

Effet d'ondulations hors-plan sur la rupture d'une cornière sous sollicitation de dépliage

Christophe Bouvet¹, Pierre Journoud^{1,2}, Bruno Castanié¹, Léon Ratsifandrihana²

¹ Institut Clément Ader (UMR CNRS 5312), Université de Toulouse, INSA – ISAE-SUPAERO – UPS – IMT Mines Albi, Toulouse, France
e-mail : christophe.bouvet@isae.fr, pierre.journoud@insa-toulouse.fr, bruno.castanie@insa-toulouse.fr

² : SEGULA AEROSPACE & DEFENCE, SEGULA TECHNOLOGIES, Colomiers, France
e-mail : pierre.journoud@segula.fr, leon.ratsifandrihana@segula.fr

Résumé — Les pièces composites complexes, et en particulier les composites stratifiés courbes, sont plus sujettes aux défauts que les stratifiés plats. L'un des défauts les plus courants est la présence d'ondulations qui peuvent se produire dans le rayon de courbure. Les effets de ces ondulations doivent être étudiés afin d'évaluer leur influence sur les propriétés mécaniques des composites stratifiés. Dans cette étude, un modèle numérique a été développé pour prendre en compte les ondulations et les défauts de délaminage locaux et évaluer leur impact sur la charge à rupture de cornières lors d'essais de flexion quatre points. Des ondulations expérimentales, basées sur un travail expérimental antérieur, ont été modélisées à l'aide de la stratégie du Discrete Ply Model (DPM) et des simulations de flexion quatre points ont été effectuées. Le modèle numérique a permis de distinguer les effets de chaque défaut (délaminage local et wrinkle) et d'étudier leur influence combinée sur la charge à rupture en fonction du désalignement maximal.

Mots clés — wrinkle, dépliage de cornière, fissuration matricielle translaminaire, délaminage.

Les matériaux composites sont aujourd'hui largement utilisés dans l'industrie et leurs utilisations ne se limitent plus uniquement aux pièces présentant une géométrie simple. De nombreuses structures avec une géométrie complexe, tel que les cornières, sont réalisées en composite. Leur géométrie complexe conduit à des problèmes de formation d'ondulations de fibre au niveau du rayon de courbure (Figure 1). Les causes de formation de ces ondulations ont largement été étudiées dans la littérature [1,2].

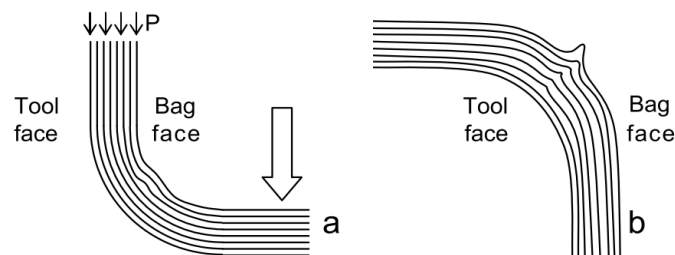


Figure 1: Formation d'ondulations au niveau du rayon de courbure [3]

La compréhension des mécanismes de formation d'ondulation est un levier permettant d'optimiser le procédé de mise en forme afin de limiter au maximum la formation de celles-ci. Cependant, cela ne permet pas s'assurer qu'il n'y aura pas d'ondulation. Les constructeurs aéronautiques doivent alors traiter de nombreuses non-conformités de pièces présentant des ondulations. Tout l'intérêt est de réussir à quantifier l'impact de ces ondulations sur la résistance à rupture des structures composites afin de conclure quant à leur viabilité et permettre une meilleure gestion des non-conformités.

