



**HAL**  
open science

## Proposition d'une méthode d'analyse dédiée aux structures composites soumises à des sollicitations hors-plans

J.-S. Charrier, Nicolas Carrere, Frédéric Laurin, E. Goncalves-Novo, S. Mahdi

### ► To cite this version:

J.-S. Charrier, Nicolas Carrere, Frédéric Laurin, E. Goncalves-Novo, S. Mahdi. Proposition d'une méthode d'analyse dédiée aux structures composites soumises à des sollicitations hors-plans. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.116. hal-00598105

**HAL Id: hal-00598105**

**<https://hal.science/hal-00598105>**

Submitted on 4 Jun 2011

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

# Proposition d'une méthode d'analyse dédiée aux structures composites soumises à des sollicitations hors-plans

## *Proposition of a strength analysis method dedicated to composites structures subjected to out-of-plane loadings*

J.-S. Charrier<sup>1,2</sup>, N. Carrere<sup>2</sup>, F. Laurin<sup>2</sup>, E. Goncalves-Novo<sup>1</sup>, S. Mahdi<sup>1</sup>

1 : AIRBUS OPERATIONS SAS  
316 Route de Bayonne, 31060 Toulouse Cedex 9, France  
2 : ONERA  
29 avenue de la Division Leclerc, 92320 Châtillon, France  
e-mail : [jean-sebastien.charrier-ext@onera.fr](mailto:jean-sebastien.charrier-ext@onera.fr), [nicolas.carrere@onera.fr](mailto:nicolas.carrere@onera.fr)

### Résumé

L'usage des matériaux composites se généralise dans les structures primaires (Caisson central de voilure, fuselage, aile, ...) des futures gammes d'avions. Ces structures sont soumises à des chargements complexes hors-plan. Il est donc important de pouvoir décrire précisément la rupture sous des sollicitations triaxiales.

Le but de cet article est donc de proposer une méthode d'analyse de la tenue de structures composites soumise à des sollicitations 3D. Ce modèle basé sur des considérations physiques doit de plus répondre aux besoins d'un bureau d'études : c'est-à-dire de faibles coûts de calculs, simple à identifier et à mettre en œuvre.

L'approche proposée est un modèle de rupture progressive basé sur un multicritère de rupture prenant en compte les modes de ruines plan et hors-plan ainsi que leur couplage. L'identification des résistances hors-plan est réalisée à partir trois essais : l'essai de flexion quatre points sur cornière et des essais spécifiques de dépliage/pliage. Finalement, des essais de dépliages/pliages sur cornières ont été réalisés pour valider l'approche à la rupture proposée pour des structures composites soumises à des chargements complexes 3D.

### Abstract

Composite materials are increasingly used for the design of more and more primary structures of an airplane (centre wing box, fuselage, wings ...). Those structures are subjected to complex out-of-plane loadings. It is thus important to describe accurately the failure under this kind of complex triaxial loading.

The aim of this paper is thus to propose a 3D strength analysis method dedicated to those loadings and matching the requirements of design offices (low time of computation and easy to identify and to carry out).

The approach proposed in this paper is a progressive failure approach based on failure criteria which distinguish in-plane and out-of-plane failure modes. The out-of-plane strengths are identified through three tests: four point bending test on L-angle specimen and specific unfolding/folding tests. Finally, unfolding and folding tests on L-angle specimens are performed to validate the proposed 3D failure approach.

**Mots Clés :** rupture, chargement 3D, endommagement, identification

**Keywords:** failure, 3D loadings, damage, identification

## 1. Introduction.

L'usage des matériaux composites, et en particulier des stratifiés d'unidirectionnels, ne cesse de croître dans les structures aéronautiques en raison de leur rapport masse/rigidité/résistance très intéressant. Les méthodes de dimensionnement, basées sur des modèles semi-empiriques, entraînent d'importantes et coûteuses campagnes de validation expérimentale. C'est pourquoi, il semble indispensable de proposer des méthodes de calcul innovantes offrant un degré moindre d'empirisme, fiable et robuste, pour le dimensionnement de structures composites. Ceci apparaît d'autant plus primordial que l'usage de ces matériaux se généralise dans les structures primaires (jusqu'ici en matériaux métalliques) des futures gammes d'avions. Dans les structures vitales de l'avion; telles que les nervures et longerons de voilure ou de fuselage, les ailerons, ou le caisson central de voilure; les pièces en composites contenant des cornières composites sont de plus en plus

nombreuses. Ces pièces sont soumises à des sollicitations complexes qui induisent des modes de rupture tridimensionnelle. Le principal mode de ruine de ces pièces est une rupture hors-plan (délaminage) due (i) à un champ de contraintes tridimensionnelles et (ii) à la présence de couplages entre les modes de rupture hors-plan et plan (fissuration dans les plis). La tenue mécanique hors-plan est l'un des principaux défauts des stratifiés unidirectionnels. La conception de ce type de structures requiert un haut niveau de confiance dans les méthodes de dimensionnement.

Il est donc important de pouvoir décrire avec précision la rupture sous sollicitations 3D afin de réduire les facteurs de sécurité utilisés par les industriels à cause de leur manque de confiance dans les méthodes actuelles.

Trois types d'approches ont été développées ces dernières années pour décrire la rupture par délaminage : (i) Les critères de ruptures [1], relativement simples à mettre en œuvre, permettent de prévoir l'amorçage du délaminage. La propagation est considérée comme instantanée et entraînant la ruine de la structure. (ii) La mécanique linéaire de la rupture [2], basée sur les critères de Griffith, est utilisée pour la propagation du délaminage. L'amorçage ne peut pas être décrit pas ce type d'approche. (iii) les modèles d'endommagement (de type modèle de zone cohésive) [3] peuvent gérer l'amorçage et la propagation du délaminage.

