



*Université Mohamed Khider de Biskra*

*Faculté des sciences et de la technologie*

*Département de Génie Mécanique*

# MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Construction Mécanique

Réf. : . . . . .

---

Présenté et soutenu par :

**CHAKER GAMMANE**

Le 25 \ 09 \ 2020

**Etude de la rupture en MODE I d'un bio-composite**

**Polymère/fibres de palmier dattier**

---

**Jury :**

Dr. Mabrouk HECINI	Pr	Université de Biskra	Président
Dr. Youcef DJEBLOUN	MCB	Université de Biskra	Rapporteur
Dr. Djemoui MEHAMDI	MCB	Université de Biskra	Examineur

Année universitaire : 2019– 2020

"Je suis de ceux qui pensent que la science est d'une grande beauté. Un scientifique dans son laboratoire est non seulement un technicien : il est aussi un enfant placé devant des phénomènes naturels qui l'impressionnent comme des contes de fées."

**" Marie Curie"** 1938

« La connaissance s'acquiert par l'expérience, tout le reste n'est que de l'information »

**"Albert Einstein"** 1879 - 1955

# *Dédicace*

- A mes chers parents en reconnaissance de tous leurs sacrifices et leur soutien en toutes circonstances,
- A mes frères et ma sœur : pour leurs encouragements et leur formidable soutien,
- Une pensée toute particulière aux familles gammane , ouarab et ait ali.
- A mes amis, et collègues
- A tous ceux qui me sont chers.^^

## *Remerciements*

*En premier temps, je remercie dieu Allah tout puissant de m'avoir accordé le courage pour accomplir ce modeste travail.*

*je remercie mon Rapporteur Docteur Youcef DJABLOUN qui m'a proposé ce sujet et qui m'a bien guidé tout le long de ce travail.*

*Enfin je remercie tous les enseignants du département de génie mécanique de l'université de Mohamed KHIDER de Biskra.*

*Chaker gammane*

# Sommaire.

Dédicace .....	i
Remerciements .....	ii
Sommaire .....	iii
Liste des figures .....	ix
Liste des tableaux .....	x
Introduction générale.....	1

## Chapitre I : Etude Bibliographique

Introduction .....	2
I.1 Généralités sur les composites.....	2
I.1 Définitions.....	2
I.2. Classification des matériaux composites.....	2
I.3. Constitution des matériaux composites.....	3
I.3.1. Matrice.....	3
a. Matrices thermodurcissables .....	4
b. Matrices thermoplastiques.....	4
I.3.2. Les renforts .....	5
I.3.2.1. Principales catégories des renforts.....	5
I.4. Les fibres végétales.....	5
I.4.1. Méthodes d'extraction des fibres végétales.....	6
I.5. Mise en œuvre des composites renforcés de fibres végétales.....	6
I.6. Architecture des matériaux composites.....	7
I.6.1. Monocouche .....	7
I.6.2. Stratifiés .....	7
I.6.3. Sandwichs .....	7
I.7. Avantages et inconvénients des matériaux composites à charges végétales.....	8

## Chapitre II. Comportement mécanique et endommagement en mode I d'un Composite

Introduction.....	10
II.1. Généralité sur le comportement élastique du matériau.....	10
II.2. Elasticité linéaire.....	10

II.2.1. Matériau anisotrope .....	11
II.2.2. Matériau monoclinique .....	11
II.2.3. Matériau orthotrope.....	12
II.2.4. Matériaux isotropes transverses.....	12
II.2.5. Matériau isotrope.....	13
II.3. Caractéristiques mécaniques du mélange renfort-matrice.....	14
II.3.1. Les lois de mélange.....	14
II.3.2. Teneur en volume et en masse du renfort et de la matrice.....	14
II.4. Mode de rupture.....	15
II.4.1. Analyse des contraintes des fissures en MODE I.....	15
II.4.2. Facteur d'intensité des contraintes $K_{I}$ .....	16
II.4.3. Facteur de ténacité des contraintes $K_{IC}$ .....	16

### CHAPITRE III : Modélisation numérique de la rupture en mode I

Introduction.....	18
III. 1. Géométrie de l'éprouvette.....	18
III. 2. Création de la Géométrie sur ABAQUS .....	18
III. 3. Création de la pré-fissure .....	20
III. 4. Assemblage de la pré-fissure avec l'éprouvette CT.....	21
III. 5. Condition initial .....	21
III. 6. Maillage et conditions aux limites.....	22
III. 7. Lancement du calcul.....	22
III.8. resultats.....	23

### CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale .....	26
ANNEX .....	27
Références bibliographique.....	39

# Liste des figures

Figure. I.1 : Matériaux composite

Figure. I.2: Classification schématique des différents types de composites

Figure. I.3 : Les différents types des matrices

Figure. I.4: Classification des fibres végétales

Figure. I.5 : Monocouche

Figure. I.6 : Constitution d'un stratifié

Figure. I.7 : Matériaux sandwichs à âmes pleines

Figure. II.1 Plan de symétrie

Figure. II.2 : Matériau orthotrope

Figure. II.3 : Schématisation des trois modes de rupture

Figure. II.4 : Tenseur de contrainte au point M

Figure. II.5 : Variations caractéristiques de la ténacité  $K_{IC}$

Figure. III.1 : les dimensions de l'éprouvette CT

Figure. III.2 ; géométrie de l'éprouvette CT sur ABAQUS

Figure. III.3 : l'éprouvette CT en 3D

Figure. III.4 : les dimensions de fissuration

Figure. III.5 : fissuration en 3D

Figure. III.6 : l'éprouvette CT avec pré-fissure

Figure. III.7 : condition initial

Figure. III.8 : maillage de l'éprouvette CT avec pré-fissure

Figure. III.9: en cours d'exécution des résultats

Figure. III.10 : propagation de la fissure

Figure. III.11 : influence de la direction de propagation de la fissure en fonction du temps

Figure III.12 : influence du facteur  $J_K$  en fonction du temps

Figure III.13: influence du facteur d'intensité de contrainte  $K$  en fonction du temps

# Liste des tableaux

Tableau I.1: Caractéristiques des résines thermodurcissables

Tableau I.2: Caractéristiques des résines thermoplastiques

Tableau I.3 : Techniques d'extractions des fibres



*Introduction  
Générale*

\

# CHAPITRE I : Etude bibliographique

---

## Introduction Générale

Les composites à fibres végétales sont actuellement en forte expansion en raison notamment de l'intérêt croissant que leur accorde l'industrie automobile. Ces fibres présentent une excellente alternative aux fibres de verre d'un point de vue environnemental en raison de leur biodégradabilité et de leur combustibilité beaucoup plus neutre en termes de dégagement de gaz nocifs ou de résidus solides

Le renforcement des matériaux de construction (béton, mortier et composite) par des fibres est une technique de plus en plus utilisée dans le but d'améliorer leur performances mécaniques, notamment leurs résistances à la traction et à la fissuration.

Plusieurs investigations ont été menées pour renforcer différents types de polymères tels que les thermodurcissables et les thermoplastiques. L'idée principale derrière l'introduction des fibres naturelles dans les plastiques était de réduire le coût des matières premières et les problèmes environnementaux, tout en produisant des matériaux avec des propriétés acceptables

L'endommagement des matériaux composites à fibres végétales est causés par l'usure ou une attaque physique ou chimique. Il conduit à une dégradation de ses capacités physiques et mécaniques pouvant conduire à la rupture sans oublier de prendre en considération les géométries et les formes des composites

Le but de ce travail de donner une approche numérique de l'étude de la rupture en mode I d'un matériau composite à base de fibres courtes du palmier dattier par l'utilisation de la méthode d'éléments finis sur ABAQUS. Il s'agit d'établir un modèle numérique basé sur des éléments cubiques permettant de déterminer le facteur d'intensité de contrainte. et La compréhension des phénomènes microscopiques d'interaction entre fibre et matrice en basant sur le mode d'ouverture des composite avec des défauts localisés répartis aléatoirement le long des fibres a été jugée nécessaire pour la prévision et le contrôle des propriétés mécaniques des composites fibreux.

La modélisation numérique par la méthode des éléments finis est un outil très efficace permettant de répondre à cette problématique.

Pour mener à terme ce projet, nous avons structuré ce travail en trois chapitres suivants:

## CHAPITRE I : Etude bibliographique

Dans ce chapitre, on donne un aperçu sur les matériaux composites d'une manière générale. Par la suite, Nous avons consacré la dernière partie de ce chapitre aux biomatériaux composites, procédés de fabrication et avantages et inconvénients des matériaux composites à charges végétales

## CHAPITRE II : Comportement mécanique et endommagement en mode I d'un Composite

Dans ce chapitre, on donne un aperçu sur le comportement élastique des matériaux composites et on donnant une approche sur les lois de mélange et les modes de rupture

## CHAPITRE III : Modélisation numérique de la rupture de mode I

Le but des essais présentés dans cette partie est de déterminer les propriétés mécaniques du composite qui interviennent dans la modélisation de la propagation de pré-fissure avec l'éprouvette CT en mode I d'un matériau bio composite en utilisant le logiciel **ABAQUS**.

Le travail se termine par une conclusion générale synthétisant les résultats obtenus en proposant des perspectives relatives à l'étude réalisée

## Introduction

Dans ce chapitre, nous exposons en premier temps, une généralité sur les matériaux composites en commençant par la définition de ces matériaux, leurs constituants et leurs classifications, cette étude bibliographique donne un aperçu sur les matériaux bio-composites d'une manière générale. Les différents procédés de mises en œuvre utilisées. Enfin les avantages et les inconvénients et quelques domaines d'application des bio-composites

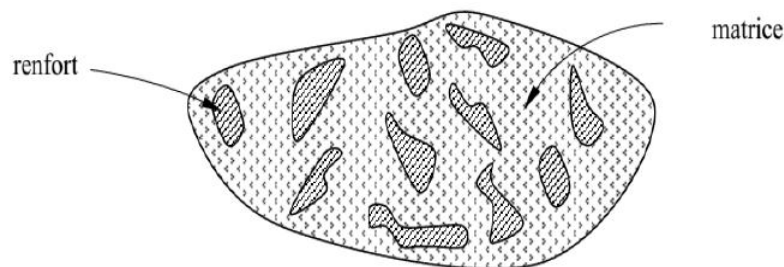
## I. Généralité sur les matériaux composites

### I.1. Définition

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, le produit fini ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs. On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des fibres ou des renforts noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible [1].

Le renfort généralement de nature fibreuse permet de supporter la charge de la structure(**Figure.I.1**), réduit les contraintes thermiques et assure la rigidité et la résistance macroscopique.

La matrice permet de lier le renfort, assurer une protection face aux agents extérieurs et transférer les charges au renfort via la liaison entre la fibre et la matrice [2].



**Figure I.1** : Matériaux composite [2]

### I.2. Classification des matériaux composites

La classification des composites peut être effectuée selon la forme des composantes ou suivant leurs natures [2].

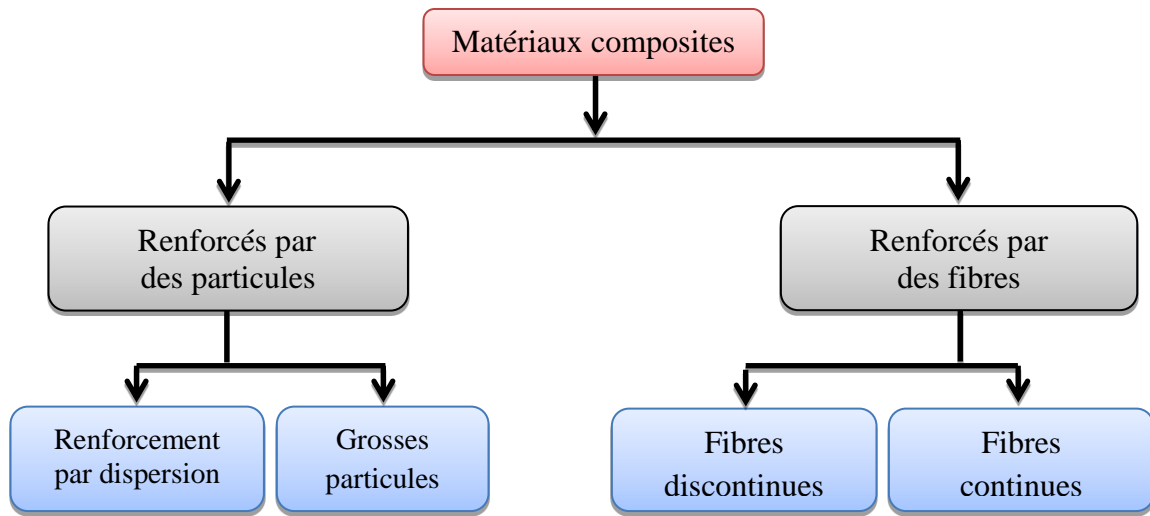


Figure I.2: Classification schématique des différents types de composites [3]

## I.3. Constitution des matériaux composites

### I.3.1. Matrice :

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle répartie les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure la protection chimique des fibres.[3],dont les fonctions sont :

- De réaliser la liaison entre les renforts de manière à répartir les sollicitations et ainsi de prévenir les ruptures catastrophiques,
- D'assurer la protection de ces renforts vis-à-vis des agents agressifs,
- De donner la forme à la pièce et garantir ses caractéristiques géométriques.

