

# THÈSE

présentée en vue de  
l'obtention du titre de

**DOCTEUR**

de

**L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE  
DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE**

**ÉCOLE DOCTORALE : Matériaux, structures, mécanique  
SPÉCIALITÉ : Génie mécanique**

par

**Phacharaporn BUNYAWANICHAKUL**

**Contribution à l'étude du comportement des inserts dans les structures  
sandwichs composites**

Soutenue le 16 septembre 2005 devant le jury :

<b>MM.</b>	<b>C. BES</b>	<b>Président</b>
	<b>J.J. BARRAU</b>	<b>Directeur de thèse</b>
	<b>J.P. CABANAC</b>	
	<b>B. CASTANIÉ</b>	<b>Co-directeur de thèse</b>
	<b>A. POTIRON</b>	<b>Rapporteur</b>
	<b>C. WIELGOSZ</b>	<b>Rapporteur</b>

Thèse préparée au sein du laboratoire matériaux et structures de SUPAERO.

## REMERCIEMENTS

*Je voudrais tout d'abord remercier mon directeur de thèse Monsieur le Professeur Jean-Jacques BARRAU, Professeur à l'Université Paul Sabatier. Son expérience, sa disponibilité et ses conseils scientifiques m'ont été d'une grande aide tout au long de ce travail. Si la présente étude a pu être menée à bien, c'est sans aucun doute grâce à son aide précieuse et à la grande amabilité avec laquelle il m'a accueilli à chaque fois. Il m'a fait le grand honneur de bien vouloir assurer la direction de cette thèse.*

*Je remercie aussi Monsieur Bruno CASTANIÉ, membre de jury et co-directeur de thèse. J'ai été très sincèrement touché par sa compétence, ses suggestions, sa disponibilité ainsi que sa profonde compréhension malgré l'obstacle de la langue. Grâce à son aide, ce travail put être bien réalisé.*

*Je voudrais remercier également Monsieur Christian BES, Professeur à l'Université Paul Sabatier d'avoir accepté la présidence de mon jury.*

*Je tiens à exprimer mes plus vifs remerciements à Monsieur Alain POTIRON, Professeur à l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers d'Angers, et Monsieur Christian WIELGOSZ, Professeur à l'Université de Nantes d'avoir accepté la dure tâche d'être les rapporteurs de ce travail.*

*Mes remerciements vont aussi à Monsieur Jean-Pierre CABANAC, d'avoir bien voulu s'intéresser à ce travail et d'avoir accepté de prendre part au jury de soutenance.*

*J'exprime également ma plus sincère reconnaissance à Monsieur Serge CRÉZÉ, chef du laboratoire de mécanique des structures pour son accueil chaleureux et toutes les facilités qui m'ont été données tout au long de mes études ainsi que pendant la dernière période difficile, où je me suis trouvée sans domicile fixe.*

*Je tiens à remercier également à toutes les personnes qui m'ont aidé et m'ont donné leur amitié tout au long de ce travail et m'ont apporté leur compétence : Joël XUEREZ, Guy MIRABEL, Marc CHEVALIER, Matthieu BIZEUL, Anne-Laure LESVENAN, Samuel RIVALLANT, Marc CHARTRON, Jean-Paul BOSCH, Thierry DUIGOU, Jean-François FERRERO, Christophe BOUVET, Elie ABDALLAH, Sandrine PETIT, Issam TAWK, Robert PIQUET, Michel LABARRERE et Serge ERIZÉ.*

*Monsieur Jean-Pierre BERNADOU, Professeur à l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace est l'une des personnes qui m'ont accordé leur temps et m'ont soutenu durant ces quelques années.*

*Je voudrais particulièrement remercier pour leur excellente collaboration l'ensemble des industriels ou organismes ayant collaborés à cette recherche : Eurocopter et en particulier Messieurs Lassus et Carrère, le Centre Commun de recherche EADS à travers Mr Thevenet, Airbus France avec Messieurs Masvesy et Alby, et enfin la DGA représentée à Supaéro par Mr Rochas.*

*Je voudrais également remercier le Gouvernement français qui a bien voulu m'accorder une bourse d'études, ainsi que le personnel de l'Institut Aeronautique et Spatial et du CROUS*

*Toulouse, pour leur accueil agréable et pour toutes les facilités qui m'ont été données pendant mes études en France.*

*Mes remerciements vont aussi à mon bureau en Thaïlande – l'Université Kasetsart qui m'a donnée magnifiquement l'occasion de faire les études en France.*

*Il me faut aussi rendre hommage à tous mes professeurs, sans leur enseignement remarquable, je n'aurais pu poursuivre mes études et produire cette oeuvre de recherche.*

*J'exprime également ma plus sincère reconnaissance à Madame Nipaporn KIANG, Mademoiselle Prodepran WATTANASIRITHAM, Monsieur Alexandre PERICART, Madame Nataya et Monsieur Sébastien CANOVAS qui m'ont accueilli chaleureusement comme un membre de leur famille et m'ont toujours proposé leur aide spontanément.*

*Je voudrai aussi remercier Monsieur Chinnapat THIPYOPAS qui est comme mon petit frère et qui m'a encouragé tout au long de mes études en France, et m'a toujours donné de son temps .*

*Je suis également très touché par les encouragements et l'aide de tous mes amis, notamment Mesdames et Messieurs Pongtorn et Jitlada PROMBUT, Monchai SURARATCHAI, Chatkeaw TUNSAKUL, Kriengkai VIRIYAMETANONT, Nakarin SRISUWAN, Jorge LOPEZ-TORRES et Sébastien MOLINA-LIRA; sans oublier Mademoiselle Jantajira IAMMAYURA, Monsieur Chaiyaporn et Madame Patcharin PUPRASERT, Monsieur Somsak AKATIMAGOOL, Monsieur Jait SATAWORNSEELPORN, Monsieur Anurak ATTHASIT et Mademoiselle Aniezka WOJTYNA.*

*Ma reconnaissance va évidemment à ma famille, en particulier ma grande mère, ma tante et mon grand frère qui malgré l'éloignement m'ont soutenu et m'ont encouragé tout au long de ce travail. Je ne remercierais jamais assez mon père de ses sacrifices. Il est le seul qui m'a redonné l'énergie lorsque j'étais épuisé.*

*Ces remerciements ne pourraient être complets sans faire part d'une grande personne de ma vie, ma mère que je ne pourrais plus rencontrer depuis mon départ en France et qui m'a soutenue jusqu'à la fin de sa vie.*



# SOMMAIRE

<b>Chapitre 1. Introduction générale.....</b>	<b>1</b>
1.1-Présentations générale des structures sandwichs à âme nid d'abeille.....	2
1.2-Technologie des inserts de trappe de train airbus.....	4
1.3-Plan du rapport.....	5
<b>Chapitre 2. Étude bibliographique.....</b>	<b>7</b>
2.1-Introduction.....	7
2.2-Généralités sur les structures sandwichs et leur jonctionnement.....	8
2.2.1-Propriétés générales des structures sandwichs.....	8
2.2.2-Jonctionnement des structures sandwichs.....	10
2.2.2.1-Problématique.....	10
2.2.2.2-Assemblage en T ou perpendiculaires.....	11
2.2.2.3-Assemblages par boulonnage direct.....	13
2.2.2.4-Principe d'assemblage par inserts.....	14
2.3-Inserts pour structures sandwichs.....	16
2.3.1-Généralités.....	16
2.3.1.1-Éléments constitutifs.....	16
2.3.1.2-Charges transmissibles.....	17
2.3.1.3-Essais sur inserts.....	18
- Essai d'arrachement.....	19
- Essai en cisaillement.....	20
- Essai de serrage au couple.....	20
- Essai d'écrasement local airbus.....	21
2.3.2-Classification des technologies d'inserts.....	22
2.3.2.1-Inserts traversants.....	22
- Insert non affleurant.....	22
- Insert affleurant.....	24
- Insert noyés.....	28
- Exemples d'applications.....	28
2.3.2.2-Inserts non-traversants.....	29
- Inserts pour petites fixations.....	29
- Inserts non traversants noyés dans de la résine.....	30
- Application des inserts non traversants.....	31

2.3.2.3-Élément de comparaisons quantitatifs.....	31
<b>2.4-Dimensionnement pratique des inserts.....</b>	<b>32</b>
2.4.1-Modèles simplifiés.....	33
2.4.1.1-Approche directe en cisaillement simple.....	33
2.4.1.2-Approche directe modifiée suivant le Military Handbook 23A.....	34
2.4.2-Dimensionnement à l'aide de l'ESA Design Handbook.....	36
2.4.2.1-Dimensionnement en traction/compression.....	36
- Cas (a), Insert traversant.....	39
- Cas (b), (c) et (d) Insert non-traversants dans une âme nid d'abeille aluminium.....	41
- Cas (b), (c) et (d) Insert non-traversants dans une âme non métallique.....	42
- Remarques.....	42
2.4.2.2-Autres cas de dimensionnement.....	43
- Cisaillement.....	43
- Moment de flexion et moment de torsion.....	43
2.4.3-Pré-dimensionnement par comparaison à des résultats d'essais [Shur-Lok].....	44
2.4.4-Conclusion sur les méthodes de prédimensionnement.....	48
<b>2.5-Analyse des modes de ruptures et des modes de transfert des efforts.....</b>	<b>49</b>
2.5.1-Étude des modes de rupture par Zenkerts.....	49
2.5.2-Étude des modes de rupture par Aström.....	49
2.5.3-Étude des modes de rupture par [Demelio 2001].....	52
2.5.4-Étude des modes de rupture par [Noirot 2000].....	54
2.5.5-Conclusions.....	56
<b>2.6-Modèles analytiques.....</b>	<b>57</b>
2.6.1-Modèle de Thomsen.....	57
2.6.2-Modèles de [Bozhevolnaya 2003,2004,2005].....	60
<b>2.7-Endommagement des stratifiés en arrachement.....</b>	<b>67</b>
<b>2.8-Conclusions générales de l'étude bibliographique.....</b>	<b>71</b>
<b>Chapitre 3. Étude expérimentales .....</b>	<b>73</b>
<b>3.1-Fabrication des éprouvettes.....</b>	<b>73</b>
<b>3.2-Problématique générale.....</b>	<b>75</b>
3.2.1-Réalisation d'un essai d'arrachement.....	75
3.2.2-Analyse globale d'un essai d'arrachement.....	77
3.2.3-Analyse post-mortem d'une éprouvette.....	81
3.2.4-Démarche proposée.....	82
<b>3.3-Identification des dégradations dans l'âme.....</b>	<b>83</b>
3.3.1-Analyse d'une éprouvette chargée à une force inférieure à l'effort de rupture.....	83
3.3.2-Étude de l'influence de la méthode de presserrage sur la dégradation du nid d'abeille en cisaillement.....	85
3.3.2.1-Problématique générale.....	85

3.3.2.2-Essais cyclés avec presserrage avec flexion autorisée .....	87
3.3.2.3-Presserrage sans flexion.....	92
3.3.3-Méthode d'identification expérimentale de la loi de dégradation en cisaillement transverse de l'âme.....	94
3.3.4-Conclusions.....	98
<b>3.4-Identification des dégradations dans le potting.....</b>	<b>99</b>
3.4.1-Characterisation matériau.....	99
3.4.2-Essais sur éprouvette spécifique.....	101
<b>3.5-Identification des dégradations dans la peau en poinçonnement.....</b>	<b>105</b>
3.5.1-Essais de poinçonnement sans flexion.....	105
- Analyses micrographiques (Cas du poinçon à 100°).....	110
3.5.2-Essais de poinçonnement avec flexion.....	114
- Analyses des courbes effort/déplacement.....	115
- Analyses micrographiques (Cas du poinçon à 100°).....	117
<b>3.6-Conclusions.....</b>	<b>119</b>
<b>Chapitre 4. Modélisation du comportement des inserts à l'arrachement.....</b>	<b>121</b>
<b>4.1-Introduction.....</b>	<b>121</b>
<b>4.2-Identification des lois de comportement.....</b>	<b>123</b>
4.2.1-Loi de comportement de l'âme en cisaillement .....	123
4.2.2-Loi de comportement du potting en compression.....	125
4.2.3-Characteristiques mécaniques de la peau .....	126
<b>4.3-Description générale du modèle numérique d'arrachement d'insert.....</b>	<b>128</b>
- Modélisation générale et conditions aux limites.....	128
- Modélisation des éléments de charge ment.....	130
- Modélisation des peaux.....	130
- Modélisation du potting et du nida.....	131
- Modélisation des contacts et collage de mailles.....	132
<b>4.4-Analyse des résultats de la modélisation d'essai d'inserts en arrachement.....</b>	<b>133</b>
- Démarche générale.....	133
- Éprouvette avec insert circulaire 30 mm.....	134
- Éprouvette avec insert circulaire 20 mm.....	137
<b>4.5-Étude du presserrage avec flexion.....</b>	<b>138</b>
- Description de la modélisation du presserrage avec flexion.....	138
- Analyse des résultats de la modélisation de presserrage avec flexion.....	139

<b>4.6-Modélisation des essais spécifiques.....</b>	<b>142</b>
<b>4.7-Analyse du poinçonnement de la peau stratifiés.....</b>	<b>148</b>
4.7.1-Critère et loi de dégradation.....	148
4.7.2-Identification des paramètres S, T, $\alpha_1, \alpha_2$ et $\gamma_{max}$ .....	151
- Identification du critère de dégradation initial.....	153
- Identification des paramètres $\alpha_1, \alpha_2$ et $\gamma_{max}$ .....	153
- Cartographie de la dégradation.....	155
4.7.3-Application de la loi de dégradation à l'essai spécifique.....	158
4.7.4-Application du critère à l'essai d'arrachement d'insert.....	159
<b>4.8-Conclusions.....</b>	<b>161</b>
<b>Chapitre 5. Application: Étude de sensibilité et étude d'inserts métalliques.....</b>	<b>163</b>
<b>5.1-Introduction.....</b>	<b>163</b>
<b>5.2-Étude de sensibilité.....</b>	<b>164</b>
5.2.1-Utilisation d'une vis titane.....	164
5.2.2-Étude de l'influence de l'angle de fraisure.....	169
- Modélisation avec la vis titane.....	170
- Modélisation avec la vis acier.....	173
- Conclusions.....	175
5.2.3-Étude de l'influence du matériau du potting.....	176
- Modélisation avec la vis titane.....	177
- Modélisation avec la vis acier.....	179
- Conclusions.....	181
5.2.4-Étude de l'influence du diamètre de la vis.....	182
- Modélisation avec la vis titane.....	183
- Modélisation avec la vis acier.....	187
- Conclusions.....	189
5.2.5-Conclusions de l'étude de sensibilité.....	189
<b>5.3-Application à une technologie avec insert métallique.....</b>	<b>191</b>
5.3.1-Introduction.....	191
5.3.2-Configuration des éprouvettes.....	192
5.3.3-Description des essais d'arrachement sous divers angles.....	194
5.3.4-Résultats des essais d'arrachement.....	198
- Éprouvette "Type I".....	198
- Éprouvette "Type II".....	201
- Éprouvette "Type III".....	204
5.3.5-Conclusion des études expérimentales.....	206
5.3.6-Identification des lois de dégradation.....	207
- Loi de dégradation en cisaillement transverse de l'âme.....	207
- Loi de comportement en compression du potting.....	209
5.3.7-Modélisation éléments finis.....	211



- Analyse du champs des contraintes locales.....	215
- Contrainte équivalent de Von Mises .....	215
- Contraintes normales transverses.....	216
- Contrainte de cisaillement transverses.....	219
5.3.8-Conclusions.....	220

**Chapitre 6. Conclusions générales et perspectives..... 223**

**Références bibliographiques.....227**

**Annexe A. Calcul des flèches d'effort tranchant et de flexion.....231**

**Annexe B. Principe d'analyse champs de déplacement par caméra 3D.....233**

**Annexe C. Caractérisation de la peau en cisaillement transverse.....237**

**Annexe D. Caractérisation du comportement de la vis titane.....239**

**Annexe E. Fichier de banque Samcef pour calcul éléments finis d'arrachement d'insert obtenu par densification.....241**

**Annexe F. Subroutine Fortran de la loi de dégradation de la peau.....265**

**Annexe G. Résultats des essais d'arrachements d'inserts métalliques sous divers angles .....271**

**G.1-Essai d'arrachement (60°) sur éprouvette Type I.....271**

**G.2-Essai d'arrachement (60°) sur éprouvette Type II.....273**

**G.3-Essai d'arrachement (45°) sur éprouvette Type I.....273**

**G.4-Essai d'arrachement (30°) sur éprouvette Type I.....275**

**G.5-Essai d'arrachement (30°) sur éprouvette Type II.....276**

**G.6-Essai d'arrachement (0°) sur éprouvette Type I.....278**

**G.7-Essai d'arrachement (0°) sur éprouvette Type II.....278**

**G.8-Bilan.....280**





# CHAPITRE 1

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

Dans le domaine aéronautique, les exigences de performances et la compétition entre les grands avionneurs conduit à la recherche et à l'introduction de structures toujours plus légères. Parmi les solutions envisagées ou en partie adoptées figurent les structures sandwichs. Si l'idée de les utiliser dans les structures aéronautiques remonte aux années 30, force est de constater que leur utilisation reste essentiellement limitée aux structures secondaires pour les avions de plus de 100 places ou militaires. Seuls quelques rares avions d'affaires utilisent ce type de structures pour leur fuselage (Beechcraft Starship ou Raytheon Premier). En effet, la généralisation de ce type de structure ne peut se faire que si les exigences en terme de sécurité demandées de la part des utilisateurs et des organismes de certification sont satisfaites. Les deux principaux problèmes auquel l'ingénieur concepteur doit faire face sont la détermination de la résistance à l'impact et le dimensionnement des jonctions de ce type de structures.

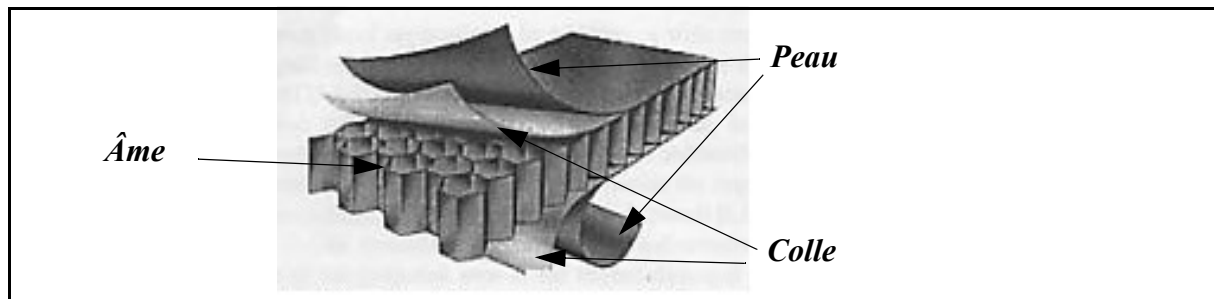
Toutefois, l'introduction généralisée des structures composites s'est accélérée récemment. L'Airbus A380 qui vient de prendre son envol comporte un impressionnant caisson central de voilure en carbone avec des épaisseurs locales pouvant atteindre 44 mm. L'A400M et le futur A350 comporteront des voilures entièrement en carbone. Par ailleurs, Boeing avec son programme 787 va fabriquer le premier avion civil avec un fuselage entièrement composite. Dans le domaine des voilures tournantes le Tigre et le NH90 d'Eurocopter sont déjà entièrement réalisés à l'aide de structures sandwichs. Il est clair que les structures sandwichs continueront à contribuer aux futurs allègements des structures aéronautiques et que les besoins en modélisation iront croissants. Le programme européen "Fubacomp" a d'ailleurs porté sur l'étude et la réalisation d'un démonstrateur de fuselage d'avion d'affaire entièrement en structure sand-

wich.

Cette recherche s'inscrit dans ce cadre général et s'intéresse à la modélisation des inserts de structures sandwichs. De part la grande variété des technologies d'insert utilisées dans le domaine aéronautique et spatial, l'étude est restreinte à la technologie des trappes de train Airbus. Dans ce premier chapitre d'introduction, nous ferons d'abord un rappel de la constitution et des propriétés des structures sandwich étudiées. Dans un deuxième temps, la technologie de l'insert sera détaillée et le plan de l'étude sera présenté.

## 1.1-PRÉSENTATION GÉNÉRALE DES STRUCTURES SANDWICHS À ÂME NID D'ABEILLE.

Il existe plusieurs combinaisons de matériaux pour l'âme et pour les peaux suivant les domaines d'utilisation, du génie civil à la construction spatiale. Une structure sandwich de type aéronautique résulte de l'assemblage par collage ou soudure de deux peaux minces (moins de 2,5 mm en général) sur une âme de plus faible densité, aux caractéristiques mécaniques faibles mais plus épaisse (de 5 à 70 mm) qui maintient leur écartement (Figure 1-1) [Guedra-Degeorges 1997].



*Figure 1-1: Présentation d'une structure sandwich.*

Si l'on a beaucoup utilisé dans les années 50 à 80 des peaux très fines (environ 0,1mm) en alliage d'aluminium (par exemple pour les poutres de queue d'hélicoptères), actuellement les peaux sont réalisées en stratifiés de fibres de verre, de Kevlar ou de carbone. Les âmes demeurent en mousse ou en nid d'abeille aluminium ou Nomex. Le rapport de l'épaisseur entre les peaux et l'âme ne dépasse pas généralement 100 et est supérieur à 10. La jonction entre peaux et âme se fait dans la plupart des cas par un film de colle.

Ce type de structure présente avec cette configuration où les peaux sont éloignées du plan ou de la ligne moyenne une grande rigidité spécifique de flexion. Le comportement mécanique

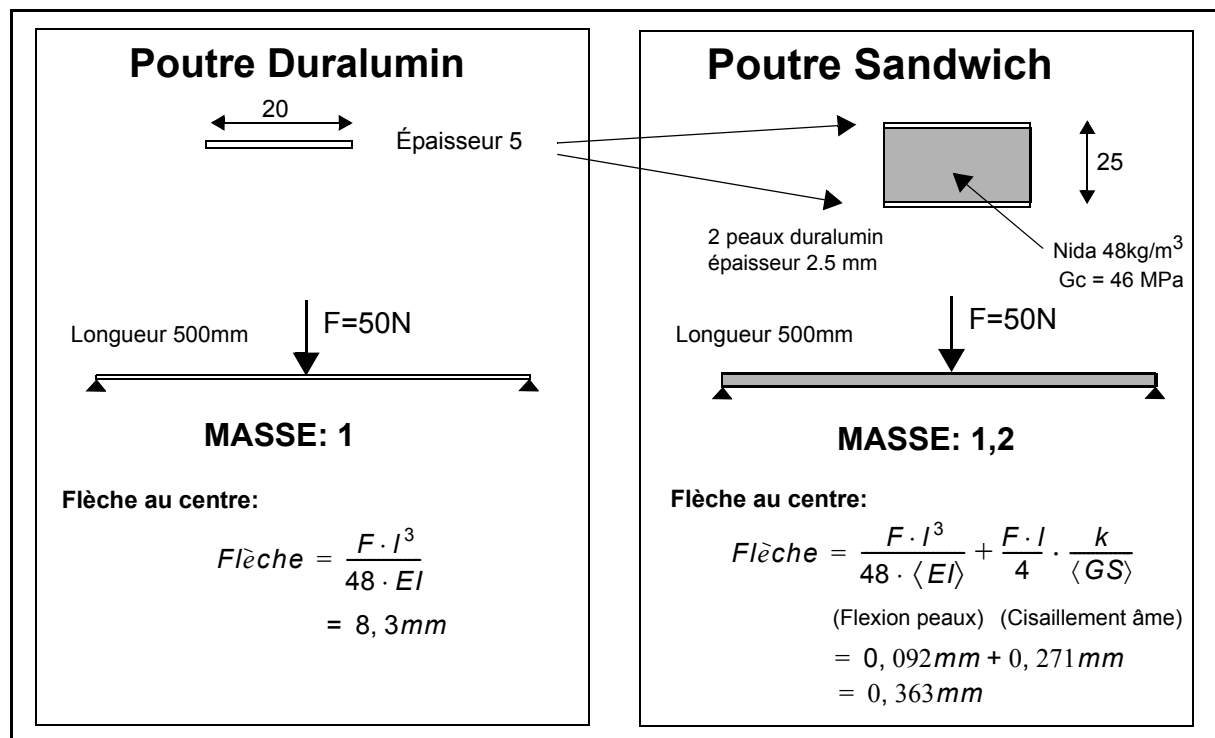
général est parfaitement illustré par l'exemple suivant [Gay 1991] qui utilise une formulation de type R.D.M. (Figure 1-2).

Ce modèle simplifié montre que :

- La flèche a été divisée par 23 pour seulement 20% d'augmentation de masse. Les structures sandwichs présentent donc une rigidité spécifique de flexion particulièrement élevée.
- La flèche due au moment de flexion est pour cet exemple 3 fois inférieure à celle due à l'effort tranchant. La prise en compte du cisaillement transverse est donc essentielle pour une modélisation correcte des sandwichs.

Si le mode de sollicitation du sandwich est la flexion, soit par des efforts concentrés soit par pression répartie (coques de navire ou fuselages pressurisés), deux peaux travaillantes identiques s'imposent. On parle alors de sandwich symétrique.

D'un point de vue technologique, on est passé d'une structure constituée d'un matériau homogène isotrope à une structure multiphase et anisotrope. Ainsi, il est impossible de caractériser simplement le comportement par un seul essai de traction et les modes de ruines deviennent complexes [Castanié 2000, Zenkerts 1998].



