

Etude numérique de l'influence de la vitesse d'impact sur la résistance des pales d'hélicoptères à des impacts rasants

J. Aubry, Pablo Navarro, Steven Marguet, Jean-François Ferrero, I. Tawk, S. Lemaire, P. Rauch

▶ **To cite this version:**

J. Aubry, Pablo Navarro, Steven Marguet, Jean-François Ferrero, I. Tawk, et al.. Etude numérique de l'influence de la vitesse d'impact sur la résistance des pales d'hélicoptères à des impacts rasants. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.122. hal-00598108

HAL Id: hal-00598108
https://hal.science/hal-00598108

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.

Etude numérique de l'influence de la vitesse d'impact sur la résistance des pales d'hélicoptères à des impacts rasants

Numerical study of the influence of impact velocity on the resistance of helicopter blades to oblique impacts

J. Aubry[1], P. Navarro[1], S. Marguet[1], J.-F. Ferrero[1], I.Tawk[2], S. Lemaire[3], P. Rauch[3]
1 : ICA / Département Matériaux et Structures Mécaniques
10 Ave. Edouard Belin, BP54032, 31055 TOULOUSE Cedex 4, France,
e-mail : pablo.navarro@isae.fr, julien.aubry@isae.fr, ferrero@cict.fr, steven.marguet@lgmt.ups-tlse.fr

2 : University of Balamand - Deir El-Balamand, El-Koura, Lebanon

3 : Eurocopter Marignane
Aéroport International Marseille Provence, 13700 MARIGNANE, France,
e-mail : sandrine.lemaire@eurocopter.com

Résumé

Dans le monde des transports, la sécurité des passagers est un aspect primordial qui doit être assuré par les constructeurs en garantissant la fiabilité de leurs structures. Les pales d'hélicoptère sont particulièrement sensibles aux impacts, et de ce fait, la compréhension des mécanismes mis en jeu pour ce type de sollicitation est primordiale. Cependant modéliser de tels phénomènes reste encore complexe et les campagnes expérimentales remplacent souvent les modèles prédictifs. Cette étude portera sur la modélisation d'impacts sur l'intrados de la pale que l'on peut assimiler en première approximation à un impact à faible incidence (15°) sur une structure sandwich tissu composite / mousse. On cherche à identifier les différents mécanismes d'endommagement de la peau en fonction de la vitesse d'impact. Pour ce faire, un modèle éléments finis a été développé. Ce modèle s'appuie sur le développement d'un élément spécifique endommageable créé à l'échelle de la mèche du tissu. Les résultats obtenus avec ce modèle corrèlent bien avec les résultats expérimentaux et permettent d'identifier les mécanismes d'endommagement des tissus composites.

Abstract

In aeronautics, passenger safety and reliability of structures are essential aspects. For the specific case of helicopters, blades are subjected to impact solicitations. Modelling these phenomena is still difficult and experimental tests often replace the prediction. This work will be focused on the experimental and numerical study of an oblique impact on the skin of the blade. It is equivalent in a first approach to an impact on a sandwich panel made up with a foam core and a thin woven composite skin. The objectives are to identify the mechanisms of damage in the skin for this kind of solicitation for various impact velocities. Thus, an F.E. explicit model has been developed. It relies on the development of a specific damageable element at the bundles scale. Numerical results obtained are correct compared to the experimental study and allows the identification of the damage mechanism of the woven skin.

Mots Clés : Impact, modélisation éléments finis, mécanismes d'endommagement, structure sandwich
Keywords : Impact, finite element modelling, damage mechanisms, sandwich structure

1. Introduction

Dans le secteur des transports et tout particulièrement dans le secteur aéronautique, la présence d'une faiblesse locale dans une structure peut avoir des conséquences catastrophiques. Les pales d'hélicoptères sont particulièrement sensibles aux impacts et peuvent être soumises durant leur service à de telles sollicitations. En effet, les pales en vol, peuvent être impactées, soient par des corps « mous » tels que des oiseaux ou dur tels que de la grêle ou des pièces métalliques. La vitesse d'impact est directement liée à la vitesse de rotation du rotor et de la position du point d'impact, ainsi la vitesse d'impact peut atteindre plusieurs centaines de mètres par seconde en extrémité de pale. La complexité de ces impacts est accrue par la structure intrinsèque d'une pale. En effet, une pale est constituée d'un longeron en unidirectionnel verre qui reprend les efforts centrifuges ; d'une peau généralement constituée de tissus verre / epoxy et/ou carbone / epoxy ; d'une mousse polyurethane (PU) pour empêcher le flambage des peaux ; d'un arêtier en unidirectionnel verre au niveau du bord de fuite pour rigidifier la pale dans le plan et enfin d'une protection en acier

inoxydable qui couvre le bord d'attaque (Figure 1). La pale peut de plus être stabilisée par une ou plusieurs nervures.

