

Prédictions numériques de la tolérance aux dommages d'impact d'une structure composite soumise à des chargements complexes

J. Serra¹, A. Trellu^{1,2}, C. Bouvet¹, S. Rivallant¹, B. Castanié¹ and L. Ratsifandrihana²

¹Université de Toulouse, Institut Clément Ader, ISAE-SUPAERO – UPS – IMT Mines Albi – INSA
3, rue Caroline Aigle, F-31400 Toulouse CEDEX 04, France - joel.serra@isae-supero.fr

²SEGULA Aerospace and Defence, 24 boulevard Déodat de Séverac, 31770 Colomiers, France

Résumé — Des sollicitations multiaxiales sur structures stratifiées composites impactées sont réalisées à l'aide d'un banc d'essais développé à l'Institut Clément Ader (Toulouse). Une modélisation ElémentsFinis, le « Discrete Ply Model », est utilisée pour simuler le comportement à rupture de ces plaques composites. Les calculs explicites prennent en compte à la fois la sollicitation d'impact et le chargement multiaxial post-impact. Un suivi par caméras optiques et infrarouge est mis en place afin de valider les simulations numériques.

Mots clefs — Essais structuraux, Impact, Endommagement, Composite.

1. Introduction

L'effet de chargements complexes sur la rupture de plaques stratifiées composites endommagées (impact) est étudié. Ces travaux s'inscrivent dans le cadre du projet VIRTUOSE (VIRTUal Testing of AerOnautical CompoSite StructurEs) [1]. Il vise à développer la méthode du « Safe Life Domain » qui consiste à valider tout un domaine de chargement à l'aide d'un unique essai complexe enveloppant ce domaine, à l'échelle de l'élément technologique (Figure 1). La première partie du projet consiste à valider la propension du « Discrete Ply Model » (DPM) à simuler efficacement le comportement de structures endommagées (ici impactées) soumises à des chargements proportionnels dans le plan traction/compression-cisaillement (Figure 1).

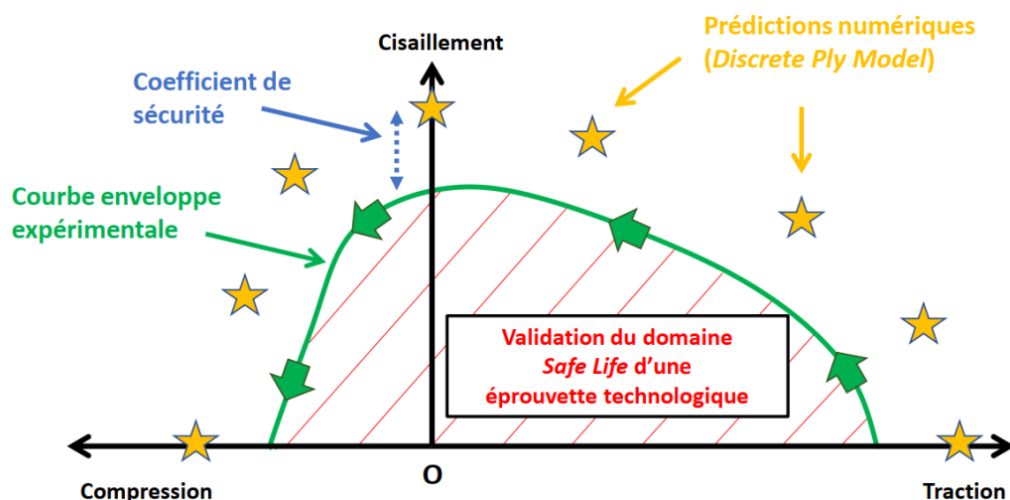


Figure 1 – Principe du « Safe Life Domain » [2]

2. Dispositif expérimental et éprouvettes

Des plaques stratifiées de dimensions 558 x 536 mm² à base de pré-imprégnés carbone/époxy (T700/M21) ayant pour drapage [45₂/-45₂/0₂/90₂/0₂/-45₂/45₂] sont polymérisées à l'autoclave. Les plaques sont impactées dans un premier temps à différentes vitesses et un chargement post-impact est ensuite imposé (Table 1).

