POLYPUBLIE

Tolérance aux dommages des matériaux composites aéronautiques

Sébastien Gordon

Document en libre accès dans PolyPublie
Open Access document in PolyPublie

Date	2008
Type	Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis Thèse de doctorat/Ph.D. thesis
URL de PolyPublie **PolyPublie URL**	https://publications.polymtl.ca/8152/
Conditions d'utilisation **Terms of use**	© Tous droits réservés / All rights reserved
Référence **Citation**	Gordon, S. (2008). Tolérance aux dommages des matériaux composites aéronautiques [Thèse de doctorat, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie. https://publications.polymtl.ca/8152/

Détails de la thèse
Thesis details

Directeurs de recherche **Advisors**	Rachid Boukhili
Programme **Program**	Non spécifié

Ce fichier a été téléchargé à partir de PolyPublie, le dépôt institutionnel de Polytechnique Montréal
This file has been downloaded from PolyPublie, the institutional repository of Polytechnique Montréal
https://publications.polymtl.ca

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

TOLERANCE AUX DOMMAGES DES MATERIAUX COMPOSITES AERONAUTIQUES

SÉBASTIEN GORDON
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

THÈSE PRÉSENTÉE EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE PHILOSOPHIAE DOCTOR (Ph.D.)
(GÉNIE MÉCANIQUE)
AOUT 2008

© Sébastien Gordon, 2008.

Library and Archives Canada

Published Heritage Branch

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Bibliothèque et Archives Canada

Direction du Patrimoine de l'édition

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence
ISBN: 978-0-494-46102-0
Our file Notre référence
ISBN: 978-0-494-46102-0

NOTICE:
The author has granted a non-exclusive license allowing Library and Archives Canada to reproduce, publish, archive, preserve, conserve, communicate to the public by telecommunication or on the Internet, loan, distribute and sell theses worldwide, for commercial or non-commercial purposes, in microform, paper, electronic and/or any other formats.

The author retains copyright ownership and moral rights in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

AVIS:
L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque et Archives Canada de reproduire, publier, archiver, sauvegarder, conserver, transmettre au public par télécommunication ou par l'Internet, prêter, distribuer et vendre des thèses partout dans le monde, à des fins commerciales ou autres, sur support microforme, papier, électronique et/ou autres formats.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur et des droits moraux qui protège cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

In compliance with the Canadian Privacy Act some supporting forms may have been removed from this thesis.

While these forms may be included in the document page count, their removal does not represent any loss of content from the thesis.

Conformément à la loi canadienne sur la protection de la vie privée, quelques formulaires secondaires ont été enlevés de cette thèse.

Bien que ces formulaires aient inclus dans la pagination, il n'y aura aucun contenu manquant.

Canada

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Cette thèse intitulée :

TOLÉRANCE AUX DOMMAGES DES MATÉRIAUX COMPOSITES AÉRONAUTIQUES

présentée par : GORDON, Sébastien

en vue de l'obtention du diplôme du : Philosophiae Doctor

a été dûment acceptée par le jury d'examen constitué de :

M. SANSCHAGRIN, Bernard, D.ing., Président

M. BOUKHILI, Rachid, Ph.D., Membre et directeur de recherche

M. RUIZ, Eduardo-Antonio-Julian, Ph.D., Membre

Mme, PARIS, Isabelle, Ph.D., Membre

DÉDICACE

Je dédie cette thèse à mon épouse Julie, mon fils Nathan, ainsi qu'à mes parents Suzanne et Laurent.

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur de recherche, le professeur Rachid Boukhili pour avoir partagé avec moi ses connaissances et son expérience qui ont contribuées grandement à la réalisation de ce projet.

Je souhaite aussi remercier les professeurs Bernard Sanschagrin et Eduardo Ruiz, ainsi que madame Isabelle Paris d'avoir accepté de juger cette thèse.

Je remercie la compagnie Flight Dynamics Corporation pour avoir fourni les panneaux sandwichs.

Je remercie monsieur Izek Therrien, ami et ex-collègue, pour m'avoir expliqué certains concepts reliés au design des avions.

Finalement, j'exprime aussi ma gratitude à monsieur Nour Aimene de la section de mécanique appliquée pour son aide à résoudre des problèmes techniques reliés à l'utilisation de la tour d'impact.

RÉSUMÉ

Cette thèse, qui porte sur l'évaluation de la tolérance aux dommages d'un composite sandwich moulé par le procédé d'infusion, a été réalisée dans le cadre de la certification d'un avion amphibien de quatre places (le Seawind 300C). Le composite sandwich en question est constitué d'un noyau (âme) en mousse de PVC entre deux peaux stratifiées de vinyl ester/verre-E. Toute la cellule de l'avion est constituée de matériaux composites, dont plus de 80% des composantes sont faites de ce composite sandwich. La particularité de ce projet de certification, est que pour la première fois en Amérique du Nord, une résine vinyl ester et le procédé d'infusion sont homologués dans la certification d'avions ayant une masse entre 750 et 5 670 kg.

Un des principaux points à couvrir dans la certification de structures d'avions en matériaux composites est l'évaluation de la tolérance aux dommages. Cette évaluation consiste principalement à déterminer l'effet de petits dommages produits par des impacts sur la résistance résiduelle de la structure en composites. Ces impacts peuvent survenir durant l'assemblage des pièces ou durant la mise en service de l'avion. Le principal danger de ces dommages est qu'ils sont parfois à peine perceptibles à l'œil, mais peuvent affecter considérablement les propriétés mécaniques de la structure.

Le principal objectif de cette thèse est d'évaluer la tolérance aux dommages du composite sandwich utilisé pour fabriquer la structure du Seawind 300C (aile, fuselage, empennage, etc.). La première étape consiste à l'élaboration d'une méthode de caractérisation et de classification des dommages produits par des impacts légers. Cette méthode de classification est basée sur l'analyse de résultats des tests d'impacts instrumentés. C'est-à-dire que les tests d'impacts ont été réalisés avec une tour d'impact à poids tombant (impacteur), dont l'impacteur est muni d'une cellule de charge permettant de mesurer l'évolution de la force de contact entre l'impacteur et l'éprouvette en fonction du temps. La courbe force-temps varie considérablement selon le type de dommages et permet ainsi de classer ceux-ci de façon plus objective, que la méthode

d'inspection visuelle. Les résultats de la caractérisation des sandwichs impactés ont permis de classer les dommages en trois principales catégories, soit les dommages peu visibles (BVID), visibles (VID) et clairement visibles (CVID).

Un des aspects innovateurs de cette thèse a été l'élaboration d'un indice d'endommagement pour évaluer la sévérité du dommage. Cet indice a été défini par la normalisation de l'énergie absorbée par rapport à l'énergie d'impact induite. Le fondement de cet indice est basé sur l'hypothèse que l'énergie absorbée est dissipée par la formation des dommages causés par l'impact. La deuxième étape dans cette évaluation de la tolérance aux dommages consiste à déterminer la résistance résiduelle des éprouvettes sandwiches impactées par des tests de compression après impact (CAI). Les résultats de CAI ont été présentés en fonction de l'indice d'endommagement. Cette nouvelle représentation graphique des résultats CAI a permis d'identifier plus clairement la réduction de la résistance résiduelle du composite sandwich impacté. Les résultats ont démontré que la présence d'un BVID est presque aussi dommageable qu'un CVID et peut réduire la résistance résiduelle du sandwich impacté jusqu'à 60% de la résistance du sandwich intact. La méthodologie ainsi que les résultats décrits dans ce contexte ont été acceptés par Transport Canada dans le cadre de la certification du Seawind.

Une méthode d'analyse par éléments finis a été élaborée pour prédire la charge à la rupture du composite sandwich impacté. Les tests de compression ont démontré une rupture par flambage des minces peaux stratifiées du sandwich. Basé sur cette observation, il a été supposé que la dimension des dommages influence l'instabilité élastique de la peau impactée. Pour valider cette hypothèse, des analyses de flambage non-linéaires ont été réalisées avec le logiciel d'éléments finis ANSYS. Les prédictions de la charge critique au flambage étaient supérieures aux résultats expérimentaux, particulièrement pour le cas du BVID. Néanmoins, cette méthode d'analyse semble prometteuse et pourrait éventuellement contribuer à l'amélioration du design de structures d'aéronefs utilisant des composites sandwichs similaires à celui étudié dans cette thèse.

ABSTRACT

This thesis deals with the damage tolerance evaluation of a composite sandwich molded by the resin infusion process and was undertaken along with the certification process of the four seats amphibian (Seawind 300C) aircraft. The investigated composite sandwich is made of PVC foam core between two vinyl ester/E-glass laminates skins. The entire aircraft structure is made of composites materials and more than 80% of the components are composite sandwiches. Within this context, it is the first time in North America that a vinyl ester resin and the infusion processes were qualified during an aircraft certification in the 750 to 5670 kg weight category.

One of the major issues in the composites aircraft structures certification is the damage tolerance evaluation. Such evaluation consists to determine the effect of small impact damages on the residual strength of the composite structure. These small impacts can occur during components manufacturing assembly or during aircraft service. The subtle danger of these damages is that while they are at the limit of detectability by naked eye; they can considerably reduce the mechanical properties of the structure.

The principal objective of this thesis is to evaluate the damage tolerance of the composite sandwich used for the Seawind 300C structures manufacturing (wing, fuselage, empennage, etc.). The first step to achieve this task was to elaborate a low velocity impact damages characterization and classification methodology. This classification method was based on instrumented impact tests results analysis. This mean that the impacts tests were performed with a drop weight impact tower, with the impactor equipped of a load cell allowing the data acquisition of the contact force between the impactor and the coupon as function of time. Since the force-time curves vary considerably with the impact damages type, it allows a more objective classification in comparison to the visual inspection method. According to the impacted sandwiches characterization results, the damages were sorted in three principal

categories: Barely Visible Impact Damage (BVID), Visible Impact Damage (VID) and Clearly Visible Impact Damage (CVID).

One of the innovative aspects of this thesis was to elaborate a damage state indicator to evaluate the impact damage level severity. This damage state indicator was defined by normalizing the absorbed energy with the incident impact energy. This damage state indicator was elaborated based on the assumption that the absorbed energy is dissipated by the impact damage formation. The second step of this damage tolerance evaluation consists to determine the residual strength of impacted sandwich coupons with Compression After Impact (CAI) tests. CAI results were plotted as function of the damage state indicator. The results obtained from this new CAI graphical representation give a clear insight on the residual strength reduction of the impacted composite sandwich. The results demonstrated that a BVID is almost as critical as a CVID and can reduce the impacted sandwich residual strength up to 60% of the intact sandwich resistance. The methodology and the results described within this investigation were accepted by Transport Canada during the Seawind certification project.

A Finite Element Analysis method was elaborated to predict the critical load failure of the impacted composite sandwich. The compression tests demonstrated a buckling failure of the thin sandwich laminates skins. Based on this observation, it was supposed that the damages dimensions influence the instability failure of the impacted skin. To validate this assumption, non-linear buckling analysis were performed with ANSYS finite elements software. Buckling critical load failure predictions were higher than experimental results, particularly for the BVID case. Nevertheless, this analysis method seems to have a lot of potential and could eventually be used to improve aircraft structures design using similar composites sandwiches as the one investigated herein.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE IV
REMERCIEMENTS V
RÉSUMÉ VI
ABSTRACT VIII
TABLE DES MATIÈRES X
LISTE DES TABLEAUX XII
LISTE DES FIGURES XIII
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS XVIII
INTRODUCTION 1
CHAPITRE 1 - REVUE DE LA LITTÉRATURE 5
1.1 Procédé d'infusion de résine à faible pression 5
1.2 Les composites sandwichs 9
1.3 Certification des structures en matériaux composites 11
1.4 Tolérance aux dommages des structures en matériaux composites 12
1.4.1 Caractérisation des dommages produits par des impacts sur les matériaux composites 13
1.4.2 Résistance résiduelle en compression des matériaux composites impactés 23
1.5 Flambage des plaques stratifiées et sandwiches 29
1.6 Modélisation des composites sandwichs avec ANSYS 37
1.7 Analyse du flambage avec ANSYS 43
1.8 Prédiction par la méthode des éléments finis du flambage des composites endommagés 48
CHAPITRE 2 – DESCRIPTION DE LA DÉMARCHE SCIENTIFIQUE 53
2.1 Article 1 53
2.2 Article 2 54
CHAPITRE 3 – ARTICLE 1 : LOW VELOCITY IMPACT CHARACTERIZATION OF A FOAM-CORED COMPOSITE SANDWICH 56

3.1 Abstract 56
3.2 Introduction 57
3.3 Coupons description and experimental procedure 57
3.4 Results and discussion 59
3.4.1 Impact damage characterization and classification 59
3.4.2 Compression after impact tests and damage tolerance evaluation 64
3.5 Conclusion 67
3.6 References 68
CHAPITRE 4 – ARTICLE 2: FINITE ELEMENT PREDICTION OF THE COMPRESSION BEHAVIOR OF AN IMPACTED COMPOSITE SANDWICHES 69
4.1 Abstract 69
4.2 Introduction 70
4.3 Coupons description and experimental procedure 71
4.4 Finite element analysis 73
4.5 Results and discussion 78
4.5.1 Experimental results 78
4.5.2 Finite Elements Analysis results 81
4.6 Conclusion 88
4.7 References 88
CHAPITRE 5 – RÉSULTATS COMPLÉMENTAIRES SUR LA CARACTÉRISATION DE STRATIFIÉS VINYL ESTER/VERRE-E 90
5.1 Prédiction théorique des propriétés élastiques d'un stratifié à renfort tissé 90
5.2 Propriétés mécaniques de stratifiés vinyl ester/verre-E 94
5.3 Propriétés élastiques du lamina dans le modèle théorique $[0/90]_s$ 97
CHAPITRE 6 – DISCUSSION GÉNÉRALE 101
CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS 103
RÉFÉRENCES 106

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1.1 Effet de l'épaisseur de l'âme sur la rigidité et la résistance en flexion d'une structure sandwich, adaptée [6] 10
Tableau 1.2 – Caractéristiques des éléments SHELL91 et 99 40
Tableau 3.1 – Impact damages classification, characterization and CSAI summary 65
Tableau 4.1 – Elastic properties used for FEA 75
Tableau 4.2 – Characteristics of different impact damages categories 79
Tableau 5.1 – Propriétés mécaniques de la résine vinyl ester Derakane Momentum 411-350 et de la fibre verre-E 95
Tableau 5.2 – Caractéristiques des tissus 7781 et 1543 en verre-E [45] 95
Tableau 5.3 – Propriétés physiques des stratifiés vinyl-ester/verre-E avec renfort 7781 et 1543 95
Tableau 5.4 – Propriétés élastiques des stratifiés vinyl-ester/verre-E avec renfort 7781 et 1543 [46] 95
Tableau 5.5 – Comparaison en les propriétés élastiques expérimentales et théoriques des stratifiés vinyl ester/verre-E avec renfort 7781 98

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1 - Représentation schématique de l'infusion [3] 6
Figure 1.2 - Exemple de grillage d'infusion avec le tube de distribution de résine 7
Figure 1.3 - Schématisation du tuyau distributeur de résine, du grillage d'infusion et du tuyau pour effectuer le vide 7
Figure 1.4 - L'avion amphibien Seawind 300C 8
Figure 1.5 - Schématisation des charges appliquées sur un composite sandwich [5] 10
Figure 1.6 – Approche échelonnée pour la certification des structures d'aéronefs en matériaux composites [8] 12
Figure 1.7 – Schématisation de différents types de dommages résultant d'impacts légers: (a) Indentation de la peau, (b) Délamination des plis, (c) Fissuration de la matrice, (d) Dommage localisé (perforation) [12] 14
Figure 1.8 – Représentation schématique d'une indentation résiduelle d'un composite sandwich impacté [15] 15
Figure 1.9 – Profondeur d'une indentation résiduelle selon l'énergie d'impact pour des stratifiés carbone/époxy de 36 et 50 plis [13] 16
Figure 1.10 – Profondeur de l'indentation d'un composite sandwich en fonction de l'énergie d'impact [14] 16
Figure 1.11 – Profondeur de l'indentation résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour un composite sandwich $[(0/90/0)/51WF]_s$ [16] 18
Figure 1.12 – Observation des dommages d'un composite sandwich $[(90/45)2/\text{âme}]_s$ impacté [15]. 18
Figure 1.13 – Schématisation d'impacteur d'une machine à poids tombant 20
Figure 1.14 – Courbes d'impact forces-temps d'un stratifié $[0/90]_5$ carbone/époxy : (a) faible dommage et (b) dommage sévère [18] 22
Figure 1.15 – Courbe d'impact énergie-temps d'un stratifié époxy/verre-E impacté à 18,5 joules [19] 22

Figure 1.16 – Fixation développée par Boeing pour les tests de compression après impact [21] 23
Figure 1.17 – Effet d'un impact à faible vélocité sur les résistances résiduelles en tension et en compression pour des stratifiés carbone/époxy $[(\pm 45/0_2)_2]_s$ [23] 24
Figure 1.18 – Diamètre des dommages et résistance en CAI d'un stratifié de 32 plis fait de préimprégnés graphite/époxy impacté selon différents niveaux d'énergie [26] 25
Figure 1.19 – Résistance résiduelle CAI normalisée en fonction de la superficie du dommage mesurée par C-Scan [27] 26
Figure 1.20 – Exemple d'une éprouvette sandwich courbée [12] 28
Figure 1.21 – Résistance ultime CAI de différentes configurations d'éprouvettes sandwiches, adaptée [12] 28
Figure 1.22 – Déformation d'une poutre isotrope sous une charge de compression selon 2 types d'appuis, adaptée [28] 29
Figure 1.23 – Plaque rectangulaire en appuis simples sur ses quatre côtés et soumise à une compression biaxiale 31
Figure 1.24 – Charge de flambage pour une plaque rectangulaire stratifiée et équilibrée, adaptée [6] 35
Figure 1.25 – Flambage d'une plaque rectangulaire avec les quatre côtés simplement appuyés ($m = 2$ et $n = 1$) [30] 35
Figure 1.26 –Flambage local d'un composite sandwich par ondulation de la peau [31] .36
Figure 1.27 – Schématisation d'un composite stratifié [34] 38
Figure 1.28 – Exemples d'éléments multicouches « SHELL» : (a) à 4 nœuds et (b) à 8 nœuds [33] 38
Figure 1.29 – Option sandwich de l'élément SHELL91 [33] 38
Figure 1.30 – Sandwich modélisé avec la combinaison d'éléments « LAYERED SHELL » et « SOLID » [34] 40
Figure 1.31 – Exemple de l'option des éléments SHELL91 et SHELL99 pour positionner les nœuds sur les surfaces de l'élément [33] 41
Figure 1.32 – Représentation schématique d'un lamina unidirectionnel 42

Figure 1.33 – Orientation des axes d'un élément SHELL (du matériau) dans ANSYS, adaptée de [35] 42
Figure 1.34 – Déflection transversale d'une colonne parfaite, adaptée [35] 43
Figure 1.35 – Les quatre premiers modes de flambage d'une plaque rectangulaire isotrope comprimée et modélisée avec l'élément SHELL63 [34] 45
Figure 1.36 –Exemple de déformation géométrique non-linéaire [33] 46
Figure 1.37 – Exemple d'une analyse non-linéaire du flambage d'une plaque stratifiée et percée, modélisée avec l'élément SHELL 99 : (a) géométrie et conditions aux frontières de la plaque et (b) courbes force-déplacement [34] 47
Figure 1.38 – Plaque stratifiée modélisée par éléments finis avec au centre de la plaque une zone représentant un dommage produit par un impact [37] 49
Figure 1.39 – Prédiction de la résistance au flambage d'une plaque stratifiée selon le rayon et la rigidité de la zone de dommage au centre de la plaque [37] 49
Figure 1.40 – Modèle d'éléments finis d'un panneau sandwich avec dommage [38] 50
Figure 1.41 – Comparaison entre la prédiction par éléments finis et des mesures expérimentales de la déflection de la peau d'un sandwich endommagé [38] 50
Figure 1.42 – Modèle d'éléments finis d'un panneau sandwich avec au centre une zone circulaire peau/âme décollée, adaptée [39] 51
Figure 1.43 – Variation du flambage local d'un sandwich selon le diamètre de la zone peau/âme décollée [39] 52
Figure 1.44 – Variation du flambage local d'un sandwich selon le module élastique de l'âme pour deux différents diamètres de zone peau/âme décollée [39] 52
Figure 3.1 – Typical impact damages: (a) BVID; (b) VID; (c) CVID; (d) Extensive fibers breakages and (e) Skin perforation (front and back skins) 61
Figure 3.2 – Typical "load-time" curves of sandwich coupons with different impact damages type 62
Figure 3.3 – Typical "energy-time" curve of impacted sandwich coupon 62
Figure 3.4 – Variation of the absorbed energy with the impact energy for the sandwich coupons 63

Figure 3.5 – Variation of the normalized absorbed energy with the impact energy for the sandwich coupons 63
Figure 3.6 – Correlation between the dent depth and the NAE for sandwich coupons with BVID 64
Figure 3.7 – Sandwich coupons CSAI plotted as a function of the impact energy 66
Figure 3.8 – Sandwich coupons NCSAI plotted as a function of the NAE 66
Figure 4.1 - 3core3 sandwich configuration 72
Figure 4.2 - Boeing CAI test fixture 72
Figure 4.3 – Composite Sandwich Finite Element Models 74
Figure 4.4 – Lay up stacking sequence of the laminate skin used in the SHELL91 – SOLID95 sandwich model $[45^{WF}/0^{WF}/\text{-}45^{WF}/\bar{c}]_s$ 75
Figure 4.5 – Sandwich coupon Finite Element Model with damage zone: (a) elements divisions and boundary conditions and (b) Quarter model of the sandwich coupon 77
Figure 4.6 – Schematic representation of the damage zone modeling method 77
Figure 4.7 – Typical compression instability failure of composite sandwich containing: (a) BVID; (b) VID and (c) CVID 79
Figure 4.8 – Typical "compression load - axial displacement" curves of sandwich coupons with and without impact 80
Figure 4.9 – Sandwich coupons CSAI plotted as a function of the impact energy for coupons with BVID, VID and CVID 80
Figure 4.10- Linear buckling mode shapes of undamaged sandwich coupon 82
Figure 4.11 – Schematic representation of sandwich coupons buckling cases 83
Figure 4.12 – Typical contour plot of out-of-plane deflection at different compressive loads for SHELL91-SOLID95 sandwich model with a BVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%) 83
Figure 4.13 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with BVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%) 84
Figure 4.14 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with VID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%) 84

Figure 4.15 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with CVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%).....85
Figure 4.16 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with CVID and core damaged (ξ_{skin} = 95%; ξ_{core} = 10 and 100%).....85
Figure 4.17– Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 and SOLID95-SOLID95 sandwich model with CVID (ξ_{skin} = 50% ; ξ_{core} = 10%).....87
Figure 4.18 – Comparison between predicted and experimental instability failure loads of sandwich coupons with different damages sizes 87
Figure 5.1 – Modèle théorique équivalent d'un pli de tissu équilibré, adapté de [40].....91
Figure 5.2 – Représentation schématique de la courbe contrainte-déformation d'un stratifié $[0/90]_s$ en tension à $\theta = 0°$.....92
Figure 5.3 – Courbe contrainte-déformation typique en tension d'un stratifié 7781.....94
Figure 5.4 – Modèle théorique multicouche orthogonal symétrique pour simuler un tissu satin 7781 98
Figure 5.5 – Variation du module E_{xx} d'un lamina vinyl ester/verre-E selon l'orientation des fibres 100

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

a	longueur d'une plaque stratifiée
$[A]$	matrice de rigidité en membrane d'un stratifié
A_0	section transversale des plies à 0° d'un multicouche orthogonal symétrique
A_{90}	section transversale des plies à 90° d'un multicouche orthogonal symétrique
A_f	surface transverse des fibres par unité de largeur dans le sens trame
AITM	Airbus Industry Test Method
A_T	section transversale totale d'un multicouche orthogonal symétrique
A_w	surface transverse des fibres par unité de largeur dans le sens chaîne
b	largeur d'une structure quelconque
$[B]$	matrice de couplage membrane-flexion-torsion d'un stratifié
B_{ij}	termes de la matrice de couplage membrane-flexion-torsion, $i,j = 1, 2, 6$
BVID	dommage par impact à peine visible à l'œil (Barely Visible Impact Damage)
c	ratio de la longueur a sur la largeur b d'une plaque stratifiée
CAI	compression après impact (Compression After Impact)
CSAI	résistance en compression après impact (Compression Strength After Impact)
CVID	dommage par impact clairement visible à l'œil (Clearly Visible Impact Damage)
d	profondeur d'une indentation
D	diamètre d'une indentation
$[D]$	matrice de rigidité en flexion d'un stratifié
D_{ij}	termes de la matrice de rigidité en flexion d'un stratifié, $i,j = 1, 2, 6$
δ_z	déflection latérale d'une structure
e	épaisseur d'une structure quelconque
E	Module d'Young ou élastique
E_{11}	module élastique d'un lamina dans le sens longitudinal des fibres
E_{11c}	module en compression d'un lamina dans le sens longitudinal des fibres
E_{11t}	module en tension d'un lamina dans le sens longitudinal des fibres
E_{22}	module élastique d'un lamina dans le sens transversal des fibres

E_{22c}	module en compression d'un lamina dans le sens transversal des fibres
E_{22t}	module en tension d'un lamina dans le sens transversal des fibres
E_{33}	module élastique d'un lamina dans le sens transversal au plan principal
E_{core}	module élastique de l'âme d'une structure en composite sandwich
$E_{damaged}$	module élastique de la peau ou de l'âme endommagée d'un sandwich
E_{skin}	module élastique de la peau d'une structure en composite sandwich
E_f	module élastique de la fibre de verre
E_m	module élastique de la résine
$E_{undamaged}$	module élastique de la peau ou l'âme non-endommagée d'un sandwich
E_{xx}	module élastique d'un stratifié dans le sens longitudinal de la charge
E_{xxc}	module en compression d'un stratifié dans le sens longitudinal de la charge
E_{xxt}	module en tension d'un stratifié dans le sens longitudinal de la charge
E'_{xx}	module secondaire d'un stratifié
E_{yy}	module élastique d'un stratifié dans le sens transversal de la charge
E_{yyc}	module en compression d'un stratifié dans le sens transversal de la charge
E_{yyt}	module en compression d'un stratifié dans le sens transversal de la charge
E_{zz}	module élastique d'un stratifié dans le sens transversal au plan principal
$[\varepsilon^0]$	déformations axiales ($\varepsilon^0_{xx}, \varepsilon^0_{yy}$) et en cisaillement ($\gamma^0_{xy}$) d'un stratifié
ε_{Tt}	déformation maximale des plis transverses à la charge
ε_{Lt}	déformation maximale des plis longitudinaux à la charge
ε_{Ult}	déformation à la rupture de l'éprouvette
f	indice indiquant le sens trame (fill) d'un renfort tissé
$F(t)$	force d'impact en fonction du temps
FDC	Flight Dynamics Corporation
FEA	analyse par éléments finis (Finite Element Analysis)
g	accélération gravitationnelle
G_{12}	module de cisaillement longitudinal d'un lamina
G_{23}, G_{13}	module de cisaillement transversal d'un lamina

G_{core}	module de cisaillement de l'âme
G_{xy}	module de cisaillement longitudinal d'un stratifié
G_{yz}, G_{xz}	module de cisaillement transversal d'un stratifié
h	hauteur de l'impacteur par rapport à l'éprouvette
I	moment d'internie d'une structure
JSSG	Joint Service Specification Guide
k	coefficient d'équilibrage pour les stratifiés à renfort tissé
$[k]$	courbures en flexion (k_{xx}, k_{xx}) et en torsion (k_{xy}) d'un stratifié
κ	ratio entre les charges normales N_{xx} et N_{yy}
$[K]$	matrice de rigidité (stiffness matrix) d'une structure
KF	facteur de perte (Knockdown Factor)
L	longueur d'une structure ou d'une éprouvette
λ	valeur propre (eigenvalue)
m_i	masse d'un impacteur
m	nombre d'ondulations du mode de flambage d'une plaque dans la direction x
$[M]$	moment de flexion (M_{xx}, M_{yy}) et torsion (M_{xy}) d'un stratifié
n	nombre d'ondulations du mode de flambage d'une plaque dans la direction y
NAE	énergie absorpbée normalisée (Normalized Absorbed Energy)
NCSAI	Normalized Compression Strength After Impact
N_f	contexture d'un tissu dans la sens trame
N_w	contexture d'un tissu dans la sens chaîne
$[N]$	charges normales (N_{xx}, N_{yy}) et de cisaillement (N_{xy})
P	charge appliquée sur une structure
P^{Cr}	charge critique au flambage d'une structure
P_{Euler}^{Cr}	charge critique au flambage d'une poutre selon l'équation d'Euler
PVC	polychlorure de vinyle (Polyvinyl chloride)
P^{W}	charge critique au flambage local (wrinkling) d'un composite sandwich
ψ	vecteur propre (eigenvector) de déplacement

q	chargement hors plan sur une plaque stratifiée
r	rayon d'une sphère
r_f	rayon d'un filament dans le sens trame (fill) du tissu
r_w	rayon d'un filament dans le sens chaîne (warp) du tissu
ROTX	degré de liberté du mouvement de rotation par rapport à l'axe x
ROTY	degré de liberté du mouvement de rotation par rapport à l'axe y
ROTZ	degré de liberté du mouvement de rotation par rapport à l'axe z
$[S]$	matrice de rigidité géométrique (stress stiffness matrix)
SCRIMP	Seamann's Composites Resin infusion Molding Process
σ_0	résistance initiale
σ_{fis}	contrainte à la fissuration d'un stratifié
σ_{Ult}	résistance à la rupture d'un stratifié
t	temps
t_0	temps initial lors du contact entre l'impacteur et l'éprouvette
t_2-t_1	temps requis pour que l'entaille traverse le photo-détecteur
t_{core}	épaisseur de l'âme d'une structure en composite sandwich
t_{skin}	épaisseur de la peau d'une structure en composite sandwich
θ	orientation des fibres d'un lamina
u^0	déplacement dans la direction de l'axe $-x$
Ua	énergie d'impact absorbée
U_i	énergie d'impact
$U_i(t)$	énergie d'impact en fonction du temps
UX	degré de liberté du mouvement de translation dans la direction x
UY	degré de liberté du mouvement de translation dans la direction y
UZ	degré de liberté du mouvement de translation dans la direction z
υ_{core}	coefficient de Poisson de l'âme d'un composite sandwich
υ_f	coefficient de Poisson de la fibre
υ_m	coefficient de Poisson de la résine

υ_{xy}	coefficient de Poisson longitudinal d'un stratifié
υ_{yz}, υ_{xz}	coefficient de Poisson interlaminaire d'un stratifié
υ_{12}	coefficient de Poisson longitudinal d'un lamina
υ_{23}, υ_{13}	coefficient de Poisson interlaminaire d'un lamina
v^0	déplacement dans la direction de l'axe $-y$
v_0	vitesse d'impact initiale lors du contact entre l'impacteur et l'éprouvette
VARTM	Vacuum Assisted Resin Transfer Molding
V_f	taux volumique des fibres d'un composite
VID	dommage par impact visible à l'œil (Visible Impact Damage)
$v(t)$	vitesse d'impact en fonction du temps
w^0	déplacement dans la direction de l'axe $-z$ et flèche d'une plaque
w	indice indiquant le sens chaîne (warp) d'un renfort tissé
WF	exposant indiquant un stratifié à renfort tissé (Woven Fabric)
W_{mn}	déflection initiale d'une plaque stratifiée
ξ	facteur de réduction de la rigidité de la zone impactée d'un sandwich
ξ_{skin}	facteur de réduction de la rigidité de la peau impactée d'un sandwich
ξ_{core}	facteur de réduction de la rigidité de l'âme impactée d'un sandwich
z_{12}	largeur de la languette entaillée d'un impacteur instrumenté
$z(t)$	déplacement de l'impacteur en fonction du temps

INTRODUCTION

L'utilisation de matériaux composites dans l'aéronautique ne cesse de croître depuis les trente dernières années. La plupart des structures d'aéronefs en matériaux composites sont produites à partir de préimprégnés moulés et cuits dans des autoclaves. Toutefois, le coût des préimprégnés et des autoclaves est très élevé et ce type de production est habituellement réservé aux grandes entreprises. Des procédés de fabrication beaucoup plus économiques tel que l'infusion (SCRIMP, VARTM) permettent aux petites et moyennes entreprises de fabriquer des structures en composites de bonnes qualités pour un investissement très abordable. Le principe de l'infusion est d'aspirer de la résine à travers un renfort sec installé sur un moule rigide et scellé sous une membrane flexible. En plus de permettre la fabrication de pièces de très grandes dimensions avec une très bonne reproductibilité, ce procédé facilite grandement la fabrication des structures sandwiches. Les structures sandwiches sont utilisées pour leurs propriétés mécaniques en flexion, leur légèreté et leur faible coût de production.

L'utilisation de nouveaux matériaux composites dans la fabrication d'avions certifiés (catégories récréatives ou de transports) nécessite obligatoirement la certification des structures en composites. Un des points les plus importants de la réglementation américaine et canadienne sur la certification d'une structure en composites est l'étude de la tolérance aux dommages et de l'évaluation du comportement en fatigue de la structure.

Il est presque inévitable qu'un avion subisse des impacts à faible vélocité durant sa fabrication, sa production et sa maintenance. Les impacts sont la plupart du temps causés par un outil échappé, des cailloux, des grêlons, des oiseaux, etc. Souvent, les traces d'impacts sont difficilement détectables par les inspections visuelles. Par contre, ce type de dommage à peine perceptible pour l'œil risque de diminuer grandement les propriétés mécaniques des structures en matériaux composites. Étant donné l'hétérogénéité des matériaux composites, il est très difficile de prédire leur résistance et leur mode de

rupture, particulièrement s'il y a présence de dommages. Puisque les composites sandwichs sont plus complexes que les composites stratifiés, il est encore plus difficile d'étudier la tolérance aux dommages de ce type de matériaux. En plus des dommages typiques tel que la pénétration et le délaminage de la peau stratifiée, d'autres types de dommages comme le broyage de l'âme et le décollement de la peau sont aussi à considérer.

L'objectif de cette recherche est d'évaluer la tolérance aux dommages d'un composite sandwich impacté à faible vélocité. Le composite sandwich en question est moulé par le procédé d'infusion et est utilisé dans la fabrication de la structure d'un avion récréatif amphibien, le « Seawind 300C ». Cette évaluation de la tolérance aux dommages du composite sandwich a été réalisée dans le cadre de la certification de l'avion. Le composite sandwich est constitué d'une âme en mousse de PVC réticulé de 6,35 mm d'épaisseur entre deux peaux stratifiées d'environ 0,7 mm d'épaisseur fait d'une résine vinyl ester renforcée de tissus satin en fibre de verre-E.

La compagnie qui a eu le mandat d'obtenir le certificat de navigabilité (chapitre 523) accordé par Transport Canada [1], était la firme d'ingénierie Flight Dynamics Corporation (FDC). Les objectifs spécifiques demandés par cette firme étaient :

- d'établir une méthode de caractérisation et de classification des dommages pour distinguer clairement la différence entre un dommage visible et un dommage à peine perceptible à l'œil;
- de déterminer la résistance résiduelle en compression du composite sandwich impacté, et d'en déduire un facteur de perte applicable aux valeurs de design.

Un dernier objectif qui concerne uniquement cette thèse et qui n'a pas été visé par la firme FDC est la prédiction de la résistance résiduelle du composite sandwich impacté en utilisant la méthode des éléments finis.

Le premier chapitre de cette thèse est consacré à la revue de la littérature et présente une courte description du procédé d'infusion, des composites sandwichs et des critères de certification d'un matériau composite (Section 1.1, 1.2 et 1.3 respectivement). Par la suite une recherche bibliographique plus spécifique présente quelques travaux réalisés sur la tolérance aux dommages des matériaux composites (Section 1.4); la théorie du flambage des plaques stratifiées et sandwiches (Section 1.5); la modélisation des composites sandwichs avec ANSYS (Section 1.6), l'analyse du flambage avec ANSYS (section 1.7) et finalement des travaux de recherche sur la prédiction de la faillite des composites impactés par la méthode d'éléments finis (Section 1.8).

Le deuxième chapitre résume la démarche scientifique de ce travail qui se divise principalement en deux parties : (1) la caractérisation expérimentale de l'effet des impacts à faible vitesse sur l'endommagement et la résistance résiduelle du composite sandwich, et (2) la prédiction de la résistance résiduelle en compression du composite sandwich impacté en utilisant la méthode d'analyses par éléments finis.