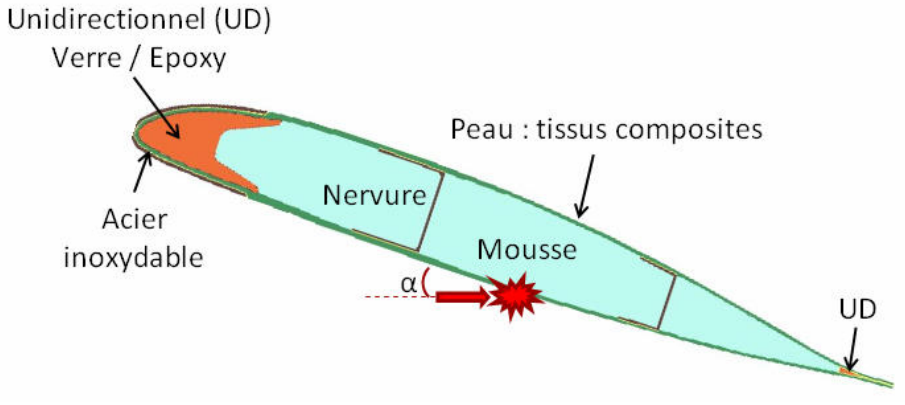


Figure 1: Section d'une pale et matériaux utilisés

Deux types d'impact peuvent être distingués. Le projectile peut impacter la pale au niveau de son bord d'attaque. Dans ce cas, ce sont le bord d'attaque en acier inoxydable et le longeron qui sont principalement sollicités durant l'impact. Le second type d'impact, qui est celui traité dans cet article, est un impact oblique sur l'intrados de la pale (Figure 1) qui est naturellement inclinée en vol. Etant donnée la géométrie de la zone impactée, la pale peut localement être assimilée à une structure sandwich constituée d'une âme en mousse PU, et d'une peau composée de deux plis de tissus de verre.

Les mécanismes d'endommagement des structures composites impactées ont été identifiés principalement pour un impact normal à la face sur des stratifiés UD [1-5]. De nombreuses études ont aussi été réalisées pour sur la réponse de structures sandwich. Expérimentalement, les mécanismes les plus communs mis en évidence sont la rupture en compression de la peau supérieure, la compression de la mousse avec une rupture en traction de la peau inférieure, la rupture en cisaillement de la mousse couplée avec un flambage des peaux supérieures ou une rupture en traction de la peau inférieure [6-9]. On notera aussi que plus la vitesse d'impact augmente, plus la réponse de la structure sandwich est localisée [10]. La localisation des déformations entraîne une augmentation des contraintes de cisaillement à proximité du point d'impact, le cisaillement devenant le mode de rupture principal.

Du point de vue de la modélisation, l'impact sur composite tissé peut être généralement classé suivant trois grandes familles chacune correspondant aux différentes échelles de modélisation possibles :

- A l'échelle macro qui correspond à l'échelle des plis ou du laminé en utilisant une loi matériau homogénéisée et endommageable appliquée à des éléments plaques 2D [11-12]
- A l'échelle micro qui correspond à l'échelle de la fibre, le tissage étant physiquement représenté dans la géométrie du modèle [13-14]
- A une échelle intermédiaire entre les deux précédentes approches en utilisant un volume élémentaire représentatif intégrant le tissage des fibres [15-16]

Les résultats présentés sont intéressants. Ils permettent de reproduire les mécanismes d'endommagement aux différentes échelles mais sont principalement obtenus pour des impacts normaux à la face.

Dans cette étude, on s'intéresse principalement aux mécanismes d'endommagement pour des impacts obliques sur des structures sandwich. De manière à identifier ces phénomènes, une campagne expérimentale d'impacts obliques sur ce type de structures a été réalisée en testant l'influence de la vitesse d'impact sur l'endommagement observé. Un modèle est ensuite présenté. Il a été développé à une échelle intermédiaire originale, en se plaçant à l'échelle du toron.