Les matrices utilisées dans les matériaux composites se divisent en deux grandes familles : les matrices organiques et les matrices inorganiques (minérales). La Figure I.2 présente les types des matrices.[4]

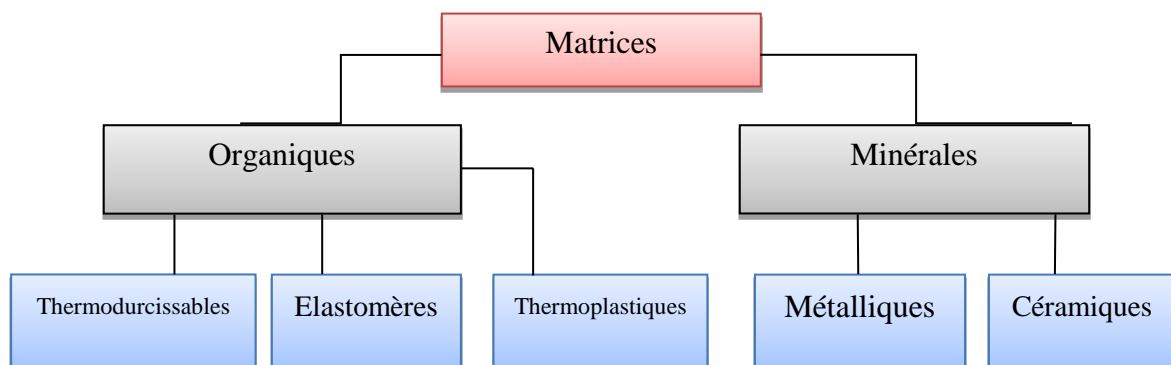


Figure. I.3 : Différents types des matrices

## CHAPITRE I : Etude bibliographique

Les matrices les plus employées sont les matrices thermodurcissables et thermoplastiques.

### a. Matrices thermodurcissables

Ces résines possèdent la propriété de passer de façon irréversible d'un état liquide à l'état solide [5].

Elles sont en solutions sous forme de polymère réticule en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes et furaniques) et les résines époxydes sont des résine thermodurcissables [6].

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées, on trouve les époxydes possédant de bonnes propriétés thermomécaniques, et une bonne adhésion avec la fibre. Les principales caractéristiques sont présentées dans le [Tableau I.1](#)

Résines	Masse volumique (g/cm <sup>3</sup> )	Résistance (MPa)	Module d'Young (GPa)	Allongement (%)
Polyester	1.2	80	4	2.5
Epoxy	1.1-1.5	130	4.5	2

[Tableau I.1](#): Caractéristiques des résines thermodurcissables [7]

### b. Matrices thermoplastiques

Les matrices ou les résines thermoplastiques présentent la propriété de passer de façon réversible de l'état solide à l'état pâteux [8].

Les matrices thermoplastiques à macromolécules linéaires ou légèrement ramifiées sont les plus utilisées compte tenu de leur facilité de mise en œuvre et de leur faible coût.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible.

Les principales caractéristiques sont présentées dans le [Tableau I.2](#).

Résines	Masse volumique (g/cm <sup>3</sup> )	Résistance (MPa)	Module d'Young (GPa)	Allongement (%)
Polypropylène	1.2	30	1.2	20-400
Polyamide	1.1	70	2	200

[Tableau I.2](#): Caractéristiques des résines thermoplastiques [7]

## **I.3.2. Les renforts**

Le renfort est le constituant qui confère au composite ses caractéristiques mécaniques : la rigidité, la résistance à la rupture, la dureté. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont de propriétés mécaniques élevées, une masse volumique faible, une bonne compatibilité avec les résines, une facilité de mise en œuvre, un faible coût.

### **I.3.2.1. Principales catégories des renforts**

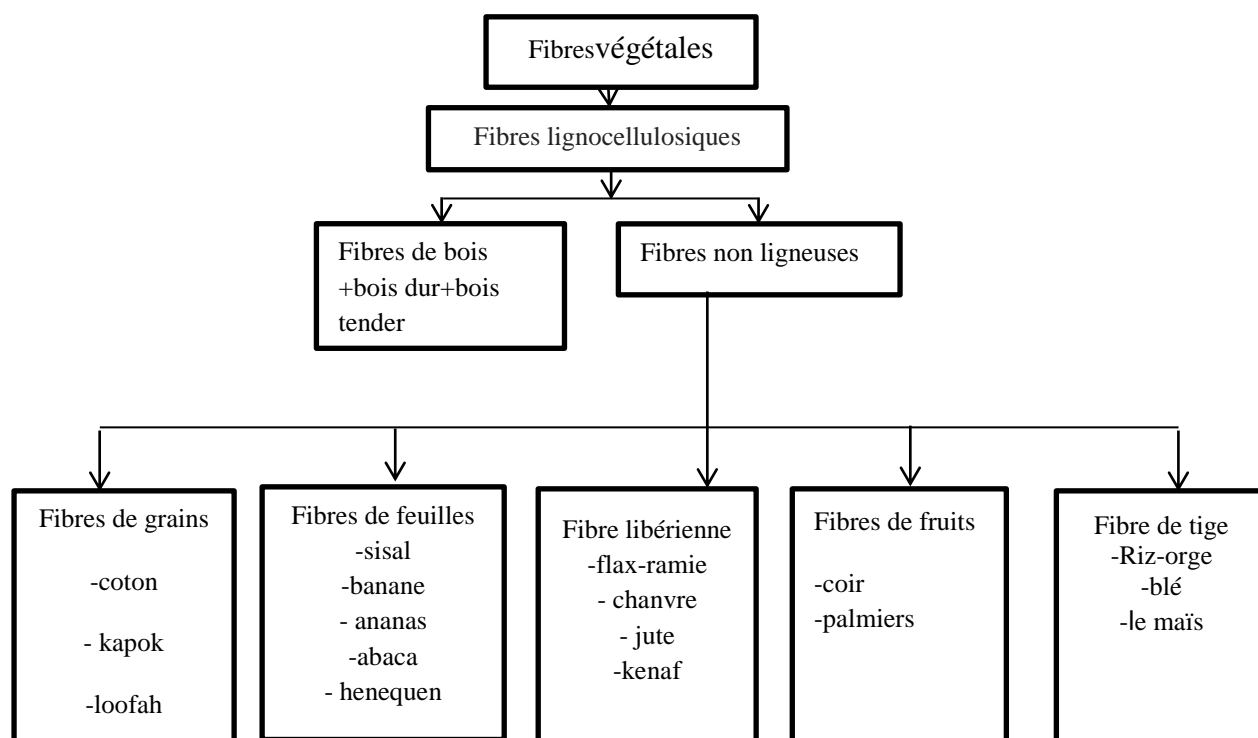
Il existe un grand nombre des renforts sous forme de fibres que l'on peut diviser en quatre grandes catégories [9]

- Les fibres synthétiques : ces fibres sont obtenues par filage d'un polymère synthétique et mise en œuvre à partir d'un procédé d'extrusion/filage par voie fondu ou solvant. Les principales variétés sont : polyamides, polyesters polyoléfines, chlorofibres, fibres de PVA et les thermoplastiques hautes performances.
- Les fibres de spécialité : cette catégorie regroupe les fibres les plus utilisées dans l'industrie
- Les fibres artificielles : elles sont obtenues après dissolution de matières naturelles et filage de la solution par un procédé d'extrusion. Les fibres les plus utilisées sont : les fibres de viscose haute ténacité ; les fibres d'alginate
- Les fibres naturelles : il s'agit essentiellement de fibres végétales (lin, chanvre, sisal, jute, ect ) ou animales (poiles et la soie de sécrétion)

## **I.4. Les fibres végétales**

Les fibres végétales sont des matériaux filamenteux issus de la biomasse. Elles peuvent être extraites du fruit, de la tige ou de la feuille d'une plante cultivée, des arbustes et des herbes. Sont susceptibles d'être filées pour fabriquer des fils et des cordes. Elles sont tissées, tricotées ou tressées pour confectionner des textiles indispensables à la société.

La fibre végétale présente une variabilité très importante en fonction de leur origine. En effet, les dimensions des filaments végétales dépendent de l'état de maturité et aussi des conditions environnementales de croissance de la plante. La variabilité du diamètre peut être très importante le long de la même fibre végétale [10]



**Figure I.4:** Classification des fibres végétales

## I.4.1. Méthodes d'extraction des fibres végétales

Pour un usage de renfort de matériau composite, les fibres végétales sont prélevées dans la chaîne de transformation de l'industrie textile. Cette filière a développé depuis de très nombreuses années, des techniques pour séparer les fibres du reste de la plante. Les techniques utilisées pour séparer et présenter les fibres sont l'extraction mécanique, chimique et biologique [11]. Ces procédés de séparation des fibres sont organisés dans le [tableau I.3](#)

Méthodes d'extraction	Type de méthode		
<b>mécanique</b>	<b>teillage</b>	<b>déflexion</b>	<b>laminage</b>
<b>chimique</b>	<b>Au bisulfite</b>	<b>acide</b>	<b>A la soude</b>
<b>biologique</b>	<b>Rouissage a terre</b>	<b>Rouissage a l'eau</b>	<b>Action microbienne</b>

**Tableau I.3 :** Techniques d'extractions des fibres

## I.5. Mise en œuvre des composites renforcés de fibres végétales [12]:

Des différentes techniques sont utilisées pour la mise en œuvre des composites à renfort végétale. Ces dernières incluent le moulage au contact, la pultrusion, l'enroulement filamentaire, l'extrusion, le moulage par injection, etc. De manière générale, la mise en forme des composites s'effectue par moulage et comporte deux grandes étapes :

- Disposer les fibres et la matrice liquide dans un moule
- Solidifier la matrice.

## I.6. Architecture Des Matériaux Composites :

### I.6.1. Monocouche:

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres continue, à fibres courtes, fibres tissus et mat.