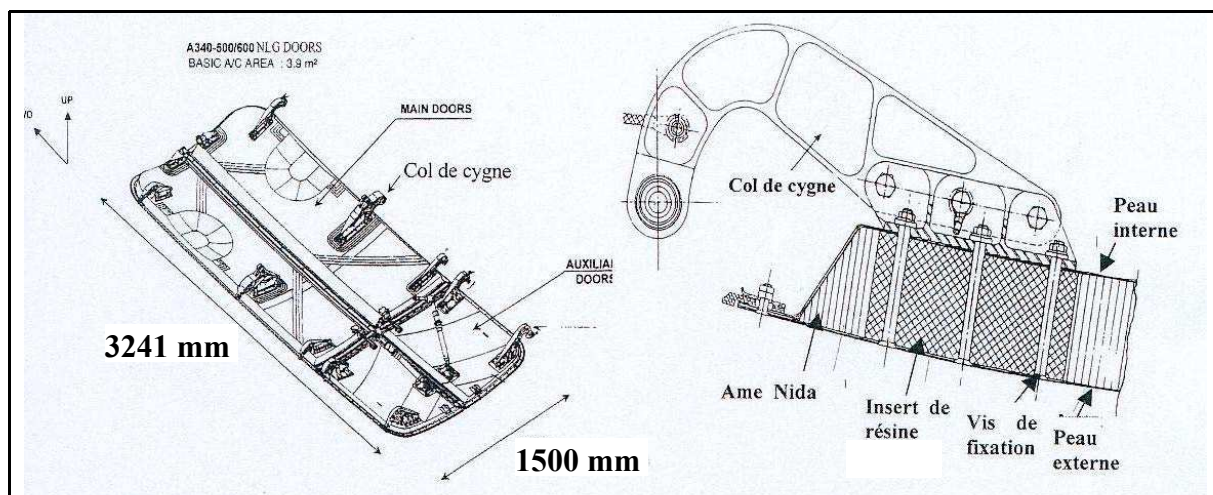
**Figure 1-2: Comparaison poutre Duralumin/poutre sandwich.**

Il est donc important pour des structures sandwichs de choisir les matériaux constitutifs en faisant un compromis entre la résistance mécanique et la densité. Cela est particulièrement vrai

pour l'âme qui doit maintenir écarté les peaux et donc avoir une raideur et une résistance suffisantes dans le sens transverse. Par ailleurs, comme l'a illustré l'exemple, les structures sandwichs sont soumises généralement à de la flexion simple et donc l'âme travaille essentiellement en cisaillement transverse. De ce fait, la flèche due à ce cisaillement dans l'âme est importante et elle doit présenter pour cette sollicitation des caractéristiques suffisantes. Peu de matériaux satisfont à ces exigences. Pour les structures aéronautiques, trois grandes classes de matériaux sont ou ont été utilisés : les matériaux alvéolaires de type nid d'abeille, les mousses et le balsa. D'un point de vue pratique, les âmes de type nid d'abeille sont les plus répandues dans le domaine aéronautique et spatial, malgré les problèmes de reprise hydrique. Le nid d'abeille est fabriqué le plus souvent avec de l'aluminium, des fibres de verre pré-imprégnées ou des fibres d'aramide (dénomination commerciale : Nomex). Toutefois, intrinsèquement, le matériau de l'âme de part sa faible densité présente une résistance mécanique moindre et l'introduction d'efforts localisés dans ces structures ne peut se faire que par un renforcement local appelé insert. Dans le paragraphe suivant, l'application étudiée est présentée.

## 1.2-TECHNOLOGIE DES INSERTS OBTENUS PAR DENSIFICATION.

La Figure 1-3 montre globalement la conception d'une structure de trappe de train.



*Figure 1-3 : Structure sandwich de trappe de train.*

La trappe de train est constituée d'une structure sandwich à âme en nid d'abeille Nomex avec des peaux stratifiées carbone. L'articulation de la trappe à la structure de l'avion se fait par l'intermédiaire de ferrures en col de cygne et celles-ci sont jonctionnées à la trappe par

l'intermédiaire d'un insert. Cet insert est réalisé par moulage d'une résine dans les cellules hexagonales du nid d'abeille. Enfin un perçage et un lamage sont usinés afin qu'une vis en titane assure la fixation de la trappe à la ferrure. La tête de la vis est fraisée à  $100^\circ$  de sorte à être noyée dans la peau extérieure pour ne pas générer de traînée aérodynamique. Ce type d'insert est classé dans la catégorie fortement travaillant et doit assurer la tenue de la trappe dans toutes les cas de charge. De fait, il est dimensionné en tenue à l'arrachement. Lors des essais de qualification, le comportement est fortement non linéaire et de multiples dégradations se produisent dans la structure. De fait, les modèles classiques ne permettent qu'une représentation partielle de la problématique et des études plus poussées doivent être réalisées.

## **1.3-PLAN DU RAPPORT**

Ce rapport de thèse est divisé en six parties.

La première partie est l'introduction générale.

La deuxième partie constitue une recherche bibliographique sur la problématique des inserts de structure sandwich. Ainsi, l'étude porte à la fois sur les technologies associées, les méthodes expérimentales de caractérisation globale et les méthodes de dimensionnement usuelles des inserts. Les quelques études scientifiques portant sur ce domaine, aussi bien du point de vue expérimental que de la modélisation seront présentées. Enfin, cette partie sera clôturée par l'étude du poinçonnement des stratifiés et des conclusions seront proposées.

La troisième partie présente une série d'études expérimentales. Ce chapitre a pour but d'identifier le comportement à l'arrachement des inserts et de proposer un scénario de rupture. La fabrication et l'influence du presserage seront aussi discutés.

La quatrième partie se focalise sur la modélisation de l'essai d'arrachement. Des lois de dégradation de l'âme et de la résine formant l'insert seront proposées dans un premier temps et une comparaison essai/calcul sera réalisée. Dans un second temps, un modèle de dégradation des peaux stratifiées en carbone sera présenté et validé par comparaisons aux essais spécifiques et d'arrachement d'insert.

Dans la cinquième partie, une étude de sensibilité sera menée et une extension à des inserts de nature différente sera testée.

Une conclusion générale clôture ce mémoire.





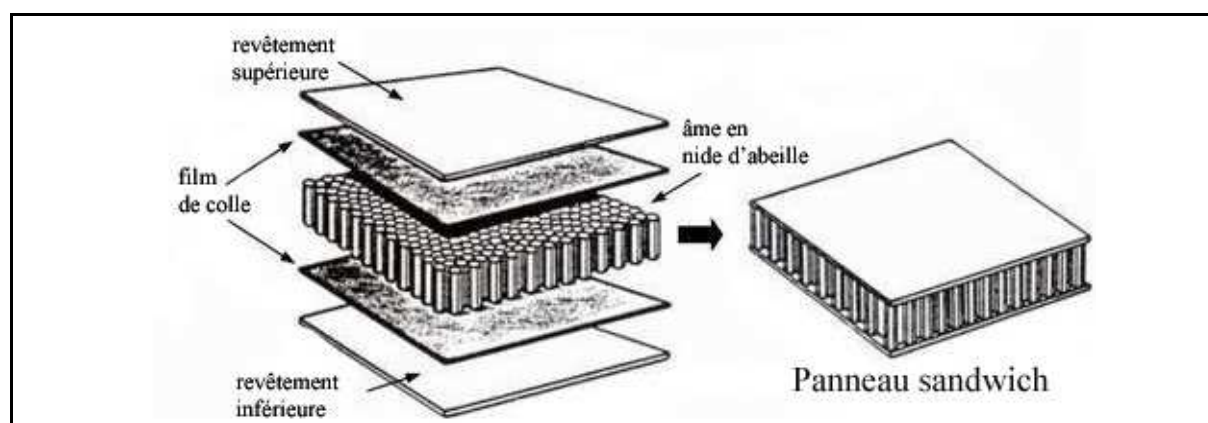


# CHAPITRE 2

## ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE

### 2.1-INTRODUCTION

Une structure sandwich est constituée de deux peaux collées sur une âme légère. Les peaux reprennent l'essentiel des efforts alors que l'âme travaille essentiellement en cisaillement transverse. Les structures sandwichs présentent un grand intérêt en termes de rigidité et de résistance spécifique pour des chargements de flexion ou en tenue au flambage en compression ou cisaillement. Si une âme légère favorise les caractéristiques spécifiques, sa moindre résistance est un inconvénient pour l'introduction d'efforts localisés et d'une manière générale pour le jonctionnement.



*Figure 2-1 : Structure sandwich.*

Dans cette étude bibliographique, après avoir rappelé le comportement mécanique des structures sandwichs, les différents types de jonctionnement utilisés seront présentés dont certaines solutions avec inserts. Puis un paragraphe sera consacré à la technologie des inserts: élé-

ments constitutifs, transmission d'effort, différents types d'essai, classifications et méthodes de fabrication. Les méthodes de dimensionnement des inserts utilisées par le concepteur seront présentées et analysées. Les quelques études effectuées par des laboratoires de recherche tant sur le plan expérimental que théorique seront présentées et analysées. Enfin, une conclusion sera faite de cette recherche bibliographique avec l'objectif d'en tirer des voies de recherche possibles.

## **2.2-GÉNÉRALITÉS SUR LES STRUCTURES SANDWICHS ET LEUR JONCTIONNEMENT.**

### **2.2.1-PROPRIÉTÉS GÉNÉRALES DES STRUCTURES SANDWICHS.**

Quand les peaux sont de dimensions, matériaux et rigidités identiques, le sandwich est symétrique. Dans le cas contraire, il est dit dissymétrique [Castanié 2000]. Les matériaux utilisés sont très variés. Par exemple, dans les premières applications aéronautiques, pendant la seconde guerre mondiale, les peaux étaient en bois contreplaqué. Puis les alliages d'aluminium ont largement été utilisés dans les années 50-60 et aujourd'hui des stratifiés à base de fibres de carbone, kevlar ou verre présentent des qualités spécifiques très élevées.

Rôle des peaux :

- Reprendre l'essentiel des flux d'efforts générés par des chargements de flexion, compression ou cisaillement.
- Protéger l'âme de son environnement pour éviter ou limiter les dégradations par corrosion ou humidité par exemple.
- Assurer dans la mesure du possible la résistance à l'impact du sandwich.

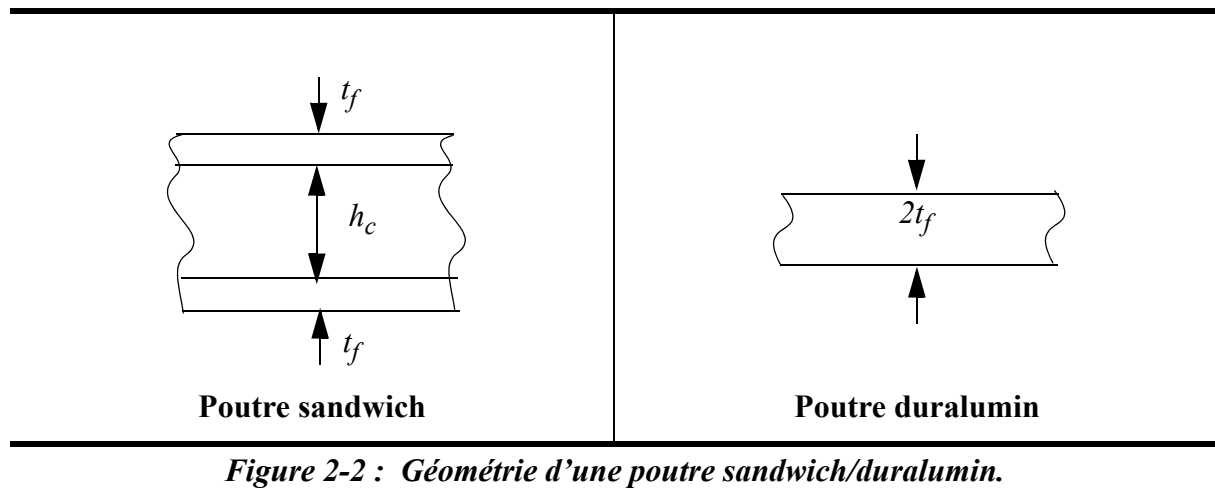
L'âme permet d'augmenter la rigidité de flexion en écartant les peaux de la ligne moyenne sans augmenter de manière importante le poids. A cet effet, des âmes légères en mousse, nid d'abeille, structures ondulées ou encore balsa sont parmi les plus utilisées. On peut noter qu'il est très difficile de faire une liste exhaustive car des nouvelles solutions sont proposées en permanence (par exemple: âme à base de sphères collées, tissage 3D, etc...).

Par ailleurs, vue cette grande diversité de matériaux possible, l'âme est utilisée pour remplir de nombreuses autres fonctions :

- Tenue au feu (par exemple : utilisation du balsa dans les structures navales [Gutierrez 2000]).

- Isolation acoustique.
- Amortissement dynamique.
- Furtivité, fonctions électromagnétiques.
- Contrôle actif, etc...

La tenue mécanique du sandwich dépend aussi du joint de colle entre âme et peaux. Il permet d'assurer la continuité structurale aux interfaces âme/peaux :



Une comparaison entre une poutre sandwich (dans laquelle l'âme a une raideur négligeable dans son plan) et une poutre constituée d'un matériau isotrope légère proposée par [Vinson 1999] montre que :

- Le rapport des raideurs de flexion est :

$$\frac{D_{sandwich}}{D_{duralumin}} = \frac{3}{4} \left( \frac{h_c}{t_f} \right)^2 \quad (\text{éq-2.1})$$

- Le rapport des contraintes normales maximales en flexion (pour un moment de flexion identique) est :

$$\frac{\sigma_{sandwich}}{\sigma_{duralumin}} = \frac{2t_f}{3h_c} \quad (\text{éq-2.2})$$

Si on considère un cas courant où :  $\frac{t_f}{h_c} = \frac{1}{20}$ , il vient :

$$\frac{D_{sandwich}}{D_{duralumin}} = 300 \text{ et } \frac{\sigma_{sandwich}}{\sigma_{duralumin}} = \frac{1}{30} \quad (\text{éq-2.3})$$

Donc, à chargement égal les contraintes sont fortement diminuées et la raideur fortement augmentée pour une majoration de poids faible (de l'ordre de 15% environ). De plus, la grande rigidité de flexion permet de fabriquer d'un seul tenant des panneaux de grandes dimensions ce qui est particulièrement apprécié dans la construction navale ou le génie civil par exemple.

Ces atouts sont toutefois contrebalancés par une complexité accrue et des modes de ruptures complexes [Castanié 2000]. De plus la présence d'une âme dont les caractéristiques mécaniques sont intrinsèquement plus faibles que celle des peaux pose des problèmes en tenue à l'impact et au niveau des jonctions. Ce dernier point va être développé dans le paragraphe suivant.

## 2.2.2-JONCTIONNEMENT DES STRUCTURES SANDWICHES.

### 2.2.2.1- PROBLÉMATIQUE.

Une structure sandwich n'est jamais seule ou réalisée d'un seul tenant du fait de la complexité des structures réelles (par exemple : fuselage d'hélicoptère, carénage ou superstructure de navire). Il est nécessaire de réaliser des jonctions soit entre panneaux sandwichs, soit entre panneaux sandwichs et zones monocoques. De plus, il peut être nécessaire de fixer sur le panneau lui-même des équipements (par exemple : charge utile des satellites, sièges sur planchers de cabine d'avions,...). Les fonctions qu'une jonction doit assurer sont :

- Le transfert correct des efforts.
- Un bon positionnement relatifs des éléments.
- Le non-affaiblissement de la tenue mécanique globale de la structure complète, et ce malgré la création d'une discontinuité.
- Une fabrication économique.
- La démontabilité.
- L'étanchéité.

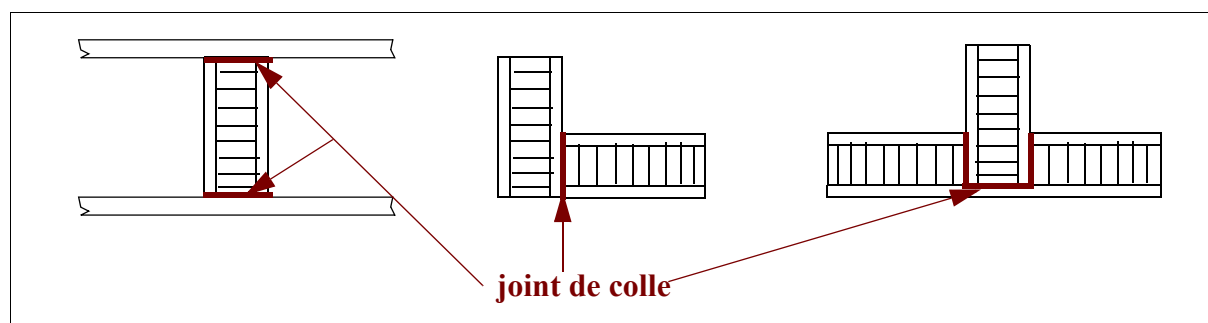
Suivant le cahier des charges, le choix du type de jonction dépend :

- des possibilités de fabrication,
- de la géométrie de l'assemblage,
- du type et de l'intensité des charges,
- des problèmes d'environnement mécanique (acoustique, thermique, vibration) ou autres (chimiques, etc...)
- de la fréquence de démontage.
- du coût de la solution.

Compte-tenu de la diversité des solutions technologiques associées à la diversité des domaines d'utilisation, il est impossible de présenter une liste exhaustive des solutions existantes. On ne retiendra donc dans les paragraphes suivants que les principes constructifs les plus courants.

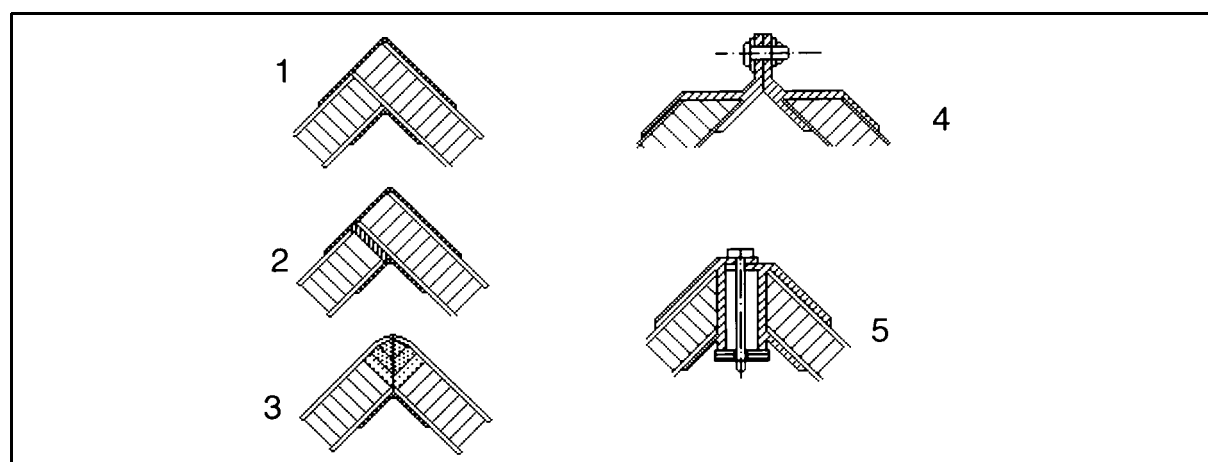
### 2.2.2.2-ASSEMBLAGE EN T OU PERPENDICULAIRES.

Ce type d'assemblage est un des plus répandu. Les solutions technologiques sont nombreuses et variées. Elles évoluent suivant le type et l'intensité des charges à transférer ainsi que la facilité de fabrication. Le mode d'assemblage le plus simple est le collage direct (Figure 2-3). Ce type d'assemblage est très simple à réaliser mais le transfert des charges est limité par les propriétés mécaniques de la colle.



**Figure 2-3: Assemblage en T collé.**

Pour augmenter le transfert de charges, d'autres solutions plus complexes sont utilisées (par exemple Dessarthe, CETIM) Figure 2-4.



**Figure 2-4 : Assemblages en T classés par résistance croissante (sauf solution 3) [Dessarthe, CETIM].**

Il existe un grand nombre de solutions qui sont toutes basées sur des renforcements locaux qui pallient le manque de résistance de l'âme. Les solutions génériques se font :

- par ajout de stratifications locales (1, 2 Figure 2-4 et 9 Figure 2-5),
- par densification dans le coin de l'âme soit par ajout de résine, soit par introduction d'un matériau d'âme plus résistant (3 Figure 2-4),
- par ajout de systèmes de boulonnages locaux associés à des renforts métalliques (4, 5 Figure 2-4 et 8, 10 Figure 2-5),

- par utilisation de pièces métalliques rapportées et collage de celles-ci au sandwich (6, 7 Figure 2-5).

Il est clair que chacune des solutions présente des avantages et inconvénients suivant les critères que l'on s'impose. Une étude comparative des divers modes d'assemblage en T (Figure 2-6) ont été effectués pour réaliser la structure de l'avion de combat de prochaine génération [Sheahen 1998].

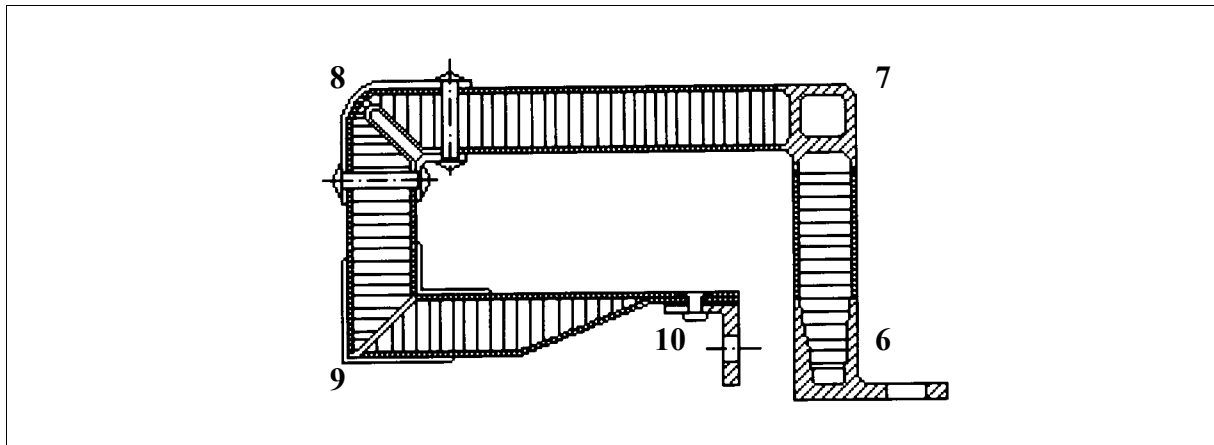


Figure 2-5 : Différentes assemblages en T (reproduit de [Dessarthe, CETIM]).

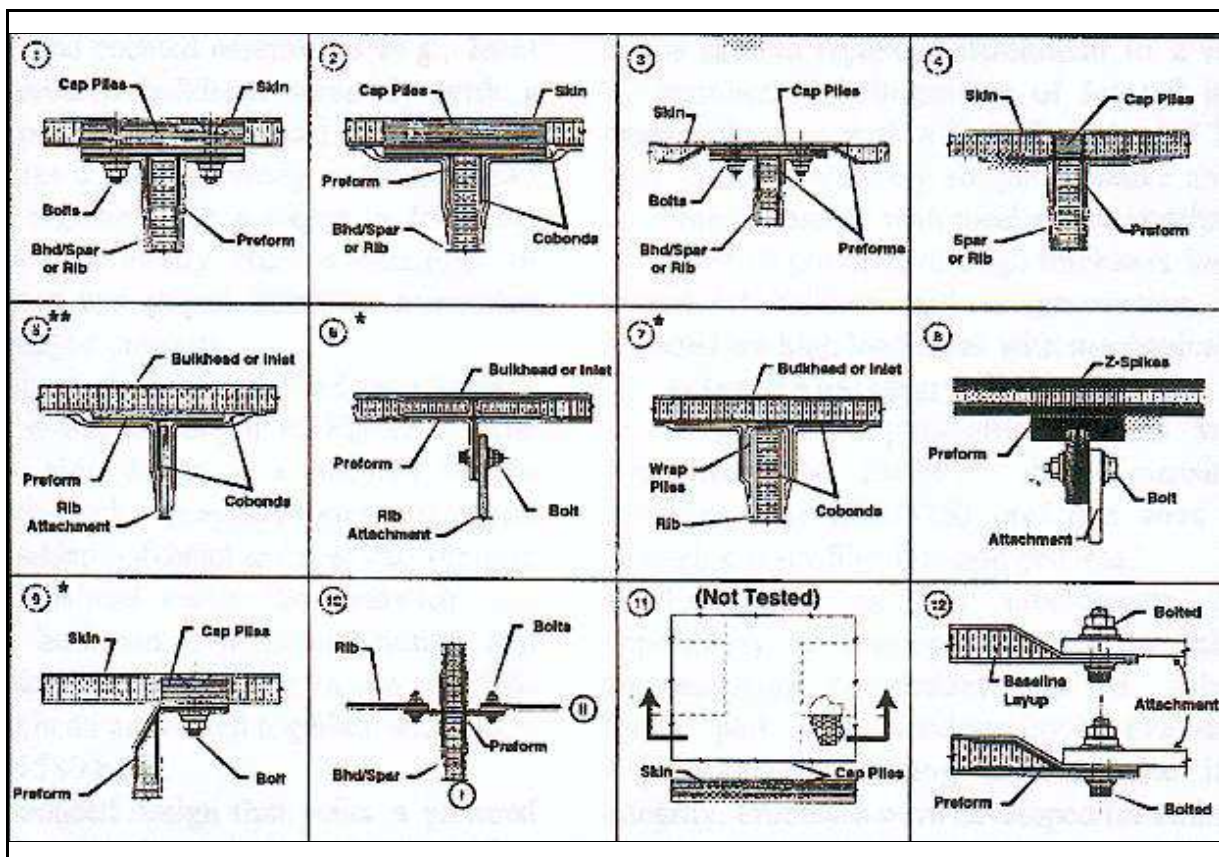


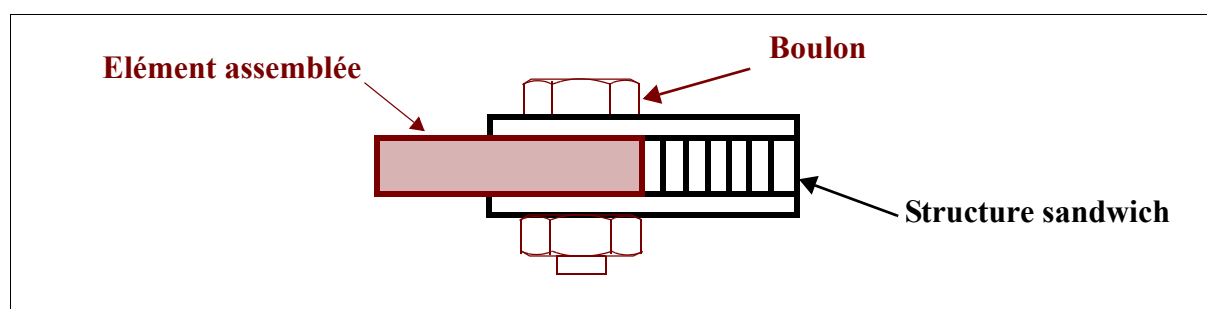
Figure 2-6 : Différents types d'assemblages en T (reproduit de [Sheahen 1998]).



