



This is an author-deposited version published in: <http://oatao.univ-toulouse.fr/>  
Eprints ID: 3603

**To cite this document:** WEISS, Ambrosius, MICHEL, Laurent, MAHDI, Stephane, CROSS, Estelle, BARRAU, Jean-Jacques. Influence de la position dans l'épaisseur des reprises de plis sur le comportement statique et en fatigue pour un stratifié carbone/époxy = Influence of ply-drop position in thickness direction on static and fatigue loading behaviour of carbon fibre/ epoxy laminates. In: *JNC16 - 16ème Journées Nationales sur les Composites, Toulouse, 10-12 June 2009*

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator: [staff-oatao@inp-toulouse.fr](mailto:staff-oatao@inp-toulouse.fr)

# **Influence de la position dans l'épaisseur des reprises de plis sur le comportement statique et en fatigue pour un stratifié carbone/époxy**

## ***Influence of ply-drop position in thickness direction on static and fatigue loading behaviour of carbon fibre/ epoxy laminates***

**A. Weiss<sup>1</sup>, L. Michel<sup>1</sup>, S. Mahdi<sup>2</sup>, E. Cross<sup>2</sup>, J.-J. Barrau<sup>3</sup>**

1 : Université de Toulouse ; INSA, UPS, Mines Albi, ISAE  
ICA (Institut Clément Ader), DMSM  
ISAE BP 54032 ; 31055 TOULOUSE CEDEX 4  
e-mail : [aweiss@isae.fr](mailto:aweiss@isae.fr), [lmichel@isae.fr](mailto:lmichel@isae.fr)

2 : Airbus France – Toulouse  
e-mail : [stephane.mahdi@airbus.com](mailto:stephane.mahdi@airbus.com), [estelle.cros@airbus.com](mailto:estelle.cros@airbus.com)

3 : Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse (LGMT)  
Université de Toulouse – F - 31062 Toulouse  
e-mail : [barrau@cict.fr](mailto:barrau@cict.fr)

### **Résumé**

L'influence de la position dans l'épaisseur des reprises de plis sur l'endommagement sous chargement en fatigue ( $R = -1$ ) et la durée de vie a été étudiée. Deux configurations avec une variation de la position des reprises ont été comparées. Les stratifiés de base sont les mêmes pour les deux configurations et passent de 20 à 12 plis. Des essais mécaniques ont été menés pour identifier les modes et les lieux d'endommagement par observation des deux bords des éprouvettes pendant le chargement cyclique. La cinétique des derniers cycles jusqu'à la rupture finale a été observée. Une différence de la durée de vie entre les deux configurations testées a été trouvée.

Un modèle éléments finis a été mis en place pour étudier les différences d'évolution de l'endommagement observées expérimentalement. Cette approche, basée sur un dialogue modèle global et modèle local, permet d'obtenir l'état de contrainte interlaminaire autour de chaque reprise de plis. Les résultats numériques sont en bon accord avec les observations expérimentales.

### **Abstract**

The influence of ply-drop position in thickness direction on damage modes and lifetime under fatigue loading ( $R = -1$ ) has been studied. Two configurations with different ply-drop positions have been compared. The base laminates are the same for both configurations and drop from 20 to 12 plies. Mechanical tests have been carried out to identify the damage modes and spots by observing the two edges of specimen during fatigue loading. Damage kinetics of last cycles to final failure have been observed. Difference in fatigue lifetime between the two configurations has been found.

A finite element model has been implemented in order to point out the differences on damage behaviour observed in tests. With a global-local approach this model allows to access the interlaminar state of stress around each ply-drop. The numerical results agree well with the experimental observations.

**Mots Clés** : Reprise de plis, fatigue, mode d'endommagement, calcul numérique, composite

**Keywords** : Ply-drop, fatigue, damage modes, numerical simulation, composite

## 1. Introduction

Aujourd'hui, les matériaux composites sont largement utilisés dans des structures complexes et très différentes. Un de leur principaux avantages est la possibilité d'adapter la conception aux besoins. Pour réaliser une bonne adaptation, il est nécessaire de faire varier l'épaisseur en fonction des charges introduites dans les différentes parties de la structure. Cette variation est réalisée par des zones de reprises de plis : transition entre deux panneaux d'épaisseurs différentes. Dans cette zone, l'état de contrainte change et des concentrations de contrainte sont attendues. Des études sur le type et la propagation des endommagements provoqués par la concentration de contrainte dans ces zones ont été faites [1,3,5,7]. Pour une géométrie simple, il a été montré qu'il est possible de définir certaines règles de conception [2,6]. Ces premières études donnent une idée de l'influence des paramètres d'une reprise de plis sur sa tenue statique et de fatigue. L'objectif de cette étude est d'identifier l'influence de la position des reprises sur la tenue structurale en statique et fatigue et finalement sur la courbe *SN*. Pour aborder cette influence, deux configurations d'éprouvettes représentatives d'une application industrielle avec une variation de la position des reprises de plis ont été testées. Expérimentalement les lieux d'endommagements ainsi que la cinétique d'endommagement jusqu'à la rupture ont été observés. Certains phénomènes observés expérimentalement ont été confrontés aux valeurs des contraintes interlaminaires calculées par un modèle élément finis. Ce modèle élément finis a été élaboré selon une approche modèle global- modèle local.

