



Identification/Validation du modèle d'endommagement composite « Discrete Ply Model » pour une structure composite thermoplastique

Contexte et problématique générale

Les structures composites sont largement utilisées dans les structures aéronautiques au vu de leurs bonnes caractéristiques de rigidité et de contrainte à rupture rapportées à leur masse. Néanmoins ces structures sont fragiles et leurs caractéristiques résiduelles peuvent être fortement diminuées après avoir subi des impacts, de types chutes d'outils lors des opérations de fabrication ou de maintenance. Afin d'optimiser ces structures à la tolérance aux dommages d'impact, il est donc nécessaire de modéliser l'endommagement se développant lors de l'impact et de modéliser l'effet et le développement de ces endommagements lors de l'essai de tenue résiduelle, typiquement un essai de compression après impact.

Néanmoins la simulation du comportement mécanique à l'impact des structures reste encore un challenge, et en particulier la modélisation des endommagements se développant dans de telles structures [Wis10, Sib16]. Ce manque de robustesse des modélisations numériques limite leur utilisation lors du processus de design et de certification, ce qui a pour effet d'allonger les durées de conception et d'optimisation des structures composites aéronautiques, et d'augmenter le coût de ces études.

Il existe donc un réel besoin d'outils numériques d'aide à la décision fiables capables de simuler l'endommagement des structures composites utilisées en aéronautique ; ceci permettra de raccourcir le temps de développement de telles structures, d'en diminuer le coût et ainsi d'optimiser leur utilisation. L'objectif final est à la fois de diminuer le coût des structures composites mais également de diminuer leur masse afin de réduire les consommations de carburant des avions.

L'activité de recherche s'inscrit dans le projet VIRTUOSE récompensé d'1M€ par la fondation Lopez-Loreta en 2018. Ce projet de 5 ans vise à révolutionner la méthodologie de certification des structures composites aéronautiques (<https://websites.isae-supero.fr/virtuose/>).

Descriptif du projet de recherche

Depuis une dizaine d'année, l'ICA a démontré ses compétences sur le domaine de la modélisation des structures composites aéronautiques. Un modèle de type « Discrete Ply Model » (DPM) a en particulier été mis au point permettant d'obtenir à l'aide d'un même

modèle de calcul par éléments finis, la simulation de l'endommagement se développant lors d'un l'impact, et de la Compression Après Impact (CAI) permettant ainsi de prévoir la tenue résiduelle après impact [Bou09, Bou12, Riv13, Hon13]. Plus récemment, cette approche a été appliquée avec succès aux impacts sur chant de raidisseur et à leur tenue résiduelle [Ost15, Ost16], à la traction trouée en simulant en particulier l'effet de la taille du trou [Ada12, Ser16] et à la tenue d'éprouvettes entaillées présentant de grandes coupures [Ser17]. Cette approche semble donc capable de modéliser l'endommagement des structures composites pour un champ d'application important.

Ce type de modélisation présente en particulier deux avantages majeurs. Le premier est sa bonne représentation des endommagements discrets, ce qui est primordial pour rendre compte des endommagements d'impact et en particulier du couplage entre les endommagements dans les plis, à savoir la fissuration matricielle, et les dommages entre plis, à savoir les délaminages (Fig. 1). L'intérêt de ce type de modèle est non seulement de rendre compte de façon intrinsèque de ce couplage mais également de ne nécessiter aucun paramètre matériau supplémentaire ; paramètre souvent complexe à identifier. L'autre avantage est le faible nombre de paramètres matériau nécessaires à ce type de modèle. En effet, seules les caractéristiques élastiques, les limites à rupture et les taux de restitution d'énergie critiques des différents endommagements sont nécessaires (Tab. 1). Non seulement le nombre de paramètres reste faible, mais leur signification est également physique et est basée sur des essais normalisés pour la plupart. Ce second point est primordial dans un cadre industriel car il permet de changer de matériau relativement simplement et en se basant sur des caractéristiques matériaux requises pour d'autres cas de dimensionnement.

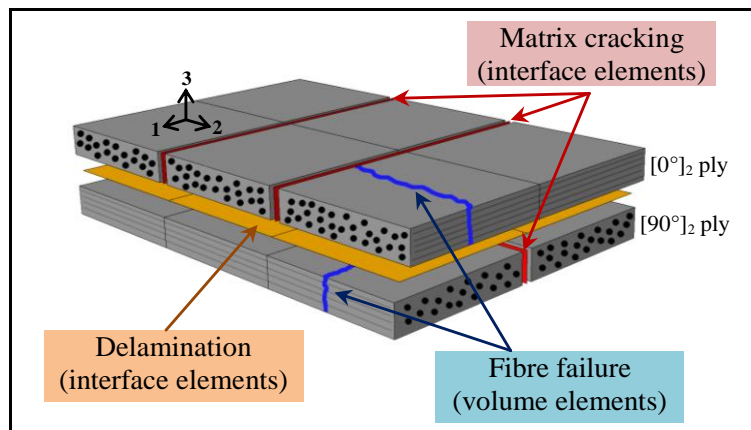


Figure 1 : Principe du "Discrete Ply Model"

