
 K, 4, RAY1, 0  
 K, 5, 0, RAY1  
 K, 6, RAY1, RAY1-RAY2  
 K, 7, RAY1-RAY2, RAY1  
 K, 8, X3, 0  
 K, 9, X3, RAY1-RAY2  
 K, 10, X4, 0  
 K, 11, X4, RAY1-RAY2  
 K, 12, 0, Y4  
 K, 13, X2, Y4  
 K, 14, 0, -Y3  
 K, 15, RAY1, -Y3  
 K, 16, X3, -Y3  
 K, 17, X4, -Y3  
 K, 18, 0, Y5  
 K, 19, X2, Y5  
 K, 20, X5, 0  
 K, 21, X5, -Y3  
 K, 22, X5, Y2  
 K, 23, 0, Y6  
 K, 24, X2, Y6

KGEM, 2, 1, 24, 1, 0, 0, LZ, 40

LOCAL, 18, 1, RAY1, RAY1, 0

CSYS, 18

L, 2, 3            \$ L, 4, 5

LSEGM=52

LESIZE, 1, 0, 0, LSEGM

LESIZE, 2, 0, 0, LSEGM

! Divisions des lignes de 1 à 2 par 52 segments

CSYS, 11

L, 1, 2 \$ L, 1, 4 \$ L, 1, 3 \$ L, 1, 5

LSEGM1=30

LESIZE, 3, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 4, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 5, 0, 0, LSEGM1

LESIZE, 6, 0, 0, LSEGM1

! Divisions des lignes de 3 à 6 par 30 segments

CSYS, 15

L, 2, 8            \$ L, 4, 8

L, 6, 9            \$ L, 15, 16

LSEGM2=3

LESIZE, 7, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 8, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 9, 0, 0, LSEGM2

LESIZE, 10, 0, 0, LSEGM2

! Divisions des lignes de 7 à 10 par 3 segments

L, 4, 6            \$ L, 8, 9

L, 10, 11        \$ L, 20, 22

LSEGM3=5

LESIZE, 11, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 12, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 13, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 14, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 11 à 14 par 5 segments

L, 1, 14           \$ L, 2, 15  
 L, 10, 17         \$ L, 20, 21  
 LSEGM4=5  
 LESIZE, 15, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 16, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 17, 0, 0, LSEGM4  
 LESIZE, 18, 0, 0, LSEGM4

! Divisions des lignes de 15 à 18 par 5 segments

CSYS, 13  
 L, 5, 7           \$ L, 12, 13  
 LESIZE, 19, 0, 0, LSEGM3  
 LESIZE, 20, 0, 0, LSEGM3

! Divisions des lignes de 19 à 20 par 5 segments

CSYS, 11  
 L, 1, 41           \$ L, 2, 42  
 L, 4, 44           \$ L, 3, 43  
 L, 5, 45           \$ L, 7, 47  
 L, 9, 49           \$ L, 6, 46  
 L, 8, 48  
 L, 10, 50          \$ L, 12, 52  
 L, 14, 54          \$ L, 15, 55  
 L, 11, 51          \$ L, 13, 53  
 L, 16, 56          \$ L, 17, 57  
 L, 18, 58          \$ L, 19, 59

! Lignes selon l'axe 'z'

LSEGM5=30  
 LSEL, S, LINE,, 21, 39, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, LSEGM5  
 ALLS

! Divisions des lignes de 21 à 39 par 30 segments

CSYS, 18  
 L, 6, 7  
 LSEGM6=35  
 LESIZE, 40, 0, 0, LSEGM6

! Divisé ligne 40 par 35 segments

CSYS, 15  
 L, 8, 10           \$ L, 12, 18  
 LSEGM7=15  
 LESIZE, 41, 0, 0, LSEGM7  
 LESIZE, 42, 0, 0, LSEGM7

! Divisions des lignes de 41 à 42 par 15 segments

L, 10, 20          \$ L, 18, 23  
 LSEGM8=15  
 LESIZE, 43, 0, 0, LSEGM8  
 LESIZE, 44, 0, 0, LSEGM8

! Divisions des lignes de 43 à 44 par 15 segments

CSYS, 18  
 L, 42, 43 \$ L, 44, 45 \$ L, 46, 47



ALLS

! CONDITION DE BLOCAGE (UY=0)

NSEL, S, LOC, X, X4-0.0001, X4+0.0001

NSEL, R, LOC, Y,-Y3

D, ALL, UY, 0

ALLS

NBFORCE=2

\*DIM, DEPLAC\_UY,,NBFORCE

\*DIM, FORCEZ,,NBFORCE

\*DO, I, 1, NBFORCE

FORCEZ(I)=300\*I

\*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1

/PBC, F,, 1

/PBC, U,, 0

EPLLOT

CSYS, 11

KSEL, S, KP,, 2, 3 \$ KSEL, A, KP,, 42, 43

LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1

\*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN

\*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT

\*DIM, NUMNODE,,NBNODE

\*DIM, STRESS\_NODE,,NBNODE, 4

NUMNODE(1)=NMIN

\*DO, I, 2, NBNODE

\*GET, NUMNODE(I),NODE, NUMNODE(I-1),NXTH

\*ENDDO

ALLS

\*DO, I, 1, NBNODE

STRESS\_NODE(I, 1)=NUMNODE(I)

\*ENDDO

\*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

\*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 0

NROTAT, ALL

NSEL, S, LOC, Y, Y6-0.0001, Y6+0.0001

\*GET, NNODE, NODE,,COUNT

F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE

ALLS

SOLVE

```
/POST1
/EDGE, 1, 1           ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1
```

! DESSINER LA GEOMETRIE AU COMPLET

```
/EXPAND, 1, RECT, HALF, 0.0001, 0, 0, 1, RECT, HALF, 0, 0, -0.0001
/DSCALE, 1, 1
```

```
NODE_FY=NODE(0, Y6, 0)
*GET, DEPLAC_UY(IC),NODE, NODE_FY, U, Y
```

```
/TITLE, T-JOINT 10 PLIS,(%NBELEM4%ELEMS),F=%FORCEZ(IC)%N,
UY=%DEPLAC_UY(IC)%MM
/REP
```

```
*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 21
  STRESS_NODE(I2, 1)=NUMNODE(I2)
  *GET, STRESS_NODE(I2, 2),NODE, NUMNODE(I2),FAIL, SMAX
*ENDDO
```

```
RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE(I3, 2),GT, 1, THEN
  /PREP7
  NSEL, S, NODE,,NUMNODE(I3)
  NCRACK(I3, 1)=NUMNODE(I3) $ NCRACK(I3, 2)=STRESS_NODE(I3, 2)
  CPDEL, ALL
  *ENDIF
*ENDDO
ALLS
```

\*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

```
/POST1
CSYS, 0
ESEL, S, TYPE,, 2
PLNS, S, MAXF
PLNS, S, TWSR
```

\*ENDIF

## ANNEXE V

### ANALYSE MODE I DE LA RUPTURE

FINISH  
/CLEAR  
/UIS, MSGPOP, 3  
/PREP7

\*ASK, VOULEZVOUS

**! DETERMINER P<sub>I</sub> DE FISSURATION INITIALE DU MODÈLE**

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 1, THEN

/TITLE, MODE I DETERMINER P<sub>I</sub> DE FISSURATION INITIALE DES EPROUVETTES  
\*AFUN, DEG

**! PARAMETRES**

L1=14  
L2=10  
L3=97  
INC=50  
DZ=0.45  
DY=25.4

**! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES**

ET, 1, SOLID46                                   ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                                   ! Élément solide composite unidirectionnel  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

**! PROPRIÉTÉS DU MATÉRIAU DE FIBRE DE CARBONE**

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
GF12=20769 \$ GF23=20769 \$ GF31=20769  
NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

**! PROPRIÉTÉS DU MATERIAU DE NOYAU**

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
GM12=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/ (1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/ (1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! DES CONTRAINTES CRITIQUE DES MATERIAUX

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP, -821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP, -821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP, -90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP, -821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP, -821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP, -90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! pli=1, angle=90, épaisseur=0.45

! PLIS DE COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15 ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15  
 RMORE, 1, 0, 0.15 ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 11

K, 1, 0, 0, 0  
 K, 2, L1, 0, 0, 0  
 K, 3, L1+L2, 0, 0  
 K, 4, L1+L2+L3, 0, 0  
 KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10  
  
 KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30  
 KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40  
 KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2\*DZ), 50

L, 1, 2  
 L, 31, 32  
 LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 15  
 ALLS

NSEGMENT=20

! Région de la fissuration

L, 2, 3  
 L, 32, 3  
 LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT  
 ALLS

L, 3, 4  
 LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 40  
 ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104  
 LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54

LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE UNIDIRECTIONNELS

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT, 2, 100, 2, 11 ! Mat 2; Real 100; Type d'élément 2; Local 11  
 VMESH, ALL

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1; Real 3; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1; Real 3; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1; Real 3; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOT

! COUPLAGE DES NOEUDS

KSEL, S, KP,, 2, 3  
 KSEL, A, KP,, 102, 103  
 KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3  
 KSEL, A, KP,, 32, 132, 100  
 LSLK, S, 1  
 ASLL, S, 1  
 NSLA, S, 1  
 CPINTF, ALL  
 ALLS