On distingue dans la littérature deux types d'ondulations ; les ondulations comprises dans le plan

du pli, appelées « waviness », et les ondulations hors-plan, appelées « wrinkle ». L'impact de la présence d'ondulations (waviness et wrinkle) sur la tenue mécanique de structures composites constitue ces dernières années un sujet majeur de recherche. Il a notamment été démontré que la présence d'ondulations hors-plan dans des structures planes sollicitées en compression causait une baisse de l'effort à rupture de 10 à 30% pour des ondulations ayant un angle de désalignement compris entre 5° et 12° [4,5]. De nombreuses études portent sur l'influence des défauts d'ondulation hors-plan sur la tenue mécanique de structures composites, cependant, à notre connaissance la quasi-totalité des travaux portent sur le cas de pièces planes et non de pièces à géométrie complexe tel que les cornières [6].

Ce travail porte sur l'étude de l'influence des défauts d'ondulations hors-plan, présents dans le rayon de courbure de la cornière, sur la tenue mécanique sous sollicitation de dépliage (Figure 1 (a)). Le Discrete Ply Model (DPM), développé à l'Institut Clément Ader depuis une décennie [7,8], et qui a déjà permis de procurer de bonnes concordances entre simulations numériques et résultats expérimentaux dans le cas d'essais de flexion quatre points sans ondulations [9,10], sera utilisé pour réaliser les simulations de flexion quatre points avec la prise en compte des ondulations.

Il a fallu dans un premier temps mettre au point un procédé de mise en forme permettant de réaliser des cornières avec des ondulations dans la zone du rayon de cornière. Des moules de forme concave ont été utilisés et deux stratégies de stratifications ont permis de réaliser des cornières avec différents niveaux d'ondulation de fibre dont plusieurs exemples sont présentés figure 3.

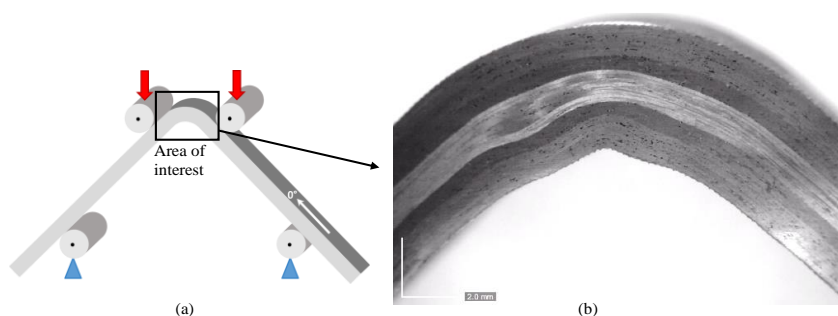


Figure 2: (a) schéma de l'essai de flexion quatre points et (b) faciès d'une cornière présentant des ondulations hors-plan d'un angle maxi de désalignement d'environ 27°

La première stratégie consiste à déposer classiquement les plis un à un dans le moule concave en venant faire le vide tous les deux plis pour une durée de 10 minutes afin d'assurer une bonne compaction. La seconde consiste quant à elle à réaliser dans un premier temps la stratification à plat sur une table puis à venir l'introduire dans le moule concave créant ainsi des ondulations importantes dans la partie du rayon de courbure.

La combinaison de ces deux stratégies permet de réaliser des cornières avec des ondulations plus ou moins importantes. L'angle des ondulations créées est directement lié au nombre de pli drapé à plat avant d'être déposé dans le moule concave. Il est à noter que lorsque trop de plis sont drapés à plat avant d'être introduits dans le moule les ondulations alors créées sont trop importantes et des porosités importantes apparaissent dues à l'ondulation de ces plis. Néanmoins, lorsque le nombre de pli drapé à plat reste relativement faible devant le nombre de pli déposé directement dans le moule, les ondulations créées sont significatives et ne semblent pas induire de porosités trop importantes. Ainsi différents lots de pièces ont été réalisés avec des désalignements allant de 13° à 64° par rapport à la référence (géométrie courbe sans ondulation) (Figure 3).

Des essais de flexion quatre points ont ensuite été menés sur ces éprouvettes. La corrélation d'image 2D et la thermographie infrarouge ont été utilisées afin de suivre l'endommagement des

cornières étudiées [10].