Dans le troisième chapitre, un article intitulé «Low velocity impact characterization of a foam-cored composite sandwich» présente une méthodologie expérimentale pour caractériser et classifier les dommages produits par un impact à faible vitesse. De plus, cet article introduit un nouveau concept pour évaluer la sévérité d'un dommage, qui est basé sur la normalisation de l'énergie d'absorption. C'est-à-dire l'énergie qui est dissipée par la formation du dommage lors de l'impact.

Le quatrième chapitre présente un deuxième article intitulé «Finite Element prediction of the compression behavior of an impacted composite sandwiches », qui traite de la caractérisation et de la prédiction de la résistance résiduelle du composite sandwich impacté par la méthode des éléments finis. Plus spécifiquement, l'effet de la dimension du dommage ainsi que l'effet de la dégradation de la rigidité des matériaux de la zone impactée (peau stratifiée et âme en mousse) sur la charge critique au flambage du sandwich ont été étudiés.

Le cinquième chapitre décrit principalement les propriétés élastiques du stratifié utilisé dans la fabrication des peaux du composite sandwich, dont chaque peau comporte trois plis de tissus satin 7781. L'objectif de ce chapitre est d'expliquer la modélisation des tissus 7781 par un multicouche orthogonal symétrique $[0/90]_s$. Ce modèle $[0/90]_s$ théorique permet de simuler les propriétés élastiques du stratifié 7781. Dans l'article 2, le composite sandwich a été modélisé par les éléments finis, et chaque pli (tissu satin 7781) de la peau a été représenté par ce multicouche orthogonal symétrique $[0/90]_s$.

Pour terminer, une discussion sur l'ensemble des résultats obtenus est présentée, ainsi qu'une conclusion qui mentionne brièvement quelques avenues potentielles reliées à ce domaine de recherche.

CHAPITRE 1 - REVUE DE LA LITTÉRATURE

Cette revue de la littérature fait un survol rapide du procédé d'infusion qui a été utilisé pour mouler les éprouvettes testées dans cette recherche, suivi d'une description des composites sandwichs et d'un résumé sur la certification des structures d'aéronefs en matériaux composites, soit respectivement les sections 1.1 ; 1.2 et 1.3. Les sections suivantes concernent plus spécifiquement le sujet de cette recherche. Tout d'abord, la section 1.4 présente l'aspect expérimental de la tolérance aux dommages des matériaux composites, c'est-à-dire la caractérisation des tests d'impacts et de la résistance résiduelle des matériaux composites impactés. Alors que les autres sections de ce chapitre sont reliées à l'aspect plus théorique de cette thèse, qui est l'analyse du flambage de plaques sandwiches avec le logiciel d'éléments finis ANSYS. C'est pour cette raison, qu'une revue de littérature a été faite successivement sur les sujets suivants :

- la théorie du flambage des plaques stratifiées et sandwiches (section 1.5) ;
- la modélisation des composites sandwichs avec ANSYS (section 1.6) ;
- l'analyse générale du flambage avec ANSYS (section 1.7) ;
- la prédiction du flambage de matériaux composites endommagés (section 1.8)

1.1 Procédé d'infusion de résine à faible pression

Le procédé d'infusion de résine à faible pression a été développé par Seamann's Composites (SCRIMP : Seamann's Composites Resin infusion Molding Process) à la fin des années 80 [2]. La Figure 1.1 représente la schématisation du procédé d'infusion. Tout d'abord, on dispose les renforts de fibres sèches (tissus ou mats) sur un moule préalablement ciré d'un agent démoulant. Dans le cas de composites sandwichs, on insère une âme en mousse de polymère entre les renforts de fibres. Ensuite, on recouvre les renforts d'un tissu en nylon (release fabric) et d'un grillage en polyéthylène (medium) ayant une perméabilité très élevée (Figure 1.2). Par la suite, on positionne un

tuyau distributeur pour la résine d'un côté de la pièce et à l'autre extrémité un tuyau pour effectuer le vide (Figure 1.3). Ces tuyaux doivent être ajourés (Figure 1.2) pour permettre l'écoulement de la résine. Le tout est scellé hermétiquement sous un sac en nylon flexible et transparent. Lorsque l'étanchéité du sac est vérifiée, la résine est aspirée par le vide et s'écoule facilement à travers le grillage d'infusion qui recouvre presque toute la superficie de la pièce. Par la suite, la résine s'écoule facilement à travers l'épaisseur des couches de renforts. On installe un tissu de nylon entre le renfort et le grillage pour éviter que le grillage soit figé dans la pièce. Le tissu en nylon poreux est enduit d'un agent démoulant à base de siloxane qui permet au tissu de nylon de se décoller facilement de la surface de la pièce, d'où vient son nom anglais «release fabric». Le vide est réalisé par une simple pompe à vide d'une capacité de -100 kpa et d'un réservoir sous pression pour intercepter les excédants de résine.

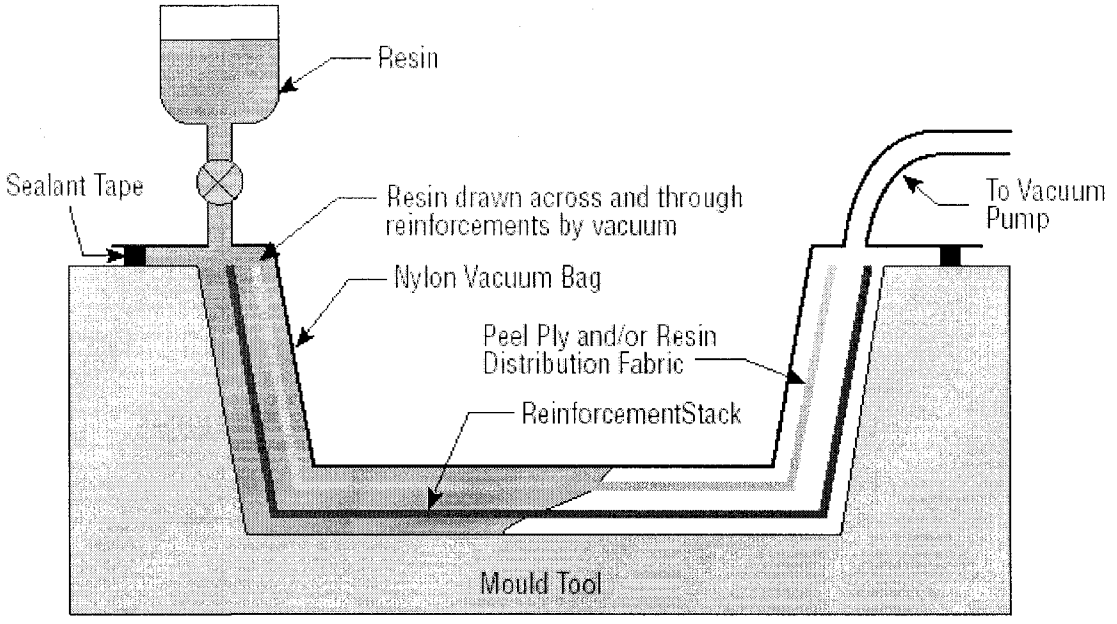


Figure 1.1 - Représentation schématique de l'infusion [3]

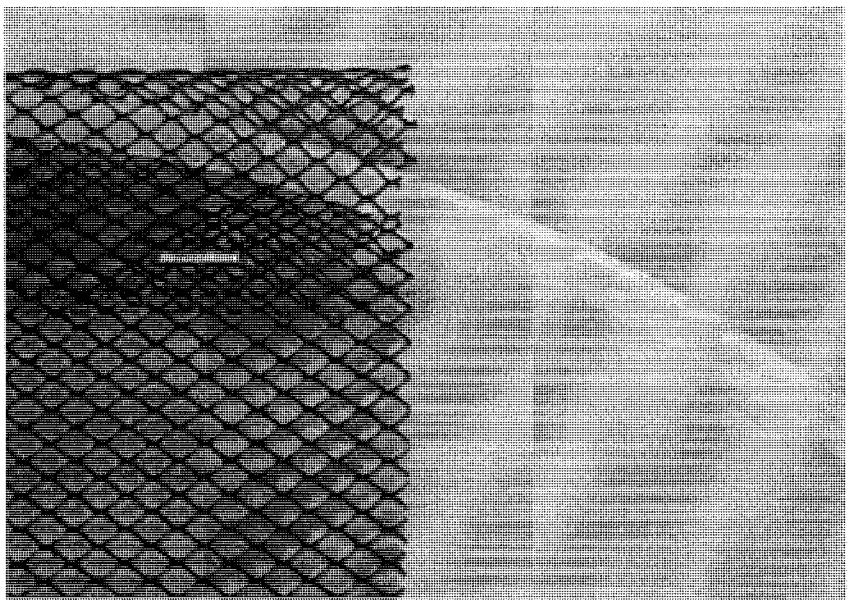


Figure 1.2 - Exemple de grillage d'infusion avec le tube de distribution de résine

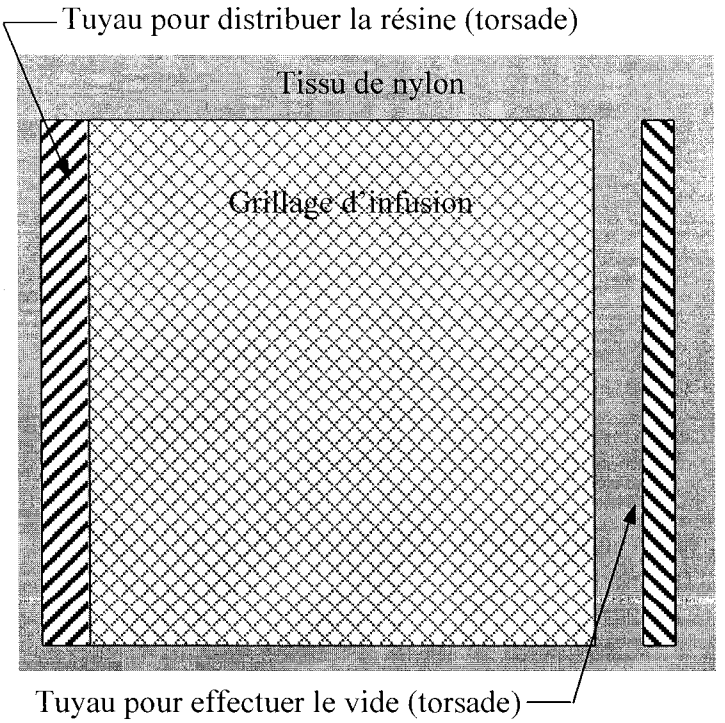


Figure 1.3 - Schématisation du tuyau distributeur de résine, du grillage d'infusion et du tuyau pour effectuer le vide

Les résines utilisées dans le procédé d'infusion sont généralement les époxydes, les vinyl esters et les polyesters insaturés ayant une viscosité de l'ordre de 2 à 3 poises. Pour obtenir une pièce structurale avec de bonnes propriétés mécaniques, il est préférable d'utiliser comme renforts des tissus équilibrés ou des tissus quasi-unidirectionnels faits de fibres de verre, de carbone ou d'aramide. Le principal avantage de l'infusion est la facilité de produire des pièces complexes de grandes dimensions à prix très abordables. Un autre avantage de ce procédé est la facilité de produire des composites sandwichs comparativement aux autres procédés de fabrication. Les composites sandwichs sont présentés plus en détails dans la section 1.2.

Le procédé d'infusion est largement utilisé dans le domaine nautique pour la fabrication de coques de bateaux. Toutefois, étant donné la bonne qualité des structures moulées par ce procédé, l'infusion est maintenant utilisée dans le domaine de l'aéronautique. Par exemple, le Seawind 300C est un avion récréatif amphibien (Figure 1.4) dont la structure (enveloppe et ossature) est entièrement faite de matériaux composites infusés.

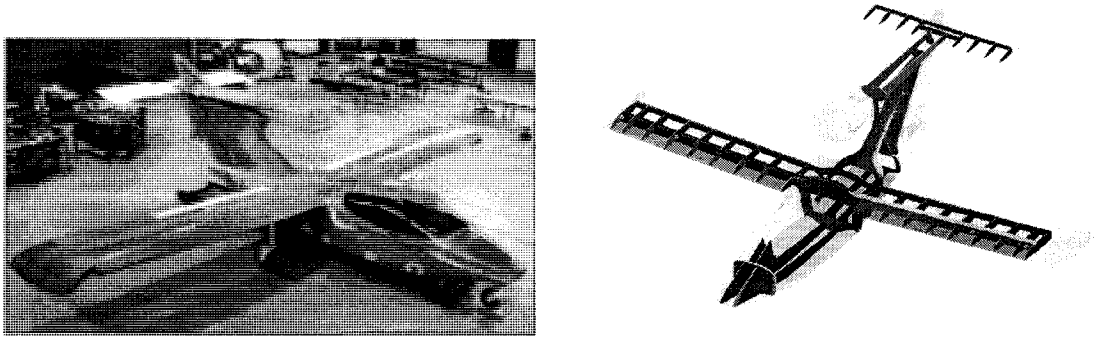


Figure 1.4 - L'avion amphibien Seawind 300C

1.2 Les composites sandwichs

Le principal avantage des composites sandwichs est qu'ils possèdent une résistance et une rigidité en flexion très élevées pour un minimum de poids. Une des premières applications des composites sandwichs fut l'utilisation d'une âme en bois de balsa collée entre deux planches de contreplaqués en cèdre servant à la fabrication de l'avion DeHavilland Albatross en 1937 [4].

Les composites sandwichs sont principalement constitués d'une âme très légère collée entre deux peaux stratifiées. Les types d'âmes les plus communs sont le bois de balsa, les nids d'abeilles et les mousses en polymères rigides. Les peaux stratifiées sont généralement faites des résines thermodurcissables renforcées de fibre de verre, de carbone ou d'aramide.

Le principe du composite sandwich est le même que celui d'une poutre en I. Lorsque le composite sandwich est chargé en flexion, la peau sera en compression et en tension, tandis que l'âme sera soumise à du cisaillement (Figure 1.5). Le Tableau 1.1 montre la contribution de l'épaisseur de l'âme sur la rigidité et la résistance en flexion d'une structure sandwich en aluminium (peaux et âme). En augmentant l'épaisseur de l'âme et tout en gardant l'épaisseur des peaux constantes, la résistance et particulièrement la rigidité augmentent de façon impressionnante sans pour autant augmenter le poids de la structure de façon significative.

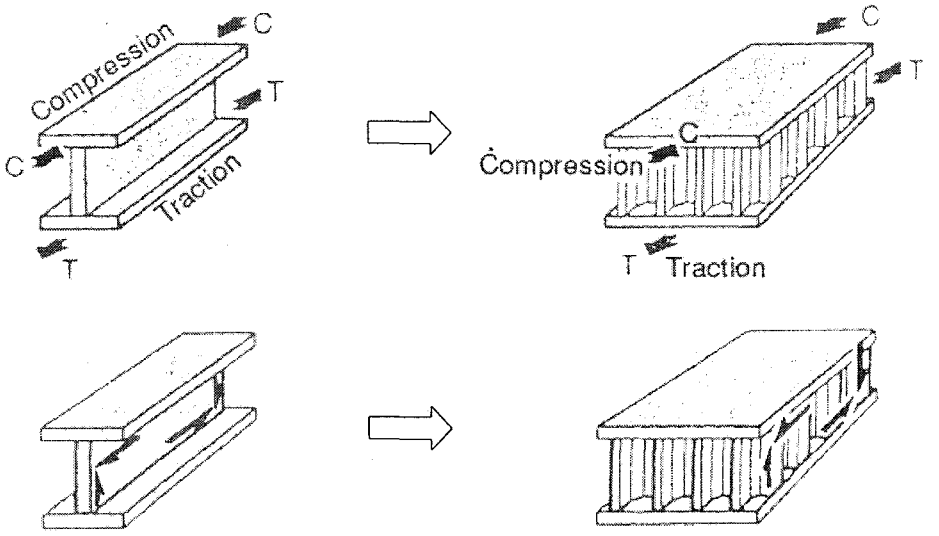
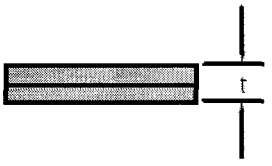
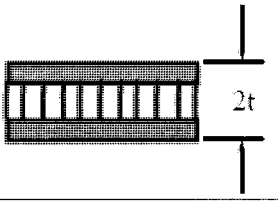
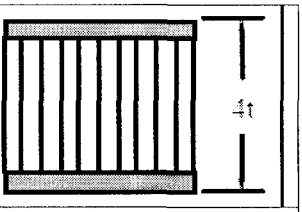


Figure 1.5 - Schématisation des charges appliquées sur un composite sandwich [5]

Tableau 1.1 Effet de l'épaisseur de l'âme sur la rigidité et la résistance en flexion d'une structure sandwich, adaptée [6]

Propriétés relatives			
Rigidité en flexion	100%	700%	3700%
Résistance en flexion	100%	350%	925%
Poids	100%	103%	106%

1.3 Certification des structures en matériaux composites

La certification de nouvelles structures en matériaux composites exige une panoplie de tests en laboratoire. La méthodologie généralement employée par les compagnies est une approche échelonnée (Figure 1.6), qui débute par la qualification des matériaux (tests standards de traction, compression, etc. sur des petites éprouvettes) pour se terminer par des tests statiques et de fatigue sur les structures principales de l'avion (ex: ailes, fuselage, etc.).

Une des étapes intermédiaires de la certification d'une structure en matériaux composites est de déterminer sa tolérance aux dommages produits par des impacts légers. Particulièrement, il est nécessaire de démontrer les points suivants [1]:

1) Démontrer que la structure peut supporter une charge ultime lorsque celle-ci comporte des dommages atteignant le seuil de détectabilité selon les procédures d'inspections visuelles routinières.
2) Démontrer le taux de progression des dommages produits par un impact sous l'effet de charges répétées.
3) Démontrer qu'après avoir subi les charges répétées, la structure comportant les dommages (qui ont progressé ou non) peut supporter les charges limites critiques en vol.

Il n'existe pas de normes standard pour démontrer les points précédents. De plus, il n'y a pas de définitions précises du dommage atteignant le seuil de détectabilité (dommage à peine perceptible pour l'œil). Par exemple, il n'y a pas de critères officiels sur le diamètre et la profondeur de l'indentation produit par l'impact. De plus, il faut déterminer l'énergie d'impact produisant ce type de dommages qui peut varier de 1 à 140 joules selon le matériau composite employé [7].

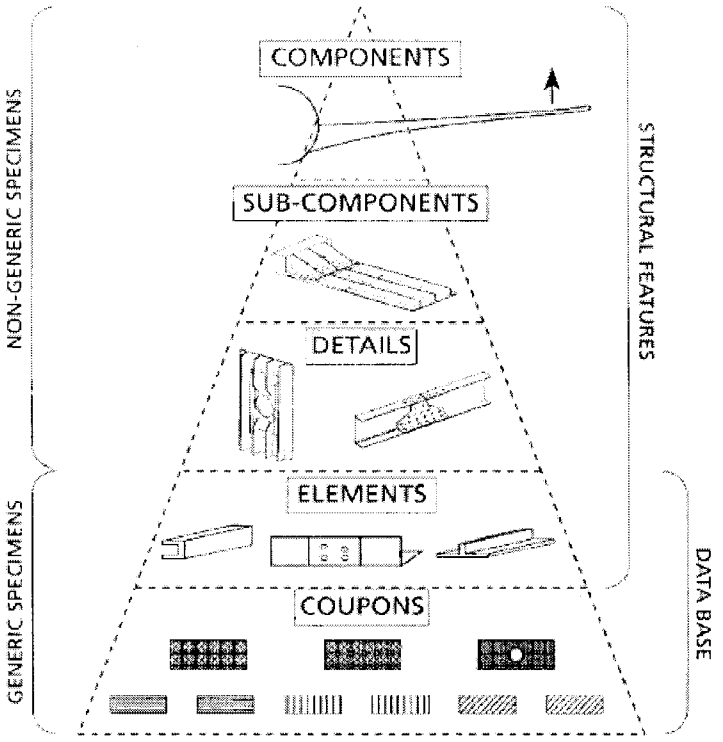


Figure 1.6 – Approche échelonnée pour la certification des structures d'aéronefs en matériaux composites [8]

1.4 Tolérance aux dommages des structures en matériaux composites

L'évaluation de la tolérance aux dommages des structures en matériaux composites débute tout d'abord par une caractérisation des types de dommages susceptibles de se produire durant la production jusqu'à la mise en service de la structure. Par exemple, des impacts de faibles énergies durant l'entreposage, l'assemblage ou durant la mise en service peuvent parfois sévèrement endommager la pièce et être à peine perceptible pour l'œil. En anglais, on appelle ce type de dommages BVID « Barely Visible Impact Damage ». Ces dommages sont critiques, car en plus d'être fréquents et de réduire les propriétés mécaniques de la structure, ils sont indétectables pour les inspections visuelles routinières. Donc, pour la fiabilité de l'avion, il devient très important de connaître la résistance résiduelle des matériaux composites impactés à faible énergie.

1.4.1 Caractérisation des dommages produits par des impacts sur les matériaux composites

L'impact d'un objet quelconque sur un composite sandwich produit un dommage localisé sur la peau impactée, l'âme et l'interface âme-peau. La nature des dommages dépend d'une multitude de facteurs incluant l'épaisseur du composite sandwich, la configuration des peaux (séquence des plis), l'âme, les propriétés de l'interface entre la peau et l'âme, les techniques de fabrication, l'énergie et la vitesse d'impact, la forme de l'impacteur, l'environnement, etc. [9]. Certains chercheurs soutiennent que l'endommagement de la peau d'un composite sandwich augmente linéairement avec l'énergie d'impact jusqu'à ce qu'une valeur maximum soit atteinte [9].

La Figure 1.7 schématise les différents types de dommages résultants d'impacts légers sur des composites sandwichs. Un exemple relativement fréquent d'impacts légers dans le domaine de l'aéronautique est l'impact d'un outil échappé par mégarde sur une pièce d'avion. Un outil de 1,5 kg tombant d'une hauteur de 1 m produit un impact de 14,7 joules ($U_i = m_i g h$) [10], ce qui est largement suffisant pour endommager un composite sandwich utilisé dans la fabrication du Seawind 300C. Le document JSSG-2206 [11] suggère d'utiliser une énergie d'impact entre 5,4 et 8,1 joules pour reproduire l'impact d'un quelconque outil échappé.

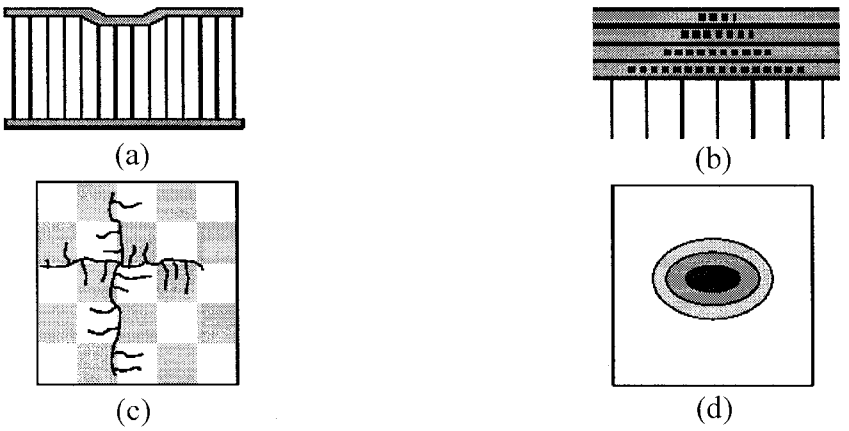


Figure 1.7 – Schématisation de différents types de dommages résultant d'impacts légers: (a) Indentation de la peau, (b) Délamination des plis, (c) Fissuration de la matrice, (d) Dommage localisé (perforation) [12]

Certains chercheurs utilisent, comme critère de caractérisation, la profondeur de l'indentation résiduelle maximale pour évaluer la sévérité du dommage (Figure 1.8). Mcgowan [13] considère un dommage comme étant un BVID, lorsque la profondeur de l'indentation est de 1,27 mm (0,05 po), quel que soit le matériau composite impacté et la dimension de l'impacteur. La Figure 1.9 montre la variation de la profondeur de l'indentation résiduelle selon l'énergie d'impact pour des stratifiés carbone/époxy de 36 et 50 plis [13]. On observe que l'énergie d'impact nécessaire pour produire un BVID sur le stratifié de 36 plis est environ 122 joules (90 pi-lbs). Pour réaliser ces tests d'impacts, Mcgowan a utilisé un impacteur de 4,5 kg et de 2,54 mm de diamètre.

Dans une autre étude, Mcgowan [14] a caractérisé les dommages produits par des impacts légers sur des composites sandwichs ayant des peaux de préimprégnés AS4/8552 graphite-époxy (8 plis) et une âme en nid d'abeille Korex d'une densité de 75 kg/m^3 (4,5 lb/pi^3). Selon son propre critère de caractérisation, il faut une énergie d'impact d'environ 19 joules (14 pi-lbs) pour produire un BVID (indentation résiduelle

de 1,27 mm de profondeur) sur ce composite sandwich (voir Figure 1.10); soit environ une énergie d'impact cinq fois inférieure à l'énergie nécessaire pour endommager le stratifié de 36 plis de la Figure 1.9 (pour un impacteur de même diamètre). Selon cette comparaison, on pourrait déduire qu'augmenter l'épaisseur de la peau stratifiée augmenterait la résistance à l'impact du sandwich. Toutefois, selon Tomblin [9], augmenter l'épaisseur de la peau aura pour effet de réduire la visibilité des dommages, mais cela ne va pas nécessairement améliorer la résistance à l'impact. Au lieu d'obtenir une indentation visible, il y aura délamination des plis (Figure 1.7 b).

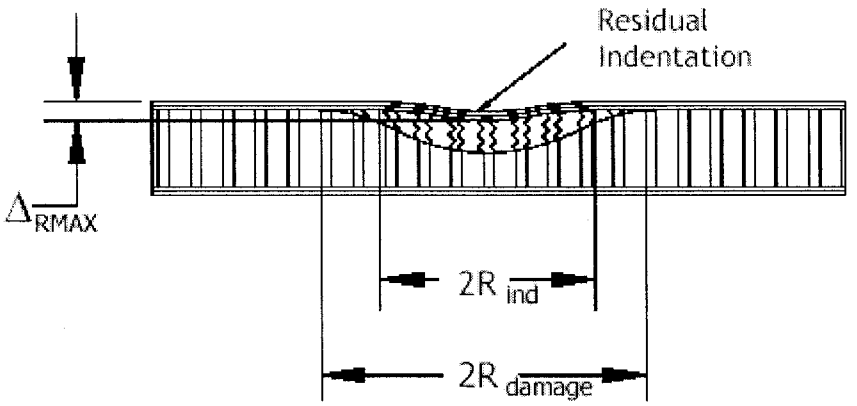


Figure 1.8 – Représentation schématique d'une indentation résiduelle d'un composite sandwich impacté [15]

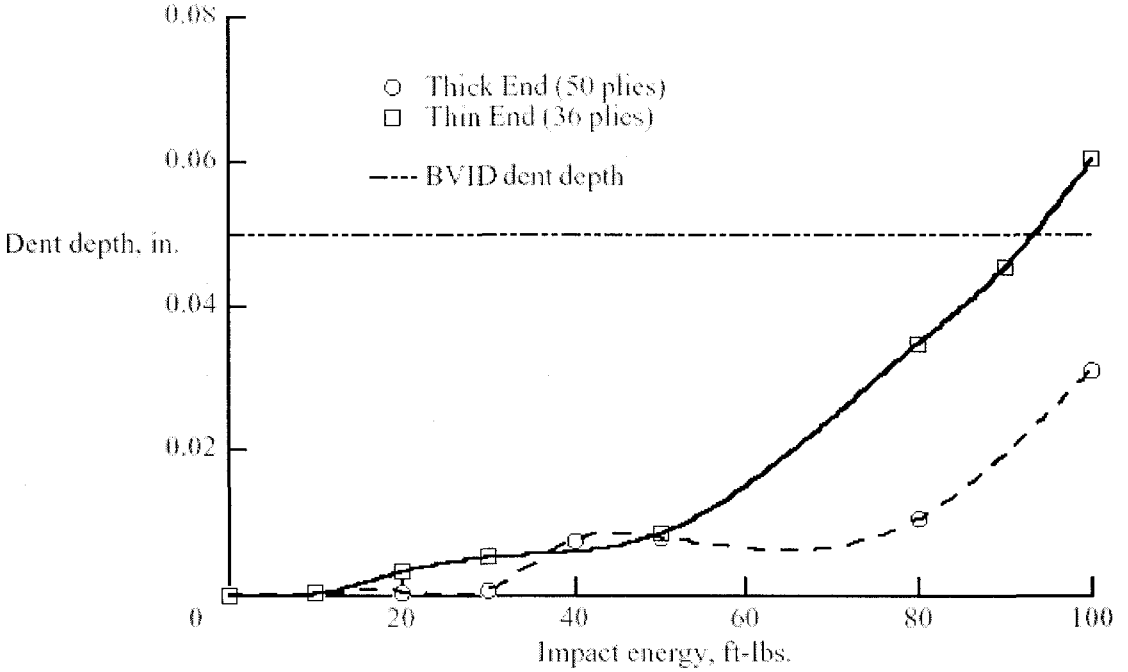


Figure 1.9 – Profondeur d'une indentation résiduelle selon l'énergie d'impact pour des stratifiés carbone/époxy de 36 et 50 plis [13]

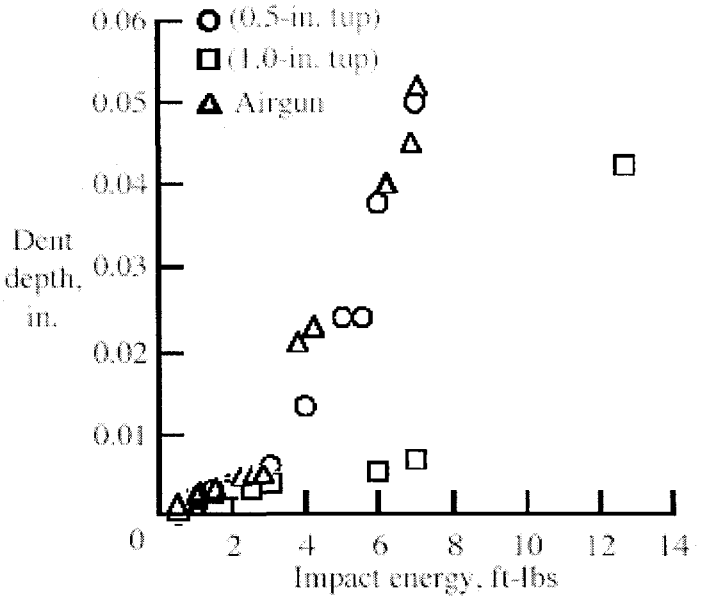


Figure 1.10 – Profondeur de l'indentation d'un composite sandwich en fonction de l'énergie d'impact [14]

La Figure 1.11 présente les résultats d'Anderson [16] sur la profondeur de l'indentation résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour un composite sandwich ayant une configuration $[(0/90/0)/\text{âme}]_s$. La peau stratifiée du composite sandwich est faite de préimprégnés à base de carbone LTM4SEL/CK0111 et l'âme est une mousse polyméthacryimide 51WF. Pour une énergie d'impact de 13,22 joules, l'auteur a observé des fissures (Figure 1.7 c) sur la zone impactée. La profondeur de l'indentation résiduelle était seulement de 0,13 mm. Cette valeur est 10 fois inférieure au critère de caractérisation d'un BVID de Mcgowan (profondeur d'indentation d'un BVID = 1,27 mm) [14].

Tomblin et ses collègues [15] ont démontré qu'il n'y a pas de corrélation entre la profondeur de l'indentation du dommage et la résistance résiduelle en compression d'un composite sandwich impacté. Particulièrement, dans le cas d'impacteurs avec un diamètre relativement large (7,62 cm). Les auteurs ont observé que la superficie du dommage reflète mieux la dégradation de la résistance résiduelle du composite sandwich que la profondeur de l'indentation. Ces chercheurs [15] ont effectué des tests d'impacts sur des composites sandwichs ($[(90/45)_2/\text{âme}]s$) avec des peaux stratifiées en fibre de verre (NB321/7781) et une âme en nid d'abeille (Plascore PN2-3; 1,9 cm d'épaisseur). La transparence de la peau stratifiée en fibre de verre a été exploitée pour observer les dommages.

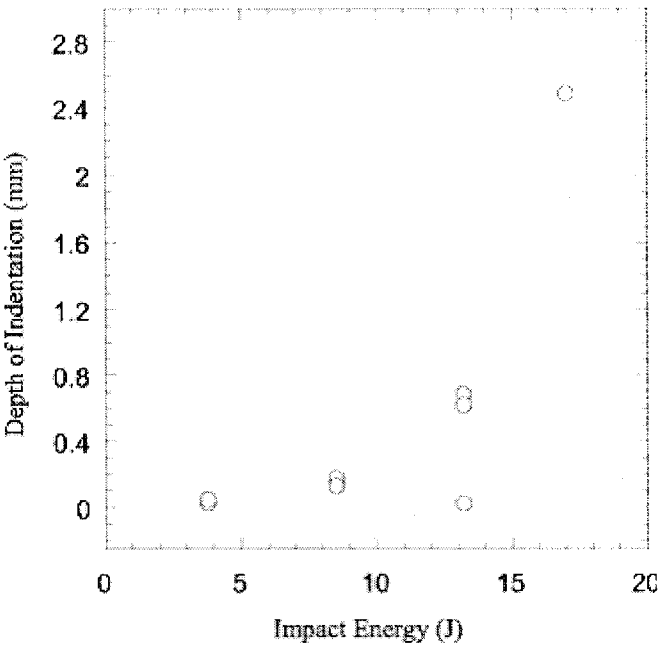


Figure 1.11 – Profondeur de l'indentation résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour un composite sandwich $[(0/90/0)/51WF]_s$ [16]

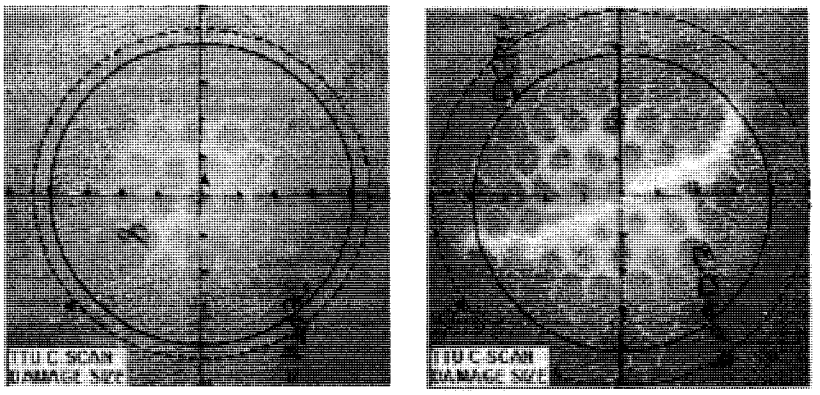


Figure 1.12 – Observation des dommages d'un composite sandwich $[(90/45)2/âme]_s$ impacté [15].

La plupart des tests d'impacts effectués en laboratoire sont réalisés avec une machine d'essais à poids tombant instrumenté (ex.: tour d'impact de type Dynatup). Le principe de ce type de machine est de laisser tomber un impacteur de quelques kilogrammes (< 20 kg) à une hauteur généralement inférieure à 1 m, et dont l'énergie d'impact (U_i) se calcule à l'aide de l'équation (1.1). Ce type d'impact, dont la vitesse de l'impacteur est inférieure à 10 m/s est classé comme un « impact à faible vitesse ». Toutefois, l'énergie d'impact peut aller jusqu'à une centaine de joules (< 300 J). La Figure 1.13 est une représentation schématisée d'un impacteur instrumenté. L'impacteur d'une masse totale (m_i), dont le poids principal provient de plaques d'acier, est muni d'une pointe interchangeable en acier très dur qu'on fixe sur une cellule de charge. Les pointes peuvent être de formes coniques ou plates, mais généralement elles sont hémisphériques de diamètres variant de 6,35 à 38,1 mm de rayon. La cellule de charge (load cell) permet de mesurer la variation de la force lors du contact en fonction du temps, $F(t)$. Le système d'acquisition de données se déclenche lorsqu'une petite languette métallique, fixée sur l'impacteur, traverse le photo-détecteur juste avant le contact entre l'impacteur et l'éprouvette. Grâce à un programme intégré au système d'acquisition de données, la vitesse initiale (v_0) au contact est calculée selon l'équation (1.2). Les données nécessaires pour utiliser l'équation (1.2) sont obtenues grâce à la languette métallique munie d'une entaille (Figure 1.13). La première partie de l'équation (1.2) est basée sur le temps mesuré lors du passage de la languette à travers le photo-détecteur. Alors que la deuxième partie de l'équation (1.2) est basée sur le reste du temps avant que l'impacteur entre en contact avec l'éprouvette. La vitesse durant le contact, $v(t)$, le déplacement de l'impacteur rigide, $z(t)$, ainsi que l'énergie d'impact, $U_i(t)$, sont calculés par un programme de traitement de données en utilisant respectivement, les équations (1.3), (1.4) et (1.5) [17].

