

# Modélisation numérique de l'endommagement par fatigue d'une plaque composite carbone/époxy sollicitée en traction ondulée.

N. Benabdi <sup>a</sup>, M. Kenane <sup>a</sup>, L. Toubal <sup>b</sup>, J-C. Cuillière <sup>b</sup> & V. Francois <sup>b</sup>

*a. USTHB, Faculté GM-GP, Laboratoire LSGM, BP32 El Alia, 16111 Bab Ezzouar, Alger, Algérie, mohamedkenane@yahoo.fr*

*b. Université du Québec à Trois rivières, Département de génie mécanique, C.P.500, Trois-Rivières, Québec, Canada G9A 5H7, lotfi.toubal@uqtr.ca*

## Résumé :

*L'objectif de cette étude est la modélisation par éléments finis de la cinétique de l'endommagement par fatigue d'un composite stratifié à fibres de carbone et à matrice époxyde, sollicité en fatigue (traction ondulée), utilisés dans la confection des structures dans le domaine aéronautique. A partir des résultats de fatigue sur des éprouvettes plates on a pu déterminer la cinétique de l'endommagement du matériau à l'échelle macroscopique et identifier les paramètres d'un modèle d'endommagement qui se base sur les travaux de Mao et Mahadevan [1] afin d'être implanter dans un code de calcul éléments finis. Les résultats éléments finis obtenus montrent une bonne corrélation avec ceux obtenus expérimentalement, ceci sans prendre en compte la rupture finale du matériau.*

## Abstract :

*The objective of this study is modeling by finite elements of the kinetics of the damage by tiredness of a laminated composite with carbon fibers and epoxy matrix, solicited in fatigue (corrugated traction), used in the clothes industry of the structures in the aeronautical field. From the results of tiredness on flat test-tubes in has pus to determine the kinetics of the damage of material on a macroscopic scale and to identify the parameters of a model of damage which is based on work of Mao and Mahadevan [1] for established in a code of calculates finite elements. The finite elements results obtained show a good correlation with the experimental results, this without taking into account the final rupture of material.*

**Mots-clés :** matériaux composites, fatigue, endommagement, méthode des éléments finis.

## 1 Introduction

Dans le cas de chargement cyclique, l'endommagement se traduit par un ensemble de changements microstructuraux occasionnant une variation des propriétés mécaniques globales à l'échelle macroscopique. Il peut être caractérisé par la mesure de certaines propriétés physiques et mécaniques reliées aux caractéristiques monotones et cycliques du matériau. La perte de raideurs ou de modules apparents est généralement adoptée comme variable traduisant l'évolution de l'endommagement au cours du chargement.

Dans les matériaux composites, l'endommagement est dû à des mécanismes de microfissuration de la matrice, décohésion inter faciale, déchaussement et rupture de fibres [2]. L'accumulation et l'évolution de ces mécanismes de dégradation progressive confèrent au matériau une cinétique d'endommagement conditionnée par sa microstructure et par le type de chargement [3]. Les résultats expérimentaux permettent de comprendre et d'identifier la cinétique d'endommagement du matériau.

Il s'avère que les stades d'évolution de l'endommagement dans le cas de chargement cyclique sont de même nature que ceux rencontrés en chargement statique mais de chronologie et d'ampleurs différentes. En effet, la détérioration des composites s'opère dès les premiers cycles de chargement en fatigue et augmente progressivement jusqu'à la rupture finale. Elle est caractérisée par trois stades d'évolution progressive.

## 2 Caractéristique du matériau

Le matériau étudié se présente sous forme de plaques minces tissées satin de 5 de dimension 250x25x2 mm<sup>3</sup>. Le renfort est constitué de fibres en carbone haut résistance composé de 3000 filaments d'une densité surfacique de 285 g/m<sup>2</sup> avec un taux volumique de 53%. La matrice est une résine époxyde polymérisable à 145° ou 175°, et présentant une très bonne résistance en température et à l'humidité.