<i>Specimen</i>	<i>Velocity(m/s)</i>	<i>Impact Energy (J)</i>	<i>Loading after impact</i>
<i>A</i>	<i>54</i>	<i>40.8</i>	<i>Compression/shear</i>
<i>B</i>	<i>70</i>	<i>68.6</i>	<i>Shear</i>
<i>C</i>	<i>75</i>	<i>78.7</i>	<i>Shear/tension</i>
<i>D</i>	<i>90</i>	<i>113.4</i>	<i>Compression/shear</i>
<i>E</i>	<i>98</i>	<i>134.4</i>	<i>Compression</i>
<i>F</i>	<i>100</i>	<i>140</i>	<i>Shear/tension</i>
<i>G</i>	<i>110</i>	<i>169.4</i>	<i>Compression</i>
<i>H</i>	<i>0</i>	<i>0</i>	<i>Shear/tension</i>

Table 1 – Energie d'impact et chargement post-impact pour chaque spécimen [3]

2.1. Impact

Les impacts sont réalisés au canon à air comprimé, le suivi d'essais est réalisé par une caméra rapide permettant de déterminer l'effort et le déplacement subis par la plaque à l'aide d'une stéréocorrélation d'images appliquée sur l'impacteur moucheté [5].

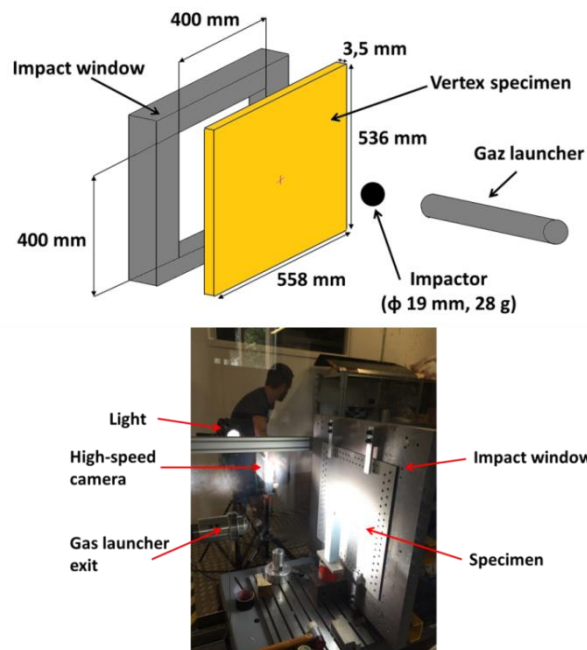


Figure 2 – Montage expérimental utilisé pour les impacts réalisés au canon [3]

2.2. Sollicitations post-impact

Le montage est décrit Figure 3. Il s'agit d'une structure caisson qui peut être sollicitée en flexion 4 points par les vérins aux 2 extrémités et en torsion dans sa partie centrale. L'éprouvette est fixée sur la partie supérieure du caisson central par 128 vis et est soumise respectivement à de la traction/compression par les premiers vérins cités ou du cisaillement par les seconds [4].