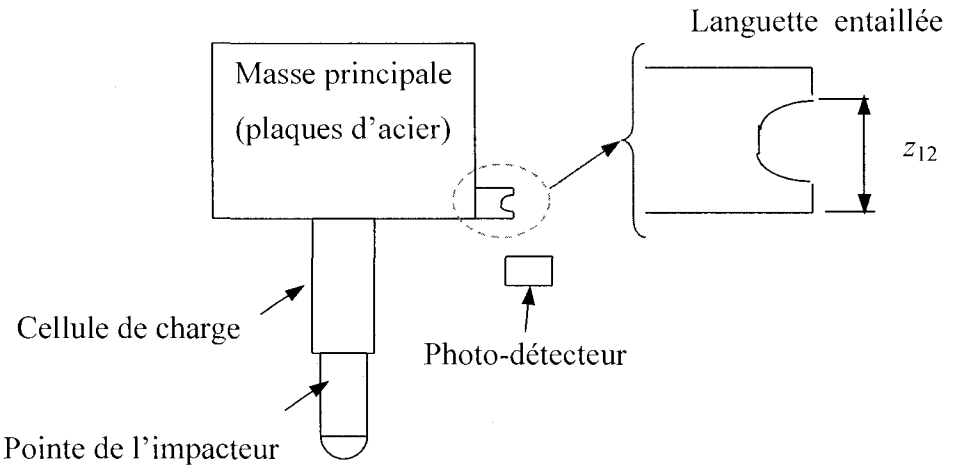


Figure 1.13 – Schématisation d'impacteur d'une machine à poids tombant

$$U_i = m_i g h = \frac{1}{2} m_i v_0^{\,2} \tag{1.1}$$

$$v_0 = \frac{z_{12}}{t_2 - t_1} + g\left(t_0 - \frac{(t_1 + t_2)}{2}\right) \tag{1.2}$$

$$v(t) = v_0 + gt - \int_0 \frac{F(t)}{m_i} dt \tag{1.3}$$

$$z(t) = \int_0 v(t) dt \tag{1.4}$$

$$U_i(t) = \int_0 F(t) v(t) dt \tag{1.5}$$

Où

U_i : énergie d'impact

$U_i(t)$: énergie d'impact en fonction du temps

m_i: masse total de l'impacteur

h: distance entre l'impacteur et l'éprouvette

g: accélération gravitationnelle

v_0: vitesse d'impact initiale lors du contact entre l'impacteur et l'éprouvette

$v(t)$: vitesse d'impact en fonction du temps

t: temps

t_0 : temps initial lors du contact entre l'impacteur et l'éprouvette

$F(t)$: force en fonction du temps

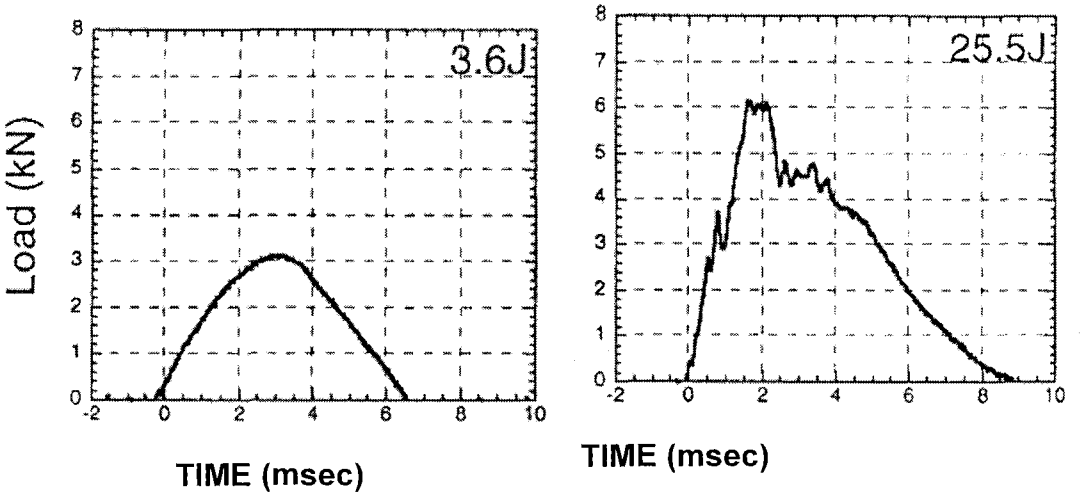
z_{12} : largeur de la languette entaillée (voir Figure 1.13)

t_2-t_1 : temps requis pour que l'entaille traverse le photo-détecteur

$z(t)$: déplacement de l'impacteur en fonction du temps

La Figure 1.14 présente des courbes d'impact *force-temps* d'un stratifié $[0/90]_s$ carbone/époxy impacté avec une tour d'impact Dynatup 8250 [18]. Lorsque le stratifié est impacté à de faibles énergies (Figure 1.14 a), la courbe *force-temps* a une forme de cloche et le dommage subi est une faible indentation de la surface avec quelques micro-fissures. Pour des impacts plus élevés (Figure 1.14 b), la courbe d'impact *force-temps* comporte une chute prononcée. Cette chute prononcée de la courbe est causée par la rupture des fibres lors de l'impact.

La Figure 1.15 présente une courbe d'impact *énergie-temps* d'un stratifié époxy/verre-E d'une épaisseur de 3,7 mm [19]. L'énergie maximum de la courbe correspond à l'énergie d'impact induite, alors que le début du plateau de la courbe coïncide avec la perte de contact entre l'éprouvette et l'impacteur. Ce plateau indique l'énergie d'absorption qui est l'énergie dissipée par formation du dommage lors de l'impact. Plus l'énergie d'absorption est élevée, plus le dommage est sévère [20].



(a) (b)

Figure 1.14 – Courbes d'impact forces-temps d'un stratifié $[0/90]_5$ carbone/époxy : (a) faible dommage et (b) dommage sévère [18]

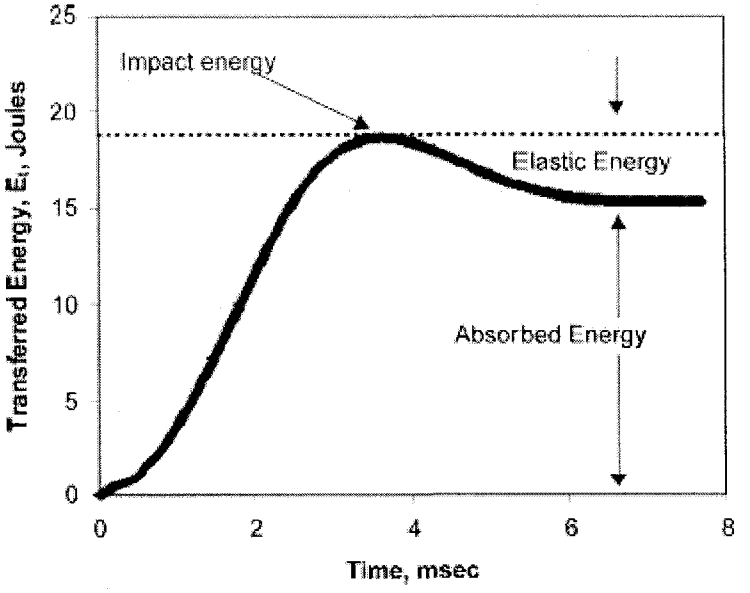


Figure 1.15 – Courbe d'impact énergie-temps d'un stratifié époxy/verre-E impacté à 18,5 joules [19]

1.4.2 Résistance résiduelle en compression des matériaux composites impactés

Les tests de résistance de compression après impact (CAI) permettent de mesurer la résistance résiduelle d'un matériau composite endommagé. Un impact léger sur un stratifié ne produira pas de dommages visibles, toutefois les dommages seront internes, tel que des micro-fissures de la matrice et le délaminage des plis. Le délaminage des plis diminue grandement la résistance résiduelle en compression et en cisaillement du stratifié impacté. Puisque les tests de compression sont plus simples à réaliser que les tests de cisaillement, généralement la résistance résiduelle des matériaux composites impactés est évaluée par des tests de compression en utilisant une fixation comme celle présentée à la Figure 1.16

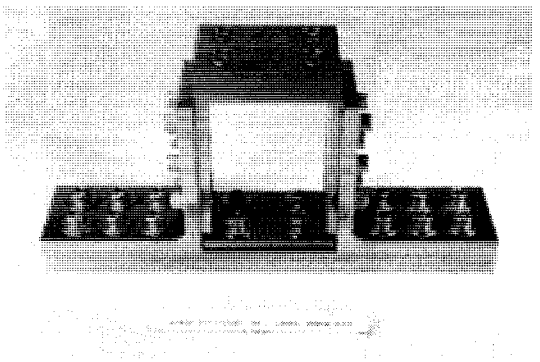


Figure 1.16 – Fixation développée par Boeing pour les tests de compression après impact [21]

Il a été démontré que la résistance résiduelle statique de stratifiés impactés (en présence d'un BVID) en compression est nettement plus réduite qu'en tension [22]. En tension, la présence d'un BVID est aussi dommageable qu'un trou de 3 mm. Tandis, qu'en compression, la présence d'un BVID est aussi dommageable qu'un trou de 25 mm. Beheshty et Harris [23] ont étudié l'effet des impacts à faible vitesse sur les résistances résiduelles en tension et en compression de stratifiés carbone/époxy HTA/982A (Figure 1.17). On note sur la Figure 1.17, que la résistance en tension diminue légèrement. Alors que la résistance en compression diminue drastiquement (diminution de 45%) pour des

impacts très légers (énergie d'impact = 1 joule). Les auteurs spécifient que les impacts relativement faibles (inférieur à 5 joules) n'ont produit aucun dommage visible à l'œil. Toutefois, des observations au C-scan ont identifié une délamination des plis. Ainsi, les auteurs [23] expliquent les résultats de la Figure 1.17, par le fait que la délimination des plis réduit la résistance résiduelle en compression des éprouvettes, mais influence très peu la résistance résiduelle en tension.

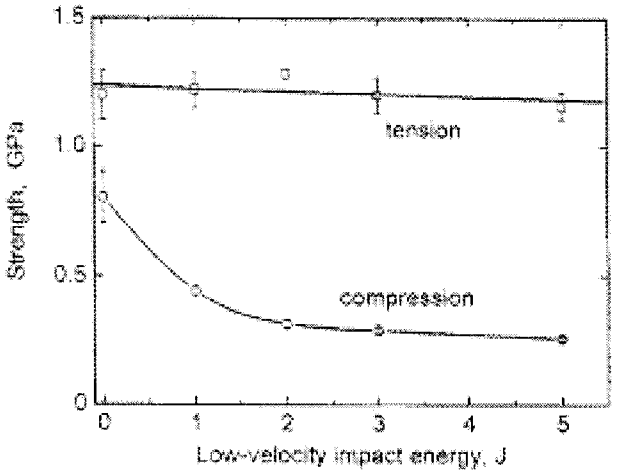


Figure 1.17 – Effet d'un impact à faible vélocité sur les résistances résiduelles en tension et en compression pour des stratifiés carbone/époxy $[(\pm 45/0_2)_2]_s$ [23]

Dans une autre étude, Beheshty et Harris [24] ont démontré que les stratifiés (16 plis) renforcés de fibres de verre sont plus résistants à l'impact que les stratifiés renforcés de fibres de carbone. La résistance CAI des stratifiés en fibres de verre a diminué de 45% après avoir subi un impact de 5 joules. Tandis que la résistance CAI des stratifiés en fibres de carbone a diminué de 65% après avoir subi un impact de 3 joules. Clark et Van Blaricum [25] ont noté une réduction de 50% de la résistance résiduelle CAI d'un stratifié de fibres de carbone de 56 plis endommagé par un impact de 12,2 joules.

Han et ses collègues [26] ont impacté à différents niveaux d'énergies, un stratifié de 32 plis fait de préimprégnés AS4/3501-6 graphite/époxy. Ils ont par la suite mesuré la résistance CAI et la dimension des dommages selon l'énergie d'impact (Figure 1.18). On constate sur la Figure 1.18, que la réduction de la résistance CAI est inversement proportionnelle au diamètre du dommage. Pour ce type de stratifié, un impact de 2,1 joules produit un BVID réduisant drastiquement la résistance CAI de 25%.

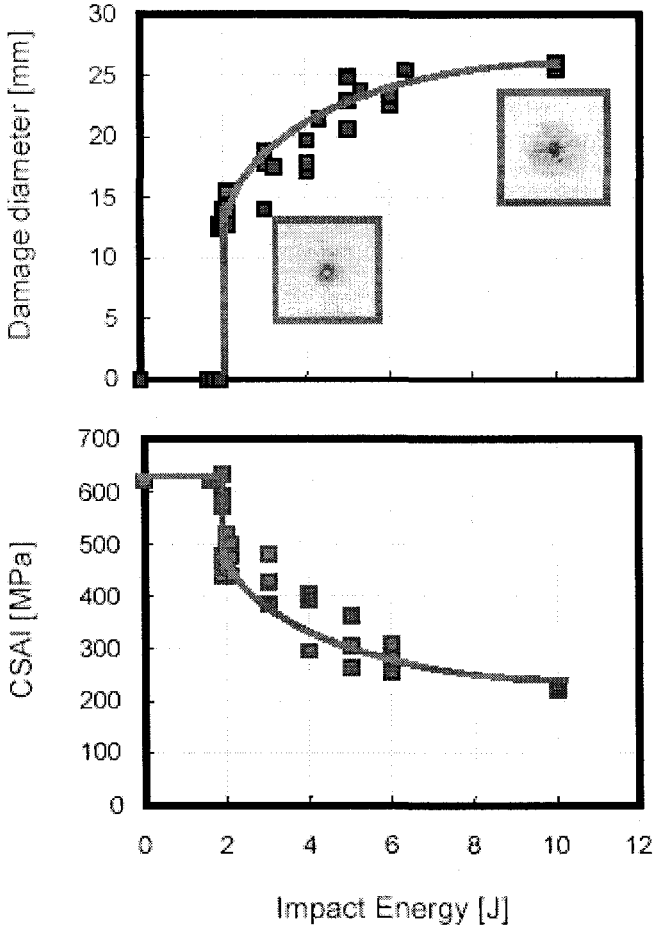


Figure 1.18 – Diamètre des dommages et résistance en CAI d'un stratifié de 32 plis fait de préimprégnés graphite/époxy impacté selon différents niveaux d'énergie [26]

Tomblin et Lacy [27] ont démontré la corrélation entre la résistance résiduelle CAI de composites sandwichs et la superficie des dommages (Figure 1.19). Pour l'exemple de la Figure 1.19, les éprouvettes sandwiches testées étaient composées de peaux carbone/époxy (4 plis) et d'une âme en nid d'abeilles de 9,5 mm d'épaisseur ayant une densité de 48 kg/m^3 (3,0 lb/pi^3). Les éprouvettes de 20,32 cm × 20,32 cm ont été impactés avec des impacteurs semi-sphériques de 2,54 ou 7,62 cm (1 ou 3 pouces) de diamètre pour différents niveaux d'énergie d'impact. La résistance résiduelle CAI pour chaque éprouvette endommagée a été normalisée par la résistance en compression d'éprouvettes intactes. Selon la Figure 1.19, on remarque que la résistance résiduelle CAI normalisée diminue avec l'augmentation de la superficie du défaut. Les auteurs ont constaté que les composites sandwichs impactés avec un impacteur de 7,62 cm de diamètre présentaient des défauts moins visibles, mais subissaient une plus grande dégradation de la résistance résiduelle CAI. Dans une autre étude sur la résistance CAI des composites sandwichs, Tomblin [15] a observé que les éprouvettes avec une âme en mousse de polymère rigide et une peau en fibre de verre sont plus tolérantes aux dommages que les éprouvettes avec une âme en nid d'abeilles et une peau en fibres de carbone.

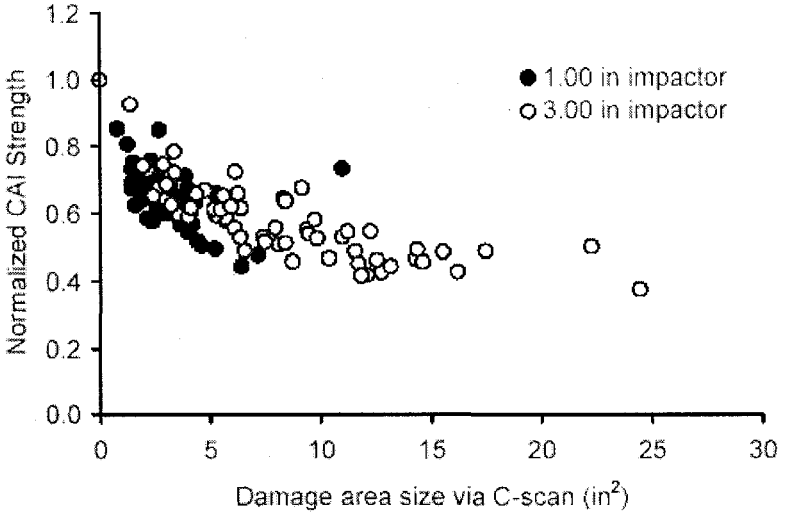


Figure 1.19 – Résistance résiduelle CAI normalisée en fonction de la superficie du dommage mesurée par C-Scan [27]

Vizzini et ses collègues [12] ont étudié l'effet de la géométrie d'éprouvettes sandwiches impactées (dimension et forme) sur leur résistance CAI. Les composites sandwichs sont constitués de peaux stratifiées $[0/90]_2$ en préimprégnés graphite/ époxy (AS4/3501-6) et d'une âme en nid d'abeilles phénolique (Nomex). Les dommages produits par les impacts étaient à peine perceptibles pour l'œil (BVID). Pour évaluer l'effet de la dimension des éprouvettes sur la résistance CAI, les chercheurs ont testé des éprouvettes de mêmes longueurs, mais de différentes largeurs (83, 152 et 305 mm). Afin d'évaluer l'effet de la forme géométrique sur la résistance CAI, les chercheurs ont testé des éprouvettes «courbées» de 152 mm et 305 mm de largeur (Figure 1.20). Tous les résultats de résistances CAI des différentes configurations d'éprouvettes sont présentées sur la Figure 1.21.

On observe sur la Figure 1.21 que la présence de BVID diminue de façon significative la résistance résiduelle des composites sandwichs. La résistance résiduelle CAI des éprouvettes plates de 83 mm de largeur a subi une réduction de 42%. Si on compare les résultats des autres éprouvettes endommagées plates « Flat » ou courbées « Curve » de différentes largeurs (83, 152 et 305 mm), ils ont sensiblement la même résistance résiduelle (environ 175 MPa). Toutefois, les écarts types peuvent être parfois relativement élevés, par exemple pour l'éprouvette « Curve-152 » l'écart type est de 16%. En conclusion, la dimension et la forme de l'éprouvette ne semblent pas influencer la tolérance aux dommages des composites sandwichs.

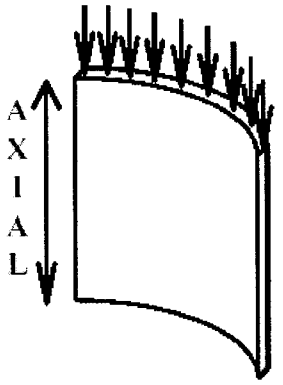


Figure 1.20 – Exemple d'une éprouvette sandwich courbée [12]

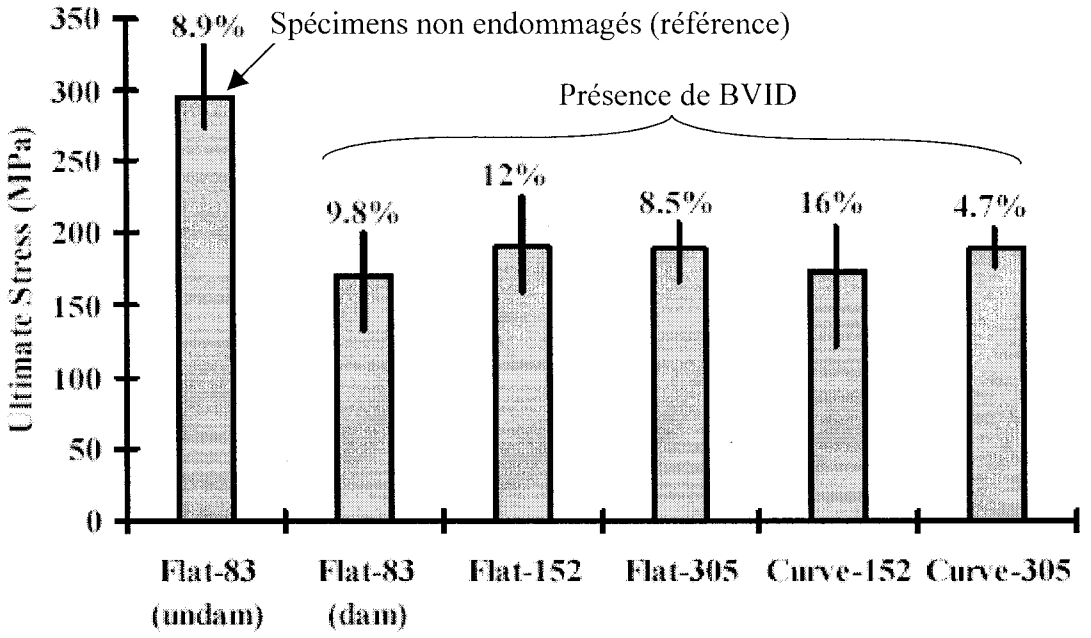


Figure 1.21 – Résistance ultime CAI de différentes configurations d'éprouvettes sandwiches, adaptée [12]

1.5 Flambage des plaques stratifiées et sandwiches

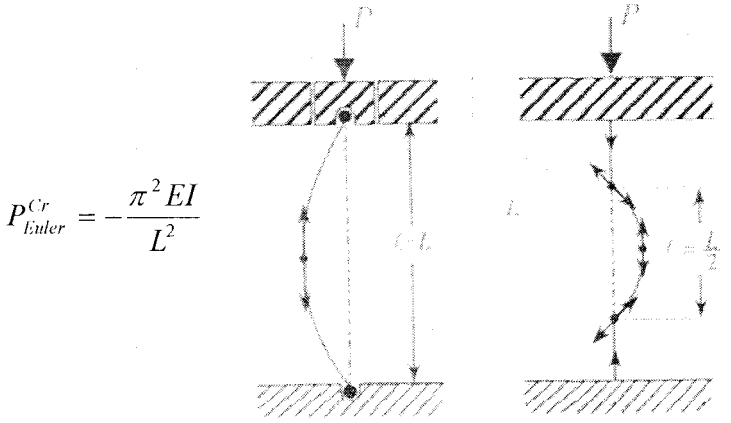
Le flambage est un phénomène d'instabilité élastique mis en évidence lorsqu'une structure (poutre ou plaque) est comprimée. La structure fléchit sous le chargement et se rompt à des niveaux de contraintes inférieurs à ceux que peut supporter le matériau. Le cas le plus classique du flambage est une poutre isotrope de module E soumise à une charge de compression (P), tel qu'illustrée à la Figure 1.22, et dont la charge critique (P^{Cr}) se calcule selon l'équation d'Euler (cas d'une poutre aux appuis articulés) [28]:

$$P_{Euler}^{Cr} = -\frac{\pi^2 EI}{L^2} \tag{1.6}$$

Où

$$I = \frac{be^3}{12} \tag{1.7}$$

$$P^{Cr} \propto \frac{be^3}{L^2} E \tag{1.8}$$



Fixation articulée-articulée guidée Fixation encastrée-encastrée

Figure 1.22 – Déformation d'une poutre isotrope sous une charge de compression selon 2 types d'appuis, adaptée [28]

Selon l'expression (1.8), plus la longueur libre de la poutre (L) est grande par rapport à sa largeur (b) et son épaisseur (e), plus la charge critique (P^{Cr}) est faible. De plus, le mode de fixation aux extrémités de la poutre influence le flambage. Une poutre encastrée à ses extrémités (Figure 1.22) a une charge critique quatre fois plus élevée qu'une même poutre en appuis simples [28].

Puisque les matériaux composites offrent d'excellentes propriétés résistance/poids et rigidité/poids, ils sont généralement utilisés pour fabriquer des structures à paroi mince, et par conséquent ces structures sont sujettes au flambement. L'équation de flambement statique d'une plaque stratifiée symétrique ($B_{ij} = 0$), soumise à des charges dans le plan (N_{xx}, N_{yy} et N_{xy}) et hors plan (q) est [29]:

$$D_{11}\frac{\partial^4 w^0}{\partial x^4} + 4D_{16}\frac{\partial^4 w^0}{\partial x^3 \partial y} + 2\left(D_{12} + 2D_{66}\right)\frac{\partial^4 w^0}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26}\frac{\partial^4 w^0}{\partial x \partial y^3} + D_{22}\frac{\partial^4 w^0}{\partial y^4} = N_{xx}\frac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} + N_{yy}\frac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} + 2N_{xy}\frac{\partial^2 w^0}{\partial x \partial y} + q \tag{1.9}$$

Pour une plaque symétrique et orthotrope, $\theta = 0°$ et $90°$ ($D_{16} = D_{26} = 0$), soumise à une compression uniforme sur chacun de ses côtés (N_{xx} et N_{yy}), tel qu'illustré à la Figure 1.23, l'expression (1.9) se simplifie pour donner [29]:

$$D_{11}\frac{\partial^4 w^0}{\partial x^4} + 2\left(D_{12} + 2D_{66}\right)\frac{\partial^4 w^0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22}\frac{\partial^4 w^0}{\partial y^4} = N_{xx}\frac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} + N_{yy}\frac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} \tag{1.10}$$

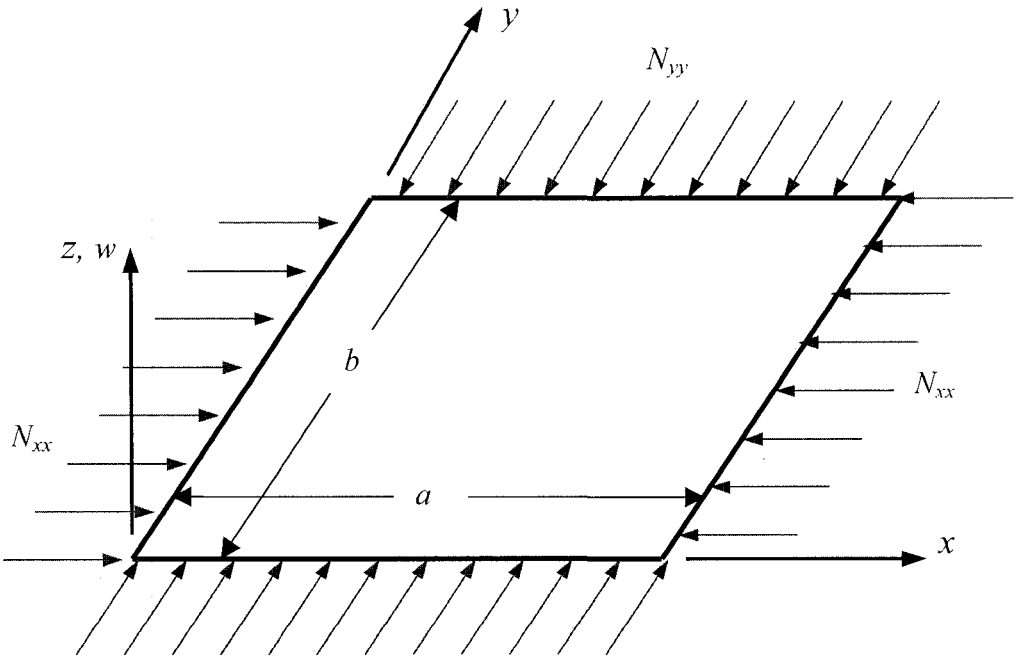


Figure 1.23 – Plaque rectangulaire en appuis simples sur ses quatre côtés et soumise à une compression biaxiale

Pour une plaque simplement appuyée sur ses extrémités, la déflection transversale ainsi que les moments sont nuls sur le contour. Ce qui résume les conditions aux frontières à :

- sur les côtés $x = 0$ et $x = a$,

  la flèche, $w^0 = 0$ et le moment dans le plan yz, $M_{xx} = 0$

- sur les côtés $y = 0$ et $y = b$,

  la flèche, $w^0 = 0$ et le moment dans le plan xz, $M_{yy} = 0$

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée qui exprime les résultantes et les moments en fonctions des déformations en membranes et des courbures, est:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{bmatrix} \tag{1.11}$$

Où

$$\left[\varepsilon^0\right]=\begin{bmatrix}\varepsilon_{xx}^0\\ \varepsilon_{yy}^0\\ \gamma_{xy}^0\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\partial u^0}{\partial x}\\ \dfrac{\partial v^0}{\partial y}\\ \dfrac{\partial u^0}{\partial y}+\dfrac{\partial v^0}{\partial x}\end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \left[k\right]=\begin{bmatrix}k_{xx}\\ k_{yy}\\ k_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial x^2}\\ -\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial y^2}\\ -2\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial x\partial y}\end{bmatrix} \tag{1.12}$$

Puisque le stratifié est symétrique ($B_{ij} = 0$) et équilibré ($D_{16} = D_{26} = 0$), les moments M_{xx} et M_{yy} s'expriment selon l'expression suivante :

$$\begin{bmatrix}M_{xx}\\ M_{yy}\\ M_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}D_{11} & D_{12} & \cancel{D_{16}}\\ D_{12} & D_{22} & \cancel{D_{26}}\\ \cancel{D_{16}} & \cancel{D_{26}} & D_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}k_{xx}\\ k_{yy}\\ k_{xy}\end{bmatrix} \tag{1.13}$$

$$M_{xx} = D_{11}k_{xx} + D_{12}k_{yy} \Rightarrow M_{xx} = -D_{11}\frac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} - D_{12}\frac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} \tag{1.14}$$

$$M_{yy} = D_{12}k_{xx} + D_{22}k_{yy} \Rightarrow M_{yy} = -D_{12}\frac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} - D_{22}\frac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} \tag{1.15}$$

Les conditions aux frontières s'expriment alors sous la forme :

- pour $x = 0, a \Rightarrow w^0 = 0$ et $-D_{11}\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} - D_{12}\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} = 0$

- pour $y = 0, b \Rightarrow w^0 = 0$ et $-D_{12}\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial x^2} - D_{22}\dfrac{\partial^2 w^0}{\partial y^2} = 0$

L'expression mathématique qui prédit la forme du flambage de la plaque et qui respecte les conditions aux frontières ci-dessous a la forme d'une série double de Fourier [29]:

$$w^0(x,y) = W_{mn}\sin\frac{m\pi x}{a}\sin\frac{n\pi y}{b} \tag{1.16}$$

Où

- W_{mn} est la déflection initiale à $x = a/2$ et $y = b/2$

- m et n sont des nombres entiers représentant le nombre d'ondulations du mode de flambage respectivement dans la direction x et y (voir exemple de la Figure 1.25)

En reportant l'expression (1.16) dans l'équation (1.9), on obtient :

$$\pi^2 W_{mn}\left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2c^2 + D_{22}n^4c^4\right] = -W_{mn}(N_{xx}m^2 + N_{yy}n^2R^2)a^2 \tag{1.17}$$

Où

$c = a/b$

Une solution non nulle au problème de flambement conduit à l'expression suivante [29]:

$$N_{xx}m^2 + N_{yy}n^2c^2 = -\frac{\pi^2}{a^2}\left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2c^2 + D_{22}n^4c^4\right] \tag{1.18}$$

Dans le cas d'une compression uniforme sur chaque côté :

$N_{xx} = -N_{xx}^{Cr}$ et $N_{yy} = -\kappa N_{xx}^{Cr}$

Où la valeur de N_{xx}^{Cr} est positive. L'expression (1.18) devient :

$$N_{xx}^{Cr} = \frac{\pi^2\left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2c^2 + D_{22}n^4c^4\right]}{a^2\left(m^2 + \kappa n^2c^2\right)} \tag{1.19}$$

Dans le cas d'une compression uniaxiale dans la direction de l'axe x, $\kappa = 0$ et l'expression (1.19) donne :

$$N_{xx}^{Cr} = \frac{\pi^2}{m^2a^2}\left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2c^2 + D_{22}n^4c^4\right] \tag{1.20}$$

Pour l'équation précédente, la valeur minimale de N_{xx}^{Cr} sera lorsque n = 1 et pas nécessairement lorsque m = 1. La valeur de m associée à la plus petite valeur de N_{xx}^{Cr} peut être déterminée en traçant N_{xx}^{Cr} en fonction de a/b pour différentes valeurs de m.

Par exemple :

Pour $\frac{D_{11}}{D_{22}} = 10$, $\frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} = 1$ et $n = 1$

L'équation (1.20) peut s'écrire sous la forme :

$$\frac{N_{xx}^{Cr} b^2}{\pi^2 D_{22}} = \frac{10m^2}{(a/b)^2} + 2 + \frac{(a/b)^2}{m^2} \tag{1.21}$$

La Figure 1.24 représente graphiquement l'équation précédente pour différentes valeurs de m. On constate que le mode de flambement (valeur de m) augmente quand la longueur (a) augmente par rapport à la largeur (b) de la plaque. Par exemple, pour $2,5 < a/b < 4,3$; le mode de flambage de la plaque sera semblable à celui de la Figure 1.25, c'est-à-dire $m = 2$ et $n = 1$.

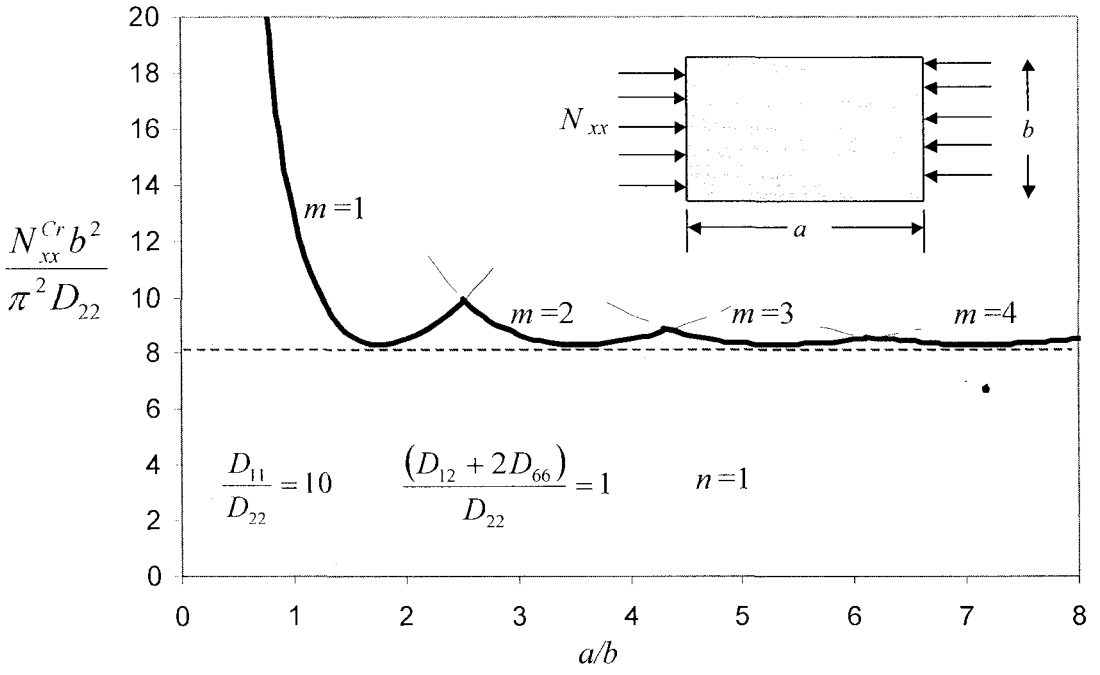


Figure 1.24 – Charge de flambage pour une plaque rectangulaire stratifiée et équilibrée, adaptée [6]

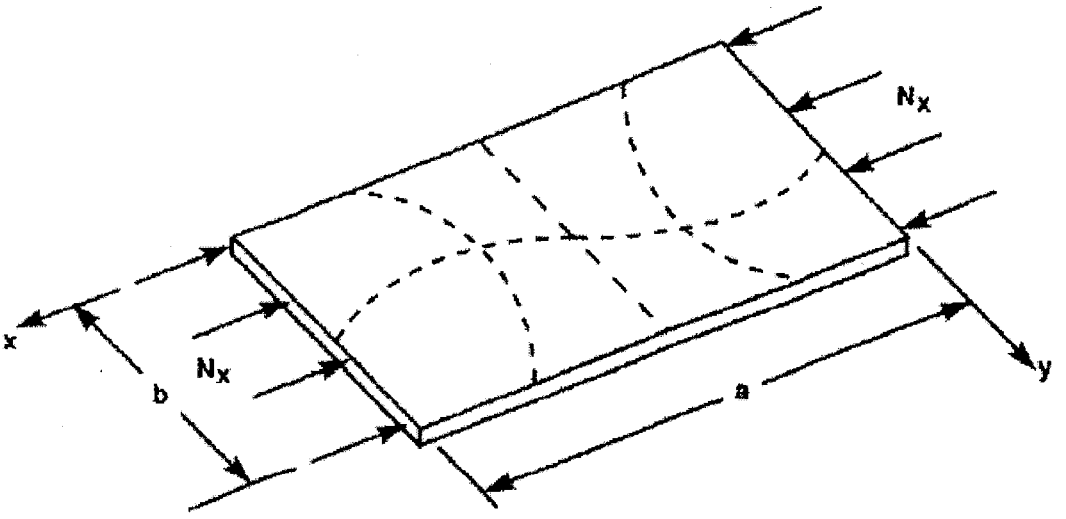


Figure 1.25 – Flambage d'une plaque rectangulaire avec les quatre côtés simplement appuyés ($m = 2$ et $n = 1$) [30]

Dans la section 1.2, il a été démontré que les composites sandwichs possèdent une bonne rigidité en flexion, comparativement à une mince plaque de poids équivalent. Théoriquement, cette rigidité devrait leur procurer un bon comportement au flambage. Toutefois, les propriétés de l'âme (core) influencent grandement le comportement au flambage du sandwich, particulièrement pour le flambage local tel qu'illustré à la Figure 1.26.