\*GET, NB\_CP, CP, 0, MAX

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 /TITLE, MODE I FRACTURE D'EPROUVETTE

! CONDITION DE BLOCAGE

```

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPlot

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,, (NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z, (2*DZ)-0.0001, (2*DZ) +0.0001
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z, -((2*DZ)-0.0001), -((2*DZ) +0.0001)
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, -1/NNODE
ALLS

SOLVE

FINI
/POST1
/EDGE, 1, 1
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX

```

! Afficher les éléments

```

*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP., 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP., 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

! AFFICHER LES CHARGES DE FISSURATION INITIALE SELON CTW ET CCM

/TITLE, MODE I FRACTURE, Pctw= %( 1/TWSR) %N, Pccm= %( 1/MAXF) %N
/REP

! AFFICHER LES VALEURS MAXIMUMS SELON LES CRITERES DE RUPTURE DE CTW ET CCM

!/TITLE, MODE I FRACTURE, CTW= %( TWSR) %, CCM= %( MAXF) %
!/REP

*ENDIF

! ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURATION

*IF, VOULEZVOUS, EQ, 2, THEN

/TITLE, MODE I DE PROPAGATION DE FISSURE SELON CRITERES TSAI_WU ET CONTRAINTE
MAXIMALE
*AFUN, DEG

! PARAMETRES

L1=14
L2=10
L3=97
INC=50
DZ=0.45
DY=25.4

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46                ! Élément solide du composite de 250 plis (3 DDL)
KEYOPT, 1, 5, 2
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                ! Élément solide du composite unidirectionnel
KEYOPT, 2, 5, 2
KEYOPT, 2, 8, 1

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

```

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000 !\$ EF3=8925  
 GF12=20769 \$ GF23=20769 \$ GF31=20769  
 NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

! PROPRIÉTÉS DU MATERIAU DE NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

! CONTRAINTES CRITIQUES DES MATERIAUX

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP, -821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP, -821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP, -90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP, -821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP, -821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP, -90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES PLIS DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! pli=1, angle=90, épaisseur=0.45

! PLIS DE COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15 ! pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15

```

RMORE, 1, 0, 0.15                                ! pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 11
K, 1, 0, 0, 0
K, 2, L1, 0, 0, 0
K, 3, L1+L2, 0, 0
K, 4, L1+L2+L3, 0, 0
KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10

KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30
KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40
KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2*DZ), 50

L, 1, 2
L, 31, 32
LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 15
ALLS

NSEGMENT=20                                     ! Région de fissure

L, 2, 3
L, 32, 3
LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT
ALLS

L, 3, 4
LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 40
ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 $ L, 2, 102 $ L, 3, 103 $ L, 4, 104
LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 20
ALLS

L, 31, 131
L, 32, 132
LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 20

```

ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE UNIDIRECTIONNELS

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT, 2, 100, 2, 11 ! Mat 2; Real 100; Type d'élément 2; Local 11  
 VMESH, ALL

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 2, 1, 11 ! Mat 1; Real 2 ; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 2, 1, 11 ! Mat 1; Real 2 ; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 2, 1, 11 ! Mat 1; Real 2 ; Type d'élément 1; local 11  
 VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOT

! COUPLAGE DES NOEUDS

KSEL, S, KP,, 2, 3  
 KSEL, A, KP,, 102, 103  
 KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3  
 KSEL, A, KP,, 32, 132, 100  
 LSLK, S, 1  
 ASLL, S, 1  
 NSLA, S, 1  
 CPINTF, ALL

ALLS

\*GET, NB\_CP, CP, 0, MAX

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
/TITLE, MODE I FRACTURE D'EPROUVETTE

! CONDITION DE BLOCAGE

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001  
D, ALL, UX, 0  
D, ALL, UY, 0  
D, ALL, UZ, 0  
ALLS

! FORCES APPLIQUEES

NBFORCE=3  
\*DIM, DEPLAC\_UY,, NBFORCE  
\*DIM, FORCEZ,, NBFORCE  
\*DO, I, 1, NBFORCE  
  FORCEZ (I) =2\*I  
\*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
/PBC, F,, 1  
/PBC, U,, 1

EPLT

KSEL, S, KP,, 2, 3  
KSEL, A, KP,, 102, 103  
LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
\*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN  
\*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT  
\*DIM, NUMNODE,, NBNODE  
\*DIM, STRESS\_NODE,, NBNODE, 4  
  NUMNODE (1) =NMIN  
\*DO, I, 2, NBNODE  
  \*GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH  
\*ENDDO

ALLS

\*DIM, NCRACK,, (NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

\*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 11  
NSEL, S, LOC, X, 0.0  
NSEL, R, LOC, Z, (2\*DZ)-0.0001, (2\*DZ) +0.0001

```

*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z,-((2*DZ)-0.0001),-((2*DZ) +0.0001)
*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
F, ALL, FY,-FORCEZ(IC)/NNODE
ALLS

SOLVE

/POST1
/EDGE, 1, 1                ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

NODE_FY=NODE (KX (1), KY (1), KZ (1))
*GET, DEPLAC_UY(IC), NODE, NODE_FY, U, Y

/TITLE, MODE I FRACTURE,(%Nbelem%elems),F=%FORCEZ(ic)%N,UY=%DEPLAC_UY(ic)%mm
/REP

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

! VERIFIER SELON LES CRITERES TSAI-WU ET CONTRAINTE MAXIMALE

RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN
  /PREP7
  NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)
  NCRACK (I3, 1) =NUMNODE (I3) $ NCRACK (I3, 2) =STRESS_NODE (I3, 2)
  CPDEL, ALL
  *ENDIF
*ENDDO
ALLS

*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

/POST1

CSYS, 0
KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR

```

KSEL, S, KP,, 2, 3  
KSEL, A, KP,, 102, 103  
LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
PLNS, S, MAXF

\*ENDIF



GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL DU NOYAU

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! Pli=1, angle= 90, épaisseur= 0.45

! PLIS DU COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15 ! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15  
 RMORE, 1, 0, 0.15 ! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0,-90, 0

CSYS, 11  
 K, 1, 0, 0, 0  
 K, 2, L1, 0, 0  
 K, 3, L1+L2, 0, 0

K, 4, L1+L2+L3, 0, 0  
 KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10

K, 31, 0, 0, 0  
 K, 32, L1, 0, 0

KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30  
 KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40  
 KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2\*DZ), 50

L, 1, 2  
 L, 31, 32  
 LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 10  
 ALLS

NSEGMENT=20

! Région de la fissuration

L, 2, 3  
 L, 32, 3  
 LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT  
 ALLS

L, 3, 4  
 LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 70  
 ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104  
 LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54

LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DE COMPOSITE UNIDIRECTIONNELS

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT, 2, 100, 2, 11 ! Mat 2, Real 100, Type élément 2, Local 11  
 VMESH, ALL

! VOLUMES DE COMPOSITE

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPL0T

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 2, 3  
 KSEL, A, KP,, 102, 103  
 KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3  
 KSEL, A, KP,, 32, 132, 100  
 LSLK, S, 1  
 ASLL, S, 1  
 NSLA, S, 1  
 CPINTF, ALL  
 ALLS

\*GET, NB\_CP, CP, 0, MAX

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=1\*NBELEM

! CONDITION DE BLOCAGE (UZ=0)

```

CSYS, 0
NSEL, S, LOC, X, 0-0.0001, 0+0.0001
D, ALL, UY, 0
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 110-0.0001, 110+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1          ! Afficher 3D
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPLLOT

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, 1, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (1), NODE, NUMNODE (1-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,, (NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 55-0.001, 55+0.001
*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
F, ALL, FY, -1/NNODE
ALLS

SOLVE

/POST1
/EDGE, 1, 1          ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 0
PLNS, S, 1

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

```

```

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF          ! Afficher la valeur de facteur multiplicatif selon le critère de contrainte maximale
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

```

```

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR          ! Afficher la valeur de facteur multiplicatif selon le critère Tsai-Wu
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

```

! CALCUL LA CHARGE DE FISSURATION INITIALE SELON CTW ET CCM

```

/TITLE, MODE I FRACTURE, Pctw= %( 1/TWSR) %N, Pccm= %( 1/MAXF) %N
/REP

```

! CALCUL LA VALEUR MAXIMUM DE FACTEUR MULTIPLICATIF SELON CTW ET CCM

```

!/TITLE, MODE I FRACTURE, CTW= %( TWSR) %, CCM= %( MAXF) %
!/REP

```

\*ENDIF

### ! ANALYSE DE PROPAGATION DE FISSURATION DES EPROUVETTES

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 2, THEN

```

/TITLE, TEST MODE II POUR DETERMINER G DES EPROUVETTES EN COMPOSITE

```

\*AFUN, DEG

! PARAMETRES

```

L1=30
L2=10
L3=70
INC=50
DZ=0.45
DY=25.4

```

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

```

ET, 1, SOLID46          ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)
KEYOPT, 1, 5, 2
KEYOPT, 1, 8, 1

```

```

ET, 2, SOLID46          ! Élément solide composite unidirectionnel
KEYOPT, 2, 5, 2
KEYOPT, 2, 8, 1

```

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIEAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
 GF12=20769 \$ GF23=20769 \$ GF31=20769  
 NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