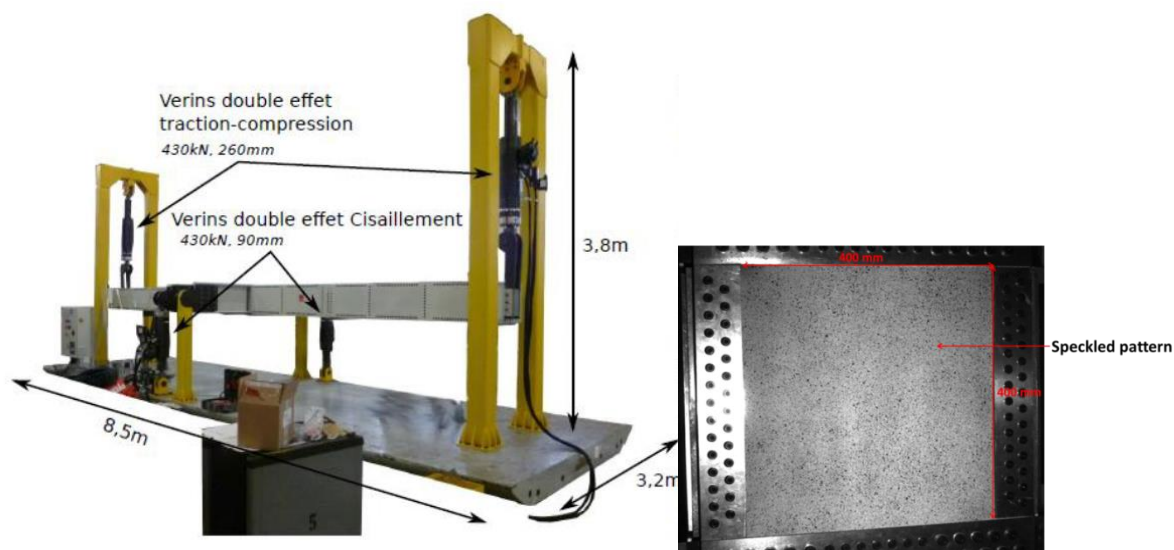


Figure 3 – Montage VERTEX (gauche) et éprouvette fixée dans la partie supérieure du caisson central (droite) [4]

3. Simulation numérique

3.1. Le « Discrete Ply Model »

Le modèle développé au sein de l'Institut Clément Ader [6-8] est composé d'un maillage uniforme d'éléments volumiques (C3D8) dans lesquels sont modélisées les ruptures de fibres, séparés par des interfaces cohésives d'épaisseur nulle (COH3D8) représentant la fissuration matricielle et le délaminage. Le concept novateur est de disposer de 4 nœuds en chaque point (Figure 4). De cette manière, 2 d'entre eux permettent de modéliser la fissuration matricielle du pli supérieur ; les 2 autres permettent de modéliser la fissuration matricielle du pli inférieur et les deux paires de nœuds sont reliées entre elles par des éléments de délaminage. Ainsi, un couplage fissuration matricielle/délaminage est naturellement réalisé. Il faut noter qu'il a fallu recourir à des éléments en forme de parallélogramme pour les plis à $\pm 45^\circ$ pour faire en sorte que tous les nœuds coïncident. Les trois modes d'endommagement principaux sont décrits par ce modèle : fissuration matricielle, délaminage et rupture fibre (Figure 5).

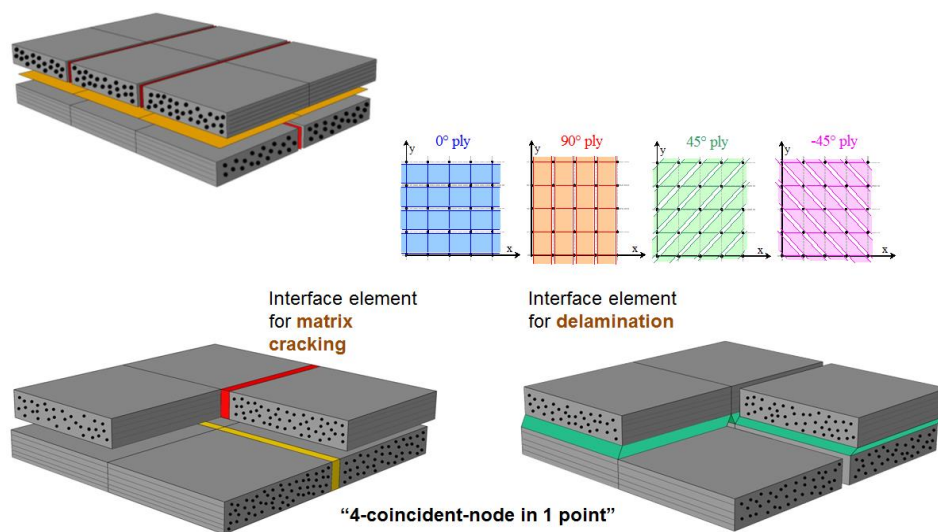


Figure 4 - Maillage du « Discrete ply model » [7]