Les résultats obtenus par cette modélisation sont ensuite comparés avec les résultats de la campagne expérimentale, en s'assurant que les mécanismes d'endommagement soient bien représentés. Ce modèle permet notamment d'identifier correctement la chronologie de l'endommagement.

2. Etude expérimentale

Les essais d'impact ont été réalisés à l'aide d'un canon à air comprimé. L'impacteur est une bille en acier de 19 mm de diamètre pesant 28 g et propulsée à une vitesse comprise entre 0 à 150 m/s.
Les éprouvettes sont des sandwichs dont les peaux sont réalisées à partir de tissu de verre / epoxy (7781/913). L'âme est une mousse Rohacell A 51 épaisses de 20 mm. La dimension des éprouvettes est de 200x200 mm. Les tissus sont orientés selon l'axe d'impact. L'éprouvette est positionnée avec un angle d'incidence fixé à 15° par rapport à la peau supérieure.
Dans cette étude, on s'intéresse principalement à l'influence de la vitesse d'impact. Pour cela, plusieurs essais ont été réalisés dans la configuration définie et en faisant varier la vitesse du projectile. L'ensemble de ces essais a permis d'identifier trois niveaux de dommages :
Pour des vitesses d'impact inférieures à 70 m/s, la bille impacte la plaque puis rebondit ; seule la résine est endommagée ce qui se traduit par un blanchiment de la zone de contact (Figure 2).

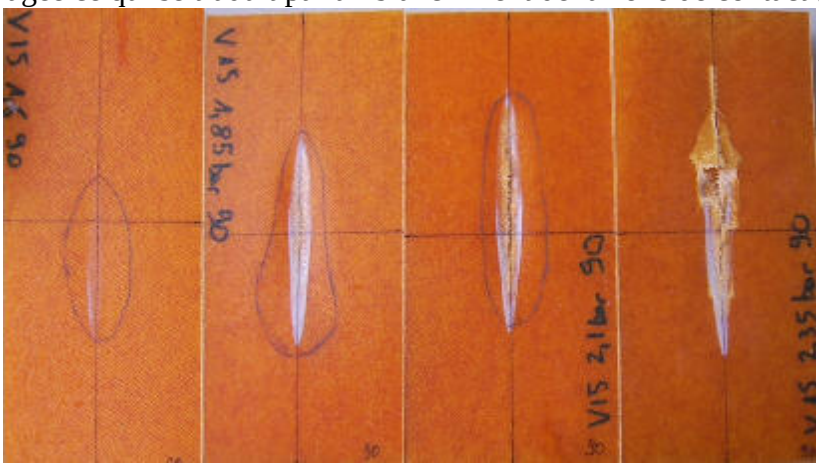


Figure 2: Revetement impacté à 60, 84, 89 et 98 m/s

Des microfissurations de la résine sont observables au microscope électronique. Cette zone est d'autant plus grande que la vitesse est élevée. Pour des vitesses d'impact comprises entre 70 et 100 m/s, la bille impacte la plaque puis rebondit. A ce niveau d'énergie, on observe en plus de l'endommagement de la résine des ruptures de fibres suivant et perpendiculairement à l'axe de tir. Lorsque la vitesse d'impact est supérieure à 100 m/s, la bille impact la peau, des ruptures de fibres sont visibles sur une partie du contact puis elle perfore la peau supérieure et traverse ensuite la mousse.