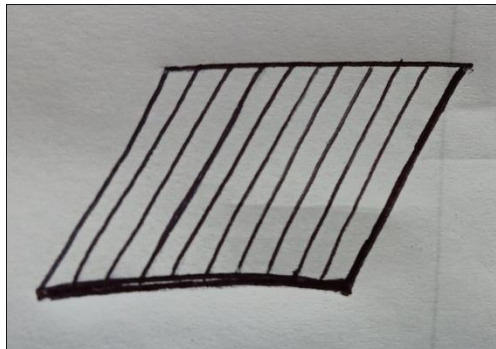


Figure. (I.5) : Monocouche

### I.6.2. Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifiés, mat, tissus, etc.) imprégnés de résines.

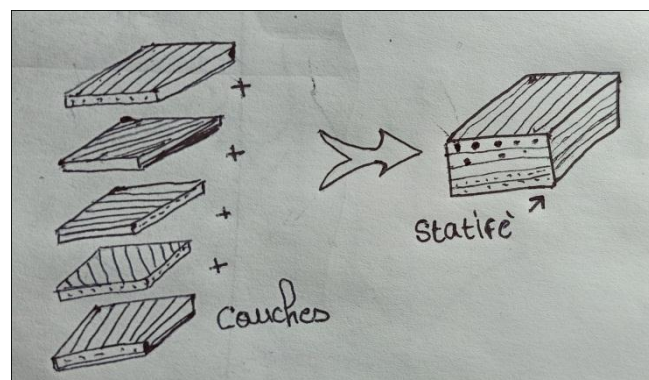
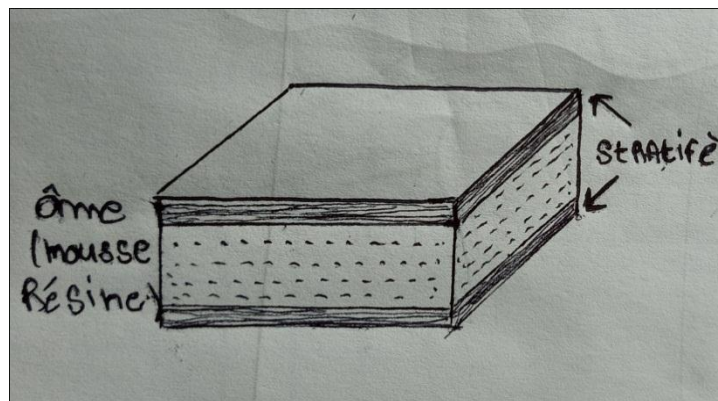


Figure. (I.6) : Constitution d'un stratifié

### I.6.3. Sandwichs :

Matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande rigidité en flexion et c'est un excellent isolant thermique. [13]





**Figure. (I.7) :** Matériaux sandwichs à âmes pleines

### **I.7. Avantages et inconvénients des matériaux composites à charges végétales**

L'utilisation des matériaux composites à fibres végétales sous différentes conditions environnementales est devenue populaire ces dernières années. Beaucoup de fibres végétales ont été employées en tant que renfort efficace dans des matrices polymériques [14]. Les composites sont préférés à d'autres matériaux parce qu'ils offrent des atouts liés à:

- Leur légèreté;
  - Leur résistance à la corrosion et aussi à la fatigue;
  - Leur insensibilité aux produits comme les graisses, les liquides hydrauliques, les peintures et les solvants;
  - Leur possibilité de prendre plusieurs formes, d'intégrer des accessoires et permettre la réduction de bruit.
- Cependant, certains inconvénients freinent leur diffusion :
- Les coûts des matières premières et des procédés de fabrication.
  - La gestion des déchets engendrés et la réglementation de plus en plus stricte.
  - Faible stabilité dimensionnelle.
  - Absorption de l'eau.

# **Chapitre II.**

## **Comportement mécanique et endommagement en mode I d'un Composite**

### Introduction

Les matériaux composites, notamment ceux à forte anisotropie, présentent un avantage très particulier par rapport aux métaux. La direction de l'endommagement dépend, non pas du mode de chargement, mais de l'arrangement géométrique des constituants du composite. La conception et la réalisation d'une structure en composite nécessite actuellement de nombreux essais allant jusqu'à la rupture en se servant soit des essais de rupture statique ou bien des essais de rupture par fatigue. Ces matériaux ont fait l'objet de très nombreux travaux de recherche afin de comprendre leur comportement et réaliser des simulations. Les mécanismes de dégradation de ces composites sont donc aujourd'hui relativement connus. Cependant, la simulation des stratifiés jusqu'à la rupture reste un challenge majeur et nécessite des nouvelles études aussi bien en terme de modélisation qu'en terme d'outils de calcul.

### II.1. Généralité sur le comportement élastique du matériau

Pour un matériau donné, la loi de comportement consiste à déterminer la relation entre les contraintes et les déformations quand il est soumis à des sollicitations extérieures. Dans un milieu continu élastique l'état de contraintes, en un point dans un repère orthonormé  $(x, y, z)$  donné est entièrement défini par le tenseur des contraintes noté  $\sigma_{ij}$ . Les propriétés mécaniques de l'interface entre fibres et matrice sont très importantes dans la réalisation d'une structure composite. En effet, il ne doit avoir ni glissement ni séparation entre les différentes phases de la structure pour obtenir de bonnes caractéristiques mécaniques élastiques [15].

### II.2. Elasticité linéaire [16]

La relation d'élasticité linéaire peut s'écrire sous la forme matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad \text{II.1}$$

Avec :

$\{ \sigma \}$  : Vecteur des contraintes

$[C]$  : Tenseur de rigidité

$\{ \varepsilon \}$  : Vecteur de la déformation

Ou sous forme condensée :

$$\sigma = C\varepsilon \quad \text{II.2}$$

Cette loi, généralement appelée loi de Hooke généralisée, introduit la matrice de rigidité  $C$ , symétrique.

## CHAPITRE II : Comportement mécanique et endommagement en mode I d'un Composite

Le comportement linéaire d'un matériau est donc décrit dans le cas général par 21 coefficients indépendants.

La relation d'élasticité peut s'écrire sous la forme inverse, suivant :

$$\varepsilon = S\sigma \quad \text{avec} \quad S = C^{-1} \quad \text{II.3}$$

$S$  : matrice de flexibilité ou de souplesse (symétrique).

### II.2.1. Matériau anisotrope

Dans le cas le plus général, la matrice de rigidité et la matrice de souplesse sont déterminées chacune par 21 constantes indépendantes. Ce cas correspond à un matériau ne possédant aucune propriété de symétrie. Un tel matériau est appelé matériau triclinique ou matériau anisotrope.

### II.2.2. Matériau monoclinique

Un matériau monoclinique est un matériau qui possède un plan de symétrie

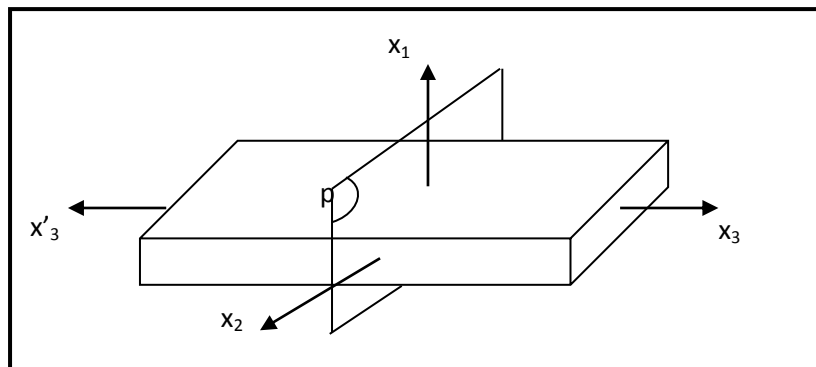


Figure. (II.1) Plan de symétrie [17]

La forme de la matrice de rigidité (ou souplesse) doit être telle qu'un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce plan ne modifie pas la matrice. Dans le cas où le plan de symétrie est le plan (1,2), l'exploitation des changements de base conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{II.4}$$

La matrice de souplesse a la même forme. Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est réduit à 13.

### II.2.3. Matériau orthotrope

Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, perpendiculaires deux à deux. Il est à noter que l'existence de deux plans de symétrie perpendiculaires implique l'existence du troisième.

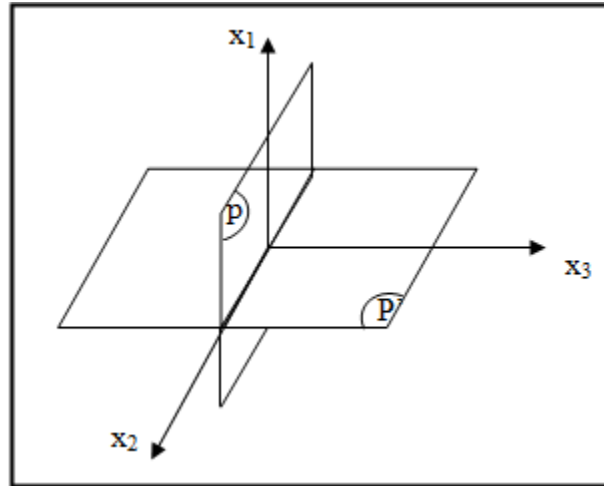


Figure. (II.2) : Matériau orthotrope

La forme de la matrice de rigidité est donc obtenue en ajoutant au matériau monoclinique un plan de symétrie perpendiculaire au précédent. L'invariance de la matrice dans un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce deuxième plan conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{II.5}$$

La matrice de souplesse a la même forme. Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est ramené à 9.

### II.2.4. Matériaux isotropes transverses

Un matériau isotrope transverse est un matériau orthotrope qui comporte un axe ou un plan d'isotropie. Les propriétés suivant l'axe 2 et 3 sont identiques, [15]

Avec

- $C_{22} = C_{33} C_{44} = \frac{C_{22} - C_{33}}{2}$
- $C_{12} = C_{13} C_{55} = C_{66}$

Donc Le nombre de coefficients indépendants se réduit à 5.

La matrice de rigidité s'écrit donc suivant

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{II.6}$$

La matrice de souplesse a la même forme.

### II.2.5. Matériau isotrope

Dans ce cas toutes les directions et en tout point du matériau ont les mêmes propriétés mécaniques. Le nombre de coefficients indépendants se réduit à 2 coefficients et la loi de comportement s'écrit [18].

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) \end{bmatrix} \quad \text{II.7}$$

La matrice de souplesse a la même forme.

Généralement, les constante de rigidité sont exprimées en introduisant les coefficients de lamé  $\lambda$  et  $\mu$  :

$$\begin{cases} C_{11} = \lambda + 2\mu \\ C_{12} = \lambda \end{cases} \quad \text{II.8}$$

### II.3. Caractéristiques mécaniques du mélange renfort-matrice

#### II.3.1. Les lois de mélange [18,19].

Les lois de mélange permettent de déterminer les caractéristiques d'un matériau composites en fonction de ces constituants (fibre et matrice) et leur teneur volumique.

- dans le sens des fibres

$$E_l = E_m V_m + E_f V_f \quad \text{II.9}$$

- dans le sens transversal des fibres

$$E_t = E_m \left[ \frac{1}{(1-V_m) + \frac{E_m V_f}{E_{f_t}}} \right] E_{f_t} \quad \text{II.10}$$

$E_{f_t}$ : Module de Young dans le sens transversal des fibres (fibres anisotropes), mais dans la majorité des cas on utilisant  $E_{f_t} \approx E_f$  donc :

$$E_t = \frac{E_m E_f}{E_f V_m + E_m V_f} \quad \text{II.11}$$

#### II.3.2. Teneur en volume et en masse du renfort et de la matrice

$$V_f = \frac{\text{volumederenfort}}{\text{volumetotale}} \quad \text{et} \quad V_m = \frac{\text{volumedelamatrice}}{\text{volumetotale}} \quad \text{II.12}$$

Avec :

$$V_m = 1 - V_f \quad \text{et} \quad V_m = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_m}{\rho_m}} \quad \text{II.13}$$

$$M_f = \frac{\text{massederenfort}}{\text{massetotale}} \quad M_m = \frac{\text{massedelamatrice}}{\text{massetotale}} \quad \text{II.14}$$

Avec :

$$M_f = 1 - M_m \quad \text{et} \quad M_m = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m} \quad \text{II.15}$$

$V_f, V_m$ : Teneur volumique des constituants (f : fibre, m : matrice).

$E_f, E_m$ : Modules de Young.

$\rho_f, \rho_m$ : Masse volumique (f : fibre, m : matrice).

#### II.4. Mode de rupture

La propagation d'une fissure peut se faire suivant trois modes de déplacement des faces de la fissure dans un plan défini. Elle peut aussi se faire suivant des modes mixtes qui les combinent tous les trois ou bien deux mode différent. La figure (II.1) illustre les trois modes de rupture

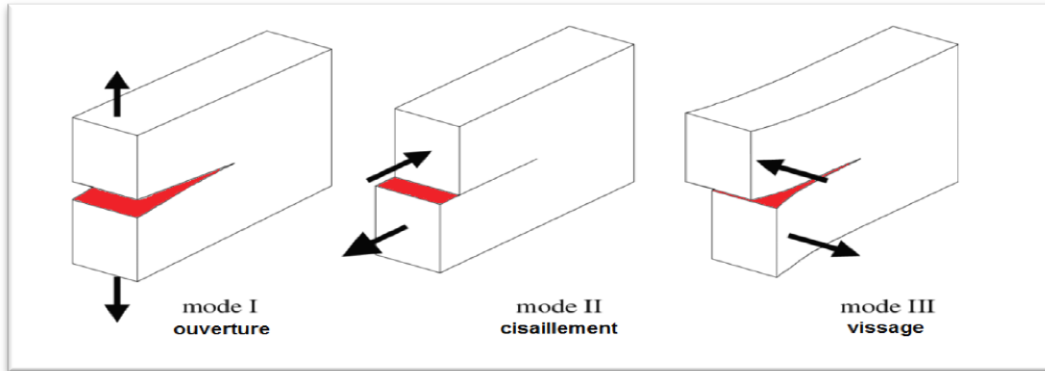


Figure. (II.3) : Schématisation des trois modes de rupture

Il existe trois façons d'appliquer une force pour permettre à une fissure de se propager :

- **Mode I** - Une contrainte de traction normale au plan de fissure,
- **Mode II** - Une contrainte de cisaillement agissant parallèlement au plan de la fissure et perpendiculaire au front de fissure,
- **Mode III** - Une contrainte de cisaillement agissant parallèlement au plan de la fissure et parallèlement au front de fissure.