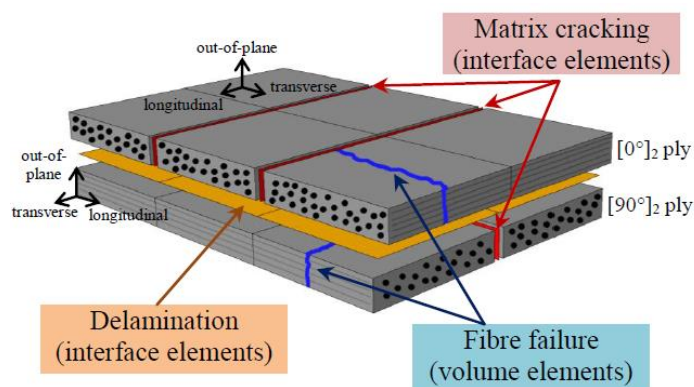


Figure 5 – Les trois modes d'endommagement du Discrete Ply Model : rupture de fibres, fissuration matricielle et délaminage [6]

3.2. Introduction des conditions aux limites de l'essai

A l'aide de 2 caméras montées sur une potence surplombant le banc d'essais VERTEX, des séries de prise de vues sont réalisées sur les différentes plaques mouchetées. L'utilisation du logiciel de stéréocorrélation VIC 3D permet d'obtenir le champ de déplacement au cours des essais. A l'aide de la théorie des stratifiés, les contraintes « moyennes » et les déformations « globales » peuvent être déterminées (Figure 6). De plus, afin de représenter au mieux les conditions limites spécifiques au banc d'essais, les déplacements sont extraits et imposés sur plusieurs cadres de nœuds afin de modéliser les différents chargements post-impacts avec le DPM (Figure 7).

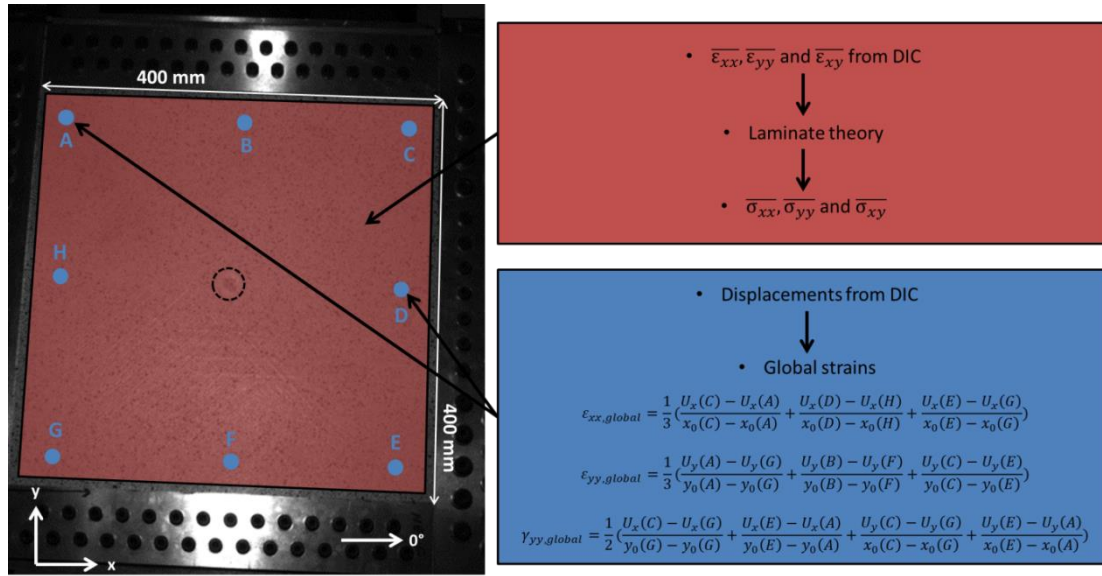


Figure 6 – Méthodologie pour déterminer les contraintes moyennes et les déformations globales [3]