## 2. Conception des éprouvettes et suivi des essais

### 2.1 Matériau et dimensions des éprouvettes

Les éprouvettes (Fig. 1) ont été fabriquées par moulage autoclave à partir d'un pré imprégné fibres de carbone avec une matrice époxy (T700-M21-268g de Hexcel). La zone de reprise de plis n'est pas symétrique et présente un angle de  $7^\circ$ , les épaisseurs de la partie épaisse et la partie fine sont fixées par la séquence d'empilement (Fig. 2) et l'épaisseur des plis unidirectionnels de 0,25 mm

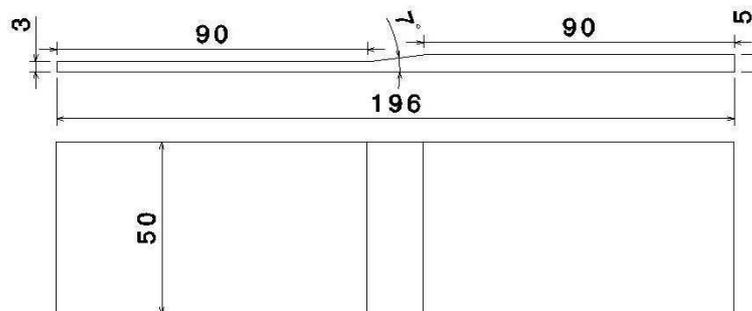


Fig. 1. Géométrie des éprouvettes zone de reprise de plis

### 2.2 Séquences d'empilement

La séquence d'empilement des éprouvettes passe de 20 à 12 plis en respectant les règles de conception usuelles de ces zones de reprise de plis. Les stratifiés de la partie épaisse et de la partie fine sont fortement orientés à  $0^\circ$  (50% des plis à  $0^\circ$ ). Le séquencement de la partie fine, de la partie épaisse et les plis arrêtés sont identiques pour les deux configurations testées. Le paramètre étudié est la position des reprises de plis dans l'épaisseur. Les deux reprises les plus proches de la partie fine ont été considérées les plus critiques pour l'amorçage des défauts. Pour faire varier la position de ces reprises, l'ordre des arrêts a été permuté, ce qui a mené à une configuration avec les arrêts 1 et 2 plus à l'intérieur ( $V_{int}$ ) et une autre plus à l'extérieur ( $V_{ext}$ ) montrées dans Fig. 2.

20	90	90	90	90	90	90	90	90	90
19	45	45	45	45	45	45	45	45	45
18	0	0							
17	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	-45	-45	-45	-45	-45	-45			
15	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	45	45	45	45					
13	0	0	0	0	0	0	0	0	
12	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0
9	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45
8	0	0	0	0	0	0	0	0	
7	45	45	45						
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	-45	-45	-45	-45	-45				
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0								
2	45	45	45	45	45	45	45	45	45
1	90	90	90	90	90	90	90	90	90
No.	8	7	6	5	4	3	2	1	

20	90	90	90	90	90	90	90	90	90
19	45	45	45	45	45	45	45	45	45
18	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	-45	-45	-45	-45					
15	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	45	45	45	45	45	45			
13	0	0							
12	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0
9	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45
8	0								
7	45	45	45	45	45				
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	-45	-45	-45						
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	
2	45	45	45	45	45	45	45	45	45
1	90	90	90	90	90	90	90	90	90
No.	8	7	6	5	4	3	2	1	

Fig. 2. Séquence d'empilement des deux configurations testées avec les reprises 1 et 2 plus à l'intérieur (V<sub>int</sub>) et plus à l'extérieur (V<sub>ext</sub>)

### 2.3 Condition de serrage et moyens de suivi d'essai

Tous les essais statique et fatigue ont été réalisés sur une machine hydraulique Instron d'une capacité maximale de 300 kN. La non-symétrie des éprouvettes provoque une flexion de l'éprouvette sous charge de traction/compression. Cet effet n'est pas représentatif pour une structure réelle, il a donc été décidé d'utiliser un dispositif anti-flexion (Fig. 3). Ce dispositif maintient aussi la position de l'éprouvette dans les mors hydrauliques de la machine d'essai. Des calles de téflon ont été insérées entre l'éprouvette et le dispositif et assurent un contact sans frottement.

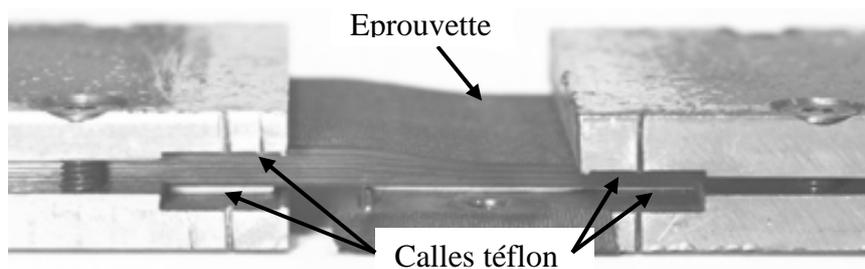


Fig. 3. Eprouvette serrée dans le dispositif anti-flexion

Pour contrôler l'état d'endommagement des bords de l'éprouvette, les essais de fatigue ont été arrêtés à intervalles réguliers. A chaque arrêt les deux bords ont été observés avec un microscope optique. Pendant l'observation les éprouvettes ont été mises sous charge statique de compression et traction pour mieux identifier les endommagements.

La cinétique de la dégradation avant la rupture finale a aussi été observée à l'aide d'une caméra (60 images/s) qui a filmé en continu un bord de l'éprouvette pendant le cyclage de fatigue jusqu'à la rupture. L'allongement de l'éprouvette a été mesuré avec un extensomètre monté sur le dispositif.

### 3. Modélisation éléments finis

Une approche par deux modèles éléments finis 3D, global et local, a été développée sur Samcef<sup>®</sup> afin de calculer l'état de contraintes interlaminaires autour des reprises de plis en prenant en compte les effets de bord.