De manière générale, une fissure se propage dans un matériau sous une combinaison de contraintes dans les trois modes.

La rupture réelle est généralement une combinaison de ces trois modes élémentaires. Les modes I et II peuvent être analysés par la théorie de l'élasticité plane en considérant les fissures planes. Le mode III peut faire l'objet d'une étude d'un problème plan en cisaillement pure. On dit qu'il y a propagation lorsqu'un critère basé sur les facteurs d'intensité de contraintes dépasse une valeur critique

##### II.4.1. Analyse des contraintes des fissures en MODE I

En mode I, les contraintes agissant sur la fissure en fonction du radial , la distance r et l'angle  $\theta$  .par les équation suivante [20].

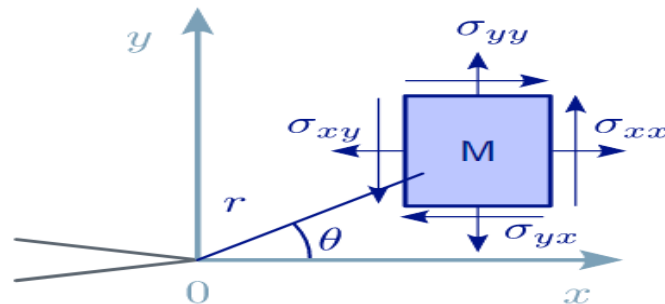
$$\begin{aligned}\sigma_{xx} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sigma_{yy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \tau_{xy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\end{aligned}\quad \text{II.16}$$



$K_I$ : le facteur d'intensité de contraintes en mode I

### II.4.2. Facteur d'intensité des contraintes $K_I$ :

Le facteur d'intensité de contrainte augmente lorsque la taille de la fissure augmente. Même si la contrainte nominale demeure constante, les contraintes locales peuvent croître si la fissure s'agrandit. Quand le facteur d'intensité de contrainte atteint une valeur critique, les contraintes sont tellement importantes en pointe de fissure qu'il y a rupture brutale



Figure(II.4): Tenseur de contrainte au point M

la fissure devient instable et se propage lorsque le facteur d'intensité de contraintes  $K_I$  atteint une valeur critique  $K_{IC}$  appelée ténacité qui caractérise quantitativement la résistance d'un matériau à la propagation brutale d'une fissure en mode I

### II.4.3. Facteur de ténacité des contraintes $K_{IC}$

La ténacité est la capacité d'un matériau à résister à la propagation d'une fissure. On peut aussi définir la ténacité comme étant la quantité d'énergie qu'un matériau peut absorber avant de rompre. La ténacité  $K_{IC}$  joue le rôle que la limite d'élasticité en mécanique classique. Elle dépend elle aussi d'un certain nombre de paramètres (températures d'essai, vitesse de déformation, épaisseur du matériau...)

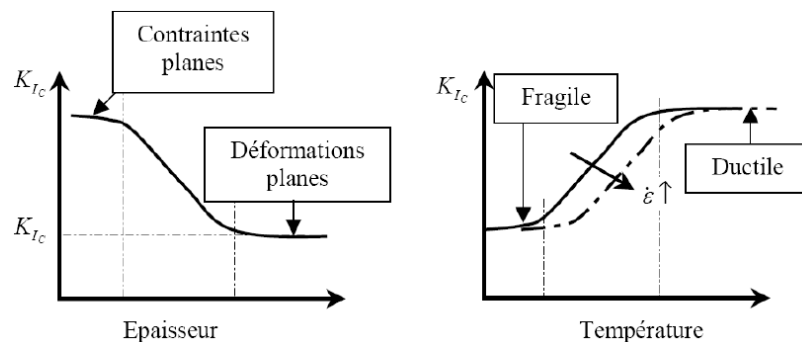


Figure .II.5: Variations caractéristiques de la ténacité  $K_{IC}$

# **Modélisation numérique de la rupture de mode I**

### Introduction

Ce chapitre porte sur la modélisation par ABAQUS de la propagation de pré-fissure en mode I d'une éprouvette de type traction compactes CT d'un matériau composite polyester- fibres de palmier dattier. On étudie dans ce travail, la variation du facteur de concentration de contrainte dans différentes directions autour d'une pré-fissure on passe par des différentes étapes à l'aide du logiciel;

#### III.1. Géométrie de l'éprouvette

Dans le prolongement de l'entaille, la zone endommagée se propage très rapidement jusqu'à atteindre la face arrière de l'éprouvette avant qu'une fraction significative de fibres ne se rompe. Pour ces raisons, des éprouvettes de traction compactes «CT» ont été choisies car celles-ci possèdent un ligament plus grand

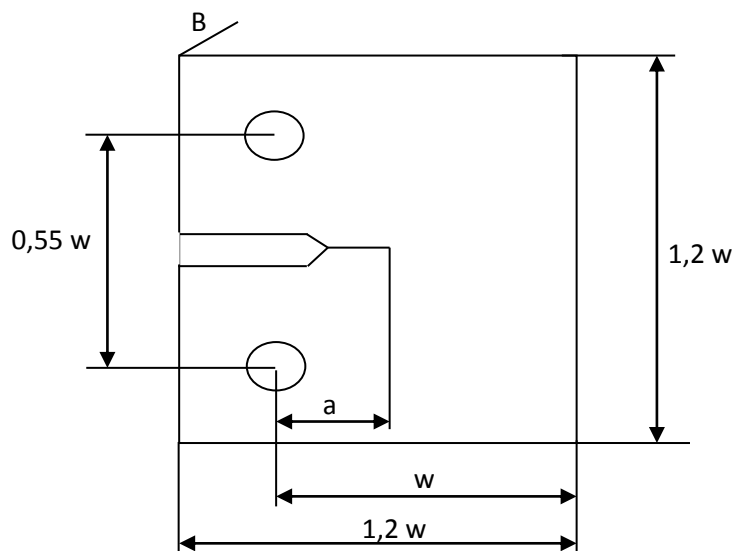


Figure III.1 : Dimensions de l'éprouvette CT

Le choix de la pré-fissure est d'après le rapport  $0.3 \leq \frac{a}{w} \leq 0.7$

#### III. 2. Création de la géométrie sur l'Abaqus

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette de l'étude sont illustrées dans la figure (III.2). L'étude étant restreinte au mode I, l'éprouvette est soumise à une sollicitation de traction afin de solliciter la fissure en mode ouverture

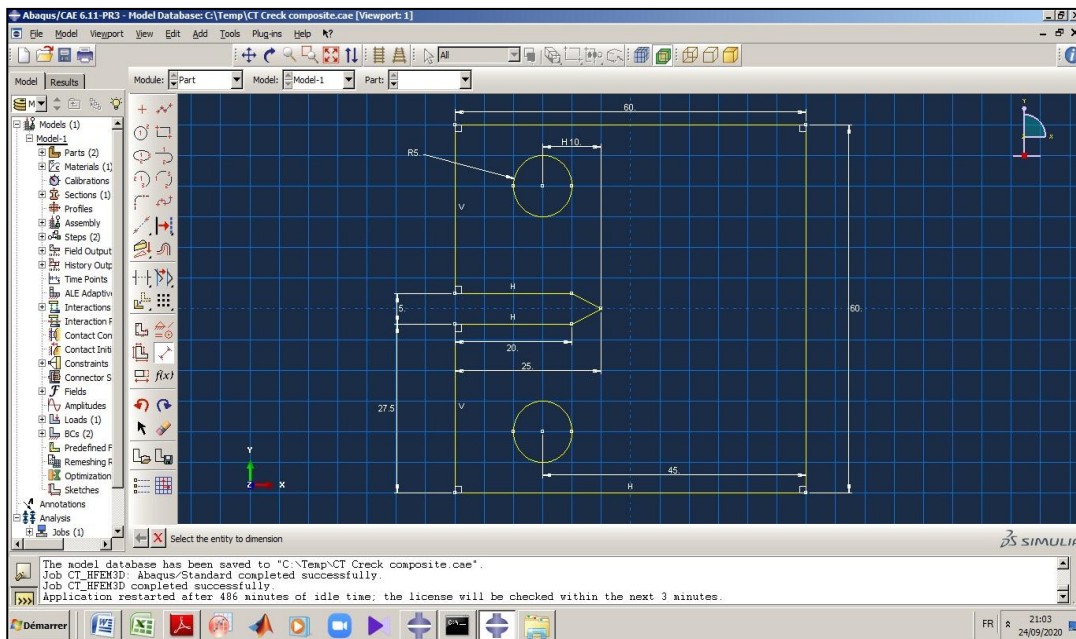


Figure III.2 : Géométrie de l'éprouvette CT sur Abaqus

Après avoir créé la géométrie initiale on ajoute une épaisseur de  $B=0.5$  mm par la fonction d'extrusion afin de voir la forme finale en 3D

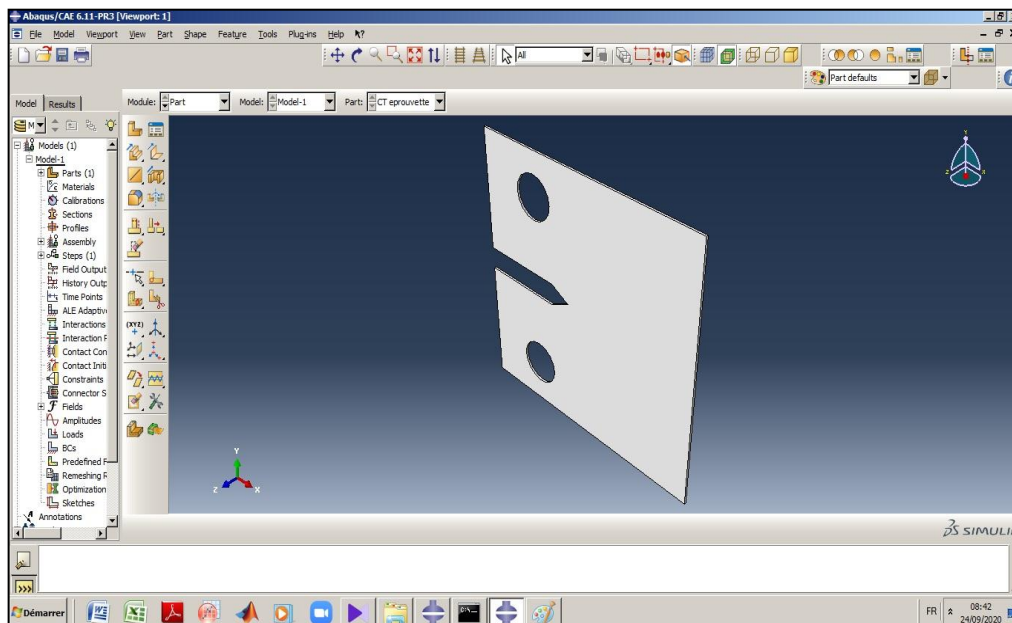


Figure III.3 : Epreuve CT en 3D

## III. 3. Création de la pré-fissure

On a commencé par dessiner la largeur de la fissuration après on ajout une longueur (figure III.3) et on finissant par la fonction d'extrusion figure (III.4).