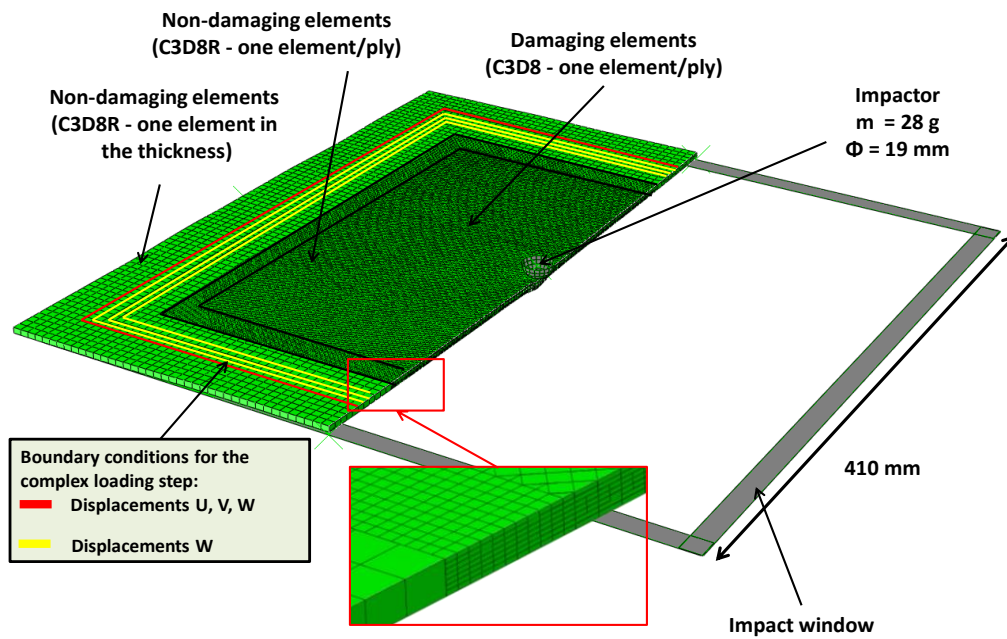


Figure 7 – Conditions limites utilisées pour la modélisation avec le « Discrete Ply Model » [3]

3.3. Comparaisons essais-calculs

La première étape de simulation concerne la modélisation des dommages associés à l'impact. Les courbes effort/déplacement ainsi que les zones délaménées sont comparées Figure 8. Dans l'ensemble, une bonne corrélation est observée.