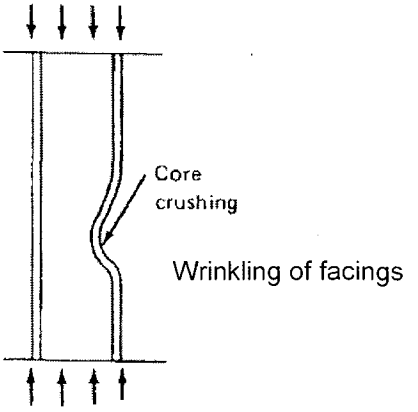


Figure 1.26 –Flambage local d'un composite sandwich par ondulation de la peau [31]

Le mode de rupture du sandwich présenté à la Figure 1.26 est le flambage local par ondulation (wrinkling) de la peau. L'équation suivante permet de calculer approximativement la charge critique (P^W) nécessaire pour briser une poutre en composite sandwich, encastrée à ses extrémités [32] :

$$P^W = 2\sqrt{\frac{E_{skin} t_{skin}^3 E_{core}}{6 t_{core}}} \tag{1.22}$$

Où

- E_{skin} et E_{core} sont respectivement le module élastique de la peau et de l'âme.
- t_{skin} et t_{core} sont respectivement l'épaisseur de la peau et de l'âme.

L'équation (1.22) indique que plus l'âme est rigide plus la résistance au flambage local (wrinkling) sera élevée, et qu'augmenter l'épaisseur de l'âme ne va pas augmenter la résistance au flambage local, mais au contraire la diminuer.

1.6 Modélisation des composites sandwichs avec ANSYS

Le logiciel d'éléments finis ANSYS [33] permet de modéliser des structures composites stratifiées avec des éléments « multicouches » (layered elements) définis dans un espace 3-D. Ce type d'éléments permet de configurer la séquence des plis d'un stratifié (voir Figure 1.27). Pour chaque pli, il faut identifier son épaisseur, l'orientation du pli et son matériau orthotrope.

Puisque la plupart des structures fait de matériaux composites sont relativement minces, c'est-à-dire, que le ratio de la largeur sur l'épaisseur est plus grand ou égale à 10, il est recommandé d'utiliser des éléments « LAYERED SHELL » [33]. Ces éléments possèdent 4 ou 8 nœuds (Figure 1.28) et chaque nœud a six degrés de liberté :

- UX, UY, UZ, soit respectivement un mouvement de translation dans la direction x, y et z ;
- ROTX, ROTY, ROTZ, soit respectivement un mouvement de rotation par rapport aux axes x,y et z.

Les composites sandwichs peuvent être modélisés selon deux méthodes. La première méthode consiste à utiliser un élément « LAYERED SHELL » doté de « l'option sandwich ». Alors que la deuxième méthode consiste à combiner un élément « LAYERED SHELL » pour modéliser les peaux stratifiées et un élément « SOLID » pour modéliser l'âme.

L'élément SHELL91 possède une option pour modéliser les composites sandwichs. On configure le sandwich comme s'il s'agissait d'un stratifié. La différence est que le pli central (âme) est plus épais que les autres plis (peaux) et son matériau est plus souple. Lorsque le sandwich est chargé en flexion, l'âme absorbe tout le cisaillement transversal, alors que les contraintes normales (tension et compression) sont transférées aux peaux. Toutefois, cette option est limitée au sandwich avec des peaux ayant au maximum sept plis et les deux peaux doivent avoir le même nombre de plis. De plus l'épaisseur de l'âme doit être au moins 5/6 de l'épaisseur totale (Figure 1.29) [33].

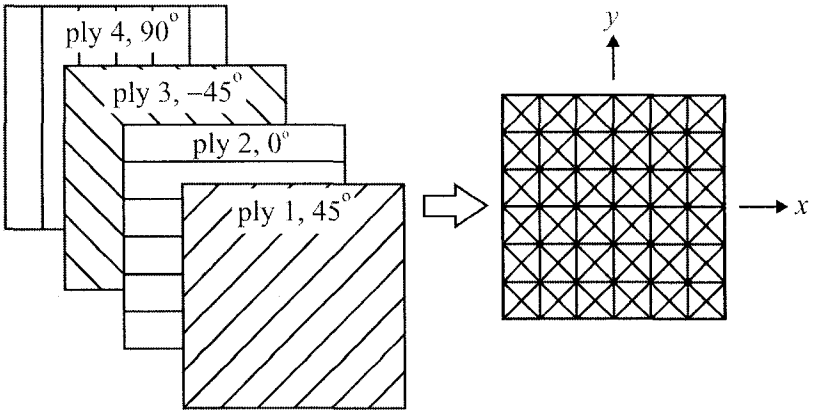
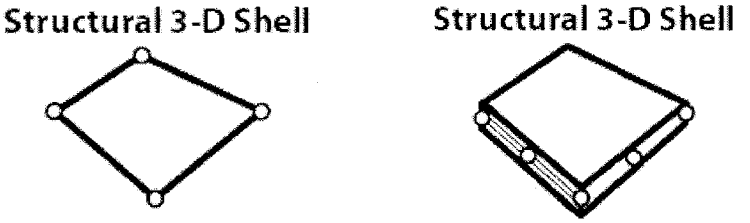


Figure 1.27 – Schématisation d'un composite stratifié [34]



(a) (b)

Figure 1.28 – Exemples d'éléments multicouches « SHELL» : (a) à 4 nœuds et (b) à 8 nœuds [33]

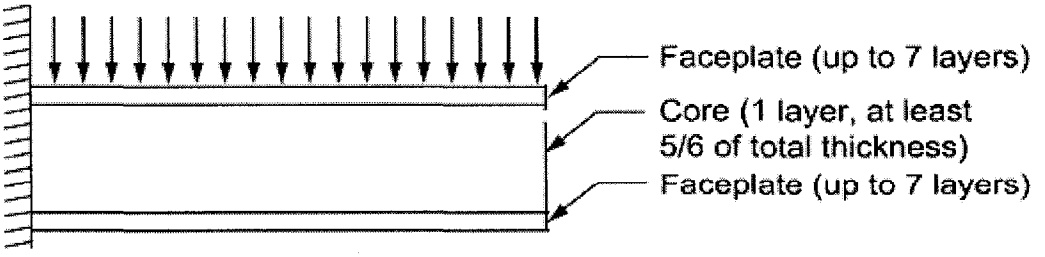


Figure 1.29 – Option sandwich de l'élément SHELL91 [33]

La Figure 1.30 montre un exemple de la deuxième méthode qui consiste à combiner un élément « LAYERED SHELL » pour modéliser les peaux et un élément « SOLID » pour modéliser l'âme. Dans cet exemple, la peau est modélisée avec un élément SHELL99 qui a 8 nœuds et l'âme est modélisée avec un élément SOLID95 qui possède 20 nœuds, donc 8 nœuds sur chaque face du prisme. Ainsi, ces deux éléments peuvent partager les mêmes nœuds. Toutefois, si par défaut les nœuds de l'élément SHELL99 sont situés au centre, la moitié de la peau modélisée pénétrerait l'élément SOLID95. Ce qui donnerait une fausse représentation de la rigidité réelle du sandwich. Pour remédier à ce problème, les surfaces représentant les peaux sont décalées vers l'extérieur du volume de la moitié de leur épaisseur, et les nœuds du SHELL99 et du SOLID95 doivent être connectés par une fonction spécifique configurée dans ANSYS. Ainsi, chaque paire de nœuds connectés n'est représentée que par un des deux nœuds, qui est utilisé dans le système d'équation de la matrice de rigidité globale [34].

Les éléments SHELL91 et SHELL99 sont relativement semblables. Leurs principales caractéristiques sont énoncées dans le Tableau I.2. Une particularité de ces éléments est qu'ils possèdent une option pour positionner les nœuds soit au centre, au-dessus ou au-dessous de l'élément. Ainsi, deux éléments peuvent partager les mêmes nœuds (Figure 1.31).

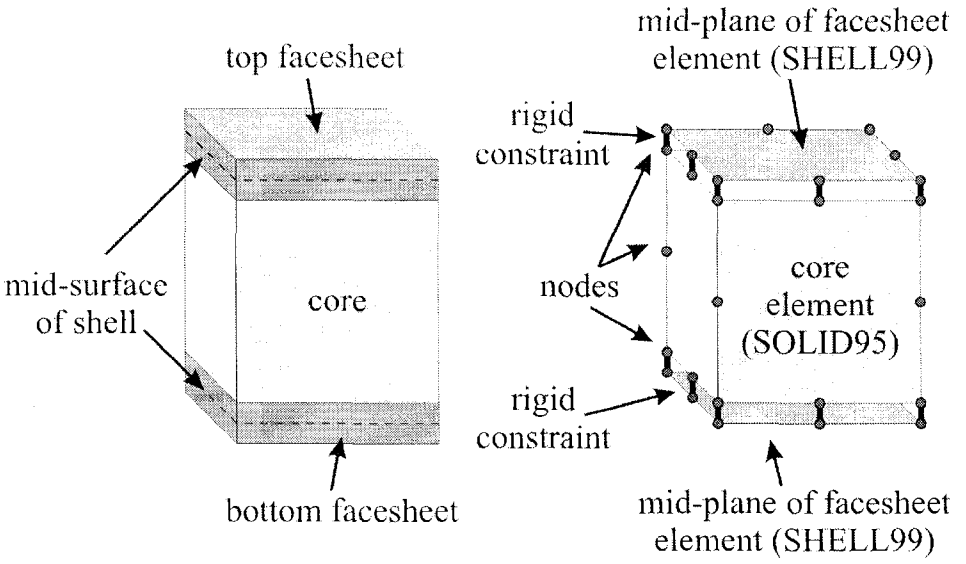


Figure 1.30 – Sandwich modélisé avec la combinaison d'éléments « LAYERED SHELL » et « SOLID » [34]

Tableau 1.2 – Caractéristiques des éléments SHELL91 et 99

SHELL91 - Nonlinear Layered Structural Shell Element • 8 nœuds • Éléments multicouches permettant d'avoir jusqu'à 100 plis • Éléments permettant de faire des analyses non-linéaires de structures ayant des déformations importantes • Option pour modéliser les structures sandwiches
SHELL99 - Linear Layered Structural Shell • 8 nœuds • Éléments multicouches permettant d'avoir jusqu'à 250 plis • Limité pour les analyses non-linéaires • Temps de compilation plus rapide comparativement aux éléments SHELL91 • Possibilité de définir la matrice de rigidité du stratifié au lieu de définir la séquence des plis. $\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}$

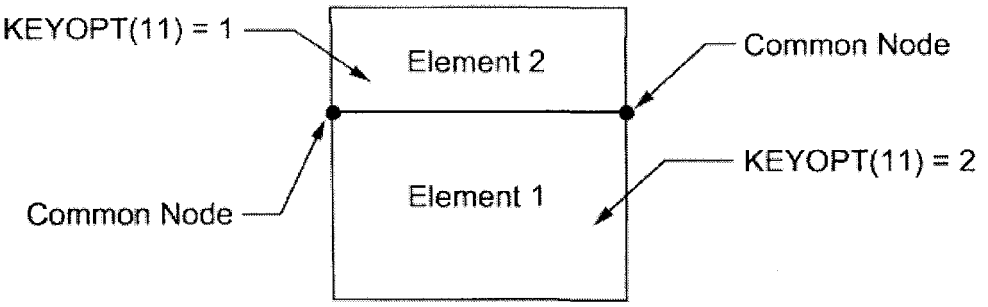


Figure 1.31 – Exemple de l'option des éléments SHELL91 et SHELL99 pour positionner les nœuds sur les surfaces de l'élément [33]

Lorsqu'on utilise des éléments multicouches (layered), il faut normalement définir les propriétés élastiques d'un matériau orthotrope (lamina unidirectionnel), tel que représenté à la Figure 1.32:

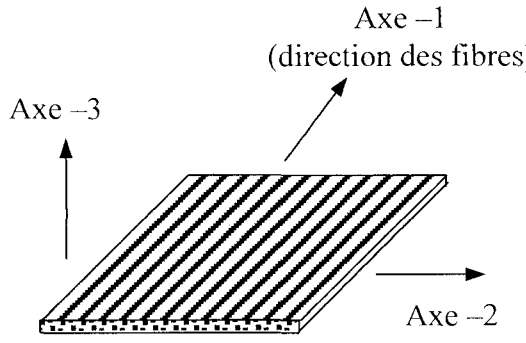
- E_{xx} , E_{yy} , E_{zz} ;
- G_{xy} , G_{yz} , G_{xz} ;
- υ_{xy} , υ_{yz} , υ_{xz}.

Au moment de définir les propriétés élastiques ci-dessus, il faut tenir compte du système de coordonnées de l'élément par rapport à celui du système de coordonnées global. Pour un élément SHELL, l'axe-z est normal à la surface de l'élément, l'axe-x est aligné par rapport au segment crée par les deux premiers nœuds et l'axe-y est perpendiculaire aux axes -x et -z (règle de la main droite, voir Figure 1.33). Pour une plaque modélisée dans le plan x-y, l'axe -x de l'élément se confond par défaut avec celui du système global. Donc, l'orientation (x, y, z) du matériau (du lamina) est la même que celle du système d'axes global [35]. Toutefois, il est possible de changer le système de coordonnées d'un élément en utilisant un système de coordonnées local défini par rapport au système d'axe global.

Un lamina unidirectionnel (Figure 1.32), dont les fibres sont dans le plan 1-2, a ses propriétés élastiques égales dans les directions 2-3 : $E_{33} = E_{22}$, $G_{13} = G_{12}$ et $\upsilon_{13} = \upsilon_{12}$. Alors que G_{23} peut se calculer selon l'équation (1.23) [35] :

$$G_{23} = E_{22} / 2(1 + \upsilon_{23}) \tag{1.23}$$

Ce qui réduit le nombre de constances élastiques à 5 pour un lamina unidirectionnel : E_{11}, E_{22}, G_{12}, υ_{12} et υ_{23}. Par manque de données expérimentales on peut supposer que υ_{23} est égal au coefficient de Poisson de la résine ($\upsilon_{23} \approx \upsilon_m$) [35].



Propriétés élastiques :

$E_{xx} = E_{11}$ (compression ou traction)
$E_{yy} = E_{22}$ (compression ou traction)
$E_{zz} = E_{33} = E_{22}$
$G_{xy} = G_{12}$
$G_{xz} = G_{13} = G_{12}$
$G_{yz} = G_{23} = E_{33} / (1 + \upsilon_{23})$
$\upsilon_{xy} = \upsilon_{12}$
$\upsilon_{xz} = \upsilon_{13} = \upsilon_{12}$
$\upsilon_{yz} = \upsilon_{23} = \upsilon_m$

Figure 1.32 – Représentation schématique d'un lamina unidirectionnel

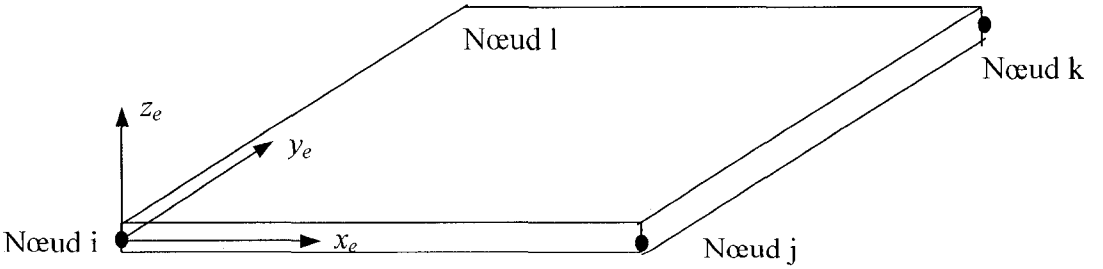


Figure 1.33 – Orientation des axes d'un élément SHELL (du matériau) dans ANSYS, adaptée de [35]

1.7 Analyse du flambage avec ANSYS

Deux techniques d'analyses sont disponibles dans ANSYS pour prédire la charge critique et les modes de flambage d'une structure :

- analyse linéaire (eigenvalue) du flambage ;
- analyse non-linéaire du flambage.

Une analyse du flambage linéaire permet de prédire la résistance théorique du flambage d'une structure au comportement linéaire. Par exemple, une colonne comprimée sous une charge axiale ne subira aucune déflection transversale, jusqu'à ce que le point de bifurcation soit atteint. Au-delà de ce point, qui indique la charge critique au flambage (P^{Cr}), la déflection devient très importante (Figure 1.34).

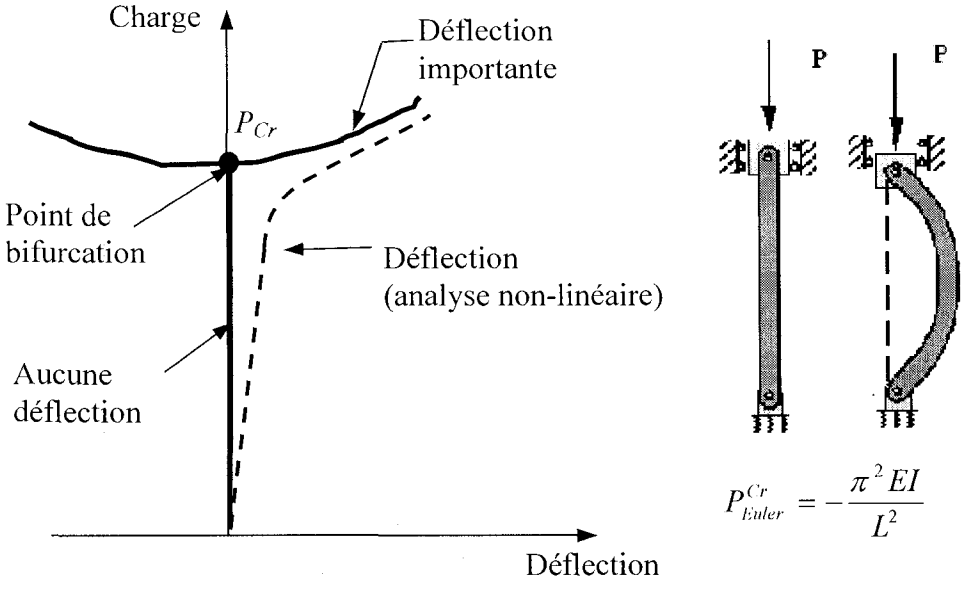


Figure 1.34 – Déflection transversale d'une colonne parfaite, adaptée [35]

Une analyse linéaire du flambage se formule de la façon suivante [35]:

$$([K]- \lambda[S]) \{\psi\}=\{0\} \tag{1.24}$$

Où

- $[K]$ est la matrice de rigidité (stiffness matrix)
- $[S]$ est la matrice de rigidité géométrique (stress stiffness matrix)
- λ est la « valeur propre » (eigenvalue)
- ψ est le « vecteur propre » (eigenvector) de déplacement

La valeur propre (λ) est le ratio entre la force appliquée (P) et la charge critique du flambage (P^{Cr}) :

$$\lambda = P^{Cr} / P \tag{1.25}$$

La matrice de rigidité géométrique $[S]$ dépend de la géométrie des éléments, du champ de déplacement et de l'état des « contraintes membranaires » (membrane stress). Contrairement à la matrice de rigidité $[K]$, la matrice de rigidité géométrique est indépendante des propriétés du matériau [36]. Les contraintes membranaires réfèrent aux forces exercées dans le plan d'une structure mince qui influencent les déformations transversales associées à la flexion. Par exemple la peau d'un tambour ou la corde d'une guitare en tension sont très rigides sous une charge transversale (flexion). Une poutre en tension sera plus rigide en flexion et moins rigide en compression. Ce phénomène se nomme raidissement des contraintes (stress stiffening), qui a pour effet de réduire la matrice de rigidité d'une structure (poutre, plaque et coque) en compression et de l'augmenter lorsqu'elle est en tension.

Les étapes pour réaliser une analyse linéaire avec ANSYS, sont les suivantes:

- obtenir une solution statique ;
- obtenir la solution de la valeur propre du flambage ;
- obtenir les modes de flambage (expand the solution).

Pour effectuer toutes ces étapes, ANSYS offre des fonctions déjà prédéfinies qu'il suffit d'activer. En résumé, obtenir la solution statique consiste à appliquer une charge unitaire en compression sur la structure modélisée pour déterminer la matrice de rigidité géométrique [*S*]. Ensuite, il faut spécifier le nombre de valeurs propres (λ) à extraire. Chaque valeur propre correspond à un mode de flambage. La valeur propre λ se calcule selon l'équation (1.24) et puisqu'on applique une charge unitaire, la valeur λ est égale à la charge critique de flambage (équation (1.25)). Pour chaque mode de flambage, il y a une charge critique. La Figure 1.35 montre un exemple des modes de flambage d'une plaque rectangulaire sous compression.

Il est à noter que dans une analyse linéaire du flambage, les propriétés du matériau doivent être linéaires (isotrope ou orthotrope), car toutes propriétés non-linéaires (viso-élastique, hyper-élastique, etc.) seront ignorées [33].

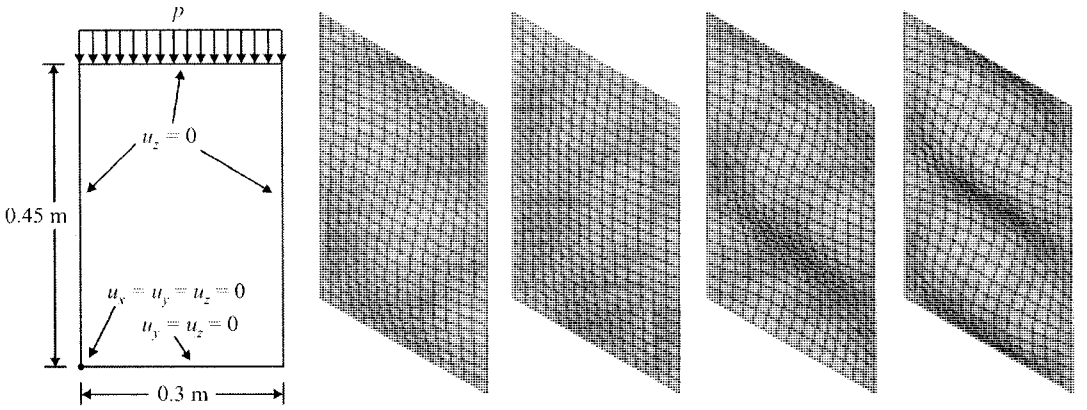


Figure 1.35 – Les quatre premiers modes de flambage d'une plaque rectangulaire isotrope comprimée et modélisée avec l'élément SHELL63 [34]

Une analyse non-linéaire du flambage est simplement une analyse géométrique non-linéaire statique selon laquelle la charge s'incrémente graduellement jusqu'à ce que la solution ne converge plus [33]. Puisque le chargement est subdivisé, il est possible d'analyser la courbe charge–déflection (Figure 1.34) et de juger lorsque la structure devient instable. Dans une analyse géométrique non-linéaire la matrice de rigidité est ré-évaluée selon l'évolution de la déformation de la structure. Dans le cas d'analyses de petite déflection et de petite déformation, le déplacement demeure relativement petit pour ne pas affecter de façon assez significative la rigidité de la structure. À l'opposé, lorsque les déformations sont importantes, les éléments de la structure modélisée changent de forme et d'orientation ce qui modifie de façon significative la rigidité [33]. La déformation d'une canne à pêche (Figure 1.36) illustre bien le comportement géométrique non-linéaire d'une structure.

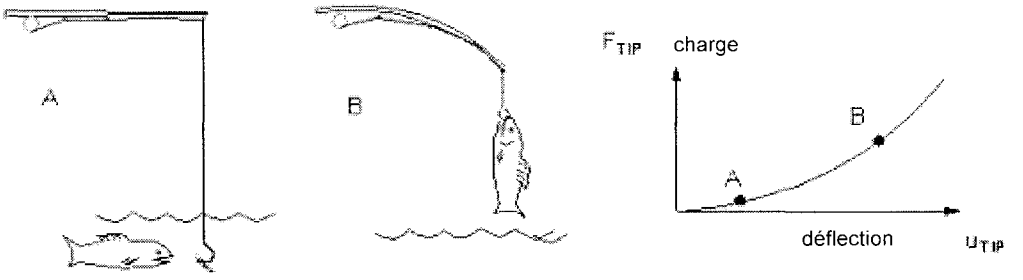


Figure 1.36 –Exemple de déformation géométrique non-linéaire [33]

Dans le cas d'une structure rectiligne sans discontinuité (poutre ou plaque) purement chargée en compression (seulement des charges membranaires, sans flexion), la structure va soutenir la charge sans générer une déflection transversale pour initier le flambage. Pour remédier à ce problème, il suffit de créer artificiellement une perturbation pour initier le flambage, soit en appliquant une petite force transversale, soit en incorporant une imperfection géométrique dans le modèle de la structure.

Dans l'exemple de la Figure 1.37, toutes les coordonnées des nœuds de la plaque modélisée selon l'axe $-z$ ont été modifiées selon l'équation (1.26). Ce qui a pour effet de

donner à travers l'épaisseur de la plaque une légère surface sinusoïdale double, avec une amplitude maximale (au centre) de 1% de l'épaisseur totale de la plaque. Cette légère imperfection géométrique permet d'initier le flambage et on peut observer sur les courbes *force-déplacement* le point de bifurcation (Figure 1.37 b).

$$z = 0{,}01t \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right)\sin\left(\frac{\pi y}{b}\right) \tag{1.26}$$

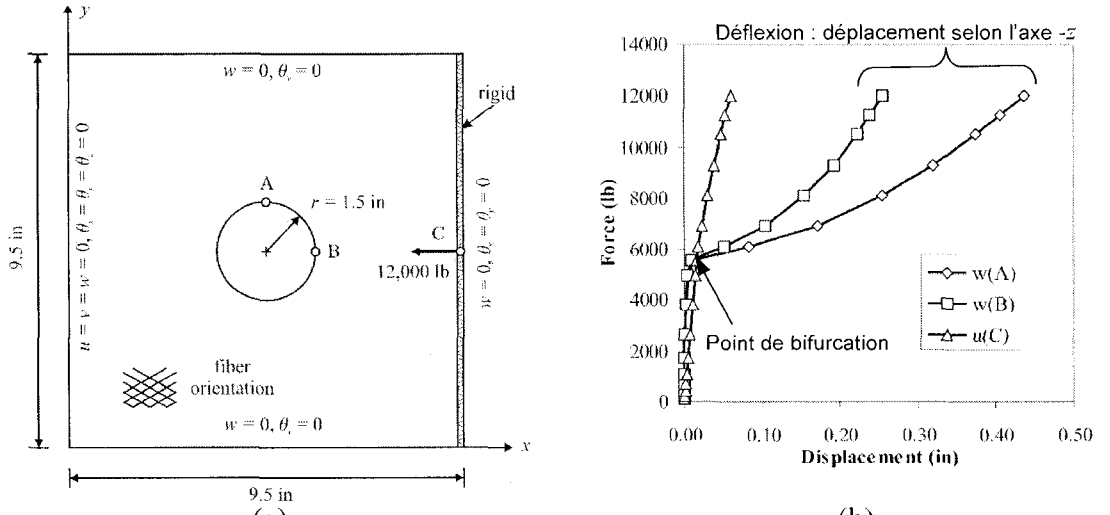


Figure 1.37 – Exemple d'une analyse non-linéaire du flambage d'une plaque stratifiée et percée, modélisée avec l'élément SHELL 99 : (a) géométrie et conditions aux frontières de la plaque et (b) courbes force-déplacement [34]

Il est important que l'imperfection imposée au modèle produise un flambage le plus représentatif de la réalité. L'équation (1.26) utilisée pour générer l'imperfection géométrique est basée sur l'équation (1.16) qui prédit la forme du flambage d'une plaque en compression. Dans le cas d'une structure dont on ignore le mode de flambage, il est recommandé de réaliser d'abord une analyse linéaire pour obtenir les modes de flambages de la structure. Basé sur ces résultats, la perturbation (charge transversale ou imperfection géométrique) devra être appliquée sur la structure de façon à reproduire le plus fidèlement possible le même mode de flambage durant l'analyse non-linéaire.

1.8 Prédiction par la méthode des éléments finis du flambage des composites endommagés

Quelques travaux de recherches ont été effectués sur la prédiction par éléments finis du flambage de stratifiés et de composites sandwichs endommagés. Zeng et Olsson [37] ont modélisé par éléments finis une plaque stratifiée carbone/époxy $[(90/0)_{17}/90]$ avec au centre de la plaque une zone représentant un dommage produit par un impact (Figure 1.38). Les auteurs ont étudié le comportement au flambage de la plaque endommagée en variant deux paramètres : la rigidité résiduelle et le rayon de la zone endommagée. La Figure 1.39 montre la prédiction du flambage de la plaque pour deux rayons différents de la zone endommagée (7,5 et 15 mm) et pour différentes rigidités résiduelles (25% à 100% des propriétés élastiques du stratifié intact). Les analyses démontrent que la résistance au flambage de la plaque est presque indépendante de la dimension et de la rigidité de la zone endommagée. Le logiciel d'éléments finis utilisé par les auteurs est DEBUGS, qui a été développé par Swedish defense research agency [37].

Shipsha et Zenkert [38] ont étudié la résistance résiduelle en compression de panneaux sandwichs impactés de 270 × 180mm. Les sandwichs sont faits d'une âme en mousse Rohacell WF51 polymetha-crylimide de 50 mm d'épaisseur et de deux peaux quasi-isotropes vinyl ester/verre-E de 2.4 mm d'épaisseur. Ils ont analysé l'effet de la cavité entre l'âme broyé et l'indentation résiduelle de la peau. La Figure 1.40 montre le modèle par éléments finis, réalisé avec ABAQUS, du sandwich avec la section centrale de l'âme broyée. La zone indentée de la peau a été modélisée avec les propriétés élastiques du stratifié vierge, alors que l'âme a été modélisée avec les propriétés élastiques de la mousse intacte, sauf pour le module dans la direction de l'épaisseur de l'âme, qui a été réduit à 9% du module initial. La Figure 1.41 compare la déflection de la peau au niveau du dommage prédit par la méthode des éléments finis et le déplacement mesuré avec un comparateur à cadran (dial gauge). Les auteurs considèrent que la prédiction reflète assez bien la réalité.

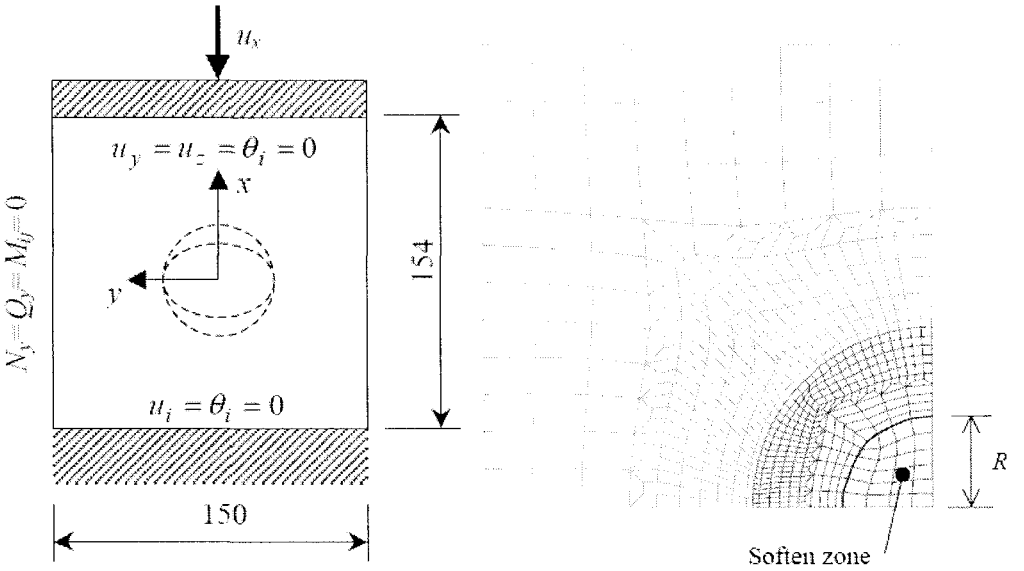


Figure 1.38 – Plaque stratifiée modélisée par éléments finis avec au centre de la plaque une zone représentant un dommage produit par un impact [37]

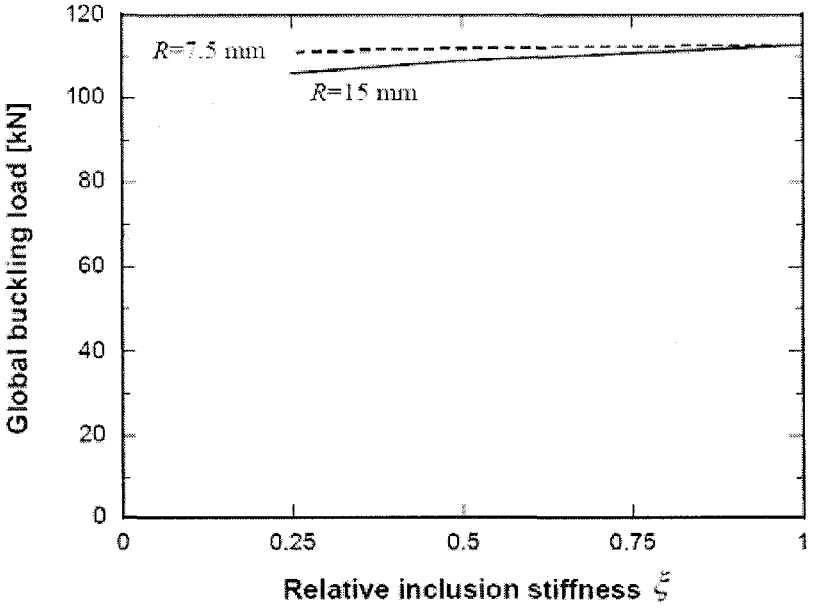


Figure 1.39 – Prédiction de la résistance au flambage d'une plaque stratifiée selon le rayon et la rigidité de la zone de dommage au centre de la plaque [37]

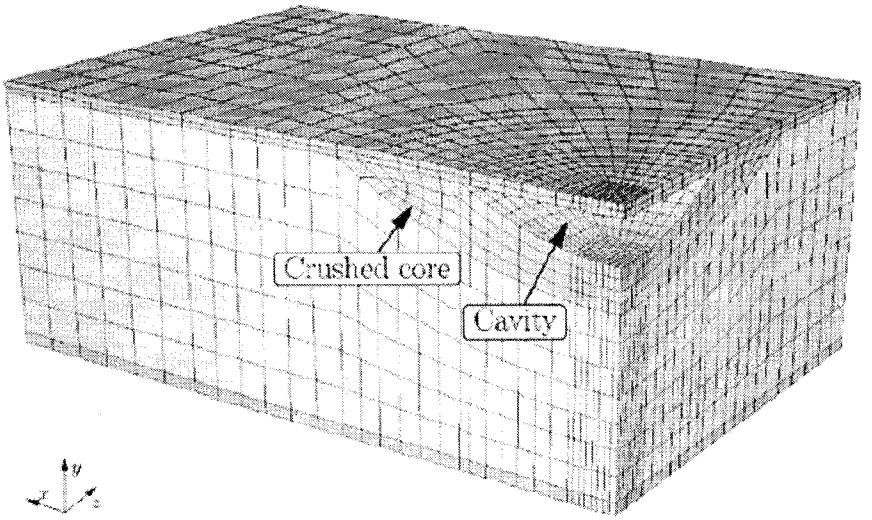


Figure 1.40 – Modèle d'éléments finis d'un panneau sandwich avec dommage [38]

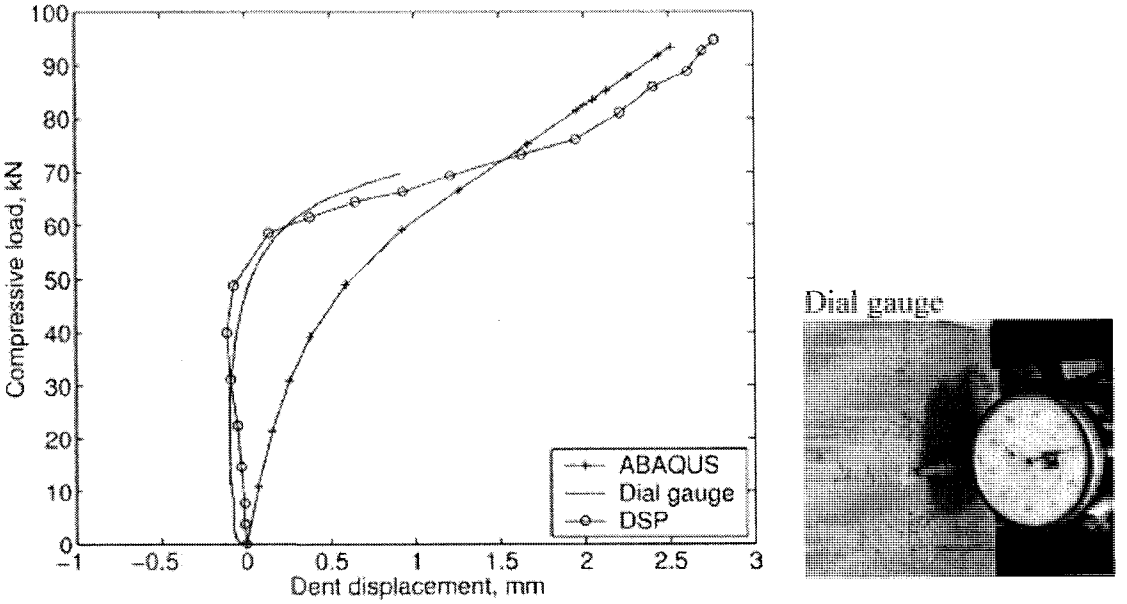


Figure 1.41 – Comparaison entre la prédiction par éléments finis et des mesures expérimentales de la déflection de la peau d'un sandwich endommagé [38]

Avilés et Carlsson [39] ont étudié les effets de la densité de l'âme et de l'interface peau/âme sur le flambage local de panneaux sandwichs constitués d'une âme en mousse de PVC de 25 mm d'épaisseur entre deux peaux d'époxy/verre de 2 mm d'épaisseur. À l'aide du logiciel d'éléments finis ANSYS, les auteurs ont réalisé une analyse linéaire du flambage du sandwich avec au centre du panneau une zone circulaire dont la peau est décollée de l'âme (Figure 1.42). Pour simuler l'interface peau/âme décollée, la peau et l'âme dans la zone circulaire au centre du panneau ont été modélisés de façon à ce qu'ils ne partagent pas les mêmes nœuds à l'interface et qu'ils puissent être indépendants les uns des autres et se déplacer librement. La Figure 1.43 compare les résultats d'analyse par éléments finis (FEA) et expérimentaux du flambage local du sandwich selon le diamètre de la zone âme/peau décollée. Les prédictions FEA reflètent bien la réalité et on constate que plus la zone décollée augmente, plus la charge critique au flambage (P^{Cr}) diminue. Finalement, la Figure 1.44 démontre que l'augmentation de la rigidité de l'âme augmente la résistance au flambage du sandwich, et ce dans le cas d'une zone âme/peau décollée relativement petite. Toutefois, pour une zone décollée deux fois plus grande, le module de l'âme influence moins la résistance au flambage.