Les constants élastiques mesurés expérimentalement [4] sont dressées dans le tableau suivant :

Gpa								
E <sub>1</sub>	E <sub>2</sub>	E <sub>3</sub>	G <sub>12</sub>	G <sub>13</sub>	G <sub>23</sub>	ν <sub>12</sub>	ν <sub>13</sub>	ν <sub>23</sub>
51.8	49.3	10	3.24	3.59	3.51	0.065	0.48	0.49

Tableau 1. Propriétés élastiques du matériau d'étude.

## 3 L'endommagement par fatigue

L'endommagement par fatigue est la modification des propriétés d'un matériau due à la répétition de cycles d'efforts dont l'amplitude reste bien inférieure à la charge de rupture, voire la limite élastique du matériau. L'évolution de l'endommagement passe par trois stades. La figure 1 montre la dégradation du module de Young normalisé  $E/E_0$  ( $E_0$  étant le module de Young initial) en fonction du nombre de cycles normalisé  $N/N_f$  ( $N_f$  étant le nombre de cycle à rupture). Dans le première stade, l'évolution de  $E/E_0$  correspond à l'initiation de l'endommagement dans le composite (naissance de micro-dommages),  $E/E_0$  chute rapidement. Dans le second stade, l'allure de la courbe est quasi linéaire avec une cinétique d'endommagement moins importante (développement progressif des micro-dommages), et enfin un dernier stade caractérisée par la chute brutale de  $E/E_0$  qui se traduit par l'apparition de fissures macroscopiques (macro-dommage) responsables de la ruine de la structure.

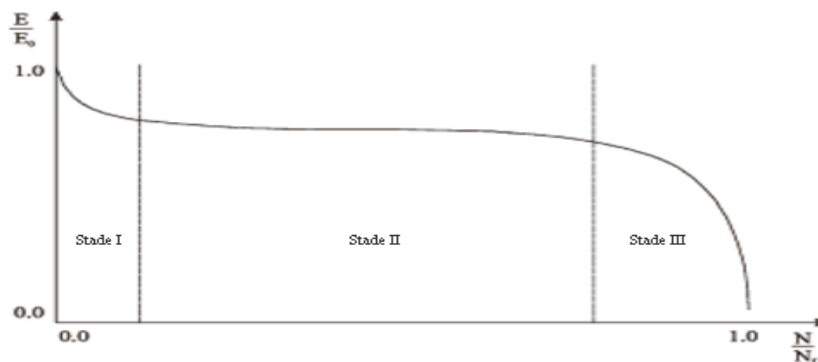


Figure 1. Perte de raideur en fonction du nombre de cycles normalisé pour un composite [2].

## 4 Modèle de comportement

Le modèle proposé par Mao et Mahadevan est un modèle mathématique qui permet de simuler l'endommagement de pièces ou de structures en composites sous chargement cyclique. Les paramètres pour le modèle proposé sont obtenus avec des données expérimentales. Dans le cas monodimensionnel, la description de l'endommagement par une variable scalaire  $d$  est suffisante. Cette variable est liée au comportement par les relations (1) et (2) :

$$d' = 1 - \frac{E}{E_0} \quad (1)$$

Avec :

$d'$  est la variable d'endommagement expérimentale.

$E$  et  $E_0$  le module d'Young du matériau endommagé et celui du matériau vierge.

$$d = q \left( \frac{N}{N_f} \right)^{m_1} + (1-q) \left( \frac{N}{N_f} \right)^{m_2} \quad (2)$$

$d$  est la variable d'endommagement.

$q$ ,  $m_1$  et  $m_2$  sont des paramètres dépendants du matériau.

$N$  est le nombre de cycles appliqués.

$N_f$  est la résistance à la fatigue.

Les paramètres  $q$ ,  $m_1$  et  $m_2$  du modèle proposé sont déterminés expérimentalement, ils expriment la perte de rigidité du matériau considéré en fonction de la variable d'endommagement. La figure 2 montre la variable d'endommagement en fonction du nombre de cycles normalisé, et donne une comparaison entre les résultats expérimentaux ( $d'$ ) et les résultats calculés ( $d$ ).