#### 3.1 Géométrie et conditions aux limites du modèle global - local

Le modèle global modélise la partie de l'éprouvette et du dispositif anti-flexion situés en dehors des mors de serrage de la machine d'essai. (Fig. 4). Pour reproduire les conditions de serrage d'une éprouvette dans la machine d'essai, tous les degrés de liberté des nœuds à droite sont bloqués, à gauche seul le déplacement qui permet d'appliquer la charge  $F$  le long l'éprouvette est libéré. Les plis sont modélisés par des mailles volumiques à 20 nœuds avec une maille dans l'épaisseur d'un pli. La zone triangulaire aux arrêts de plis est formée par des splines pour éviter une variation brutale de la pente et maillé en volume à 15 nœuds, le matériau est de la résine pure. Les dispositifs sont maillés en volumiques 15 nœuds, le matériau est de l'acier. Il n'y a pas de frottement au contact entre les dispositifs et l'éprouvette. Le maillage dans la largeur de l'éprouvette a été optimisé de manière à réduire le coût en termes de temps de calcul et précision demandée. Les effets de bord causent des fortes variations de contraintes près des bords, les mailles dans ces zones ont été définies comme cubiques. Au milieu de l'éprouvette les variations sont faibles ; le maillage est plus grossier.

Afin de raffiner le maillage sans trop augmenter le temps de calcul, un modèle local a été implémenté. Ce modèle local représente la zone située autour d'une reprise de plis comprenant un pli en haut et un pli en bas du pli arrêté. Il y a alors autant de modèles locaux que de reprises de plis. Les champs de déplacement du modèle global autour des zones du modèle local ont été enregistrés. Les champs de déplacement des modèles locaux ont alors été interpolés par une fonction d'interpolation locale linéaire implémentée dans Matlab. Il a été trouvé que la géométrie du modèle local présentée en Fig. 4 est la taille minimale du modèle local sans influence sur les valeurs des contraintes interlaminaires. Une étude de raffinement de maillage a montré que les valeurs obtenues se stabilisent à partir de 2 éléments par pli en local (1 élément/pli en global) en gardant des mailles cubiques aux bords. Des éléments d'interface de rigidité infinie ont été insérés entre les plis et à la transition verticale du pli arrêté et de la zone triangulaire. Cette couche d'interface homogène permet de calculer le champ de contrainte interlaminaire en minimisant les problèmes numériques liés à la singularité de contrainte à l'arrêt de plis ainsi qu'aux effets de bord.

Tous les matériaux sont en hypothèse linéaire élastique, le module de calcul est non linéaire.

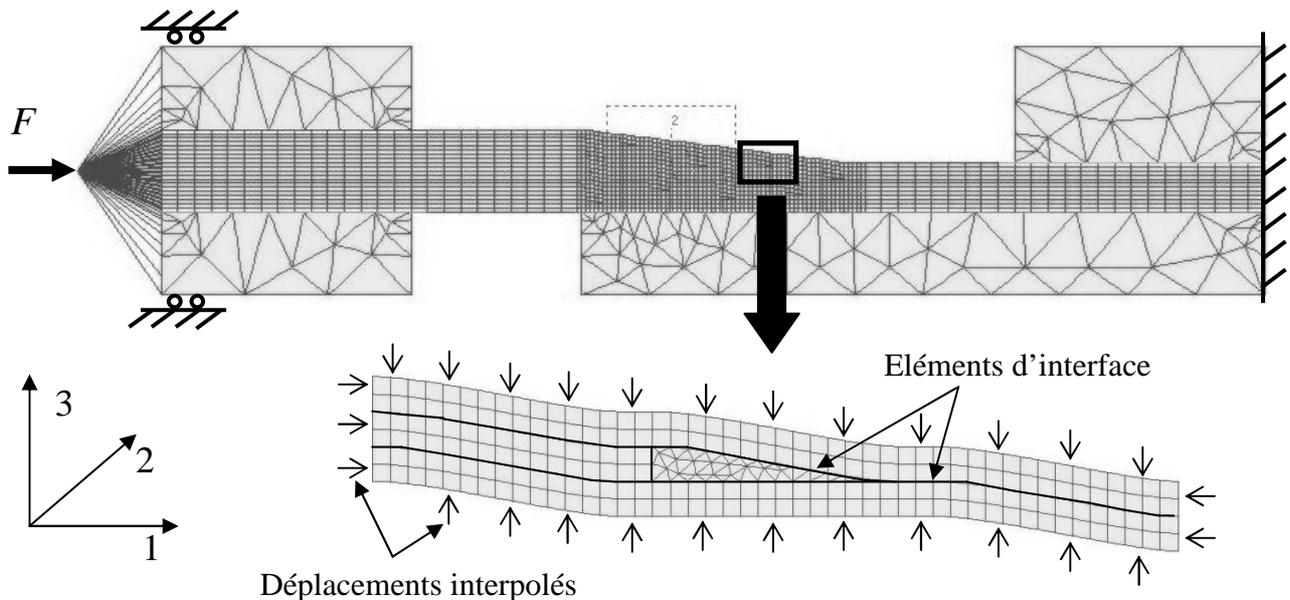


Fig. 4. Modèle global d'une éprouvette reprise de plis (en haut) et modèle local autour d'une reprise de plis (en bas)

### 3.2 Méthode d'exploitation des données

Pour s'assurer que les valeurs calculées avec un modèle éléments finis représentent bien l'effet recherché, il faut se rendre compte des problèmes numériques. Dans le cas d'une reprise de plis, l'état de contrainte est fortement perturbé par deux effets :

- la singularité de contrainte à cause de l'arrêt de pli,
- et l'effet de bord libre aux deux bords de l'éprouvette.