Tous les aspects économiques, capacité de transfert de charge et maintenabilité ont été pris en compte. Enfin une étude numérique et expérimentale du jonctionnement en T de panneaux à âme en mousse a été réalisée par [Sun 2000].

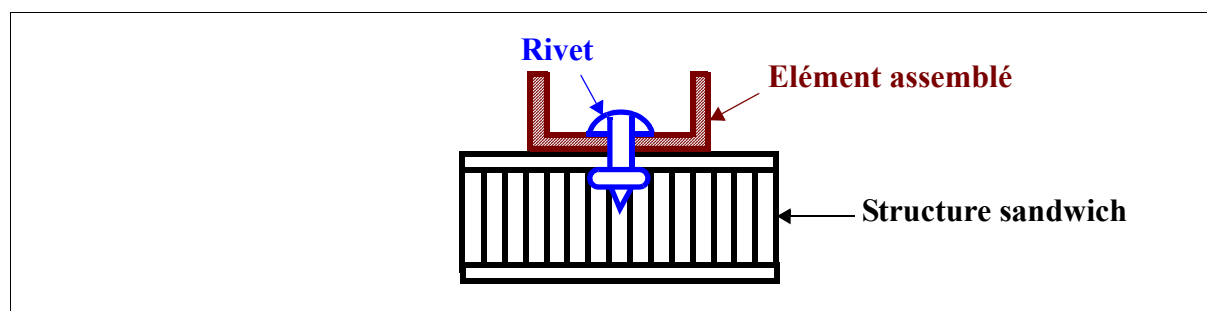
### 2.2.2.3-ASSEMBLAGES PAR BOULONNAGE DIRECT

Une des solutions les plus économiques est l'assemblage par boulonnage direct. Ce type d'assemblage est pertinent en cas de faibles charges. Le montage/démontage est facile et la mise en oeuvre ne nécessite pas de préparation de surface pour le collage [Dessarthe, CETIM]. Un serrage du boulon est nécessaire car il va entraîner une répartition des pressions de contact entre le montant et les revêtements, dont la résultante sur le panneau sandwich équilibrera l'effort tranchant généré par de la flexion [Gay 1991]. Toutefois, pour des peaux stratifiées, il n'est pas possible de serrer très fort, de ce fait il est fréquent qu'une pièce métallique soit interposée ce qui est pénalisant en termes de poids.



*Figure 2-7 : Assemblage par boulonnage direct (reproduit de [Gay 1991])*

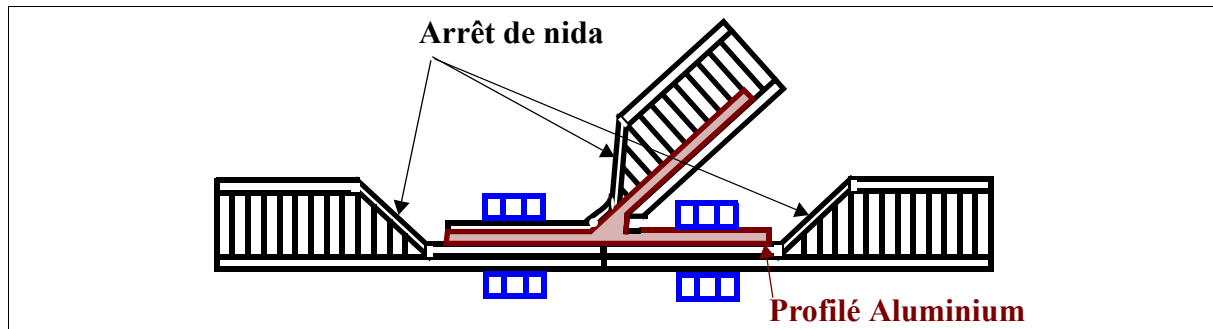
Toujours dans le cadre des fixations directes, il est possible de riveter directement sur une peau stratifiée en utilisant toutefois des rivets spéciaux (Figure 2-8).



*Figure 2-8 : Assemblage par rivet (reproduit de [Dessarthe, CETIM]).*

Un autre mode de jonctionnement, consiste à effectuer un boulonnage dans une partie stratifiée pure obtenue après un retour à une seule peau du sandwich et donc nécessite la création d'une zone biseauté appelée "arrêt de nida". De ce fait, les difficultés liées à la faiblesse structurelle de l'âme n'existent plus et de fait, le boulonnage dans les zones stratifiées pures est

beaucoup mieux maîtrisé. Toutefois ce mode d'assemblage semble optimum pour le transfert de chargement en membrane et est effectivement utilisé dans la technologie des structures sandwichs dissymétriques [Castanié 2000]. Dans le cas où le jonctionnement se fait hors du plan (Figure 2-9), ce type de solution présente une faiblesse évidente à l'angle que fait le stratifié et d'ailleurs cette solution n'a pas été retenue dans l'étude réalisée par [Sheahen 1998].



*Figure 2-9 : Assemblage des structures sandwichs par boulonnage dans une zone stratifiée pure.*

#### 2.2.2.4-PRINCIPE D'ASSEMBLAGE PAR INSERTS.

Dans ce cas, un élément de rigidité supérieure à celle de l'âme appelé insert est utilisé pour le transfert de charges localisées au panneau sandwich. Sa forme est généralement cylindrique et son épaisseur est égale ou inférieure à l'épaisseur du sandwich. Un exemple d'insert est donné Figure 2-10. Ce type d'assemblage est de loin le plus couramment utilisé dans les structures sandwichs dans le domaine spatial [Manzoni 2000] ou aéronautique [Noirot 2000]. En effet son principe et sa mise oeuvre sont simples, ce qui garantit des coûts faibles.

Par contre, son principe même étant de produire une discontinuité en rigidité avec l'âme voire les peaux, le transfert des efforts à la structure sandwich va générer des phénomènes de concentrations des contraintes qui peuvent, lorsqu'ils ne sont pas maîtrisés, conduire à la ruine de la structure.

Il existe une grande variété de type d'inserts. Par exemple, l'insert non traversant noyé dans de la résine (Figure 2-10a) est utilisé quand il n'est pas possible de faire un trou débouchant sur la deuxième peau. C'est le cas lorsqu'il existe des contraintes aérodynamique ou de furtivité. L'insert (Figure 2-10b) est serré mécaniquement au montage sur les peaux, ce qui provoque leur écrasement. Ce type de montage est possible pour des peaux métalliques mais délicat voire impossible pour des peaux composites.

De nombreuses autres variantes existent ainsi que diverses méthodes de mise en place ou de fabrication qui sont associées à chaque type d'inserts. Quelques unes sont présentées (Figure

2-11) où l'on voit plusieurs solutions possibles pour associer corps rigide (en général un alliage d'aluminium) et densification (en général de la résine).

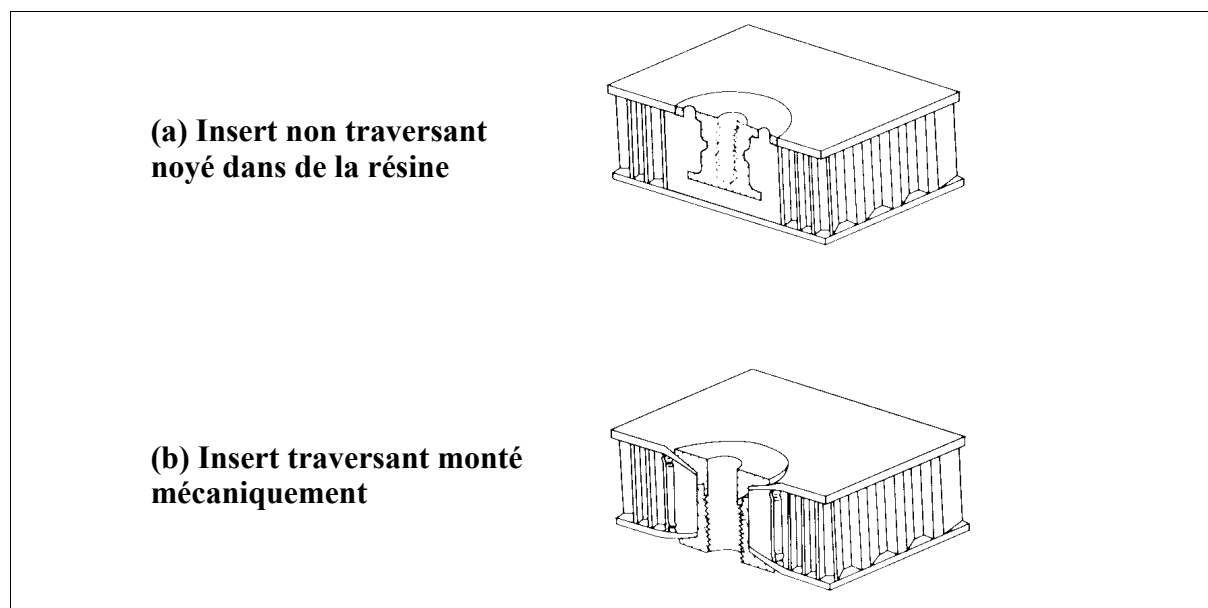


Figure 2-10 : Assemblage par inserts (reproduit de [Shur-lok]).

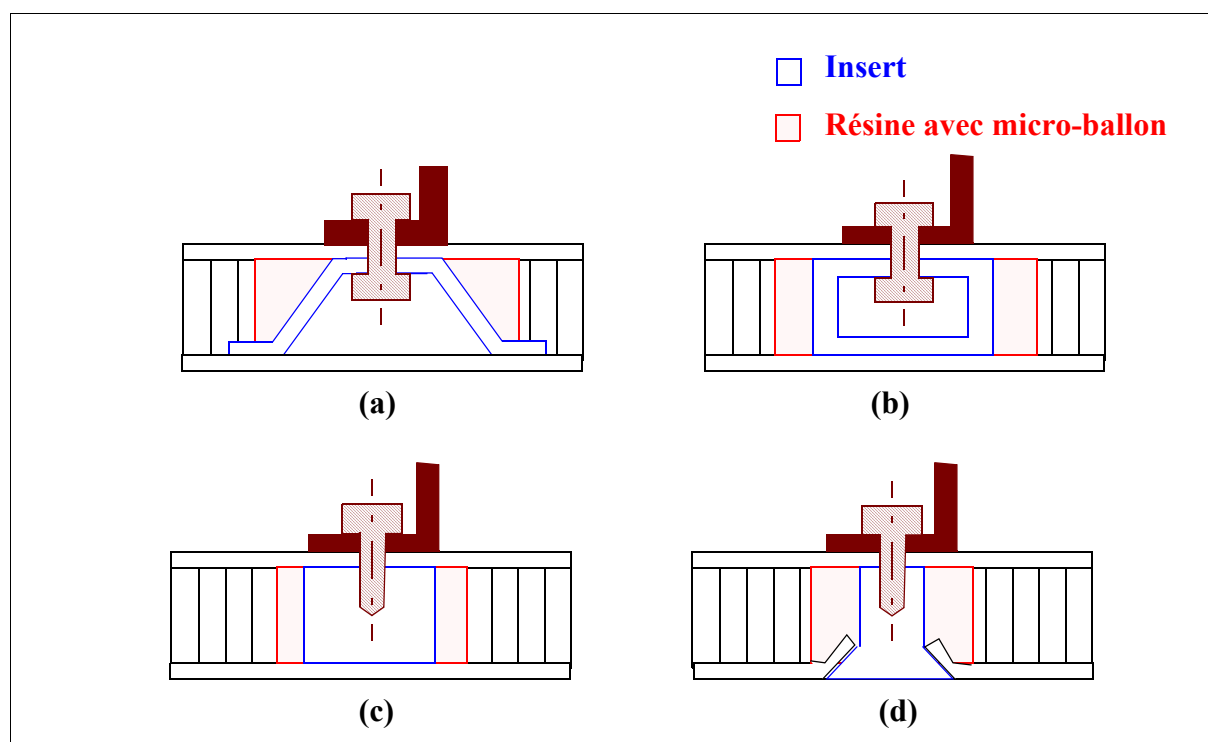


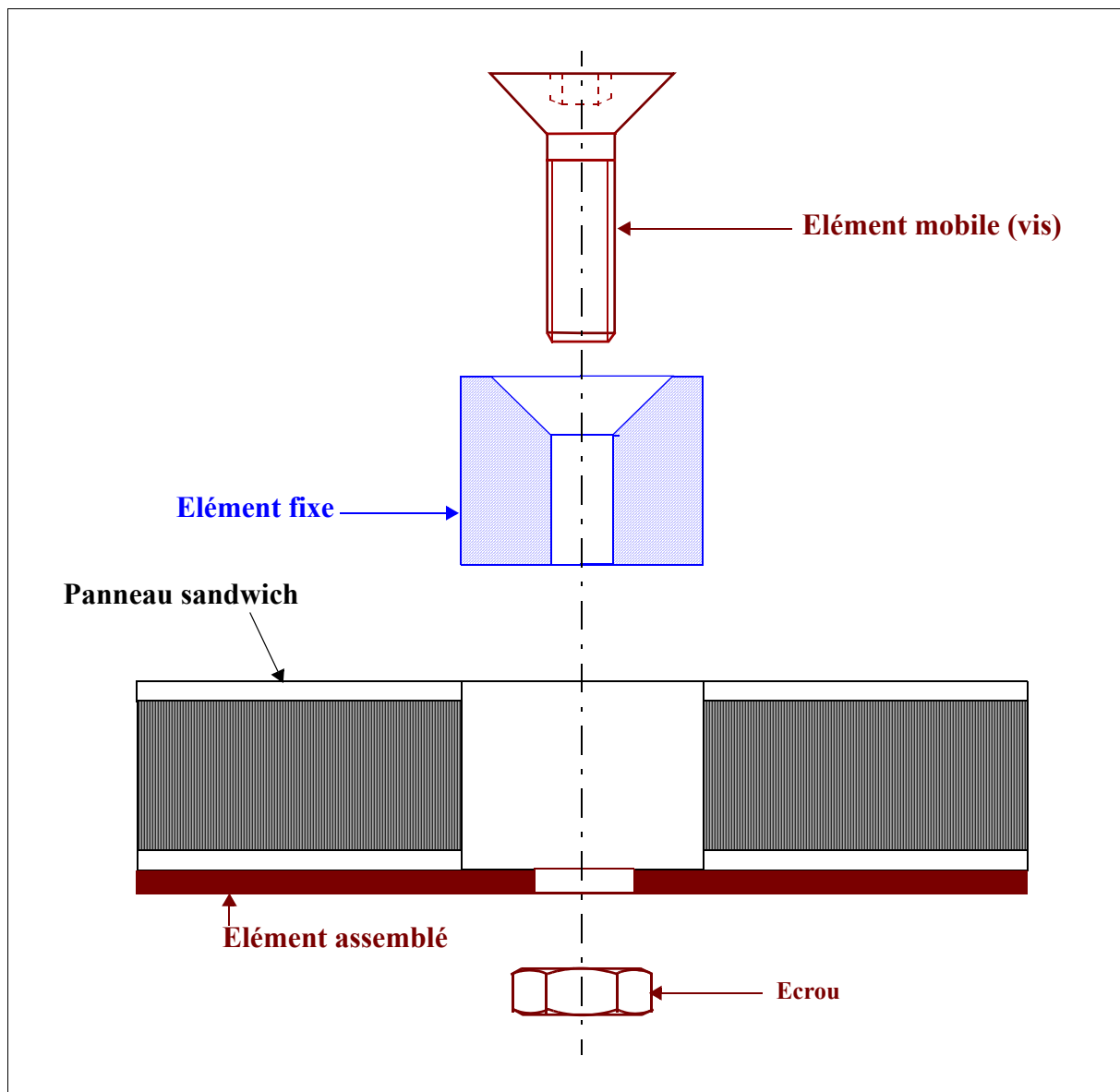
Figure 2-11 : Différentes formes des inserts (reproduit de [Gay 1991]).

## 2.3-INSERTS POUR STRUCTURES SANDWICHES.

### 2.3.1-GÉNÉRALITÉS.

#### 2.3.1.1- ÉLÉMENTS CONSTITUTIFS.

Un insert est composé d'une partie fixe et d'un élément mobile. La partie mobile est une vis ou un élément fileté qui s'adapte à l'insert.



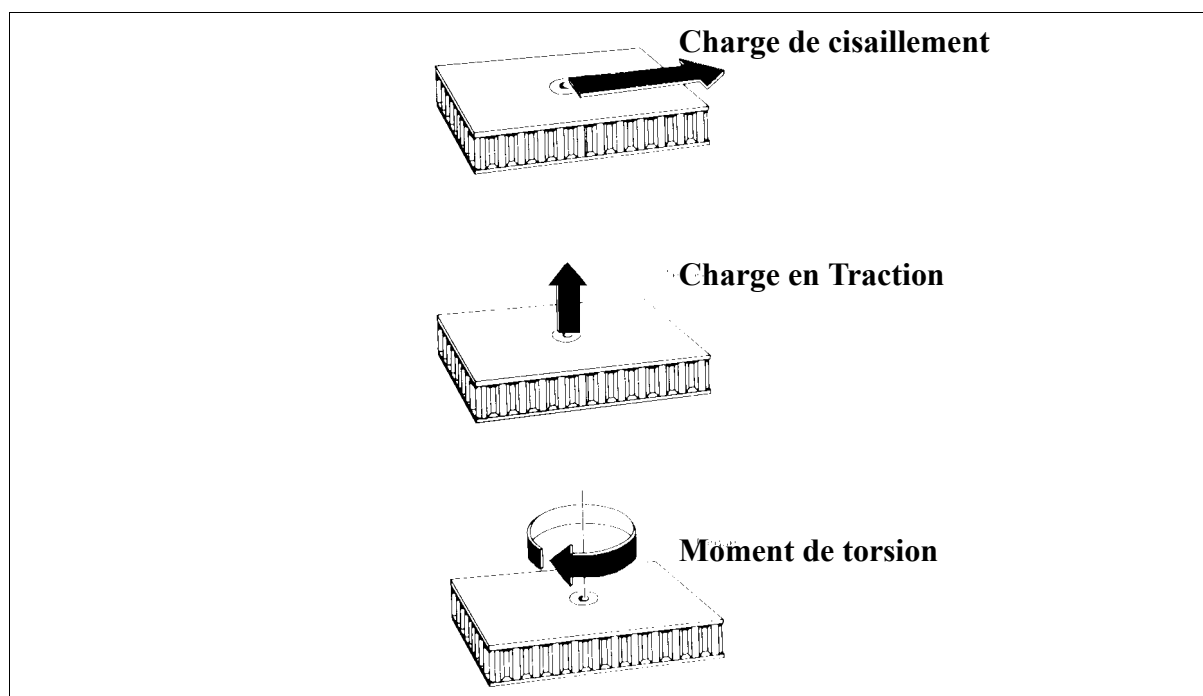
*Figure 2-12 : Eléments constitutifs d'un insert en général.*

La tenue mécanique d'un insert dépend essentiellement de la partie fixe. Les solutions technologiques adoptées pour cette partie dépendent des charges transmissibles qui sont présentées dans le paragraphe suivant.

### 2.3.1.2-CHARGES TRANSMISSIBLES.

Tous les inserts permettent le transfert à la structure sandwich de charges locales qui peuvent être :

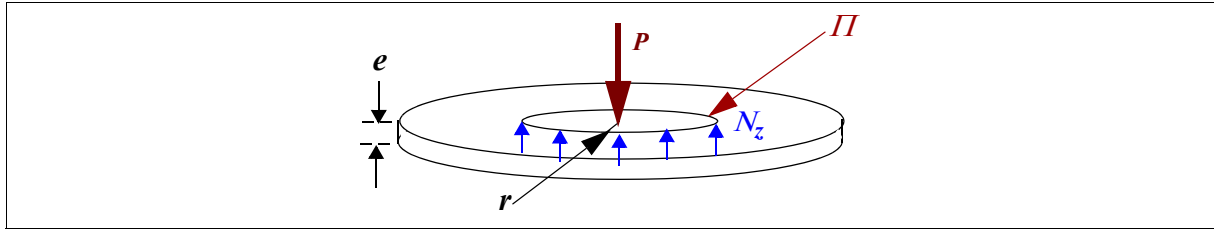
- des charges de cisaillement,
- des charges en traction/compression,
- un moment de torsion,
- un moment de flexion en présence d'une charge excentrée en hauteur. Toutefois ce cas doit être dans la mesure du possible évité et il est préférable de redistribuer ce moment par une série d'inserts travaillant en traction/compression [Thomsen 1998].



**Figure 2-13 : Charges appliquées via l'insert.**

Les charges en traction et en cisaillement sont les plus fréquentes. Il est impossible, compte-tenu de la variété des inserts, de donner des lois générales quant à la reprise de ces efforts dans la structure sandwich. Toutefois, [Zenkerts 1997] montre que le phénomène de transfert des efforts à la structure sandwich est local par analogie avec une plaque isotrope de faible épaisseur soumise à une charge concentrée (Figure 2-14).

On écrit l'équilibre d'une section fermée  $H$  de rayon  $r$ . L'effort concentré  $P$  est équilibré par un flux d'effort tranchant transverse  $N_z$  (Figure 2-14).

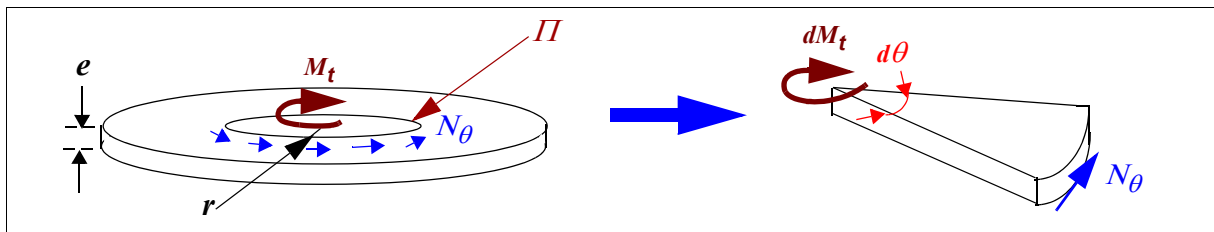


**Figure 2-14 : Effort concentré  $P$ .**

Il vient :  $N_z = \tau e = \frac{P}{2\pi r}$  et donc  $N_z$  est proportionnel à  $\frac{1}{r}$ .

Si on prend le cas d'un moment de torsion  $M_t$  concentré au centre de la plaque (Figure 2-15), il est équilibré par le flux d'effort tranchant  $N_\theta$  à la section  $\Pi$  de rayon  $r$  :

$$M_t = N_\theta r^2 \int_0^{2\pi} d\theta \quad \text{d'où} \quad N_\theta = \frac{M_t}{2\pi r^2} \quad \text{et donc} \quad N_\theta \text{ est proportionnel à } \frac{1}{r^2}.$$



**Figure 2-15 : Moment de torsion  $M_t$ .**

Cette analogie proposée par [Zenkerts 1997] montre que l'introduction des inserts est un phénomène local qui varie en  $1/r$  ou  $1/r^2$  et ne nécessite pas la modélisation de tout un panneau pour son étude. Par contre, une plaque sandwich a une épaisseur non négligeable qui donne sa rigidité en flexion et si le phénomène reste local, la répartition des contraintes entre les peaux et l'âme est beaucoup plus complexe, elle dépend des rigidités, de la géométrie locale et du type de chargement.