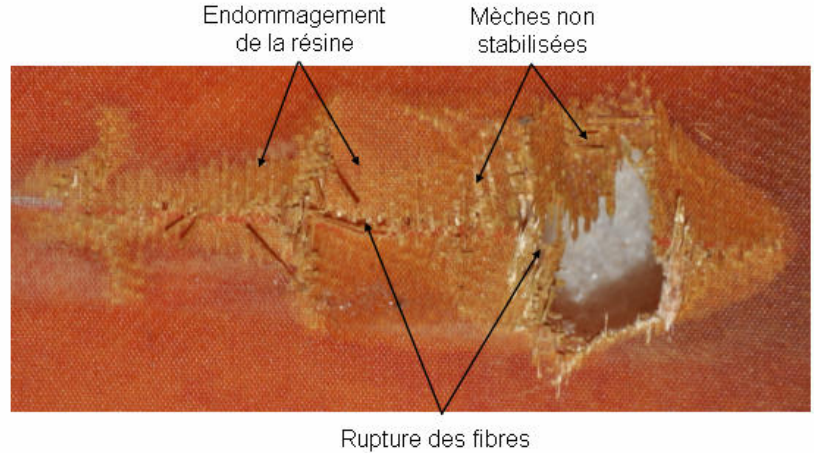


Figure 3: Mécanismes d'endommagement des tissus composites

Ces résultats et l'analyse post-mortem des éprouvettes ont permis d'identifier les mécanismes d'endommagement du tissu composite pour ce type d'impact (Figure 3). Dans un premier temps des micro-fissures apparaissent dans la résine, puis lorsque la résine est suffisamment endommagée, les mèches qui ne sont plus stabilisées reprennent la totalité de la charge imposée par l'impacteur. Finalement, si les fibres sont suffisamment chargées, celles-ci cèdent et la peau se déchire.

3. Approche numérique

1.1 Principe du modèle

D'après les résultats expérimentaux, le comportement de la structure sandwich est fortement dépendant de la réponse du tissu. Le choix de l'échelle est particulièrement déterminant, le modèle devant être assez fin pour prendre en compte des phénomènes locaux tels que la rupture des mèches ou l'endommagement de la résine au niveau de la zone d'impact, mais suffisamment peu coûteux en temps de calcul pour pouvoir mailler de grands modèles, tels qu'une pale par exemple. Le principe du modèle s'appuie sur les observations réalisées lors des essais, notamment au niveau des mécanismes d'endommagement des peaux décrits précédemment [17]. Il consiste donc à modéliser la structure à l'échelle de la maille des tissus où les mèches sont représentées par des éléments 1D barres et la résine par un élément 2D qui ne travaille qu'en flexion et cisaillement (Figure 4).