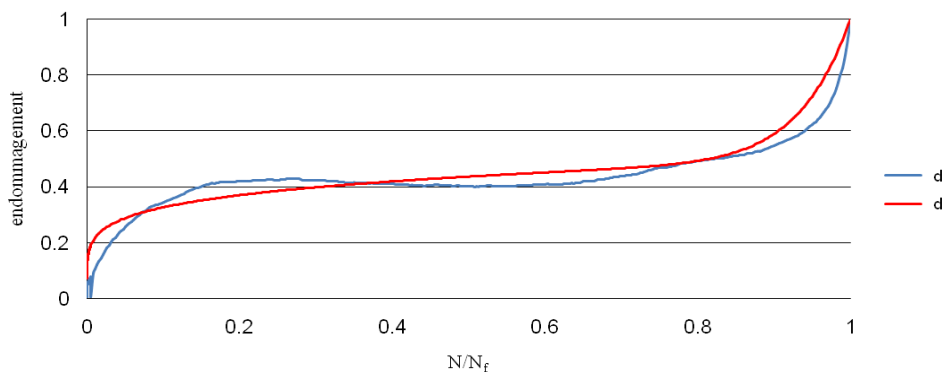


Figure 2. L'évolution de l'endommagement en fonction du nombre de cycles normalisé.

## 5 Implantation

Le modèle comportemental décrit ci-dessus a été implanté dans un code de calculs par éléments finis Abaqus standard au travers d'une subroutine utilisateur USDFLD. La variation du module en fonction de l'endommagement est prise en compte en réactualisant les champs de contraintes à partir des incréments.

La géométrie, les conditions aux limites, le chargement, les propriétés du matériau, et certaines informations liées au programme USDFLD.for sont générés par Abaqus cae et sont présentés dans un fichier Abaqus\*.inp. Ils sont utilisés dans le calcul, par une approche couplée avec le fichier USDFLD.for. Cette procédure est programmée en Fortran dans un fichier indépendant. La figure 3 récapitule les différentes étapes de la modélisation.

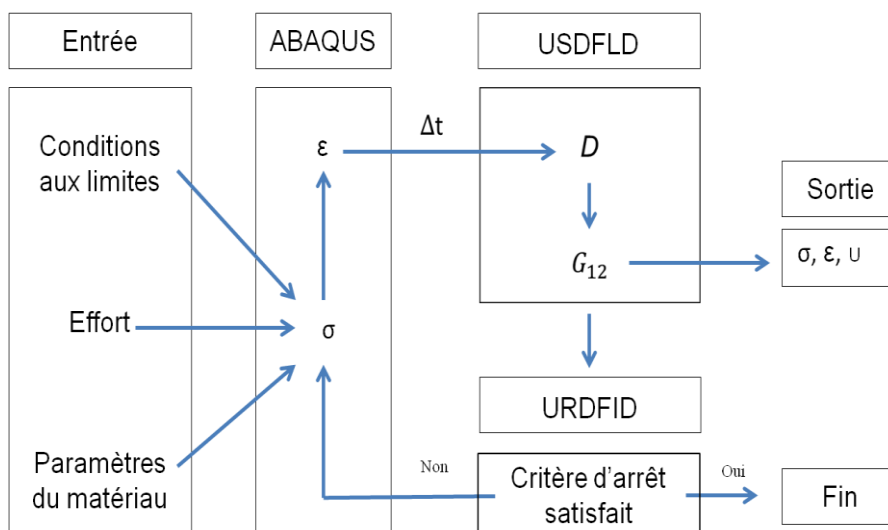


Figure 3. Implantation du Model dans ABAQUS standard

## 6 Modélisation des essais de fatigue

La structure modélisée est une plaque composite perforée en son centre (Figure 4).

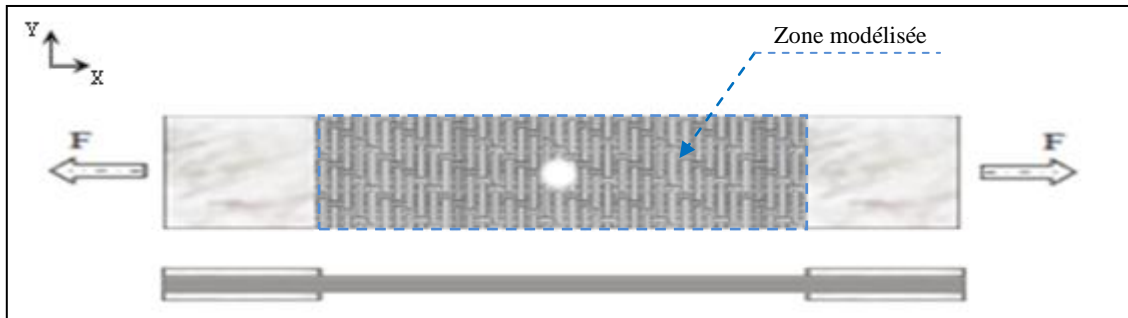


Figure 4. Éprouvette d'essai.