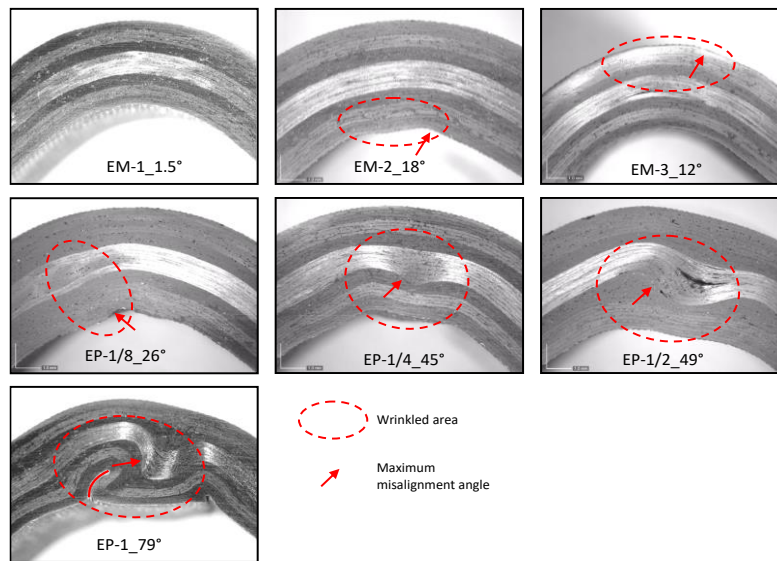


Figure 3 : Image des différents spécimens réalisés puis modélisés

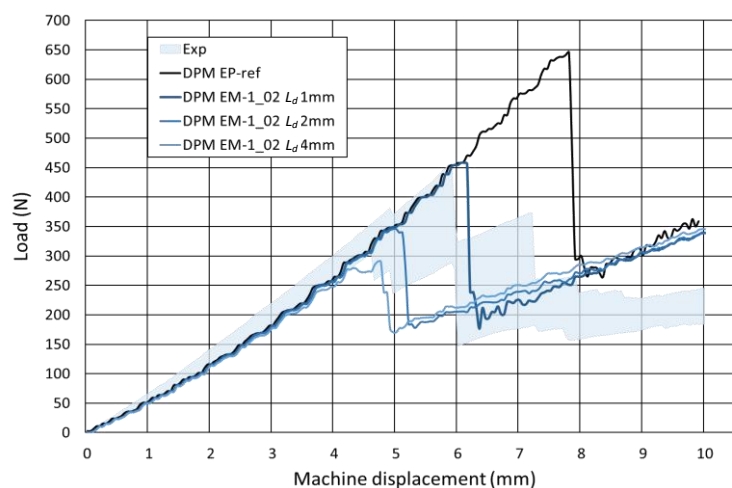


Figure 4 : Courbes effort/déplacement machine de l'éprouvette EM-1_1.5° : modèles numériques issus du DPM avec plusieurs tailles de délaminage initial et courbe enveloppe issue des essais expérimentaux [10]

Pour finir, le DPM a été utilisé pour simuler numériquement les essais de flexion quatre points réalisés sur cornière avec présence d'ondulation (Figure 4, 5). Le principe du DPM repose sur un maillage 3D complexe permettant de respecter l'orientation de chaque pli afin de rendre compte des différents modes de rupture (Figure 5). Des éléments volume C3D8 et C3D6 sont utilisés pour la rupture fibre et des éléments d'interface de zone cohésive COH3D8 et COH3D6 sont utilisés pour le délaminage et la fissuration matricielle. Les éléments d'interface utilisés pour la fissuration matricielle sont localisés entre deux bandes d'éléments volume dans la direction fibre, et les éléments d'interface utilisés pour les délaminages sont localisés à l'interface entre deux plis adjacents.