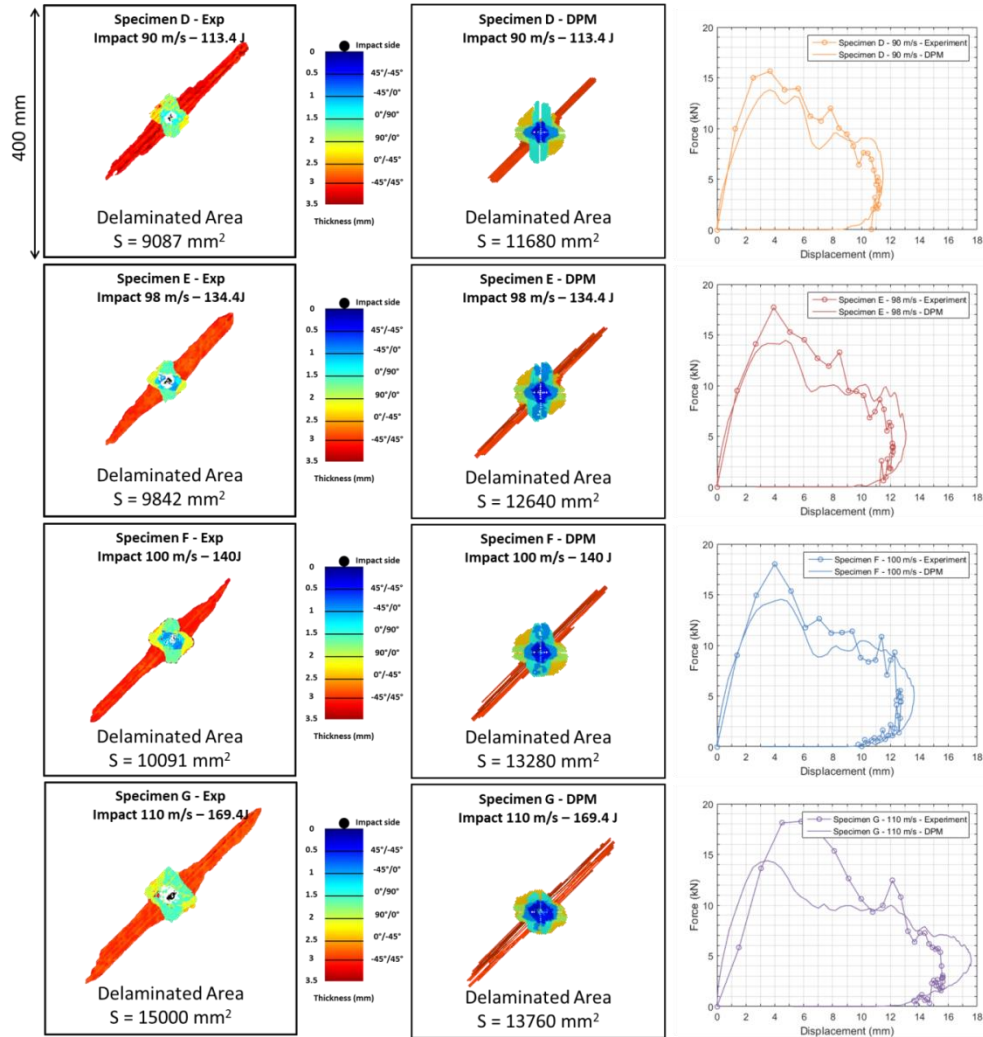


Figure 8 – Comparaison des résultats numériques (DPM) avec les données expérimentales (surfaces délaménées et courbes effort-déplacement) [3]

La seconde étape de simulation concerne la modélisation des chargements post-impacts. Les champs de déplacements mesurés et simulés sont comparés, ainsi que les courbes de trajet en contraintes et en déformations (Figure 9). La corrélation essai/calcul est très bonne pour les éprouvettes A, B et G. Quelques différences apparaissent dans le diagramme en déformations pour les éprouvettes C et F. Un travail de meilleure prise en compte des conditions limites est en cours afin de réduire ces écarts.