! PROPRIÉTÉS DE NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP, -90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL DU NOYAU

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! Pli=1, angle= 90, épaisseur= 0.45

! PLIS DU COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE

RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15  
 RMORE, 1, 0, 0.15

! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15  
 ! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

CSYS, 11

K, 1, 0, 0, 0

K, 2, L1, 0, 0

K, 3, L1+L2, 0, 0

K, 4, L1+L2+L3, 0, 0

KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10

K, 31, 0, 0, 0

K, 32, L1, 0, 0

KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40

KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2\*DZ), 50

L, 1, 2

L, 31, 32

LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 10

ALLS

NSEGMENT=20

! Région de la fissuration

L, 2, 3

L, 32, 3

LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT

ALLS

L, 3, 4

LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 70

ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104

LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 20

ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DE COMPOSITE UNIDIRECTIONNELS

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT, 2, 100, 2, 11 ! Mat 2, Real 100, Type élément 2, Local 11  
 VMESH, ALL

! VOLUMES DE COMPOSITE

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 3, 1, 11 ! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 2, 3  
 KSEL, A, KP,, 102, 103  
 KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3  
 KSEL, A, KP,, 32, 132, 100

```

LSLK, S, 1
ASLL, S, 1
NSLA, S, 1
CPINTF, ALL
ALLS

*GET, NB_CP, CP, 0, MAX

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
NBELEM4=1*NBELEM

! CONDITION DE BLOPAGE (UZ=0)

CSYS, 0
NSEL, S, LOC, X, 0-0.0001, 0+0.0001
D, ALL, UY, 0
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 110-0.0001, 110+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

! FORCES APPLIQUEES

NBFORCE=2
*DIM, DEPLAC_UY,, NBFORCE
*DIM, FORCEZ,, NBFORCE
*DO, I, 1, NBFORCE
  FORCEZ (I) =-25*I
*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPLOT

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

```

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

\*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 11

NSEL, S, LOC, X, 55-0.001, 55+0.001

\*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT

F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE

ALLS

SOLVE

/POST1

/EDGE, 1, 1

! Afficher les éléments

/DSCALE, 1, 0

PLNS, S, 1

NODE\_FY=NODE (55, 0, 0)

\*GET, DEPLAC\_UY(IC), NODE, NODE\_FY, U, Y

/TITLE, MODE II COMPOSITE,(%Nbelem%elems), F=%FORCEZ(ic)%N, UY=%DEPLAC\_UY(ic)%mm  
/REP

\*DO, I2, 1, NBNODE

RSYS, 11

STRESS\_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)

\*GET, STRESS\_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2). FAIL, TWSR

\*ENDDO

RSYS, 0

\*DO, I3, 1, NBNODE

\*IF, STRESS\_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN

/PREP7

NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)

NCRACK (I3, 1) =NUMNODE (I3) \$ NCRACK (I3, 2) =STRESS\_NODE (I3, 2)

CPDEL, ALL

\*ENDIF

\*ENDDO

ALLS

\*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

/POST1

CSYS, 0

KSEL, S, KP,, 2, 3

KSEL, A, KP,, 102, 103

LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1

```
PLNS, S, TWSR      ! Afficher la valeur de facteur multiplicatif selon le critère Tsai-Wu

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF      ! Afficher la valeur de facteur multiplicatif selon le critère de contrainte maximale

*ENDIF
```

## ANNEXE VII

### ANALYSE MODE-MIXTE DE LA RUPTURE

FINISH  
/CLEAR  
/UIS, MSGPOP, 3  
/PREP7

\*ASK, VOULEZVOUS

**! DETERMINER P<sub>i</sub> DE FISSURATION INITIALE DU MODELE**

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 1, THEN

/TITLE, MODE-MIXTE POUR DETERMINER P DE FISSURATION INITIALE DES EPROUVETTES  
\*AFUN, DEG

**! PARAMETRES**

L1=20  
L2=20  
L3=20  
L4=10  
L5=57  
DZ=0.45  
DY=25.4

**! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES**

ET, 1, SOLID46                      ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46                      ! Élément solide composite unidirectionnel  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

**! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIEAUX DE FIBRE DE CARBONE**

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
GF12=20769 \$ GF23=20769 \$ GF31=20769  
NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

**! PROPRIÉTÉS DE NOYAU**

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35

GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! Pli=1, angle=90, épaisseur=0.45

! COUCHES DE COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15 ! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15  
 RMORE, 1, 0, 0.15 ! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

CSYS, 11  
 K, 1, 0, 0, 0  
 K, 2, L1, 0, 0  
 K, 3, L1+L2, 0, 0  
 K, 4, L1+L2+L3, 0, 0  
 K, 5, L1+L2+L3+L4, 0, 0

K, 6, L1+L2+L3+L4+L5, 0, 0  
KGEN, 3, 1, 6, 1, 0, 0, DZ, 10

KGEN, 2, 3, 4, 1, 0, 0, 30  
KGEN, 2, 1, 6, 1, 0, 0, -DZ, 40  
KGEN, 2, 1, 6, 0, 0, 0, -(2\*DZ), 50

L, 1, 2 \$ L, 2, 3 \$ L, 3, 4 \$ L, 33, 34  
LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1  
LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 10  
ALLS

! Divisions des lignes de 1 à 4 par 10 segments

NSEGMENT=20

! Région de la fissuration

L, 4, 5 \$ L, 34, 5  
LSEL, S, LINE,, 5, 6, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT  
ALLS

! Sélection les lignes de 5 à 6  
! Divisions des lignes de 5 à 6 par 20 segments

L, 5, 6  
LSEL, S, LINE,, 7, 7, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 30  
ALLS

! Sélection la ligne 7  
! Divisé la ligne 7 par 30 segments

KGEN, 2, 1, 6, 1, 0, DY, 0, 100  
KGEN, 2, 11, 16, 1, 0, DY, 0, 100  
KGEN, 2, 21, 26, 1, 0, DY, 0, 100  
KGEN, 2, 33, 34, 1, 0, DY, 0, 100  
KGEN, 2, 41, 46, 1, 0, DY, 0, 100  
KGEN, 2, 51, 56, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104 \$ L, 5, 105 \$ L, 6, 106

LSEL, S, LINE,, 8, 13, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
ALLS

! Sélection les lignes de 8 à 13  
! Divisions des lignes de 8 à 13 par 20 segments

CSYS, 11

L, 33, 133 \$ L, 34, 134  
LSEL, S, LINE,, 14, 15, 1  
LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
ALLS

! Sélection les lignes de 14 à 15  
! Divisions des lignes de 14 à 15 par 20 segments

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
L, 5, 15 \$ L, 15, 25  
L, 6, 16 \$ L, 16, 26

L, 1, 41 \$ L, 41, 51  
L, 2, 42 \$ L, 42, 52  
L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
L, 33, 43 \$ L, 43, 53

```

L, 34, 44 $ L, 44, 54
L, 5, 45 $ L, 45, 55
L, 6, 46 $ L, 46, 56
LSEL, S, LINE,, 16, 41, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 1
ALLS

! Sélection les lignes de 16 à 41
! Divisions des lignes de 16 à 41 par 1 segment

V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113
V, 4, 5, 105, 104, 14, 15, 115, 114
V, 5, 6, 106, 105, 15, 16, 116, 115
VATT, 2, 100, 2, 11
VMESH, ALL

! Mat 2, Real 100, Type élément 2, Local 11
! Maillage

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111
V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121
V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123
V, 14, 15, 115, 114, 24, 25, 125, 124
V, 15, 16, 116, 115, 25, 26, 126, 125
VATT,, 3, 1, 11
VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11
! Maillage

V, 41, 42, 142, 141, 1, 2, 102, 101
V, 42, 43, 143, 142, 2, 33, 133, 102
V, 43, 44, 144, 143, 33, 34, 134, 133
V, 44, 45, 145, 144, 34, 5, 105, 134
V, 45, 46, 146, 145, 5, 6, 106, 105
VATT,, 3, 1, 11
VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11
! Maillage

V, 51, 52, 152, 151, 41, 42, 142, 141
V, 52, 53, 153, 152, 42, 43, 143, 142
V, 53, 54, 154, 153, 43, 44, 144, 143
V, 54, 55, 155, 154, 44, 45, 145, 144
V, 55, 56, 156, 155, 45, 46, 146, 145
VATT,, 3, 1, 11
VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11
! Maillage

/View, 1, 1, 1, 1
EPLOT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 4, 5
KSEL, A, KP,, 104, 105
KSEL, A, KP,, 5, 34, 34-5
KSEL, A, KP,, 34, 134, 100
LSLK, S, 1
ASLL, S, 1
NSLA, S, 1
CPINTF, ALL
ALLS

! Couplage tous les nœuds qui viennent de sélectionnés

*GET, NB_CP, CP, 0, MAX

```

```

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
NBELEM4=1*NBELEM

! CONDITION DE BLOPAGE (UZ=0)

CSYS, 0

NSEL, S, LOC, X, 127-0.0001, 127+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPlot

KSEL, S, KP,, 4, 5
KSEL, A, KP,, 104, 105
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 0-0.001, 0+0.001
*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
F, ALL, FX,-1/NNODE
ALLS

SOLVE

/POST1
  /EDGE, 1, 1
  /DSCALE, 1, 1
  PLNS, S, 1
  ! Afficher les éléments

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