Bien que la dernière approche semble la plus intéressante, nous avons choisi d'utiliser les critères de ruptures. En effet, la propagation du délaminage dans les cornières est souvent instantanée et nocive pour ce type de structure.

Le but de cet article est donc de proposer une méthode d'analyse de la tenue de structures composites soumises à des sollicitations 3D. Ce modèle basé sur des considérations physiques doit de plus répondre aux besoins de type bureau d'études : c'est-à-dire de faibles coûts de calculs, simple à identifier et à mettre en œuvre.

Nous présenterons l'approche progressive de la rupture dans la seconde partie. La procédure d'identification des résistances hors-plan sera détaillée dans la troisième partie. Enfin la dernière partie sera dédiée à la validation de l'approche que nous proposons.

## **2. Présentation de l'approche progressive de la rupture 3D.**

L'approche à la rupture proposée est basée sur une approche hybride multi-échelle de la rupture développée à l'Onera [4]. Cette approche a été comparée avec succès à des essais sur stratifiés soumis à des sollicitations triaxiales dans le cadre du 2<sup>nd</sup> World Wide Failure Exercise (WWFE).

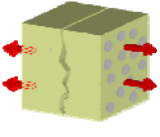
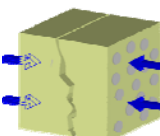
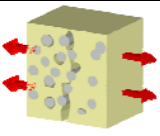
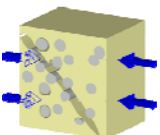
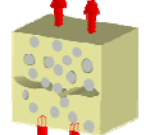
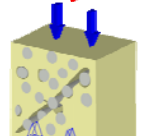
Dans cette approche, le pli est considéré comme l'entité élémentaire pour laquelle les effets de l'ensemble des phénomènes d'endommagement étaient pris en compte (décohésion fibre/matrice, rupture transverse, ...). Le délaminage était alors considéré comme un phénomène de rupture dont l'amorçage est décrit par un critère en contrainte (calculé dans le pli à partir des contraintes hors-plan) et dont la propagation est gérée par un modèle d'endommagement (les effets sont pris en compte également à l'échelle du pli). Il est donc important de noter que l'interface n'est plus explicitement modélisée, mais seuls les effets du délaminage sur le champ de contrainte à l'intérieur des plis adjacents sont pris en compte. Dans le cadre de ce travail l'approche a été simplifiée afin de répondre aux contraintes industrielles. Le modèle présenté ici a donc été entièrement réécrit sous un formalisme à l'échelle mésoscopique. Les effets du mécanisme d'endommagement micro (tels que les décohésions fibres/matrices) sur le comportement et la rupture du pli ne sont décrit que de façon phénoménologique à l'échelle mésoscopique.

Cette approche se décompose en deux points : un critère de rupture 3D prédisant l'amorçage du délaminage et un modèle d'endommagement permettant de décrire l'évolution de la rupture au sein du pli.

## 2.1 Présentation du critère de rupture 3D.

Le critère de rupture 3D proposé est basé sur les hypothèses d'Hashin [5]. Les ruptures en mode fibre, transverse et hors-plan sont différenciées. Chaque mode de rupture distingue la rupture en traction de la rupture en compression car les mécanismes physiques sont différents. Les critères de rupture pour chaque mode de ruine sont résumés dans le Tab. 1.

Le critère proposé est une extension de celui développé à l'Onera [6]. Les apports de ce critère en comparaison de ceux trouvés dans la littérature ([5] pour le plan, [7] pour le hors-plan) sont : (i) le couplage entre l'état de dégradation de la matrice ( $d_2$  et  $d_3$ ) et la résistance de traction longitudinale et (ii) les effets du cisaillement plan et hors-plan sur la résistance de compression longitudinale. Notons que  $S_{12}^f$  et  $S_{13}^f$  sont supérieures aux résistances de cisaillements  $S_{12}^R$  et  $S_{13}^R$  afin d'éviter de prédire une rupture en mode fibre pour un chargement de cisaillement pure. En mode transverse, l'effet de la rupture prématurée de fibres sur le seuil du critère transverse est pris en compte et le couplage entre la compression transverse et le cisaillement (plan et hors-plan) est considéré. En mode hors-plan, l'effet des fissures transverses sur les résistances effectives hors-plan (mise en évidence expérimentale par [8]) est également pris en compte.