### 2.3.1.3-ESSAIS SUR INSERTS.

Compte-tenu de la diversité des charges et des réalisations d'inserts, la validation de la technologie adoptée pour le type d'effort considéré se fait par des essais. Dans ce paragraphe, les essais d'inserts pour panneaux sandwichs les plus courants seront présentés. Trois types d'essais qui correspondent directement aux trois modes de chargement des inserts sont les plus utilisés. Ces essais peuvent a priori être de type statique à rupture ou en fatigue. Un essai plus spécifique d'écrasement utilisé par Airbus pour étudier la compression d'un insert au serrage de la vis sera aussi présenté.

## ESSAI D'ARRACHEMENT.

Le panneau sandwich est posé via un appui circulaire sur un support fixe. Une vis est assemblée à l'insert et bloquée par un écrou d'un côté. De l'autre côté, la vis est liée à une machine de traction. La machine applique la charge jusqu'à la rupture de l'insert. Pendant l'essai, la valeur de la charge appliquée et le déplacement de la tête de vis sont mesurés.

Au laboratoire, un montage d'essai spécifique plus représentatif du cas des fixations de trappes de train sandwich par des ferrures métalliques a été réalisé [Noirot 2000], Figure 2-17. Ce type d'essai est largement le plus répandu puisqu'il correspond au mode de chargement principal des inserts.

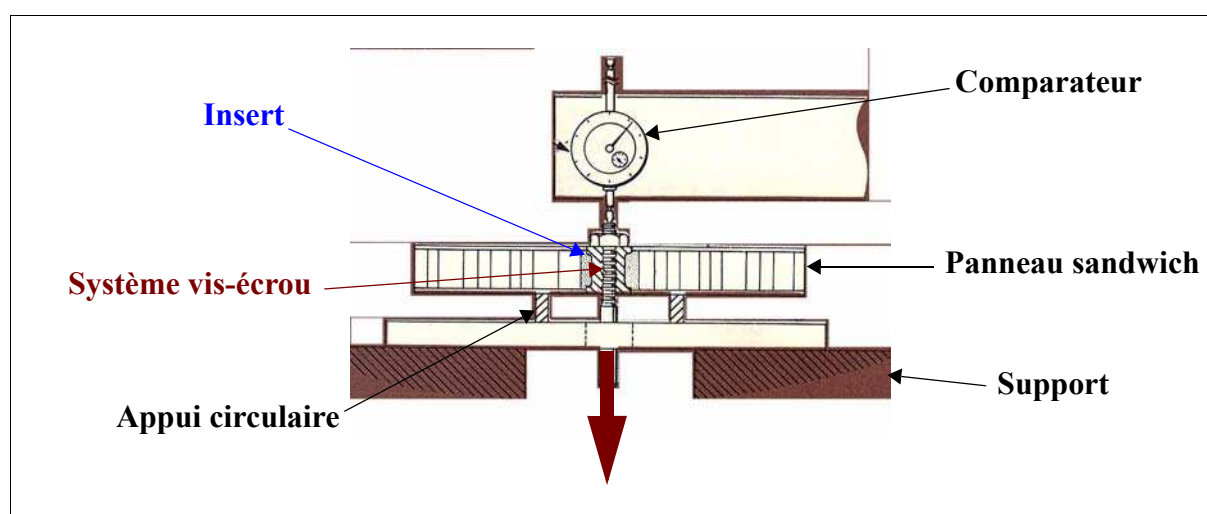


Figure 2-16 : Système expérimental d'essai en arrachement (reproduit de [Shur-lok]).

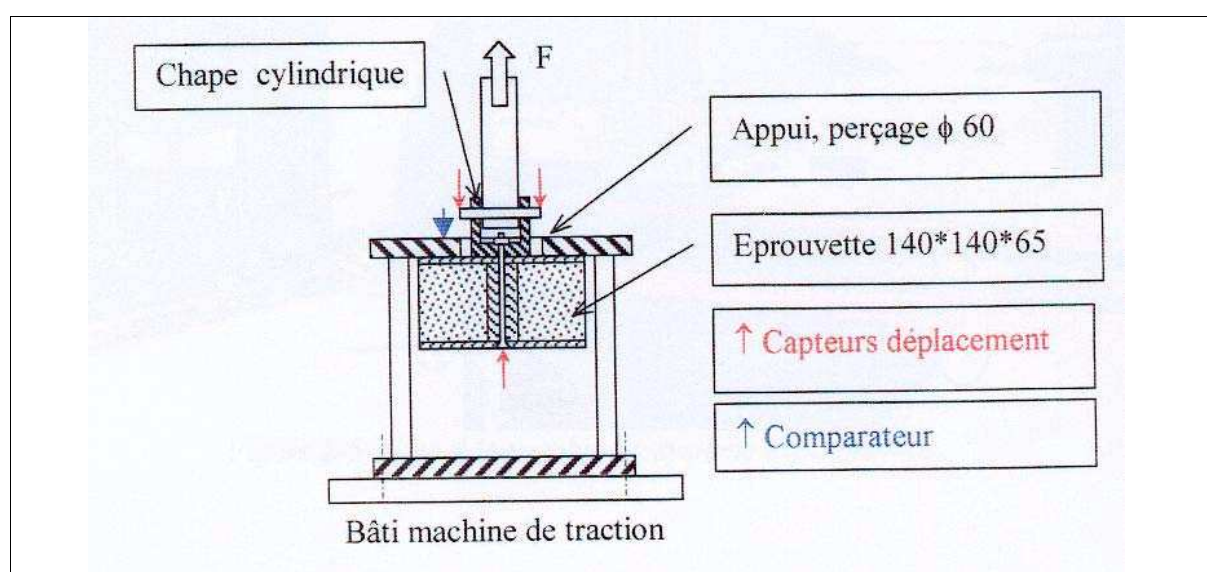
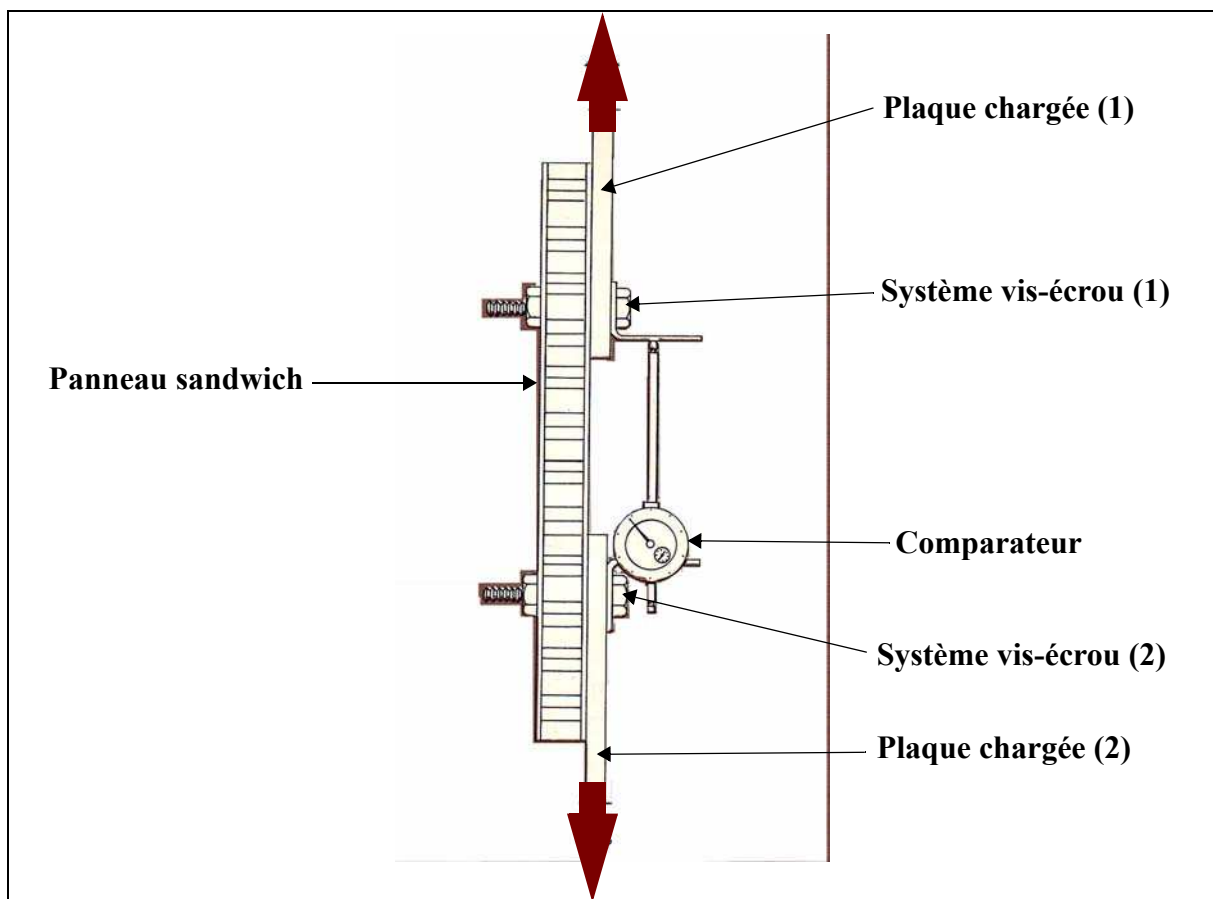


Figure 2-17 : Système expérimental d'essai en arrachement réalisé au laboratoire Sup'Aéro (reproduit de [Noirot 2000]).

## ESSAI EN CISAILLEMENT.

Dans cet essai, 2 plaques métalliques sont fixées au sandwich par un système vis-écrou et insert. La charge est exercée sur les deux plaques dans leur plan par une machine de traction jusqu'à la rupture de la fixation sur le sandwich. On mesure la valeur de l'effort et le déplacement relatif des 2 vis.

Cet essai permet de simuler le passage effectif des efforts dans le plan via un insert à une structure sandwich. Toutefois, il ne s'agit pas réellement de cisaillement pur car l'effort de traction changeant de ligne moyenne entre les plaques métalliques et le sandwich, inévitablement, un effort de flexion local est généré. Il s'agit donc d'un essai "technologique" qui représente au mieux le chargement réel.



*Figure 2-18 : Système expérimental d'essai en cisaillement (reproduit de [Shur-lok]).*

## ESSAI DE SERRAGE AU COUPLE.

L'essai de torquage est réalisé sur un panneau sandwich qui est encastré à ses extrémités. Un couple est exercé par la vis sur l'insert à l'aide d'une clé dynamométrique qui indique la valeur de la charge jusqu'à la rupture. Cet essai permet de déterminer le couple maximal de



serrage de la vis avant que l'insert ne se mette à tourner sur lui-même.

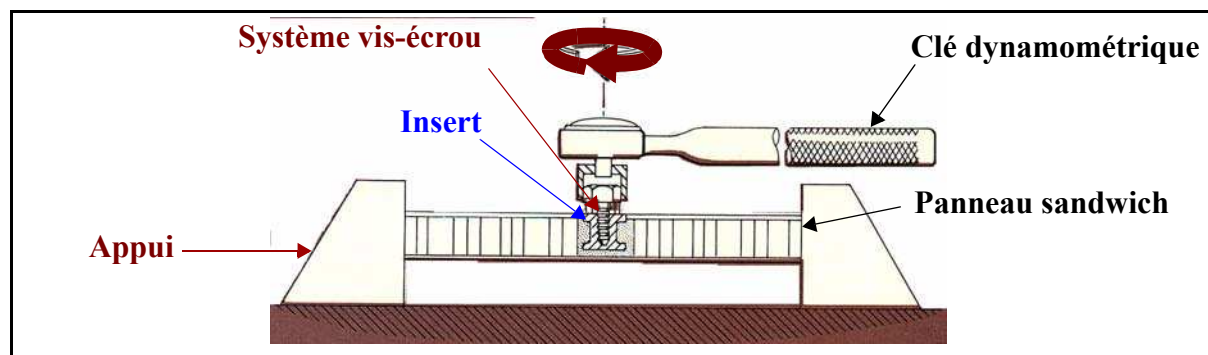


Figure 2-19 : Système expérimental d'essai de torque (reproduit de [Shur-lok]).

### ESSAI D'ÉCRASEMENT LOCAL AIRBUS.

Cet essai permet de déterminer la résistance en compression de l'insert. En effet, le couple de serrage introduit une prétension de la vis qui génère l'écrasement de l'insert. Cet essai est réalisé chez Airbus à température ambiante sur des éprouvettes à l'état neuf. Le panneau sandwich est posé dans sa partie inférieure sur un marbre et une machine de compression vient écraser l'insert avec un poinçon aux dimensions de la vis jusqu'à rupture.

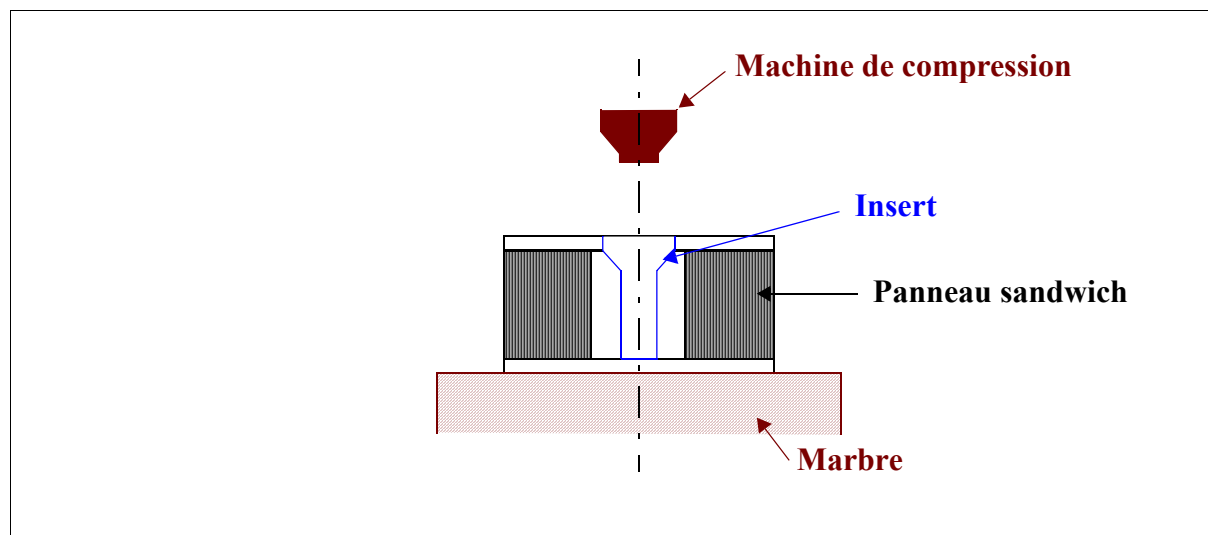


Figure 2-20 : Schéma de l'essai d'écrasement (reproduit de [André 1996]).

## 2.3.2- CLASSIFICATION DES TECHNOLOGIES D'INSERTS.

Dans ce paragraphe, une classification des différents types d'insert est proposée. Il existait a priori deux options de classification : soit en adoptant la forme générale comme critère, soit en adoptant la méthode de fabrication comme critère. L'option retenue est de présenter les inserts par leur forme générale et d'expliquer si nécessaire à chaque fois la méthode de mise en oeuvre associée qui est indissociable d'un point de vue pratique de la technologie adoptée. On peut donc diviser les inserts en 2 familles : les inserts traversants et les inserts non traversants.

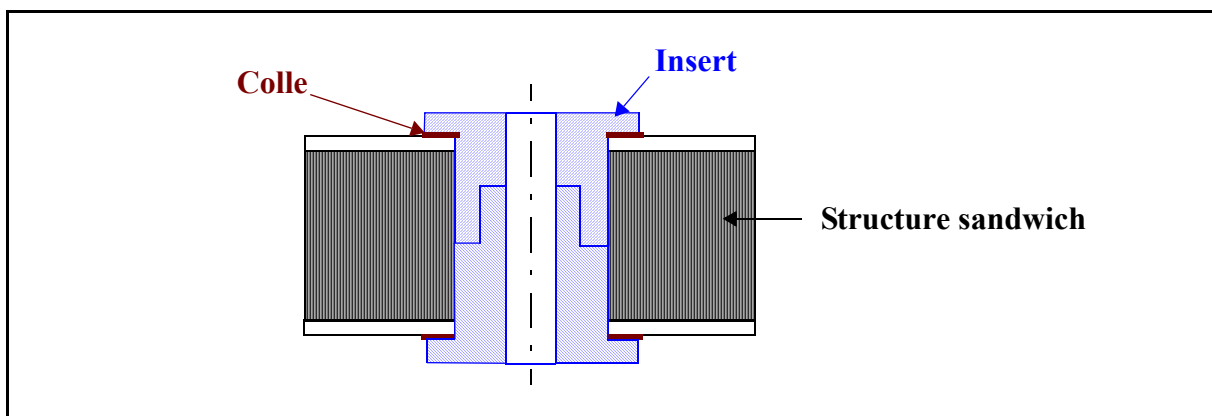
### 2.3.2.1-INSERTS TRAVERSANTS.

Dans ce cas, le renfort que forme l'insert a au moins pour épaisseur l'épaisseur de l'âme. La fixation elle, peut être totalement ou partiellement traversante, c'est à dire qu'un alésage peut être percé sur une ou sur les deux peaux. Ce type d'insert permet :

- de transférer directement la charge de tension et moment de flexion aux peaux et le cisaillement à l'âme [Zenkert 1997],
- aux deux peaux de travailler symétriquement,
- de supporter des chargements relativement importants.

Cette catégorie peut être subdivisée encore en deux groupes d'inserts, en l'occurrence les inserts affleurants et non affleurants dans le cas où des contraintes aérodynamiques ou de furtivité existent.

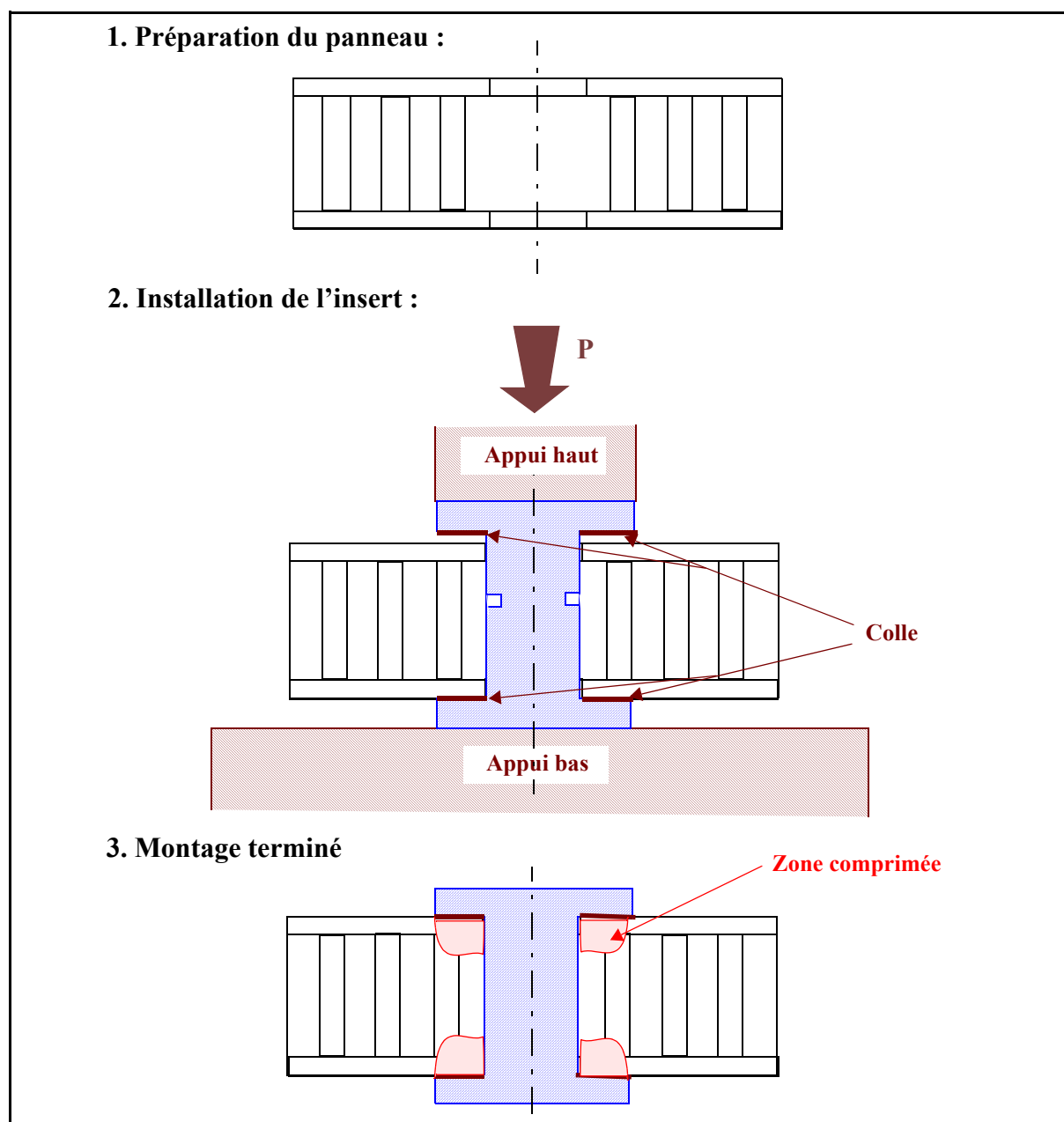
#### INSERT NON AFFLEURANT.



*Figure 2-21 : Exemple d'un insert non affleurant à collerette.*

La Figure 2-21 représente un *insert non affleurant à collerette* qui est mis en place directement entre les deux peaux. L'insert est en deux parties. Ces deux parties peuvent être vissées

l'une à l'autre mais ce c'est pas systématique. Un de ses avantages est qu'il est possible de le mettre en place *après la fabrication du panneau sandwich*. Il s'agit d'un avantage très important car il est très difficile d'assurer une mise en position précise de l'insert dans l'âme à la fabrication.



**Figure 2-22 : Mise en oeuvre d'un insert non affleurant.**

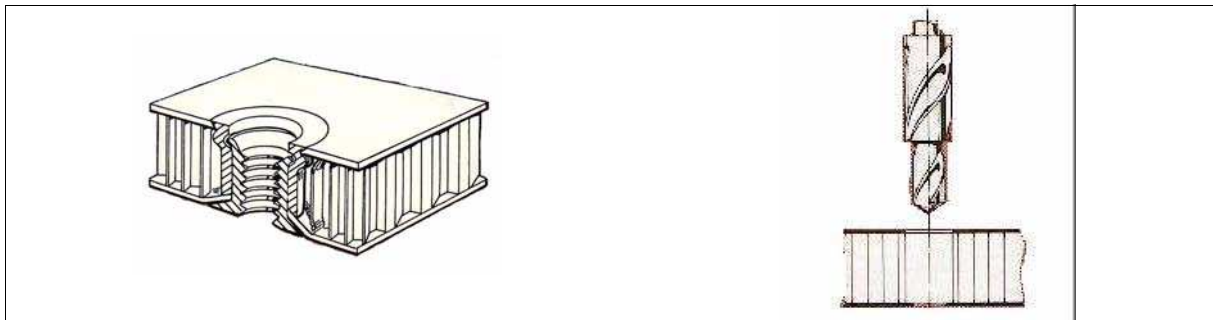
Sa mise en oeuvre est facile puisque seul le perçage du sandwich est nécessaire (Figure 2-22). De la colle sous la collerette est appliquée en général pour répartir de manière plus efficace la concentration des contraintes. Puis l'insert est monté et mis en pression. Il subsiste donc après montage des déformations locales au niveau des surfaces comprimées. Le presse-rage doit être appliqué avec précaution pour ne pas détériorer l'âme ou des peaux stratifiées

composites. De ce fait, il est plus adapté aux sandwichs à peaux métallique.

Il est par ailleurs possible de ne pas coller l'insert à l'âme (cas des applications spatiale). Dans ce cas, il n'y a pas de transfert de charge par l'âme du sandwich, ce qui diminue forcément la charge à rupture en arrachement.

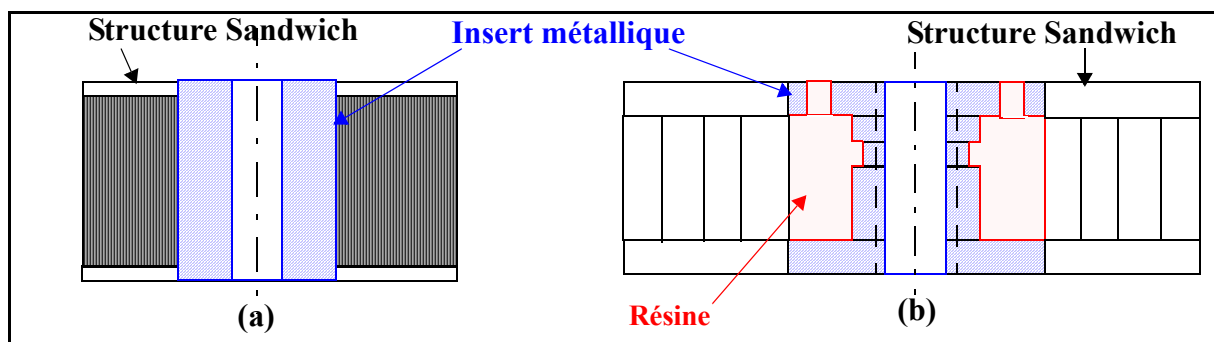
### INSERT AFFLEURANT.