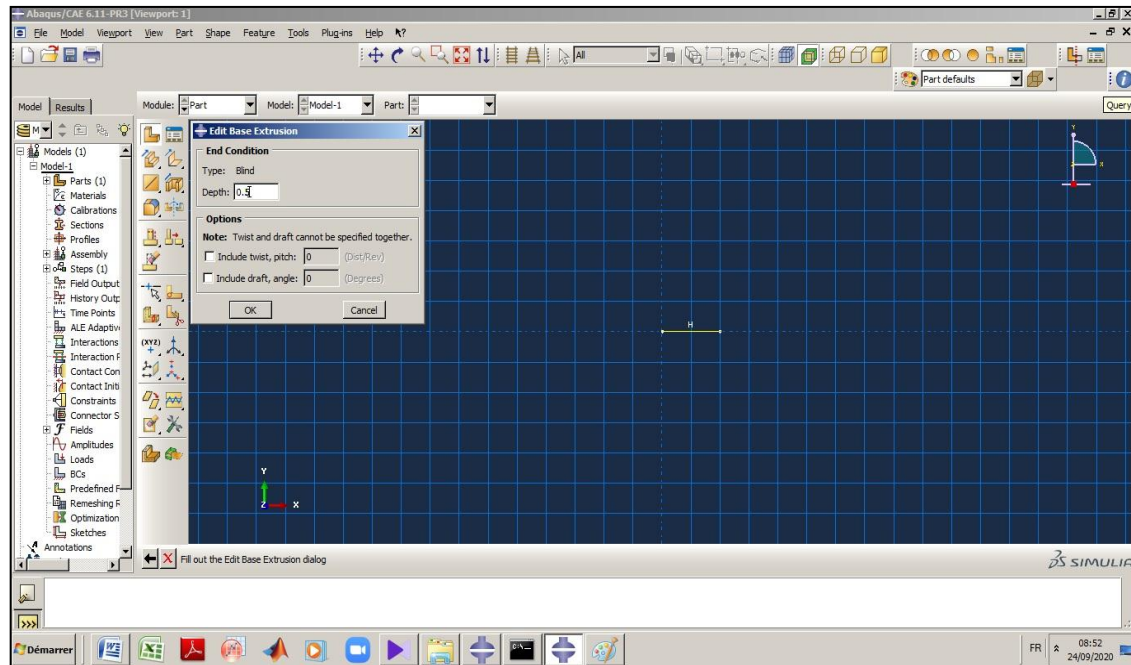


Figure III.4: Dimensions de fissuration

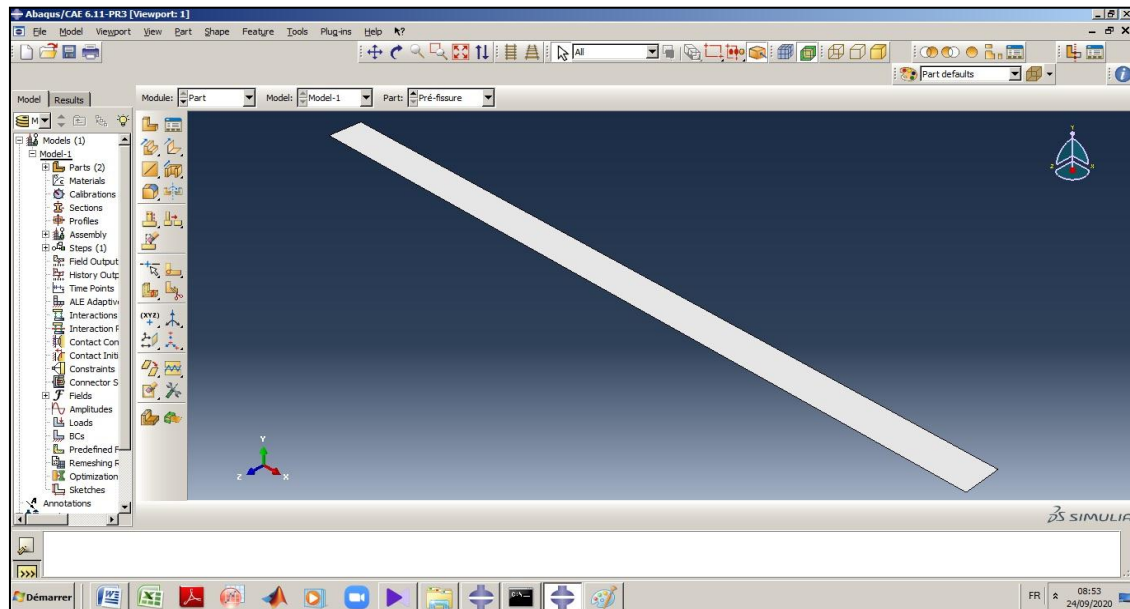


Figure III.5 : Fissuration en 3D

## III. 4. Assemblage de la pré-fissure avec l'éprouvette CT

Dans cette étape on a assemblé les deux parties présidant illustrée dans la figure (III.5) afin d'obtenir la pièce final figure (III.6).

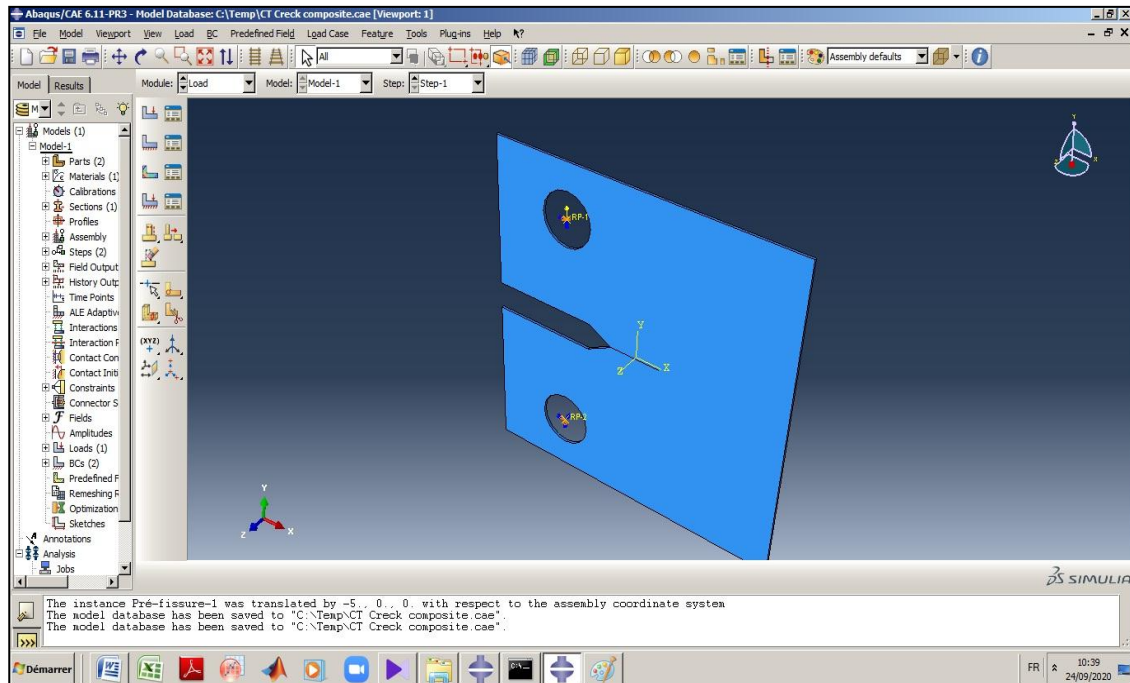


Figure III.6 : Eprouvette CT avec pré-fissure

## III. 5. Conditions initial

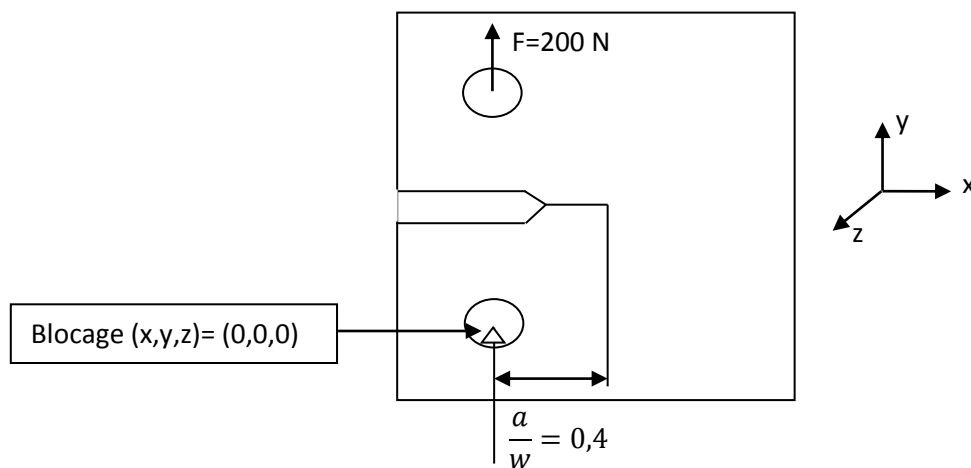


Figure III.7 : Conditions initial

### III. 6. Maillage et conditions aux limites

Le but principal d'un maillage d'éléments finis est de rapprocher adéquatement la géométrie du corps modélisé, représentant toutes les fonctionnalités de la géométrie de l'objet à la solution.

Les résultats numériques étant destinés à une analyse en mécanique de la rupture, une attention particulière est accordée au maillage notamment en fond de fissure et dans son voisinage. Pour ce faire, on utilise un maillage très fin (Figure III.8 ) avec des éléments de C3D8R Intégration réduite de brique linéaire à 8 nœuds, contrôle du sablier

En supposant le matériau composite (polyester – fibres coutes du Lif du palmier dattier) est isotrope avec des comportements **E= 1540 MPa** et **v=0.31** donné expérimentale

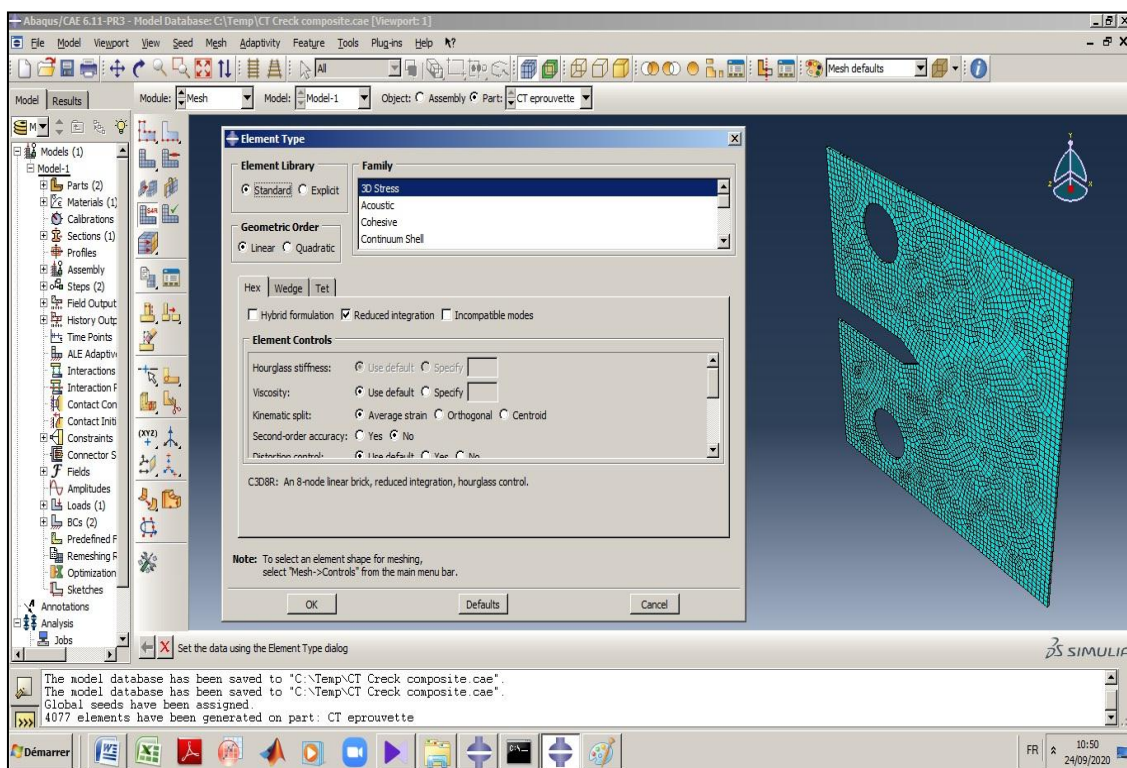


Figure III.8 : Maillage de l'éprouvette CT avec pré-fissure

### III. 7. Lancement du calcul

Cette étape a pris un petit peu de temps parce qu'on a utilisé un maillage très fin pour obtenir des résultats précis.