<b>Rupture fibre</b>	Rupture en traction ( $\sigma_{11} \geq 0$ )	$f_1^+ = \left( \frac{\sigma_{11}}{\tilde{X}_t(d_2, d_3)} \right)^2 = 1$ avec $\tilde{X}_t = X_t^{UD} e^{-(h_{2f}, d_2 + h_{3f}, d_3)} + X_t^{dry} (1 - e^{-(h_{2f}, d_2 + h_{3f}, d_3)})$	 (1)
	Rupture en compression ( $\sigma_{11} < 0$ )	$f_1^- = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S_{12}^f(1-p_{12}\sigma_{22})} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{13}}{S_{13}^f(1-p_{13}\sigma_{33})} \right)^2 = 1$ Avec $S_{12}^f = \frac{S_{12}^R}{\sqrt{1-f_{6 \rightarrow 1}^2}}$ et $S_{13}^f = \frac{S_{13}^R}{\sqrt{1-f_{5 \rightarrow 1}^2}}$	 (2)
<b>Rupture transverse</b>	Rupture en traction ( $\sigma_{22} \geq 0$ )	$f_2^+ = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_t} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S_{12}^R(1-p_{12}\sigma_{22})} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{23}}{S_{23}^R(1-p_{23}\sigma_{33})} \right)^2 = (1-d_{12f})^2$	 (3)
	Rupture en compression ( $\sigma_{22} < 0$ )	$f_2^- = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_c} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S_{12}^R(1-p_{12}\sigma_{22})} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{23}}{S_{23}^R(1-p_{23}\sigma_{33})} \right)^2 = (1-d_{12f})^2$	 (4)
<b>Rupture hors-plan</b>	Rupture en traction ( $\sigma_{33} \geq 0$ )	$f_3^+ = \left( \frac{\sigma_{33}}{\tilde{Z}_t} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{13}}{\tilde{S}_{13}^R(1-p_{13}\sigma_{33})} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{23}}{\tilde{S}_{23}^R(1-p_{23}\sigma_{33})} \right)^2 = (1-d_{13f})^2$	 (5)
	Rupture en compression ( $\sigma_{33} < 0$ )	$f_3^- = \left( \frac{\sigma_{33}}{\tilde{Z}_c} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{13}}{\tilde{S}_{13}^R(1-p_{13}\sigma_{33})} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{23}}{\tilde{S}_{23}^R(1-p_{23}\sigma_{33})} \right)^2 = (1-d_{13f})^2$ avec $\tilde{Z}_t = \frac{Z_t}{1+h_{33}^t d_2}$ , $\tilde{Z}_c = \frac{Z_c}{1+h_{33}^c d_2}$ , $\tilde{S}_{13} = \frac{S_{13}^R}{1+h_{13} d_2}$ et $\tilde{S}_{23} = \frac{S_{23}^R}{1+h_{23} d_2}$	 (6)
<p><math>X_t</math> et <math>X_c</math> : résistances de traction et compression longitudinales.  <math>Y_t</math> et <math>Y_c</math> : résistances de traction et compression transverse.  <math>Z_t</math> et <math>Z_c</math> : résistances de traction et compression hors-plan.  <math>S_{12}^R</math>, <math>S_{13}^R</math> et <math>S_{23}^R</math> : résistances de cisaillement plan et hors-plan.</p>			

Tab. 1 : Résumé des équations du critère de rupture.

## 2.2 Présentation du modèle de dégradation progressive.

Ce modèle est basé sur les modèles d'endommagement continu développé à l'Onera [9]. Ce modèle d'endommagement suppose que l'endommagement mésoscopique est intrinsèque. Par conséquent, cette approche peut-être prédictive pour les différentes séquences d'empilement à partir de la connaissance des propriétés mécaniques du pli rompu.

Après la rupture d'un pli dans un stratifié, la souplesse élastique du pli rompu est augmentée.

$$\tilde{S} = S^0 + d_1 H_1 + d_2 H_2 + d_3 H_3 \quad (9)$$

Où  $S^0$  est la souplesse élastique initiale, et  $d_1 H_1$ ,  $d_2 H_2$  et  $d_3 H_3$  sont les tenseurs qui représentent respectivement les effets de la rupture fibre, transverse et hors-plan sur la souplesse élastique du pli rompu. Pour chaque modèle de dégradation, une distinction est faite entre la cinétique de dégradation avec des variables scalaires  $d_i$  et les effets de la rupture sur le comportement mésoscopique avec les tenseurs des effets  $H_i$ .

La cinétique de dégradation décrit l'évolution de la rigidité effective de chaque pli durant le chargement (liée à la densité de fissures). Les variables de dégradations  $d_1$  pour la rupture fibre,  $d_2$  pour la rupture transverse et  $d_3$  pour la rupture hors-plan sont obtenues par

$$d_1 = \alpha_1 \langle \sqrt{f_1} - 1 \rangle^+ \quad \text{avec} \quad f_1 = \eta_1 f_1^+ + (1 - \eta_1) f_1^-, \quad \eta_1 = \begin{cases} 1 & \text{si } \sigma_{11} \geq 0 \\ 0 & \text{si } \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad \text{et} \quad \dot{d}_1 \geq 0 \quad (10)$$

$$d_2 = \alpha_2 \langle \sqrt{f_2} - 1 \rangle^+ \quad \text{avec} \quad f_2 = \eta_2 f_2^+ + (1 - \eta_2) f_2^-, \quad \eta_2 = \begin{cases} 1 & \text{si } \sigma_{22} \geq 0 \\ 0 & \text{si } \sigma_{22} < 0 \end{cases} \quad \text{et} \quad \dot{d}_2 \geq 0 \quad (11)$$

$$d_3 = \alpha_3 \langle \sqrt{f_3} - 1 \rangle^+ \quad \text{avec} \quad f_3 = \eta_3 f_3^+ + (1 - \eta_3) f_3^-, \quad \eta_3 = \begin{cases} 1 & \text{si } \sigma_{33} \geq 0 \\ 0 & \text{si } \sigma_{33} < 0 \end{cases} \quad \text{et} \quad \dot{d}_3 \geq 0 \quad (12)$$

Où les coefficients  $\eta_i$  sont les indices d'activation qui permettent de distinguer la rupture en traction de celle en compression.

Quand la valeur du critère de rupture est supérieur au seuil, le pli est rompu et ses propriétés mécaniques sont progressivement dégradées (dû au transfert de charge à partir des plis sains dans le stratifié).

Le tenseur des effets représentent les effets des fissures sur le comportement mésoscopique du pli rompu. Ces effets peuvent-être différents en fonction du mode de rupture et notamment si ce mode entraîne la ruine complète de la structure (rupture fibre, rupture en compression, rupture hors-plan) ou non (rupture transverse) De plus, les tenseurs des effets sont différents si le pli est sollicité en traction ou compression, les fissures étant ouvertes ou fermées.