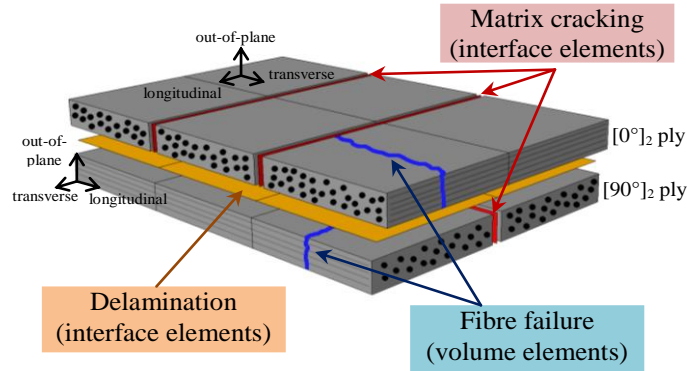


Figure 5 : Principe du DPM

Une loi bilinéaire (Eq.1) prenant en compte le taux de restitution d'énergie critique de rupture de fibres est utilisé pour calculer l'endommagement fibre aux 8 points d'intégration de l'élément de volume :

$$\int_V \left(\int_0^{\varepsilon^1} \sigma_l d\varepsilon_l \right) \cdot dV = S \cdot G_{Ic}^{f,T} \quad (\text{Eq. 1})$$

où $G_{Ic}^{f,T}$ and $G_{Ic}^{f,C}$ sont les taux de restitution d'énergie critique en mode d'ouverture dans la direction des fibres en traction et compression respectivement, σ_l et ε_l sont la contrainte et la déformation longitudinales, ε^1 est la déformation à dégradation totale de la rigidité de la fibre, et V et S sont le volume et la section de l'élément volume. Une variable d'endommagement est utilisée pour tenir compte d'une diminution linéaire de la contrainte en rupture de fibre en traction et compression lorsque les limites en déformation, ε_t^0 et ε_c^0 , sont atteintes.

Des éléments d'interface sont utilisés entre deux plis consécutifs (illustrés en orange sur la Fig. 5) pour tenir compte du délaminage qui est piloté via les taux de restitutions d'énergie critiques. Les trois modes de délaminage sont pris en compte dans le critère (Eq. 2) : le mode d'ouverture I, et les modes de cisaillement II et III, qui ne sont pas distingués ici. Une loi linéaire de propagation du délaminage en mode mixte avec libération d'énergie dans chaque mode a été utilisée :

$$\frac{G_I}{G_{Ic}^{del}} + \frac{G_{II}}{G_{IIc}^{del}} + \frac{G_{III}}{G_{IIIc}^{del}} = 1 \quad (\text{Eq. 2})$$

Des éléments d'interface (illustrés en rouge sur la 5) entre deux bandes d'éléments volume adjacents sont utilisés pour prendre en compte la fissuration matricielle. Un critère de rupture de Hashin (Eq. 3) a été utilisé pour gérer les dommages causés par la fissuration matricielle au sein de l'élément d'interface :

$$\left(\frac{\sigma_t^+}{\sigma_t^f} \right)^2 + \frac{\tau_{lt}^2 + \tau_{tz}^2}{(\tau_{lt}^f)^2} \leq 1 \quad (\text{Eq. 3})$$

où σ_t^f and τ_{lt}^f sont les contraintes à rupture en traction et cisaillement transverse.

In fine, le modèle requière seulement 15 paramètres matériau :

Densité		1 600 kg/m ³
Propriétés élastiques		
E_l^t	Module d'Young en traction dans la direction fibre	130 000 MPa
E_l^c	Module d'Young en compression dans la direction fibre	100 000 MPa
E_t	Module d'Young dans la direction transverse	7 700 MPa
$G_{lt} = G_{lz}$	Module de cisaillement plan	4 750 MPa
G_{tz}	Module de cisaillement hors plan	2 900 MPa
ν_{lt}	Coefficient de Poisson	0.3
Rupture fibre		
σ^{crush}	Contrainte longitudinale de crushing	-250 MPa
ε_t^0	Déformation à rupture en traction direction fibre	0.016
ε_c^0	Déformation à rupture en compression direction fibre	-0.0125
$G_{Ic}^{f,T}$	Ténacité en mode I en traction en rupture fibre	100 N/mm
$G_{Ic}^{f,C}$	Ténacité en mode I en compression en rupture fibre	40 N/mm
Délaminage		
G_{Ic}^{del}	Ténacité en mode I des interfaces	0.5 N/mm
G_{IIc}^{del}	Ténacité en mode II (et III) des interfaces	1.6 N/mm
Fissuration matricielle		
σ_t^f	Contrainte à rupture en traction transverse	50 MPa
τ_{lt}^f	Contrainte à rupture en cisaillement plan	90 MPa