Le calcul est fait par un seul cas  $\frac{a}{w} = 0,4$



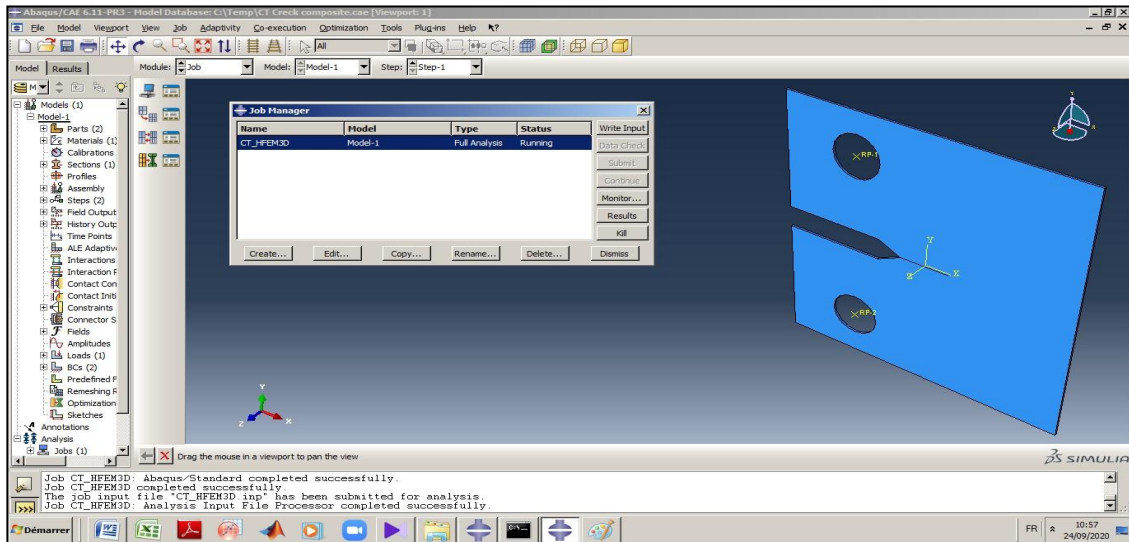


Figure III.9 : En cours d'exécution des résultats

## III.8. Résultats

L'analyse de rupture dans la figure (IV.1) montre que les contraintes maximales se situent au niveau du fond d'entaille. Nous relevons que la contrainte diminue progressivement on s'éloignant du fond d'entaille, nous distinguons une propagation de fissuration très grave aux niveaux d'entaille les autre résultats sont dans l'annexe

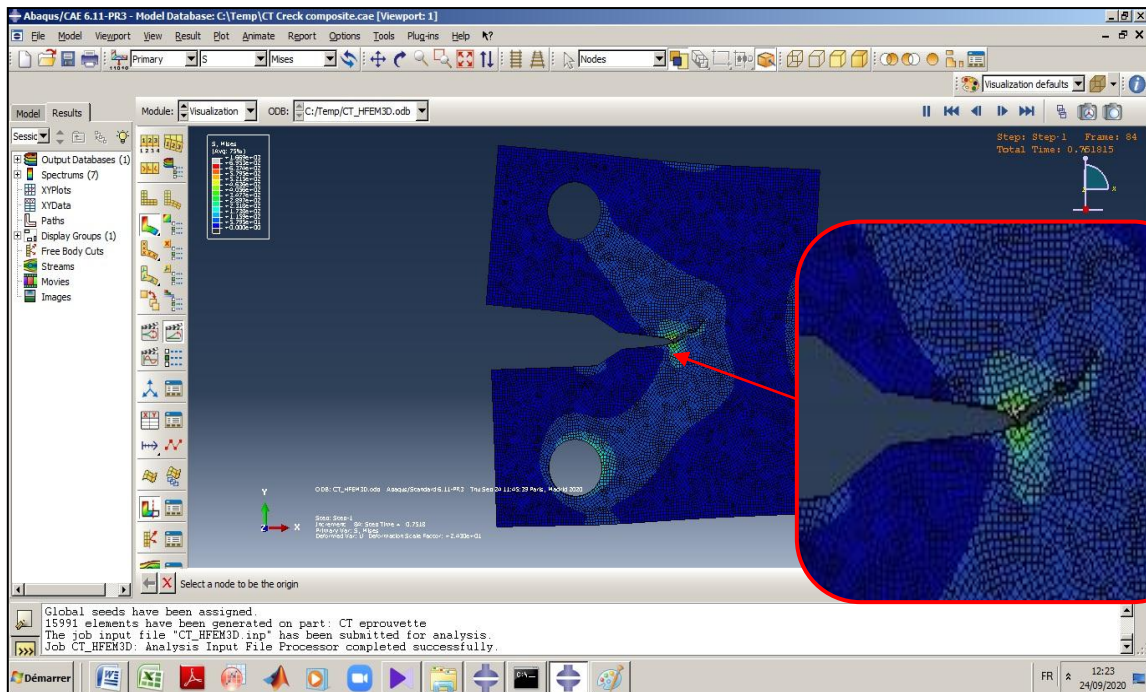


Figure III.10: Propagation de la fissure



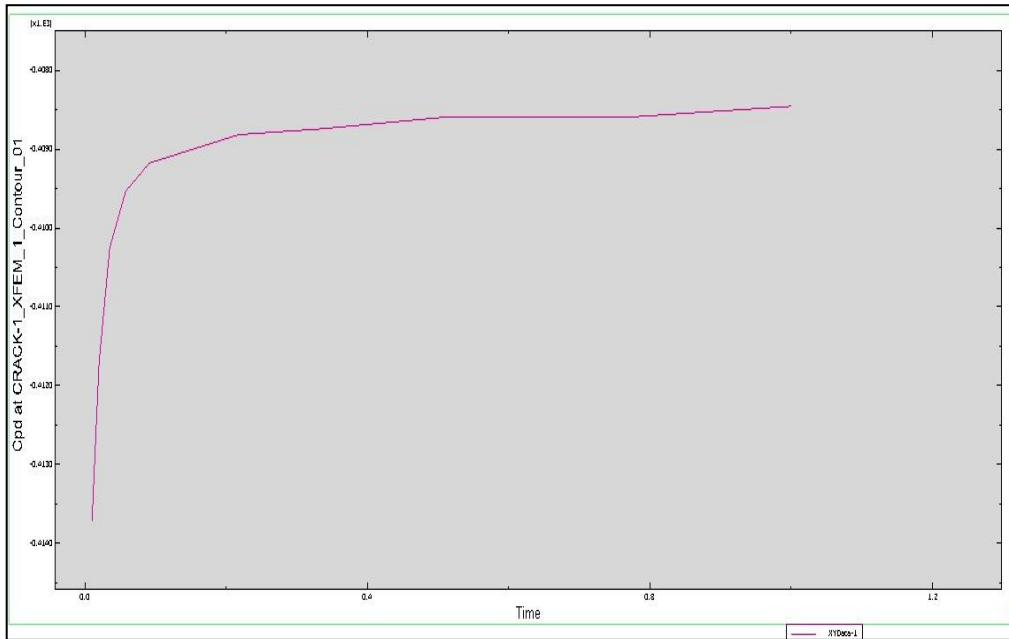


Figure III.11 : Influence de la direction de propagation de la fissure en fonction du temps

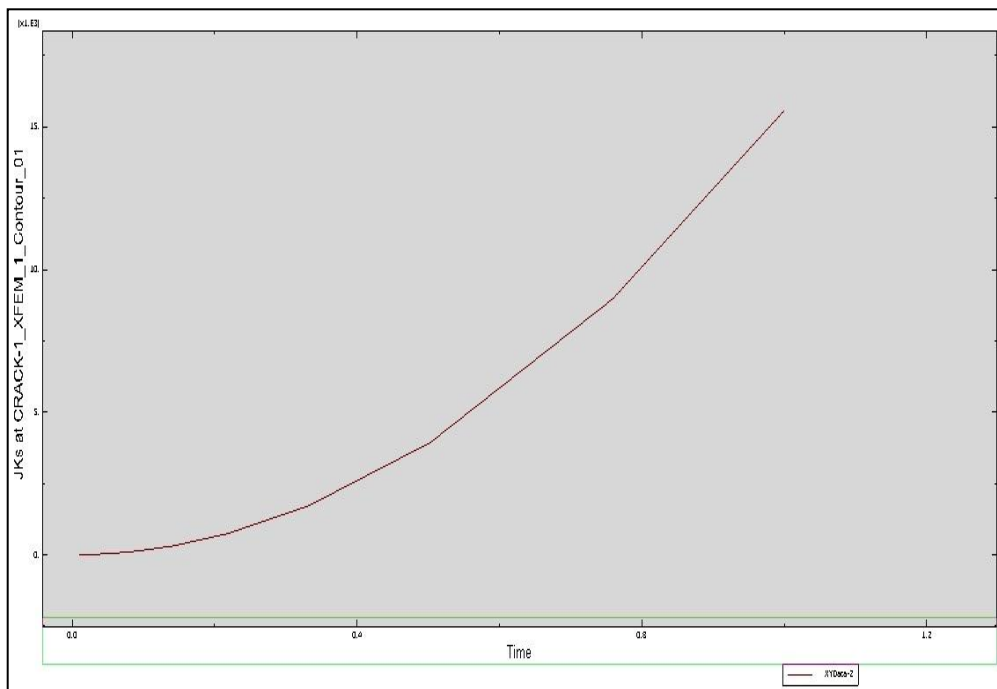


Figure III.12: Influence du facteur JKs en fonction du temps

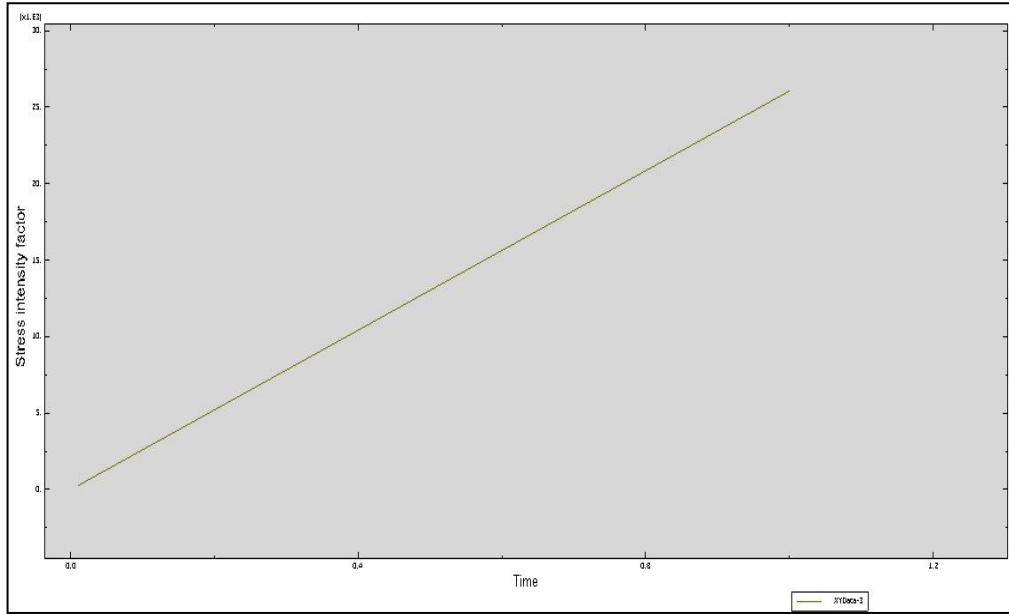


Figure III.13: Influence du facteur d'intensité de contrainte K en fonction du temps

### Conclusion générale

Dans le domaine des structures à risque comme les équipements sous pression par exemple, en présence de défaut ou de fissure et pour des raisons de sécurité évidentes, il est fondamental de connaître de manière précise le degré de nocivité du défaut. La modélisation numérique par la méthode des éléments finis est un outil très efficace permettant de répondre à cette problématique. Nous avons réalisé un modèle numérique sur **Abaqus 6.11-PR3** d'une éprouvette de traction (CT) en vue d'étudier l'évolution de la contrainte et le facteur d'intensité de contrainte dans le ligament de l'éprouvette pour un niveau de contraintes appliquées. Pour l'ensemble des résultats, nous constatons que les courbes des contraintes exhibent une évolution parabolique pour se stabiliser à une valeur égale à la contrainte appliquée. Les contraintes maximales se situent au niveau de fond d'entaille. La longueur de l'entaille critique diminue en augmentant la contrainte. Le modèle éléments finis que nous avons adopté pour notre étude est couramment utilisé et peut être étendu aux applications réelles.