Néanmoins ce type d'approche présente également certaines limitations. Le premier inconvénient de ce type de modélisation réside dans la complexité des modèles éléments finis à générer. Il conduit en effet à insérer un grand nombre d'éléments d'interfaces cohésifs dans le modèle afin de simuler la fissuration matricielle ainsi que le délaminage. L'autre difficulté de ce type d'approche réside dans la complexité à mener des calculs éléments finis explicites avec de grandes discontinuités géométrique et matériau. Ces discontinuités sont liées à la fois aux nombreux éléments d'interface cohésifs dans le modèle ainsi qu'aux pertes de raideur importantes dues aux différents endommagements (fissuration matricielle, délaminage et rupture de fibres). C'est d'ailleurs à cause de ces nombreuses discontinuités que les principaux modèles de calcul par éléments finis des endommagements d'impact sur

structure composite sont très largement réalisés sur des codes de calcul explicites [Aym09, Shi12, Sou00, Tan15].

Actuellement la majorité des structures composites utilisées pour les structures primaires des avions sont réalisées à base de fibres de carbone et de résine thermodurcissable, typiquement de l'époxy. Or les résines thermoplastiques, et en particulier les résines PEEK et PEAK, présentent de meilleures ténacités que les résines thermodurcissables, en particulier les taux de restitution d'énergie critiques en délaminage sont plus importants. **L'objectif de ce projet est d'adapter et de valider le DPM à un matériau composite carbone / thermoplastique.**

Il s'agira donc de simuler une base d'essais coupons importante représentative du premier niveau de la pyramide des essais (Fig. 2), tels que par exemple la traction trouée, la traction entaillée, la compression entaillée, la flexion 3 points, l'impact, la compression après impact ou l'impact sur chant. Les différents paramètres matériau devront être identifiés à partir des essais de caractérisation standards. Par exemple pour le composite carbone/époxy T700GC/M21 qui a servi à mettre au point le DPM, environ 16 paramètres matériau sont nécessaires (Tab. 1), dont la majorité sont des caractéristiques classiques évalués à partir d'essais normés [ASTM D3039, D3410, D5528, D7905...].

Profil recherché

M2 en mécanique – connaissances des structures composites et des éléments finis.

Déroulement du stage

Le stage se déroulera à l'Institut Clément Ader (ICA, UMR CNRS 5312), sur le site toulousain, dans le cadre du projet VIRTUOSE (**VIR**tual **T**esting of aeronautical comp**OS**it**E**s) financé par la fondation Lopez-Loreta [17]. Les recherches s'intégreront dans les activités du groupe Matériaux et Structures Composites (MSC).

L'équipe du projet VIRTUOSE est constituée de 8 personnes [18]. Le stage sera encadré par Joël Serra et Christophe Bouvet. La durée du stage est de 6 mois avec un démarrage en Mars-Avril 2023.

Contacts

- C. Bouvet : christophe.bouvet@isae-superaero.fr
- J. Serra : joel.serra@isae-superaero.fr

