



HAL
open science

Modélisation et étude expérimentale du flambement d'un panneau composite réalisé par infusion de résine

Adrien Perret, Sébastien Mistou, Marina Fazzini

► **To cite this version:**

Adrien Perret, Sébastien Mistou, Marina Fazzini. Modélisation et étude expérimentale du flambement d'un panneau composite réalisé par infusion de résine. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.44. hal-00603121

HAL Id: hal-00603121

<https://hal.science/hal-00603121>

Submitted on 24 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.

Modélisation et étude expérimentale du flambement d'un panneau composite réalisé par infusion de résine

Buckling numerical modelling and experimental investigation of a composite stiffened panel manufactured by resin infusion

Adrien Perret^{1,2}, Sébastien Mistou² et Marina Fazzini²

1 : DAHER-SOCATA
Aéroport Tarbes-Lourdes-Pyrénées, 65290 LOUEY, France
e-mail : a.perret@socata.daher.com

2 : ENIT-LGP
PRES Université de Toulouse, Av d'Azereix, BP1629, 65016 TARBES Cedex, France
e-mail : sebastien.mistou@enit.fr, marina.fazzini@enit.fr

Résumé

Un panneau composite autoraidi représentatif d'un fuselage d'avion est étudié. Ce panneau est fabriqué selon un procédé d'infusion de résine LRI (Liquid Resin Infusion) qui permet d'intégrer des structures dans deux directions dès les premières étapes de la fabrication. Actuellement l'industrie aéronautique cherche à intégrer de plus en plus de structures sur les peaux des fuselages en matériaux composites.

L'étude numérique par éléments finis vise à mettre au point un essai de post-flambement. La charge critique de flambement est calculée par analyse linéaire et une éprouvette d'essai est définie. Ensuite, une analyse prenant en compte les non linéarités géométriques permet d'obtenir la courbe effort-déplacement attendue.

L'essai de post-flambement est la validation expérimentale des modèles numériques vis-à-vis de la charge et du déplacement à rupture. Des systèmes de mesure optique par stéréo-corrélation d'images sont utilisés pour comparer les résultats numériques et expérimentaux des déplacements hors plan. Aussi, le phénomène de décohésion se produisant dans la zone de peau-raidisateurs est mis en évidence à l'échelle globale.

Abstract

This study is focused on a composite stiffened panel, representative of an aircraft fuselage. This panel is manufactured by LRI (Liquid Resin Infusion), and structures are integrated in two directions at the very soon steps of the process. Actual industrial projects face composite integrated structures issues as a number of structures are more and more integrated onto the skins of aircraft fuselage.

Finite element models have been developed to set up a post-buckling test. The critical buckling load is calculated using a linear static analysis and a test component is defined. Then finite element models are implemented with geometric nonlinearities, to obtain the load-shortening curve of the test.

This post-buckling test checks the load and shortening at failure. Stereo-correlation measurement systems are used to compare experimental and numerical through thickness displacements. Decohesion mechanisms are also highlighted along a global scale in the skin-stiffener area.

Mots Clés : composite, post-flambement, décohésion, éléments finis, expérimental

Keywords : composite, post-buckling, decohesion, finite elements, experimental

1. Introduction

Le panneau étudié (Fig. 1) est représentatif d'une zone de tronçon de fuselage fabriqué dans le cadre du programme FUSCOMP de DAHER-SOCATA [1]. On retrouve des structures intégrées de type raidisseur et de type cadre. Une extrémité est encastrée et l'autre est laissée libre dans la direction longitudinale pour appliquer le chargement. Les raidisseurs latéraux apportent une rigidité suffisante pour que les bords ne flambent pas. Les études récentes les plus approfondies ont été réalisées dans le cadre du programme COCOMAT [2-4], où les modèles numériques sont vérifiés expérimentalement en mesure optique par stéréo-corrélation d'images avec le logiciel Aramis. Les phénomènes de rupture observés sont hormis le décollement des semelles, des délaminages et des

ruptures dans le revêtement et/ou dans l'âme des raidisseurs. Le décollement des raidisseurs est aussi étudié sur des panneaux chargés en cisaillement [5,6].