```

```

KSEL, S, KP,, 4, 5
KSEL, A, KP,, 104, 105
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

```

```

KSEL, S, KP,, 4, 5
KSEL, A, KP,, 104, 105
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

```

! CALCUL PI DE FISSURATION INITIALE SELON LES CRITRES CTW ET CCM

```

/TITLE, MODE-MIXTE FRACTURE, Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N
/REP

```

! VERIFIER CONDITION SATISFAIT SELON LES CRITERES CTW ET CCM

```

! /TITLE, MODE-MIXTE FRACTURE, TWSR= %( TWSR) %, MAXF= %( MAXF) %
! /REP

```

\*ENDIF

! ANALYSE PROPAGATION DE LA FISSURE

\*IF, VOULEZVOUS, EQ, 2, THEN

```

/TITLE, TEST MODE-MIXTE DES EPROUVETTES EN COMPOSITE
*AFUN, DEG

```

! PARAMETRES

```

L1=20
L2=20
L3=20
L4=10
L5=57
DZ=0.45
DY=25.4

```

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

```

ET, 1, SOLID46           ! Élément solide composite de 250 plis (3 DDL)
KEYOPT, 1, 5, 2
KEYOPT, 1, 8, 1

```

```

ET, 2, SOLID46           ! Élément solide composite unidirectionnel
KEYOPT, 2, 5, 2
KEYOPT, 2, 8, 1

```

## ! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

EF1=54000 \$ EF2=54000 \$ EF3=15000  
 GF12=20769 \$ GF23=20769 \$ GF31=20769  
 NUF12=0.3 \$ NUF23=0.3 \$ NUF31=0.3

## ! PROPRIÉTÉS DE NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 821 ! Référence [1]  
 FC, 1, S, XCMP,-821  
 FC, 1, S, YTEN, 821  
 FC, 1, S, YCMP,-821  
 FC, 1, S, ZTEN, 90  
 FC, 1, S, ZCMP,-90  
 FC, 1, S, XY, 115  
 FC, 1, S, YZ, 115  
 FC, 1, S, XZ, 115

FC, 2, S, XTEN, 821  
 FC, 2, S, XCMP,-821  
 FC, 2, S, YTEN, 821  
 FC, 2, S, YCMP,-821  
 FC, 2, S, ZTEN, 90  
 FC, 2, S, ZCMP,-90  
 FC, 2, S, XY, 115  
 FC, 2, S, YZ, 115  
 FC, 2, S, XZ, 115

## ! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

## ! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

R, 100, 1  
 RMORE  
 RMORE, 2, 90, 0.45 ! Pli=1, angle=90, épaisseur=0.45

## ! PLIS DE COMPOSITE

R, 3, 3  
 RMORE

RMORE, 1, 0, 0.15, 1, 0, 0.15  
 RMORE, 1, 0, 0.15

! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.15, pli=2, angle=0, épaisseur=0.15  
 ! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.15

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

CSYS, 11

K, 1, 0, 0, 0

K, 2, L1, 0, 0

K, 3, L1+L2, 0, 0

K, 4, L1+L2+L3, 0, 0

K, 5, L1+L2+L3+L4, 0, 0

K, 6, L1+L2+L3+L4+L5, 0, 0

KGEN, 3, 1, 6, 1, 0, 0, DZ, 10

KGEN, 2, 3, 4, 1, 0, 0, 0, 30

KGEN, 2, 1, 6, 1, 0, 0, -DZ, 40

KGEN, 2, 1, 6, 0, 0, 0, -(2\*DZ), 50

L, 1, 2 \$ L, 2, 3 \$ L, 3, 4 \$ L, 33, 34

LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1

LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 10

ALLS

! Divisions des lignes de 1 à 4 par 10 segements

NSEGMENT=20

! Région de la fissuration

L, 4, 5 \$ L, 34, 5

LSEL, S, LINE,, 5, 6, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT

ALLS

! Sélection les lignes de 5 à 6

! Divisions des lignes de 5 à 6 par 20 segements

L, 5, 6

LSEL, S, LINE,, 7, 7, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 30

ALLS

! Sélection la ligne 7

! Divisé la ligne 7 par 30 segements

KGEN, 2, 1, 6, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 11, 16, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 21, 26, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 33, 34, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 41, 46, 1, 0, DY, 0, 100

KGEN, 2, 51, 56, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104 \$ L, 5, 105 \$ L, 6, 106

LSEL, S, LINE,, 8, 13, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 20

ALLS

! Sélection les lignes de 8 à 13

! Divisions des lignes de 8 à 13 par 20 segements

CSYS, 11

L, 33, 133 \$ L, 34, 134

LSEL, S, LINE,, 14, 15, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 20

ALLS

! Sélection les lignes de 14 à 15

! Divisions des lignes de 14 à 15 par 20 segements

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 5, 15 \$ L, 15, 25  
 L, 6, 16 \$ L, 16, 26

L, 1, 41 \$ L, 41, 51  
 L, 2, 42 \$ L, 42, 52  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 33, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 34, 44 \$ L, 44, 54  
 L, 5, 45 \$ L, 45, 55  
 L, 6, 46 \$ L, 46, 56  
 LSEL, S, LINE,, 16, 41, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! Sélection les lignes de 16 à 41  
 ! Divisions des lignes de 16 à 41 par 1 segment

V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 V, 4, 5, 105, 104, 14, 15, 115, 114  
 V, 5, 6, 106, 105, 15, 16, 116, 115  
 VATT, 2, 100, 2, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 2, Real 100, Type élément 2, Local 11  
 ! Maillage

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 V, 14, 15, 115, 114, 24, 25, 125, 124  
 V, 15, 16, 116, 115, 25, 26, 126, 125  
 VATT,, 3, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 ! Maillage

V, 41, 42, 142, 141, 1, 2, 102, 101  
 V, 42, 43, 143, 142, 2, 33, 133, 102  
 V, 43, 44, 144, 143, 33, 34, 134, 133  
 V, 44, 45, 145, 144, 34, 5, 105, 134  
 V, 45, 46, 146, 145, 5, 6, 106, 105  
 VATT,, 3, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 ! Maillage

V, 51, 52, 152, 151, 41, 42, 142, 141  
 V, 52, 53, 153, 152, 42, 43, 143, 142  
 V, 53, 54, 154, 153, 43, 44, 144, 143  
 V, 54, 55, 155, 154, 44, 45, 145, 144  
 V, 55, 56, 156, 155, 45, 46, 146, 145  
 VATT,, 3, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1, Real 3, Type élément 1, Local 11  
 ! Maillage

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 4, 5

KSEL, A, KP,, 104, 105  
 KSEL, A, KP,, 5, 34, 34-5  
 KSEL, A, KP,, 34, 134, 100  
 LSLK, S, 1  
 ASLL, S, 1  
 NSLA, S, 1  
 CPINTF, ALL  
 ALLS

! Couplage tous les nœuds qui viennent de sélectionnés

\*GET, NB\_CP, CP, 0, MAX

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT  
 NBELEM4=1\*NBELEM

! CONDITION DE BLOCAGE

CSYS, 0

NSEL, S, LOC, X, 127-0.0001, 127+0.0001  
 D, ALL, UX, 0  
 D, ALL, UY, 0  
 D, ALL, UZ, 0  
 ALLS

! FORCES APPLIQUEES

NBFORCE=2  
 \*DIM, DEPLAC\_UX,, NBFORCE  
 \*DIM, FORCEZ,, NBFORCE  
 \*DO, I, 1, NBFORCE  
   FORCEZ (I) =-200\*I  
 \*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 /PBC, F,, 1  
 /PBC, U,, 1

EPLOT

KSEL, S, KP,, 4, 5  
 KSEL, A, KP,, 104, 105  
 LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
 \*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN  
 \*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT  
 \*DIM, NUMNODE,, NBNODE  
 \*DIM, STRESS\_NODE,, NBNODE, 4  
   NUMNODE (1) =NMIN  
 \*DO, I, 2, NBNODE  
   \*GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH  
 \*ENDDO  
 ALLS

\*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

\*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 11

NSEL, S, LOC, X, 0-0.001, 0+0.001

\*GET, NNODE, NODE, 0, COUNT

F, ALL, FX, FORCEZ(IC)/NNODE

ALLS

SOLVE

/POST1

/EDGE, 1, 1

! Afficher les éléments

/DSCALE, 1, 1

PLNS, S, 1

NODE\_FX=NODE (KX(1),KY(1),KZ(1))

\*GET, DEPLAC\_UX(IC), NODE, NODE\_FX, U,X

/TITLE, MODE-MIXTE, (%Nbelem4%elems),F=%FORCEZ(ic)%N, UX=%DEPLAC\_UX(ic)%mm

/REP

\*DO, I2, 1, NBNODE

RSYS, 11

STRESS\_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)

\*GET, STRESS\_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, TWSR

\*ENDDO

RSYS, 0

\*DO, I3, 1, NBNODE

\*IF, STRESS\_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN

/PREP7

NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)

NCRACK (I3, 1) =NUMNODE (I3) \$ NCRACK (I3, 2)=STRESS\_NODE(I3, 2)