Les inserts affleurants sont utilisés pour les applications où le sandwich doit garder une surface lisse pour l'écoulement aérodynamique comme la structure des avions ou des voitures. D'autres contraintes peuvent exister comme les exigences de furtivité pour les engins militaires qui imposent d'avoir des surfaces lisses pour minimiser la réflexion radar. S'ils ne sont pas forcément les plus utilisés, le nombre de solutions proposées par les fabricants est important.



*Figure 2-23: Insert Shur-lok.*

Le premier que nous présenterons est une variante des inserts à collerette précédents avec une tête fraisée proposé par [Shur-lok] (Figure 2-23). Le panneau dans lequel cet insert est monté doit avoir des peaux épaisses et métalliques pour supporter la compression de serrage et la déformation permanente qui est imposée par la forme de l'insert. Il nécessite un outil spécifique pour usiner l'âme à deux diamètres différents.



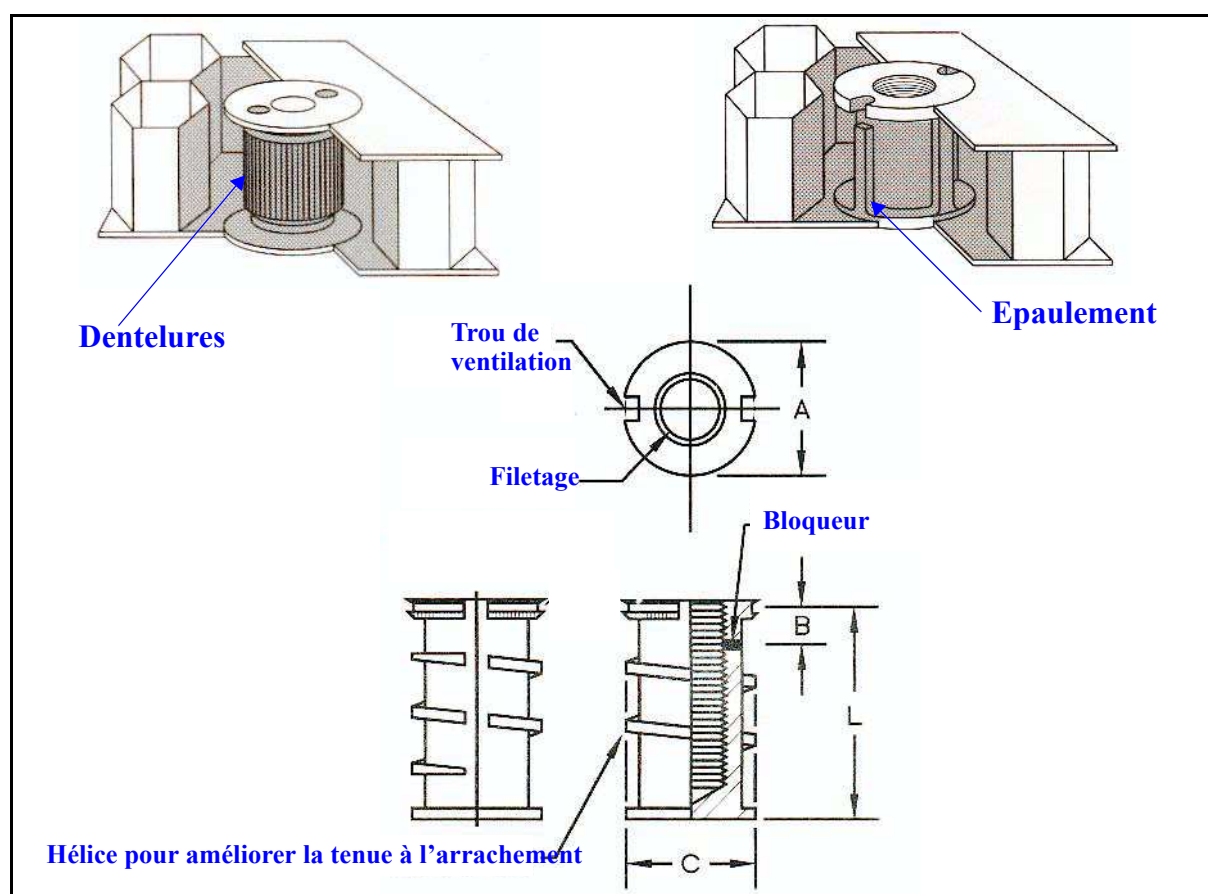
*Figure 2-24 : Inserts affleurants.*

La Figure 2-24(a) représente un type d'*insert affleurant* qui est collé directement aux peaux

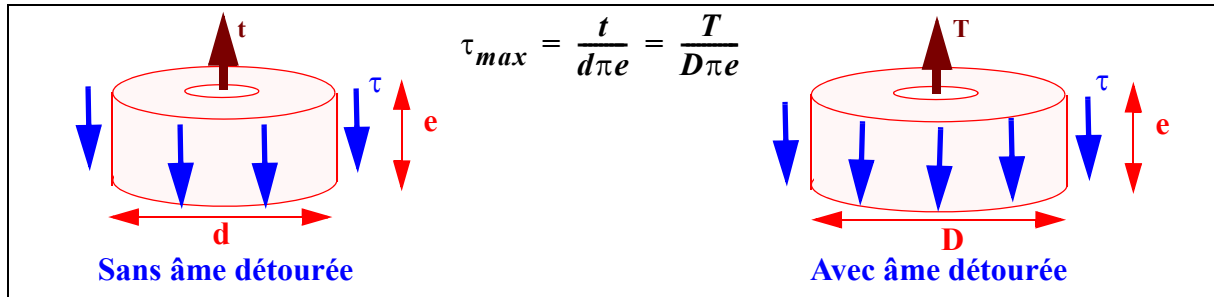
et à l'âme. Sa méthode de mise en oeuvre est très simple : perçage du panneau et collage de l'insert en position. C'est donc le collage dans l'épaisseur du sandwich qui transmet les efforts de l'insert au sandwich. Dans le cas d'un moment de flexion, des concentrations de contraintes très élevées sont observées au contact peau/insert.

La Figure 2-24(b) représente un type d'*insert affleurant noyé dans de la résine*. Cette technologie permet de diminuer les concentrations de contraintes de la solution précédente. La résine répartit au mieux alors la charge à l'âme et aux peaux du sandwich. En pratique, la capacité de charge de l'insert est très améliorée. La forme précise de ce type d'insert est adaptée suivant les utilisations.

Par exemple, des dentures ou des épaulements sont moulés pour augmenter la tenue au serrage au couple (Figure 2-25). De même, un exemple avec une hélice latérale qui permet d'augmenter la cohésion avec la résine ainsi que la résistance à l'arrachement (Figure 2-25).

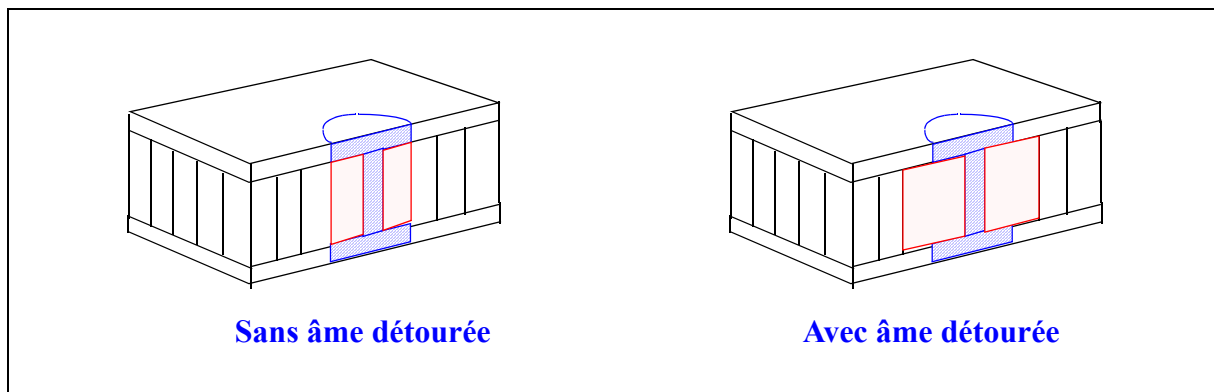


**Figure 2-25 : Différentes formes d'inserts affleurants (reproduit de [ESA 1987], [Shur-lok] et [Witten 1999]).**

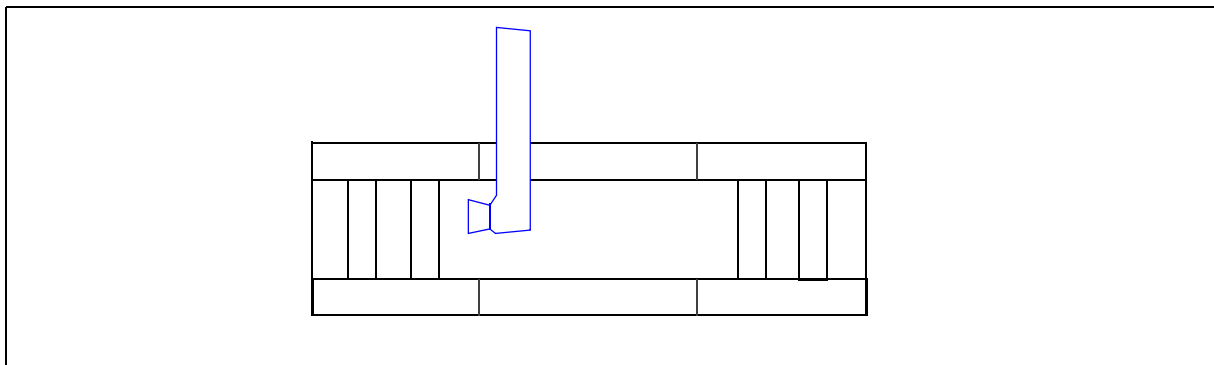


**Figure 2-26 : Analyse simple R.D.M. pour inserts avec âme détournée.**

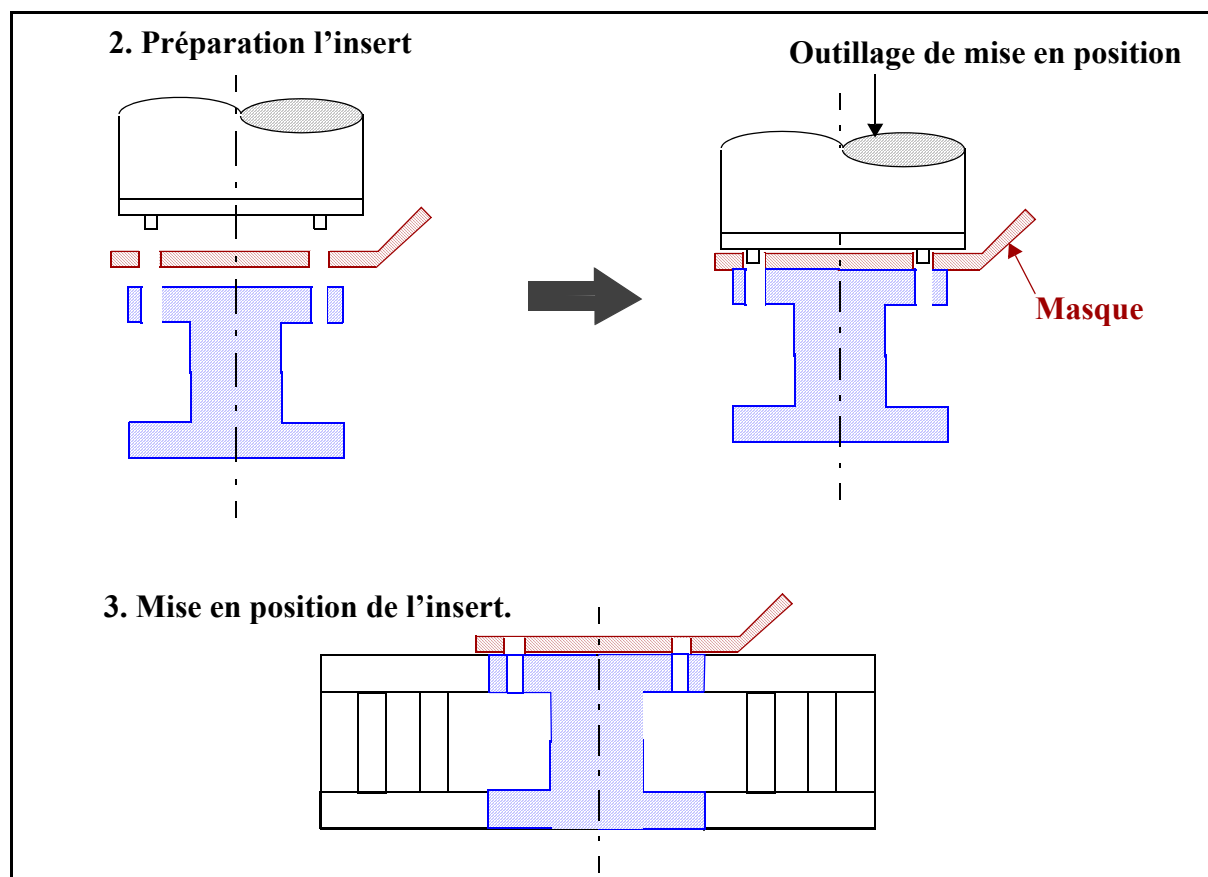
Du point de vue mécanique, il est intéressant d'augmenter la capacité de charge en agrandissant la zone de résine. Une analyse simple de R.D.M. (Figure 2-26) montre qu'à l'arrachement, pour une même contrainte de cisaillement maxi admissible à l'interface âme/résine, l'effort maxi est augmenté dans le rapport des diamètres de résine  $D/d$ . Ce résultat est confirmé dans des proportions beaucoup plus importantes par les résultats expérimentaux de la société Shur-lok (voir paragraphe 2.4.3-). D'un point de vue fabrication, il est possible d'introduire après perçage un outil qui permet de réaliser le détournage de l'âme (Figure 2-27). Toutefois, il est clair que cette opération doit être effectuée avec précautions pour ne pas abîmer les peaux, surtout dans le cas des composites.



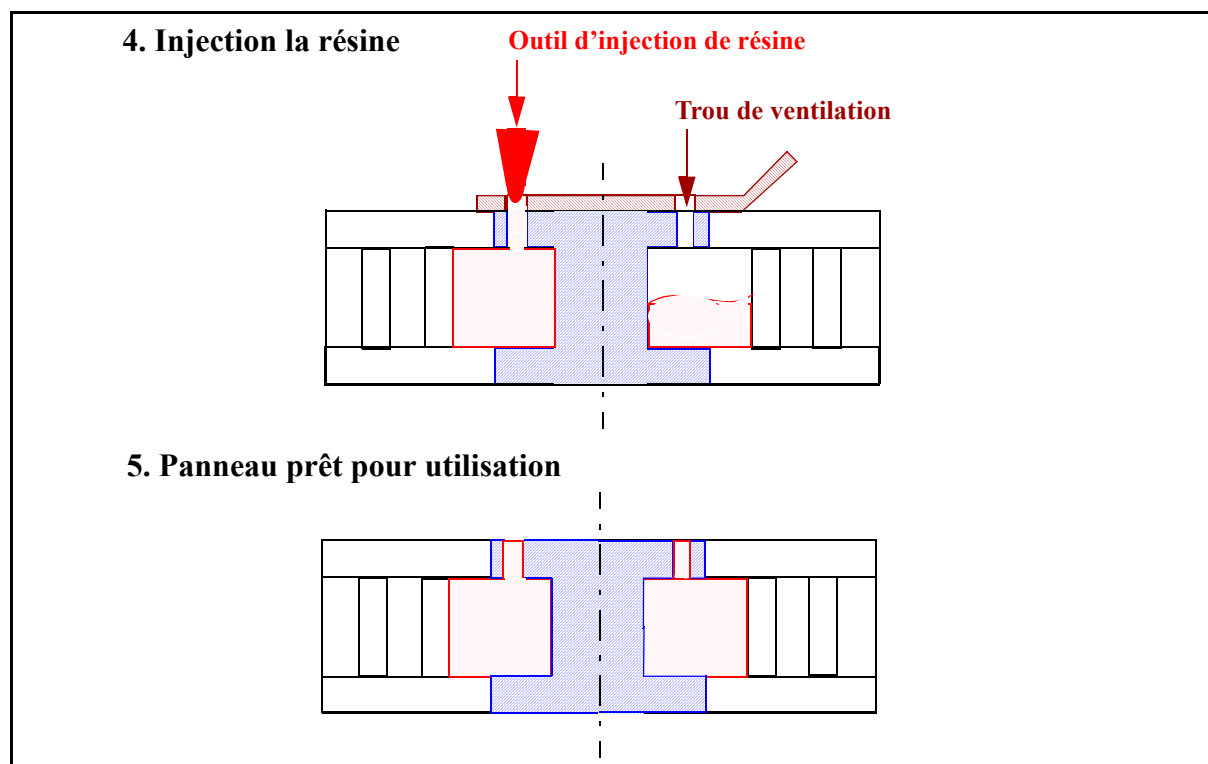
**Figure 2-27: Insert avec et sans âme détournée.**



**Figure 2-28: Préparation du panneau.**



*Figure 2-29 : Mise en place d'un insert.*

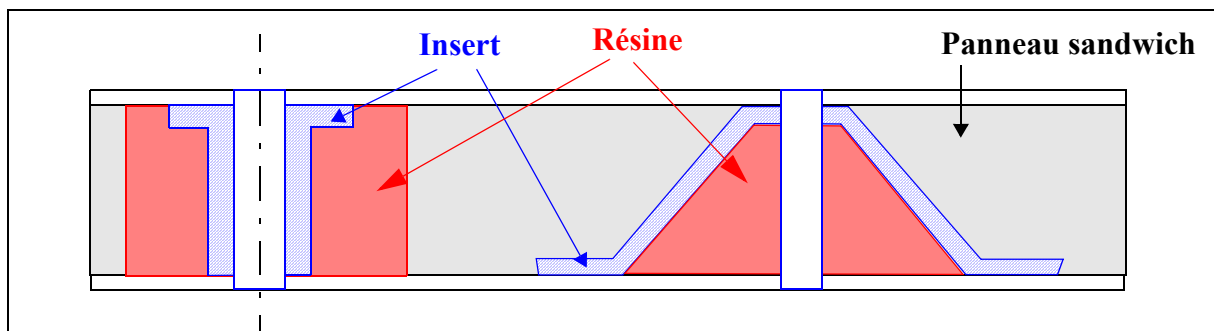


*Figure 2-30 : Injection de résine de renfort.*

Sa mise en place n'est pas simple. Cependant, même si les formes des inserts noyés dans de la résine sont diverses, leur méthode de mise en oeuvre est identique. Tout d'abord, le panneau est percé sur toute son épaisseur et éventuellement détourné (Figure 2-28). Puis l'insert qui est assemblé avec un masque est mis en position à l'aide d'un outillage (Figure 2-29). Ensuite, après avoir enlevé l'outillage, la résine est injectée jusqu'à remplir le trou et son apparition par l'évent (Figure 2-30). Finalement, le masque de protection est enlevé après durcissement de la résine. Cette séquence nécessite un savoir-faire car la présence de bulles d'air dans la résine conduit à un effondrement de la résistance mécanique de l'insert.

### INSERT NOYÉS.

Ce type d'insert est mis en place *pendant la fabrication du panneau sandwich*. Les solutions présentées Figure 2-31 ont des géométries non symétriques et donc la peau chargée au contact d'insert reprend la plupart des charges externes. Un inconvénient de cet insert est l'impossibilité d'assurer une mise en position précise de l'insert pendant la fabrication. Un jeu d'au moins 3 à 6 mm est préconisé par [ESA 1987].



*Figure 2-31 : Inserts noyés.*

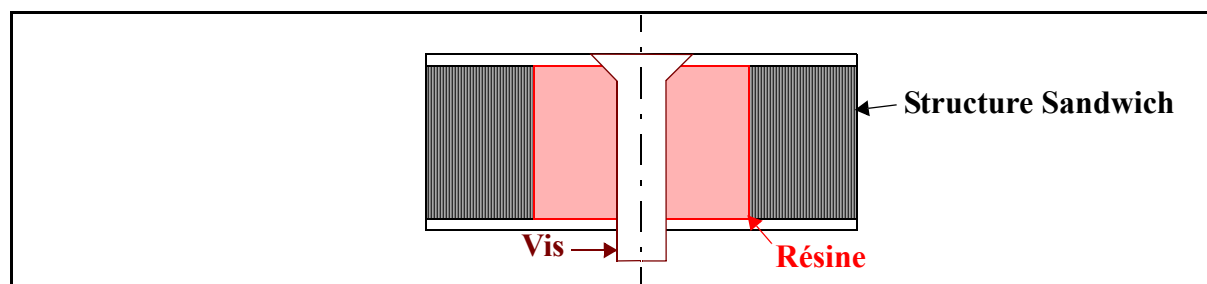
### EXEMPLES D'APPLICATIONS.

Dans le domaine spatial, les sandwichs ont des peaux très fines et les nids d'abeilles sont en aluminium avec des cellules de grandes dimensions car une fois le décollement passé les charges dans le vide sont très faibles. Les inserts non affleurants (Figure 2-21) sont les plus utilisés car faciles à mettre en oeuvre et très légers car réalisés en alliage d'aluminium.

En aéronautique, le montage décrit Figure 2-32 est utilisé pour la fixation de trappes de trains et a fait l'objet d'une étude par [Noirot 2000]. L'insert de type noyé est composé entièrement de résine et est réalisée avant la fabrication. Le choix s'est porté sur une résine qui présente le meilleur compromis rigidité/masse/résistance. Toutefois un certain nombre de



problèmes de tenue en service sont apparus avec cette solution qui présente surtout l'avantage d'être économique et qui permet d'avoir un insert traversant affleurant en utilisant une vis à tête fraisée.



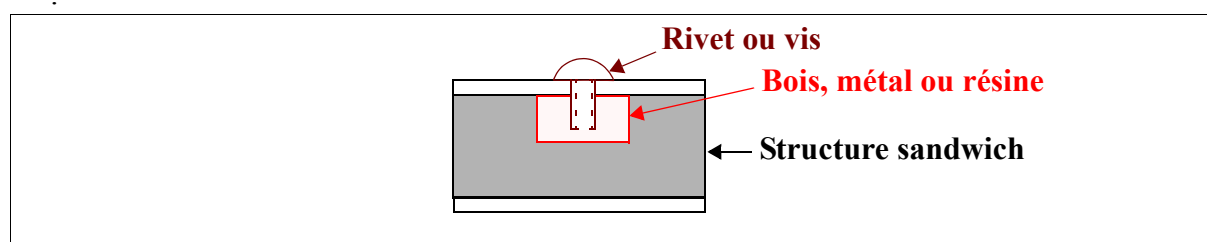
*Figure 2-32 : Insert noyé type Airbus.*

### 2.3.2.2-INSERT NON-TRAVERSANT.

Les inserts non traversants transmettent les charges à la structure sandwich par l'âme sur une hauteur complète ou partielle et par une seule des peaux. De ce fait, la capacité de charge de ce type d'insert est plus faible que les inserts traversants. Les avantages technologiques sont les mêmes que les inserts affleurants pour la peau non percée.

#### INSERTS POUR PETITES FIXATIONS.

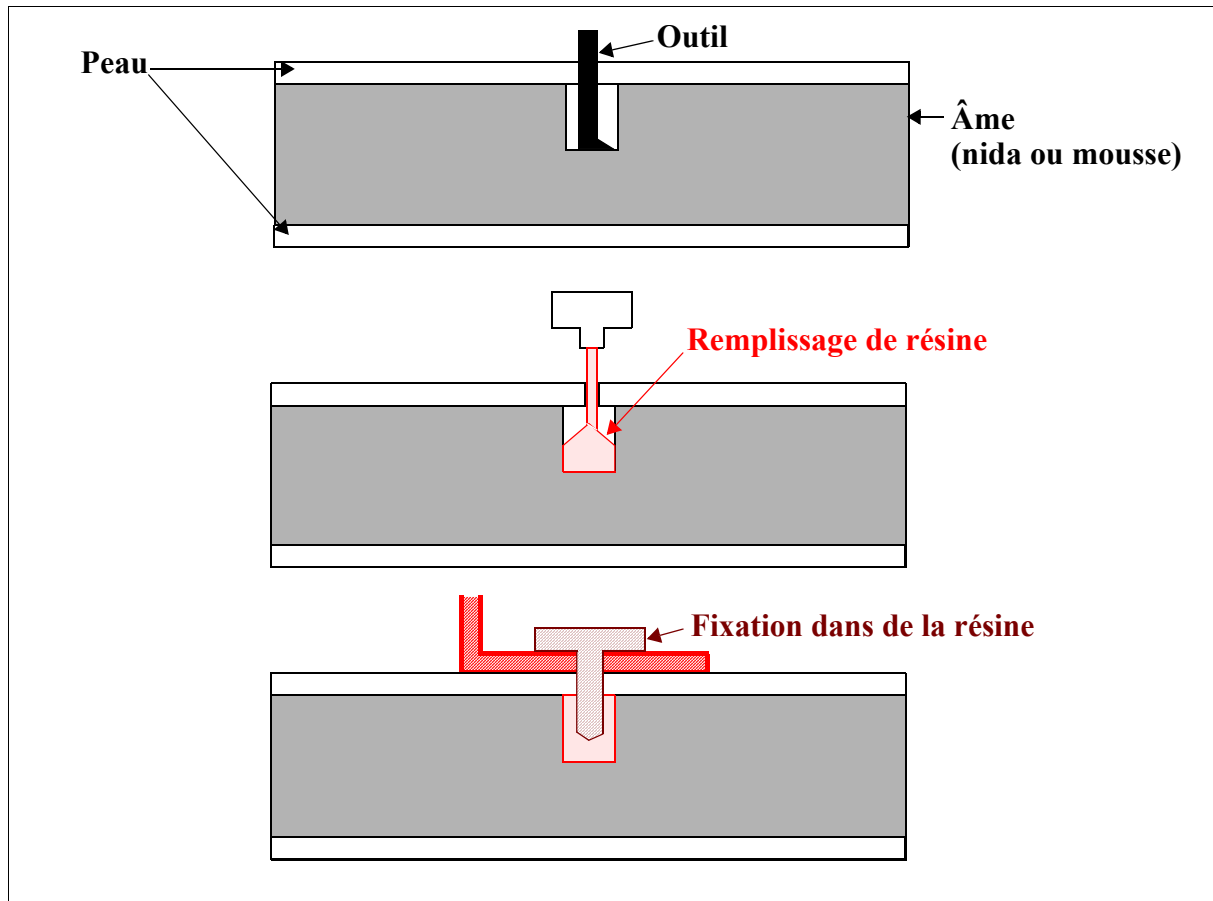
Cet insert permet d'éviter et d'améliorer les fixations de type rivetage direct. Il est réalisé par ajout de résine ou d'une cale en bois ou métal (Figure 2-33). Il n'existe pas à notre connaissance d'application dans le domaine aéronautique.