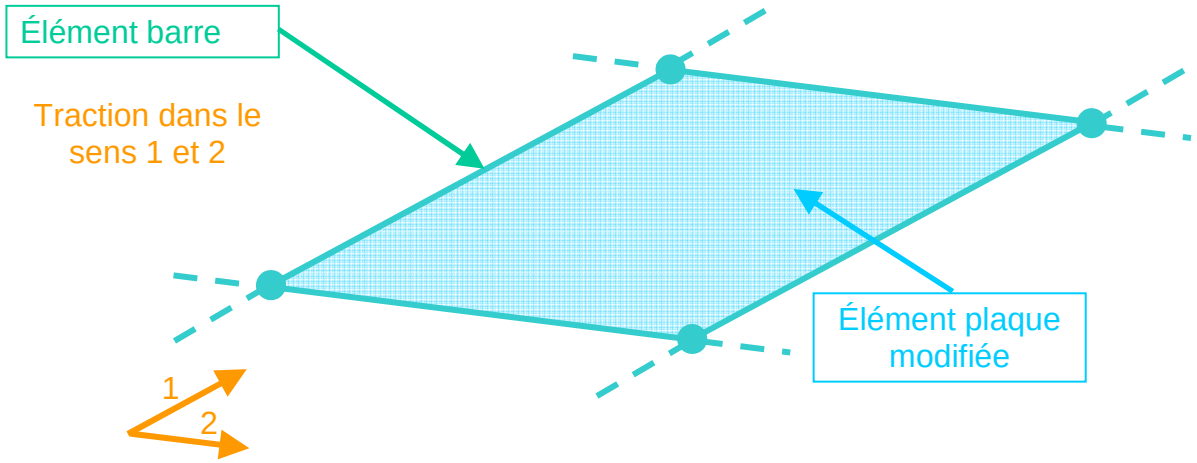


Figure 4: Principe de l'élément

Le découplage membrane flexion permet de différencier le rôle de la rigidité de membrane qui représente la résine de celui de la rigidité de flexion qui représente celle du stratifié. En effet, le tissage, composé des éléments 1D ne travaillant qu'en traction compression et disposés de la même manière que les fibres, reprend les efforts de traction et de compression alors que les éléments de plaque, modélisant la matrice, reprennent les efforts de flexion et de cisaillement plan. Cet élément de plaque a été développé et implémenté dans RADIOSS (USER ELEMENTS) à partir de la formulation de Belytschko[18]. Pour les calculs de flux d'effort dans l'élément, la théorie de Hencky-Mindlin a été utilisée afin de prendre en compte le cisaillement transverse. Pour gagner en stabilité et pour ne pas voir apparaître des énergies parasites du type énergie d'hourglass, l'élément comporte quatre points d'intégration. Lors d'un impact, lorsque la matrice est endommagée, l'élément 2D est dégradé. Pour cela, deux paramètres d'endommagement d et d_{cis} ont été choisis. Ces variables d'état peuvent prendre toutes les valeurs entre 0, dans le cas sans dégradation, et 1, dans le cas où le matériau est totalement dégradé. Ils sont introduits dans l'expression de la matrice constitutive afin d'agir sur la raideur de l'élément de la manière suivante :

$$\begin{bmatrix} N_x(t+1) \\ N_y(t+1) \\ N_{xy}(t+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_x(t) \\ N_y(t) \\ N_{xy}(t) \end{bmatrix} + \frac{eE_M \Delta t}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1-d & (1-d)\nu & 0 \\ (1-d)\nu & 1-d & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_{cis})(1-\nu) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_x \\ \dot{\varepsilon}_y \\ \dot{\varepsilon}_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_x(t+1) \\ M_y(t+1) \\ M_{xy}(t+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x(t) \\ M_y(t) \\ M_{xy}(t) \end{bmatrix} + \frac{e^3 E_F \Delta t}{12(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1-d & (1-d)\nu & 0 \\ (1-d)\nu & 1-d & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_{cis})(1-\nu) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\kappa}_x \\ \dot{\kappa}_y \\ \dot{\kappa}_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Qx \\ Qy \end{bmatrix} = \frac{5}{6} Ge \begin{bmatrix} 1-d & 0 \\ 0 & 1-d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{bmatrix} \qquad \text{(Eq. 1)}$$

Le paramètre d est fonction du taux de restitution d'énergie Y, obtenu en dérivant l'énergie élastique par rapport à la dégradation d :

$$Y = -\frac{1}{2} \frac{\partial W_e}{\partial d} \qquad \text{(Eq. 2)}$$

L'évolution de d a été choisie de la forme suivante :

$$d = \frac{\langle Y - Y_0 \rangle_{\geq 0}}{Y_c} \qquad \text{(Eq. 3)}$$

Où Y_0 pilote l'initiation de la dégradation et Y_c l'évolution de la dégradation de l'initiation jusqu'à la rupture. Suite aux analyses expérimentales effectuées, les caractéristiques en cisaillement plan sont dégradées lorsque les autres propriétés de l'élément sont totalement dégradées. Ainsi lorsque la valeur du paramètre (d) atteint la valeur de 1, le paramètre (d_{cis}), qui gère la dégradation des propriétés en cisaillement plan, se voit lui aussi assigner la valeur 1. Par contre, dans ce cas, on a choisi de prendre en compte une pseudo-plasticité. Le calcul de cette pseudo-plasticité se déroule classiquement en deux étapes principales. Dans un premier temps, on suppose que l'incrément de déformation au pas de temps est uniquement élastique. Puis, dans un deuxième temps, on contrôle la valeur de la contrainte obtenue à l'aide d'un potentiel de dissipation ici assimilé à la surface de charge de plasticité. On vient effectuer une correction plastique à l'aide d'un schéma itératif de type Newton-Raphson.

1.2 Modélisation

Le modèle de tissus développé a été implémenté dans RADIOSS et utilisé pour modéliser les essais expérimentaux réalisés. Pour limiter le temps de calcul, seule une bande de 30x170 mm² situé dans l'axe du projectile a été modélisée avec le modèle de tissus (Figure 5*Figure*).