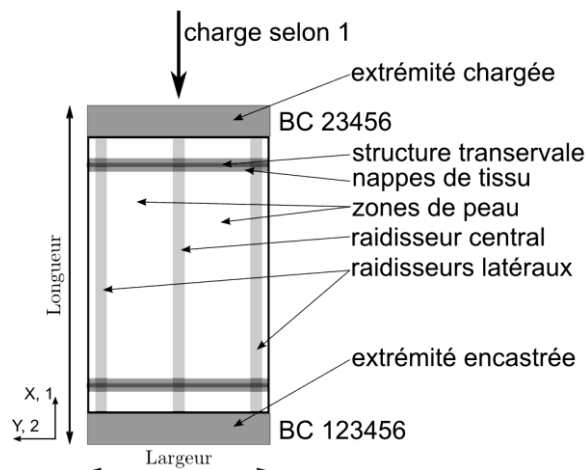


Fig. 1. Panneau autoraidi composite avec ses conditions aux limites.

Des études portant sur le décollement des interfaces de raidisseurs de pièces aéronautiques, modélisent l'interface entre la peau et les semelles des structures intégrées à l'aide d'éléments cohésifs entre deux éléments coques [4,7]. Cette interface n'est pas modélisée dans les modèles réalisés car on considère que la localisation du décollement n'est pas connue a priori. De par le procédé d'infusion de résine, on considère plutôt que la qualité de l'interface est équivalente entre tous les plis de l'empilement du stratifié. Les mécanismes de décohésion des structures intégrées seront observés expérimentalement.

L'étude expérimentale consiste en la réalisation d'un essai permettant de mettre en évidence le comportement à rupture à l'échelle globale du panneau autoraidi. Plusieurs configurations d'essai pourraient être réalisées selon le cas de chargement recherché. On peut citer par exemple un essai de pressurisation combiné à une compression uniaxiale [8], et plus simplement des essais de cisaillement ou de compression uniaxiale [6]. Il a été choisi de réaliser un essai de compression uniaxiale, cela afin d'étudier simplement la décohésion des structures intégrées du panneau. Toutefois, des difficultés peuvent survenir pour modéliser le glissement des bords longitudinaux du panneau [2]. Il a donc été choisi de retirer ces conditions aux limites expérimentales et numériques, en considérant que les raidisseurs transversaux permettent d'assurer une rigidité suffisante pour ne pas que le premier mode de flambement soit un flambement global.

2. Modélisation numérique

Patran est utilisé comme outil logiciel en pre- et post- analyse. Le solveur Nastran est utilisé pour l'analyse de flambement linéaire (SOL105) et pour l'analyse statique linéaire (SOL101). Le solveur implicite non-linéaire Marc est utilisé avec SOL600 de Nastran. (Fig. 2) montre la démarche suivie pour obtenir le déplacement UX à incrémenter au point de chargement, dans l'analyse non linéaire, permettant de calculer les indices de rupture (FI) et les déplacements UZ et UX dans le panneau, une fois la charge critique de flambement dépassée. Le matériau utilisé est le G0926/RTM6, les propriétés mécaniques utilisées sont données dans le (Tab. 1).

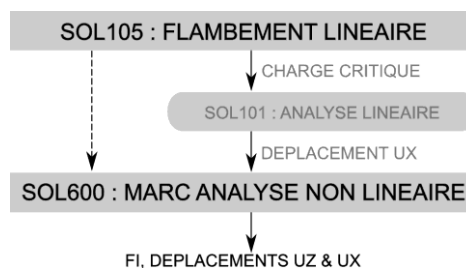


Fig. 2. Démarche de la modélisation du panneau.

Propriété	Moyenne [MPa]	Norme utilisée
Module d'Young longitudinal et transversal $E_L = E_T$ (compression)	60000	prEN2850
Module de cisaillement plan G_{LT}	4300	AITM1-0002
Coefficient de Poisson plan ν_T	0,05	EN2597
Contrainte à rupture longitudinal et transversal $X_T = Y_T$ (traction)	860	EN2597
Contrainte à rupture longitudinal et transversal $X_C = Y_C$ (compression)	700	prEN2850
Contrainte à rupture en cisaillement plan S_{12}	100	AITM1-0002

Tab. 1. Propriétés du couple matériau G0926/RTM6 données par Hexcel. Epaisseur du pli de 0,37 mm pour un taux volumique de fibres de $V_f = 50\%$, à température ambiante [9,10].