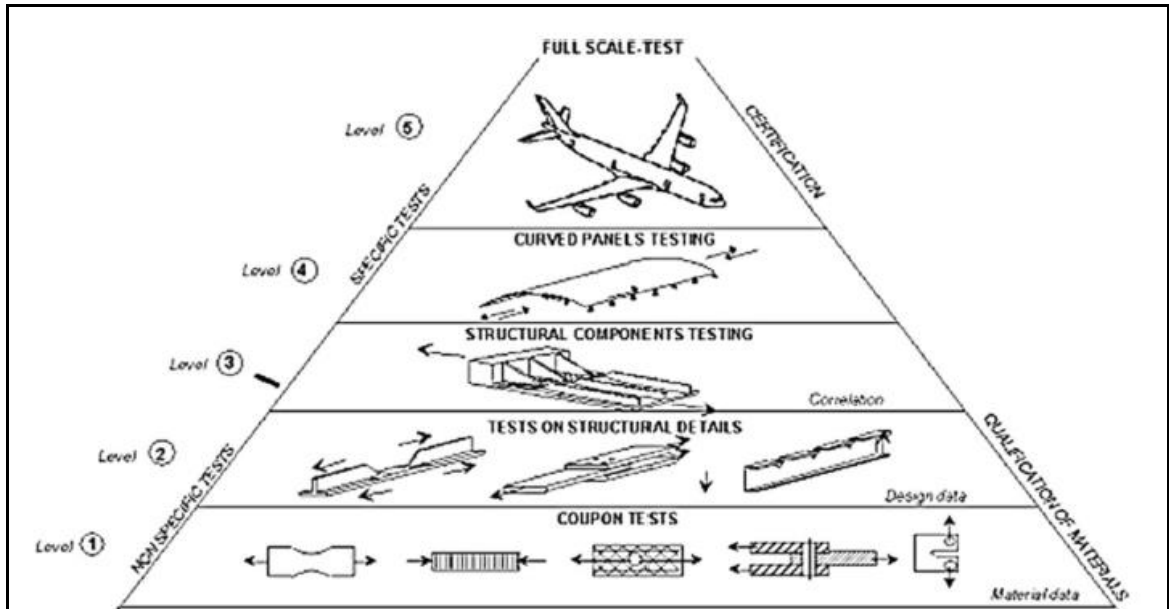


Figure 2 : Pyramide des essais

ρ	Density	1600 kg/m ³
E_l^t	Tensile Young's modulus in fiber direction	130 GPa
E_l^c	Compressive Young's modulus in fiber direction	100 GPa
E_t	Transverse Young's modulus	7.7 GPa
G_{lt}	Shear modulus	4.8 GPa
ν_{lt}	Poisson's ratio	0.33
$\varepsilon_l^{t,0}$	Tensile failure strain in fiber direction	0.016
$\varepsilon_l^{c,0}$	Compressive failure strain in fiber direction	-0.0125
σ_l^{crush}	Mean crushing stress	270 MPa
σ_t^{rupt}	Transverse tensile strength	60 MPa
τ_{lt}^{rupt}	In-plane shear strength	110 MPa
G_I^c	Mode I delamination critical ERR	0.6 N/mm
G_{II}^c and G_{III}^c	Mode II and III delamination critical ERR	1.5 N/mm
$G_{I,l}^{c,t}$	Fiber traction critical ERR	100 N/mm
$G_{I,l}^{c,c}$	Fiber compression critical ERR	40 N/mm
ε_0	Permanent indentation ratio	0.02

Tableau 1 : Caractéristiques matériau du T700GC/M21 pour le DPM

Bibliographie

- [Ada12] L. Adam, C. Bouvet, B. Castanié, A. Daidié, E. Bonhomme, *Discrete ply model of circular pull-through test of fasteners in laminates*, *Composite Structures*, Vol. 94, N° 10, pp. 3082-91, **2012**
- [Aym09] F. Aymerich, F. Dore, P. Priolo, « *Simulation of multiple delaminations in impacted cross-ply laminates using a finite element model based on cohesive interface elements* », *Comp. Sci. and Tech.*, 69, pp. 1699-709, **2009**
- [Bou09] C. Bouvet, B. Castanié, M. Bizeul, J.J. Barrau. « *Low velocity impact modeling in laminate composite panels with discrete interface elements* », *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 46, Issues 14-15, pp. 2809-21, **2009**

- [Bou12] C. Bouvet, S. Rivallant, J.J. Barrau, « Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation », *Composite Science and Technology*, Vol. 72, pp. 1977-88, **2012**
- [Gar19] P. Garcia Pérez, C. Bouvet, A. Chettah, F. Dau, L. Ballère, P. Peres, « Effect of unstable crack growth on mode II interlaminar fracture toughness of a thermoplastic PEEK composite », *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 205, pp. 486-497, **2019**
- [Hon13] N. Hongkarnjanakul, C. Bouvet, S. Rivallant, « Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure », *Composite Structures*, Vol. 106, pp. 549-59, **2013**
- [Ost15] B. Ostré, C. Bouvet, C. Minot, J. Aboissièrè, « Edge impact modelling on stiffened composite structures », *Composite Structures*, Vol. 126, pp. 314-328, **2015**
- [Ost16] Ostré B., C. Bouvet, C. Minot, J. Aboissièrè, « Finite element analysis of CFRP laminates subjected to compression after edge impact », *Composite Structures*, Vol. 153, pp. 478-489, **2016**
- [Riv13] S. Rivallant, C. Bouvet, N. Hongkarnjanakul, « Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements », *Composites Part A*, Vol. 55, pp. 83-93, **2013**
- [Ser16] J. Serra, C. Bouvet, B. Castanié, C. Petiot, Scaling effect in notched composites: The Discrete Ply Model approach, *Composite Structures*, Vol. 148, pp. 127-143, **2016**
- [Ser17] J. Serra, C. Bouvet, B. Castanié, C. Petiot, Experimental and numerical analysis of Carbon Fiber Reinforced Polymer notched coupons under tensile loading, *Composite Structures*, Vol. 181, pp. 145-157, **2017**
- [Shi12] Y. Shi, T. Swait and C. Soutis, « Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact. *Compos Struct* », vol. 94, pp. 2902–2913, **2012**
- [Sib16] V. Silberschmidt, “Dynamic deformation, damage and fracture in composite materials and structures”, Woodhead Publishing, Elsevier, **2016**
- [Smi87] A.J. Smiley and R.B. Pipes, “Rate sensitivity of mode II interlaminar fracture toughness in graphite/epoxy and graphite/peek composite materials”, *Compos Sci Technol* 29:1-15, **1987**
- [Sou00] C. Soutis, F.C. Smith and F.L. Matthews, “Predicting the compressive engineering performance of carbon fibre-reinforced plastics”. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 31, 531–536, **2000**
- [Tan15] W. Tan, B.G. Falzon, L.N.S. Chiu, M. Price, “Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact behaviour of composite laminates”, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 71, pp. 212-226, **2015**
- [Wis10] M.R. Wisnom, « Modelling discrete failures in composites with interface elements », *Comp. Part A: App. Sci. and Manuf.*, vol. 41, issue 7, pp. 795-805, **2010**