CPDEL, ALL

\*ENDIF

\*ENDDO

ALLS

\*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

/POST1

CSYS, 0

KSEL, S, KP,, 4, 5

KSEL, A, KP,, 104, 105

LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1

PLNS, S, MAXF

KSEL, S, KP,, 4, 5  
KSEL, A, KP,, 104, 105  
LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1  
PLNS, S, TWSR

\*ENDIF

## ANNEXE VIII

### ANALYSE MODE I DE LA RUPTURE DES REFS.[28, 41]

FINISH  
/CLEAR  
/UIS, MSGPOP, 3  
/PREP7

\*ASK, REF

**! DETERMINER P<sub>I</sub> DE FISSURATION INITIALE DANS LE CAS [0]<sub>24</sub> DE REF. [41&28]**

\*IF, REF, EQ, 1, THEN

/TITLE, MODE I DETERMINER P<sub>I</sub> DE FISSURATION INITIALE DE (REF.41)  
\*AFUN, DEG

! PARAMETRES

L1=50.8  
L2=20  
L3=158  
INC=50  
DZ=0.36  
DY=25.4

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46           ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)  
KEYOPT, 1, 5, 2  
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46           ! Élément du solide composite unidirectionnel  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

! REFERENCE [41]

EF1=137900 \$ EF2=14500 \$ EF3=14500  
GF12=5860 \$ GF23=5860 \$ GF31=5860  
NUF12=0.022 \$ NUF23=0.022 \$ NUF31=0.022

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 726 ! Référence [28]  
 FC, 1, S, XCMP,-726  
 FC, 1, S, YTEN, 726  
 FC, 1, S, YCMP,-726  
 FC, 1, S, ZTEN, 86  
 FC, 1, S, ZCMP,-86  
 FC, 1, S, XY, 86  
 FC, 1, S, YZ, 86  
 FC, 1, S, XZ, 86

FC, 2, S, XTEN, 726  
 FC, 2, S, XCMP,-726  
 FC, 2, S, YTEN, 726  
 FC, 2, S, YCMP,-726  
 FC, 2, S, ZTEN, 86  
 FC, 2, S, ZCMP,-86  
 FC, 2, S, XY, 86  
 FC, 2, S, YZ, 86  
 FC, 2, S, XZ, 86

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONEL

! PLIS DE COMPOSITE

R, 6, 6  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1 ! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.1, pli=2, angle=0, épaisseur=0.1  
 RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1 ! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.1, pli=4, angle=0, épaisseur=0.1  
 RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1 ! Pli=5, angle=0, épaisseur=0.1, pli=6, angle=0, épaisseur=0.1

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0,-90, 0

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 11  
 K, 1, 0, 0, 0  
 K, 2, L1, 0, 0, 0  
 K, 3, L1+L2, 0, 0  
 K, 4, L1+L2+L3, 0, 0  
 KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10  
  
 KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30  
 KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0,-DZ, 40  
 KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0,-(2\*DZ), 50

L, 1, 2  
 L, 31, 32  
 LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 15  
 ALLS

NSEGMENT=20

! Région de fissure

L, 2, 3  
 L, 32, 3  
 LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT  
 ALLS

L, 3, 4  
 LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 40  
 ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104  
 LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113

```

VATT,, 6, 1, 11                                ! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; Local 11
VMESH, ALL

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121
V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122
V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123
VATT,, 6, 1, 11                                ! Mat 1; Real 6 ; Type d'élément 1; local 11
VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141
V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142
V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143
VATT,, 6, 1, 11                                ! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; local 11
VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151
V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152
V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153
VATT,, 6, 1, 11                                ! Mat 1; Real 6 ; Type d'élément 1; local 11
VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1
EPLOT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3
KSEL, A, KP,, 32, 132, 100
LSLK, S, 1
ASLL, S, 1
NSLA, S, 1
CPINTF, ALL
ALLS

*GET, NB_CP, CP, 0, MAX

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
/TITLE, MODE I REFERENCE [41] (%NBELEM%ELEMENTS)

! CONDITION DE BLOCAGE

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPLOT

```

```

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
NUMNODE (1) =NMIN
*DO, 1, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (1), NODE, NUMNODE (1-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z,(2*DZ)-0.0001,(2*DZ)+0.0001
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z,-((2*DZ)-0.0001),-((2*DZ) +0.0001)
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY,-1/NNODE
ALLS

SOLVE

FINI
/POST1
/EDGE, 1, 1           ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1

```

PLNS, S, MAXF  
 \*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

/TITLE, MODE I FRACTURE, Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N  
 /REP

!/TITLE, MODE I FRACTURE, TWSR=%(TWSR)%, MAXF=%(MAXF)%  
 !/REP

\*ENDIF

### ! ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURATION LE CAS [0]<sub>2</sub>, DE REFERENCE [41]

\*IF, REF, EQ, 2, THEN

/TITLE, MODE I (DETERMINER 'G') DES EPROUVETTES (REF.41) EN COMPOSITE  
 \*AFUN, DEG

#### ! PARAMETRES

L1=50.8  
 L2=20  
 L3=158  
 INC=50  
 DZ=0.36  
 DY=25.4

#### ! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46           ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)  
 KEYOPT, 1, 5, 2  
 KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46           ! Élément du solide composite unidirectionnel  
 KEYOPT, 2, 5, 2  
 KEYOPT, 2, 8, 1

#### ! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIEAUX DE FIBRE DE CARBONE

#### ! REFERENCE [41]

EF1=137900 \$ EF2=14500 \$ EF3=14500  
 GF12=5860 \$ GF23=5860 \$ GF31=5860  
 NUF12=0.022 \$ NUF23=0.022 \$ NUF31=0.022

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 726

! Référence [28]

FC, 1, S, XCMP,-726  
 FC, 1, S, YTEN, 726  
 FC, 1, S, YCMP,-726  
 FC, 1, S, ZTEN, 86  
 FC, 1, S, ZCMP,-86  
 FC, 1, S, XY, 86  
 FC, 1, S, YZ, 86  
 FC, 1, S, XZ, 86

FC, 2, S, XTEN, 726  
 FC, 2, S, XCMP,-726  
 FC, 2, S, YTEN, 726  
 FC, 2, S, YCMP,-726  
 FC, 2, S, ZTEN, 86  
 FC, 2, S, ZCMP,-86  
 FC, 2, S, XY, 86  
 FC, 2, S, YZ, 86  
 FC, 2, S, XZ, 86

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! COMPOSITE UNIDIRECTIONNEL

! PLIS DE COMPOSITE

R, 6, 6

RMORE

RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1

! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.1, pli=2, angle=0, épaisseur=0.1

RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1

! Pli=3, angle=0, épaisseur=0.1, pli=4, angle=0, épaisseur=0.1

RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1

! Pli=5, angle=0, épaisseur=0.1, pli=6, angle=0, épaisseur=0.1

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0,-90, 0

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 11

K, 1, 0, 0, 0

K, 2, L1, 0, 0, 0

K, 3, L1+L2, 0, 0

K, 4, L1+L2+L3, 0, 0

KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10

KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0,-DZ, 40

KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0,-(2\*DZ), 50

L, 1, 2

L, 31, 32

LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1

LESIZE, ALL, 0, 0, 15

ALLS

NSEGMENT=20

! Région de fissuration

L, 2, 3  
 L, 32, 3  
 LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT  
 ALLS

L, 3, 4  
 LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 40  
 ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100  
 KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104  
 LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT,, 6, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; Local 11

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 6, 1, 11

! Mat 1; Real 6 ; Type d'élément 1; local 11

VMESH, ALL

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141

V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142

V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143

VATT,, 6, 1, 11

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; local 11

VMESH, ALL

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151

V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152

V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153

VATT,, 6, 1, 11

! Mat 1; Real 6 ; Type d'élément 1; local 11

VMESH, ALL

/VIEW, 1, 1, 1, 1

EPLLOT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 2, 3

KSEL, A, KP,, 102, 103

KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3

KSEL, A, KP,, 32, 132, 100

LSLK, S, 1

ASLL, S, 1

NSLA, S, 1

CPINTF, ALL

ALLS

\*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT

/TITLE, MODE I REFERENCE [41] (%NBELEM%ELEMENTS)

! CONDITION DE BLOCAGE

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001

D, ALL, UX, 0

D, ALL, UY, 0

D, ALL, UZ, 0

ALLS

NBFORCE=21

\*DIM, DEPLAC\_UY,, NBFORCE

\*DIM, FORCEZ,, NBFORCE

\*DO, I, 1, NBFORCE

FORCEZ (I) =2\*I

\*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1

/PBC, F,, 1

/PBC, U,, 1

EPLLOT

KSEL, S, KP,, 2, 3

KSEL, A, KP,, 102, 103

```

LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

*DO, IC, 1, NBFORCE

  /SOLU

  CSYS, 11
  NSEL, S, LOC, X, 0.0
  NSEL, R, LOC, Z,(2*DZ)-0.0001,(2*DZ)+0.0001
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE
  ALLS

  NSEL, S, LOC, X, 0.0
  NSEL, R, LOC, Z,-((2*DZ)-0.0001),-((2*DZ)+0.0001)
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY,-FORCEZ(IC)/NNODE

  ALLS

  SOLVE

  FINI
  /POST1
  /EDGE, 1, 1          ! Afficher les éléments
  /DSCALE, 1, 1
  PLNS, S, 1

  NODE_FY=NODE (KX (1), KY (1), KZ (1))
  *GET, DEPLAC_UY(IC), NODE, NODE_FY, U, Y

  /TITLE, MODE I, a=%L1%mm (%Nbelem%elems),F=%FORCEZ(ic)%N, UY=%DEPLAC_UY(ic)%mm
  /REP

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1) =NUMNODE (I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

! VERIFIER SELON LES CRITERES TSAI-WU ET CONTRAINTE MAXIMALE