Dans la suite de ce travail, nous nous intéresserons au cas particulier des cornières. Il a été démontré que pour les sollicitations choisies, les ruptures conduisent à la ruine complète de la cornière. C'est pourquoi, pour ces modes de rupture, dès que le critère est atteint, la structure est considérée comme rompu et le calcul est arrêté.

## 3. Identification des résistances hors-plan.

### 3.1 Présentation de la campagne expérimentale.

L'essai de flexion quatre points [10] sur cornière composite est utilisé pour déterminer la résistance de traction hors-plan  $Z_t$  (Fig. 1).

Ce test est réalisé sur des éprouvettes représentatives de structures aéronautiques. La détermination de la résistance ne dépend que de la géométrie de l'éprouvette et du chargement appliqué à la rupture, dans le cas où le déplacement à rupture reste inférieur à 5mm.

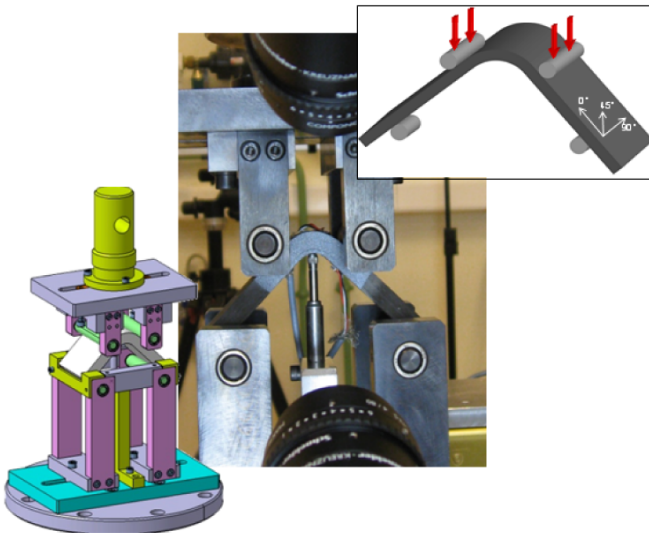


Fig. 1. Principe de l'essai de flexion quatre points sur cornière.

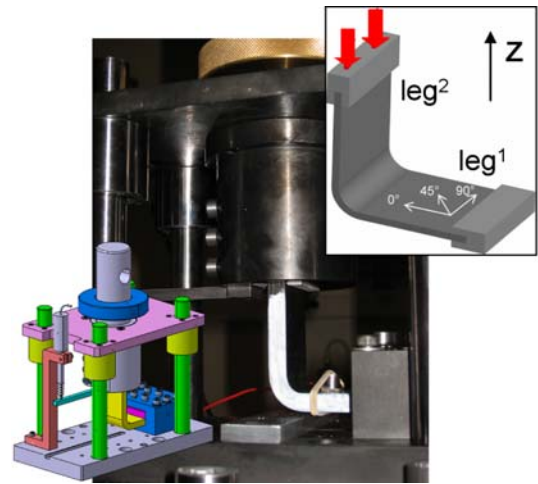


Fig. 2. Principe de l'essai de pliage.

L'essai de pliage (Fig. 2) est utilisé pour déterminer la résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$ . Cet essai consiste à pousser sur un bras (noté  $\text{leg}^2$ ) dans la direction  $z$  (les déplacements dans les autres directions ne sont pas autorisés) tandis que l'autre bras (noté  $\text{leg}^1$ ) est encastré.

L'instrumentation utilisée est la suivante : (i) un capteur LVDT pour s'affranchir des souplesses machines dans la mesure du déplacement, (ii) l'émission acoustique (pour suivre l'évolution de l'endommagement plan avant la rupture par délaminage) et (iii) un bord de l'éprouvette est peint en blanc pour faciliter la détection du délaminage, (iv) utilisation de caméras sur l'autre bord (recouvert d'un mouchetis) pour mesurer les déplacements et déformations par corrélation d'image 3D et (v) une jauge de déformation collée sur la face supérieure.

Les éprouvettes, qui ont été testées à l'Onera, ont été fabriquées à partir de plis unidirectionnels de T700GC/M21. Quatre séquences d'empilements symétriques, composées de plis à  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $90^\circ$  ont été testées : des plis unidirectionnels (100/0/0), un stratifié quasi-isotrope (25/50/25), un stratifié fortement orienté (50/25/25) et un stratifié fortement désorienté (12.5/75/12.5). Pour étudier l'influence de l'épaisseur sur la résistance hors-plan, chaque séquence d'empilement a été testée pour 3 épaisseurs différentes : des éprouvettes épaisses (48 plis), des éprouvettes intermédiaires (32 plis) et des éprouvettes fines (16 plis). Les essais pour déterminer les résistances de cisaillement hors-plan ont été réalisés uniquement sur des éprouvettes fines. Chaque configuration est répétée 3 fois pour estimer la dispersion.

Les résistances hors-plan sont déterminées par des simulations éléments finis. On se place dans le plan médian de la cornière pour la force à la rupture mesurée et la contrainte hors-plan maximale est extraite. On vérifie également que les autres composantes hors-plan sont bien négligeables.

### 3.2 Détermination de la résistance de traction hors-plan $Z_t$ .

La résistance de traction hors-plan est estimée grâce à l'essai de flexion quatre points sur cornière. La rupture est due au délaminage qui se produit dans le rayon de la cornière. La résistance de traction hors-plan est déterminée avec des simulations éléments finis et la prévision du lieu de la rupture est en bon accord avec les observations expérimentales.

La Fig. 3 présente les résultats obtenus pour la détermination de la résistance de traction hors-plan.