Comme perspectives futures à ce travail, nous cherchons des nouvelles techniques d'entrée des paramètres du matériau composite à base de fibres courtes.

Une étude approfondie par plusieurs longueurs de la pré-fissure.

Enfin, tracer les courbes charges-déplacements et le facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport  $\frac{a}{w}$ .

# ANNEXE

Abaqus 6.11-PR3

Date 25-Sep-2020 Time 09:23:06

For use by Team AWXS under license from Dassault Systemes or its subsidiary.

<b>* NOTICE *</b>
Abaqus 6.11-PR3 BUILD ID: 2011_04_11-00.59.39 111381
This is a prerelease of 6.11. Only very basic QA has been done for this release

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK	CRACKFRONT	CONTOURS			
NAME	NODE SET				
	1	2	3	4	5
	6	7	8	9	10

### CRACK-1

XFEM_1	K1:	17.82	12.14	7.726	8.737	11.31
	K2:	4.420	2.137	2.935	9.6229E-02	2.572
	K3:	-0.1992	-1.130	-1.240	-1.128	-1.039
MERR DIRECTION (DEG): -25.70    -19.15    -35.42    0.000    -23.90						
J from Ks: 0.1978    9.0311E-02    4.1396E-02    4.5887E-02    7.9879E-02						
	K1:	9.812	9.211	9.693	9.635	9.603
	K2:	2.494	2.053	1.830	1.578	1.275
	K3:	-1.024	-0.7122	-0.2660	1.8339E-02	-5.8131E-02
MERR DIRECTION (DEG): -26.21    -23.51    -20.41    -17.93    -14.62						
J from Ks: 6.1048E-02    5.2705E-02    5.7172E-02    5.5949E-02    5.5082E-02						

XFEM_2	K1:	17.82	12.14	7.726	8.737	11.31
	K2:	4.420	2.137	2.935	9.6229E-02	2.572
	K3:	0.1992	1.130	1.240	1.128	1.039
MERR DIRECTION (DEG): -25.70    -19.15    -35.42    0.000    -23.90						
J from Ks: 0.1978    9.0311E-02    4.1396E-02    4.5887E-02    7.9879E-02						

# ANNEXE

K1: 9.812 9.211 9.693 9.635 9.603

K2: 2.494 2.053 1.830 1.578 1.275

K3: 1.024 0.7122 0.2660 -1.8339E-02 5.8131E-02

MERR DIRECTION (DEG): -26.21 -23.51 -20.41 -17.93 -14.62

J from Ks: 6.1048E-02 5.2705E-02 5.7172E-02 5.5949E-02 5.5082E-02

INCREMENT 2 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 1.000E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 2.000E-02

STEP TIME COMPLETED 2.000E-02, TOTAL TIME COMPLETED 2.000E-02

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK CRACKFRONT CONTOURS

NAME NODE SET

1	2	3	4	5
6	7	8	9	10

CRACK-1

XFEM\_1 K1: 36.37 24.79 15.77 17.84 23.07

K2: 8.992 4.334 5.963 0.1743 5.219

K3: -0.4107 -2.317 -2.548 -2.325 -2.149

MERR DIRECTION (DEG): -25.63 -19.04 -35.32 0.000 -23.80

J from Ks: 0.8241 0.3763 0.1724 0.1913 0.3324

K1: 20.03 18.80 19.78 19.66 19.60

K2: 5.068 4.167 3.710 3.197 2.580

K3: -2.118 -1.481 -0.5696 1.0614E-02 -0.1456

MERR DIRECTION (DEG): -26.10 -23.40 -20.27 -17.82 -14.47

J from Ks: 0.2543 0.2195 0.2381 0.2330 0.2294

XFEM\_2 K1: 36.37 24.79 15.77 17.84 23.07

K2: 8.992 4.334 5.963 0.1743 5.219

K3: 0.4107 2.317 2.548 2.325 2.149

MERR DIRECTION (DEG): -25.63 -19.04 -35.32 0.000 -23.80

J from Ks: 0.8241 0.3763 0.1724 0.1913 0.3324

# ANNEXE

K1:	20.03	18.80	19.78	19.66	19.60
K2:	5.068	4.167	3.710	3.197	2.580
K3:	2.118	1.481	0.5696	-1.0614E-02	0.1456
MERR DIRECTION (DEG):	-26.10	-23.40	-20.27	-17.82	-14.47
J from Ks:	0.2543	0.2195	0.2381	0.2330	0.2294

INCREMENT 3 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 1.500E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 3.500E-02

STEP TIME COMPLETED 3.500E-02, TOTAL TIME COMPLETED 3.500E-02

K FACTOR ESTIMATES

CRACK	CRACKFRONT					CONTOURS				
NAME	NODE SET									
	1	2	3	4	5					
	6	7	8	9	10					

CRACK-1

XFEM_1	K1:	63.88	43.54	27.70	31.33	40.51
	K2:	15.75	7.577	10.44	0.2779	9.129
	K3:	-0.7265	-4.083	-4.496	-4.113	-3.808
MERR DIRECTION (DEG):		-25.56	-18.97	-35.21	0.000	-23.72
J from Ks:		2.541	1.160	0.5315	0.5904	1.024

K1:	35.16	33.01	34.74	34.53	34.41
K2:	8.870	7.290	6.484	5.585	4.501
K3:	-3.754	-2.635	-1.034	-1.5655E-02	-0.2902

MERR DIRECTION (DEG):	-26.03	-23.33	-20.20	-17.71	-14.40
J from Ks:	0.7840	0.6766	0.7340	0.7182	0.7071

XFEM_2	K1:	63.88	43.54	27.70	31.33	40.51
	K2:	15.75	7.577	10.44	0.2779	9.129
	K3:	0.7265	4.083	4.496	4.113	3.808
MERR DIRECTION (DEG):		-25.56	-18.97	-35.21	0.000	-23.72

# ANNEXE

J from Ks:	2.541	1.160	0.5315	0.5904	1.024
K1:	35.16	33.01	34.74	34.53	34.41
K2:	8.870	7.290	6.484	5.585	4.501
K3:	3.754	2.635	1.034	1.5655E-02	0.2902
MERR DIRECTION (DEG):	-26.03	-23.33	-20.20	-17.71	-14.40
J from Ks:	0.7840	0.6766	0.7340	0.7182	0.7071

INCREMENT 4 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 2.250E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 5.750E-02

STEP TIME COMPLETED 5.750E-02, TOTAL TIME COMPLETED 5.750E-02

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK	CRACKFRONT	C O N T O U R S				
NAME	NODE SET					
		1	2	3	4	5
		6	7	8	9	10

CRACK-1

XFEM_1	K1:	105.1	71.65	45.58	51.55	66.65
	K2:	25.89	12.44	17.14	0.4338	14.99
	K3:	-1.200	-6.729	-7.416	-6.792	-6.296
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.94	-35.17	0.000	-23.69
J from Ks:		6.881	3.142	1.439	1.599	2.773
K1:		57.86	54.31	57.17	56.82	56.63
K2:		14.57	11.97	10.64	9.166	7.382
K3:		-6.207	-4.365	-1.730	-5.4261E-02	-0.5062
MERR DIRECTION (DEG):		-25.99	-23.29	-20.16	-17.68	-14.33
J from Ks:		2.122	1.832	1.987	1.944	1.914
XFEM_2	K1:	105.1	71.65	45.58	51.55	66.65
	K2:	25.89	12.44	17.14	0.4338	14.99
	K3:	1.200	6.729	7.416	6.792	6.296
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.94	-35.17	0.000	-23.69

# ANNEXE

J from Ks:	6.881	3.142	1.439	1.599	2.773	
K1:	57.86	54.31	57.17	56.82	56.63	
K2:	14.57	11.97	10.64	9.166	7.382	
K3:	6.207	4.365	1.730	5.4261E-02	0.5062	
MERR DIRECTION (DEG):	-25.99	-23.29	-20.16	-17.68	-14.33	
J from Ks:	2.122	1.832	1.987	1.944	1.914	

## INCREMENT 5 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 3.375E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 9.125E-02

STEP TIME COMPLETED 9.125E-02, TOTAL TIME COMPLETED 9.125E-02

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK      CRACKFRONT      C O N T O U R S

NAME      NODE SET

1	2	3	4	5
6	7	8	9	10

### CRACK-1

XFEM_1	K1:	167.0	113.8	72.41	81.88	105.9	
	K2:	41.09	19.73	27.21	0.6678	23.78	
	K3:	-1.910	-10.70	-11.80	-10.81	-10.03	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.90	-35.17	0.000	-23.65	
J from Ks:		17.36	7.928	3.630	4.035	6.994	
	K1:	91.91	86.27	90.80	90.25	89.95	
	K2:	23.12	18.99	16.88	14.54	11.70	
	K3:	-9.886	-6.960	-2.774	-0.1121	-0.8301	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.99	-23.26	-20.12	-17.64	-14.33	
J from Ks:		5.355	4.621	5.013	4.905	4.830	
XFEM_2	K1:	167.0	113.8	72.41	81.88	105.9	
	K2:	41.09	19.73	27.21	0.6678	23.78	
	K3:	1.910	10.70	11.80	10.81	10.03	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.90	-35.17	0.000	-23.65	
J from Ks:		17.36	7.928	3.630	4.035	6.994	



# ANNEXE

K1: 91.91 86.27 90.80 90.25 89.95

K2: 23.12 18.99 16.88 14.54 11.70

K3: 9.886 6.960 2.774 0.1121 0.8301

MERR DIRECTION (DEG): -25.99 -23.26 -20.12 -17.64 -14.33

J from Ks: 5.355 4.621 5.013 4.905 4.830

INCREMENT 6 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 5.063E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 0.142

STEP TIME COMPLETED 0.142 , TOTAL TIME COMPLETED 0.142

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK CRACKFRONT C O N T O U R S

NAME NODE SET

1 2 3 4 5

6 7 8 9 10

CRACK-1

XFEM\_1 K1: 259.8 177.0 112.6 127.4 164.7

K2: 63.90 30.67 42.30 1.019 36.97

K3: -2.975 -16.65 -18.37 -16.84 -15.62

MERR DIRECTION (DEG): -25.52 -18.90 -35.14 0.000 -23.65

J from Ks: 42.01 19.19 8.785 9.766 16.93

K1: 143.0 134.2 141.3 140.4 139.9

K2: 35.95 29.53 26.24 22.59 18.19

K3: -15.41 -10.85 -4.340 -0.1987 -1.316

MERR DIRECTION (DEG): -25.99 -23.26 -20.12 -17.64 -14.29

J from Ks: 12.96 11.18 12.13 11.87 11.69

XFEM\_2 K1: 259.8 177.0 112.6 127.4 164.7

K2: 63.90 30.67 42.30 1.019 36.97

K3: 2.975 16.65 18.37 16.84 15.62

MERR DIRECTION (DEG): -25.52 -18.90 -35.14 0.000 -23.65

J from Ks: 42.01 19.19 8.785 9.766 16.93

K1: 143.0 134.2 141.3 140.4 139.9

# ANNEXE

K2:	35.95	29.53	26.24	22.59	18.19	
K3:	15.41	10.85	4.340	0.1987	1.316	
MERR DIRECTION (DEG):	-25.99	-23.26	-20.12	-17.64	-14.29	
J from Ks:	12.96	11.18	12.13	11.87	11.69	

## INCREMENT 7 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 7.594E-02, FRACTION OF STEP COMPLETED 0.218

STEP TIME COMPLETED 0.218 , TOTAL TIME COMPLETED 0.218

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK	CRACKFRONT	CONTOURS				
NAME	NODE SET					
	1	2	3	4	5	
	6	7	8	9	10	

### CRACK-1

XFEM_1	K1:	399.0	271.9	173.0	195.6	252.9	
	K2:	98.11	47.08	64.94	1.545	56.75	
	K3:	-4.572	-25.59	-28.22	-25.88	-24.02	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.86	-35.14	0.000	-23.65	
J from Ks:		99.10	45.25	20.72	23.04	39.92	
	K1:	219.6	206.1	216.9	215.6	214.9	
	K2:	55.19	45.33	40.28	34.68	27.91	
	K3:	-23.68	-16.69	-6.688	-0.3285	-2.044	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.96	-23.26	-20.09	-17.64	-14.29	
J from Ks:		30.56	26.37	28.61	28.00	27.56	
XFEM_2	K1:	399.0	271.9	173.0	195.6	252.9	
	K2:	98.11	47.08	64.94	1.545	56.75	
	K3:	4.572	25.59	28.22	25.88	24.02	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.86	-35.14	0.000	-23.65	
J from Ks:		99.10	45.25	20.72	23.04	39.92	
	K1:	219.6	206.1	216.9	215.6	214.9	