### 6.1 Maillage et conditions aux limites

Une fois la géométrie définie, la phase suivante consiste à transformer celle-ci en un modèle éléments finis. Pour réaliser cette tâche l'élément S4R (élément linéaire à intégration réduite) rencontré dans de nombreux exemples de modélisation de composite ont été utilisés. Les conditions aux limites (Figure 5) consistent en un encastrement d'une extrémité du modèle et en une force linéaire  $q$  imposée sur l'autre extrémité correspondant à celles prises dans les travaux de recherches de L. Toubal [5].

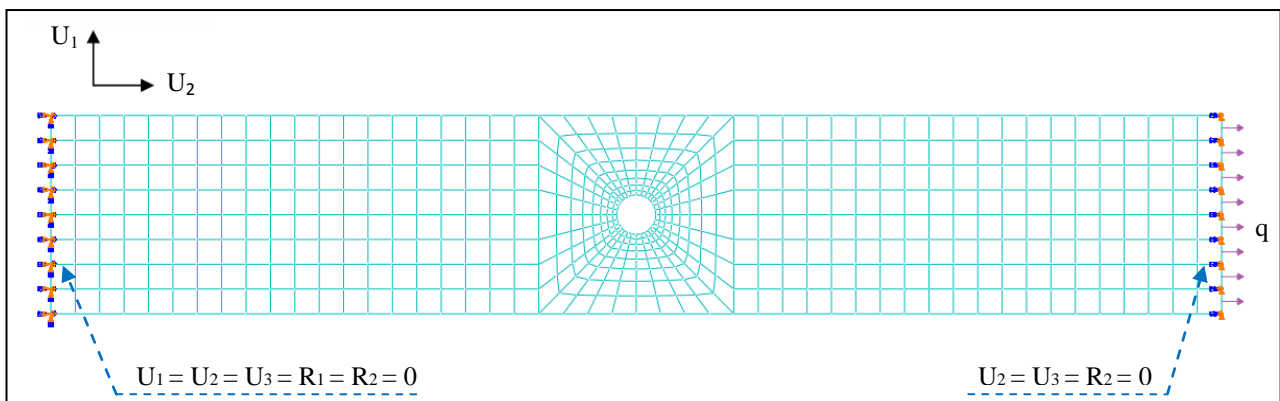


Figure 5. Présentation du maillage et conditions aux limites de l'éprouvette trouée [(+45°, -45°)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

### 6.2 Essais et calculs

Les résultats expérimentaux obtenus par l'essai cyclique à 65 % de la charge à rupture avec un rapport de contrainte  $R = 0.1$ , montrent que l'endommagement ne se manifeste que par cisaillement (Figure 6).