(Fig. 3) montre la modélisation du panneau où des éléments rigides sont utilisés pour modéliser les extrémités. Une étude de convergence a permis de définir un nombre d'éléments minimum de 5 dans l'âme et de 6 dans la tête des omégas, pour que les premiers modes de flambement des raidisseurs convergent à moins de 1,5 %. De plus, les angles sont modélisés par 2 éléments pour que les déformations locales se rapprochent des déformations réelles.

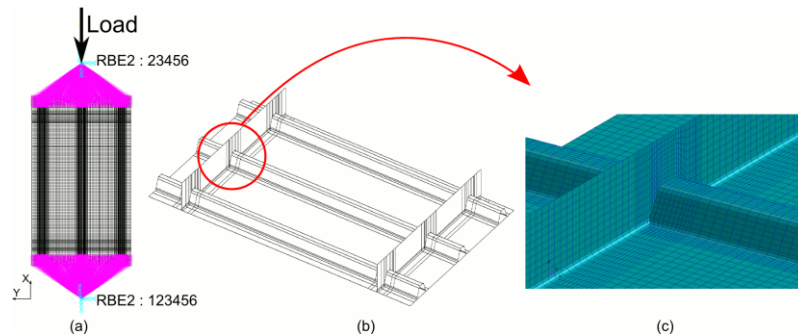


Fig.3. Modélisation du panneau (a) Utilisation de RBE2 dans les conditions aux limites (b) Modèle géométrique (c) Détail du maillage.

L'analyse statique linéaire peut être seulement utilisée jusqu'à la charge critique de flambement, ensuite les résultats ne sont plus significatifs, car la forme des déplacements hors plan du flambement modifie totalement le comportement du panneau. Alors, une analyse de rupture progressive est réalisée en implémentant le critère de rupture de Tsai-Wu (Eq. 1) en contraintes planes, en incrémentant le déplacement donné par l'analyse statique linéaire, à la charge critique de flambement.

$$\left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \geq \quad (\text{Eq. 1})$$

Lorsque le critère de rupture atteint une valeur de 1, l'élément correspondant est considéré non travaillant et tous les modules des matériaux sont réduits au module le plus faible au point d'intégration de l'élément [11]. Cette analyse permet d'observer l'évolution des déplacements hors plan et des niveaux de rupture dans les différentes zones du panneau jusqu'à son effondrement, selon les courbes effort-déplacement données en (Fig. 4). Plusieurs méthodes de modélisation de l'interface entre les structures intégrées ont été considérées : nœuds communs ou coïncidents entre les éléments adjacents, ou surface de glissement. La rupture peut soit être localisée dans les peaux et/ou dans le raidisseur central au centre du panneau, soit aux extrémités des raidisseurs. Le déplacement à rupture est alors modifié. Les résultats obtenus sont très sensibles à la méthode de modélisation, notamment lors de la modification du drapage.

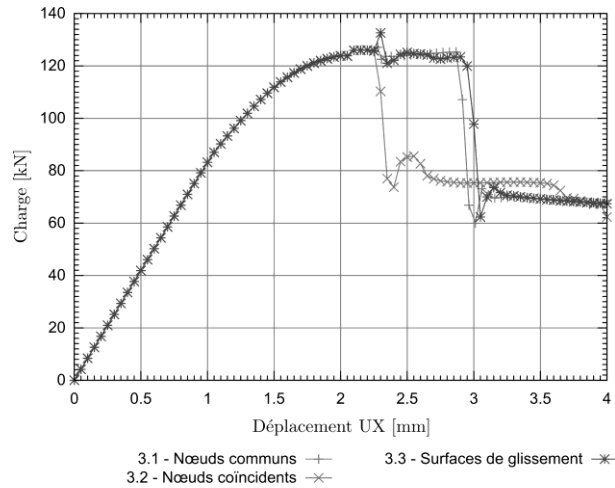


Fig.4. Courbes de chargement pour les trois méthodes de modélisation de l'interface entre structures intégrées.