Des études de convergence ont montré que les contraintes calculées avec les valeurs moyennes par éléments et moyennées sur une surface  $0.25 \times 0.25$  mm se stabilisent à partir du maillage utilisé de 2 éléments par pli. La zone pointée dans Fig. 5 montre les éléments avec lesquels les valeurs moyennes ont été calculées. Cette surface d'éléments d'interface correspond à un carré dont la longueur des cotés et l'épaisseur d'un pli UD. Cette méthode permet de comparer directement l'état de contrainte aux deux bords de l'éprouvette, au milieu et aux différentes reprises de plis.

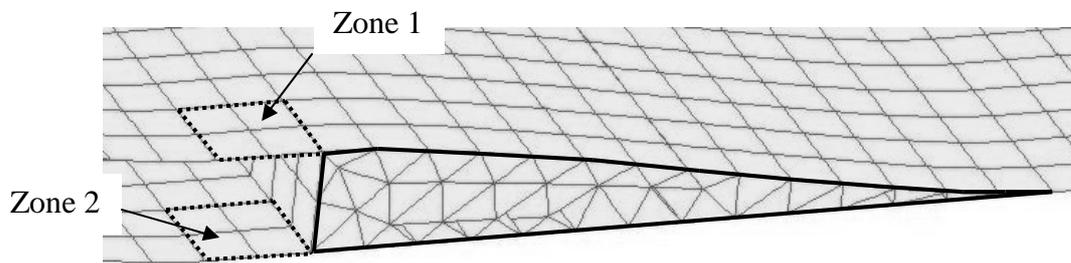


Fig. 5. Zones considérées pour calculer les contraintes interlaminaires aux bords des éprouvettes

## 4. Résultats et Analyses

### 4.1 Essais statiques

La vitesse de chargement en compression a été fixée à 20 kN/min, en traction à 40 kN/min. Les contraintes à rupture moyennes dans la partie fine et les écarts type sont donnés Tab. 1. Les résultats se basent sur quatre essais de traction, quatre en compression avec la  $V_{int}$  et cinq en traction, cinq en compression avec la  $V_{ext}$ .

Configuration	Rupture (Ecart type)	
	$V_{int}$	$V_{ext}$
Contrainte moyenne compression (MPa)	452 ( $\pm 14$ )	473 ( $\pm 6$ )
Contrainte moyenne traction (MPa)	819 ( $\pm 46$ )	922 ( $\pm 24$ )

Tab. 1. Contraintes à rupture statique

Il est à observer que les contraintes à rupture de la configuration  $V_{int}$  sont plus faibles en traction et en compression que la  $V_{ext}$ . De plus les contraintes en compression des deux configurations sont presque deux fois plus faibles qu'en traction, un chargement en compression est donc plus critique. La valeur la plus faible en statique est alors la compression de la configuration  $V_{int}$ .

## 4.2 Paramètres des essais de fatigue

Le rapport de charge est  $R = -1$ , la fréquence de chargement a été fixée à 5 Hz. Pour permettre une comparaison directe des durées de vie entre les deux configurations, les niveaux de charge en fatigue sont les mêmes pour les deux configurations. Ces niveaux ont été définis en fonction de la charge à rupture minimale mesurée en statique, c'est à dire la compression de la  $V_{int}$ .

Niveaux de charge (%)	Contrainte appliquée (MPa)
100	$\pm 452$
70	$\pm 316$
60	$\pm 271$
50	$\pm 226$
45	$\pm 203$

Tab. 2. Niveaux de charge définis pour les essais de fatigue

## 4.3 Répartition des endommagements de fatigue observés aux bords

Les arrêts réguliers et l'observation microscopique (2.3) permettent d'identifier les endommagements dans la zone de reprise de plis. L'exploitation des images montre que les défauts apparaissent de préférence d'un côté de l'éprouvette.

Un exemple est donné Fig. 6 qui montre un délaminage amorcé autour de la 2<sup>ème</sup> reprise sur le côté 2 d'une éprouvette  $V_{int}$ , le côté 1 par contre ne montre pas d'endommagement. Le même phénomène se retrouve pour la configuration  $V_{ext}$ , la Fig. 7 montre ainsi un délaminage amorcé à la 2<sup>ème</sup> reprise du côté 2 mais pas d'endommagement du côté 1.

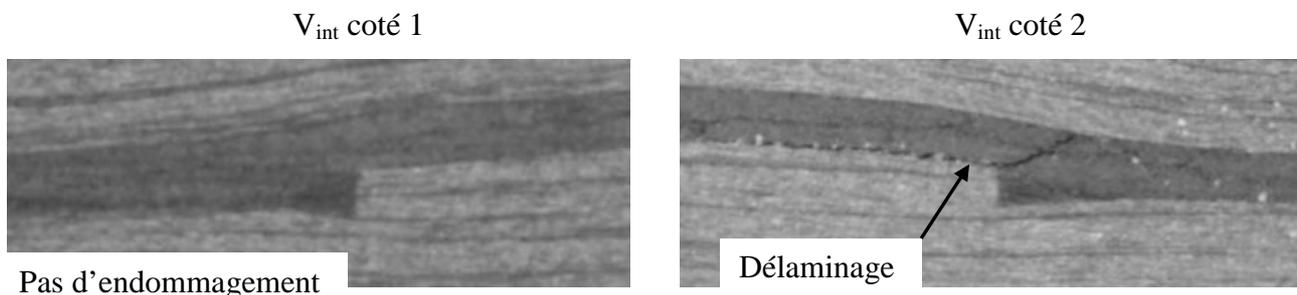


Fig. 6. Délaminage à la 2<sup>ème</sup> reprise de la  $V_{int}$  testée à 50%, arrêté à 8000 cycles