```

```

RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN
    /PREP7
    NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)
    NCRACK (I3, 1)=NUMNODE(I3) $ NCRACK(I3, 2)=STRESS_NODE(I3, 2)
    CPDEL, ALL
  *ENDIF
*ENDDO
  ALLS

*ENDDO                                ! Fermer la boucle de la propagation de fissure

/POST1

CSYS, 0
KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF

*ENDIF

! DETERMINER Pi DE FISSURATION INITIALE LE CAS [(02/+45/-45)3/0]S DE REF.[41]

*IF, REF, EQ, 3, THEN

/TITLE, MODE I DETERMINER PI DE FISSURATION INITIALE (REF.41)
*AFUN, DEG

! PARAMETRES

L1=50.8
L2=20
L3=158
INC=50
DZ=0.36
DY=25.4

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46           ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)
KEYOPT, 1, 5, 2
KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46           ! Élément du solide composite unidirectionnel
KEYOPT, 2, 5, 2
KEYOPT, 2, 8, 1

```

## ! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

! Ref.[41]

EF1=98730 \$ EF2=14660 \$ EF3=14660  
 GF12=5860 \$ GF23=5860 \$ GF31=5860  
 NUF12=0.033 \$ NUF23=0.033 \$ NUF31=0.033

## ! PROPRIÉTÉS DE NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
 NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
 GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
 MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
 MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
 MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
 MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 726 ! Référence [28]  
 FC, 1, S, XCMP,-726  
 FC, 1, S, YTEN, 726  
 FC, 1, S, YCMP,-726  
 FC, 1, S, ZTEN, 86  
 FC, 1, S, ZCMP,-86  
 FC, 1, S, XY, 86  
 FC, 1, S, YZ, 86  
 FC, 1, S, XZ, 86

FC, 2, S, XTEN, 726  
 FC, 2, S, XCMP,-726  
 FC, 2, S, YTEN, 726  
 FC, 2, S, YCMP,-726  
 FC, 2, S, ZTEN, 86  
 FC, 2, S, ZCMP,-86  
 FC, 2, S, XY, 86  
 FC, 2, S, YZ, 86  
 FC, 2, S, XZ, 86

## ! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

## ! PLIS DE COMPOSITE

R, 6, 6  
 RMORE  
 RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1 ! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.1, pli=2, angle=0, épaisseur=0.1  
 RMORE, 1, 45, 0.1, 1,-45, 0.1 ! Pli=3, angle=45, épaisseur=0.1, pli=4, angle=-45, épaisseur=0.1  
 RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1 ! Pli=5, angle=0, épaisseur=0.1, pli=6, angle=0, épaisseur=0.1

R, 7, 7

```

RMORE
RMORE, 1, 45, 0.1, 1, -45, 0.1    ! Pli=7, angle=45, épaisseur=0.1, pli=8, angle=-45, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1      ! Pli=9, angle=0, épaisseur=0.1, pli=10, angle=0, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 45, 0.1, 1, -45, 0.1    ! Pli=11, angle=45, épaisseur=0.1, pli=12, angle=-45, épaisseur=0.1

```

```
! TRANSFERER D'AXE DU MODELE
```

```
LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0
```

```
! CREATION DES VOLUMES
```

```
CSYS, 11
```

```
K, 1, 0, 0, 0
```

```
K, 2, L1, 0, 0, 0
```

```
K, 3, L1+L2, 0, 0
```

```
K, 4, L1+L2+L3, 0, 0
```

```
KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10
```

```
KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30
```

```
KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40
```

```
KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2*DZ), 50
```

```
L, 1, 2
```

```
L, 31, 32
```

```
LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1
```

```
LESIZE, ALL, 0, 0, 15
```

```
ALLS
```

```
NSEGMENT=20
```

```
! Région de fissuration
```

```
L, 2, 3
```

```
L, 32, 3
```

```
LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1
```

```
LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT
```

```
ALLS
```

```
L, 3, 4
```

```
LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1
```

```
LESIZE, ALL, 0, 0, 40
```

```
ALLS
```

```
KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100
```

```
L, 1, 101 $ L, 2, 102 $ L, 3, 103 $ L, 4, 104
```

```
LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1
```

```
LESIZE, ALL, 0, 0, 20
```

```
ALLS
```

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT,, 6, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; Local 11

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 7, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 7; Type d'élément 1; local 11

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 6, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; local 11

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 7, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 7; Type d'élément 1; local 11

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOTT

! COUPLAGE

KSEL, S, KP,, 2, 3  
 KSEL, A, KP,, 102, 103  
 KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3  
 KSEL, A, KP,, 32, 132, 100  
 LSLK, S, 1  
 ASLL, S, 1

```

NSLA, S, 1
CPINTF, ALL
ALLS

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
/TITLE, MODE I FRACTURE (%NBELEM%ELEMENTS)

! CONDITION DE BLOPAGE

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPLLOT

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, 1, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (1), NODE, NUMNODE (1-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z,(2*DZ)-0.0001,(2*DZ)+0.0001
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, 1/NNODE
ALLS

NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z,-((2*DZ)-0.0001),-((2*DZ) +0.0001)
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY,-1/NNODE
ALLS

SOLVE

/POST1

```

```

/EDGE, 1, 1                                ! Afficher les éléments
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, X

*DO, 12, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (12, 1)=NUMNODE(12)
  *GET, STRESS_NODE (12, 2), NODE, NUMNODE (12), FAIL, SMAX
*ENDDO

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, TWSR
*GET, TWSR, PLNSOL, 0, MAX

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
PLNS, S, MAXF
*GET, MAXF, PLNSOL, 0, MAX

/TITLE, MODE I FRACTURE, Pctw=%(1/TWSR)%N, Pccm=%(1/MAXF)%N
/REP

!/TITLE, MODE I FRACTURE, TWSR=%(TWSR)%, MAXF=%(MAXF)%
!/REP

*ENDIF

! ETUDE PROPAGATION DE LA FISSURATION LE CAS [(02/+45/-45)3/0]s DE REF.[41]

*IF, REF, EQ, 4, THEN

/TITLE, MODE I DE RUPTURE DES EPROUVETTES (REF.28&41) EN COMPOSITE
*AFUN, DEG

! PARAMETRES

L1=50.8
L2=20
L3=158
INC=50
DZ=0.36
DY=25.4

! TYPE D'ÉLÉMENT, MATÉRIAU, CONSTANTES REELES

ET, 1, SOLID46                                ! Élément du solide composite de 250 plis (3 DDL)
KEYOPT, 1, 5, 2

```

KEYOPT, 1, 8, 1

ET, 2, SOLID46           ! Élément du solide composite unidirectionnel  
KEYOPT, 2, 5, 2  
KEYOPT, 2, 8, 1

! PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX DE FIBRE DE CARBONE

! Référence [41]

EF1=98730 \$ EF2=14660 \$ EF3=14660  
GF12=5860 \$ GF23=5860 \$ GF31=5860  
NUF12=0.033 \$ NUF23=0.033 \$ NUF31=0.033

! PROPRIÉTÉS DE NOYAU

EM1=7933 \$ EM2=7933 \$ EM3=135000  
NUM12=0.35 \$ NUM23=0.35 \$ NUM31=0.35  
GM12=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM23=EM1/2/(1+NUM12) \$ GM31=EM1/2/(1+NUM12)

MP, EX, 1, EF1 \$ MP, EY, 1, EF2 \$ MP, EZ, 1, EF3  
MP, NUXY, 1, NUF12 \$ MP, NUXZ, 1, NUF23 \$ MP, NUYZ, 1, NUF31  
MP, GXY, 1, GF12 \$ MP, GXZ, 1, GF23 \$ MP, GYZ, 1, GF31

MP, EX, 2, EM1 \$ MP, EY, 2, EM2 \$ MP, EZ, 2, EM3  
MP, NUXY, 2, NUM12 \$ MP, NUXZ, 2, NUM23 \$ MP, NUYZ, 2, NUM31  
MP, GXY, 2, GM12 \$ MP, GXZ, 2, GM23 \$ MP, GYZ, 2, GM31

FC, 1, S, XTEN, 726                                   ! Référence [28]  
FC, 1, S, XCMP,-726  
FC, 1, S, YTEN, 726  
FC, 1, S, YCMP,-726  
FC, 1, S, ZTEN, 86  
FC, 1, S, ZCMP,-86  
FC, 1, S, XY, 86  
FC, 1, S, YZ, 86  
FC, 1, S, XZ, 86