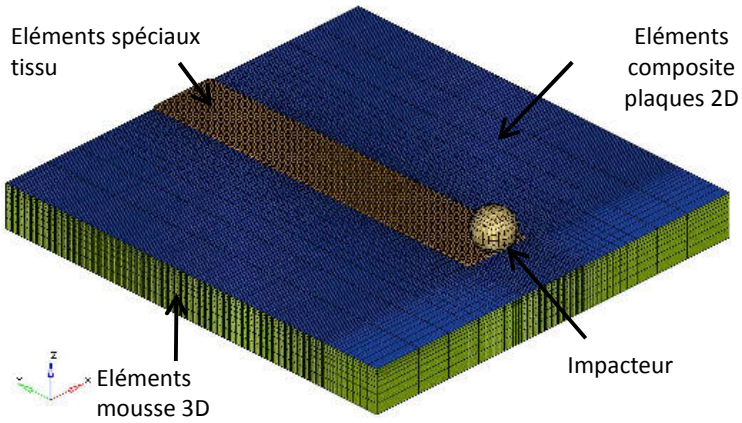


Figure 5: Modèle Eléments Finis

Le reste de la peau est représenté par des éléments 2D de coque composite. Le matériau d'âme est représenté à partir d'éléments 3D couplés à une loi Foam_Plas déjà implémentée dans le code de calcul utilisé. En effet, la comparaison entre des essais d'écrasement sur des lopins de mousse et la loi proposée par Radioss a permis de valider son utilisation. La loi Foam Plas est une loi élasto-plastique sur laquelle est rajoutée un terme de pression P dépendant de la déformation volumique. A cette loi matériau caractérisant le comportement en compression de la mousse a été ajouté un critère de rupture en traction et en cisaillement pour gérer la ruine du matériau.

1.3 Résultats et discussion

La figure 6 représente les résultats obtenus à partir du modèle pour des vitesses d'impact de 64 m/s, 90 m/s et 98 m/s. Les 3 types de dommages sont bien représentés. Lorsque la vitesse d'impact est inférieure à 70m/s, seule la résine est endommagée (Figure 6).

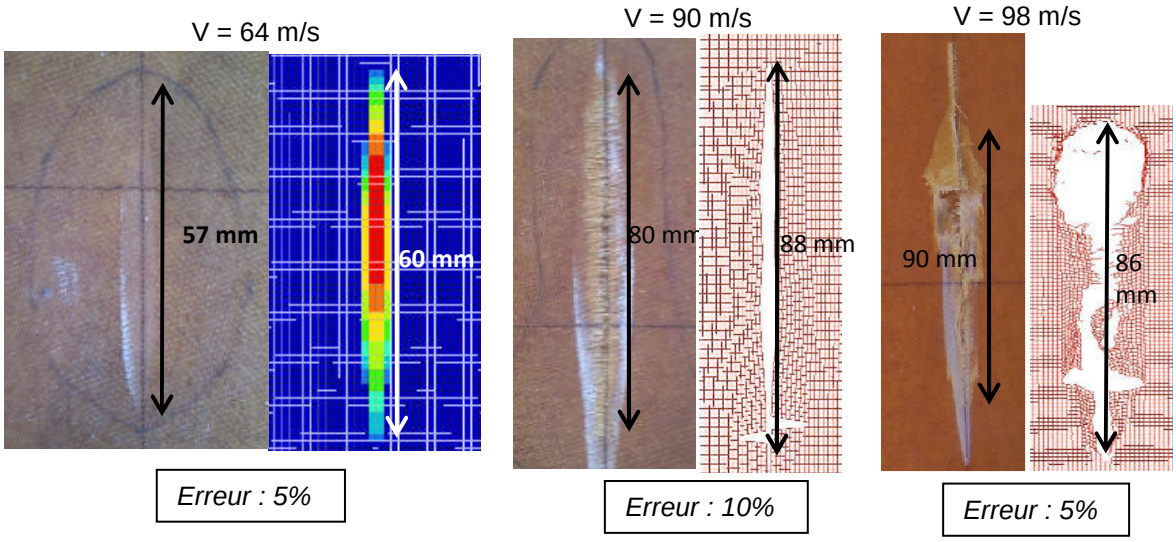


Figure 6: Résultats numériques

L'erreur relative sur le calcul de la surface endommagée est inférieure à 7%. Pour une vitesse d'impact de 90m/s, on observe l'apparition de rupture de fibre et une déchirure longitudinale de la peau. Dans ce cas, l'erreur relative entre le calcul et les résultats expérimentaux est inferieure à 10%. Un résultat analogue est obtenu pour l'essai à 98m/s. La perforation complète de la peau est correctement représentée.