Deux modèles numériques permettent de conclure sur la localisation des zones de rupture (Fig. 5). A gauche, un modèle autorisant la rotation selon X au talon de résine de l'extrémité inférieure (degré de liberté 4) indique une rupture des zones de peau-raidisateurs, au milieu du panneau. A droite, les résultats du modèle de référence où le blocage du degré de liberté 4 provoque une déviation des zones de rupture qui sont plus importantes sur un oméga. Ces ruptures sont de type crippling, comme cela est souvent observé dans ce type d'essai [2,12]. Le crippling est une instabilité des coins des structures fermées. Après un flambement local, les coins plus rigides continuent de supporter la charge qui est donc supérieure aux charges critiques de flambement. On observe aussi une concentration de contraintes à l'intersection de l'autre raidisseur transversal.

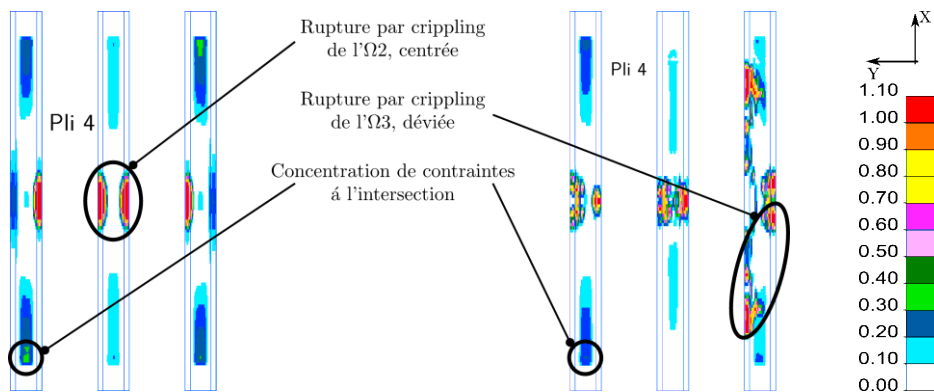


Fig. 5. Localisation des zones de rupture (FI) selon la condition aux limites du talon de résine encastré. Avec degré de liberté 4 libre (gauche), avec degré de liberté 4 bloqué (droite) : modèle de référence.

3. Essai de post-flambement

Un mouchetis noir et blanc est créé sur l'ensemble de l'éprouvette et sur l'outillage. Ce mouchetis se rapproche le plus possible d'un mouchetis synthétique, représenté en (Fig. 6), calculé à partir de la résolution des capteurs et des distances de mesure, pour une répartition normale des niveaux de gris [13]. Les extrémités de l'éprouvette sont fabriquées par coulée de résine chargée (talons de résine) pour assurer les conditions aux limites utilisées dans les modèles numériques.

Deux paramètres prépondérants à la bonne mise en place de l'éprouvette ont été identifiés : le parallélisme des surfaces des extrémités des talons de résine, et la planéité des flans des talons. L'outillage d'essai est mis en place de telle sorte que ces deux paramètres soient respectés aussi côté outillage. Du côté de l'éprouvette, la distance entre les flans des talons de résine et la peau doit être constante sur les flans des talons.

Le tolérancement de l'éprouvette a été contrôlée à l'aide du système ATOS (mesure tridimensionnelle sans contact par projection de franges), et les surfaces ont été ré-usinées pour que les deux paramètres précédents soient respectés. La mise en place sur la machine de l'outillage et de l'éprouvette d'essai est vérifiée à partir de points de référence à l'aide du système Tritop (mesure tridimensionnelle de points de référence par photogrammétrie).

Le dispositif de l'essai est donné en (Fig. 7). Une machine de traction/compression Instron 1345 avec un capteur d'effort de 500 kN est utilisée. Un système Aramis (mesure de champs par stéréo-corrélation d'images) par côté de l'éprouvette permet d'obtenir les champs de déplacement. Les deux systèmes Aramis sont reliés en série.