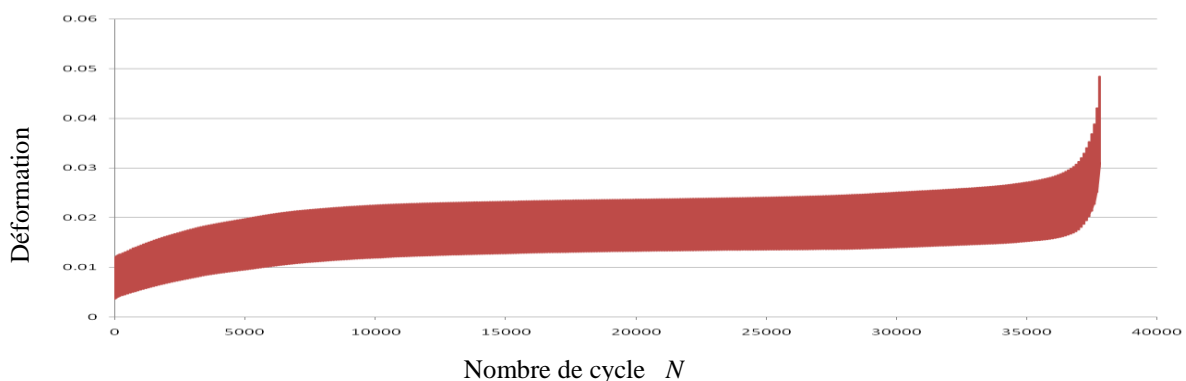


Figure 6. Evolution de la déformation en fonction du nombre de cycle pour l'essai à 65 % de la charge à rupture de l'éprouvette trouée [(+45°, -45°)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>.

Ces résultats ont été exploités afin de déterminer la variation de la déformation  $\Delta\epsilon$  expérimentale pour chaque cycle. On a opté en premier temps pour la validation du modèle par la comparaison de la variation de la déformation  $\Delta\epsilon$  expérimentale avec celle obtenue par calcul éléments finis (Figure 7). Le coefficient de corrélation obtenu est égal à 80%.

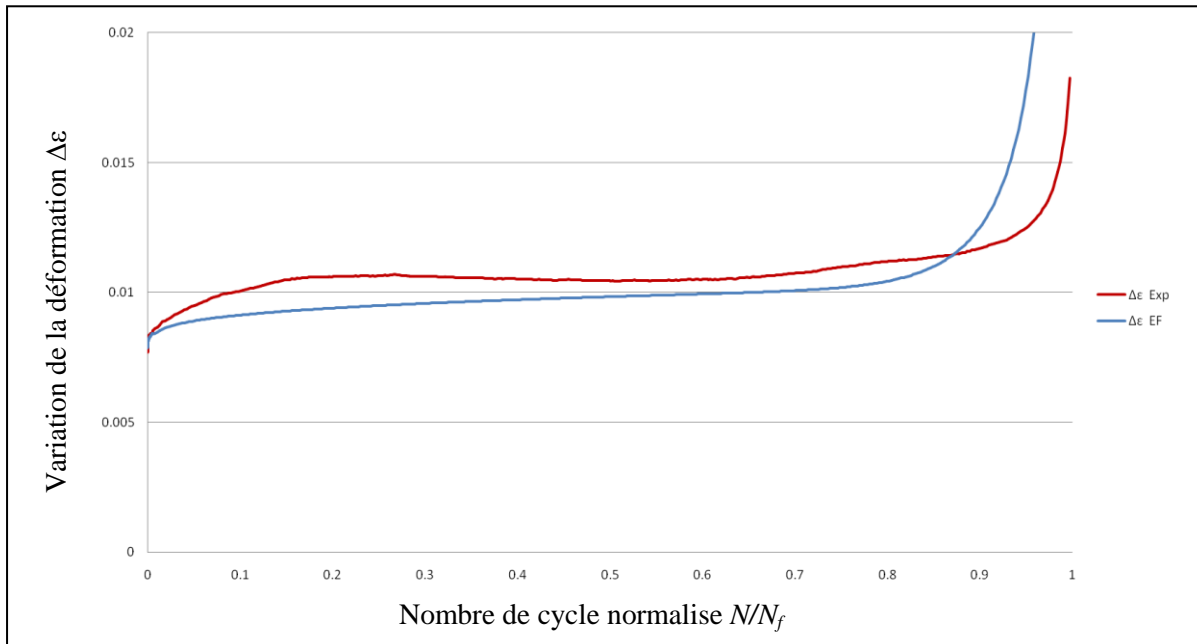


Figure 7. Evolution de la variation de déformation  $\Delta\epsilon$  en fonction du nombre de cycle normalise  $N/N_f$  pour l'essai à 65 % de la charge à rupture de l'éprouvette trouée  $[(+45^\circ, -45^\circ)_2]_S$ .