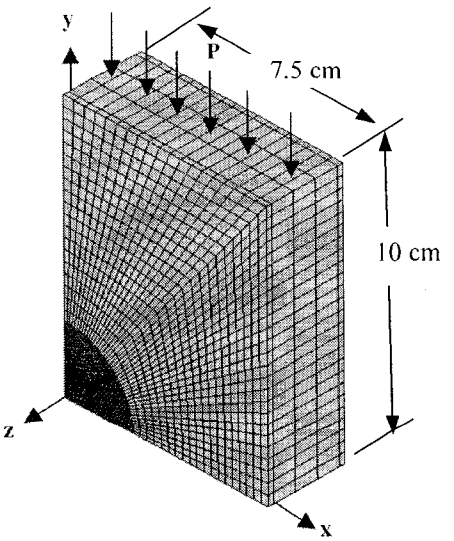


Figure 1.42 – Modèle d'éléments finis d'un panneau sandwich avec au centre une zone circulaire peau/âme décollée, adaptée [39]

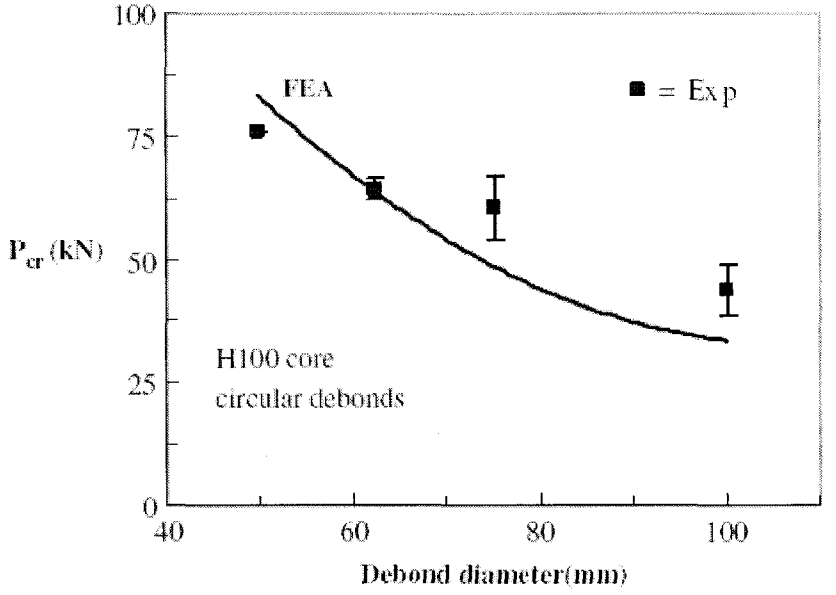


Figure 1.43 – Variation du flambage local d'un sandwich selon le diamètre de la zone peau/âme décollée [39]

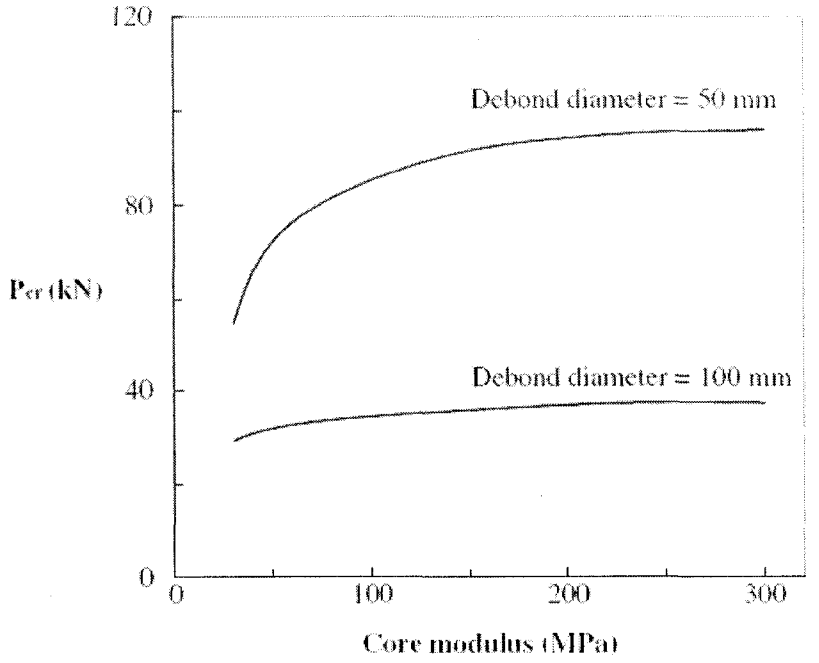


Figure 1.44 – Variation du flambage local d'un sandwich selon le module élastique de l'âme pour deux différents diamètres de zone peau/âme décollée [39]

CHAPITRE 2 – DESCRIPTION DE LA DÉMARCHE SCIENTIFIQUE

Le travail de recherche présenté dans cette thèse concerne l'évaluation de la tolérance aux dommages d'un composite sandwich moulé par le procédé d'infusion et utilisé dans la fabrication de la cellule d'un petit avion amphibien. À cet effet, ce composite sandwich a été testé et analysé selon une démarche comportant principalement deux parties : (1) la caractérisation expérimentale de l'effet des impacts à faible vitesse sur l'endommagement et la résistance résiduelle du composite sandwich, et (2) la prédiction de la résistance résiduelle en compression du composite sandwich impacté en utilisant une méthode d'analyses par éléments finis.

Cette thèse est présentée sous la forme de deux articles :
Article 1 : « Low velocity impact characterization of a foam-cored composite sandwich»
Article 2 : « Finite Element prediction of the compression behavior of an impacted composite sandwiches »

2.1 Article 1

Un des principaux objectifs de l'évaluation de la tolérance aux dommages des structures en matériaux composites est de démontrer la résistance résiduelle de la structure en présence de dommages à peine perceptible pour l'œil (Barely Visible Impact Damage: BVID). Toutefois, il n'y a pas une définition officielle du BVID et cet article présente une caractérisation des dommages basée sur des inspections visuelles et principalement sur les résultats de tests d'impacts instrumentés. Tout d'abord, les courbes d'impact *force-temps* permettent de distinguer le type de dommages selon le niveau d'énergie utilisé. Dans le cas des BVID, les courbes *force-temps* ont la forme d'une cloche symétrique, dont le dommage est une petite indentation permanente avec des micro-fissures de la résine. Lorsque le niveau d'énergie est assez élevé pour produire une légère rupture des fibres, il est alors possible de distinguer une diminution soudaine de la charge induite dans la courbe *force-temps*. Ce type de dommage est classé comme un

dommage visible (Visible Impact Damage: VID). Pour des ruptures de fibres très sévères, la chute de la charge est plus prononcée et est suivie d'un plateau d'oscillations. Ce type de dommage est classé comme étant un dommage clairement visible (Clearly Visible Impact Damage: CVID).

Ensuite, les courbes d'impact *énergie-temps* ont été analysées pour déterminer l'énergie absorbée, qui est théoriquement l'énergie dissipée par la formation des dommages, tel que les micro-fissures de la résine, la rupture des fibres et le broyage de la mousse. Basé sur cette hypothèse, l'énergie absorbée a été normalisée par rapport à l'énergie d'impact pour donner un « indice d'endommagement ». Cet indice permet ainsi de quantifier le dommage produit par un impact, au lieu de l'associer à son diamètre ou sa profondeur. De plus, lorsque l'indice atteint une valeur maximale, cela indique que le composite sandwich a atteint sa résistance maximale à l'impact. Finalement, les tests de compression après impact (CAI) ont été effectués pour déterminer le facteur de perte (knockdown factor : KF) causé par les impacts. En traçant la courbe de la résistance CAI en fonction de l'indice d'endommagement on distingue clairement qu'un simple BVID est presque aussi dommageable qu'un CVID.

2.2 Article 2

Actuellement, l'évaluation de la tolérance aux dommages des structures d'aéronefs en matériaux composites est presque uniquement basée sur des tests expérimentaux en utilisant une approche pyramidale. C'est-à-dire, que des centaines de petites éprouvettes de différentes configurations sont impactées à différents niveaux d'énergies et ensuite testées en compression ou en cisaillement pour établir un facteur de perte (KF). Ce facteur de perte est appliqué sur les valeurs de résistance du matériau composite pour concevoir adéquatement le design de la structure en composites. Ensuite, pour valider le design de la structure, celle-ci est testée entièrement et/ou en sous-composantes (souvent limité à un seul test), grâce à des montages sur mesure. Les sous-composantes et/ou la structure entière sont impactées à des endroits critiques, et doivent supporter les charges

spécifiques qu'elles subiront en service. Ce processus est très dispendieux et dans ce contexte l'utilisation d'outils d'analyses pouvant prédire le comportement du composite endommagé permettrait d'optimiser les tests expérimentaux. Par exemple, pour les tests sur les petites éprouvettes, il serait possible de limiter le nombre de configurations (séquence d'empilement de plis et épaisseurs) et les types de dommages produits par les impacts (diamètre et profondeurs de l'indentation, etc.). Dans le cas des sous-composantes et des structures entières, la possibilité de les tester virtuellement pourraient évaluer à moindres coûts différents scénarios d'endommagent (le nombre, le type et la location des impacts, etc.) et éventuellement d'optimiser le design.

Cet article présente une méthode d'analyse par éléments finis du composite sandwich endommagé. Les essais expérimentaux ont démontré que la mince peau stratifiée ($\approx$ 0,7 mm) du sandwich impacté flambe lorsque l'éprouvette est comprimée. Basée sur cette observation, des analyses non linéaire du flambage ont été effectuées sur des éprouvettes sandwiches modélisées avec différentes grosseurs de dommages. Le principal objectif était d'étudier l'effet du diamètre et de la profondeur sur la charge critique au flambage (P^{Cr}) des éprouvettes. De plus, l'effet de la dégradation de la rigidité de la peau et de l'âme de la zone impactée sur P^{Cr} a été aussi étudiée. Le modèle d'éléments finis du composite sandwich est constitué d'éléments stratifiés SHELL91 et d'éléments SOLID95 pour modéliser respectivement les peaux et l'âme du sandwich. Les propriétés élastiques permettant de modéliser les peaux du composite sandwich et les caractéristiques des dommages par impacts proviennent respectivement du Chapitre 5 et de l'article 1 (Chapitre 3).

Comme prévus, les analyses par éléments finis ont démontré que l'augmentation du diamètre et de la profondeur de l'indentation diminuent la charge critique au flambage (P^{Cr}) du composite sandwich impacté. Toutefois les prédictions surestiment la résistance résiduelle du composite sandwich en présence d'un BVID. D'où l'importance de bien caractériser ce type de dommage et de bien comprendre leur effet sur la résistance résiduelle des matériaux composites.

CHAPITRE 3 – ARTICLE 1 : LOW VELOCITY IMPACT CHARACTERIZATION OF A FOAM-CORED COMPOSITE SANDWICH

Sebastien Gordon and Rachid Boukhili

Department of Mechanical Engineering, École Polytechnique

P.O. Box 6079, Station Centre Ville, Montréal, Qc, Canada, H3C 3A7

3.1 Abstract

This paper presents the low velocity impact characterization of composite sandwich material used in a small amphibian aircraft construction. The composite sandwich materials are made of PVC foam core with vinyl ester/E-Glass laminate skins. Instrumented drop weight impact tests have been performed on sandwich coupons to study the impact response behavior. The impact damages were sorted in three principal categories based on the "load-time" curves and visual inspection: (1) Barely Visible Impact Damage (BVID); (2) Visible Impact Damage (VID) and (3) Clearly Visible Impact Damage (CVID).

The absorbed energy was evaluated and normalized with the impact energy, to obtain a ratio indicating the damage state of the impacted composite sandwich. Compression After Impact (CAI) tests were performed to evaluate the damage tolerance of the impacted sandwich coupons. CAI results plotted in function of this new damage state indicator revealed that the presence of BVID decreased the composite sandwich residual strength at a minimum value equal to 60% of the original strength, which is mostly the same strength reduction occurred by the CVID presence.

Keywords: Composite sandwich, Damage Tolerance, Low velocity impact, BVID, Vinyl ester, E-glass, foam core

3.2 Introduction

The subject of damage tolerance of composite structures draws more and more attention, specifically when dealing with aeronautical structures. Yet, the following simple question is still irritating aircraft certification authorities: How to take into account the seemingly small damages resulting from in-service low energy impacts? Impact damage by small foreign objects during manufacturing, maintenance and flight service (careless handling, dropping tools, runway debris, hailstone, etc.) is unavoidable. These impact events, which may result in multiple damage forms (matrix cracking, delamination, fiber breakage, etc.), can be overlooked during routine inspection. For this reason, aircraft certification authorities are concerned about the ability of the composite aircraft structure to perform safely in presence of "Barely Visible Impact Damage" (BVID) [1, 2]. According to Airbus Industry Test Method (AITM 1.0010), impact damage is considered to be a BVID when the permanent indentation depth is 0.3 mm [3, 4]. For others researchers, impact damage will be identified as a BVID when the residual dent depth is 1.27 mm [5, 6]. This paper presents an experimental investigation of low energy impact damage of infusion molded composite sandwich used in a small amphibian aircraft construction. The principal objective is to find a common ground between the impact damage observation, the impact behavior and the compression after impact behavior. Such common features may help to better rationalize the damage tolerance of composite structures.

3.3 Coupons description and experimental procedure

Composite sandwich coupons were made from closed cell foam core between two thin composite laminated skins. The foam core (Airex 70.75) is cross-linked PVC foam with a density 80 kg/m^3 and a thickness of 6.35 mm. The laminated skins were made with vinyl ester epoxy resin Derakane Momentum 411-350 reinforced with E-glass woven satin 7781 style. Each laminate skin was constituted of 3 plies for a total thickness of ≈

0.7 mm. All the tests presented in this paper were performed on sandwich coupons (10.16 cm × 15.24 cm) cut from panels of 91.44 cm × 91.44 cm. The panels were molded by Low Pressure Resin Infusion (LPRI) process.

Low velocity drop-weight impact tests were performed at room temperature with an impact tower model GRC 8250 manufactured by Dynatup. The drop-weight impact tests utilized the free fall of a known weight to supply the energy. A pneumatic system prevents rebound impacts. Data analysis was done by the software GRC830-I from Dynatup. Coupons were clamped in a pneumatic fixture with two circular opening of 7.62 cm diameter and impacted with a semi-hemispherical tup of 25.4 mm and a total mass of 5.6 kg at different impact energy levels ranging from 2J to 40J by varying the drop height (3.64 to 72.81 cm). A minimum of three samples were tested for each impact energy level. The impact damages varied between Barely Visible Impact Damage (BVID) to skin penetration. After impact, the permanent indentation depth was measured using a Starrett Dial Caliper Gages with a graduation of 0.001-in (≈ 0.025mm).

Compression After Impact (CAI) tests were carried out at room temperature on an MTS servo-hydraulic machine model 810 using a "Boeing Compression After Impact Test Fixture" [7]. This fixture simply supported the coupon along side edges to prevent premature buckling during compression edgewise. CAI tests were performed at a constant displacement rate of 1.5 mm/min [8, 9].

3.4 Results and discussion

3.4.1 Impact damage characterization and classification

In this paper, three categories of impact damage are presented: (1) Barely Visible Impact Damage (BVID); (2) Visible Impact Damage (VID) and (3) Clearly Visible Impact Damage (CVID). Impact damages were characterized and sorted by visual inspection and by analyzing the impact load-time response. Contrary to carbon fibers composites, glass fibers composites offer the opportunity to visually track the damage size by barely eyes for non-coated or non-painted coupons. Figure 3.1 shows typical pictures of each impact damage category. For this study, impact damage is considered a BVID, when the impact energy level (U_i) produced an indentation without fibers breakages. The maximum residual dent depth measured was approximately 0.6 mm. Figure 3.1(a), shows the case where the impact load produced matrix micro-cracking characterized by a visible "white spot" and this is representative of a BVID. At the first sign of fibers breakages, small cracks appear on the impacted skin and the damage will be visible even if the surface is painted or coated, this type of damage is considered as a VID and this situation is represented by Figure 3.1(b). When the fiber breakages level becomes more important, largers cracks appear at the impacted area. At this damage level, the impact damage is considered as a CVID as shown in Figure 3.1(c). Figure 3.1(d) and (e) show respectively extensive fibers breakages and skin perforation damages. At this damage state, cracks become more important to result as a X shaped damage zone that extends beyond the impactor tup diameter (25.4 mm). As the impact energy increases ($U_i \geq 20$J), the back skin undergo visible damage as matrix micro-cracking and ultimately the back skin is partially perforated at $U_i = 40$J.

Figure 3.2 shows typical "load-time" impact curves for each impact damage category. The BVID load–time curve shows smooth and symmetrical loading and unloading portions, which indicates that the loading is within the elastic range of the coupon (fibers still intact). For VID, the low fibers breakage presence is identified by the sudden drop

of the induced load. In the case of CVID, a sharp load drop occurred at the maximum impact load followed by irregular oscillations indicating high fibers breakage.

Figure 3.3 shows typical "energy – time" curve, which indicates the amount of absorbed energy (U_a) during the impact test. The absorbed energy U_a is the energy mostly dissipated by matrix cracking, fibers breakage and core crushing. When no damage is created, the material behaves elastically and the impact energy U_i is returned to the tup, resulting in a rebound and a bell-shape energy-time curve. In such case the absorbed energy U_a is negligible. When the material is damaged, a part of the impact energy U_i is absorbed, the other part is returned to the tup (smaller rebound). Figure 3.4 presents the U_a plotted in function of U_i and it seems that U_a increases linearly with U_i. This figure lets to believe that the damage state is directly proportional to the incident impact energy level. But when the absorbed energy is normalized (U_a/U_i) and plotted in function of U_i (Figure 3.5), the impact behavior between the three principal impact damages can be distinguished: BVID corresponds to the initial linear portion of the curve U_i vs U_a/U_i, CVID reach the upper flat portion of the curve, and finally, VID corresponds to the vertical portion of the curve that links the BVID and CVID portions. It should be mentioned, that each dot in Figure 3.5 is identified to one of the impact damage categories based on visual inspection and "load-time" impact curves analysis (see previous paragraph). The "Normalized Absorbed Energy" (NAE = U_a/U_i) presented in Figure 3.5 can be used as damage state indicator. This ratio (U_a/U_i) can in theory varied from ≈0 to 100%. A NAE value of ≈100% indicates that the impact energy is totally dissipated in the fracture process, resulting in an eventual perforation. It is almost the case for coupons impacted at U_i = 40J (NAE ≈95%). The front skin of these coupons was completely perforated and the back skin was partially perforated. The minimum NAE was ≈30% for U_i = 2J. For this case, the micro-cracks area was so small, than we can suppose that the foam core crushing dissipated most of the impact energy. But as the impact energy increases, the micro-cracks damage zone area increases until fibers breakage occurs. We observe this damage transition on Figure 3.5, where for BVID, the

NAE increases linearly with U_i, up to a maximum ratio of $U_a/U_i \approx 60\%$, and this ratio jump up to 70 ~ 85% for VID. The VID portions of the Figure 3.5 curve overlap the BVID and the CVID portions, which demonstrated the higher scatter impact properties of the composite sandwich. The composite sandwich has reached his maximum energy absorption capacity with CVID (NAE ≈ 85 ~ 90%). Over this damage limit, the NAE is not any more a relevant damage state indicator, since this ratio already reached a maximum value. Figure 3.6 shows the relationship between the dent depth and the NAE with the impact energy for sandwich coupons with BVID. Both data are plotted on the same scale to observe that the dent depth and NAE increase linearly with similar slope, which demonstrate that the NAE is proportional to damage state for BVID.

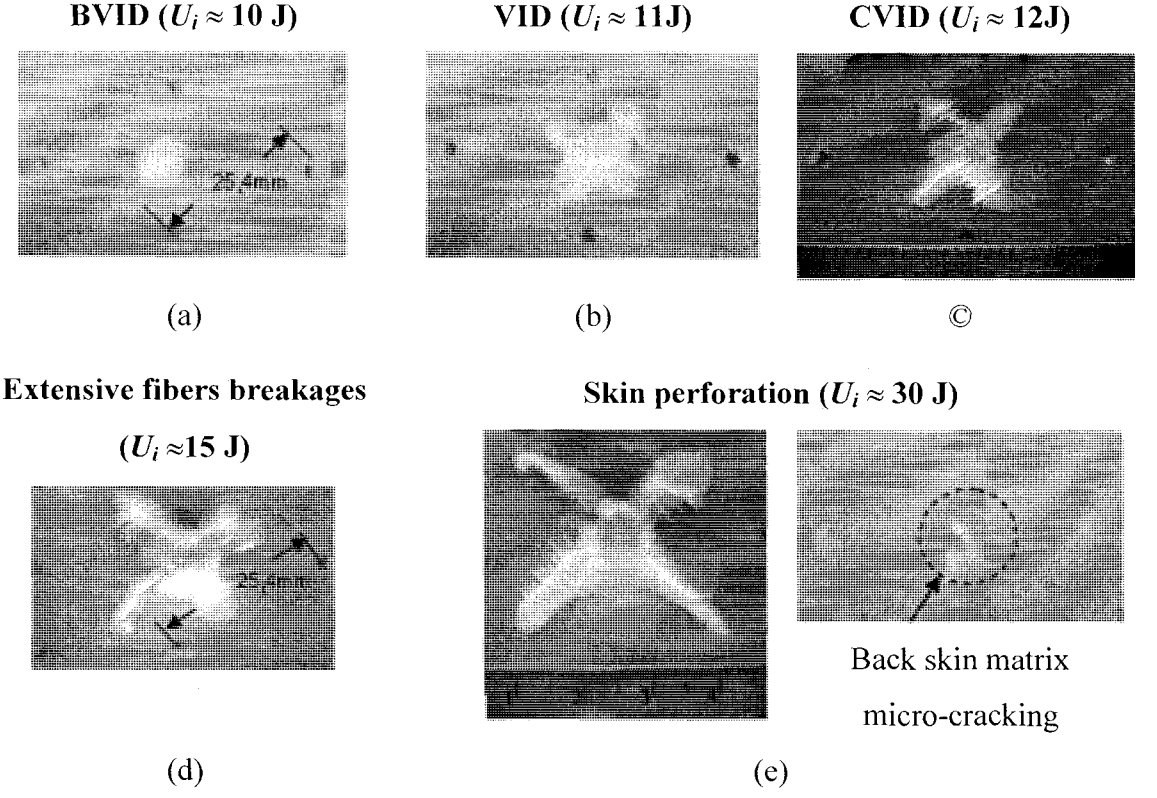


Figure 3.1 – Typical impact damages: (a) BVID; (b) VID; (c) CVID; (d) Extensive fibers breakages and (e) Skin perforation (front and back skins)

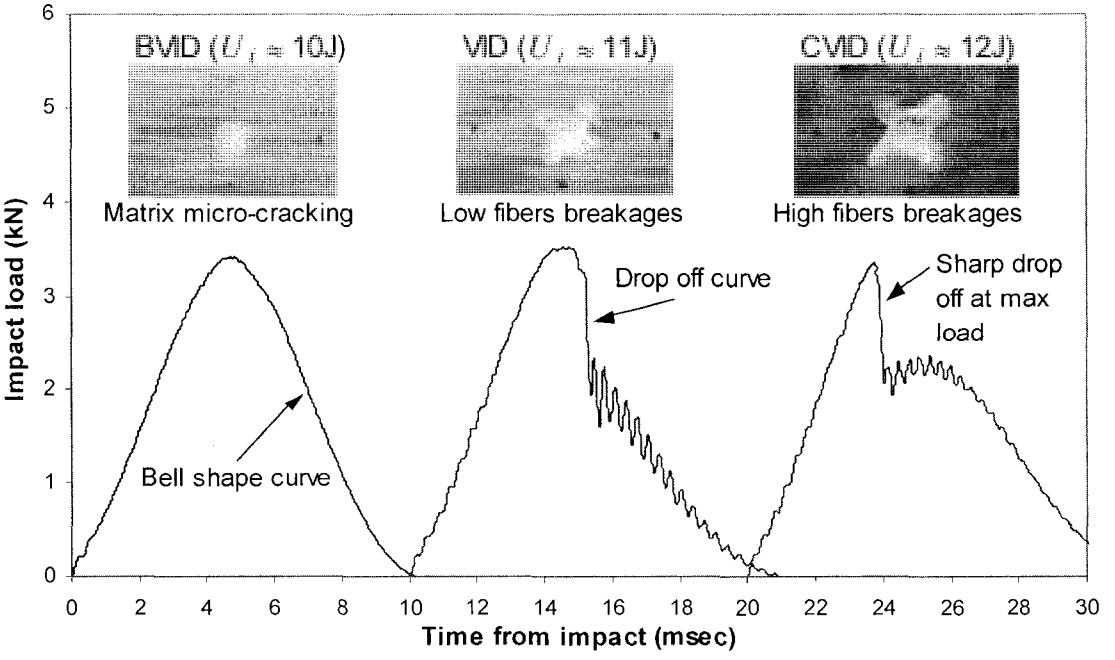


Figure 3.2 – Typical "load-time" curves of sandwich coupons with different impact damages type

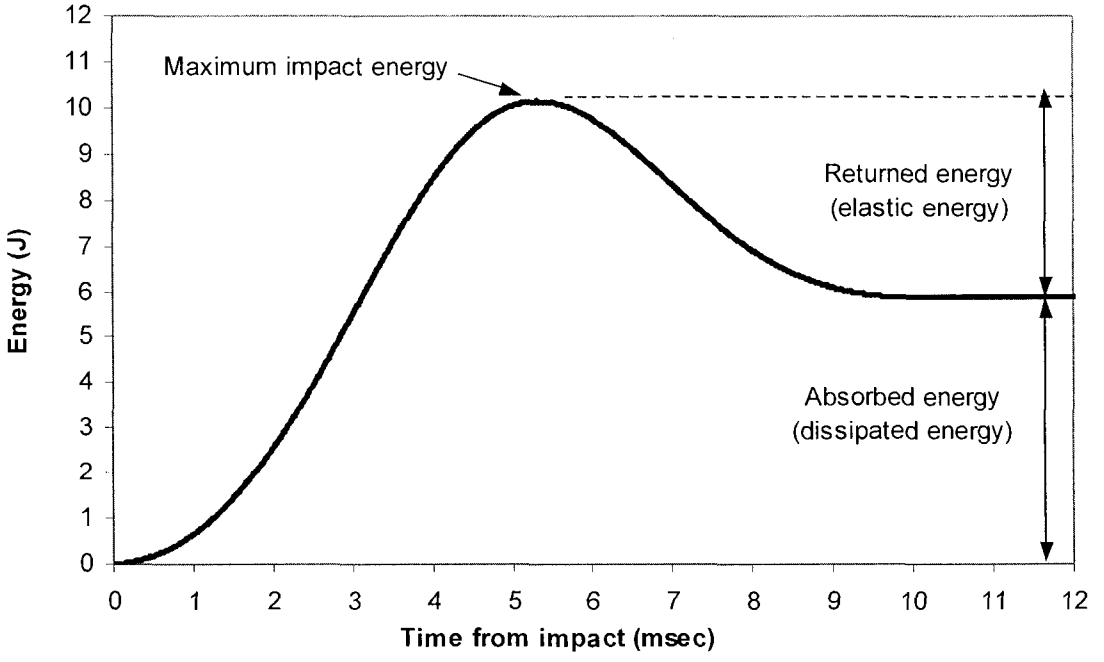


Figure 3.3 – Typical "energy-time" curve of impacted sandwich coupon

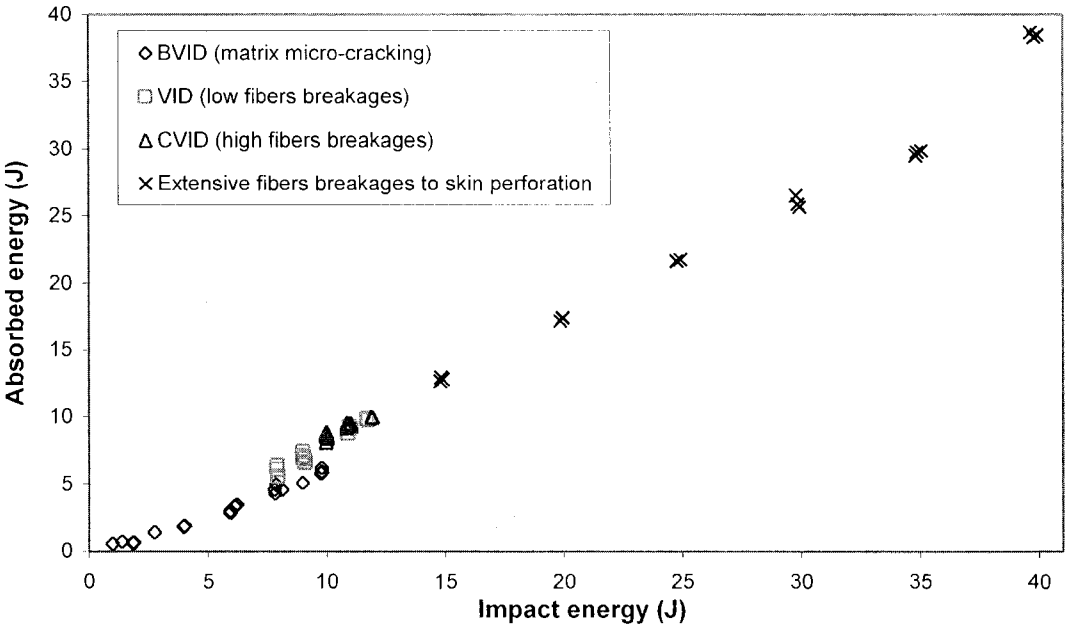


Figure 3.4 – Variation of the absorbed energy with the impact energy for the sandwich coupons

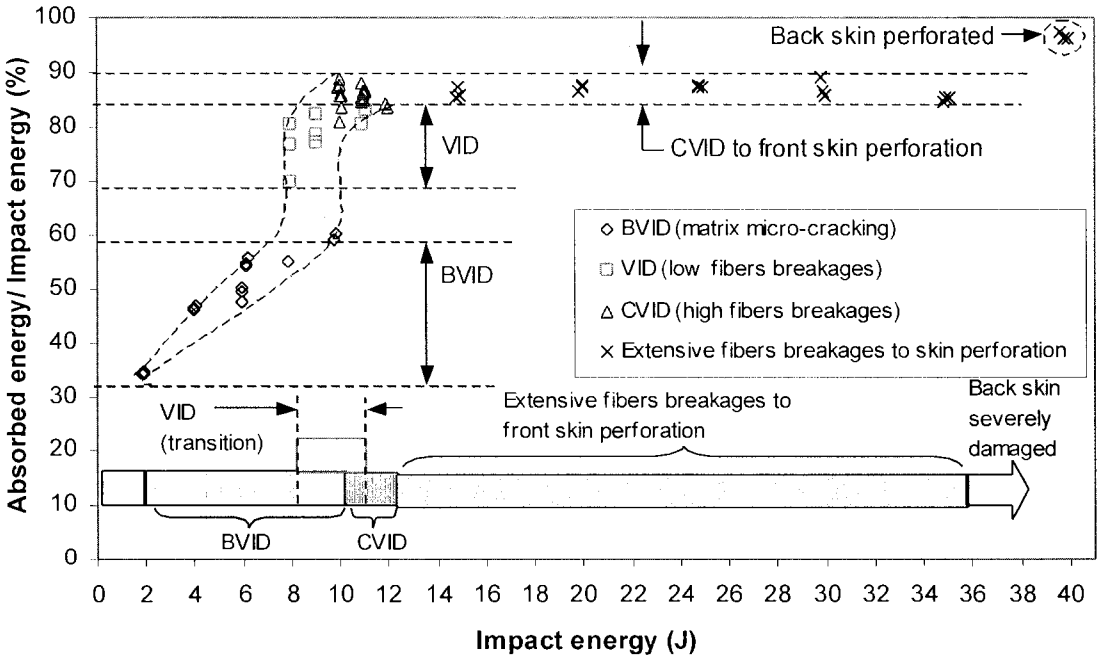


Figure 3.5 – Variation of the normalized absorbed energy with the impact energy for the sandwich coupons

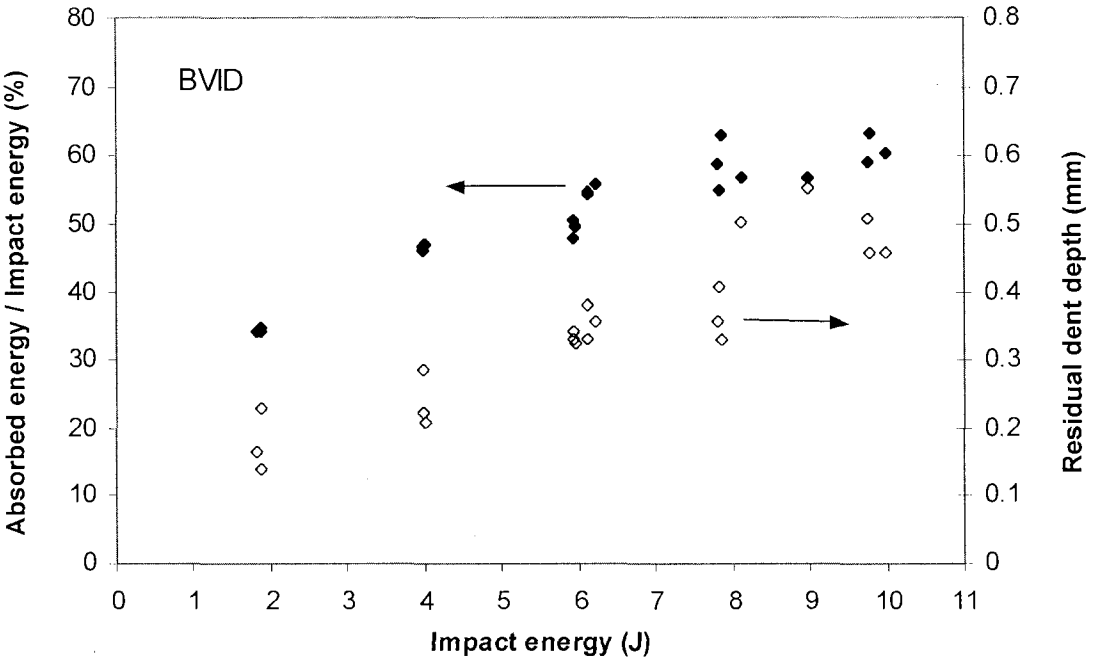


Figure 3.6 – Correlation between the dent depth and the NAE for sandwich coupons with BVID

3.4.2 Compression after impact tests and damage tolerance evaluation

To design adequately composite aircraft structure capable of carrying loads in presence of undetected impact damages. The CAI tests coupons were performed to evaluate the damage tolerance of the composites materials and to determine a Knockdown Factor (KF) applicable to the design allowable values. Figure 3.7 shows all the compression strength after impact (CSAI) results as function of the impact energy (U_i). At U_i = 2J, a slight residual dent depth between 0.14-0.22 mm is measured and the CSAI is within the scatter of the compression strength of virgin coupons. For 4J ≤ U_i ≤ 20 J, CSAI seems to decrease linearly with increasing the impact energy. For impact energy resulting in front skin perforation (25J ≤ U_i ≤ 35J), CSAI reach a minimum value of approximately 37% of the compression strength of virgin coupons. Finally, at U_i = 40J, the CSAI is much lower because the back skin is partially perforated.