FC, 2, S, XTEN, 726  
FC, 2, S, XCMP,-726  
FC, 2, S, YTEN, 726  
FC, 2, S, YCMP,-726  
FC, 2, S, ZTEN, 86  
FC, 2, S, ZCMP,-86  
FC, 2, S, XY, 86  
FC, 2, S, YZ, 86  
FC, 2, S, XZ, 86

! DEFINITION DES COUCHES DU COMPOSITE

! PLIS DE COMPOSITE

R, 6, 6

```

RMORE
RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1      ! Pli=1, angle=0, épaisseur=0.1, pli=2, angle=0, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 45, 0.1, 1, -45, 0.1   ! Pli=3, angle=45, épaisseur=0.1, pli=4, angle=-45, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1     ! Pli=5, angle=0, épaisseur=0.1, pli=6, angle=0, épaisseur=0.1

R, 7, 7
RMORE
RMORE, 1, 45, 0.1, 1, -45, 0.1   ! Pli=7, angle=45, épaisseur=0.1, pli=8, angle=-45, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 0, 0.1, 1, 0, 0.1     ! Pli=9, angle=0, épaisseur=0.1, pli=10, angle=0, épaisseur=0.1
RMORE, 1, 45, 0.1, 1, -45, 0.1  ! Pli=11, angle=45, épaisseur=0.1, pli=12, angle=-45, épaisseur=0.1

! TRANSFERER D'AXE DU MODELE

LOCAL, 11, 0, 0, 0, 0, 0, -90, 0

! CREATION DES VOLUMES

CSYS, 11
K, 1, 0, 0, 0
K, 2, L1, 0, 0, 0
K, 3, L1+L2, 0, 0
K, 4, L1+L2+L3, 0, 0
KGEN, 3, 1, 4, 1, 0, 0, DZ, 10

KGEN, 2, 1, 2, 1, 0, 0, 0, 30
KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, 0, -DZ, 40
KGEN, 2, 1, 4, 0, 0, 0, -(2*DZ), 50

L, 1, 2
L, 31, 32
LSEL, S, LINE,, 1, 2, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 15
ALLS

NSEGMENT=20                                ! Région de fissuration

L, 2, 3
L, 32, 3
LSEL, S, LINE,, 3, 4, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, NSEGMENT
ALLS

L, 3, 4
LSEL, S, LINE,, 5, 5, 1
LESIZE, ALL, 0, 0, 40
ALLS

KGEN, 2, 1, 4, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 11, 14, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 21, 24, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 31, 32, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 41, 44, 1, 0, DY, 0, 100
KGEN, 2, 51, 54, 1, 0, DY, 0, 100

```

L, 1, 101 \$ L, 2, 102 \$ L, 3, 103 \$ L, 4, 104  
 LSEL, S, LINE,, 6, 9, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 31, 131  
 L, 32, 132  
 LSEL, S, LINE,, 10, 11, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 20  
 ALLS

L, 1, 11 \$ L, 11, 21  
 L, 2, 12 \$ L, 12, 22  
 L, 3, 13 \$ L, 13, 23  
 L, 4, 14 \$ L, 14, 24  
 L, 31, 41 \$ L, 32, 42  
 L, 3, 43 \$ L, 43, 53  
 L, 4, 44 \$ L, 44, 54  
 LSEL, S, LINE,, 12, 25, 1  
 LESIZE, ALL, 0, 0, 1  
 ALLS

! VOLUMES DU COMPOSITE

V, 1, 2, 102, 101, 11, 12, 112, 111  
 V, 2, 3, 103, 102, 12, 13, 113, 112  
 V, 3, 4, 104, 103, 13, 14, 114, 113  
 VATT,, 6, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; Local 11

V, 11, 12, 112, 111, 21, 22, 122, 121  
 V, 12, 13, 113, 112, 22, 23, 123, 122  
 V, 13, 14, 114, 113, 23, 24, 124, 123  
 VATT,, 7, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 7; Type d'élément 1; local 11

V, 31, 32, 132, 131, 41, 42, 142, 141  
 V, 32, 3, 103, 132, 42, 43, 143, 142  
 V, 3, 4, 104, 103, 43, 44, 144, 143  
 VATT,, 6, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 6; Type d'élément 1; local 11

V, 41, 42, 142, 141, 51, 52, 152, 151  
 V, 42, 43, 143, 142, 52, 53, 153, 152  
 V, 43, 44, 144, 143, 53, 54, 154, 153  
 VATT,, 7, 1, 11  
 VMESH, ALL

! Mat 1; Real 7; Type d'élément 1; local 11

/VIEW, 1, 1, 1, 1  
 EPLOT

! COUPLAGE

```

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
KSEL, A, KP,, 3, 32, 32-3
KSEL, A, KP,, 32, 132, 100
LSLK, S, 1
ASLL, S, 1
NSLA, S, 1
CPINTF, ALL
ALLS

*GET, Nb_CP, CP, 0, MAX

*GET, NBELEM, ELEM, 0, COUNT
/TITLE, MODE I FRACTURE (%NBELEM%ELEMENTS)

! CONDITION DE BLOCAGE

NSEL, S, LOC, X, L1+L2+L3-0.0001, L1+L2+L3+0.0001
D, ALL, UX, 0
D, ALL, UY, 0
D, ALL, UZ, 0
ALLS

! FORCES APPLIQUEES

NBFORCE=16
*DIM, DEPLAC_UY, NBFORCE
*DIM, FORCEZ,, NBFORCE
*DO, I, 1, NBFORCE
  FORCEZ (I) =2*I
*ENDDO

/VIEW, 1, 1, 1, 1
/PBC, F,, 1
/PBC, U,, 1

EPLOT

KSEL, S, KP,, 2, 3
KSEL, A, KP,, 102, 103
LSLK, S, 1 $ ASLL, S, 1 $ NSLA, S, 1
*GET, NMIN, NODE, 0, NUM, MIN
*GET, NBNODE, NODE, 0, COUNT
*DIM, NUMNODE,, NBNODE
*DIM, STRESS_NODE,, NBNODE, 4
  NUMNODE (1) =NMIN
*DO, I, 2, NBNODE
  *GET, NUMNODE (I), NODE, NUMNODE (I-1), NXTH
*ENDDO
ALLS

*DIM, NCRACK,,(NBNODE+NBNODE1+NBNODE2), 2

! BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

```

```

*DO, IC, 1, NBFORCE

/SOLU

CSYS, 11
NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z, (2*DZ)-0.0001, (2*DZ)+0.0001
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, FORCEZ(IC)/NNODE
  ALLS

NSEL, S, LOC, X, 0.0
NSEL, R, LOC, Z, -((2*DZ)-0.0001), -((2*DZ)+0.0001)
  *GET, NNODE, NODE, 0, COUNT
  F, ALL, FY, -FORCEZ(IC)/NNODE
  ALLS

SOLVE

/POST1
/EDGE, 1, 1      ! Afficher les elements
/DSCALE, 1, 1
PLNS, S, 1

NODE_FY=NODE (KX (1), KY (1), KZ (1))
*GET, DEPLAC_UY(IC), NODE, NODE_FY, U, Y

/TITLE, MODE I, a=%l1%mm,(%nbelem%elems),F=%Forcez(ic)%n,UY=%deplac_uy(ic)%mm
/REP

*DO, I2, 1, NBNODE
  RSYS, 11
  STRESS_NODE (I2, 1)=NUMNODE(I2)
  *GET, STRESS_NODE (I2, 2), NODE, NUMNODE (I2), FAIL, SMAX
*ENDDO

! VERIFIER SELON LES CRITERES TSAI-WU ET CONTRAINTE MAXIMALE

RSYS, 0
*DO, I3, 1, NBNODE
  *IF, STRESS_NODE (I3, 2), GT, 1, THEN
  /PREP7
  NSEL, S, NODE,, NUMNODE(I3)
  NCRACK (I3, 1)=NUMNODE (I3) $ NCRACK (I3, 2) =STRESS_NODE (I3, 2)
  CPDEL, ALL
  *ENDIF
*ENDDO
  ALLS

*ENDDO

! FERMER LA BOUCLE DE LA PROPAGATION DE FISSURE

```

/POST1

CSYS, 0

KSEL, S, KP,, 2, 3

KSEL, A, KP,, 102, 103

LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1

PLNS, S, TWSR

KSEL, S, KP,, 2, 3

KSEL, A, KP,, 102, 103

LSLK, S, 1 \$ ASLL, S, 1 \$ NSLA, S, 1

PLNS, S, MAXF

\*ENDIF

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] J. F. Pratte, J. M. Bai, and D. Leach, 2005. "Thermoplastic fabric reinforced composites with polyetherketoneketone (PEKK) matrix," in *SAMPE Fall Technical Conference (37th ISTC)* Seattle: ISBN.
- [2] D. Gan, W. Cao, C. Song, and Z. Wang, 2001. "Mechanical Properties and morphologies of polyetherketoneketone/glass fibers/mica ternary composites," *Materials Letters*, vol. 51, pp. 120-124.
- [3] R. E. Shalin, "Polymer Matrix Composites, 1995. " in *Soviet advanced technology series*.
- [4] C. Bathias and al., "Materiau Composites, 2005. " Dunod ed Paris, p. 418.
- [5] J. M. Berthelot, "Matériaux Composites, 1992. " in *ISSN:0992-5538*, Masson ed, ISBN:2-225-82588-2, Ed. Paris, p. 619.
- [6] R. F. Gibson, 1994. "Principles of Composite Material Mechanics," New York: Mc Graw-Hill, p. 425.
- [7] D. Gay and S. V. Hoa, 2007. *Composite Materials Design and Applications*, CRC Press ed. New York.
- [8] H. E. Gascoigne and M. G. Abdallah, 1990. "Strain analysis of a bonded, dissimilar, composite material T-joint using moire interferometry," *Optics and Lasers in Engineering*, vol. 13, pp. 155-165.
- [9] P. B. Stickler, M. Ramulu, and P. S. Johnson, 2000. "Experimental and numerical analysis of transverse stitched T-joints in bending," *Composites Structures*, vol. 50, pp. 17-27.
- [10] P. B. Stickler and M. Ramulu, 2001. "Investigation of mechanical behaviour of transverse stitched T-joints with PR520 resin in flexure and tension," *Composites Structures*, vol. 52, pp. 307-314.
- [11] P. B. Stickler and M. Ramulu, 2002. "Parametric analyses of stitched composite T-joints by the finite element method," *Materials & Design*, vol. 23, pp. 751-758.
- [12] T. Helmuth and L. Aage, 2004. "Design and test of lightweight sandwich T-joint for naval ships," *Composites*, vol. Part A, pp. 1-11.