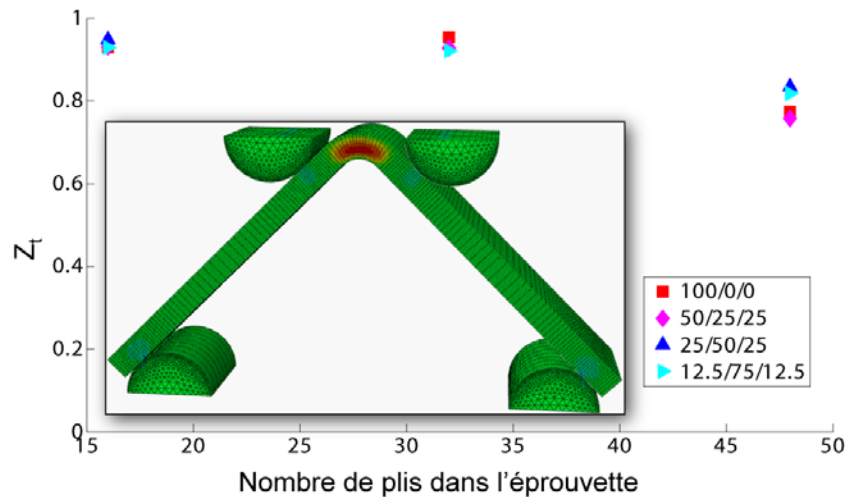


Fig. 3. Résistance de traction hors-plan déterminé par des simulations EF pour l'essai de flexion quatre points.

Les résistances obtenues montrent tout d'abord que la dispersion expérimentale est très faible. De plus, la résistance de traction hors-plan est indépendante de la séquence d'empilement. Cette résistance est également quasi-indépendante de l'épaisseur, même si on observe une légère diminution pour les fortes épaisseurs pouvant s'expliquer par des différences de mise en œuvre pour ces fortes épaisseurs. Notons que ces résultats sont en contradiction avec certains résultats de la littérature [11] dont la résistance a été calculée à l'aide de modèle analytique utilisé hors de son domaine de validité (déplacement à rupture maximum de 5mm). L'utilisation de calcul EF permet de pallier les limitations de déplacements maximum de l'éprouvette et donc d'obtenir des résistances indépendantes de l'empilement et de l'épaisseur.

### 3.3 Détermination des résistances de cisaillement hors-plan.

La résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$  est déterminée grâce à l'essai de pliage sur stratifié unidirectionnel UD. L'essai le plus communément utilisé pour déterminer la résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$  est l'essai de cisaillement interlaminaire [12]. Nous avons choisi l'essai de pliage car il est réalisé sur des cornières contrairement à l'essai de cisaillement interlaminaire réalisé sur des plaques planes. La résistance que nous identifierons sera donc représentative du procédé de fabrication d'une cornière (différent de la fabrication d'une plaque plane). La rupture est due au délaminage (propagation instantanée) qui se produit dans le bras inférieur de la cornière (Fig. 4). La résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$  est déterminée avec des simulations élément finis et la prévision de la localisation de la rupture (Fig. 5) est en bon accord avec les observations expérimentales. Etant donné que la propagation du délaminage est instable et instantanée, il n'est pas possible de déterminer avec précision où le délaminage s'amorce. Nous avons donc pris une série points dont les valeurs du critère  $f_3$  sont supérieures à 96% de la valeur maximale de  $f_3$ . Ces points sont bien dans la zone où le délaminage s'est produit (Fig. 5).

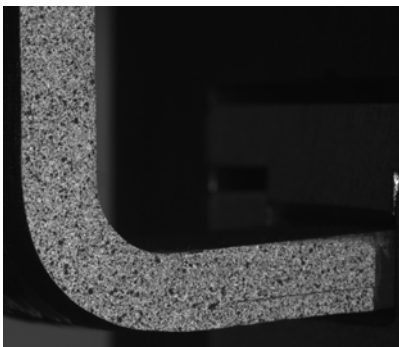


Figure 4. Faciès de rupture pour un stratifié UD pour l'essai de pliage.

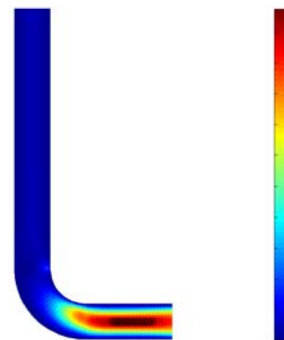


Figure 5. Prévision de la rupture pour un stratifié UD pour l'essai de pliage.

La résistance de cisaillement hors-plan  $S_{23}^R$  est déterminée quant à elle grâce à l'essai de dépliage sur un stratifié orienté 50/25/25. La rupture est également due au délaminage qui se produit au début du rayon dans le bras inférieur. La résistance de cisaillement hors-plan  $S_{23}^R$  est déterminée par des simulations élément finis et la prévision de la localisation de la rupture est bon accord avec les observations expérimentales. Nous avons utilisé la même méthode d'analyse que celle pour déterminer  $S_{13}^R$ . Nous avons cette fois vérifiée que  $\sigma_{33}$  et  $\tau_{13}$  était bien négligeable.

### 3.4 Influence des propriétés matériaux sur la détermination des résistances hors-plan.

Ce paragraphe est dédiée à l'étude de l'aspect isostatique des essais de caractérisation des résistances hors-plan c'est-à-dire de l'indépendance des résistances identifiées au comportement matériau. Nous avons donc étudié l'influence des propriétés du comportement matériau sur la détermination des résistances hors-plan pour une séquence d'empilement et une épaisseur donnée. L'aspect isostatique de ces essais a été étudié grâce aux simulations élément finis en réalisant une étude de sensibilité des propriétés élastiques (modules de Young et coefficients de poisson) sur la détermination des résistances hors-plan. Tous les couplages entre les propriétés élastiques (50 simulations) ont été pris en compte et la détermination de la résistance hors-plan est réalisée pour une force à la rupture donnée.