It is not evident to extract a KF from Figure 3.7. But the normalization of CSAI tests results (NCSAI = residual strength/original strength) and the graphical representation of these results in the form of NCSAI vs NAE (see Figure 3.8), provide a new CAI graphic type which allow the composite damage tolerance evaluation and the KF determination. With a residual strength varying from 85 to 60% of the original strength (σ_0), coupons with a BVID showed the higher NSCAI scatter results for a NAE range between 45 and 60%. In presence of fibers breakage, the NAE is much higher: 70 to 85% for VID and 85 to 90% for CVID, but their residual strengths are not so much different than BVID NCSAI. For VID and CVID, the NCSAI varied respectively from 75 to 60 % and 70 to 55% of the σ_0. But for coupons with skin perforation, the NCSAI drop drastically under the $0.4\sigma_0$ strength value. Then from these observations, it can be concluded that a composite sandwich structure, designed with allowable values of $0.6\sigma_0$, should resist to ultimate load, even if the presence of impact damage (BVID and probably CVID) was undetected. Tableau 3.1 summarizes all the impact damage classification, characterization and CAI results.

Tableau 3.1 – Impact damages classification, characterization and CSAI summary

Type of damage	Impact energy	NAE	Dent depth	Damage diameter	NCSAI
BVID	$4J < U_i < 10$ J	$\approx 45 \sim 60\%$	0.2 – 0.6 mm	5 – 10 mm	$\approx 85 \sim 60\%$
VID	$8J \leq U_i \leq 11J$	$\approx 70 \sim 85\%$	1 – 1.5 mm	10 – 15 mm	$\approx 75 \sim 60\%$
CVID	$10J < U_i \leq 12J$	$\approx 85 \sim 90\%$	1.3 – 2.0 mm	10 – 22 mm	$\approx 70 \sim 55\%$

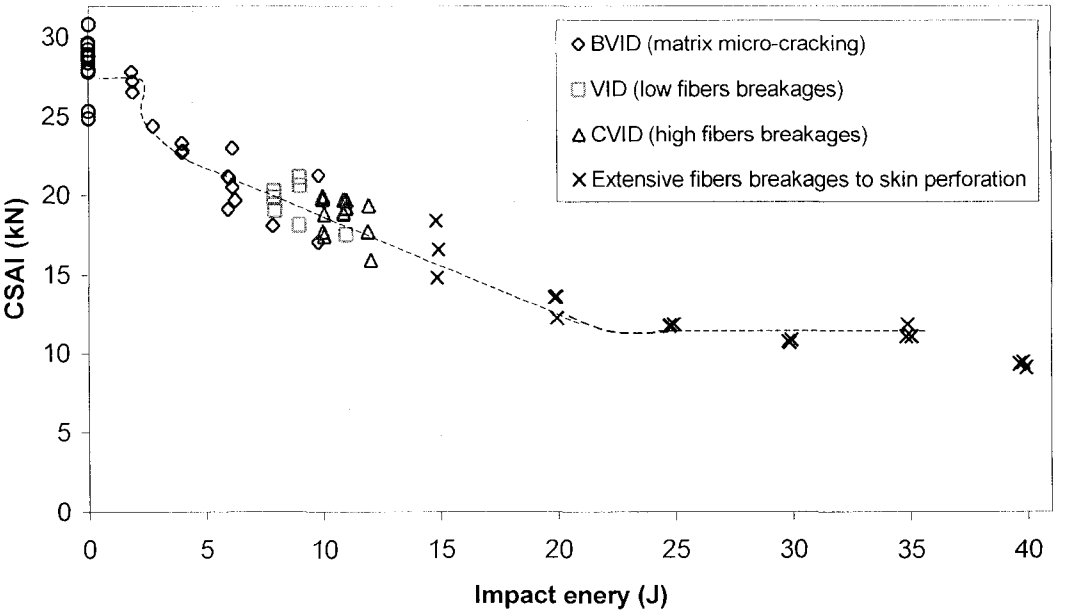


Figure 3.7 – Sandwich coupons CSAI plotted as a function of the impact energy

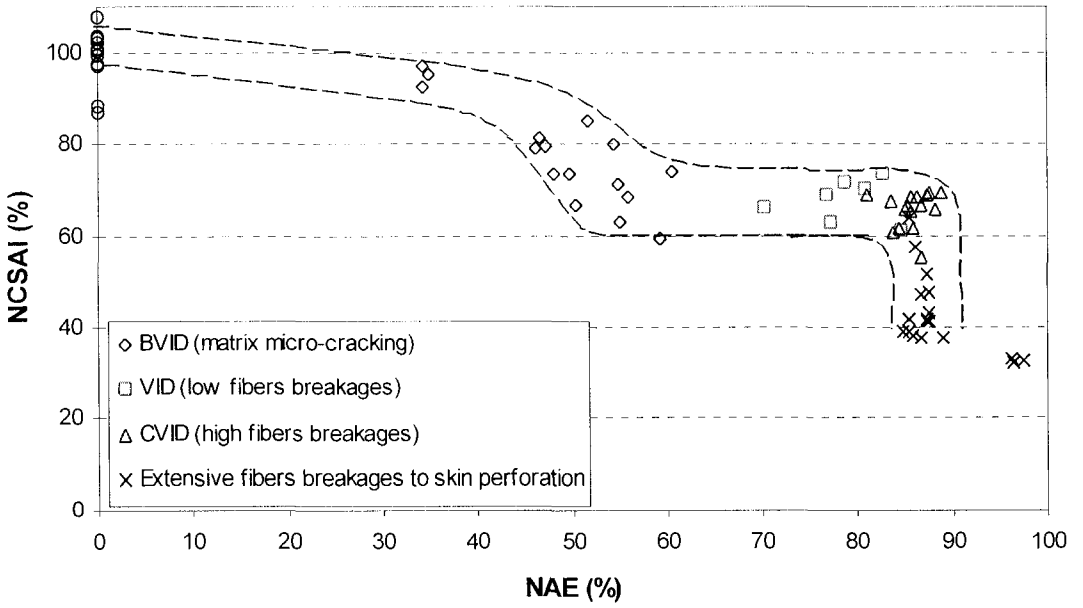


Figure 3.8 – Sandwich coupons NCSAI plotted as a function of the NAE

3.5 Conclusion

This paper presented an experimental low velocity impact characterization carried out on composite sandwich material made of PVC foam core with vinyl ester/E-Glass laminate skins. Based on visual inspection and impact load-time response analysis, three principals impact damage categories were sorted: BVID, VID and CVID, which are respectively barely visible, visible and clearly visible impact damage.

An assumption was made to correlate the Normalized Absorbed Energy (NAE) as a damage state indicator for the composite sandwich with a BVID, a VID and a CVID. The Normalized Compression Strength After Impact (NCSAI) results presented in the form of NSCAI vs NAE displayed important scatter of the residual strength, particularly for sandwich coupons with BVID. The presence of BVID decreased the composite sandwich residual strength at a minimum value equal to 60% of the original strength, which is mostly the same strength reduction occurred by the CVID presence. Then this new NSCAI – NAE graphical representation established a knockdown factor of 60% to design the amphibian aircraft structure capable of carrying ultimate load with undetected impact damage by visual inspection.

3.6 References

[1] TRANSPORT CANADA. 2002. Part V – Airworthiness Manual Chapter 523, Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, Subchapter C, Structure – General 523.573 *Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure.*

[2] TRANSPORT CANADA. 1999. Part V – Airworthiness Manual advisory (AMA), AMA 500/8B *Composite Aircraft Structure.*

[3] REIS, L., DE FREITAS, M.. 1997. « Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels ». *Composites Structures.* Vol.38, pp.509-515.

[4] REIS, L., DE FREITAS, M.. 1998. « Failure mechanism on composite specimens subjected to compression after impact ». *Composites Structures.* Vol.42, pp.365-373.

[5] MCGOWAN, David M., AMBUR, Damodar R. 1997. *Compression Response of a Sandwich Fuselage Keel Panel With and Without Damage.* Hampton: Langley Research Center, Virginie. 33p. NASA Technical Memorandum 110302.

[6] MCGOWAN, D. M., AMBUR, D. R.1998. *Damage Characteristics and Residual Strength of Composite Sandwich Panels Impacted with and without Compression Loading.* 11p. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. AIAA Paper No. 98-1783.

[7] GORDON, S. (2008). Tolérance aux dommages des matériaux composites aéronautiques, Ph.D. Thesis, École Polytechnique de Montréal. 110 p.

[8] ZHANG, A., HOUNSLOW, L. 2006. « Improvement of low-velocity impact and compression-after-impact performance by z-fibre pinning ». *Composites Science and Technology.* Vol. 66, pp. 2785–2794.

[9] VADAKKE, V., CARLSSON, L.A. 2004 « Experimental investigation of compression failure of sandwich specimens with face/core debond ».*Composites: Part B.*Vol. 35, pp. 583–590

CHAPITRE 4 – ARTICLE 2: FINITE ELEMENT PREDICTION OF THE COMPRESSION BEHAVIOR OF AN IMPACTED COMPOSITE SANDWICHES

Sebastien Gordon and Rachid Boukhili

Department of Mechanical Engineering, École Polytechnique

P.O. Box 6079, Station Centre Ville, Montréal, Qc, Canada, H3C 3A7

4.1 Abstract

This paper presents the characterization and the prediction of the residual compression strength after impact of a composite sandwich used in small aircraft constructions. The composite sandwich material is made of PVC foam core with vinyl ester/E-Glass laminate skins. Residual compression tests have been performed on sandwich coupons with impact damage levels varying from Barely Visible Impact Damage (BVID), Visible Impact Damage (VID) to Clearly Visible Impact Damage (CVID). Sandwich coupons were modeled with ANSYS code to predict the critical failure load in presence of damage zones equivalent to those observed experimentally. The laminate skins were modeled with a Nonlinear Layered Structural Shell Element, while the foam core was modeled with a Structural Solid Element. Appropriate stiffness reduction factors were applied to the elastic properties. The FEA results show that the local stiffness reduction of the laminate and the foam core did not significantly change the out-of-plane deflection of the sandwich models with BVID and VID. FEA predictions are close to the experimental results for the case of undamaged coupons and severely damaged coupons. Unfortunately, the FEA predictions for the case of BVID are too optimistic.

Keywords: Composite sandwich, impact, damage tolerance, BVID, compression after impact, buckling, Finite Element Analysis.

4.2 Introduction

Composite aircraft structures are routinely subjected to impact damages by foreign object during manufacturing, maintenance and flight service (careless handling, dropping tools, runway debris, hail, etc.). The presence of such damages degrades the composites materials properties and became a concern, particularly for structures subjected to compressive load. Consequently, the impact damage tolerance of primary composite aircraft structures is one of the main concerns for airframe designers and airworthiness regulators [1]. For aircraft composites structures in certification process, the impact damage tolerance is evaluated through Compression After Impact (CAI) tests. CAI tests are performed on standardized coupons to determine "allowable design values", and the evaluation can be extended to full-scale tests to validate the structures integrity in presence of impact damages. But impact damage events are unpredictable and trying to evaluate all impact damage cases with experimental tests represents a tedious task. For this reason, the ability to predict, via numerical methods, the behavior of composites structures in presence of different damages types could be very useful for the design of an effective damage tolerant structure.

Composite sandwich structures having thin laminate skins with low compression strength core material offer poor impact resistance. Depending on the impact event parameters (shape, size, mass and velocity of the impacting object), the sandwich dimensions and materials properties, the damage can result into one or a combination of the following: core crushing, interface core-skin debond, permanent indentation of the laminate skin with matrix micro-cracking and fibers breakage. Such damages decrease the local buckling strength of the thin laminate skin. Aviles and Carlsson [2] conducted finite element analysis to examine the local buckling behavior of foam-cored composite sandwich panels containing a face–core debond. Shipsha and Zenkert [3] created a Finite Element model of a sandwich panel with a core crushing center zone to predict the compressive failure load of the panel. Moody and Vizzini [4] investigated the

indentation size effect on the out-of-plane displacement of sandwich panels under axial compressive load.

This paper presents a Finite Element Analysis (FEA) study to evaluate the effect of damage size on the compression residual strength of composite sandwich coupons modeled with ANSYS code [5]. Experimental CAI tests on sandwich coupons showed the instability failure of the thin laminates skins supported by the soft lightweight core. Linear buckling analysis was performed to predict the instability failure load of the undamaged coupon sandwich. Nonlinear analysis was done to predict the buckling behavior of sandwich coupons in presence of damage zones equivalent to real impact damages.

4.3 Coupons description and experimental procedure

Composite sandwich coupons were made from closed cell foam core between two thin laminates skins. The foam core (Airex 70.75) is a cross-linked PVC foam with a density 80 kg/m^3 and a thickness of 6.35 mm. Laminates skins were made with vinyl ester epoxy resin Derakane Momentum 411-350 reinforced with E-glass woven satin 7781 style. The cured woven laminate ply thickness was 0.225mm. All the mechanical and physical properties of the infused vinyl ester/E-glass laminates are presented in reference [6].

All the CAI tests presented in this paper were performed on sandwich coupons (10.16 cm × 15.24 cm) cut from panels of 91.44 cm × 91.44 cm. The panels were molded by Low Pressure Resin Infusion process and cured for 24 hours at room temperature, followed by post-cure for 8 hours at 71°C. Composite sandwich coupons configuration was 3 plies of woven fabric for each skin (3core3) with the following layup sequence: $\left[(45_w/\text{-}45_f)^{WF}/(0_w/90_f)^{WF}/(45_w/\text{-}45_f)^{WF}/\overline{core}\right]_s \Rightarrow [45^{WF}/0^{WF}/\text{-}45^{WF}/\bar{c}]_s$ (see Figure 4.1).

Where WF → Woven Fabric, w→ warp (57.0 Yarns/in) and f → fill (54.0 Yarns/in)

This lay-up composite sandwich configuration is the most used for small airplane construction parts. Particularly, for large parts subjected to impact (ex.: wing skins and fuselage) [6].

CAI tests were carried out at room temperature on a servo-hydraulic machine model 810 (manufactured by MTS) using a Boeing Compression After Impact Test Fixture. This fixture simply supported the coupon alongside edges to prevent premature buckling during edgewise compression as shown in Figure 4.2. CAI tests were performed at a constant displacement rate of 1.5 mm/min [6]. An automatic data acquisition system (Test Star II data acquisition software) interfaced with MTS testing equipment was set to record the load-displacement response. Coupons were impacted using a Dynatup GRC 8250 drop weight tower and impactor tup diameter of 25.4 mm. The impact energy level was varied from 2J to 15J. At least, three coupons were impacted for each energy level, and impact damage varied from Barely Visible Impact Damage (BVID), Visible Impact Damage (VID) to Clearly Visible Impact Damage (CVID). More details on these impact tests are given in reference [6]. After impact, the permanent indentation depth was measured using a Starrett Dial Caliper Gages with a graduation of 0.001-in (≈ 0.025mm).

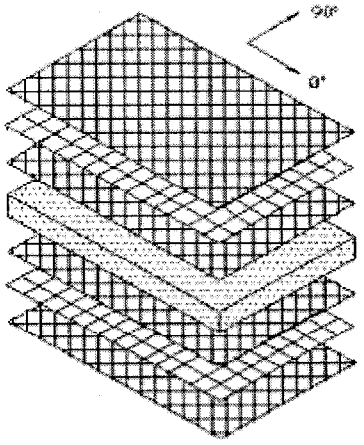


Figure 4.1 - 3core3 sandwich configuration

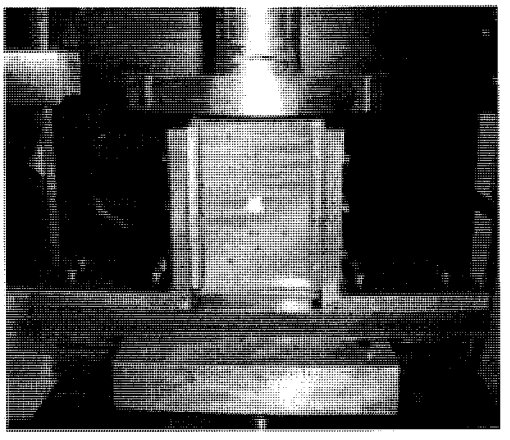


Figure 4.2 - Boeing CAI test fixture

4.4 Finite element analysis

Both linear and nonlinear buckling analyses were conducted using ANSYS code. Linear (or eigenvalue) buckling analysis was performed on undamaged sandwich coupons to determine the critical buckling load and buckling shape. Eigenvalue buckling analysis is generally used to predict the theoretical buckling strength (bifurcation point) of an ideal linear elastic structure. However, this method cannot provide information on the post-buckling behavior, and is not sufficient for prediction of the failure load of structures with imperfections or damages [7]. For this reason, nonlinear analysis was performed to track the effect of a damage zone on the buckled performance of the composite sandwich. Since the loading is subdivided in load steps, it is possible to plot the deflection-load curve and evaluate approximately the occurrence of the instability [8].

Most of the FEAs done in this study were performed with a SHELL91-SOLID95 sandwich model. The Laminates skins were modeled with a Nonlinear Layered Structural Shell Element (SHELL91), while the foam core was modeled with a Structural Solid Element (SOLID95). To verify and validate this model, some analyses were performed with a SOLID95-SOLID95 sandwich model. In this second model, the skins and core were modeled using only SOLID95 elements (see Figure 4.3).

The laminates skins of the sandwich coupons were constituted of three satin woven fabric plies. For the SHELL91-SOLID95 model, each woven fabric ply of the laminate skin was represented by a symmetrical cross-ply laminate model (Figure 4.4). This equivalent cross-ply model provides the same in-plane stiffness properties of the satin fabric laminate and was validated in previous work [6]. The in-plane mechanical properties characterization of the satin fabric laminates demonstrated that the material is slightly stiffer in compression than in tension. For this reason compressive modulus (E_{11c} and E_{22c}) were used for the orthotropic material properties. Because of lacking experimental data, out-of-plane elastic properties were approximated as in the following: for unidirectional lamina with the fiber oriented in the 1-2 plane, elastic properties are

equal in the 2-3 directional: $E_{22} = E_{33}$; $\upsilon_{12} = \upsilon_{23}$ and $G_{12} = G_{13}$ [9]. Finally, G_{23} is expressed by $G_{23} = E_{22}/2(1+\upsilon_{23})$ and υ_{23} was approximated to be equal to the resin Poisson ratio (υ_m) [10]. These approximations reduce the number of independent elastic constants for unidirectional lamina to five (E_{11}; E_{22}; G_{12}; υ_{12} and υ_{23}).

For the SOLID95-SOLID95 model, the laminate skins were modeled with an equivalent orthotropic laminate. The in-plane elastic properties were calculated by using the classical laminate plate theory and the out-of-plane elastic properties were kept the same as the unidirectional lamina. The foam core was considered as an isotropic material and the elastic properties were taken from the supplier technical data sheet [11-12]. All the elastic properties used for FEA are summarized in Tableau 4.1.

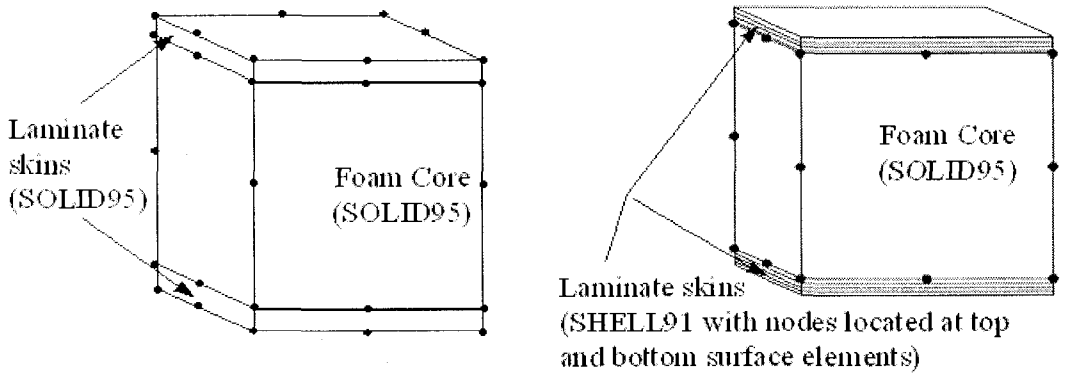


Figure 4.3 – Composite Sandwich Finite Element Models

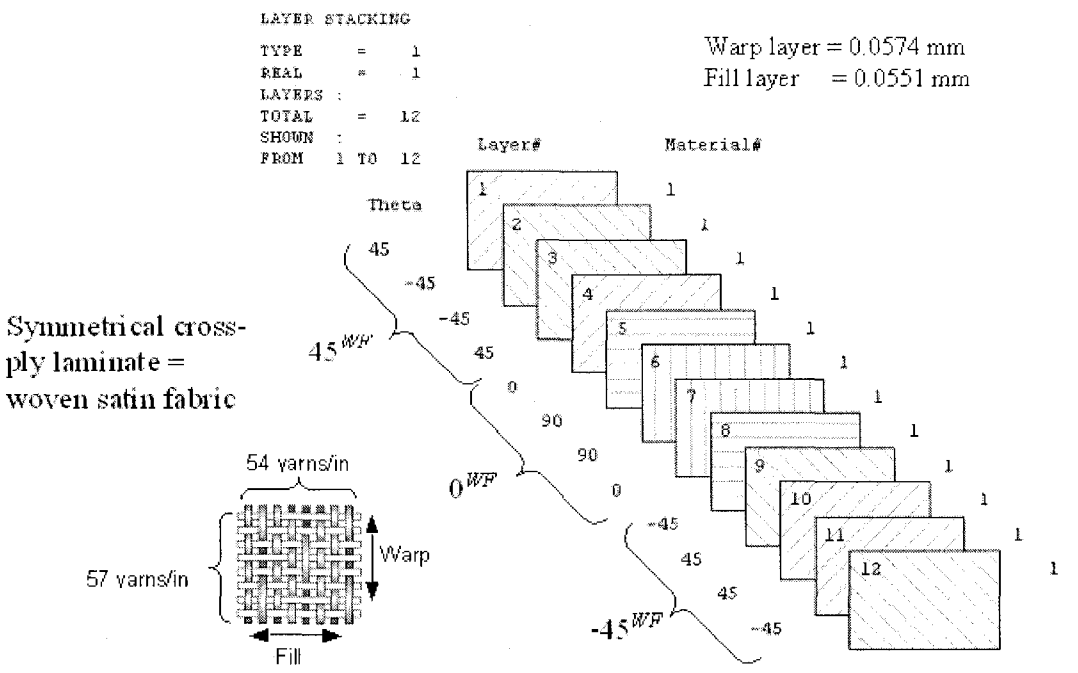


Figure 4.4 – Lay up stacking sequence of the laminate skin used in the SHELL91 – SOLID95 sandwich model $[45^{WF}/0^{WF}/\text{-}45^{WF}/\bar{c}]_s$

Tableau 4.1 – Elastic properties used for FEA

Elastic Properties	SHELL91-SOLID95 model: Lamina properties for the laminate skin	SOLID95-SOLID95 model: Equivalent stiffness properties of the $[45^{WF}/0^{WF}/\text{-}45^{WF}]$ laminate skin	Foam core (isotropic material)
E_{xx}	$= E_{11c} = 39.4$ GPa Ref. [6]	= 18.8 GPa	$= E_{core} = 97$ MPa Ref. [11]
E_{yy}	$= E_{22c} = 15.4$ GPa Ref. [6]	= 18.7 GPa	
E_{zz}	$= E_{33} = E_{22c} \Rightarrow$	= 15.4 GPa	
υ_{xy}	$= \upsilon_{12} = 0.25$ Ref. [6]	= 0.42	$= \upsilon_{core} = 0.32$ Ref. [12]
υ_{yz}	$= \upsilon_{23} = \upsilon_m = 0.35$ Ref. [14]	= 0.35	
υ_{xz}	$= \upsilon_{13} = \upsilon_{12} \Rightarrow$	= 0.25	
G_{xy}	$= G_{12} = 3.9$ GPa Ref. [6]	= 9.3 GPa	$= G_{core} = E/2(1+\upsilon)$
G_{yz}	$= G_{23} = E_{22c}/2(1+\upsilon_{23}) \Rightarrow$	= 5.7 Gpa	
G_{xz}	$= G_{13} = G_{12} \Rightarrow$	= 3.9 Gpa	

Figure 4.5(a) shows the sandwich coupon with elements divisions and boundary conditions. Figure 4.5(b) represents a quarter-model of the sandwich coupons with the damage zone. Three damage zone dimensions were modeled to represent approximately the three types of impact damages investigated, i.e BVID; VID and CVID. The damage zone was simply modeled by removing a spherical section from the prism volume representing the sandwich foam core as detailed in Figure 4.6. The sphere's radius (r) is determined by fixing the dent depth (d) and the diameter (D) of the damage zone.

Impact damage can cause significant local stiffness reductions of the composite material. Stiffness reductions of 80% in tension and 50% in compression have been observed on epoxy/carbon laminates coupons cut from the impacted damaged zones [13]. It was also observed that the residual stiffness of the crushed foam core can represent less than 10% of that of the virgin material [3]. From this observation, the materials stiffness reduction effect on the FEA buckling response was verified. Stiffness reduction factor (ξ) was applied on the elastic properties listed in Tableau 4.1 (except Poisson ratio's):

$$E_{damaged} = \xi E_{undamaged} \tag{1}$$

The damaged laminate skin was modeled with three different stiffness reduction factors: ξ_{skin} = 5%; 50% and 95%, while the damaged foam core was modeled with only two stiffness reduction factors: ξ_{core} = 10% and 100%. Where at ξ_{core} =100%, the core is considered undamaged.

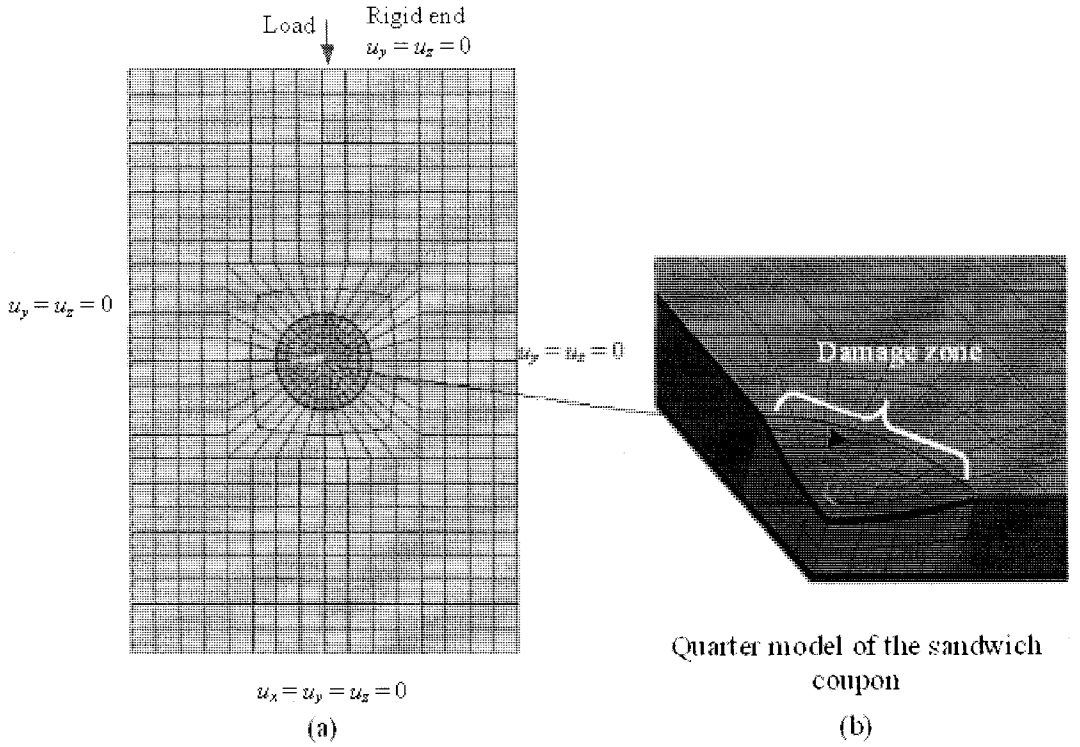


Figure 4.5 – Sandwich coupon Finite Element Model with damage zone: (a) elements divisions and boundary conditions and (b) Quarter model of the sandwich coupon

Damage zone:

D: diameter

d: dent depth

$$r^2 = (D/2)^2 + (r-d)^2$$

$$r = \frac{1}{2}\left(\frac{D^2}{4d} + d\right)$$

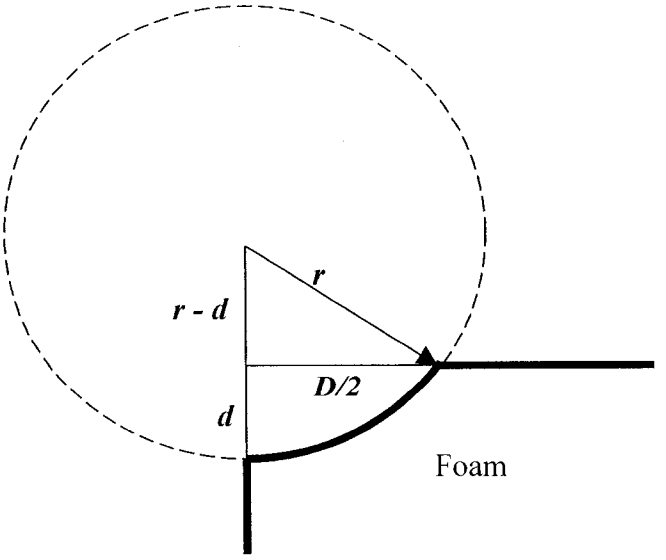


Figure 4.6 – Schematic representation of the damage zone modeling method

4.5 Results and discussion

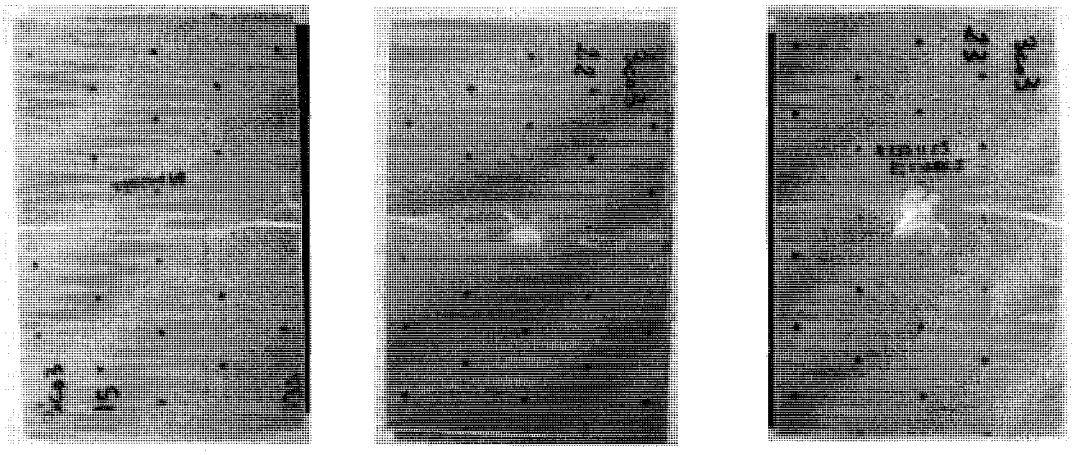
4.5.1 Experimental results

Figure 4.7 shows typical compressive "instability failure" of impacted sandwich coupons with BVID, VID and CVID. Close examination of the tested coupons showed that the center of the front skin collapsed by buckling. This instability failure is caused by the thin laminate skin (< 0.7 mm) which under edgewise compression load will locally bend. The role of the core is to stabilize the skin and prevent high out-of-plane deflection leading to premature buckling failure. In this case, the foam core is relatively soft and did not provide a firmer foundation support for the skin, and consequently, the sandwich failed at a stress level lower than the composite skins capacity. Tableau 4.2 gives the corresponding measurable impact damage characteristics which were used to approximate the equivalent FE damage zone size, i.e. impact energy (U_i), dent depth (d), damage diameter (D). For the FEA study, all damage zones were considered circular even if VID and CVID had an "X" shape damage as shown in Figure 4.7 (b) et (c).

Figure 4.8 presents typical compressive load-deformation curves of sandwich coupons with and without impact damage. It can be seen that the presence of impact damage (BVID, VID and CVID) reduced the residual compressive strength without affecting the global stiffness of the sandwich coupons. This linear response, up to the final failure indicated that the sandwich failed catastrophically, without any post-buckling behavior. This signifies that the sandwich cannot withstand high out-of-plane deflection. If it was the case, the load-deformation curve would have displayed non-linearity just before the final failure.

Figure 4.9 shows all the compression Strength After Impact (CSAI) results as function of the impact energy for the three impact damage categories (BVID, VID and CVID). The inherently scattered CSAI values seem to decrease linearly as the impact energy increases. As indicated in Tableau 4.2, the depth and the diameter of the dent increase as the impact energy increases. It can be assumed that dent size promotes the elastic

instability of the skin and consequently reduces the critical buckling load of the sandwich.