*Figure 2-33: Inserts non-traversants par rivet dans de la résine.*

La mise en place de l'insert peut se faire pendant ou après la fabrication du panneau sandwich. La cavité dans l'âme peut être usinée à l'aide d'un outil approprié. Dans le cas particulier de mousse thermoplastique ou de nid d'abeille thermoplastique (par exemple polypropylène), la cavité peut être réalisée à l'aide d'un outil chauffant à une température supérieure à la fusion du matériau (exemple: 200°C pour le polypropylène) que l'on presse jusqu'à la profondeur

voulu. Puis on ajoute l'insert (la cale) avant stratification ou collage de la peau [Dessarthe, CETIM]. Un autre méthode de mise en position des inserts *après la fabrication du panneau* peut être faite par l'introduction de la résine dans la cavité creusée (Figure 2-34).

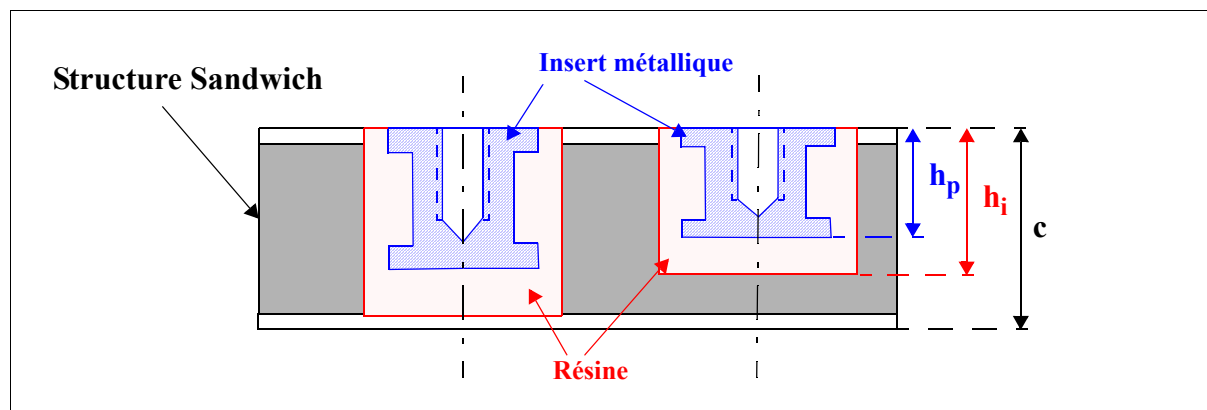


**Figure 2-34 : Installation a posteriori des petits inserts (reproduit de [Dessarthe, CETIM ])**

### **INSERTS NON TRAVERSANTS NOYÉS DANS DE LA RÉSINE.**

Le type d'insert non traversant le plus courant étudié en particulier dans [ESA 1987] est représenté Figure 2-35. La liaison avec la vis de fixation se fait par l'introduction d'une partie en métal, en général de l'alliage d'aluminium 2024 et la liaison avec la structure sandwich à proprement parler se fait par de la résine injectée ce qui assure un optimum au niveau de la tenue mécanique. On distingue les 2 cas où la résine est injectée sur toute l'épaisseur d'âme ou non. D'après le document de [ESA], il est conseillé d'avoir un jeu au-dessous de la profondeur d'insert d'une part pour le perçage dans l'âme et pour mieux assurer l'interface âme/résine. Donc, la hauteur minimum de résine  $h_{p_{min}}$  est donnée empiriquement par  $h_{p_{min}} = h_i + 7mm$ . La société Shur-Lok conseille une longueur minimum de la partie métallique égale ou supérieure à 1,5 fois le diamètre de la vis. Il est aussi recommandé que le jeu au-dessous de l'insert soit au

moins de 0,04 in (environ 1 mm) pour permettre un écoulement correct de la résine.



**Figure 2-35 : Inserts non traversants noyés dans de la résine.**

La société [Shur-lok] a aussi développé des inserts fabriqués *en matériau composite* en remplacement de la partie métallique habituelle. L'idée initiale était de développer des éléments pouvant assurer la compatibilité électrochimique avec des peaux en fibres carbone. Ils sont réalisés à base de fibres de verre et d'un type de résine haute performance. Le comportement mécanique, le coefficient d'expansion thermique, la tenue au feu et la résistance chimique sont analogues et présentent les mêmes avantages que les matériaux composites classiques:

*Réduction de la masse jusqu'à 70 % par rapport à un insert traditionnel.*

- *Amélioration du comportement mécanique. L'interface avec la résine est favorisée car les matériaux sont de même nature.*
- *Résistance à la corrosion et tenue thermique améliorées.*

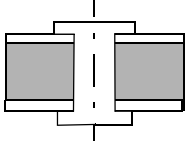
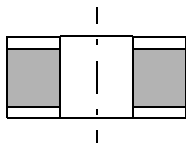
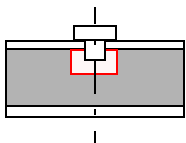
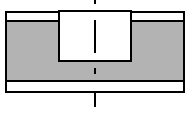
### **APPLICATION DES INSERTS NON TRAVERSANTS.**

Ce type d'insert est extrêmement fréquent car il peut se poser d'un côté seulement, il est économique et suffit dès qu'il s'agit de fixer des appareillages divers. Il est utilisé en abondance dans les structures secondaires d'avions civils et dans les structures principales d'hélicoptères modernes tels que le tigre ou le NH90.

#### **2.3.2.3-ÉLÉMENT DE COMPARAISONS QUANTITATIFS**

Le tableau suivant présente de manière synthétique des éléments de comparaison pour 4 types d'inserts. T est la charge en traction, Q la charge en cisaillement et M le moment de flexion.

**Tableau 2-1 : Comparaison de performance de 4 inserts (reproduit de [Zenkerts 1997]).**

Type de l'insert	Tenue de charge			Commentaire
	T	Q	M	
Insert affleurant 	+	++	++	<ul style="list-style-type: none"> <li>- induit un petit déplacement aux peaux au serrage.</li> <li>- doit être utilisé de préférence avec des peaux métalliques.</li> <li>- génère une grande concentration de contrainte sous la collerette.</li> </ul>
Insert non affleurant 	++	+++	++	<ul style="list-style-type: none"> <li>- meilleure tenue mécanique.</li> <li>- initiation de fissures aux interfaces résine/peaux/âme.</li> <li>- permet d'utiliser la même méthode de fabrication pour n'importe quelle forme d'insert</li> </ul>
Insert petites fixations 	+	+	++	<ul style="list-style-type: none"> <li>- tenue mécanique très faible.</li> <li>- meilleur avec des peaux épaisses.</li> <li>- le moins cher et le plus facile à mettre en oeuvre.</li> </ul>
Insert non-traversant 	+	+	++	<ul style="list-style-type: none"> <li>- meilleure tenue mécanique que l'insert petites fixations.</li> <li>- délicat à mettre en oeuvre</li> <li>- coût de fabrication plus élevé.</li> </ul>

## 2.4-DIMENSIONNEMENT PRATIQUE DES INSERTS

Seul un nombre restreint d'études de haut niveau sur les inserts dans les structures sandwichs ont été réalisées. De ce fait les concepteurs s'en remettent le plus souvent à des méthodes de prédimensionnement simples basées directement sur la R.D.M. ou sur les travaux des années 50 du U.S. Forest Product Laboratory. Dans tous les cas, il est recommandé de procéder à des essais comme ceux présentés dans le paragraphe précédent, seuls capables de valider le prédimensionnement effectué. Dans certains cas, comme ceux que propose la société [Shurlock], la seule méthode préconisée est la comparaison avec des essais de références. Ce paragraphe va donc présenter les méthodes les plus communes à la disposition des concepteurs.

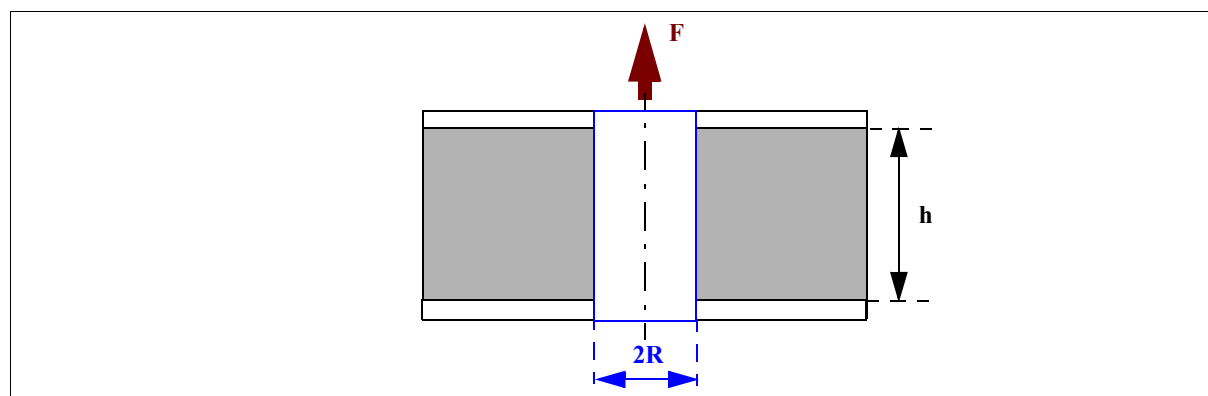
## 2.4.1-MODÈLES SIMPLIFIÉS.

### 2.4.1.1-APPROCHE DIRECTE EN CISAILLEMENT SIMPLE.

On suppose dans cette approche que toute la charge d'arrachement de l'insert est transférée par cisaillement à l'interface insert/sandwich. Comme les peaux ont en général une épaisseur faible devant l'âme, on peut considérer que la charge repasse intégralement dans l'âme.

Dans ces conditions, la rupture se fait quand la contrainte de cisaillement à rupture de l'âme est atteinte, soit quand  $\tau_{max} = \frac{F}{S}$  où S est la surface périphérique de l'insert ( $S = 2\pi R h$ ). On obtient alors l'effort maximum à rupture :

$$P_{crit} = 2\pi R h \tau_{max} \quad (\text{éq-2.4})$$



**Figure 2-36 : Définition des paramètres**

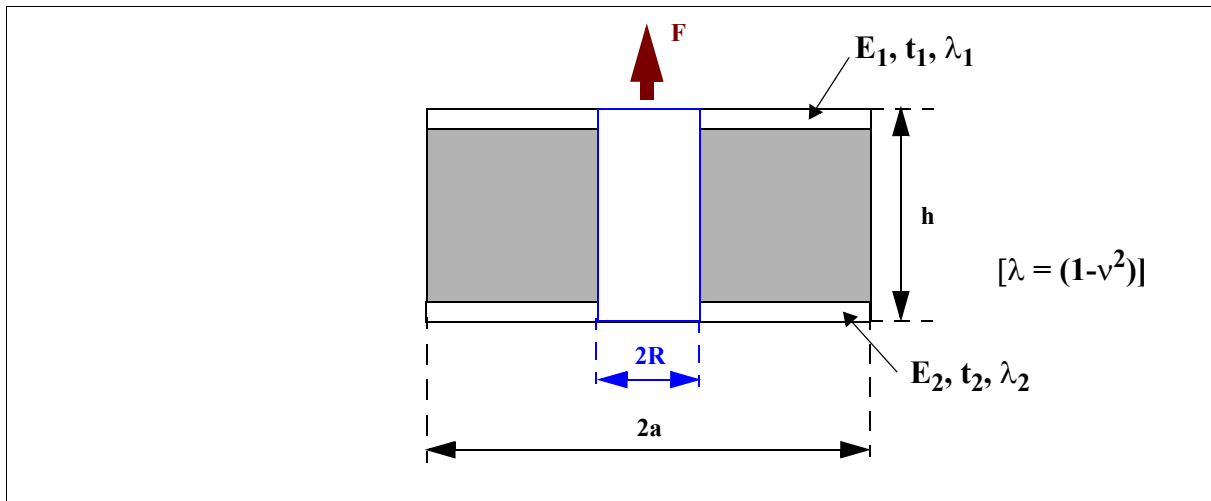
Cette théorie est assez bien vérifiée par l'expérience puisqu'elle sous-estime l'effort maximum d'arrachement expérimental d'environ 20% pour des cas où le sandwich fléchit peu [André 1996]. Par contre lorsque le sandwich est soumis à une flexion importante, l'erreur commise peut être supérieure à 100 %. Le critère de validité retenu par [André 1996] est le rapport des flèches d'effort tranchant et de flexion :  $\frac{\delta_{cis}}{\delta_{flex}}$  calculées par une approche R.D.M (Voir Annexe A).

Si  $\frac{\delta_{cis}}{\delta_{flex}} > 915$ , pour la technologie d'insert utilisé par Airbus France (Figure 2-32), la méthode du cisaillement simple doit être utilisée. Dans le cas contraire, le cisaillement généré par la flexion du panneau doit être pris en compte, c'est ce que propose l'approche directe modifiée.

### 2.4.1.2-APPROCHE DIRECTE MODIFIÉE SUIVANT LE MILITARY HANDBOOK 23A.

La flexion simple des structures sandwichs génère du cisaillement dans l'âme. Il est possible de trouver la contrainte en bord d'insert en utilisant la méthode [MIL-Handbook23A]. Celle-ci suppose que le sandwich est troué au niveau de l'insert et chargé au niveau du trou (Figure 2-37).

La formule obtenue en cisaillement simple est modifiée en introduisant un facteur  $k_3$  qui prend en compte la flexion :  $\tau = \frac{k_3 F}{2\pi R h}$ .



**Figure 2-37 : Géométrie de référence du mil-hbk 23A**

L'abaque qui fournit le coefficient  $k_3$  (Figure 2-38) est issue de la théorie développée au U.S Forest Product Laboratory dans les années 50 par [Kuenzi 1947]. On le détermine en fonction des paramètres :

$$\frac{b}{a} \text{ et } \phi_a = a \sqrt{\frac{hG_c}{D}} \text{ où } D = \frac{1}{12} \left( \frac{E_1 t_1^3}{\lambda_1} + \frac{E_2 t_2^3}{\lambda_2} \right).$$

Il est donc fonction des rigidités de l'âme et des peaux. D'après [André 1996] pour  $\frac{\delta_{cis}}{\delta_{flex}} < 915$ , la théorie avec prise en compte de la flexion est conseillée dans la technologie d'Airbus France car les essais montrent que la charge à rupture est minorée de 20% par le calcul. On trouvera en Annexe 1 les détails de cette approche.

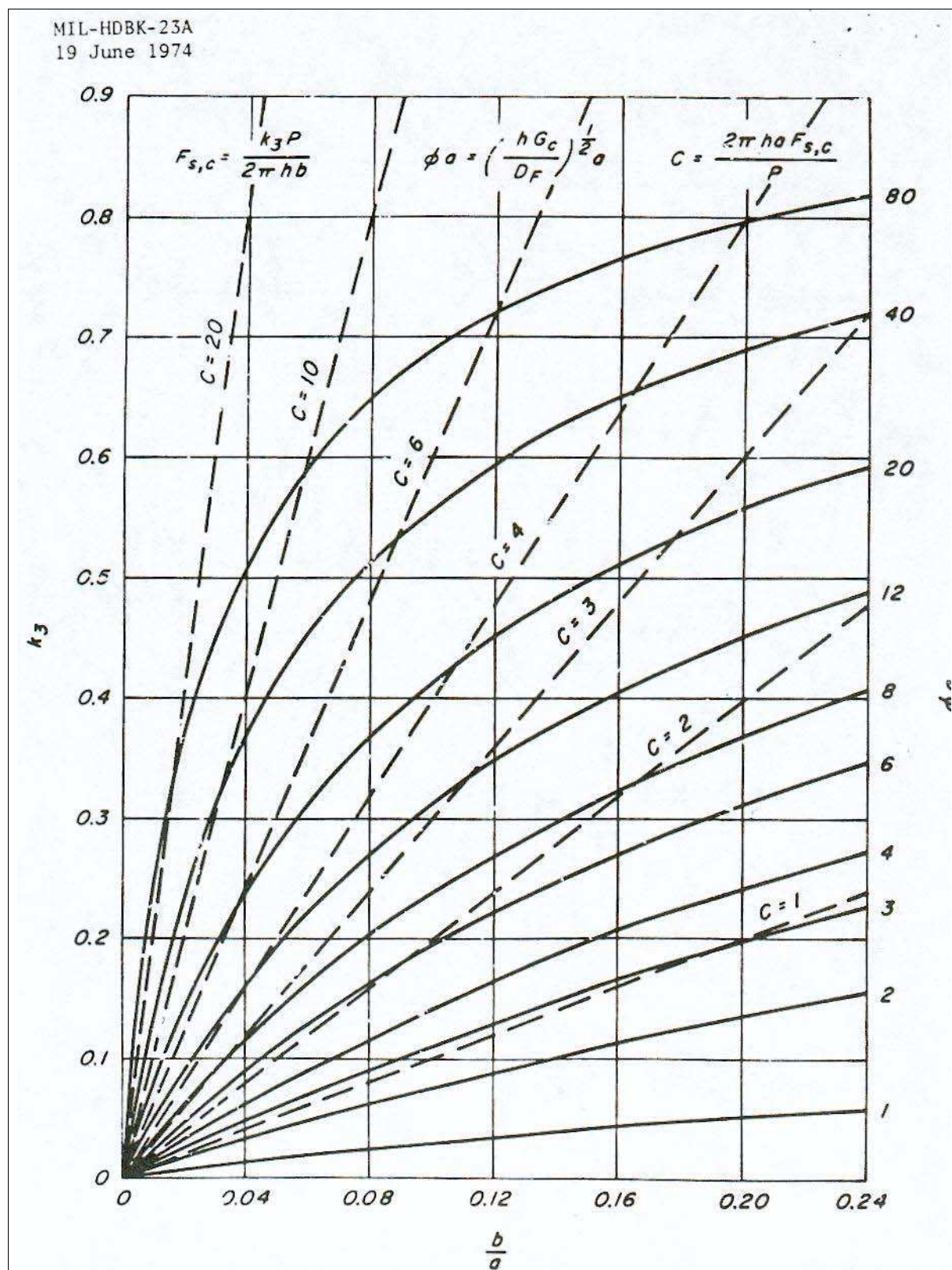


Figure 2-38 : Abaque fournissant le coefficient  $k_3$  (Reproduit de Mil-Hbk 23A).

## 2.4.2-DIMENSIONNEMENT À L'AIDE DE L'ESA DESIGN HANDBOOK

Le manuel de dimensionnement des inserts de [ESA 1987] aborde un large éventail, presque exhaustif de cas et de sujets relatifs à la conception des inserts pour le domaine spatial et la technologie présentée :

- Différents aspects des normalisations.
- Usinages et procédures de montage.
- Essais et contrôles, assurance qualité.
- Dimensionnements en statique, thermique et fatigue.
- Effets de bord de sandwich et effets de groupe d'inserts sur la distribution des charges à chaque insert.

Dans cette étude bibliographique, on se propose de rendre compte des principaux apports et de la méthodologie de ce manuel qui est le seul disponible à notre connaissance.

### 2.4.2.1- DIMENSIONNEMENT EN TRACTION/COMPRESSION.

Le principe de dimensionnement en statique repose sur l'inégalité :

$$P_{Admissible} \geq s \cdot P_{Limite}$$

où  $P_{Admissible}$  est la charge que peut effectivement supporter l'insert,  $P_{Limite}$  est ici la charge maximum imposée par l'environnement (idem que les charges limites en aéronautique) et  $s$  est un coefficient de sécurité.  $s$  est pris par défaut égal à 1.5, comme dans l'industrie aéronautique.

Les valeurs  $P_{Admissibles}$  sont obtenues analytiquement et validées par essais. Pour les auteurs du rapport, seules les valeurs avec nid d'abeille métallique sont fiables car couvertes par un grand nombre d'essais. Pour les valeurs calculées avec un nida non métallique de type Nomex, il s'agit uniquement de résultats préliminaires car le nombre d'essais réalisés par [ESA 1987] est jugé insuffisant.

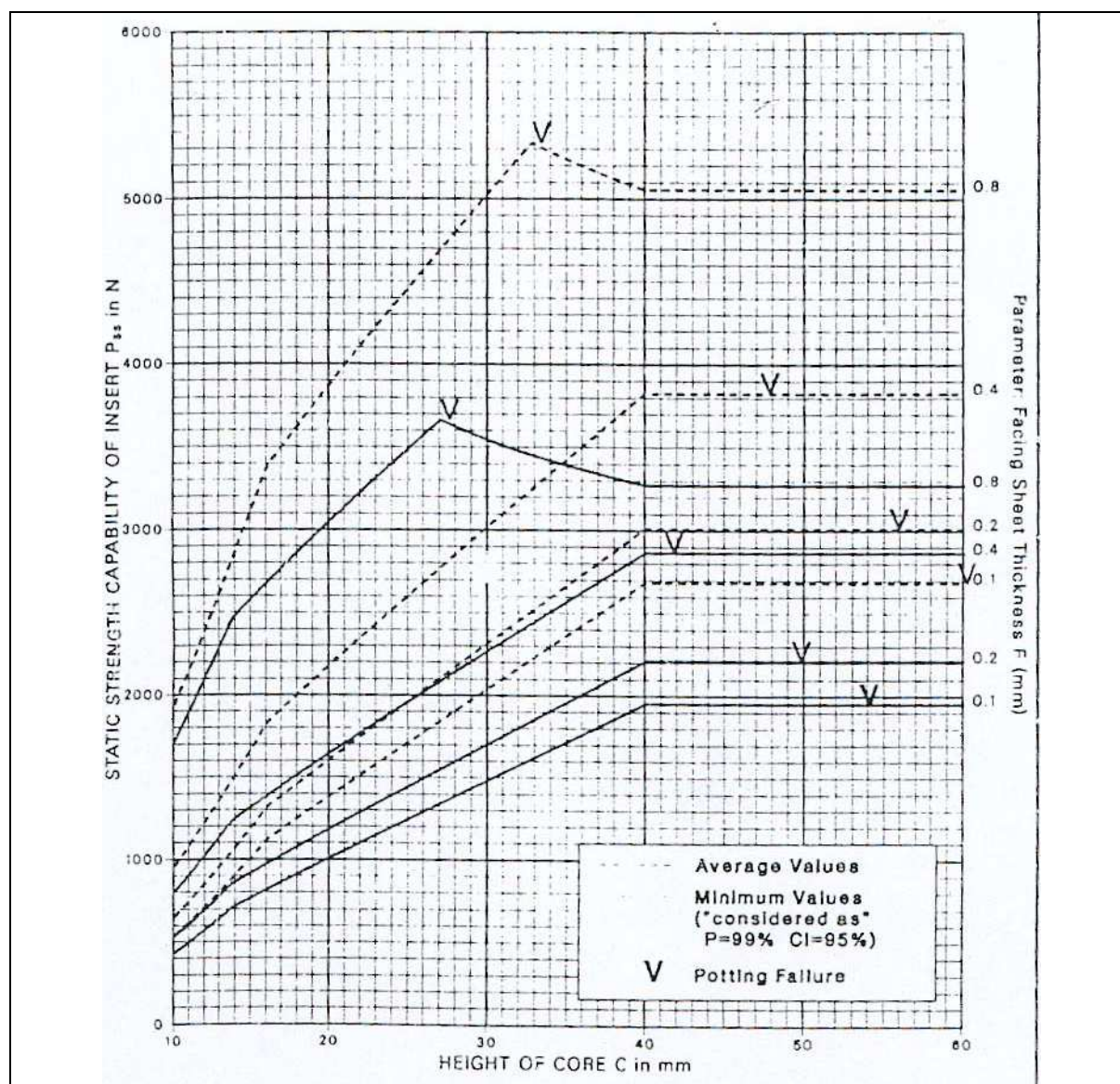
D'un point de vue pratique, deux types de charges admissibles sont calculées :

- Les valeurs moyennes.
- Les valeurs minimales qui sont considérées comme des valeurs "A". Pour des structures mono-chemin d'effort, ces valeurs correspondent à 99% de la population avec 95% de confiance.