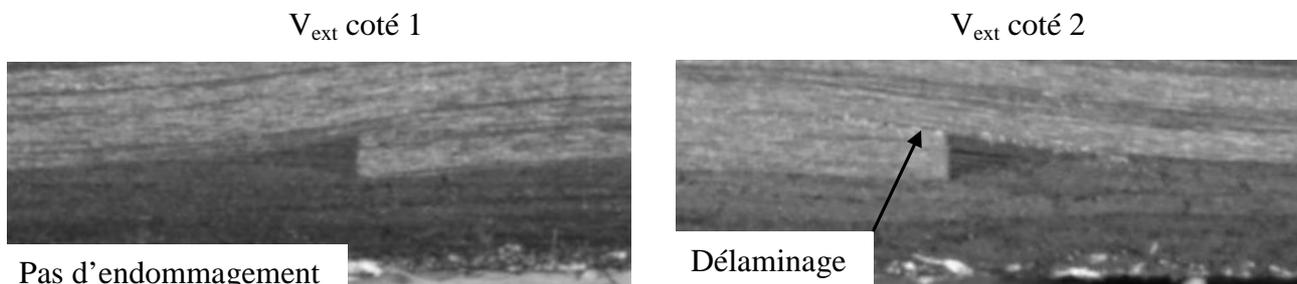


Fig. 7. Délaminage à la 2<sup>ème</sup> reprise de la  $V_{ext}$  testée à 50%, arrêté à 8000 cycles

Le modèle éléments finis (3.1) permet d'évaluer les contraintes interlaminaires aux deux bords de cette reprise de plis. Comme il a été trouvé que la phase de compression est plus critique que la traction (4.1), les simulations ont été menées sous chargement de compression à la valeur à rupture de la  $V_{int}$ . La Tab. 3 montre la fréquence d'apparition des délaminages observés dans la zone 1 (Fig. 5) de la reprise en

fonction du coté observé, mais aussi les valeurs des contraintes d'ouverture 33 et de cisaillement 13. Les contraintes de cisaillement 23 sont faibles comparées aux autres composantes, et ne sont pas reportées dans le tableau suivant.

	$V_{int}$		$V_{ext}$	
	Coté 1	Coté 2	Coté 1	Coté 2
Fréquence de délaminage observé / Nombre d'essai	1 / 5	4 / 5	0 / 7	7 / 7
Ouverture 33 (MPa)	44	51	26	15
Cisaillement 13 (MPa)	65	145	131	191

Tab. 3. Fréquence des délaminages observés expérimentalement en fonction des essais totaux et contraintes interlaminaires aux bords calculées à la zone 1 (Fig. 5) par éléments finis

Il est observé que les délaminages dans la zone 1 pour la  $V_{int}$  sont situés de préférence sur le coté 2, pour lequel les contraintes d'ouverture 33 et de cisaillement 13 sont plus élevées que pour l'autre coté. Les délaminages dans la zone 1 pour la  $V_{ext}$  montre le même comportement, ils sont uniquement situés sur le coté 2. Pour la  $V_{ext}$  la contrainte d'ouverture 33 est plus élevée au coté 1, le cisaillement 13 est plus élevé au coté 2.

La comparaison des résultats expérimentaux avec les valeurs numériques montre que le cisaillement 13 est toujours plus élevé sur le coté où s'amorce le délaminage. Les valeurs de la contrainte d'ouverture 33 ne sont pas toujours plus élevées sur le coté d'amorçage, mais elles sont faibles par rapport aux valeurs du cisaillement.

#### 4.4 Endroits critiques d'amorçage de délaminage dans la zone de reprise de plis

Les observations réalisées avant rupture de fatigue ont permis d'identifier les endroits d'amorçage d'endommagements dans la zone de reprise. En se basant sur ces observations on constate que, pour les deux configurations, les premiers délaminages amorcent autour des premières deux reprises proches de la partie fine de l'éprouvette. La Fig. 8 montre le coté 2 d'une éprouvette  $V_{int}$  testée à 50% et arrêtée à 10 000 cycles ; on y observe des délaminages ayant amorcés à la 1<sup>ère</sup> et à la 2<sup>ème</sup> reprise.

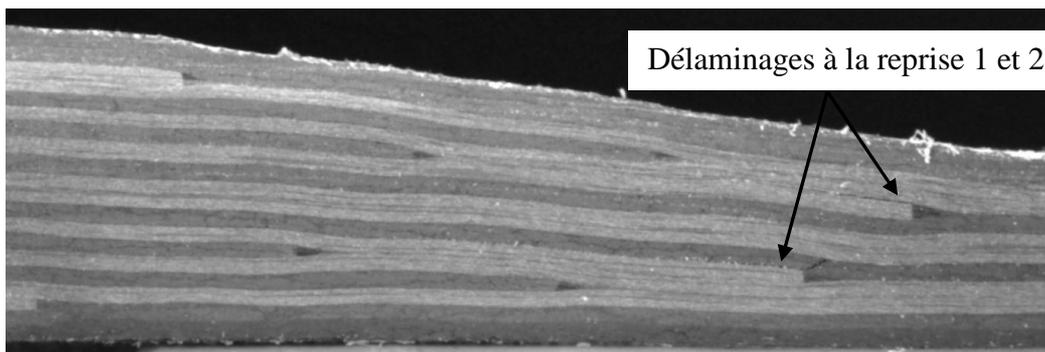


Fig. 8. Coté 2 d'une  $V_{int}$  testée à 50% et arrêtée à 10 000 cycles

Les contraintes interlaminaires d'ouverture 33 et de cisaillement 13 à la zone 1 (3.2) ont été calculées aux premières quatre reprises avec le modèle global-local. Les Fig. 9 et Fig. 10 montrent l'évolution en fonction de la reprise des contraintes calculées sur les deux cotés et au milieu de l'éprouvette pour la  $V_{int}$  et la  $V_{ext}$ . Les amorçages de délaminages ayant été identifiés expérimentalement au niveau des reprises 1 et 2, on s'attachera à analyser le niveau des contraintes calculées à ces reprises avec celui des contraintes aux reprises 3 et 4.