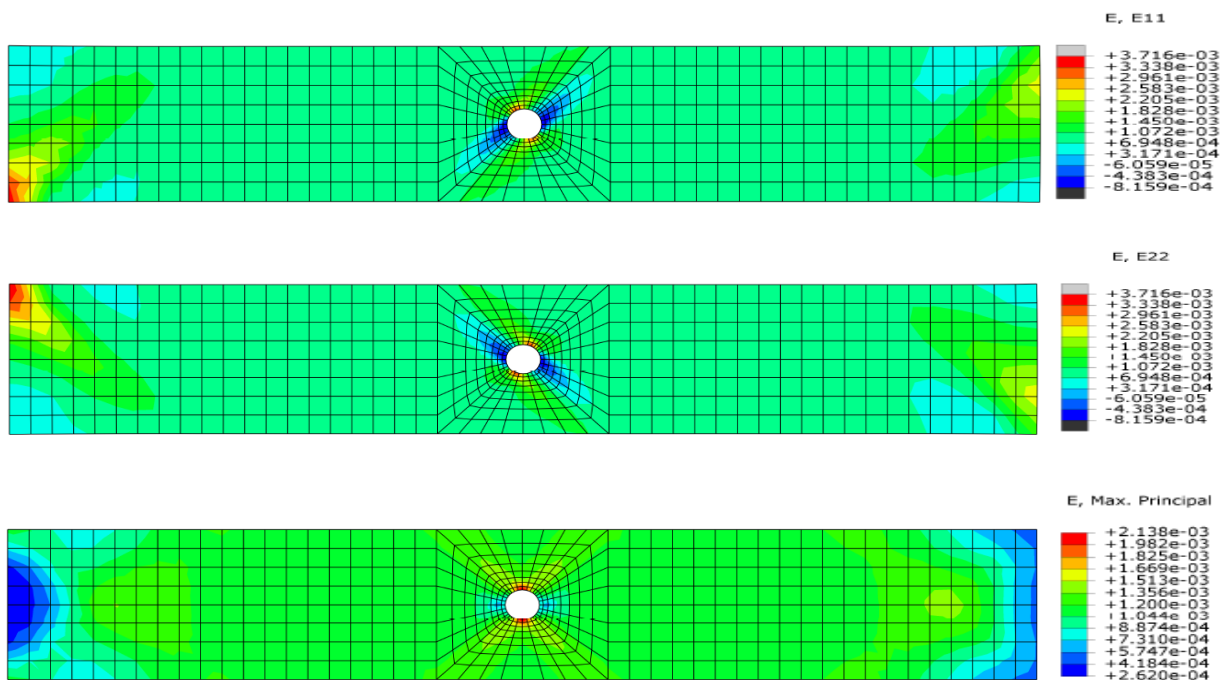


Figure 8. Exemple des résultats élément fini qui représente la distribution de la déformation à  $N/N_f = 0.75$

## Conclusion et perspective

L'objectif de ce travail vis à faire évoluer la pratique et surtout les outils employés en bureau d'étude dans le domaine de la fatigue des matériaux composites par l'implantation du modèle proposé par Mao et Mahadevan dans un code de calculs par éléments finis ABAQUS et qui à permis d'obtenir des courbes d'endommagement en fatigue qui montrent trois phases. Ce modèle donne une bonne corrélation entre les simulations numériques et les résultats expérimentaux de la variation des déformations pour la première et la deuxième phase d'endommagement par fatigue, ceci sans prendre en compte la rupture finale du matériau composite qui nécessite l'introduction d'un critère de rupture.

## Référence

- [1] Mao, H., Mahadevan, S. « Fatigue damage modelling of composite materials » - 2002. Composite Structures - 58 - pp - 405–410.
- [2] Van Paepegem, W. « Development and finite element implementation of a damage model for fatigue of fibre-reinforced polymers » - 2002. Ghent - Ghent University.
- [3] F. Meraghni, M.L. Benzeggah, « Micromechanical modelling of matrix degradation in randomly oriented discontinuous- fibre composites », Composites Science and Technology, 1995; 55: 171-186.
- [4] Toubal, L., Lorrain, B., Karama, M. « Evaluation des déplacements et des déformations par photogrammétrie », 2003, 16ème Congrès Français de Mécanique, Nice 1-5 septembre 2003.
- [5] Toubal, L. « Approches analytique et expérimentale de l'endommagement par fatigue d'un composite Carbone/Epoxy », 2004, Thèse de doctorat de l'Université Toulouse III.