BVID ($U_i \approx 4$J) (a) VID ($U_i \approx 8$J) (b) CVID ($U_i \approx 11$J) (c)

Figure 4.7 – Typical compression instability failure of composite sandwich containing: (a) BVID; (b) VID and (c) CVID

Tableau 4.2 – Characteristics of different impact damages categories

Damage characteristics:	Impact damage categories		
	BVID	VID	CVID
Type of damage	Matrix Micro-cracking	Low fibers breakage	Extensive fibers breakage
Impact Energy (U_i)	4-10 J	8 –11 J	10 –12 J
Dent depth (d)	0.2 – 0.6 mm	1 – 1.5 mm	1.3 –2.0 mm
Damage diam.(D)	5 –10 mm	10 –15 mm	10 –22 mm
Equivalent FE damage zone	d = 0.5 mm D = 6.35 mm	d = 1 mm D = 12.7 mm	d = 2 mm D = 25.4 mm

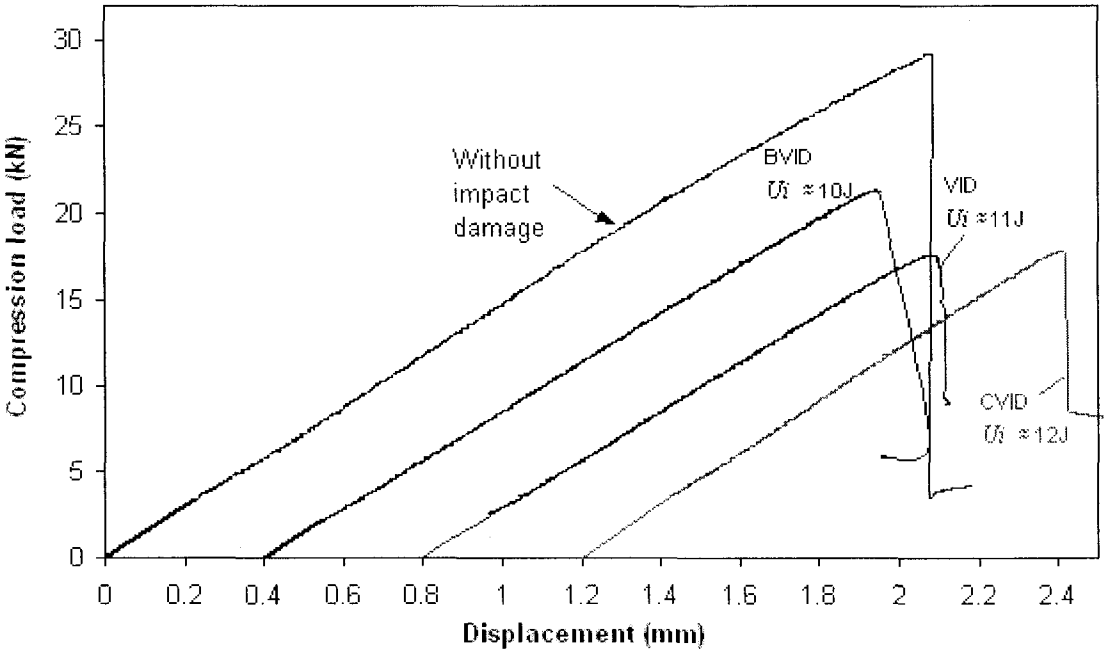


Figure 4.8 – Typical "compression load - axial displacement" curves of sandwich coupons with and without impact

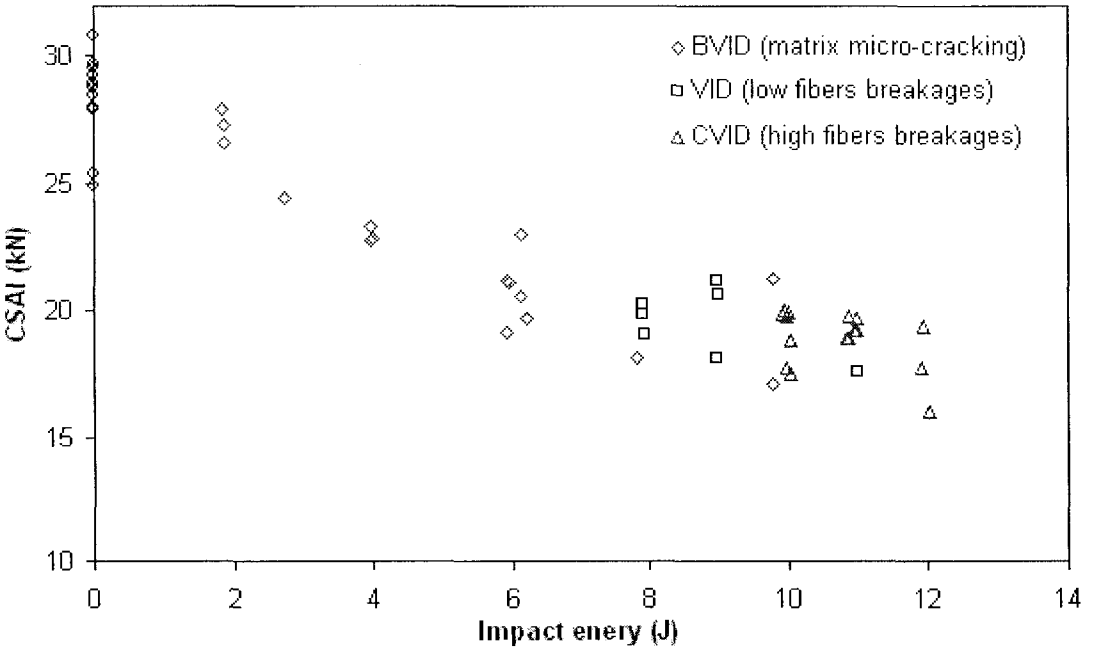


Figure 4.9 – Sandwich coupons CSAI plotted as a function of the impact energy for coupons with BVID, VID and CVID

4.5.2 Finite Elements Analysis results

Ten undamaged sandwich coupons were tested under uni-axial compression loading. The experimental average critical buckling load (P^{cr}) was 28.3 kN, while ANSYS linear buckling analysis predicts a value of P^{cr}= 29 kN for the SHELL91-SOLID95 model and P^{cr}= 29.9 kN for the SOLID95-SOLID95 model. These predicted values are relatively close to the experimental results and both FEA sandwich models provided similar buckling shapes of the undamaged coupons as shown in Figure 4.10.

As mentioned in section 3, non-linear analyses were performed to study the effect of the damage zone size on the critical load. Based on the experimental observations and non-linear analysis, it was assumed that the loaded sandwich coupon would not tolerate out-of-plane deflection (δ_z) larger than the laminate skin thickness ($t_s \approx 0.7$ mm). Figure 4.11 presents a schematic representation of two possible buckling cases of impacted coupons. The line with the two points (A and B) represents the side of the front laminate skin (throw the thickness direction), where the point "B" is located at symmetrical mid-plane x-z (in the middle of the coupon) and "A" just between the middle and the extremity of the coupon. As shown in the drawing, the skin will tolerate a maximum deflection less than the laminates skin thickness ($\delta_z < t_s$), but when the deflection increases drastically (CASE 1) the sandwich coupon will fail. Also the skin will loss elastic stability when the skin will start to deflect in two opposites directions (CASE 2).

Figure 4.12 shows a typical contour plot of the out-of-plane deflection for a sandwich coupon with a BVID. Before the load reaches the critical load failure, the buckling mode shape is relatively stable and suddenly changes beyond this load limit. Figure 4.13, 4.14 and 4.15, show respectively the out-plane deflection as function of the compressive load for the SHELL91-SOLID95 sandwich model with respectively a BVID, VID and CVID. The damage zone was modeled with stiffness reduction factors of ξ_{skin} = 50% for the laminate skin and ξ_{core} = 10% for the foam core. The sandwich model with the BVID failed at 27.5 kN by following the model sketched by CASE 1 in Figure 4.11. Sandwich

model with VID and CVID failed, respectively at 24.5 and 21.5 kN by following the buckling failure CASE 2.

The FEA results demonstrated that the local stiffness reduction of the laminate and the foam core did not significantly change the out-of-plane deflection of the sandwich models with BVID and VID. In the case of the sandwich models with the CVID, the stiffness laminate reduction slightly influences the deflection. However, the stiffness reduction of the foam core affected significantly the out-of-plane deflection as shown in Figure 4.16. With an undamaged core (ξ_{core} = 100%), the sandwich model can withstand higher deflection for a same load level compared to the model with a damaged core (ξ_{core} = 10%) .

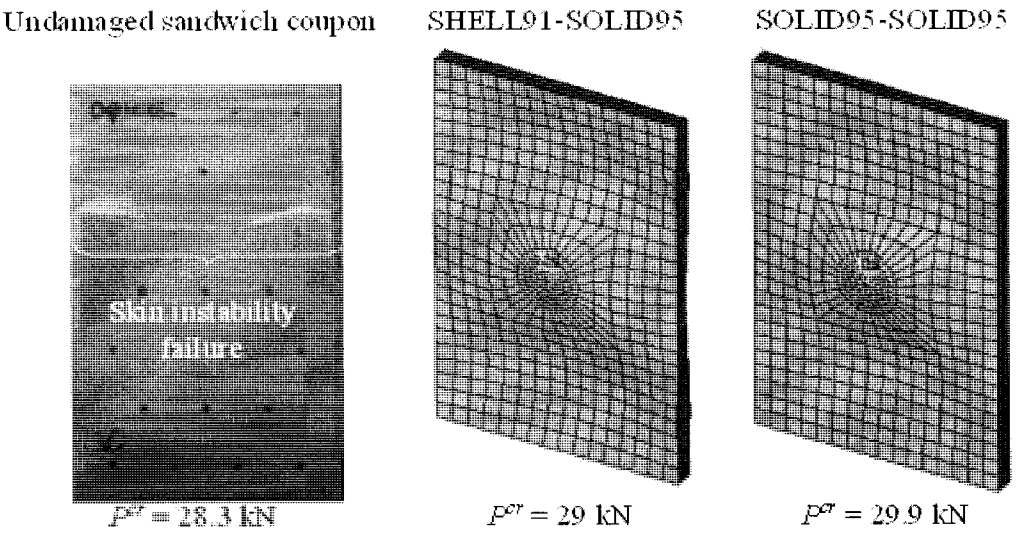


Figure 4.10- Linear buckling mode shapes of undamaged sandwich coupon

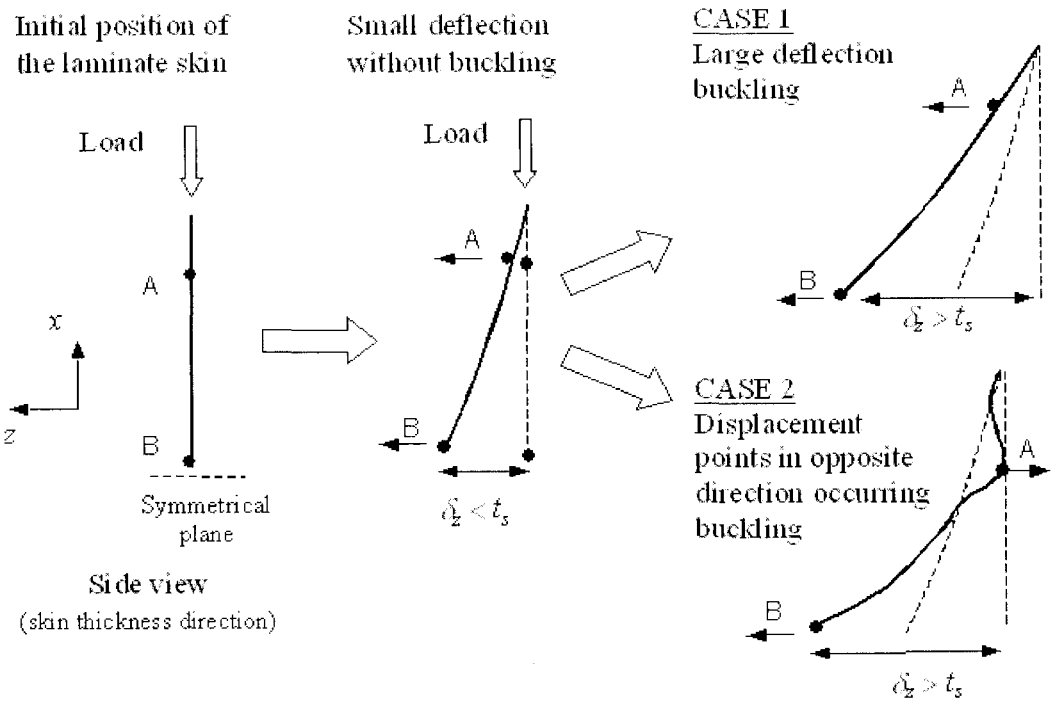


Figure 4.11 – Schematic representation of sandwich coupons buckling cases

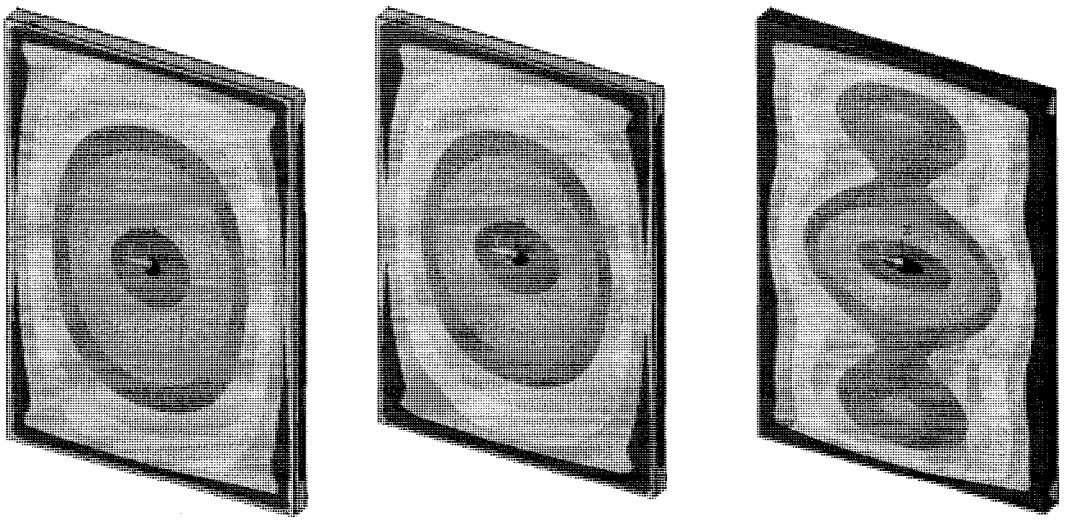


Figure 4.12 – Typical contour plot of out-of-plane deflection at different compressive loads for SHELL91-SOLID95 sandwich model with a BVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%)

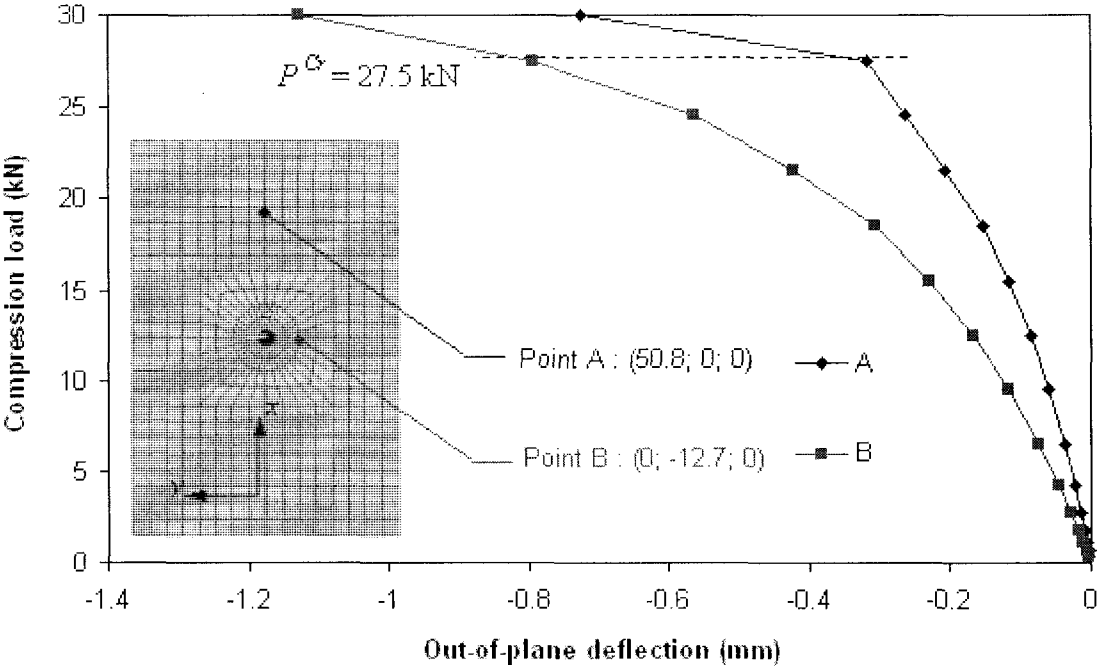


Figure 4.13 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with BVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%)

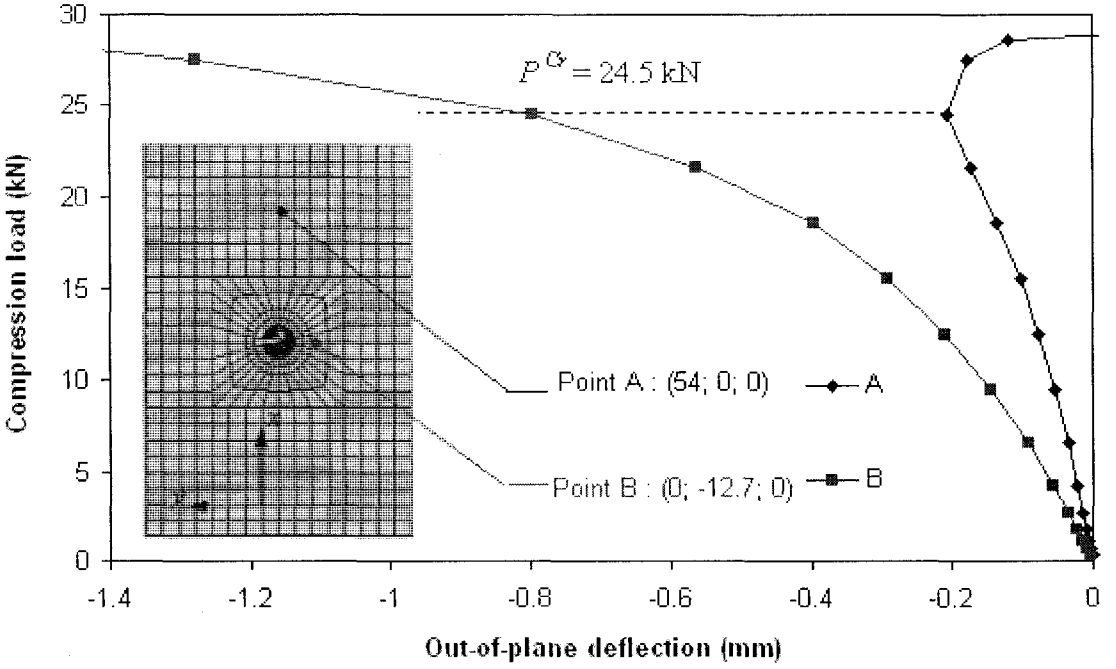


Figure 4.14 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with VID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%)

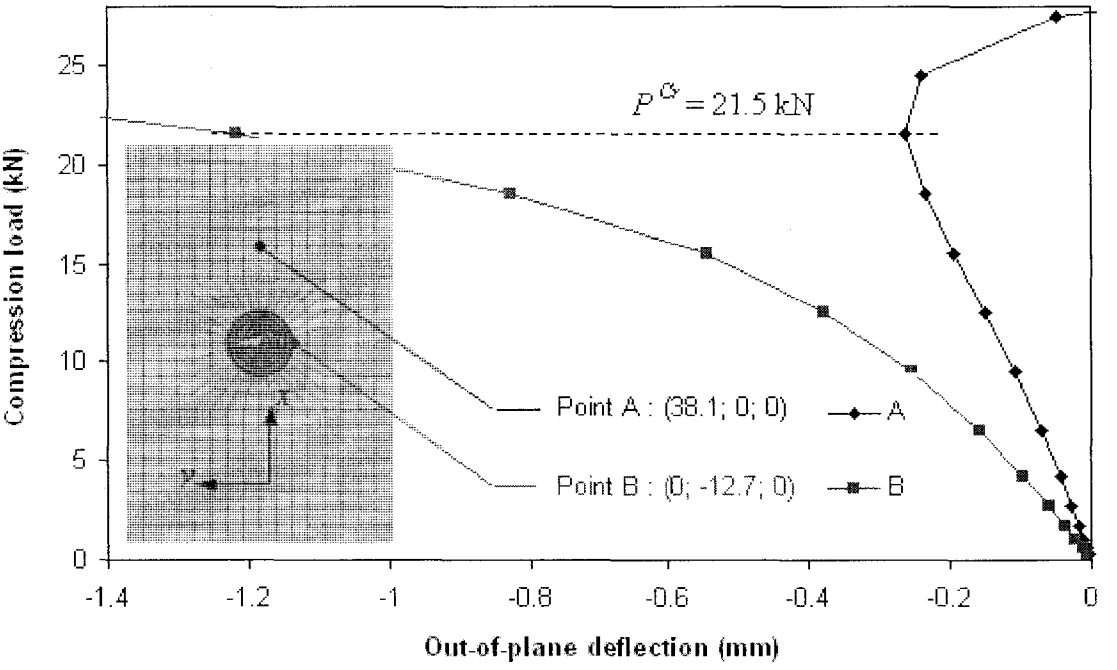


Figure 4.15 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with CVID (ξ_{skin} = 50%; ξ_{core} = 10%)

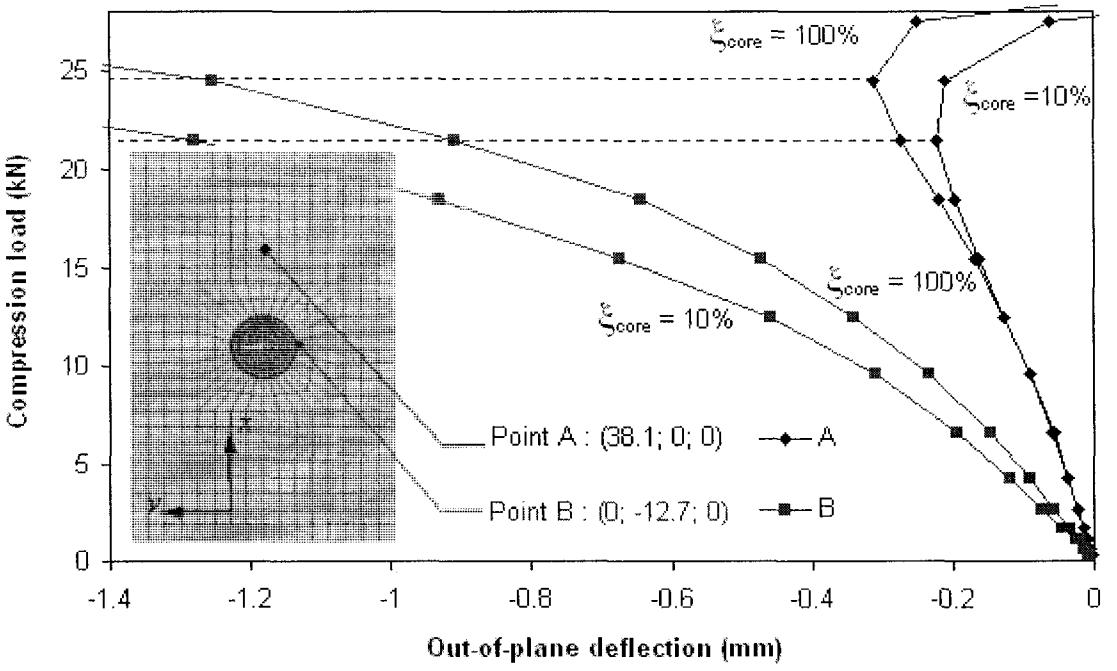


Figure 4.16 – Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 sandwich model with CVID and core damaged (ξ_{skin} = 95%; ξ_{core} = 10 and 100%)

Figure 4.17 shows the comparison of the out-of-plane deflection between the SHELL91-SOLID95 and SOLID95-SOLID95 models. As the linear buckling results predicted, the SOLID95-SOLID95 model is stiffer and for a same out-of-plane deflection, this model can sustain higher load then the SHELL91-SOLID95 model.

Finally, Figure 4.18 compares the FEA predicted buckling failure loads (represented by columns) with the experimental instability failure loads (average values represented by dots and variability by solid lines) for the three different damages categories. As expected, the theoretical instability failure load decreases as the damage zone increases, but theoretical results overestimated the critical failure load. The differences between FEA predicted and average experimental results for BVID, VID and CVID are respectively 24%, 20% and 12%. Even with some lack of accuracy, this analysis methodology can be used cautiously in the damage tolerance evaluation of aircraft composite structures. As an example, sub-components and full-scale static tests should demonstrate load capacity in presence of impact damages. The selection of impact damage locations should not be determined randomly, but strategically to evaluate the worst scenario case. Being very expensive, full-scale tests on sub-components are usually very limited in number. Then virtual tests performed with FEA can evaluate different cases and optimize the use of these expensive tests.

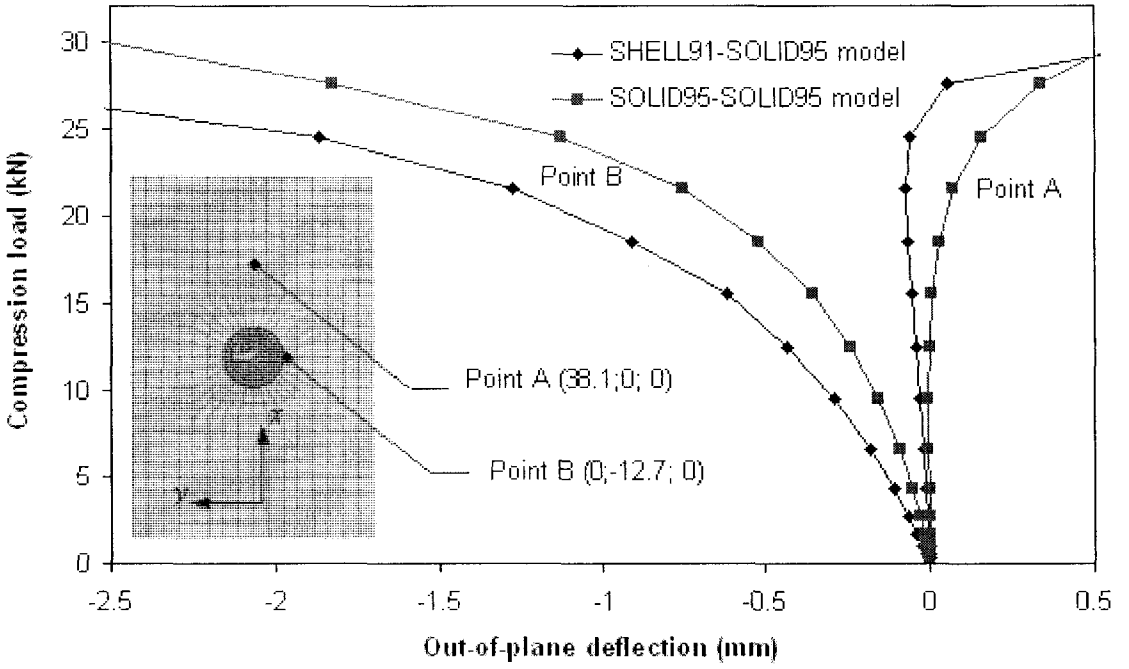


Figure 4.17– Out-plane deflection VS the compressive load of SHELL91-SOLID95 and SOLID95-SOLID95 sandwich model with CVID (ξ_{skin} = 50% ; ξ_{core} = 10%)

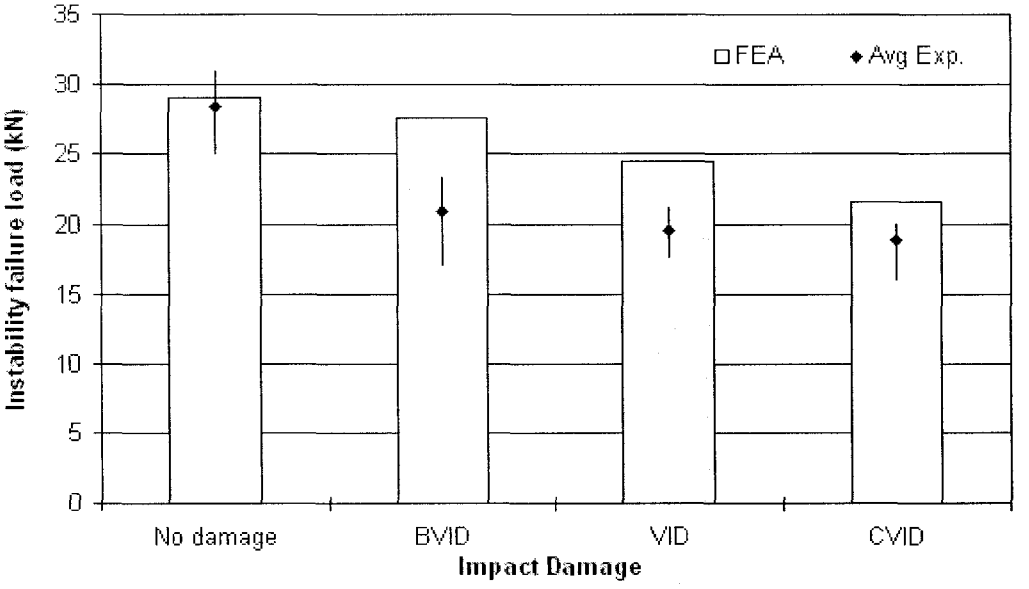


Figure 4.18 – Comparison between predicted and experimental instability failure loads of sandwich coupons with different damages sizes

(SHELL91-SOLID95, ξ_{skin}= 50% ; ξ_{core}=10%)

4.6 Conclusion

This paper presented a Finite Element Analysis (FEA) study to evaluate the effect of damage size on the compression behavior of composite sandwich coupons modeled with ANSYS code. Linear buckling analysis was performed to predict the instability failure load of the undamaged sandwich coupons. Nonlinear analysis was done to predict the buckling behavior of sandwich coupons in presence of damage zone equivalent to real impact damages. The FEA results showed that the local stiffness reduction of the laminate and the foam core did not significantly change the out-of-plane deflection of the sandwich models with BVID and VID. FEA predictions are close to the experimental results for the case of undamaged coupons and the case of severely damaged coupons. The predictions for the case of BVID are considered too optimistic. Acknowledging the fact that a BVID can be overlooked during routine inspections of aircraft structures justifies more intensive investigations in the domain of damage tolerance of composite sandwiches. Particularly, the role of the core characteristics should be well established. The damage tolerance evaluation of aircraft composites structures should be demonstrated by experimental tests from small coupons to full scale tests. However, Finite Element Analysis should be regarded as a very efficient tool to determine the critical parts that need to be tested.

4.7 References

[1] BAKER.A, *Composite Materials for Aircraft Structures.* Second Edition. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2004, 597 p.

[2] AVILÉ,F., CARLSSON, L.A..2006 «Three-dimensional Finite Element Buckling Analysis of Debonded Sandwich Panels». *Journal of Composite Materials*, 40:11.993-1008

[3] SHIPSHA, A., ZENKERT, D. 2005. «Compression-after-Impact Strength of Sandwich Panels with Core Crushing Damage». *Applied Composite Materials* 12: 149–164

[4] MOODY, R. C., VIZZINI, A. J. 2000. Damage Tolerance of Composite Sandwich Strucutres. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 24p. DOT/FAA/AR-99/91.

[5] ANSYS 9.0 Users Manual, ANSYS Inc. Southpointe, Canonsburg, PA2004 http://www.ansys.com/

[6] GORDON, S. (2008). Tolérance aux dommages des matériaux composites aéronautiques, Ph.D. Thesis, École Polytechnique de Montréal. 110 p.

[7] VEEDU, V.P., CARLSSON, L.A.2005. «Finite-element buckling analysis of sandwich columns containing a face/core debond» *Composite Structures* 69.143–148

[8] MADENCI, E., GUVEN, I. 2006.The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS. New York Springer. 686 p.

[9] MALLICK, P.K. 1993. *Fiber-Reinforced Composites*. Second Edition. New York: Marcel Dekker, Inc. 566 p.

[10] Finite Element Analysis of composite Materials Barbero E.J, CRC Press, London, 2008, 331p.

[11] Technical data sheet of AIREX C70 structural foam, ALCAN composites http://files.alcancomposites.com/downloads/2_3_en_/c70_data_sheet.pdf (consulted June 16, 2008)

[12] Additional technical data of AIREX C70 http://www.atlcomposites.com/pdf/C70_additional_technical_data.pdf (consulted June 16, 2008)

[13] SJOGREN, A., KRASNIKOVS, A. 2001. «Experimental determination of elastic properties of impact damage in carbon fiber/epoxy laminates». Composites:Part A, 32. 1237-1242

[14] ASHLAND. 2004. Technical Data Sheet of Derakane Momentum 411-350 Epoxy Vinyl ester Resin. www.derakane.com. (consulted August 27, 2007)

CHAPITRE 5 – RÉSULTATS COMPLÉMENTAIRES SUR LA CARACTÉRISATION DE STRATIFIÉS VINYL ESTER/VERRE-E

Ce chapitre présente les propriétés mécaniques de deux stratifiés fait de résine vinyl ester renforcée de tissus en fibres de verre-E. Le premier stratifié est fait de tissus équilibrés de type satin (tissus 7781), alors que le deuxième stratifié est fait de tissus quasi-unidirectionnels (tissus 1543). Le composite sandwich étudié dans cette thèse est composé de deux peaux stratifiées fait uniquement de tissus 7781.

Dans l'article 2 (Chapitre 5), le composite sandwich a été modélisé par éléments finis. Dans ce modèle d'éléments finis, chacun des plis de tissus 7781 a été remplacé par un stratifié multicouche orthogonal symétrique ($[0/90]_s$). Ce modèle théorique $[0/90]_s$ simule les mêmes propriétés élastiques qu'un stratifié fait de tissus 7781. L'objectif principal de ce chapitre est de présenter comment ce modèle théorique $[0/90]_s$ a été établi et validé en se basant sur la caractérisation des propriétés mécaniques des stratifiés fait de tissus 7781 et 1543.

5.1 Prédiction théorique des propriétés élastiques d'un stratifié à renfort tissé

Un stratifié à renfort tissé équilibré $[(0_w/90_f)^{WF}]$ est caractérisé par des fibres dans la direction chaîne «*w*» (warp) entrecroisées avec d'autres fibres dans la direction trame «*f*» (fill). Les propriétés élastiques de ce type de stratifié peuvent être simulées par un modèle théorique d'un stratifié multicouche orthogonal symétrique ($[0/90]_s$) [40], tel que présenté à la Figure 5.1.

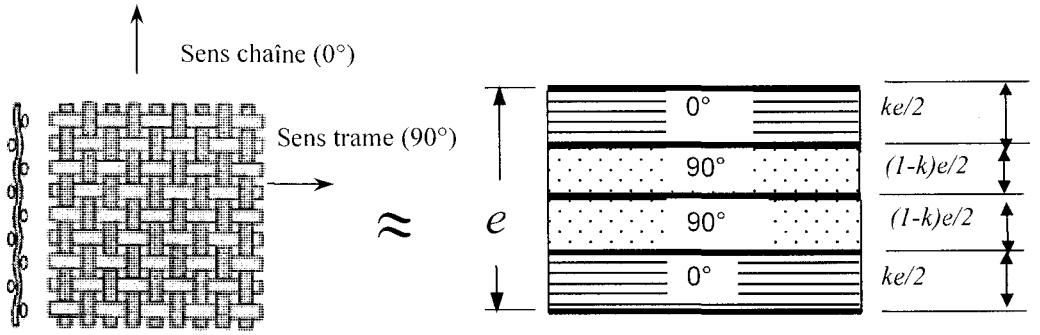


Figure 5.1 – Modèle théorique équivalent d'un pli de tissu équilibré, adapté de [40]

Avec la théorie classique des plaques stratifiées (Classical Laminate Plate Theory), il est relativement simple de calculer les propriétés élastiques (E_{xx}, E_{yy}, G_{xy} et υ_{xy}) du stratifié théorique $[0/90]_s$. Il suffit de connaître les propriétés élastiques (E_{11}, E_{22}, G_{12} et υ_{12}) et l'épaisseur de chaque lamina unidirectionnel constituant le stratifié théorique $[0/90]_s$. En plus de pouvoir prédire les propriétés élastiques dans le plan principal d'un stratifié à renfort tissé, le stratifié théorique $[0/90]_s$ permet aussi d'approximer les propriétés élastiques interlaminaires (E_{zz}, G_{xz}, G_{yz}, υ_{xz} et υ_{yz}) qui sont généralement plus complexes à déterminer expérimentalement. Les propriétés élastiques interlaminaires du stratifié sont définies indirectement par les propriétés élastiques (E_{33}, G_{13}, G_{23}, υ_{13} et υ_{23}) du lamina unidirectionnel tel qu'indiqué dans la Figure 1.32, de la section 1.6. Même si les propriétés élastiques interlaminaires influencent moins le comportement mécanique du stratifié que les propriétés élastiques dans le plan principal, celles-ci doivent être toutefois définies dans les modèles d'éléments finis (voir section 1.6).