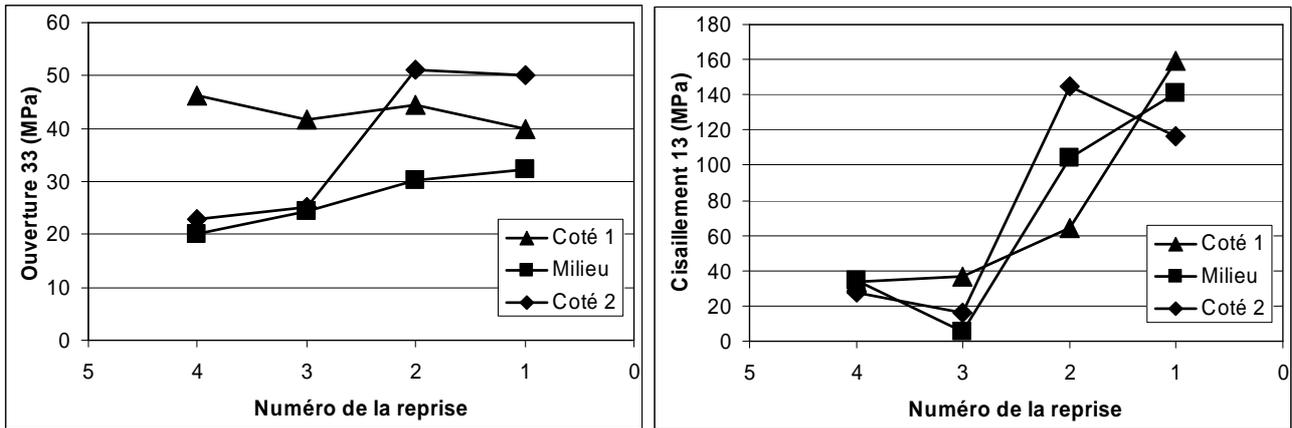


Fig. 9. Evolution des contraintes interlaminaires à la zone 1 de la reprise 1 à 4 de la  $V_{int}$

Pour la  $V_{int}$ , montrée Fig. 9, la contrainte d'ouverture 33 est légèrement plus élevée aux reprises 1 et 2. Le cisaillement 13 par contre est évidemment plus important aux premières deux reprises, et le niveau des valeurs y est plus élevé que pour l'ouverture 33.

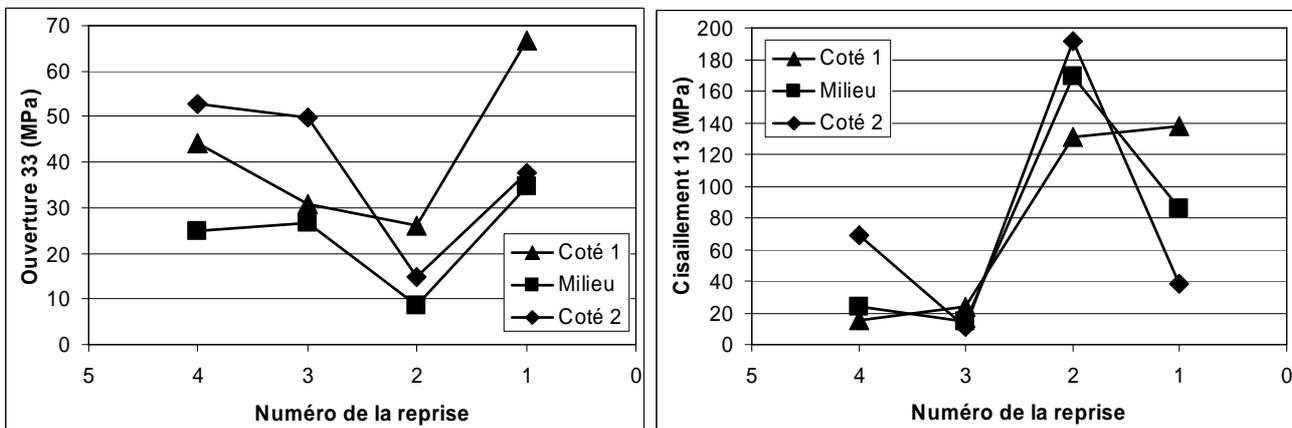


Fig. 10. Evolution des contraintes interlaminaires à la zone 1 de la reprise 1 à 4 de la  $V_{ext}$

Pour la  $V_{ext}$ , montrée Fig. 10 l'ouverture 33 est plus importante à la reprise 1, mais à la reprise 2 elle chute plus bas que les valeurs à la reprise 3 et 4. Le cisaillement aux reprises 1 et 2 est au moins d'un côté plus élevé qu'aux autres reprises. Comme pour la  $V_{int}$  le niveau des valeurs du cisaillement 13 est plus élevé pour les deux premières reprises de plus que pour l'ouverture 33.

Les observations expérimentales ont montré que les endroits critiques pour l'amorçage d'un délaminage sont les reprises 1 et 2 pour les deux configurations. Les simulations numériques montrent que les valeurs du cisaillement 13 sont plus élevées à ces endroits, reprises 1 et 2. Les valeurs de l'ouverture 33 sont en général plus faibles que le cisaillement 13 et ne sont pas clairement plus élevées aux reprises 1 et 2. D'ailleurs en général les valeurs absolues du cisaillement 13 sont plus élevées que celles de l'ouverture 33.