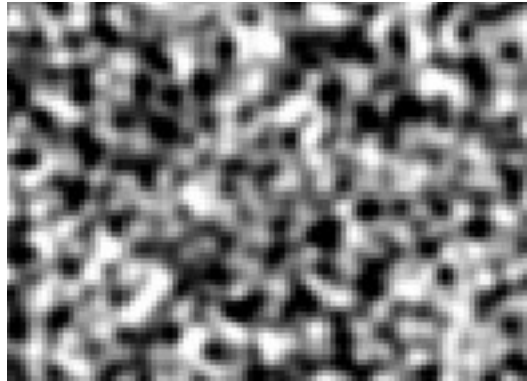


Fig.6. Mouchetis synthétique recherché à l'échelle 1.

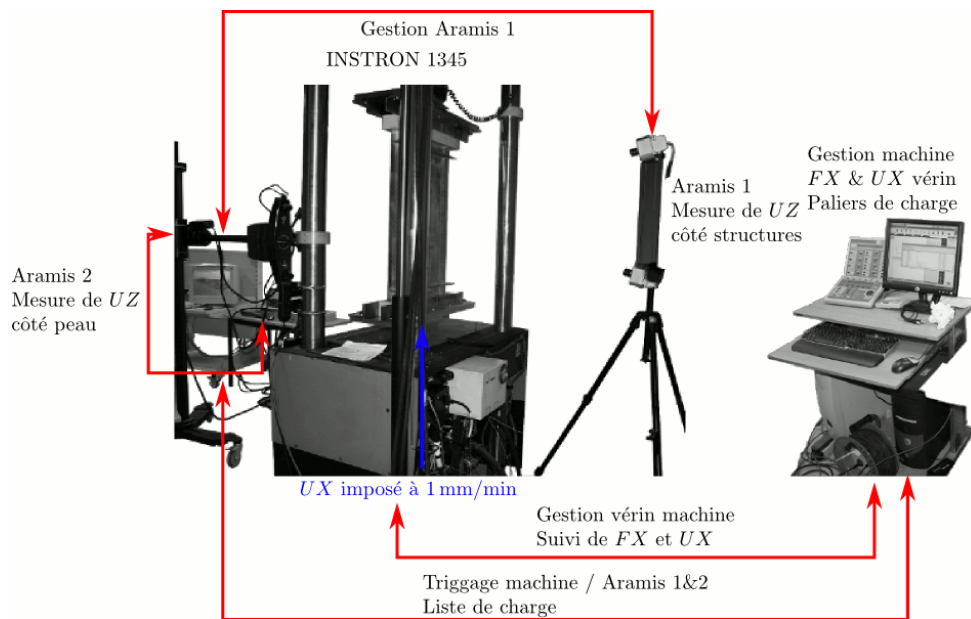


Fig.7. Dispositif expérimental de l'essai de post-flambement.

4. Résultats et discussions

Le déplacement relatif mesuré par le capteur de déplacement de la traverse est plus élevé que le déplacement relatif réel, à cause d'un certain nombre de jeux toujours présents entre les axes d'application de l'effort de la machine et les talons de résine. Alors, (Fig. 8) montre les points de référence définis dans Aramis pour calculer les déplacements relatifs réels. La mesure au niveau des plateaux A-B correspond au signal du capteur de déplacement de la machine. La mesure des points de l'outillage ne donne pas de valeurs concluantes. Enfin, le déplacement relatif réel de compression est mesuré au ras de la zone de peau et du talon de résine, au niveau du raidisseur central, ce qui donne les points expérimentaux tracés avec la courbe numérique de chargement en (Fig. 9).