# ANNEXE

K2:	55.19	45.33	40.28	34.68	27.91	
K3:	23.68	16.69	6.688	0.3285	2.044	
MERR DIRECTION (DEG):	-25.96	-23.26	-20.09	-17.64	-14.29	
J from Ks:	30.56	26.37	28.61	28.00	27.56	

## INCREMENT 8 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 0.114 , FRACTION OF STEP COMPLETED 0.332

STEP TIME COMPLETED 0.332 , TOTAL TIME COMPLETED 0.332

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK      CRACKFRONT      C O N T O U R S

NAME      NODE SET

1	2	3	4	5
6	7	8	9	10

### CRACK-1

XFEM_1	K1:	607.8	414.2	263.5	298.0	385.2
	K2:	149.4	71.69	98.89	2.336	86.43
	K3:	-6.968	-38.98	-43.00	-39.44	-36.61
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.86	-35.14	0.000	-23.65
J from Ks:		229.9	105.0	48.08	53.46	92.62
	K1:	334.5	313.9	330.5	328.5	327.3
	K2:	84.04	69.03	61.33	52.80	42.50
	K3:	-36.10	-25.44	-10.21	-0.5229	-3.137
MERR DIRECTION (DEG):		-25.96	-23.26	-20.09	-17.60	-14.29
J from Ks:		70.92	61.20	66.39	64.96	63.96
XFEM_2	K1:	607.8	414.2	263.5	298.0	385.2
	K2:	149.4	71.69	98.89	2.336	86.43
	K3:	6.968	38.98	43.00	39.44	36.61
MERR DIRECTION (DEG):		-25.52	-18.86	-35.14	0.000	-23.65
J from Ks:		229.9	105.0	48.08	53.46	92.62
	K1:	334.5	313.9	330.5	328.5	327.3

# ANNEXE

K2:	84.04	69.03	61.33	52.80	42.50	
K3:	36.10	25.44	10.21	0.5229	3.137	
MERR DIRECTION (DEG):	-25.96	-23.26	-20.09	-17.60	-14.29	
J from Ks:	70.92	61.20	66.39	64.96	63.96	

INCREMENT 9 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 0.171 , FRACTION OF STEP COMPLETED 0.503

STEP TIME COMPLETED 0.503 , TOTAL TIME COMPLETED 0.503

K FACTOR ESTIMATES

CRACK CRACKFRONT C O N T O U R S

NAME NODE SET

1	2	3	4	5
6	7	8	9	10

CRACK-1

XFEM	K1:	920.9	627.6	399.3	451.6	583.7	
	K2:	226.4	108.6	149.8	3.521	130.9	
	K3:	-10.56	-59.08	-65.17	-59.79	-55.50	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.49	-18.86	-35.14	0.000	-23.65	
J from Ks:		528.0	241.1	110.4	122.7	212.7	
	K1:	506.8	475.7	500.7	497.7	496.0	
	K2:	127.3	104.6	92.91	80.00	64.38	
	K3:	-54.72	-38.58	-15.49	-0.8139	-4.775	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.96	-23.26	-20.09	-17.60	-14.26	
J from Ks:		162.8	140.5	152.4	149.2	146.9	

XFEM_2	K1:	920.9	627.6	399.3	451.6	583.7	
	K2:	226.4	108.6	149.8	3.521	130.9	
	K3:	10.56	59.08	65.17	59.79	55.50	
MERR DIRECTION (DEG):		-25.49	-18.86	-35.14	0.000	-23.65	
J from Ks:		528.0	241.1	110.4	122.7	212.7	

# ANNEXE

K1: 506.8 475.7 500.7 497.7 496.0

K2: 127.3 104.6 92.91 80.00 64.38

K3: 54.72 38.58 15.49 0.8139 4.775

MERR DIRECTION (DEG): -25.96 -23.26 -20.09 -17.60 -14.26

J from Ks: 162.8 140.5 152.4 149.2 146.9

INCREMENT 10 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 0.256 , FRACTION OF STEP COMPLETED 0.759

STEP TIME COMPLETED 0.759 , TOTAL TIME COMPLETED 0.759

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK CRACKFRONT CONTOURS

NAME NODE SET

1 2 3 4 5

6 7 8 9 10

CRACK-1

XFEM\_1 K1: 1391. 947.8 603.0 681.9 881.4

K2: 341.9 164.0 226.2 5.301 197.7

K3: -15.95 -89.22 -98.43 -90.30 -83.82

MERR DIRECTION (DEG): -25.49 -18.86 -35.14 0.000 -23.65

J from Ks: 1204. 549.8 251.7 279.9 484.9

K1: 765.3 718.3 756.2 751.6 749.0

K2: 192.3 157.9 140.3 120.8 97.20

K3: -82.66 -58.27 -23.41 -1.249 -7.230

MERR DIRECTION (DEG): -25.96 -23.26 -20.09 -17.60 -14.26

J from Ks: 371.3 320.4 347.6 340.1 334.9

XFEM\_2 K1: 1391. 947.8 603.0 681.9 881.4

K2: 341.9 164.0 226.2 5.301 197.7

K3: 15.95 89.22 98.43 90.30 83.82

MERR DIRECTION (DEG): -25.49 -18.86 -35.14 0.000 -23.65

J from Ks: 1204. 549.8 251.7 279.9 484.9

# ANNEXE

K1: 765.3 718.3 756.2 751.6 749.0

K2: 192.3 157.9 140.3 120.8 97.20

K3: 82.66 58.27 23.41 1.249 7.230

MERR DIRECTION (DEG): -25.96 -23.26 -20.09 -17.60 -14.26

J from Ks: 371.3 320.4 347.6 340.1 334.9

## INCREMENT 11 SUMMARY

TIME INCREMENT COMPLETED 0.241 , FRACTION OF STEP COMPLETED 1.00

STEP TIME COMPLETED 1.00 , TOTAL TIME COMPLETED 1.00

## K FACTOR ESTIMATES

CRACK CRACKFRONT C O N T O U R S

NAME NODE SET

1 2 3 4 5

6 7 8 9 10

### CRACK-1

XFEM\_1 K1: 1833. 1249. 794.7 898.6 1162.

K2: 450.5 216.1 298.1 6.977 260.5

K3: -21.02 -117.6 -129.7 -119.0 -110.5

MERR DIRECTION (DEG): -25.49 -18.86 -35.10 0.000 -23.65

J from Ks: 2091. 954.8 437.1 486.1 842.1

K1: 1009. 946.6 996.5 990.4 987.0

K2: 253.4 208.1 184.9 159.2 128.1

K3: -108.9 -76.81 -30.86 -1.656 -9.539

MERR DIRECTION (DEG): -25.96 -23.22 -20.09 -17.60 -14.26

J from Ks: 644.8 556.4 603.7 590.6 581.5

XFEM\_2 K1: 1833. 1249. 794.7 898.6 1162.

K2: 450.5 216.1 298.1 6.977 260.5

K3: 21.02 117.6 129.7 119.0 110.5

MERR DIRECTION (DEG): -25.49 -18.86 -35.10 0.000 -23.65

J from Ks: 2091. 954.8 437.1 486.1 842.1

# ANNEXE

---

K1:	1009.	946.6	996.5	990.4	987.0	
K2:	253.4	208.1	184.9	159.2	128.1	
K3:	108.9	76.81	30.86	1.656	9.539	
MERR DIRECTION (DEG):	-25.96	-23.22	-20.09	-17.60	-14.26	
J from Ks:	644.8	556.4	603.7	590.6	581.5	

THE ANALYSIS HAS BEEN COMPLETED

## *Références bibliographique :*

- [1]. A. Elouaer, "Contribution à la compréhension et à la modélisation du comportement mécanique de matériaux composites à renfort en fibres végétales," Thèse de doctorat, Reims, France, 2011.
- [2]. Rokbi. M, «Comportement à la rupture et caractérisation mécanique de composites polyester-fibres de verre», thèse Magister, M'sila, 2001.
- [3]. M. Ragoubi, "Contribution à l'amélioration de la compatibilité interraciales fibres naturelles/matrice thermoplastique via un traitement sous décharge couronne," Thèse de doctorat, Nancy 1, 2010.
- [4]. BOUZIT. F, «élaboration et caractérisation mécanique, en statique et en fatigue, des panneaux sandwichs à base de renforts naturels», thèse Magister, BOUMERDES 2015
- [5] RIGAL. J.C, NEGRIER. A, «Présentation des matériaux composites», Éditions Techniques de l'Ingénieur, a7790, 2013
- [6]. LAURENT GORNET." Généralités sur les matériaux composites". Engineering schéol. (2008).
- [7]. H. Djemai, "Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwichs," Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider-Biskra, 2017.
- [8]. BARRAU. J.J, «Structures en matériaux composites», Éditions Techniques de l'Ingénieur, bm5080, 2004
- [9]. CARAMARO. L, «Fibres et fils à usage technique», Éditions Techniques de l'Ingénieur, n2510, 2005.
- [10]. K. Charlet, C. Morvan, J. Bréard, J. Jernot, and M. Gomina, "Etude morphologique d'un composite naturel. La fibre de lin," Revue des Composites et des Matériaux Avancés, vol.16, p. 11, 2006.
- [11]. C. BALEY, Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites: Ed. Techniques Ingénieur. Matériaux fonction fonctionnels, N° N2220., 2005.
- [12]. J. L. BERTHELOT, Matériaux composites (comportement mécanique et analyse de structure), Paris 1999.
- [13]. BERIBECHE. A, Analyse par la méthode des éléments finis du délaminage des matériaux composites stratifiés. Thèse de magister, Université de Batna 2002
- [14]. Z.N. Azwa, B.F. Yousif, A.C. Manalo et W. Karunasena. «A review on the degradability of polymeric composites based on natural fibres. ». Matériels and Design., Vol. 47, 2013
- [15]. Boubeker, R., Etude Expérimentale et Numérique du Comportement des Plaques Trouées en Matériaux Composites, 2016, Université Mohamed Khider-Biskra
- [16]. LAROZE. S, JEAN-JACQUES. B, Mécanique des structures (Calcul des structures en matériaux composites), Tome 4, 1987



[17] DJEBLOUN Youcef, mémoire de magistère « Etude de la rupture en mode I d'ouverture des matériaux composites ». Université Mohamed Khider-Biskra 2004

[18].Berthelot J. M,«Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse des structures », 4<sup>ème</sup> édition, 2010.

[19][https://www.maxicours.com/se/cours/les-materiaux-composites/#:~:text=La%20loi%20des%20m%C3%A9langes%20\(non,de%20l'axe%20des%20fibres.&text=On%20a%20par%20exemple%20les,carbone%2C%20de%20kevlar%2C%20etc.](https://www.maxicours.com/se/cours/les-materiaux-composites/#:~:text=La%20loi%20des%20m%C3%A9langes%20(non,de%20l'axe%20des%20fibres.&text=On%20a%20par%20exemple%20les,carbone%2C%20de%20kevlar%2C%20etc.)

[20].Irwin, G.R., "Analysis of Stresses and Strains Near the End of a Crack Traversing a Plate," Journal of Applied Mechanics, Vol. 24

## Résumé :

Dans cette étude, nous avons utilisé le logiciel de L'Abaqus pour la simulation d'une éprouvette de type CT pour un matériau composite renforcé de fibres courtes de palmier dattier avec un pré fissure, le but de ce travail est l'observation de l'endommagement du matériau. Ensuite, détermination le facteur d'intensité de la contrainte d'une rupture de mode I en fonction du temps.

## Mots clés :

Abaqus , éprouvette type CT, pré-fissure , facteur d'intensité de contrainte, rupture MODE I.

## ملخص :

في هذه الدراسة، استخدمنا برنامج abaqus لمحاكاة قطعة اختبار من نوع CT لمادة مركبة معززة بألياف نخيل التمر القصيرة مع صدع مسبق، والهدف من هذا العمل هو مراقبة تلف المادة. بعد ذلك، تحديد عامل شدة الإجهاد التي يمكن أن تسببها كسور في MODE I بدالة الوقت

## الكلمات المفتاحية:

برنامج abaqus. قطعة اختبار من نوع CT. صدع مسبق. عامل شدة الإجهاد. MODE I.