#### 4.4 Rupture finale en fatigue

Pour étudier la cinétique un côté des éprouvettes a été filmé avec une caméra. L'observation a montré que la cinétique de la dégradation des éprouvettes sous chargement de fatigue se divise en trois parties : d'abord un cyclage sans endommagement, puis une phase d'amorçage des défauts et leur propagation stable ; la dernière partie étant une propagation instable qui provoque l'amorçage d'autres défauts et finalement la rupture finale.

L'exploitation des images de cette caméra a montré qu'avant la rupture finale, les éprouvettes des deux configurations se séparent en trois sous-laminés, résultat de la propagation des délaminages amorcés autour des reprises 1 et 2. La Fig. 11 montre la répartition des sous-laminés des deux configurations.

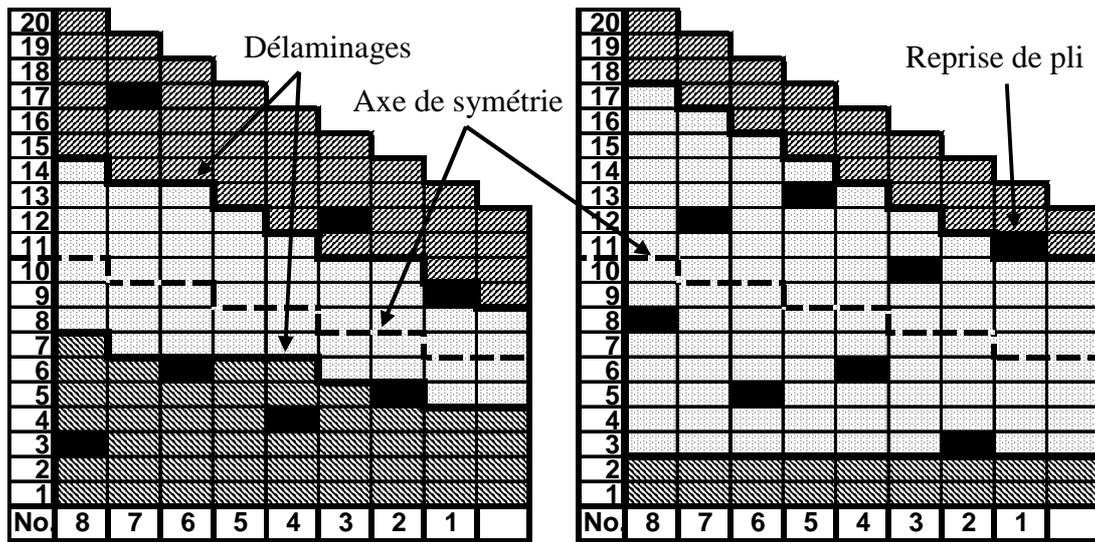


Fig. 11. Séparation des éprouvettes  $V_{int}$  (gauche) et  $V_{ext}$  (droite) en trois sous-laminés avant rupture

Les trois sous-laminés de la  $V_{int}$  sont d'épaisseurs identiques et transfèrent à peu près la même charge. Pendant le chargement cyclique les sous-laminés flambent de manière indépendante jusqu'à la rupture d'un des sous-laminés. Cette rupture mène à une redistribution de la charge aux deux autres sous-laminés qui provoque finalement la rupture. Les sous-laminés de la  $V_{ext}$  sont au contraire de tailles différentes, deux minces, en haut et en bas, et un épais au milieu. La plupart de la charge est transférée par le grand sous-laminé au milieu, la rupture de ce laminé signifie la rupture finale.

Les différences entre les deux configurations testées en termes de durée de vie totale sont montrées sous forme d'une courbe SN semi-logarithmique dans Fig. 12. La valeur à  $N = 1$  est la rupture en statique compression.

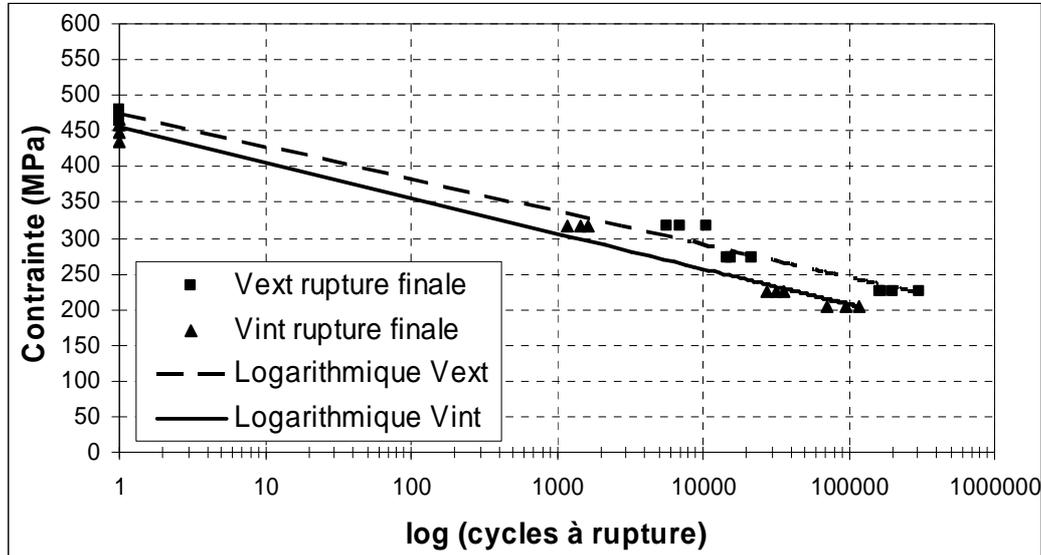


Fig. 12. Courbes SN semi-logarithmiques des deux configurations testées,  $V_{int}$  et  $V_{ext}$

Il est à noter que les deux courbes sont presque parallèles, la pente de la  $V_{ext}$  est légèrement plus faible, mais la courbe de la  $V_{int}$  est décalée vers le bas.