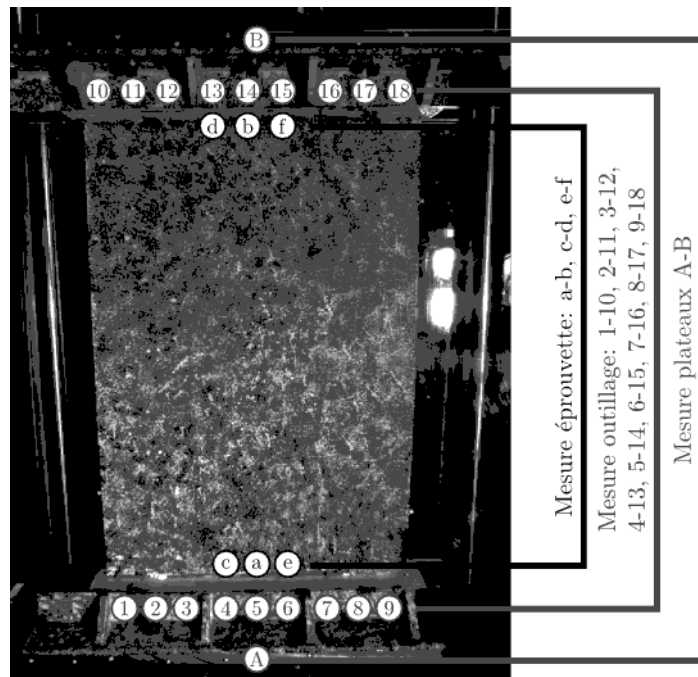


Fig.8. Mesures du déplacement relatif de compression, côté peau.

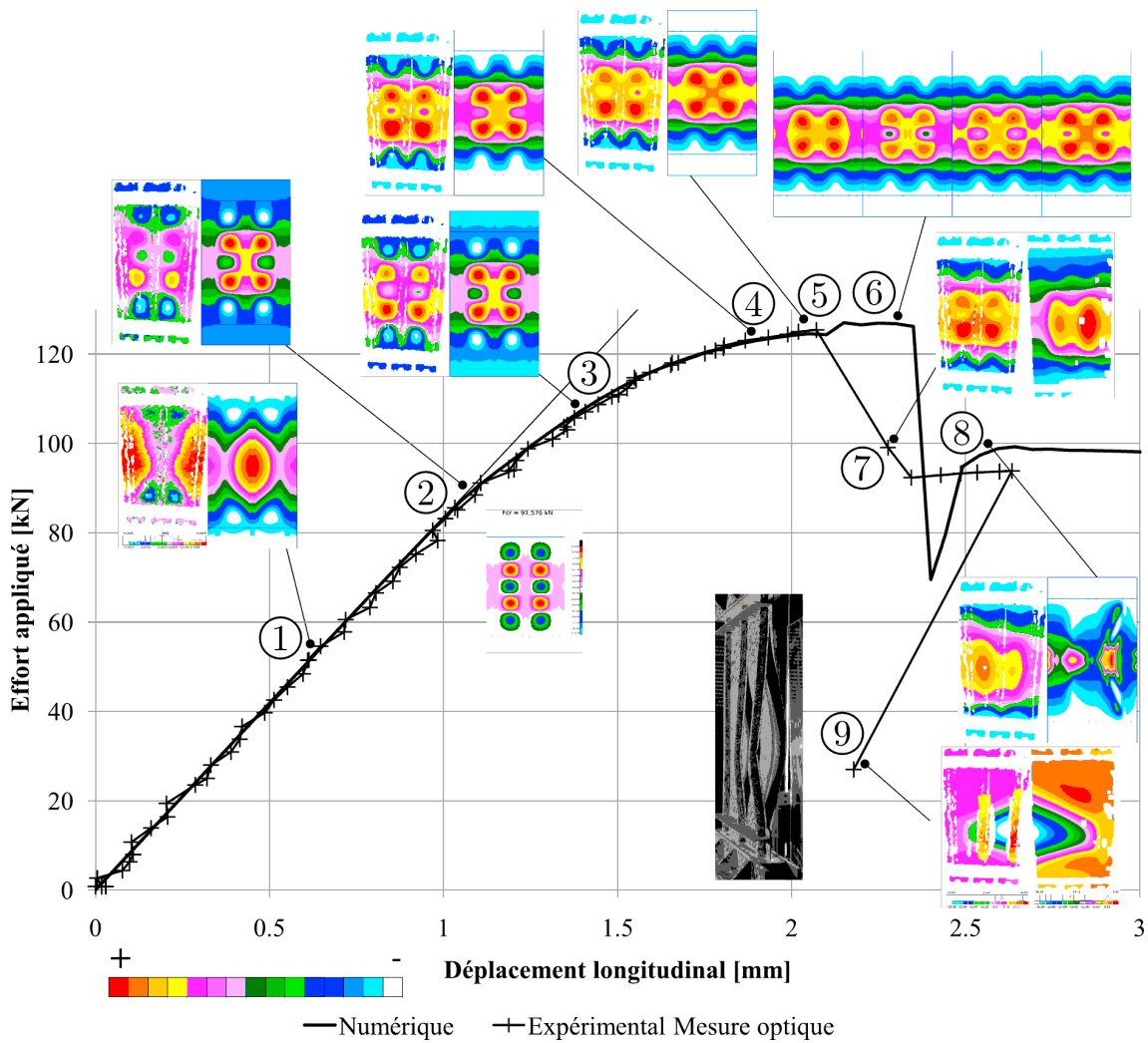


Fig. 9. Courbes effort-déplacement numérique et expérimentale réelle, avec champs de déplacements hors plan correspondants.