Ces valeurs sont lues dans un tableau pour chaque type d'insert et fonction de la hauteur de l'âme en abscisse et de l'épaisseur des peaux comme paramètre, cela pour une sollicitation de



référence (compression ou traction de l'insert) et pour une taille d'insert. Ce qui fait que le manuel ne comporte pas moins de 120 abaques pour une taille unique d'insert de 9 mm ! Dans tous les cas, les peaux sont en alliage d'aluminium 2024 et les nids d'abeille en aluminium ou Nomex (voir exemple de diagramme Figure 2-39).



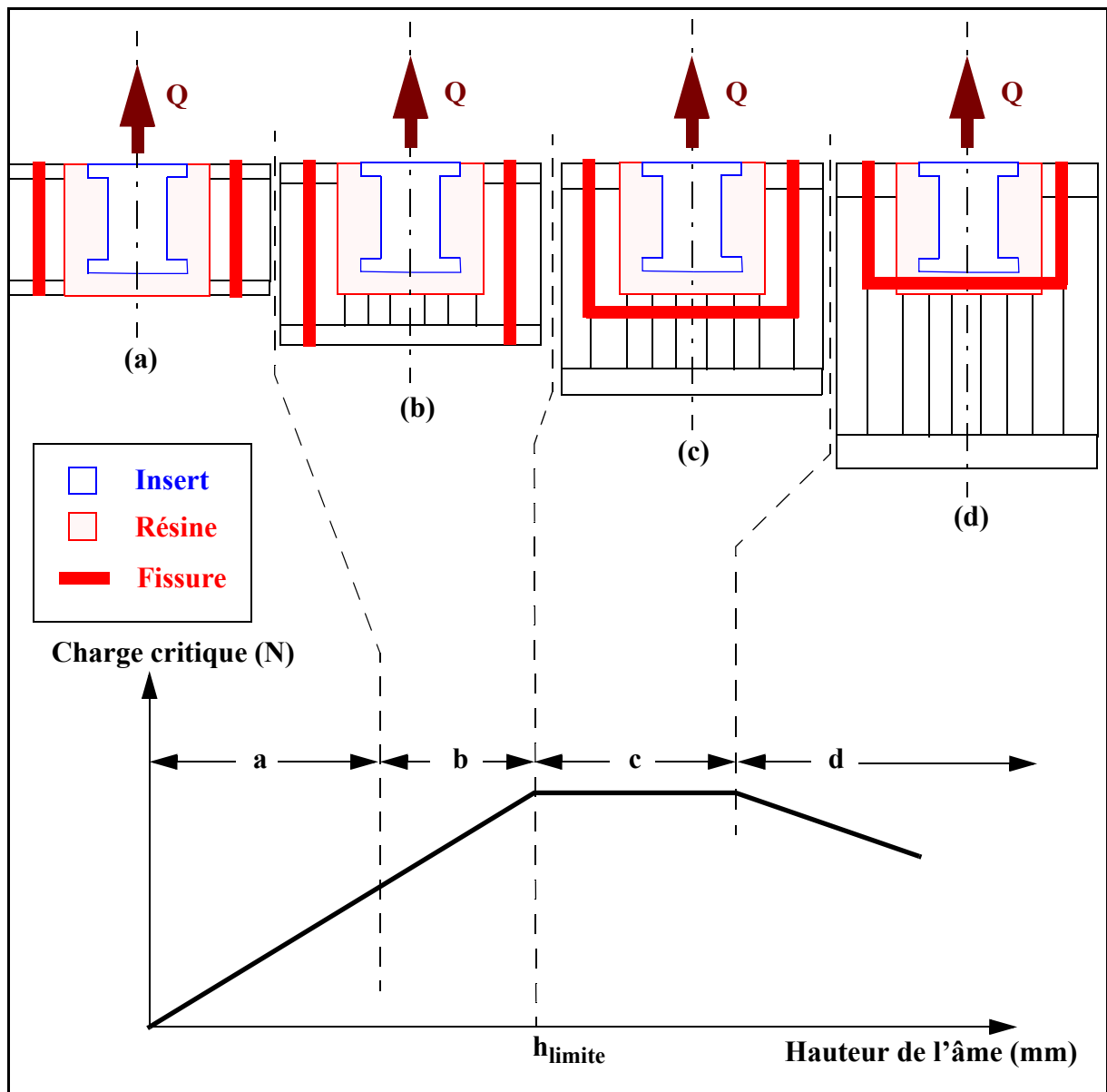
**Figure 2-39 : Abaque ESA (reproduit de [ESA 1987, p.264]).**

L'allure des courbes fournies par [ESA 1987] montre l'existence de 4 domaines qui correspondent à 4 modes de ruptures (Figure 2-40).

- **Cas (a) :** le panneau sandwich a une hauteur faible. L'insert est noyé dans de la résine qui est injectée sur toute la hauteur de l'âme du sandwich. La rupture a lieu par cisaillement dans l'âme sur toute l'épaisseur et en bordure de la résine.

Pour les cas suivants, la hauteur de l'âme augmente. Donc l'insert est noyé dans un bloc de résine qui est non-traversant et qui forme un cylindre.

- **Cas (b)** : Le mode de rupture est identique au cas (a), jusqu'à une valeur de la hauteur  $h_{\text{limite}}$ . L'explication de l'augmentation de la charge que peut supporter l'insert est attribuée par les auteurs au fait que l'âme, sur toute sa hauteur travaille pour résister à l'effort d'arrachement. De cette manière, bien que noyé partiellement dans de la résine, l'insert réagit comme dans le cas (a). Cette propriété est peu sensible pour les nida dont le matériau est moins rigide comme le Nomex ou les mousses légères.



*Figure 2-40 : Mode de rupture en relation avec la hauteur de l'âme.*

- **Cas (c)** : Pour une certaine valeur de la charge d'arrachement, la contrainte en traction pure de l'âme est atteinte et la rupture s'initie à la base du cylindre. Simultanément, suite à la perte de rigidité à la base de l'insert, la rupture en

cisaillement de l'âme a lieu. Dans ce cas, il faut vérifier la tenue aux contraintes limites de l'âme en traction et en compression.

- **Cas (d) :** Dans le cas où l'âme est réalisée avec des nids d'abeille de haute densité, il se peut que la rupture se produise par traction dans la résine.

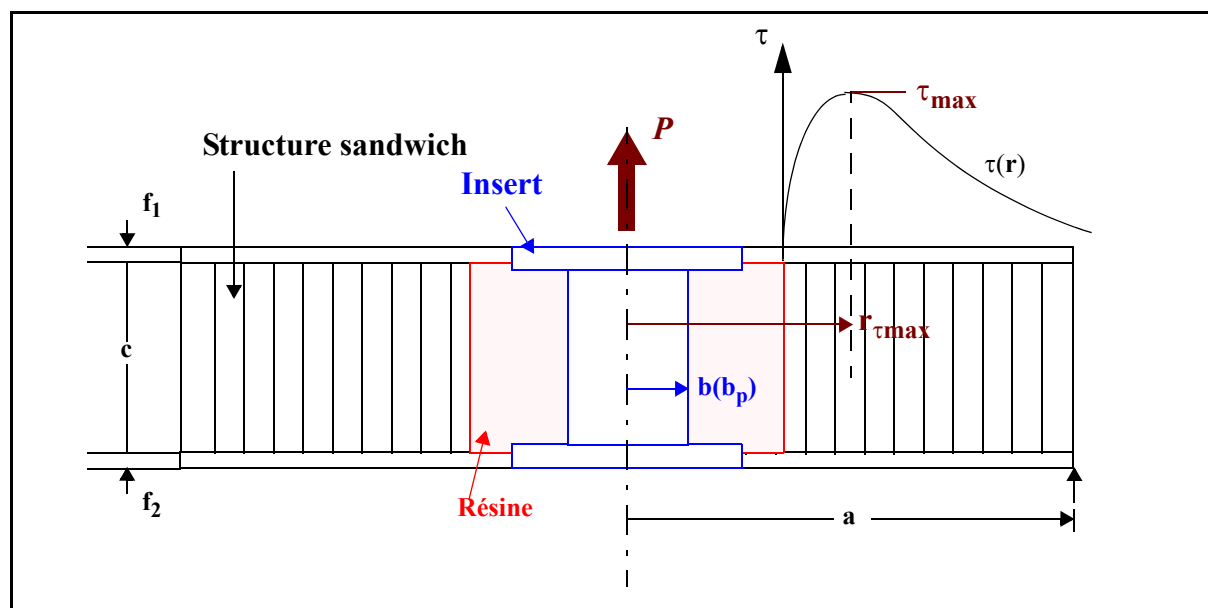
Les modèles théoriques associés sont liés aux modes de ruptures constatés et sont présentés dans les paragraphes suivants.

### CAS (A), INSERT TRAVERSANT :

Le modèle analytique utilisé est le même que celui utilisé dans le Military handbook 23A et provient des travaux de l'US Forest Product Laboratory dans les années 50 [Ericksen 1953] qui donne le cisaillement dans l'âme pour sandwich chargé par un insert. Malheureusement, le document est indisponible et il n'est pas possible de donner les hypothèses effectuées.

La formule littérale de la distribution du cisaillement  $\tau(r)$  est la suivante :

$$\tau(r) = \frac{PI_m}{\pi(h+c)I} \cdot \left[ \frac{1}{r} - \frac{I_1(\alpha r)}{ab} \cdot \frac{bK_1(b) - aK_1(a)}{I_1(\alpha a) \cdot K_1(\alpha b) - I_1(\alpha b) \cdot K_1(\alpha a)} - \frac{K_1(\alpha r)}{ab} \cdot \frac{aI_1(\alpha a) - bI_1(\alpha b)}{I_1(\alpha a) \cdot K_1(\alpha b) - I_1(\alpha b) \cdot K_1(\alpha a)} \right]$$



**Figure 2-41: Distribution du cisaillement pour une plaque circulaire chargée par un insert.**

Cette formule est fonction :

- de la charge appliquée à l'insert  $P$ .
- Des caractéristiques géométriques du sandwich et de l'insert :  $a$ ,  $b_p$  (rayon maxi de la résine),  $c$ ,  $f_1$ ,  $f_2$ ,  $h = c + f_1 + f_2$ .

- Des moments quadratiques des peaux  $I_f = \frac{f^3 + f^3}{12}$  et du sandwich complet

$$I_m = \frac{f \cdot f' \cdot (h+c)^2}{4 \cdot (h-c)}.$$

- Des caractéristiques matériaux de l'âme  $G_c$  (cisaillement transverse) et des peaux  $E_f$ ,

$$\nu_f \text{ et } E = \frac{E_f}{1-\nu_f^2}.$$

- du coefficient :  $\alpha = \sqrt{\frac{G_c(h-c)I}{E_c f f' I_f}}$ .

- des fonctions de Bessel modifiées  $I_1$  et  $K_1$  qui, pour  $\alpha r$ ;  $\alpha a$  et  $\alpha b > 5$ , deviennent les

$$\text{fonctions exponentielles : } I_1(x) = e^x \left( \frac{1}{\sqrt{2\pi x}} \right) \text{ et } K_1(x) = -e^{-x} \sqrt{\frac{\pi}{2x}}.$$

Le cas des sandwichs utilisés dans le domaine spatial dans lequel  $r < a$ ,  $f' = f$  (sandwich symétrique),  $\beta = \frac{c}{f} \geq 10$  (peau minces) conduit à mettre la relation sous la forme :

$$\boxed{\tau(r) = \tau_{nom} \cdot C^* \cdot K} \quad (\text{éq-2.5})$$

$$\text{avec } \tau_{nom} = \frac{P}{2\pi b c} ; C^* = \frac{\beta}{(\beta+1)} ; K = \frac{b}{r} \left[ 1 - \sqrt{\frac{r}{b} e^{\alpha(b-r)}} \right] ; \alpha = \frac{1}{f} \sqrt{\frac{G_c}{E_f} 12(1-\nu_f^2) \left( 1 + \frac{\beta}{2} \right)}.$$

Cette formule donne l'allure du cisaillement transverse dans l'âme tracé Figure 2-41 qui vaut *zéro* à l'interface âme/insert (ce qui semble étonnant !), passe par un maximum au rayon  $r_{\tau_{max}}$  puis décroît rapidement. On peut retrouver par ce modèle, le fait que la rupture ait lieu dans l'âme, à proximité de l'insert.

La valeur de  $r_{\tau_{max}}$  est :

$$r_{\tau_{max}} = \frac{b}{\left[ 1 - e^{C_2(\alpha b)^n} \right]} \text{ avec } C_2 = -0,931714 \text{ et } n = 0,262866 \quad (\text{éq-2.6})$$

Le cisaillement maximum est obtenu en remplaçant  $r_{\tau_{max}}$ . Il vient :

$$\tau_{max} = \tau_{nom} C^* K_{max} \quad (\text{éq-2.7})$$

Finalement, la charge critique  $P_{crit}$  qui provoque la rupture vaut :

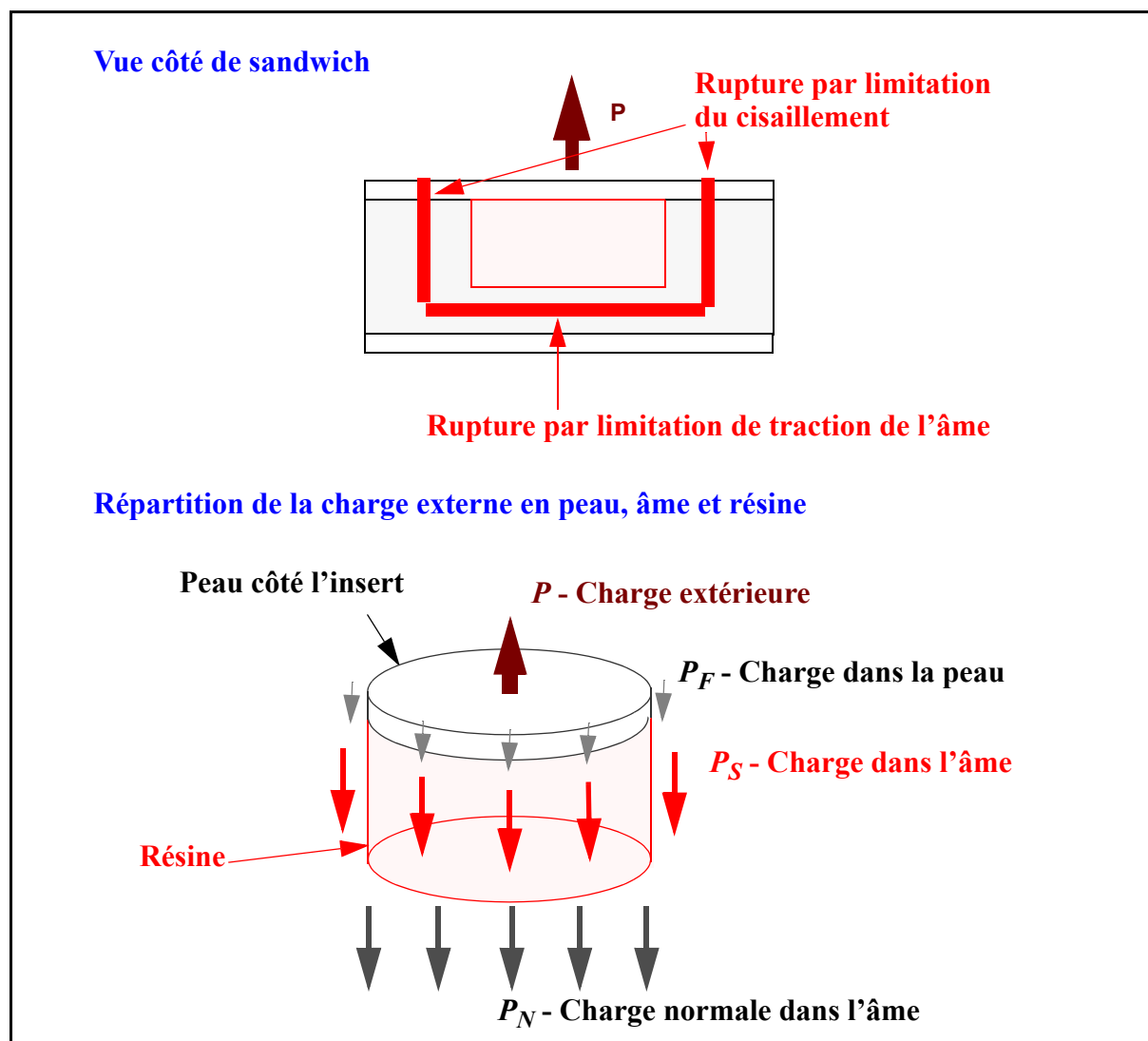
$$P_{crit} = \frac{2\pi b c \tau_{crit}}{C^* \cdot K_{max}} \quad (\text{éq-2.8})$$

où  $\tau_{crit}$  est la résistance au cisaillement transverse de l'âme seule. Cette équation est valable aussi bien en traction qu'en compression.

### CAS (B), (C) ET (D), INSERT NON-TRAVERSANTS DANS UNE ÂME NID D'ABEILLE ALUMINIUM.

Dans ce cas, la charge exercée est répartie entre le cisaillement d'une peau côté insert ( $P_F$ ), le cisaillement de la résine autour de l'insert ( $P_S$ ) et la traction de l'âme au-dessous la résine ( $P_N$ ).

$$P_P = P_F + P_S + P_N$$



*Figure 2-42: Répartition de la charge dans un insert non traversant.*

L'apport de la peau  $P_F$  s'obtient en retranchant à la charge qu'aurait le même insert mais de type traversant à rupture  $P_{\tau_{max}} = \frac{2\pi bc\tau_{crit}}{C \cdot K_{max}}$ , le cisaillement de l'âme sur toute son épaisseur  $c$

$P_S = 2\pi r_{\tau_{max}} \cdot c \cdot \tau_{max}$ . Le résultat doit être divisé par 2 car pour l'insert non traversant, seule une peau est sollicitée. Il vient :

$$P_F = \frac{P_{\tau_{max}} - 2\pi r_{\tau_{max}} c \tau_{max}}{2} \quad (\text{éq-2.9})$$

La contribution de l'âme en cisaillement vaut ( $h_p$  : hauteur de la résine) :

$$P_S = 2\pi r_{\tau_{max}} \cdot h_p \cdot \tau_{max} \quad (\text{éq-2.10})$$

La hauteur  $h_p$  à prendre en compte est la hauteur réelle de la résine qui est donnée de manière empirique dans le manuel et dépend entre autre de la taille des cellules.

La contribution de l'âme en traction vaut :

$$P_N = \pi r_{\tau_{max}}^2 \sigma_c \quad (\text{éq-2.11})$$

avec  $\sigma_c$  : contrainte normale au-dessous de résine en traction ou compression.

La force critique  $P_{Crit}$  qui correspond à la rupture de l'insert est :

$$P_{T_{crit}} = \frac{P_{crit}}{2} + \pi r_{\tau_{max}} (2h_p - c) \tau_{c_{crit}} + \pi r_{\tau_{max}}^2 \sigma_{c_{crit}}$$

Cette expression suppose que les ruptures en traction/compression et cisaillement se produisent en même temps. D'après les auteurs, il s'agit d'un fait expérimental qui s'explique par des effets non linéaires attribuables au flambage des cellules à l'interface âme/résine.

### CAS (B), (C) ET (D), INSERT NON-TRAVERSANTS DANS UNE ÂME NON MÉTALLIQUE.

Dans ce cas, il n'y a pas d'effet correspondant au cas (b) du fait de la faible rigidité de l'âme. La charge est alors simplement pondérée par un coefficient de concentration des contraintes :

$$\frac{1}{K_t} = \left(\frac{h_p}{c}\right)^{0,62} \quad (\text{éq-2.12})$$

et

$$P_{\tau_{max}} = \frac{1}{K_t} \cdot \left(\frac{2\pi b c \tau_{c_{crit}}}{C^* K_{max}}\right) \quad (\text{éq-2.13})$$

### REMARQUES.

L'étude fournit aussi d'autres cas d'étude en cas d'âme de rigidité élevée et de peaux épaisses. La corrélation de cet ensemble de formules analytiques avec les essais est remarquable puisque les coefficients de corrélation sont de :

- 0,993 pour les inserts traversants
- 1,043 pour les inserts non-traversants en traction.
- 0,988 pour les inserts non-traversants en compression.

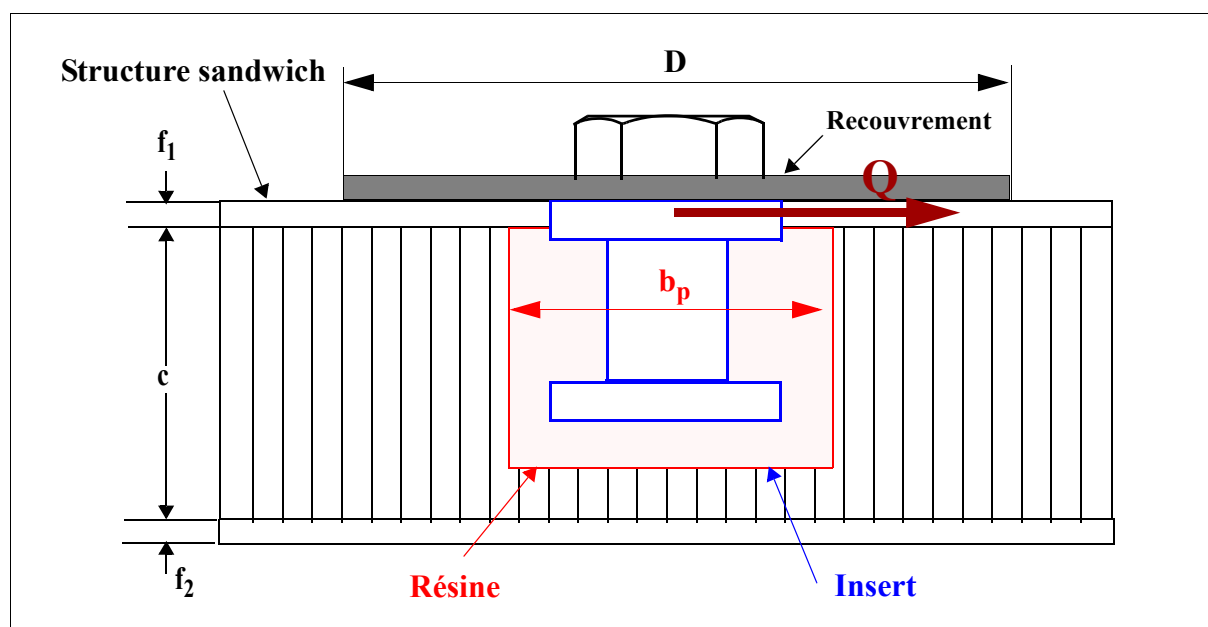
Le cas où les peaux sont en stratifiés composites sort du domaine couvert par le manuel et il est recommandé de procéder à des essais de validation.

Les cas de groupes d'inserts et d'inserts en bord de sandwichs sont traités à l'aide de coefficients d'abattement dont le principe est proche de ce qui se fait pour les assemblages boulonnés.

#### 2.4.2.2- AUTRES CAS DE DIMENSIONNEMENT.

##### CISAILLEMENT.

Il est recommandé d'adopter un recouvrement de l'insert par la partie à fixer pour assurer un transfert correct des charges :  $D \geq 2 \cdot b_p$



**Figure 2-43 : Mise en place du recouvrement.**

L'effort de cisaillement est supposé transiter par le plan moyen de la peau supérieure

La charge admissible est donnée par la formule semi-empirique :

$$Q_{Crit} = 8 \cdot b_p \cdot \tau_{Crit} + 2 \cdot f \cdot b_p \cdot \sigma_{Crit} \text{ pour } b_p < 11 \text{ mm} \quad (\text{éq-2.14})$$

où les contraintes critiques correspondent à la contrainte de cisaillement maximum de l'âme et à la contrainte de matage de la peau.