Au vu des résultats obtenues pour les deux configurations testées, on constate que le positionnement des reprises de plis dans l'épaisseur du stratifié influence leur tenue en fatigue. La configuration avec les reprises à l'extérieur a une durée de vie plus élevée que celle avec les reprises à l'intérieur, ce qui est contraire à l'idée généralement admise qu'il faut toujours placer les premières reprises de plis à l'intérieur.

## 5. Conclusions et Perspectives

Deux configurations de reprises de plis ont été étudiées sous chargement de fatigue à  $R = -1$ , une avec les deux reprises de plis proche de la partie fine vers l'intérieur ( $V_{int}$ ), l'autre vers l'extérieur ( $V_{ext}$ ). Le paramètre étudié est la position des deux reprises de plis les plus proches de la partie fine. L'état de contraintes interlaminaires aux reprises de plis a été calculé avec un modèle éléments finis global-local 3D.

Un phénomène observé expérimentalement est qu'il y a un coté préféré de l'éprouvette pour l'amorçage des délaminages. Prenant en compte l'effet de bord libre et de la singularité de l'arrêt de plis, les valeurs de la contrainte d'ouverture 13 et du cisaillement 13 ont été calculées sur les deux bords de l'éprouvette pour la reprise 2 de la  $V_{int}$  et la  $V_{ext}$ . La confrontation des observations expérimentales avec les valeurs numériques montre que sur le coté où la fréquence de délaminage est plus élevée, le cisaillement 13 y est plus important. L'ouverture 33 n'est pas toujours plus élevée sur ce coté. Un autre phénomène observé expérimentalement est que pendant le chargement cyclique l'amorçage de délaminages est concentré autour des premières reprises 1 et 2 pour la  $V_{int}$  et la  $V_{ext}$ . Numériquement il a été trouvé que le cisaillement 13 aux reprises 1 et 2 est plus élevé qu'aux reprises 3 et 4, l'ouverture 33 ne montre pas de tendance claire.

La cinétique du premier endommagement à la rupture finale a été observée par caméra. Après l'amorçage des premiers délaminages autour des deux premières reprises de plis, l'éprouvette se sépare en trois sous-laminés qui flambent de manière indépendante sous le chargement cyclique. La  $V_{int}$  se sépare en trois paquets de même nombre de plis, la rupture finale se produit quand un des sous-laminés cesse. La  $V_{ext}$  se sépare en deux petits et un grand paquet, la rupture finale se produit quand le grand sous-laminé casse.

Les résultats expérimentaux montrent pour l'endommagement initial de fatigue des délaminages aux niveaux des deux premières reprises pour les deux configurations. Contrairement à ce qui était attendu la durée de vie de la configuration avec les reprises à l'extérieur ( $V_{ext}$ ) est supérieure à celle de la configuration avec les reprises de plis vers l'intérieur ( $V_{int}$ ).

D'autres configurations de reprise de plis sont actuellement à l'étude pour confirmer les tendances observées. Outre le premier endommagement et la rupture finale, la cinétique de la dégradation sera étudiée plus en détail. Un modèle éléments finis sera mis en place pour simuler la propagation dans la largeur des délaminages amorcés sur un coté de l'éprouvette.

## Références

- [1] G. B. Murri, J. R. Schaff, A. L. Dobyns, « Fatigue and damage tolerance analysis of a hybrid composite tapered flexbeam ». *American Helicopter Soc. 57th Forum* 2001. <http://search.nasa.gov>
- [2] D. J. Shim, « Role of delamination and interlaminar fatigue in the failure of laminates with ply dropoffs ». PhD Thesis; MIT (USA) 2002.
- [3] C. A. Steeves, N. A. Fleck, « Compressive strength of composite laminates with terminated internal plies ». *Composites: Part A*, p.1-8, 2004
- [4] B. Varughese, A. Mukherjee, « A ply drop-off element for analysis of tapered laminated composites ». *Composite Structures*, 39, p.123-144, 1997
- [5] O. T. Thomsen, F. Mortensen, Y. Frostig, « Interface failure at ply drops in CFRP/sandwich panels ». *J. of Composite Materials*, 34, p.135-157, 2000
- [6] A. Mukherjee, B. Varughese, « Design guidelines for ply drop-off in laminated composite structures ». *Composites Part B*, 32, p.153-164, 2001
- [7] R. Ganesan, D. Y. Liu, « Progressive failure and post-buckling response of tapered composite plates under uni-axial compression ». *Composite Structures*, 82, p.159-176, 2007
- [8] J. L. Rebière, D. Gamby, « A criterion for modelling initiation and propagation of matrix cracking and delamination in cross-ply laminates ». *Composites Science and Technology*, 64, p.2239-2250, 2004
- [9] K. He, R. Ganesan, S. V. Hoa, « Interlaminar stress and delamination analysis of internally-tapered composite laminates ». *J. of Reinforced Plastics and Composites*, 23, p.707-727, 2004
- [10] D. Tumino, F. Cappello, « Simulation of fatigue delamination growth in composites with different mode mixtures ». *J. Composite Materials*, 41, p.2415-2441, 2007