Trois différentes séquences d'empilements, constitué de 32 plis, sont considérées : un stratifié unidirectionnel 100/0/0, un stratifié quasi-isotrope 25/50/25 et un stratifié désorienté 12.5/75/12.5 (seulement pour la flexion quatre points).

Pour l'essai de flexion quatre points sur des stratifiés unidirectionnels, la variation maximale la réponse globale est de 23% tandis que la variation maximale sur la détermination de la résistance de traction hors-plan est de  $\pm 1.6$  %. Les conclusions sont les mêmes pour les autres séquences d'empilements. Le tab. 2 résume les variations maximales sur les résistances de traction hors-plan pour chaque séquence d'empilement.

	UD	QI	DIS
$\Delta Z_t$ (%)	$\pm 1.6$	$\pm 1.1$	$\pm 2.2$

Tab. 2 Variation maximale de la résistance de traction hors-plan pour différentes propriétés matériaux à une force donnée.

La même tendance est observée pour l'essai de pliage. La variation maximale sur la détermination de la résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$  est de  $\pm 1.9$  % alors que la variation sur la réponse globale est de 28%.

	UD ( $S_{13}^R$ )
$\Delta$ (%)	$\pm 1.9\%$

Tab. 3 Variation maximale de la résistance de cisaillement hors-plan pour différentes propriétés matériaux à une force donnée.

En conclusion, il n'est pas nécessaire d'avoir une connaissance précise des propriétés matériaux pour déterminer la résistance de traction hors-plan  $Z_t$  de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$ , ce qui constitue un avantage notable pour ce type d'essai.

## 4. Validation de l'approche proposée.

### 4.1 Présentation de la campagne expérimentale

Des essais de dépliages et pliages sur cornières ont été réalisés pour valider l'approche à la rupture proposée pour des structures composites soumises à des sollicitations complexes 3D. Dans ces essais de dépliages, d'importantes contraintes de traction hors-plan et de cisaillement hors-plan sont présentes dans le rayon de l'éprouvette soumise à un dépliage.



Deux différents cas de chargement, représentatif de chargement appliqué à une cornière dans un avion, sont distingués :

- L'essai classique de dépliage (noté UT1) consiste à déplier la cornière à l'aide d'un rouleau tandis que l'autre bras ( $leg^1$ ) de la cornière est encastré (Fig. 6). Cet essai induit d'importantes contraintes de traction hors-plan et des contraintes de cisaillement hors-plan modéré dans le rayon de la cornière. Cet essai sera également réalisé en pliage et sera noté FT1.
- Un essai de dépliage modifié (noté UT2) consiste à tirer sur un bras ( $leg^2$ ) dans la direction z (les déplacements dans les autres directions ne sont pas autorisés) tandis que l'autre bras est encastré (Fig. 7). Ce type d'essai induit des contraintes de traction et compression hors-plan ainsi que des contraintes de cisaillement hors-plan dans le rayon de la cornière. Cet essai sera également réalisé en pliage et sera noté FT2.

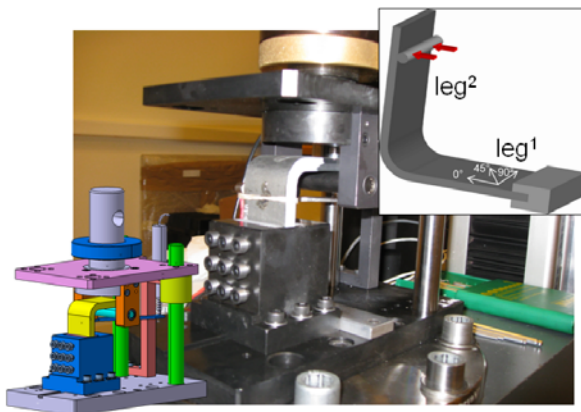


Fig. 6. Principe de l'essai de dépliage UT1

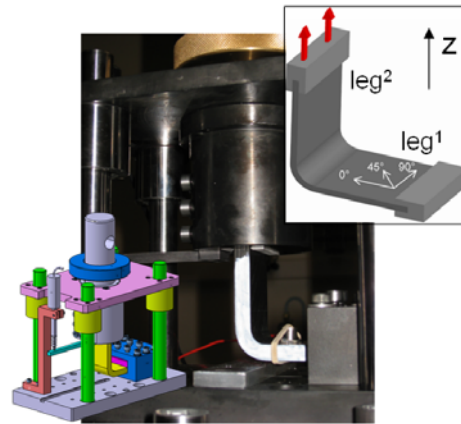


Fig. 7. Principe de l'essai de dépliage UT2

Pour avoir différents niveaux de multiaxialité dans le rayon de la cornière, la géométrie de la cornière a été optimisée en faisant varier la longueur des bras. Les essais de dépliages permettront de valider la partie traction-cisaillement tandis que les essais de pliage valideront la partie compression-cisaillement. L'épaisseur de l'éprouvette est fixée à 16 plis. Les longueurs des bras inférieur  $l_{leg^1}$  et supérieur  $l_{leg^2}$  varient entre 2 à 5 fois l'épaisseur. Quatre séquences d'empilement sont considérées : stratifié UD 100/0/0 (validation du plan  $\sigma_{33}-\tau_{13}$ ), un stratifié orienté 50/25/25 (validation du plan  $\sigma_{33}-\tau_{23}$ ), un stratifié quasi-isotrope 25/50/25 et un stratifié désorienté 12.5/75/12.5 (couplage entre l'endommagement plan et la rupture hors-plan dans le plan  $\sigma_{33}-\tau_{23}$ ). La Fig. 8 présente les configurations retenues pour la validation du critère respectivement dans les plans  $\sigma_{33}-\tau_{13}$  et  $\sigma_{33}-\tau_{23}$ .