L'analyse des résultats obtenus à partir du modèle permet de définir la cinématique d'endommagement pour ce type de sollicitation (Figure 7). Lors du contact avec l'impacteur, la peau est soumise à une forte flexion locale qui va entrainer un endommagement de la résine. Parallèlement à ce phénomène attendu, la compression induite dans la mousse entraine sa rupture sous la peau. La déstructuration de cette couche de mousse autorise un enfoncement plus important qui génère une mise en tension plus importante des fibres se situant sous l'impacteur et perpendiculaire à l'axe de tir. Lorsque l'allongement local atteint sa limite, une première fibre se casse ce qui accentue ce comportement et entraine la propagation de la coupure du tissu de proche en proche.

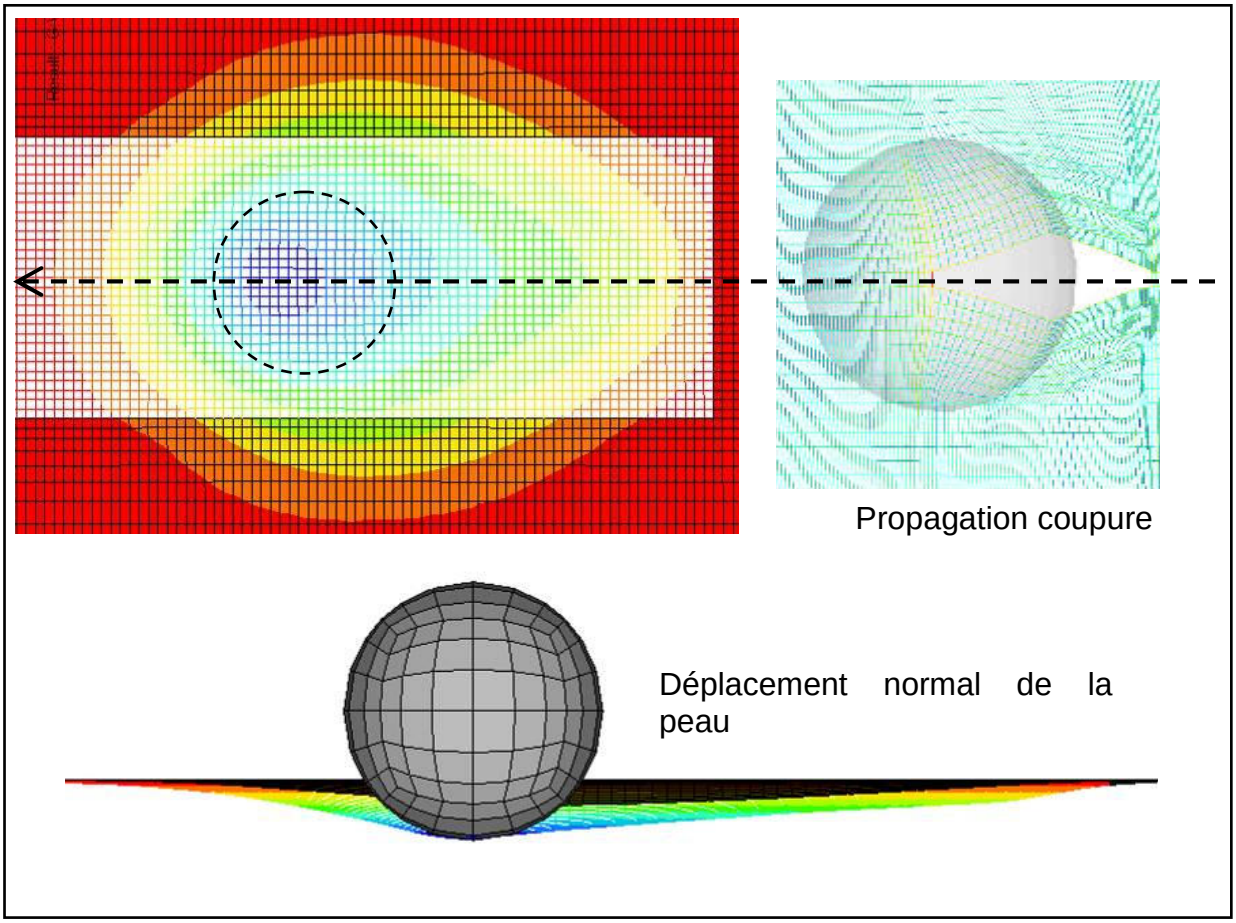


Figure 7: Résultats numeriques

4. Conclusion

Une étude sur l'impact oblique sur des éprouvettes de type sandwich a été réalisée. Les éprouvettes, réalisée à partir de peaux minces en tissus de verre et d'une âme en mousse, peuvent être représentatives de la physique observable pour un même type d'impact sur une pale. Les résultats expérimentaux obtenus permettent de définir le dommage engendré en fonction de l'énergie d'impact. A partir de l'analyse de ces résultats, un modèle numérique a été développé à une échelle originale que constituent les mèches du tissu. La comparaison des résultats numériques et expérimentaux permet de valider l'approche développée. L'analyse des résultats numérique a permis d'identifier la cinématique d'endommagement et de coupure de la peau en tissu. Le développement du modèle se poursuit. On s'intéresse principalement aujourd'hui à la prise en compte de tissus orientés dans différentes directions.

Références

[1] PETIT S., BOUVET C. & BERGEROT A. : Impact and compression after impact experimental study of a composite laminate with a cork thermal shield. Composite Science and Technology Volume 67, Issue 15-16, 2007, pp 3286-3299

[2] GUINARD S., ALLIX O., GUEDRA-DEGEORGES D. & VINET A. : A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminate composites. Composite Science and Technology 62, Issue 4, 2002, pp 585-589

[3] FUOSS E., STRAZNICKY P.V. & POON C. : Effect of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates – Part 1: parametric study. Composite Structures 41, 1998, pp 67-77