Neuf points ont été repérés sur la courbe pour expliquer les mécanismes menant à la décohé- sion des structures intégrées. Pour les points 1–5 et 8 l’image de gauche donne la cartographie des déplacements hors plan expérimentaux côté raidisseurs, et l’image de droite celle des déplacements hors plan numériques. La même échelle de couleurs est utilisée. Le point 6 donne quatre cartographies de résultats numériques. Le point 7 indique les cartographies côté raidisseurs et côté peau. Le point 9 correspond à la décohé- sion des structures intégrées, et uniquement les cartographies expérimentales sont disponibles.

Pendant la phase linéaire (point 1), les pentes de la courbe numérique et expérimentale sont équivalentes, malgré une forme de flambement différente.

Le point 2 correspond à la transition linéaire / non linéaire du comportement. La charge critique de flambement calculée à environ 90 kN (SOL105), est vérifiée par le modèle non linéaire et par les résultats expérimentaux : cinq vagues de flambement se forment sur chaque peau.

Au point 3, on observe qu’un flambement global apparaît car le déplacement hors plan du milieu du panneau augmente, ce qui est d’autant plus important au point 4.

Le point 5 est le dernier point expérimental obtenu avant la chute de charge. Cette chute de charge se produit avec la vague centrale de chacune des peaux qui disparaît.

Au point 6 il n’y a pas de prises de vue pendant un intervalle de 0,2 mm –le phénomène est brutal–, uniquement des résultats numériques sont disponibles, où une vague centrale se reforme avant l’effondrement de l’éprouvette.

Au point 7 une première chute de charge s’est produite, l’erreur de mesure sur le déclenchement des deux systèmes Aramis permet d’obtenir une image par face à des temps très proches, et de voir que l’éprouvette s’est effondrée juste avant le point 7. La charge à rupture enregistrée par le capteur d’effort de la machine –juste avant le point 7– donne une erreur sur la charge à rupture calculée de 0,3 %.

Au point 8, la charge n’est reprise plus que par deux raidisseurs sur trois et l’éprouvette flambe de manière globale. En effet, (Fig. 10) montre une discontinuité dans le champ de déplacement UY qui apparaît au niveau de la zone d’oméga rompue en crippling, au point 7. Le décalage du champ de déplacement UX montre ainsi que la charge n’est alors reprise que par une partie de la structure comprenant deux raidisseurs. Cela confirme que la charge restante est d’environ 2/3 de la charge à rupture.