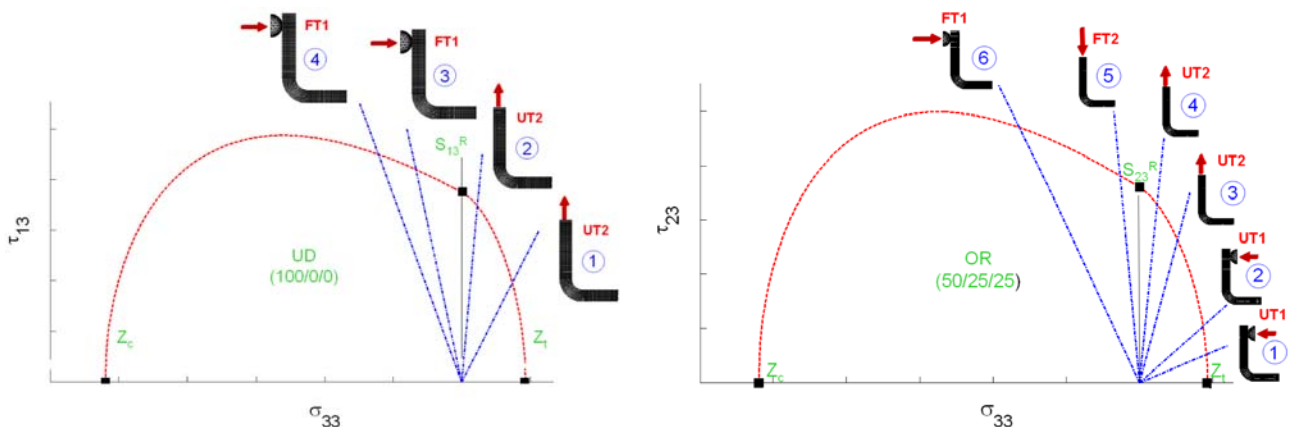


Fig. 8. Configurations retenues pour la validation du critère dans le plan  $\sigma_{33}-\tau_{13}$  et  $\sigma_{33}-\tau_{23}$

Chaque configuration est répétée 3 fois pour estimer la dispersion. Pour chaque configuration, la première éprouvette utilise l'instrumentation : (i) un capteur LVDT, (ii) l'émission acoustique (pour détecter de l'endommagement durant) et (iii) l'utilisation de caméras sur un bord pour mesurer les déplacements et déformations par corrélation d'image 3D et (iv) une jauge de déformation collée sur la face supérieure du rayon. La seconde éprouvette est pauvrement instrumentée (seulement le capteur LVDT et l'émission acoustique). Pour la dernière éprouvette, si le faciès de rupture est similaire sur les deux précédentes, cette éprouvette est également pauvrement instrumentée. Dans le cas contraire, l'éprouvette est pleinement instrumentée pour discriminer les mécanismes physiques rencontrés.

#### 4.2 Premiers résultats.

L'analyse de ces essais est effectuée par simulations éléments finis. Elles nous permettent d'estimer le champ de contraintes dans la cornière. Ces simulations ont été réalisées pour prévoir la réponse globale de la structure et sa rupture finale due au délaminage dans le rayon.

Les simulations EF des essais de dépliage/pliage avec un rouleau sont en bon accord avec les données expérimentales. En effet, ces simulations reproduisent bien le comportement global de la structure (courbe force-déplacement). Les déformations obtenues par les simulations sont également en bon accord avec ceux des jauges de déformation collées sur la face supérieure (dans le rayon) de la cornière. La comparaison entre les champs de déformations de la simulation et ceux obtenus par la corrélation d'image sont également en bon accord qualitativement et quantitativement.

Pour le ratio de contrainte, on se place dans le plan médian de la cornière et pour une force à la rupture donnée, on regarde où la valeur du critère  $f_3$  est maximale. Etant donné que la propagation du délaminage est instable et instantanée, il n'est pas possible de déterminer avec précision où le délaminage s'amorce. La prévision de la rupture est en bon accord avec les observations expérimentales. Toutefois, la prévision du point d'amorçage au sein de la zone rompue peut différer en fonction des résistances que nous utilisons dans le critère. Nous avons donc pris une série de points dont les valeurs du critère  $f_3$  sont supérieures à 96% de la valeur maximale de  $f_3$ . Ces points se situent bien dans la zone où le délaminage s'est produit.

Les Fig. 10 et 11 présentent l'enveloppe de rupture que nous obtenons pour les plans  $\sigma_{33}-\tau_{13}$  et  $\sigma_{33}-\tau_{23}$ . Les carrés représentent tous les points de la cornière qui ne sont pas rompus et les cercles rouges ceux qui sont rompus.