- [13] I. Kimpara, K. Kageyama, and K. Kageyama, 1998. "Hierarchical layerwise higher-order finite elements for laminated composite," *Design and manufacturing of composites*, vol. Second joint Canada-Japan workshop on composites, pp. 191-198.
- [14] S. D. Owens and al., 2000. "Tension pull-off and shear test methods to characterize 3-D textile reinforced bonded composite Tee-joints," *Composites Structures: Theory and Practice*, pp. 398-409.
- [15] A. A. Griffith, 1920. "The Phenomena of Rupture and Flow in Solids," *Philosophical Transactions of the Royal Society*, vol. 221 A, pp. 163-198.
- [16] G. R. Irwin, 1949. "Fracturing of Metals," *American Society of Metals*, pp. 147-166.
- [17] G. R. Irwin, 1957. "Analysis of Stresses and Strains Near the End of a Crack Traversing a Plate," *Transactions of the ASME: Journal of Applied Mechanics*, vol. 24, pp. 361-364.
- [18] E. F. Rybicky and M. F. Kanninen, 1977. "A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral," *Engineering Fracture Mechanic*, vol. 9, pp. 931-938.
- [19] I. S. Raju, 1987. "Calculation of Strain Energy Release Rates with Higher Order and Singular Finis Elements," *Engineering Fracture Mechanic*, vol. 28, pp. 251-274.
- [20] D. J. Nicholles and J. P. Gallacher, 1991. "Determination of  $G_{1C}$  in Angle Ply Composites Using a Cantilever Beam Test Method," *Delamination in Advanced Composite*, pp. 164-179.
- [21] E. F. Rybicky and al., 1991. "Mode I and Mixed Mode Energy Release Rate Values for Delamination of Graphite/Epoxy Test Specimens," *Delamination in Advanced Composite*, vol. Technomic Publihing Co.Inc., pp. 215-233.
- [22] E. K. Paul and al., 1991. "Mode I Interlarminar Fracture Toughness of Composites Using Slender Double Cantilevered Beam Specimens," *Delamination in Advanced Composite*, vol. Technomic Publishing Co. Inc. , pp. 181-203.
- [23] L. A. Carlsson and al., 1991. "On the Analysis and Design of the End Notched Flexure (ENF) Specimen for Mode II Testing," *Delamination in Advanced Composite*, vol. Technomic Publishing Co. Inc., pp. 204-214.
- [24] A. J. Smiley and R. B. Pipes, 1986. "Rate effects on mode I interlaminar fracture toughness in composite materials," *Delamination in advanced composites*, pp. 319-335.

- [25] S. P. Timoshenko and J. N. Goodie, 1951. "Theory of Elasticity," in *2d*. New York: Mc Graw-Hill, Inc.
- [26] S. P. Timoshenko and D. H. Young, 1962. "Elements of Strength of Materials," fourth Editions ed New Jersey: D. Van Nostrand Company, Inc.
- [27] P. J. Minguet and al., 2002. "Fatigue Life Methodology for Bonded Composite Skin/Stringer Configuration," *Journal of Composites Technology & Research, JCTRER*, vol. 24, pp. 308-331.
- [28] P. J. Minguet and al., 2002. "Strength and Fatigue Life Modeling of Bonded Joint in Composite Structure," *Journal of Composites Technology & Research, JCTRER*, vol. 24, pp. 190-210.
- [29] R. Talreja, 1986. "Fatigue of Composite Materials, Analysis, Testing and Design ", I. P. B. Technomic Publishing Co., Ed. Lancaster.
- [30] M. M. Sohi, H. T. Hahn, and J. G. Williams, 1987. "The effect of resin toughness and modulus on compressive failure modes of quasi-isotropic graphite/epoxy laminates," *Toughened Composites, ASTM STP 937*, pp. 37-60.
- [31] T. K. O'Brien, 1985. "Analysis of local delaminations and their influence on composite laminate behavior," *Delamination and Debonding of Materials, ASTM STP 876*, pp. 282-297.
- [32] J. M. Whitney and M. Knight, 1985. "A modified free-edge delamination specimen " *Delamination and Debonding of Materials, ASTM STP 876*, pp. 298-314.
- [33] A. A. Aliyu and I. M. Daniel, 1985. "Effects of strain rate on delamination fracture toughness of graphite/epoxy," *Delamination and Debonding of Materials, ASTM STP 876*, pp. 336-348.
- [34] J. M. Whitney, C. E. Browning, and W. Hoogsteden, 1991. *A double cantilever beam test for characterizing mode I delamination of composite materials*, Newaz, G. M. ed. Lancaster: Technomic Publishing Company.
- [35] K. S. Kim and C. S. Hong, 1991. *Delamination growth in angle-ply laminated composites*, Newaz, G. M. ed. Lancaster: Technomic Publishing Company.
- [36] S. Mall, G. E. Law, and M. Katouzian, 1991. *Loading rate effect on interlaminar fracture toughness of a thermoplastic composite*, Newaz, G. M. ed. Lancaster: Technomic Publishing Company.
- [37] H. M. Westergaard, 1939. "Bearing Pressures and Cracks," *Transactions of the ASME: Journal of Applied Mechanics*, vol. 61, pp. A49-A53.

- [38] A. Bazergui, T. B. Quoc, A. Biron, G. McIntyre, and C. Laberge, 1985. *Résistance des matériaux*, Éditions de l'École polytechnique de Montréal ed. Montréal.
- [39] P. H. Hoang and A. D. Ngo, 2008. "Behavior of laminated fiber composite T-joint under web pull-off static tensile loading using finite-element analysis " *Design, manufacturing and application of composites*, vol. Seventh joint Canada-Japan workshop on composites, pp. 207-214.
- [40] T. K. O'Brien, N. J. Johnston, I. S. Raju, D. H. Morris, and R. A. Simonds, 1987. "Comparisons of Various Configurations of the Edde Delamination Test for Interlaminar Fracture Toughness," *Toughened Composites, ASTM STP 937*, pp. 199-221.
- [41] R. L. Ramkumar and J. D. Whitcomb, 1985. "Characterization of Mode I and Mixed-Mode Delamination Growth in T300/5208 Graphite/Epoxy," *Delamination and debonding of materials*, pp. 315-335.
- [42] L. A. Carlsson and R. B. Pipes, 1987. "Experimental Characterization of Advanced Composite Materials," New Jersey: Prentice-Hall, Inc., p. 197.
- [43] A. Szekrenyes, 2006, "Overview on the experimental investigations of the fracture toughness in composite materials," Budapest, p. 19.
- [44] Ansys<sup>R</sup>, 1997. "Ansys Basic Analysis Procedure Guides release 5.4," Ansys.
- [45] Ansys, 1989. "Composite Structures a Revision 4.4 Tutorial," Swanson Analysis Systems, Inc.
- [46] K. J. Bathe, 1982. *Finite element procedures in engineering analysis*, James M. Chege ed. New Jersey: Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs.
- [47] N. A. Dung, 1989. "Effect of Liquid Absorption on the Fatigue Behaviour of Random Fiber Sheet Molding Compounds," in *Department of Mechanical Engineering* Montréal: Concordia University, p. 217.
- [48] H. Champliaud, 2000. "Analyse par éléments finis du sertissage de capsules d'étanchéité," in *Département de génie mécanique* Montréal: École de Technologie Supérieure, Université du Québec, p. 261.
- [49] L. V. Ngan, 1997. "Conception et Analyse des Assemblages," in *Notes de cours, Département de génie mécanique* Montréal: École de Technologie Supérieure, Université du Québec.

- [50] Z. Aslan and M. Sahin, 2009. "Buckling behavior and compressive failure of composite laminates containing multiple large delaminations," *Composite Structures*, vol. 89, pp. 382-390.
- [51] F. Taheri, M. Nagaraj, and P. Khosravi, 2009. "Buckling response of glue-laminated columns reinforced with fiber-reinforced plastic sheets," *Composite Structures*, vol. 88, pp. 481-490.