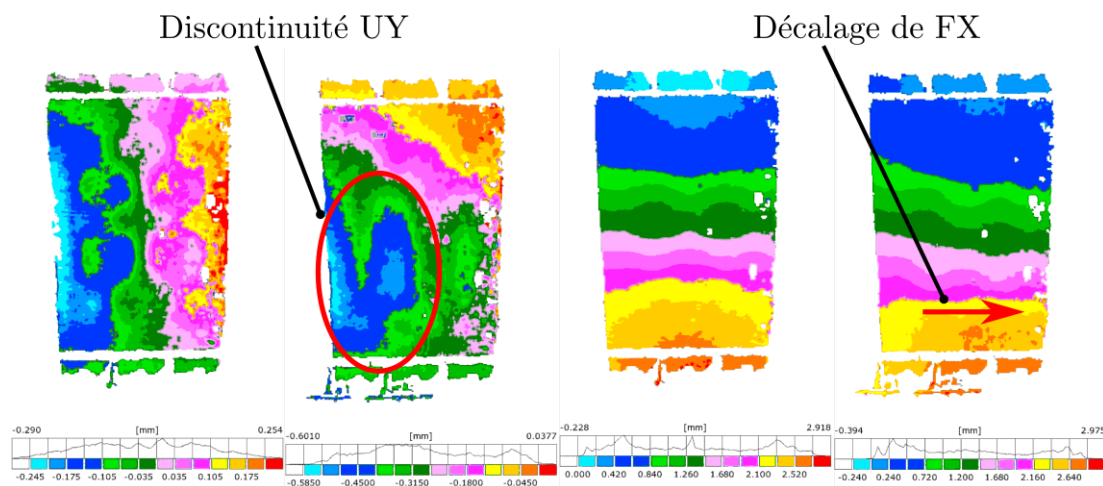


Fig. 10. Changement de la répartition des champs de déplacements UY (gauche) et UX (droite), avant et après la chute de charge (point 7). Mesures côté peau.

Au point 9, on observe la décohé- sion de deux raidisseurs. Une rupture par crippling est aussi observée sur l’oméga central. Les ruptures par crippling semblent être les zones d’initiation de la décohé- sion. La décohé- sion se produit dans le pli supérieur de la peau et pas directement à l’interface entre les structures intégrées et la peau.

5. Conclusions

La décohésion des structures intégrées a été mise en évidence. Les modèles numériques réalisés permettent de prédire la charge et le déplacement à rupture d'un panneau composite autoraidi avec structures intégrées, lors d'un essai de post-flambement.

Les modèles numériques ont été vérifiés expérimentalement. La corrélation entre les résultats expérimentaux et numériques est très bonne. Les deux paramètres prépondérants à une bonne mise en place de l'éprouvette dans la machine d'essai, sont le parallélisme des surfaces des extrémités des talons de résine, et la planéité de leurs flans.

La rupture par crippling des raidisseurs est le mécanisme de rupture à l'origine de l'initiation de la décohésion des structures intégrées. La décohésion se propage ensuite dans le pli supérieur de la peau. Les modèles réalisés n'ont pas pris en compte a priori un décollement possible à l'interface, et ne peuvent prédire que le comportement global à la rupture du panneau. La seconde chute de charge n'est donc pas prédite par les modèles numériques.

Références

- [1] A. PERRET et al., « Dimensionnement d'un fuselage composite réalisé par infusion de résine ». *JNC16 - Journées Nationales sur les Composites, Toulouse*, 2009.
- [2] R. ZIMMERMANN et al., « Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels - tests and computations ». *Composite Structures*, Vol. 73, pp. 150-161, 2006.
- [3] R. DEGENHARDT et al., « Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse ». *Computers and Structures*, Vol. 86, pages 919-929, 2008.
- [4] A. ORIFICI et al., « Degradation investigation in a postbuckling composite stiffened fuselage panel ». *Composite Structures*, Vol. 82, pp. 217-224, 2008.
- [5] R. KRUEGER, J.G. RATCLIFFE & P.J. MINGUET, « Panel stiffener debonding analysis using a shell/3D modeling technique ». *Composites Science and Technology*, Vol. 69, pages 2352-2362, 2009.
- [6] J. BERTOLINI et al., « Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding. Part 2: Element and panel level ». *Composite Structures*, Vol. 90, pp. 392-403, 2009.
- [7] J. BERTOLINI et al., « An experimental and numerical study on omega stringer debonding ». *Composite Structures*, Vol. 86, pp. 233-242, 2008.
- [8] D.R. AMBUR, M. ROUSE, « Design and Evaluation of Composite Fuselage Panels Subjected to Combined Loading Conditions ». *Journal of Aircraft*, Vol. 42, pp. 1037-1045, 2005.
- [9] Hexflow RTM6 Product Datasheet, 2010.
- [10] HexForce G0926 D 1304 TCT INJ E01 2F Product Datasheet, 2010.
- [11] MD Nastran R3 Quick Reference Guide. MSC Software Corporation, 2010.
- [12] J. BERTOLINI, « Contribution à l'analyse expérimentale et théorique des ruptures de structures composites en post-flambement par décollement des raidisseurs ». *Mémoire de thèse*, UPS, 2008.
- [13] M. FAZZINI, « Développement de méthodes d'intégration de mesures de champs ». *Mémoire de thèse*, Université de Toulouse, 2009.