[4] BELINGARDI G. & VADORI R. : Influence of the laminate thickness in low velocity impact behavior of composite material plate. Composite Structures 61, 2003, pp 27 - 38

[5] CARTIE D.D.R. & IRVING P.E. : Effect of resin and fibre properties on impact and compression after impact performance of CFRP. Composites, Part A 33, 2002, pp 486 - 493

[6] ATAS C. & SAYMAN O. : An overall view on impact response of woven fabric composite plates. Composite Structures 82, 2008, pp 336 - 345

[7] CHOI I.H. : Contact force history analysis of composite sandwich plates subjected to low-velocity impact. Composite Structures, 2006
[8] SCHUBEL P.M., LUO J.J. & DANIEL I.M. : Low velocity impact behavior of composite sandwich panels. Composites, Part A 36, 2005, pp 1389-1396
[9] SCHUBEL P.M., LUO J.J. & DANIEL I.M. : Impact and post impact behavior of composite sandwich panels. Composites, Part A 38, 2007, pp 1051-1057
[10] CANTWELL W.J. & MORTON J. : The influence of varying projectile Mass on the impact response of CFRP. Composite Structures 13, 1989, pp 101 – 114
[11] IANNUCCI L. : Progressive failure modelling of woven carbon composite under impact. International Journal of Impact Engineering 32, 2006, pp 1013-1043
[12] IANNUCCI L., WILLOWS M.L.: An energy based damage mechanics approach to modeling impact onto woven composite materials: Part II. Experimental and numerical results. Composites: Part A 38, 2007, pp 540-554
[13] DUAN Y., KEEFE M., BOGETTI T.A., POWERS B.: Finite element modelling of transverse impact on a ballistic fabric. International Journal of Mechanical Sciences 48, 2006, pp 33-43
[14] ZHOU G., SUN X., WANG Y. : Multi-chain digital element analysis in textile mechanics. Composite Science and Technology 64, 2004, pp 239-244
[15] BAHEI-EL-DIN Y.A., RAJENDRAN A.M., ZIKRY M.A.: A micromechanical model for damage progression in woven composite systems.International Journal of Solids and Structures 41, 2004, pp 2307-2330
[16] NILAKANTAN G., KEEFE M., BOGETTI T.A., ADKINSON R., GILLESPIE J.W.: On the finite element analysis of woven fabric impact using multiscale modeling techniques. International Journal of Solids and Structures, 2010, pp 2300-2315
[17] NAVARRO P., MARGUET S., FERRERO J.F., BARRAU J.J. & LEMAIRE S. : Modelling of impacts on sandwich structures .Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2010
[18] BELYTSCHKO T., LIN J.I. & TSAY C.S. : Explicit algorithms for the nonlinear dynamics of shells. Computer methods in applied mechanics and engineering 42, 1984, pp 225-251