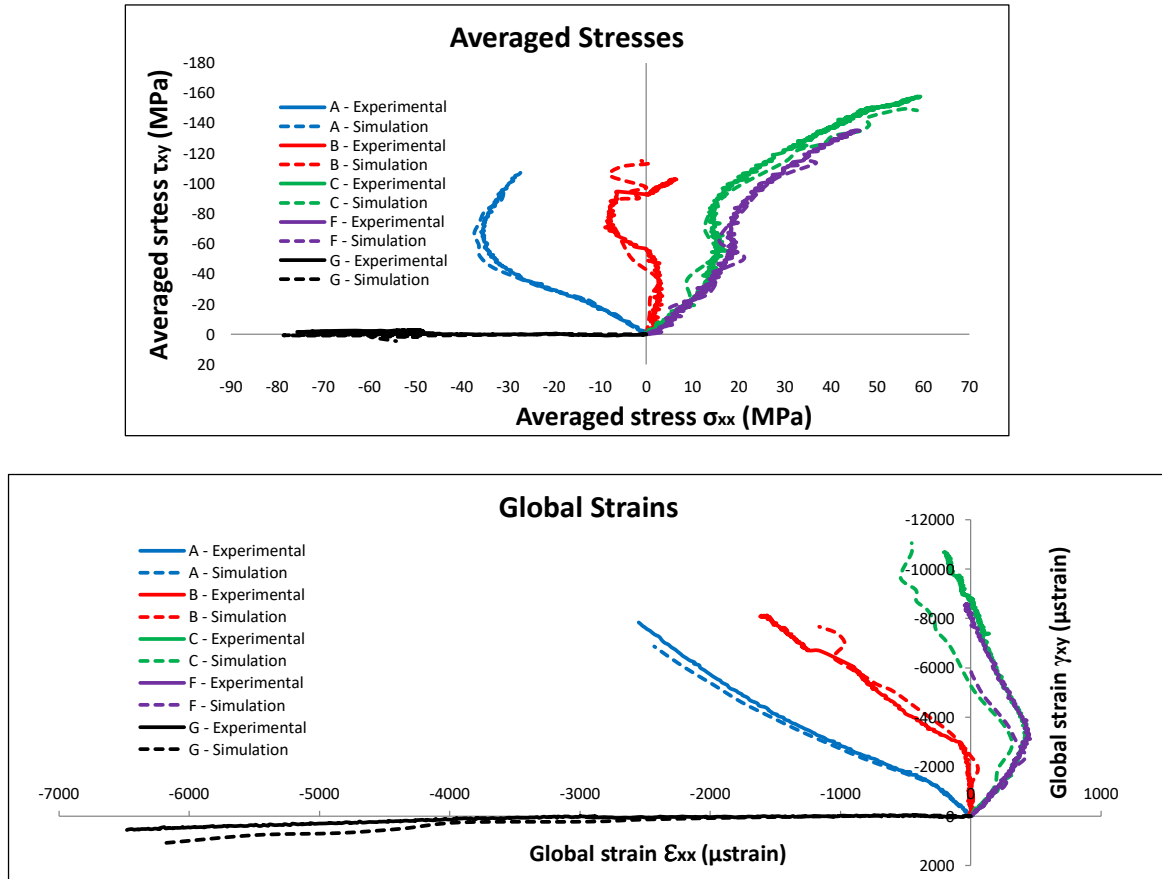


Figure 9 – Comparaison des résultats numériques (DPM) avec les données expérimentales (trajet en contraintes et déformations) [3]

4. Conclusion

Des essais structuraux sous sollicitations complexes ont été réalisés. Une méthodologie de mesure par corrélation a été utilisée et permet un dialogue essai/calculs cohérent. Enfin, une méthode de calcul des endommagements composites qui a démontré son efficacité sur un grand nombre de problématiques à l'échelle du coupon (Impacts, CAI, Impact sur champ, rupture trouée et entaillée) a pu être étendue à des problématiques structurales. Ce travail ouvre des perspectives en termes de modélisation à des échelles supérieures mais aussi ouvre la possibilité de modifier profondément la pyramide des essais actuelle en développant le « Predictive Virtual Testing ».

Références

- [1] Site internet du projet VIRTUOSE : <https://websites.isae-supaero.fr/virtuose/>
- [2] J. Serra, J.E. Pierré, J.C. Passieux, J.N Périé, C. Bouvet, B. Castanié, C. Petiot, « Validation and modeling of aeronautical composite structures subjected to combined loadings: The VERTEX project. Part 2: Load envelopes for the assessment of panels with large notches », *Composite Structures*, 180, 550-567, 2017.
- [3] A. Trellu, G. Pichon, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Castanié, J. Serra, L. Ratsifandrihana, Combined loadings after medium velocity impact on large CFRP laminate plates: Tests and enhanced computation/testing dialogue, *Composites Science and Technology*, Volume 196, 2020, 108194, , <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108194>.
- [4] J. Serra, J.E. Pierré, J.C. Passieux, J.N Périé, C. Bouvet, B. Castanié, C. Petiot, « Validation and modeling of aeronautical composite structures subjected to combined loadings: The VERTEX project. Part 1: experimental setup, FE-DIC instrumentation and procedures. *Composite Structures* 179, 224-244, 2017
- [5] J.C. Passieux, P. Navarro, J.-N. Périé, S. Marguet, J.-F. Ferrero, A digital image correlation method for tracking planar motions of rigid spheres: application to medium velocity impacts, *Exp. Mech.* 54 (2014) 1453–1466, [https://doi.org/ 10.1007/s11340-014-9930-y](https://doi.org/10.1007/s11340-014-9930-y).
- [6] C. Bouvet, B. Castanié , M. Bizeul, J.J. Barrau. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *Int J Solids Struct*, 46(14–15):2809–21, 2009
- [7] J. Serra, C. Bouvet, B. Castanié, C. Petiot, Scaling effect in notched composites: the Discrete Ply Model approach, *Compos. Struct.* 148 (2016) 127–143, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.03.062>.
- [8] 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: Applied Science and Manufacturing*, 55 : 83-93, 2013