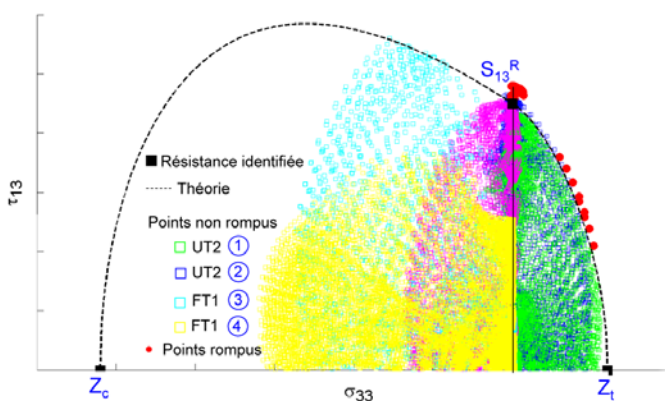


Fig. 10. enveloppe de rupture obtenue pour le plan  $\sigma_{33}-\tau_{13}$

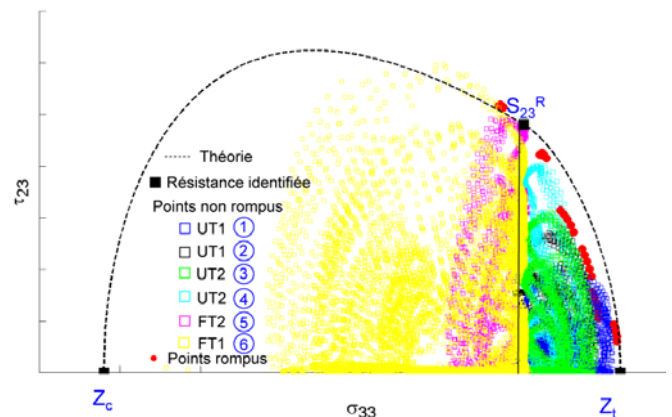


Fig. 11. enveloppe de rupture obtenue pour le plan  $\sigma_{33}-\tau_{23}$

Nous pouvons constater que dans les deux plans, il y a bien un renforcement en faible compression et important cisaillement hors-plan. Les mécanismes de ruptures sont également bien reproduits dans la partie traction-cisaillement. Concernant la partie compression-cisaillement, les éprouvettes ont cassé dans un autre mode de rupture que celui attendu. En effet, il y a eu rupture de fibre en compression dans le rayon. Malgré le mauvais mode de rupture, nous avons pu valider le

renforcement dans cette partie en utilisant les points non rompus dans la cornière. De plus, nous avons également pu valider le couplage entre le cisaillement hors-plan  $\tau_{13}$  et la compression longitudinale  $\sigma_{11}$  introduit dans le modèle.

## 5. Conclusions

L'approche à la rupture que nous proposons est une approche progressive de la rupture 3D. Elle distingue 3 modes de rupture : la rupture fibre, la rupture transverse et la rupture hors-plan. Plusieurs couplages originaux ont été introduits entre les différents mécanismes de rupture.

L'essai de flexion quatre points sur cornière permet d'identifier la résistance de traction hors-plan ( $Z_t$ ). Il a été démontré que cette résistance est quasiment indépendante de la séquence d'empilement et de l'épaisseur de l'éprouvette.

L'essai de pliage sur cornière d'empilement UD permet de déterminer la résistance de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$ . L'essai de dépliage sur l'empilement 50/25/25 permet de déterminer la résistance de cisaillement hors-plan  $S_{23}^R$ . Toutes les résistances hors-plan sont déterminées grâce aux simulations EF et sont représentative du procédé de fabrication.

Nous avons également montré qu'il n'est pas nécessaire d'avoir une connaissance précise des propriétés matériaux pour déterminer les résistances de traction hors-plan  $Z_t$  et de cisaillement hors-plan  $S_{13}^R$ .

Finalement, une campagne d'essais de dépliage et de pliage sur cornière a été réalisée pour valider le critère de rupture 3D. Ces essais nous ont montré qu'il y a bien un renforcement en compression-cisaillement et que le critère proposé semble capable de prédire les différents mécanismes de ruine rencontrés dans une structure composite soumise à des chargements tridimensionnels représentatifs de chargement avion.

## Références

- [1] A.C. ORIFICI, I. HERZBERG, R.S. THOMSON, « *Review of methodologies for composite material modeling incorporating failure* ». *Composite Structures*, Vol. 86, pp. 194-210, 2008.
- [2] R. KRUEGER, « *The virtual crack closure technique: history, approach and applications* ». *NASA/CR-2002-211628*, 2002.
- [3] V. TVERGAARD, « *Fibre debonding and breakage in a whisker-reinforced metal* ». *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 190, No. 1, pp. 215-222, 1995.
- [4] N. CARRERE, F. LAURIN F., J.-F. MAIRE, « *Micromechanical based hybrid mesoscopic 3D approach for non-linear progressive failure analysis of composite structures* ». *Composites Science and Technology*, accepted, 2010.
- [5] Z. HASHIN, « *Failure criteria for unidirectional fiber composites* ». *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, pp. 329-334, 1980.
- [6] F. LAURIN, N. CARRERE, J.-F. MAIRE, « *A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage* ». *Composites Part A*, Vol. 38, No. 1, pp. 198-209, 2007.
- [7] Z. ZOU, S. R. REID, S. LI, P. D. SODEN, « *Application of a delamination model to laminated composite structures* ». *Composite Structures*, Vol. 56, No. 4, pp. 375-389, 2002.
- [8] C. HUCHETTE, « *Sur la complémentarité des approches expérimentales et numériques pour la modélisation des mécanismes d'endommagement des composites stratifiés* », *Thèse de l'université de Paris VI*, 2005
- [9] J.-F. MAIRE, J.-L. CHABOCHE. « *A new formulation of continuum damage mechanics (CDM) for composite materials* ». *Aerospace Science and Technology*, Vol. 1, No. 4, pp. 247-257, 1997.
- [10] ASTM, « *Standard test method for measuring the curved beam strength of a fibre reinforced polymer matrix composite* ». *Norm D6415/D6415M -06a*, 2006.
- [11] WJ JACKSON, PG IFJU, « *Through-the-thickness tensile strength of textile composite* ». *Composite materials : Testing and design*, vol. 12, ASTM STP1274. pp218-238, 1996.
- [12] DIN, « *Détermination de la contrainte de cisaillement interlaminaire apparente- méthode par flexion sur appuis rapprochés* ». *Norm DIN EN 2563*, 1997