Nous avons ensuite dû réaliser un relevé de points correspondant aux interfaces entre chaque pli qui a ensuite été utilisé pour créer un maillage permettant de retranscrire fidèlement les ondulations expérimentales (Figure 6). Les simulations numériques réalisées avec le DPM permettent une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux (Figure 7).

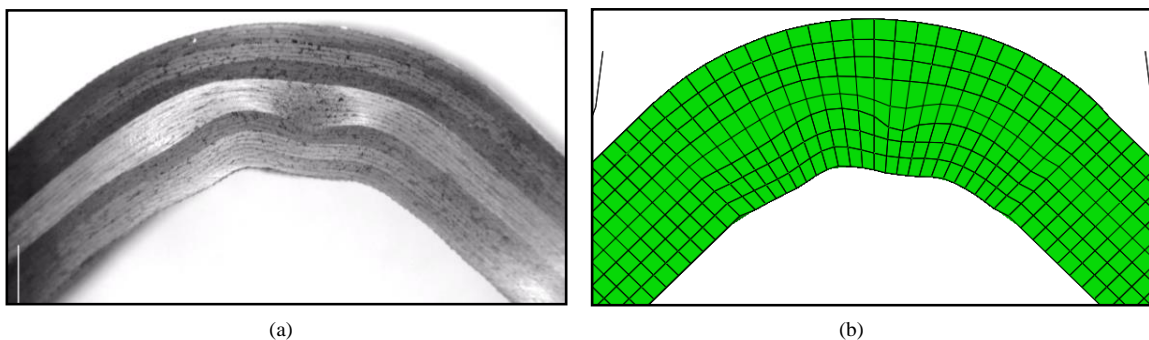


Figure 6 : (a) faciès de l'éprouvette EP-1.4_35° et (b) maillage utilisé pour la simulation de l'éprouvette EP-1.4_35°