L'épaisseur de chaque couche du stratifié théorique $[0/90]_s$ est une fraction de l'épaisseur (e) d'un pli du stratifié avec renfort tissé. C'est le coefficient d'équilibrage (k) du tissu qui définit l'épaisseur théorique de chaque couche :

$$k = \frac{A_w}{A_f + A_w} \tag{5.1}$$

Où A_w et A_f sont respectivement la surface transverse des fibres par unité de largeur dans la direction de la chaîne (w) et de la trame (f). Un exemple de calcul est présenté dans la section suivante.

Il a été démontré que les stratifiés $[0/90]_s$ ont un comportement légèrement non-linéaire en tension qui peut être schématisé par une courbe contrainte-déformation bi-linéaire (Figure 5.2) [41]. La réduction de la rigidité du stratifié provient de la rupture de l'interface fibre/résine des fibres perpendiculaires à la charge (plis 90°). Le changement de pente de la courbe contrainte-deformation est identifié par le "point de fissuration" qui coïncide avec la déformation maximale des plis transverses au chargement (ε_{Tt}). Alors que la rupture ultime du stratifié est limitée par la déformation maximale des plis longitudinaux (ε_{Lt}).

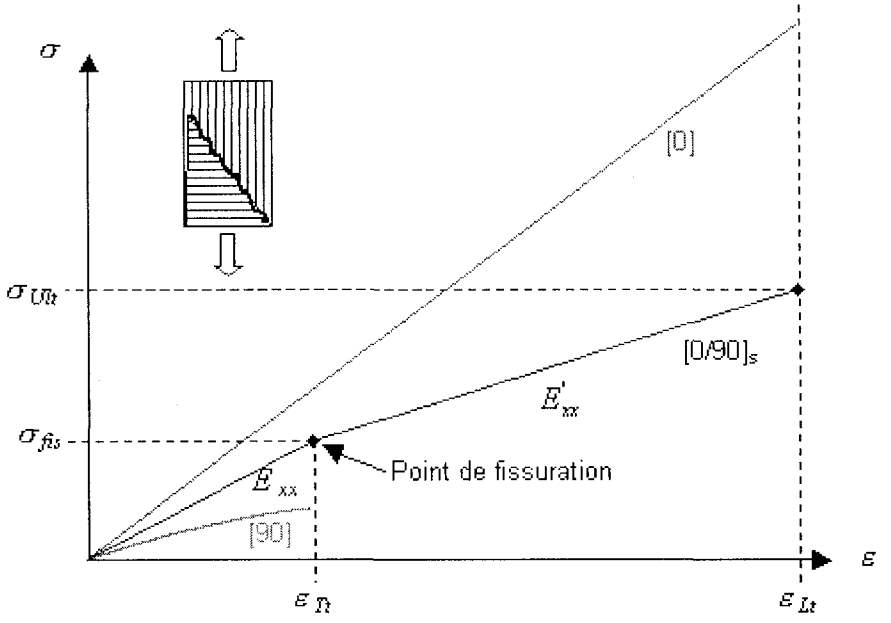


Figure 5.2 – Représentation schématique de la courbe contrainte-déformation d'un stratifié $[0/90]_s$ en tension à $\theta = 0°$

Le module initial (E_{xx}) de la courbe présentée à la Figure 5.2, est déterminé approximativement par l'équation suivante :

$$E_{xx}A_T = A_0 E_{11} + A_{90} E_{22} \Rightarrow E_{xx} = \frac{A_0}{A_T} E_{11} + \frac{A_{90}}{A_T} E_{22} \tag{5.2}$$

Où

A_0 : section transversale des plies à 0°

A_{90} : section transversale des plies à 90°

$A_T = A_0 + A_{90}$

Au-delà du point de fissuration, les plis à 90° ne contribuent plus à la rigidité totale du stratifié, et le module secondaire (E'_{xx}) est estimé à :

$$E'_{xx} = \frac{A_0}{A_T} E_{11} \tag{5.3}$$

La contrainte du stratifié au point de fissuration (σ_{fis}) et à la rupture finale (σ_{Ult}) sont déterminées respectivement par les équations (5.4) et (5.5).

$$\sigma_{fis} = E_{xx}\varepsilon_{1t} \tag{5.4}$$

$$\sigma_{Ult} = \sigma_{fis} + E'_{xx}(\varepsilon_{1u} - \varepsilon_{1t}) \tag{5.5}$$

Tout comme les stratifiés multicouches orthogonaux symétriques, les stratifiés à renfort tissus 7781 ont eux aussi une réponse contrainte-déformation non-linéaire en tension (voir Figure 5.3). Il est démontré, dans la section 5.3, que le modèle théorique $[0/90]_s$ permet de prédire le module secondaire (E'_{xx}) de la courbe contrainte-déformation en tension du stratifié à renfort tissus 7781.

À cause de l'ondulation des fibres, un stratifié à renfort tissé $[(0_w/90_f)^{WF}]$ a généralement des propriétés mécaniques en tension et en compression légèrement inférieures à un stratifié $[0/90]_s$ équivalent [42]. L'effet de l'ondulation des fibres sur les propriétés mécaniques du stratifié 7781 n'est pas considéré dans ce chapitre.

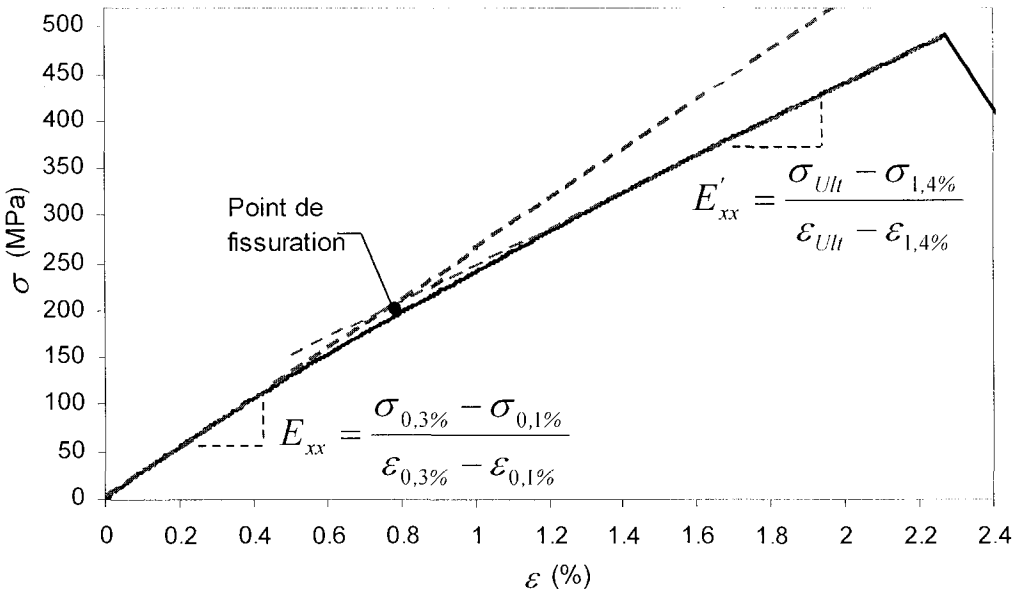


Figure 5.3 – Courbe contrainte-déformation typique en tension d'un stratifié 7781

5.2 Propriétés mécaniques de stratifiés vinyl ester/verre-E

Les stratifiés présentés dans cette section sont fabriqués à partir d'une résine vinyl ester Derakane Momentum 411-350 renforcée de tissus de fibres de verre-E. Les propriétés élastiques de la résine et de la fibre sont présentées dans le Tableau 5.1. Les renforts utilisés sont un tissu de type satin (7781) et un tissu quasi-unidirectionnel (1543). Les deux tissus sont commercialisés par la compagnie BGF Industries et leurs caractéristiques de tissage sont présentées dans le Tableau 5.2. Les propriétés physiques et élastiques des deux stratifiés à base de tissus 7781 et 1543 sont présentés dans le Tableau 5.3 et Tableau 5.4. Ces résultats sont des valeurs moyennes provenant d'un minimum de vingt éprouvettes testées par propriétés.

Tableau 5.1 – Propriétés mécaniques de la résine vinyl ester Derakane Momentum 411-350 et de la fibre verre-E

Matériaux	**Module élastique**		**Coefficient Poisson**	
Résine Vinyl ester	E_m = 3,2 GPa	Ref.[43]	υ_m = 0,35	Ref [44]
Fibre de verre-E	E_f = 72,4 GPa	Ref. [30]	υ_f = 0,22	Ref [30]

Tableau 5.2 – Caractéristiques des tissus 7781 et 1543 en verre-E [45]

Tissus	**Type de tissage (ensimage)**	**Direction des fibres**	**Dénomination du fil**	**Contexture Fils/mm (Fils/po)**	**Brins / fil**	**Filaments /brin**	**Diamètre filaments, mm (po.)**
7781	8 HS (497A)	Warp	ECDE 75 1/0	2,244 (57)	1	204	0,00635 (0,00025)
		Fill	ECDE 75 1/0	2,126 (54)			
1543	4 HS (504)	Warp	ECGDE 75 1/2	1,900 (48)	2	408	0,00914 (0,00036)
		Fill	ECD 450 1/2	1,181 (30)	2	204	0,00533 (0,00021)

Tableau 5.3 – Propriétés physiques des stratifiés vinyl-ester/verre-E avec renfort 7781 et 1543

Propriétés physiques		**7781**	**1543**
Taux volumique des fibres, V_f	Ref. [46]	51 %	51 %
Taux volumique des microvides	Ref. [46]	1 %	1,2 – 1,4%
Épaisseur d'un pli cuit, e	Ref. [46]	0,225 mm	0,215 mm
Coefficient d'équilibrage, k	Eq.(5.1)	0,51	0,90

Tableau 5.4 – Propriétés élastiques des stratifiés vinyl-ester/verre-E avec renfort 7781 et 1543 [46]

Propriétés élastiques (valeurs moyennes)		**7781**	**1543**
Module longitudinale en tension	E_{xxt} **(GPa)**	27,30	38,46
Module longitudinale en compression	E_{xxc} **(GPa)**	27,78	39,37
Module transversale en tension	E_{yyt} **(GPa)**	25,75	13,85
Module transversale en compression	E_{yyc} **(GPa)**	26,28	15,44
Module de cisaillment intralaminaire	G_{xy} **(GPa)**	3,90	3,85
Coefficient de Poisson majeur	υ_{xy}	0,1347	0,25

Le Tableau 5.3 présente les coefficients d'équilibrage (k) des tissus 7781 et 1543 calculés selon l'équation (5.1). Les données nécessaires pour calculer A_w et A_f sont présentées dans le Tableau 5.2. Dans le cas du tissu 1543, A_w et A_f sont égales à :

- A_w = 1,900 fils/mm × 2 brins/fil × 408 filaments/brin × section d'un filament (πr_w^2), où r_w = 0,00457 mm

- A_f = 1,181 fils/mm × 2 brins/fil × 204 filaments/brin × section d'un filament (πr_f^2), où r_f = 0,00266 mm

$\Rightarrow A_w = 9{,}4\, A_f$

Selon l'équation (5.1) le coefficient d'équilibrage du tissu quasi-unidirectionel 1543 est :

- $k = \dfrac{A_w}{A_f + A_w} = \dfrac{9{,}4A_f}{A_f + 9{,}4A_f} = \dfrac{9{,}4}{1+9{,}4} = 0{,}9$

Pour le tissu satin 7781, le type de fils est le même dans la direction de la chaîne et de la trame. Ainsi, le coefficient d'équilibrage se calcule directement par l'équation :

$$k = \frac{N_w}{N_f + N_w} \tag{5.6}$$

Où N_w et N_f sont respectivement la contexture (nombre de fil par mm) dans le sens chaîne et le sens trame.

Tel qu'indiqué dans la Figure 5.1, le coefficient d'équilibrage permet de déterminer l'épaisseur équivalente des plis dans le sens chaîne (0°) et le sens trame (90°) du modèle théorique$[0/90]_s$. Avec un k = 0,51 et une épaisseur de 0,225 mm pour un pli 7781, on obtient respectivement une épaisseur de 0,0574 mm et de 0,0551 mm pour les plis à 0° et à 90°.

Les deux stratifiés ont été moulés par le même procédé d'infusion et ont le même taux volumique de fibres, V_f = 51% (voir Tableau 5.3). Les résultats présentés dans le Tableau 5.4 montrent que les deux stratifiés sont légèrement plus rigides en compression qu'en tension.

5.3 Propriétés élastiques du lamina dans le modèle théorique $[0/90]_s$

Cette section présente l'approche utilisée pour déterminer les propriétés élastiques du lamina unidirectionnel dans le modèle théorique $[0/90]_s$, tel que présenté dans la Figure 5.1. Les principales propriétés élastiques à déterminer sont : E_{11}, E_{22}, G_{12} et υ_{12}.

Il est important de noter que l'objectif ici n'est pas de prédire des valeurs réelles d'un lamina unidirectionnel en vinyl ester/verre-E, mais de déterminer les propriétés élastiques du lamina qui permettront au modèle $[0/90]_s$ de simuler le comportement mécanique du stratifié à renfort tissu 7781.

Le « *Manuel de Calcul des composites verre-résine* » [40] stipule qu'un stratifié fait d'un tissu quasi-unidirectionnel, dont le coefficient d'équilibrage est entre 0,9 et 1 ($0,9 \leq k \leq 1$), a des caractéristiques élastiques similaires à un monocouche unidirectionnel.

Basé sur cette affirmation, les propriétés élastiques du stratifié 1543 ont été utilisées dans le modèle théorique $[0/90]_s$ (voir Figure 5.4) pour prédire celles du stratifié à renfort tissu 7781 (propriétés élastiques en tension et en compression). Le Tableau 5.5 présente les valeurs théoriques et expérimentales. Les valeurs prédites sont très similaires aux valeurs expérimentales, ce qui semble signifier que le modèle théorique $[0/90]_s$ de la Figure 5.4 est valable.

Pour valider le modèle théorique, le module secondaire (E'_{xx}) de la courbe contrainte-déformation en tension du stratifié 7781 (Figure 5.3) a été déterminé pour chacune des éprouvettes testées (20 éprouvettes au total). La valeur expérimentale a été déterminée en mesurant la pente de la courbe entre une déformation de 1,4% et la déformation à la rupture de l'éprouvette (ε_{Ult}). Le module secondaire théorique a été calculé selon l'équation (5.3), où le ratio A_0/A_T est égal au coefficient d'équilibrage, k =0,51. Comme pour les valeurs précédentes, la valeur théorique coïncide avec la valeur expérimentale (voir Tableau 5.5)

Tableau 5.5 – Comparaison en les propriétés élastiques expérimentales et théoriques des stratifiés vinyl ester/verre-E avec renfort 7781

Propriétés élastiques	**Valeurs expérimentales**	**Valeurs théoriques**	**Différence relative**
E_{xxt} (GPa)	27,30	26,59	2,6 %
E_{xxc} (GPa)	27,78	27,78	0 %
E_{yyt} (GPa)	25,75	26,08	1,28 %
E_{yyc} (GPa)	26,28	27,29	3,84 %
G_{xy} (GPa)	3,90	= G_{12} = 3,90	---
υ_{xy}	0,1347	0,1339	0,59 %
E'_{xx} (GPa)	19,46	19,64	0,92%

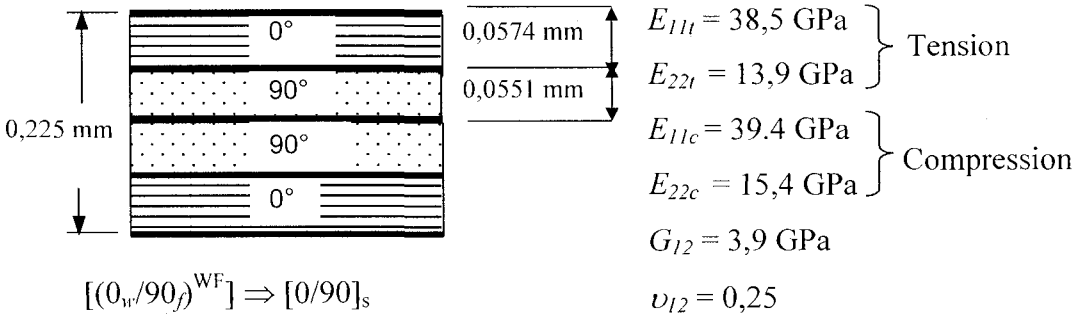


Figure 5.4 – Modèle théorique multicouche orthogonal symétrique pour simuler un tissu satin 7781

Comme il l'a été mentionné au début de cette section, l'objectif de ce chapitre était d'expliquer comment avait été établi le modèle théorique $[0/90]_s$ présenté dans l'article 2 (Chapitre 4) et non pas de confirmer que le stratifié 1543 peut être considéré comme étant un pur lamina unidirectionnel.

Toutefois, selon la *théorie classique des plaques stratifiées*, les fibres orientées à 0° et 90° n'influencent pas le module de cisaillement G_{xy}. Donc, théoriquement le module de cisaillement d'un lamina unidirectionnel est le même que celui du stratifié 1543 et 7781, c'est-à-dire, G_{12} = 3,9 GPa. Ensuite, il a été démontré expérimentalement, que la loi des mélanges permet de prédire précisément les valeurs E_{11} et υ_{12} [41] :

$$E_{11} = E_f V_f + E_m(1 - V_f) \tag{5.7}$$

$$\upsilon_{12} = \upsilon_f V_f + \upsilon_m(1 - V_f) \tag{5.8}$$

À partir des données du Tableau 5.1 et des équations (5.7) et (5.8), les valeurs calculées sont :

- E_{11} = 38,49 GPa
- υ_{12} = 0,28.

Ces valeurs sont très similaires à celles du stratifié 1543 (Tableau 5.4) :

- E_{xxt} = 38,46 GPa
- υ_{xy} = 0,25

Finalement, pour un monocouche (lamina) sollicité dans une direction quelconque ($\theta \neq 0$ et 90°), son module E_{xx} (module du lamina dans la direction de la charge) doit être compris entre E_{22} et E_{11} ($E_{22} \leq E_{xx} \leq E_{11}$) et respecter la relation suivante [41]:

$$\frac{E_{11}}{2(E_{11}/E_{22} + \upsilon_{12})} < G_{12} < \frac{E_{11}}{2(1 + \upsilon_{12})} \tag{5.9}$$

Connaissant les valeurs de E_{11}, G_{12}, υ_{12} et en se basant sur la relation (5.9), on obtient une valeur théorique de E_{22} = 8,3 GPa. Cette valeur est nettement inférieure aux modules transversaux du stratifié 1543 (E_{yyt} = 13,9 GPa et E_{yyc} = 15,4 GPa).

La Figure 5.5 présente la variation du module E_{xx} selon l'orientation des fibres d'un lamina avec un module transverse de 8,3 et de 13,9 GPa (les autres propriétés sont spécifiées sur la figure). Avec E_{22} = 8,3 GPa, le module E_{xx} du lamina se situe toujours entre E_{22} et E_{11}, quelle que soit l'orientation des fibres. C'est ce qui est généralement observé pour un lamina unidirectionnel [41]. Par contre, avec E_{22} = 13,9 GPa, E_{xx} est inférieur à E_{22}, lorsque les fibres du lamina sont orientées entre 35° et 90° (35° < θ < 90°), ce qui ne semble pas être un comportement représentatif d'un lamina unidirectionnel. Mais probablement ce comportement reflète très bien celui d'un stratifié 1543 qui a 10% de ses fibres en volume dans le sens trame.

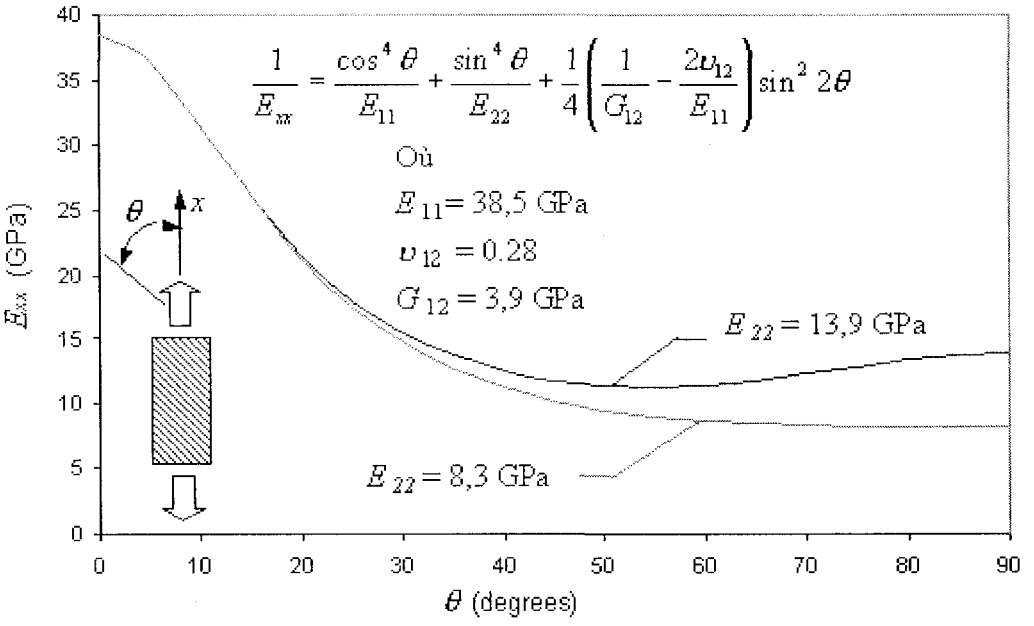


Figure 5.5 – Variation du module E_{xx} d'un lamina vinyl ester/verre-E selon l'orientation des fibres

CHAPITRE 6 – DISCUSSION GÉNÉRALE

Des tests d'impacts et de compression après impact (CAI) ont été réalisés sur des éprouvettes rectangulaires (101,6 × 152,4 mm) d'un composite sandwich fait de mousse en PVC entre deux peaux stratifiées vinyl ester/verre-E (tissu satin 7781). L'objectif de ces tests était de démontrer la tolérance aux dommages de ce composite sandwich pour l'utiliser dans la fabrication d'un petit avion en phase de certification. Les tests d'impacts ont été réalisés avec une tour d'impact à poids tombant et en utilisant des énergies d'impact variant de 2 à 40J. Les dommages ont été classés en trois principales catégories : BVID, VID et CVID.

Plusieurs chercheurs [19-20] ont associé l'énergie d'absorption à la formation des dommages durant l'impact. En normalisant cette énergie par rapport à l'énergie d'impact on obtient un «indice d'endommagement» indiquant la sévérité du dommage de l'éprouvette impactée. Plus l'indice est élevé, plus le dommage est sévère. Les tests de CAI ont été représentés en fonction de l'indice d'endommagement, et le graphique permet clairement de distinguer que la présence d'un BVID diminue la résistance résiduelle d'une éprouvette presque autant que celle d'un CVID. La présence d'un BVID peut réduire la résistance résiduelle du composite sandwich jusqu'à une valeur minimale de 60% de la résistance du matériau intact. Ce pourcentage de la résistance résiduelle en compression est similaire à ceux de la plupart des matériaux composites impactés [23-27].

Les tests de CAI ont montré que la présence d'un dommage initie l'instabilité élastique du composite sandwich. Même s'il a été observé que la présence d'un BVID est aussi dommageable que celle d'un CVID, les résultats CAI indiquent néanmoins une tendance que la charge en compression à la rupture diminue lorsque la dimension (diamètre et profondeur) du dommage augmente. Pour étudier l'influence de la dimension des dommages sur l'instabilité élastique des composites sandwichs, des analyses non-linéaires ont été réalisées avec le logiciel d'éléments finis ANSYS. Les résultats

théoriques ont démontré que la résistance au flambage des plaques diminue lorsque la dimension du dommage augmente. Toutefois, les analyses surestiment les valeurs de charges critiques réelles, particulièrement pour les plaques avec des BVID. Néanmoins, la combinaison d'éléments SHELL91 et SOLID95 pour modéliser respectivement les peaux stratifiées et la mousse de PVC donne des résultats plus précis que les modèles qui utilisent seulement des éléments solides, qui sont généralement utilisés dans d'autres recherches similaires à celle-ci [38-39]. Les peaux stratifiées de 3 plis de tissus satin 7781 ont été modélisées le plus fidèlement possible grâce aux éléments multicouches SHELL91 et d'un modèle théorique $[0/90]_s$ pour représenter chaque pli du tissu 7781.

CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

L'évaluation de la tolérance aux dommages d'un composite sandwich a été réalisée dans le cadre de la certification d'un petit avion amphibien (2001-2007), dont la structure est presque entièrement faite de ce matériau (environ 80% des composantes). Le composite sandwich est moulé par le procédé d'infusion et est constitué d'une mousse en PVC entre deux peaux stratifiées de résine vinyl ester renforcée de tissus satin en fibres de verre-E.

C'est la firme d'ingénierie Flight Dynamics Corporation (FDC) qui a eu le mandat de concevoir le design de l'avion et d'obtenir la certification accordée par Transport Canada. Ce projet de certification homologuait pour la première fois le procédé d'infusion et la résine vinyl ester pour la fabrication d'avions dont le poids varie entre 750 à 5670 kg. Généralement, le procédé d'infusion et la résine vinyl ester étaient jusqu'à tout récemment utilisé principalement dans l'industrie nautique.

L'évaluation de la tolérance aux dommages du composite sandwich a été conjointement réalisée avec l'École Polytechnique de Montréal et la firme FDC. C'est la firme FDC qui a moulé toutes les plaques sandwiches servant à la découpe d'éprouvettes sandwiches. Alors que les tests d'impacts et de CAI ont pu être réalisés avec l'équipement de l'École Polytechnique de Montréal. Les matériaux (fibres, résine et mousse) ont été sélectionnés par la firme FDC, alors que la méthodologie expérimentale a été élaborée dans le cadre de ce doctorat. Aucune des analyses par éléments finis présentées dans cette thèse n'ont été utilisées dans le processus de certification.

Cette recherche a principalement contribué :

- à l'élaboration d'une méthode de caractérisation et de classification des dommages produits par des impacts légers ;
- à l'introduction d'un indice d'endommagement pour représenter les résultats de compression après impact ;

- à la conception d'un modèle théorique $[0/90]_s$ pour prédire les propriétés mécaniques d'un stratifié fait d'un tissu équilibré ;
- et finalement, à la présentation d'une méthode d'analyse par éléments finis pour prédire la charge à la rupture du composite sandwich impacté. Dans cette analyse, le composite sandwich a été modélisé le plus fidèlement possible grâce à des éléments multicouches SHELL 91 et les dommages ont été modélisés par une méthode simple et efficace.

La principale limitation de cette recherche a été au niveau de la sélection des matériaux et au niveau de la configuration des éprouvettes sandwiches. Il aurait été intéressant d'étudier, par exemple, l'effet de la densité de l'âme sur la résistance à l'impact et de la résistance à la compression après impact. De plus, il aurait été instructif de tester différentes dimensions d'éprouvettes pour évaluer l'effet des conditions de supports sur la réponse à l'impact du matériau, et de l'effet de la superficie de l'éprouvette par rapport aux dimensions du dommage sur la résistance résiduelle du matériau.

Une autre limitation de cette recherche est au niveau de la méthode d'analyse par éléments finis utilisée pour prédire la résistance résiduelle du composite sandwich impacté. Cette méthode est applicable seulement pour les composites sandwichs ayant des peaux relativement mince (< 1 mm). Pour des stratifiés plus épais, une analyse plus élaborée, incorporant la mécanique de la rupture, est requise pour tenir compte de la propagation du délaminage des plis.

Finalement, l'utilisation des matériaux composites dans les petits et gros avions est maintenant une réalité. Les donneurs d'ordre dans l'industrie aéronautique tel que Bombardier intègrent massivement les composites dans leurs nouveaux modèles d'appareils (ex. : la Série-C et le Learjet 85), et l'un des principaux défis dans la conception et la certification de ces avions sera l'évaluation de la tolérance aux dommages des matériaux composites utilisés. Cette recherche a franchi une des étapes dans l'évaluation de la tolérance aux dommages des composites. D'autres recherches sur

la prédiction de la réponse aux impacts des structures composites et de la prédiction du comportement en fatigue des matériaux composites endommagés restent à explorer.

RÉFÉRENCES

[1] Transport Canada. 2002. Partie V, Manuel de navigabilité chapitre 523 avions de catégories normales, Utilitaire, Acrobatique et Navette, sous-chapitre C, Structure-généralités. In *Site* de Transport Canada. [En ligne]. http://www.tc.gc.ca/aviation/regserv/carac/cars/cars/523/french/523sccf.htm (Page consulté le 18 juillet 2003).

[2] SEEMANN COMPOSITES INC. 2004.. http://seemanncomposites.com/. (Site consultée le 11 mai 2008).

[3] SP SYSTEMS COMPOSITES ENGINEERING MATERIALS. 2003. Guide to composites. In *Site* de SP systems composites engineering materials. [En ligne]. http://www.spsystems.com/ (Page consultée le 18 Juillet 2003).

[4] JUDAWISASTRA, H., IVENS, J., VERPOEST, I. 1998. «The fatigue behavior and damage development of 3D Woven sandwich composites». *Composite Structures*. 43. 35-45.

[5] REYNE, M., 1995. «Technologie des Composites», Édition Hermès, Paris, 220p.

[6] HESLEHURST, R.B., 2006. «Design of Composite Structures», Abaris Training, 300 p.

[7] NYMAN, T. 1999. *Fatigue and Residual Strength of CompositeAircraft Structures*. Suède : Department of Aeronautics, Royal Institute of Technology. 36p. Report No. 99-26, ISSN 0280-4646.

[8] ROUCHON, J., 1990. «Certification of Large Aircraft Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy, » 17th ICAS Congress, Stockholm.

[9] TOMBLIN, J., LACY, T., SMITH, B., HOOPER, S. 1999. *Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structure*. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 71p. DOT/FAA/AR-99/49.

[10] YANG, L., SHUANG, L.Z. 1990. «The preliminary analysis of reliability for a composite structure with damage». *Engineering Fracture Mechanics*, 37:6. 1157-1163.

[11] DEPARTMENT OF DEFENSE, UNITED STATES OF AMERICA. 1998. *Joint Service Specification Guide AIRCRAFT STRUCTURES*. 497p. JSSG-2006.

[12] VIZZINI, A.J, MOODY, R.C. 2002. *Test and Analysis of Composite Sandwich Panels With Impact Damage*. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 67p. DOT/FAA/AR-01/124.

[13] MCGOWAN, D. M., AMBUR, Damodar R. 1997. *Compression Response of a Sandwich Fuselage Keel Panel With and Without Damage*. Hampton: Langley Research Center, Virginie. 33p. NASA Technical Memorandum 110302.

[14] MCGOWAN, D. M., AMBUR, D. R.1998. *Damage Characteristics and Residual Strength of Composite Sandwich Panels Impacted with and without Compression Loading*. 11p. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. AIAA Paper No. 98-1783.

[15] TOMBLIN, John S., RAJU, K.S., ACOSTA, J.F. 2002. *Impact damage characterization and damage tolerance of composite sandwich airframe structures-phase II*. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 87p. DOT/FAA/AR-02/80.

[16] ANDERSON, T., MADENCI, E. 2000. «Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites». *Composite Structures*. 50. 239-247.

[17] Dynatup General Research Corp. 1990. *Instruction Manual of GRC 830-1 Instrumented Impact tests Data system*. Santa Barbara. GRC International Inc. 91p.

[18] SOHN, M.S., HU, X.Z. 2000. . «Impact damage characterisation of carbon fibre/epoxy composites with multi-layer reinforcement». *Composite Part B*. 31. 681-691.

[19] PANDITA, S.D., FALCONET, D., VERPOEST, I. 2002. «Impact properties of weft knitted fabric reinforced composites». *Composites Science and Technology.* 62: 7-8.1113-1123.

[20] GÓMEZ-DEL, T., ZAERA, R.R., BARBERO, E., NAVARRO, C. 2005. «Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature». *Composites Part B: Engineering.* 36:1, 41-50

[21] WYOMING TEST FIXTURE. 2000. In site de Wyoming test fixture [En ligne] http://www.wyomingtestfixtures.com/products.htm (Page consultée le 18 juillet 2003).

[22] HOSKIN, C.H., BAKER, A.A. 1985. *Composite Materials for Aircraft Structures*, New York: AlAA Education Series. 75p.

[23] BEHESHTY, M.H., HARRIS, B. 1998. « A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites : The effect of impact damage ». *Composites Science and Technology.* 58. 9-18.

[24] BEHESHTY, M. H., HARRISAND, B., ADAM, T. 1999. « An empirical fatigue-life model for high-performance fibre composites with and without impact damage ». *Composites: Part A.* 30. 971–987.

[25] CLARK G, VAN BLARICUM, T.J. 1987. «Load spectrum modification effects on fatigue of impact-damaged carbon fibre composite coupons». *Composites*; 18:3.:243-51.

[26] HAN H. Thomas, MITROVIC Milan, TURKGENC Ozgur. 1999. *The effect of loading parameters on fatigue of composite laminates: part III.* Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 69p. DOT/FAA/AR-99/22.

[27] LACY, T.E., SAMARAH, I.K., TOMBLIN, J.S. 2002. *Damage Tolerance Characterization of Sandwich Composites Using Response Surfaces.* Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 47p. DOT/FAA/AR-02/101.

[28] RENARD, J. 2005. *Élaboration, microstructure et comportement des matériaux composites à matrice polymère.* Lavoisier, Paris : Hermes Science publications, 377 p.

[29] BERTHELOT, J.-M. 1992. *Matériaux composites Comportement mécanique et analyse des Strucutres.* Paris. Masson. 621p.

[30] BARBERO, E.J. 1999. *Introduction to composite materials design.* Philadelphia: Taylor & Francis. 336 p.

[31] GALLAGHER, R.H. 1971. *Buckling strength of structural plates.* Hampton, Virginia: Langley Research Center , 46p. NASA SP-8068.,

[32] FAGERBERG, L. 2003. *Wrinkling of Sandwich Panels for Marine Applications* Stockholm: KTH Aeronautical and Vehicle Engineering, 33 p., SE-100 44, ISSN 1651-7660, ISRN KTH/AVE/DA-03/18-SE

[33] ANSYS Inc. 2004. ANSYS 9.0 Users Manual. Southpointe, Canonsburg, PA http://www.ansys.com/

[34] MADENCI, E., GUVEN, I. 2006.The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS. New York Springer. 686 p.

[35] BARBERO E.J. 2008. *Finite Element Analysis of composite Materials.* London: , CRC Press. 331p.

[36] PASPULETI S. 2005. *Mechanical and Thermal Buckling of thin films.* 89 p. Thèse de maîtrise Université du Missouri-Comlumbia.

[37] ZENG, L., OLSSON, R. 2002. *Buckling-induced delamination analysis of composite laminates with soft-inclusion.* Stockholm Sweden: FOI Swedish defense research agency, Aeronautics Division, FFA, SE-172 90.Technical report FOI-R-0412-SE, , ISSN 1650-1942

[38] SHIPSHA, A., ZENKERT, D. 2005. «Compression-after-Impact Strength of Sandwich Panels with Core Crushing Damage». *Applied Composite Materials.* 12. 149–164

[39] AVILÉ,F., CARLSSON, L.A..2006 «Three-dimensional Finite Element Buckling Analysis of Debonded Sandwich Panels». *Journal of Composite Materials*, 40:11.993-1008

[40] MANERA, M., MASSOT and J.-J., MOREL, G., 1988. *Manuel de Calcul des composites verre-resine*. Vetrotex International. Paris: Pluralis, 457 p.

[41] MALLICK, P.K. 1993. *Fiber-Reinforced Composites*. Second Edition. New York: Marcel Dekker, Inc. 566 p.

[42] ZWEBEN, C., HAHN, H.T. and CHOU, T.W.1989. Mechanical Behavior and Properties of composite Materials. Delaware Composites Design Encyclopedia - Volume 1. Lancaster: Technomic Publishing Company. 150 p.

[43] ASHLAND. 2004. Technical Data Sheet of Derakane Momentum 411-350 Epoxy Vinyl ester Resin. www.derakane.com. (consulted August 27, 2007)

[44] GOYAL, D. 2003. *Analysis of 2× 2 Braided Composite*. 123 p. Aerospace Engineering Master of Science Thesis, Texas A&M University.

[45] BGF Industries, Inc. http://www.bgf.com (consulted August 27, 2007)

[46] BOUKHILI, Rachid, 2002. «Mechanical Properties for low pressure Resin Infusion Processed Vinyl-Ester/Glass Composite» École Polytechnique de Montréal, 24p.