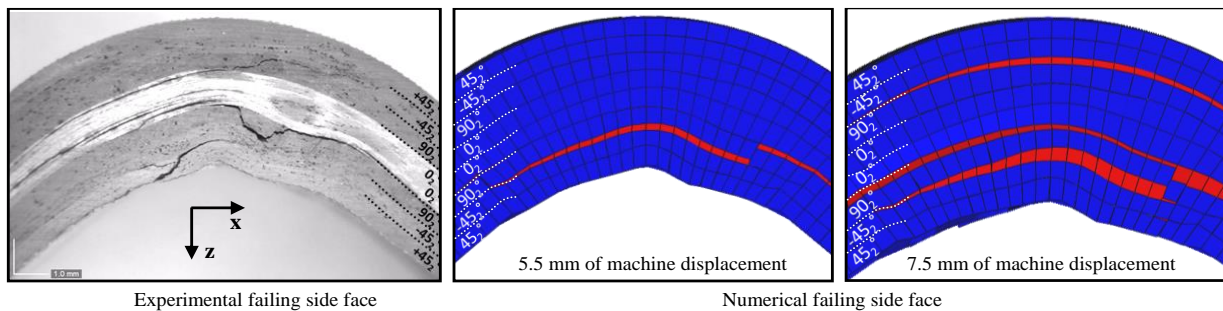


Figure 7 : Comparaison essai/modèle de la rupture

En conclusion, le DPM a permis de modéliser les défauts de délaminage initiaux et les défauts de wrinkles. Les simulations fournissent une corrélation acceptable entre les essais expérimentaux et numériques de flexion quatre points sur des cornières présentant des défauts. Néanmoins, les deux types de défauts doivent être pris en considération. Les défauts de wrinkles sont correctement estimés à partir des observations expérimentales, mais ce n'est pas le cas pour les défauts de délaminage initiaux. Les essais non destructifs, tels que les C-scans ou la tomographie, doivent être utilisés pour évaluer plus précisément les zones pré-délaminées dans la partie courbe de l'échantillon avant l'essai. Le DPM pourrait être utilisé pour simuler les défauts observés expérimentalement et qualifier ou disqualifier la pièce. Il permettrait de distinguer l'influence de différents types de défauts, indépendamment des délaminages initiaux et des défauts de wrinkles. Il permet également d'évaluer le couplage entre les délaminages initiaux et les défauts de wrinkles et d'évaluer le facteur d'abatement pour l'évolution de chacun d'entre eux. En conclusion, la localisation des défauts de wrinkles et de délaminage initial peut avoir un impact important sur la rupture par dépliage des éprouvettes courbes. Il semble important de rappeler que, bien que les facteurs d'abatement soient importants, ces résultats pouvaient logiquement être attendus en raison de la localisation des défauts dans le rayon de courbure de la cornière. De plus, lors des essais de flexion quatre points, des contraintes induites se produisent à travers l'épaisseur, ce qui explique leur influence importante sur la charge à rupture des éprouvettes courbes présentant des défauts. Ce modèle peut être utilisé pour étudier différents types de défauts, même pour des pièces plates, et pour distinguer les plus nuisibles.

Références

- [1] Lightfoot JS, Wisnom MR, Potter KD. A new mechanism for the formation of ply wrinkles due to shear between plies. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2013;49:139–47. doi:10.1016/j.compositesa.2013.03.002.
- [2] Fernlund G, Rahman N, Courdji R, Bresslauer M, Poursartip A, Willden K, et al. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, geometry, and lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2002;33:341–51. doi:10.1016/S1359-835X(01)00123-3.
- [3] Potter KD, Khan B, Wisnom MR, Bell T, Stevens J. Variability, fibre waviness and misalignment in the determination of the properties of composite materials and structures. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2008;39:1343–54. doi:10.1016/j.compositesa.2008.04.016.
- [4] Mukhopadhyay S, Jones MI, Hallett SR. Compressive failure of laminates containing an embedded wrinkle; experimental and numerical study. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2015;73:132–42. doi:10.1016/j.compositesa.2015.07.007.
- [5] Lemanski SL, Sutcliffe MPF. Compressive failure of finite size unidirectional composite laminates with a region of fibre waviness. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2012;43:435–44. doi:10.1016/j.compositesa.2011.11.007.
- [6] Hu H, Cao D, Cao Z, Li S. Experimental and numerical investigations of wrinkle effect on failure behavior of curved composite laminates Abstract : *Compos Struct* 2021:113541. doi:10.1016/j.compstruct.2021.113541.

- [7] Bouvet C, Castanié B, Bizeul M, Barrau JJ. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *Int J Solids Struct* 2009;46:2809–21. doi:10.1016/J.IJSOLSTR.2009.03.010.
- [8] Hongkarnjanakul N, Bouvet C, Rivallant S. Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure. *Compos Struct* 2013;106:549–59. doi:10.1016/j.compstruct.2013.07.008.
- [9] Journoud P, Bouvet C, Castanié B, Laurin F, Ratsifandrihana L. Experimental and numerical analysis of unfolding failure of L-shaped CFRP specimens. *Compos Struct* 2020;232:111563. doi:10.1016/j.compstruct.2019.111563.
- [10] P. Journoud, C. Bouvet, B. Castanié, L. Ratsifandrihana, « Numerical analysis of the effects of wrinkles in the radius of curvature of L-Shaped CFRP specimens on unfolding failure », *Composite Structures*, Vol. 299, N° 116107, 2022