##### MOMENT DE FLEXION ET MOMENT DE TORSION.

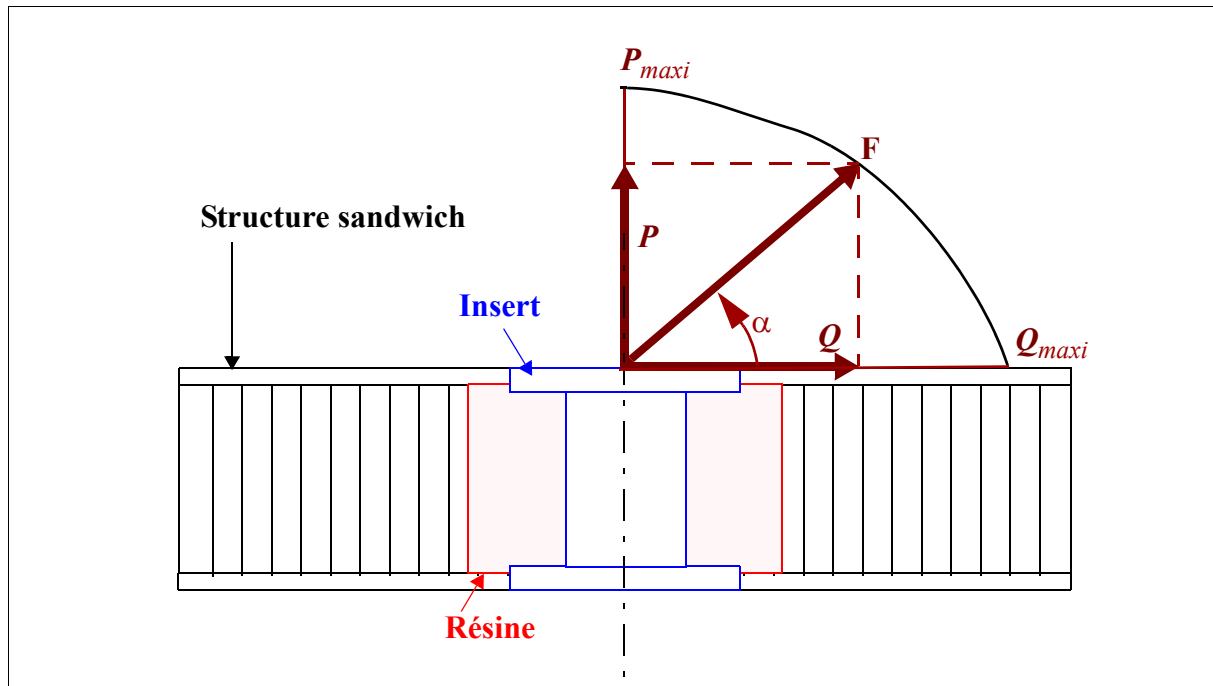
Pour le *moment de flexion*, l'analyse est très simplifiée puisque le moment de flexion admissible correspond au bras de levier ( $b_{insert}$  est le rayon de l'insert) de l'effort de compression  $P_{Crit}$  précédent calculé :  $M_{Crit} = b_{insert} \cdot P_{Crit}$

La charge admissible en *torsion* est donnée par la formule semi-empirique :

$$T_{Crit} = 4\pi \cdot b_R^2 \cdot \tau_0 \cdot t_0 \quad (\text{éq-2.15})$$

où  $\tau_0$  correspond à la résistance au cisaillement du matériau de l'âme considéré (180 MPa pour du 5052 et 220 MPa pour du 5056) et  $t_0$  est l'épaisseur d'une cellule.

Cas de chargement incliné.



Un critère quadratique est proposé ([ESA 1987] paragraphe 2.1.6.) :

$$\left(\frac{P}{P_{Maxi}}\right)^2 + \left(\frac{Q}{Q_{Maxi}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{éq-2.16})$$

Pour un cas de sollicitations composées plus général avec flexion ( $M$ ) et torsion ( $T$ ), le manuel propose d'utiliser le même critère généralisé tout en recommandant de prévenir la torsion et la flexion par une conception adéquate :

$$\left(\frac{P}{P_{Maxi}}\right)^2 + \left(\frac{Q}{Q_{Maxi}}\right)^2 + \left(\frac{M}{M_{Maxi}}\right)^2 + \left(\frac{T}{T_{Maxi}}\right)^2 \leq 1$$

### 2.4.3- PRÉ-DIMENSIONNEMENT PAR COMPARAISON À DES RÉSULTATS D'ESSAIS [SHUR-LOK]

La société [Shur-lok] fournit des résultats d'essais pour aider au choix des inserts. Les résultats présentés regroupent un total d'environ 500 essais sur 5 types de panneaux sandwichs. Trois éprouvettes sont fabriquées pour un même type d'insert, pour un sandwich donné



et pour un essai donné. Cela ne permet pas une analyse statistique et la société [Shur-Lok] fournit donc les résultats supérieurs et inférieurs. Pour une configuration donnée, au moins 2 types d'essais en arrachement et en cisaillement sont effectués. Les cinq types de panneaux sont décrits Figure 2-44 et Tableau 2-2.

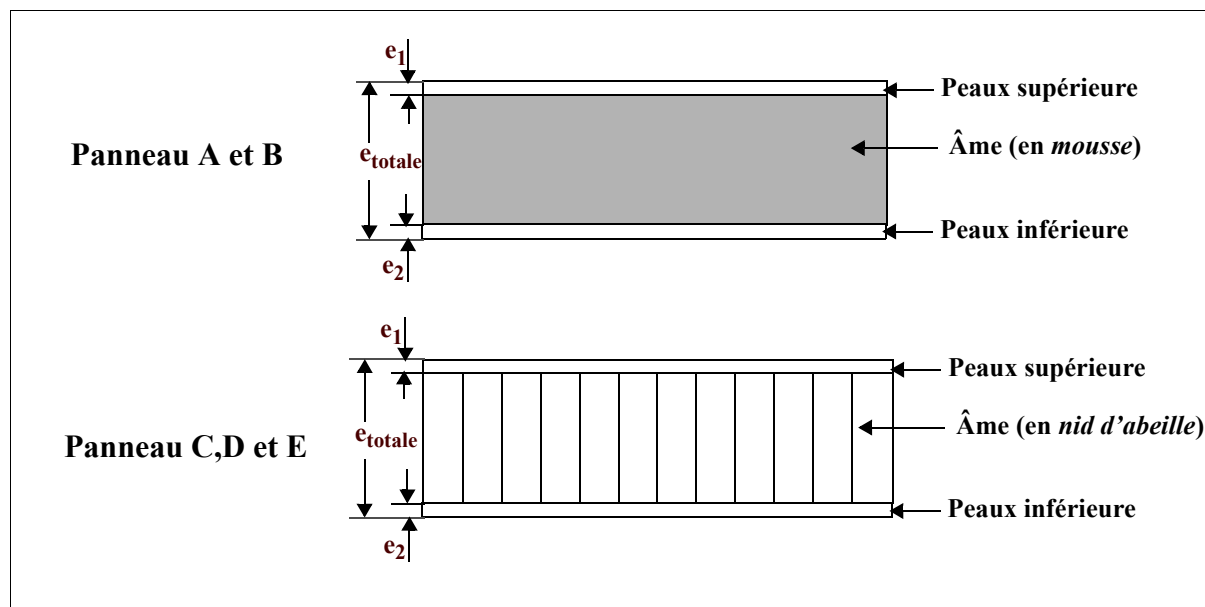


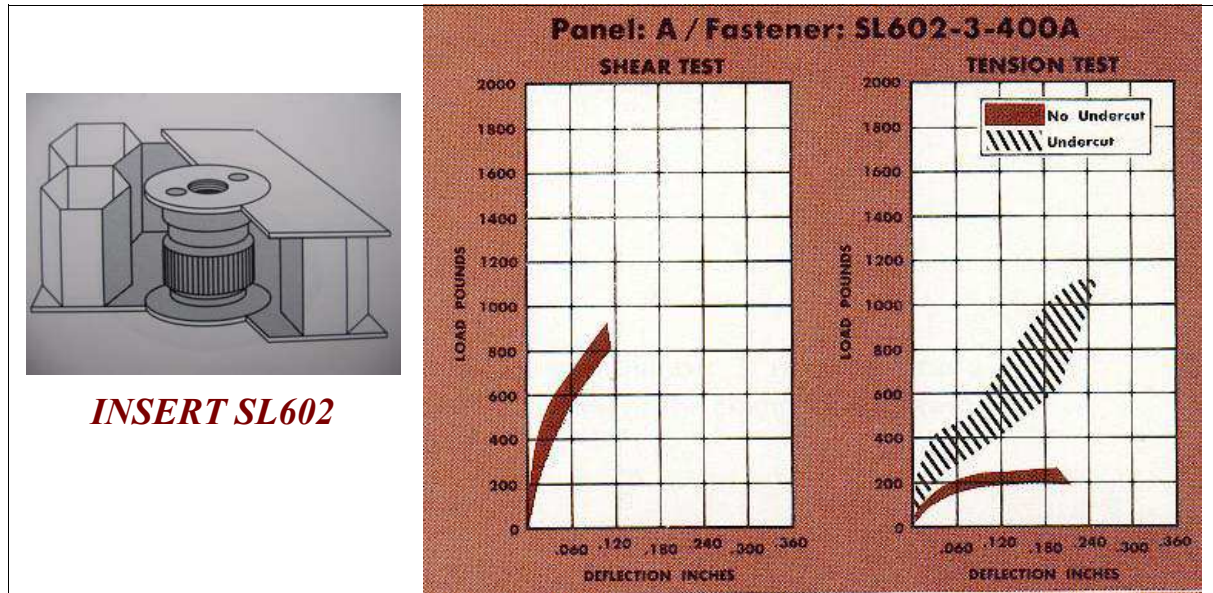
Figure 2-44 : Géométrie des panneaux sandwichs testés par [Shur-lok].

Tableau 2-2 : Caractéristiques des panneaux sandwichs testés par [Shur-lok].

Pan- neau	$e_{\text{totale}}$ (mm)	peaux			âme	
		matériau	$e_1$ (mm)	$e_2$ (mm)	matériau	caractéristique
<b>A</b>	10,16	Aluminium	0,406	0,254	Mousse PVC	Densité de 66 kg/m <sup>3</sup>
<b>B</b>	10,16	Titane	0,254	0,127	Mousse PVC	Densité de 91 kg/m <sup>3</sup>
<b>C</b>	12,70	Aluminium	0,406	0,406	Nida	AL ALY 5052, 1/4 x ,002
<b>D</b>	17,53	Aluminium	0,508	0,254	Nida	AL ALY 5052, 1/8 x ,001
<b>E</b>	14,27	Composite fibres de verre	0,762	0,508	Nida	25% papier d'imprégnée, 60 lb.wt., 1/8 lb.densité

Ces résultats sont une très bonne source pour le dimensionnement des inserts et peuvent servir de base de données bien qu'il faille noter que les résultats d'essais pour une configura-

tion donnée montrent jusqu'à 40 % de variation (cas des panneaux de faible épaisseur de type A [Shur-Lok]). Ce résultat ne paraît pas étonnant quand on connaît les dispersions qui se produisent lorsque l'on effectue des essais sur des structures réelles et a fortiori sur des structures composites [Castanié 2000]. Des résultats d'essai sont présentés pour un insert de type SL602 de diamètre hors-tout 14,2 mm dans les tableaux suivants.



**Figure 2-45 : Panneau A avec un insert traversant type noyé dans de la résine avec et sans détournage de l'âme.**

Le fait de détourner l'âme (undercut) pour augmenter la quantité de résine et la zone d'action de celle-ci a aussi été testé par [Shur-Lok]. Le gain est vérifié expérimentalement dans des proportions supérieures au rapport D/d (Figure 2-45). Par contre la structure devient aussi plus lourde.

**Tableau 2-3 : Résultats d'essai, configuration identique à la Figure 2-45.**

Charge critique à la rupture			
Cisaillement	Arrachement		Couple de serrage
	sans détournage	avec détournage	
3,69 kN	0,96 kN	4,92 kN	10,73 N.m
3,51 kN	0,93 kN	4,08 kN	12,43 N.m
3,56 kN	0,78 kN	2,78 kN	10,17 kN.m

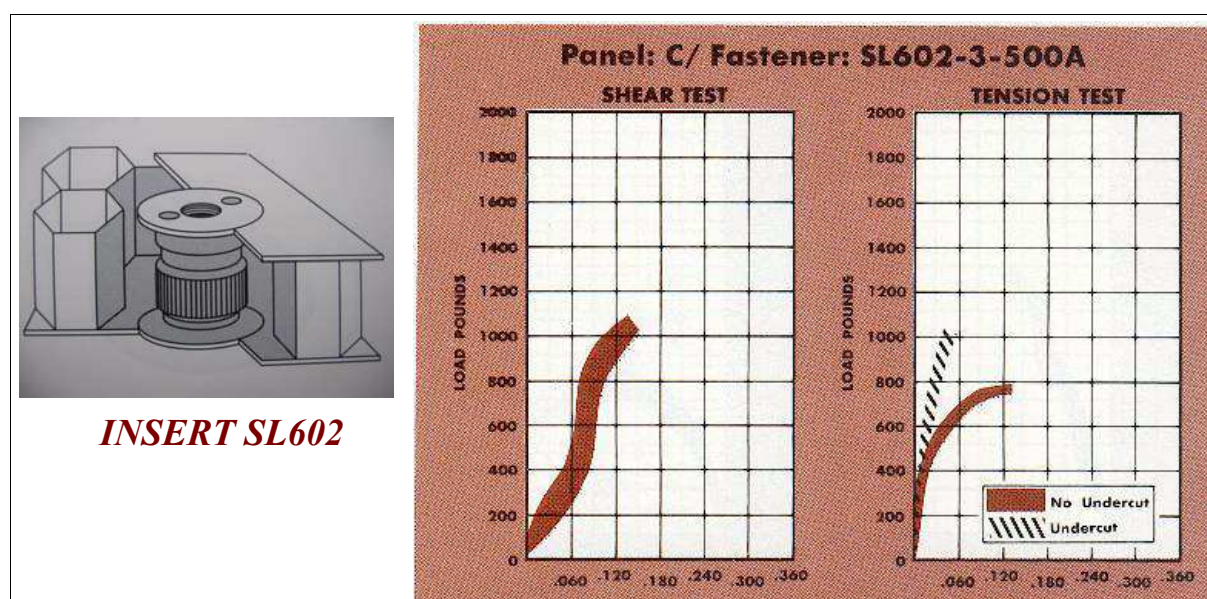
*Masse de l'insert : sans détournage 2,03 gr., avec détournage 6,53 gr.*

Un autre exemple est donné dans le cas d'un sandwich plus épais de type C. On observe que le détournage de l'âme fait augmenter la charge critique mais dans une proportion moindre que le sandwich mince. La dispersion en essais est aussi plus réduite à 13% (Figure 2-46 et Tableau 2-4).

**Tableau 2-4 : Résultats d'essai, configuration identique à la Figure 2-46.**

Charge critique à la rupture			
Cisaillement	Arrachement		Couple de serrage
	sans détournage	avec détournage	
3,53 kN	2,72 kN	4,00 kN	9,60 N.m
4,18 kN	3,39 kN	4,46 kN	9,60 N.m
4,45 kN	2,45 kN	4,61 kN	10,17 kN.m

*Poids installé:* âme non détournée 4,65 gr., âme détournée 12,03 gr.



**Figure 2-46 : Panneau C avec un insert traversant type noyé dans de la résine.**

Les résultats d'essais sur le panneau E qui est fabriqué avec des peaux stratifiées montre l'influence de la forme de l'insert sur la tenue de charge. Il est difficile de tirer des lois générales d'évolutions. Cependant, on observe que :

- Pour les panneaux moins épais (A et B), on trouve une quasi proportionnalité entre le diamètre de l'insert et la charge à rupture pour un même panneau sandwich. Ce qui tend à démontrer que le calcul en cisaillement simple à l'arrachement serait valable pour ces cas.

- La charge à rupture obtenue en essais de cisaillement plan est proportionnelle avec le diamètre d'insert pour un même panneau sandwich.
- Pour les essais de serrage au couple, la charge critique est aussi proportionnelle avec le diamètre de la vis, donc avec celle de l'insert, pour un même panneau sandwich.
- Il paraît difficile dans un premier temps, compte tenu de la diversité des structures sandwichs testées par [Shur-Lok], d'établir une loi générale pour le calcul des charges à rupture. Par contre, la diversité des réponses montre que, comme pour les conclusions de [ESA 1987], les paramètres qui jouent un rôle important pour le dimensionnement des inserts sont l'épaisseur et les matériaux de l'âme et des peaux.

#### 2.4.4-CONCLUSION SUR LES MÉTHODES DE PRÉDIMENSIONNEMENT.

Il n'existe aucune approche générale et fiable pour le choix ou le dimensionnement des inserts. Le fait qu'un constructeur ne fournisse dans son manuel de conception que des résultats d'essais en atteste. Les méthodes disponibles, y compris celles de [ESA 1987] reposent in fine soit sur la R.D.M. simple soit une méthode analytique. La dispersion en essais est par nature très importante (jusqu'à 40%). De ce fait, il n'est pas étonnant qu'un constructeur aéronautique se satisfasse d'une évaluation de charge que peut prendre l'insert par valeur basse à 20 % près. C'est aussi pourquoi [Zenkerts 1997] recommande d'effectuer une analyse E.F. après avoir fait le prédimensionnement et dans tous les cas de valider la solution et les technologies employées par des essais.

Dans les deux paragraphes suivants, les quelques publications se rattachant au sujet que nous avons trouvées vont être présentées. Les résultats expérimentaux seront d'abord présentés en ayant le souci, dans la mesure du possible de déterminer comment s'effectue le transfert de charge de l'insert au sandwich. Puis, les études théoriques seront explicitées.

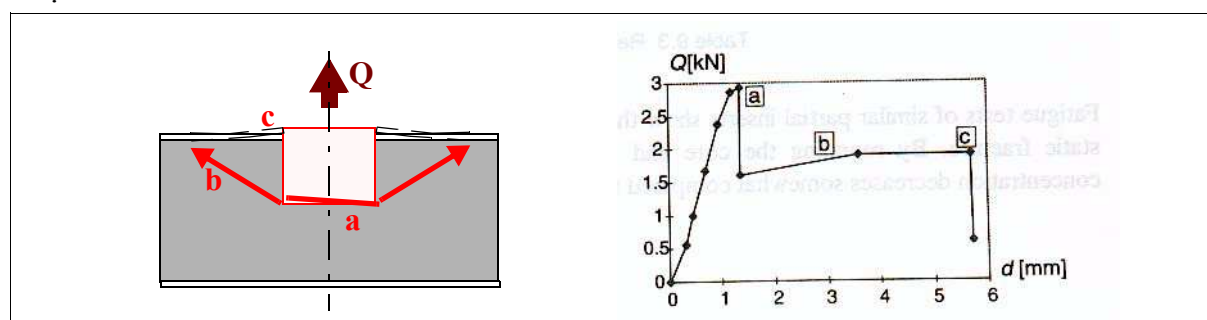
## 2.5-ANALYSE DES MODES DE RUPTURES ET DES MODES DE TRANSFERT DES EFFORTS.

### 2.5.1-ÉTUDE DES MODES DE RUPTURE PAR ZENKERTS.

[Zenkerts 1997] a réalisé des essais sur des inserts moulés dans une âme en mousse et non traversants. La courbe d'essai en arrachement est donnée Figure 2-47.

On peut distinguer 3 comportements différents avant la rupture finale :

- comportement linéaire ou quasi-linéaire effort/déplacement jusqu'à l'apparition d'une fissure qui s'initie au-dessous de l'insert (point a).
- une chute de raideur brutale se produit puisque l'insert n'est plus solidaire de l'âme dans sa partie basse. Puis une fissure conique se propage à partir des extrémités de la fissure précédente (de a à b).
- détachement de l'insert du panneau sandwich (c) auquel il n'est plus lié que par friction.

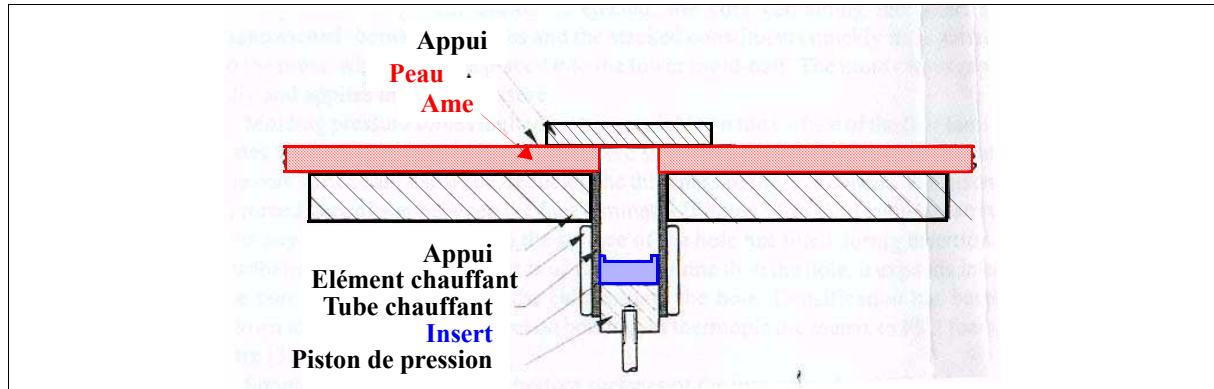


**Figure 2-47 : Vue des ruptures et courbe d'essai effort/déplacement d'un insert non traversant soumis à de l'arrachement (reproduit de [Zenkerts 1997]).**

On retrouve le fait que, pour ce type d'insert, la rupture peut s'initier dans la partie inférieure. Par contre le scénario de rupture est différent de celui observé par [ESA 1987] puisque des fissures se propagent à partir de la base de l'insert. Il est clair que cette différence est due au fait que pour [ESA 1987] les essais étaient réalisés avec des âmes en nid d'abeille alors que pour [Zenkerts 1997] l'âme est en mousse. Hormis le fait que la concentration des contraintes apparaît en ce point précis, ce qui n'est pas une surprise, les influences possibles des raideurs relatives ne sont pas discutées.

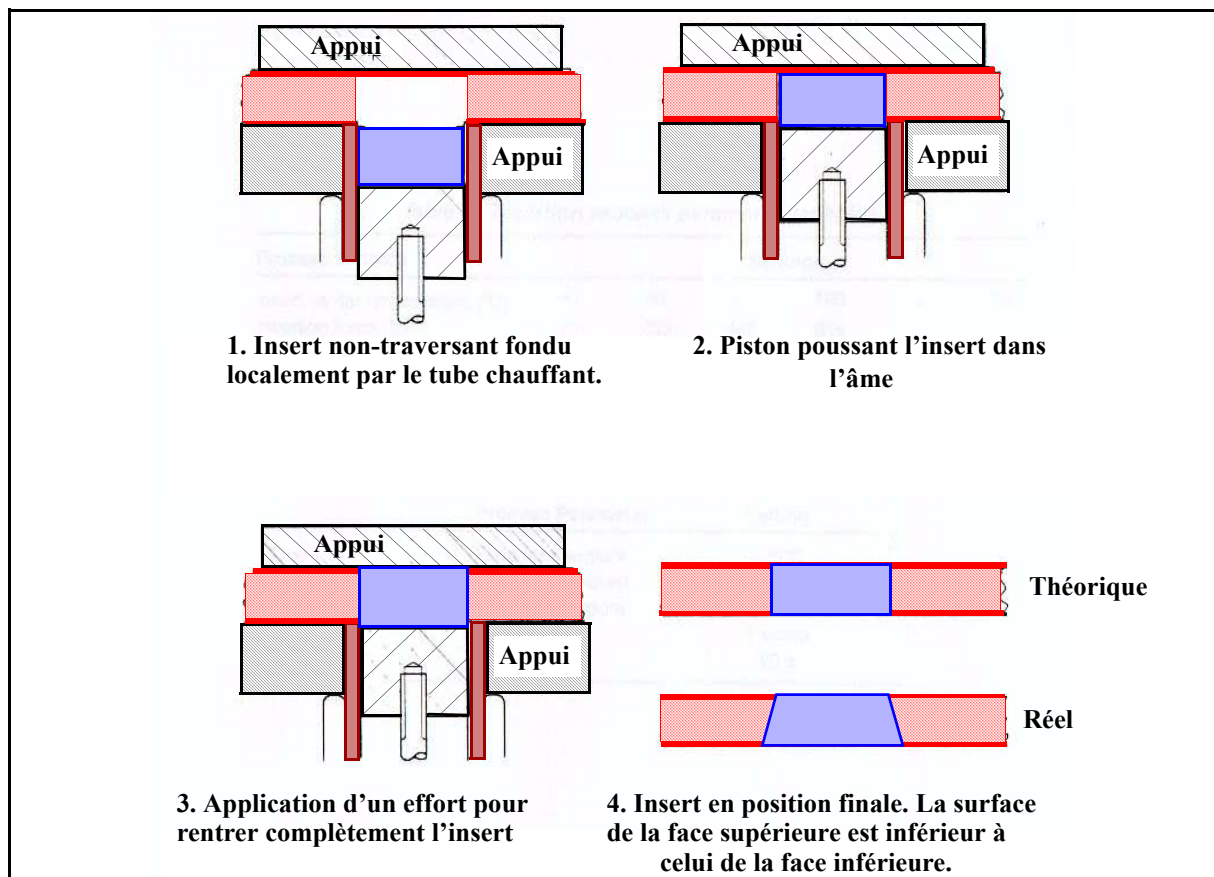
### 2.5.2-ETUDE DES MODES DE RUPTURE PAR ASTRÖM.

Cette étude se consacre aux sandwichs avec âme en mousse et peaux en fibres de verre.



**Figure 2-48 : Appareillage de mise en place de l'insert.**

L'insert est en résine thermoplastique renforcée de fibres de verre. La méthode de fabrication est très particulière. Le système de mise en place de l'insert est représenté Figure 2-48 et la Figure 2-49 montre la méthode de fabrication. L'insert thermoplastique est simplement fondu dans le tube chauffant puis mis en place à l'aide du piston. Le sandwich est appuyé pendant cette phase.



**Figure 2-49 : Méthode de mise en oeuvre de l'insert thermoplastique.**

L'insert est testé par un essai d'arrachement jusqu'à la rupture. Le sandwich est simplement appuyé sur un périmètre de diamètre 160 mm. Les courbes donnant l'effort d'arrachement en

fonction du déplacement de la tête de vis sont données Figure 2-50 pour diverses configurations. On remarque des grands déplacements et un comportement non linéaire de la réponse.

Les cas **(a)** et **(b)** présentent des ruptures précoces. Une épaisseur de peau double est utilisée dans le cas **(a)**. On constate en effet que la raideur est supérieure mais la charge critique et le déplacement à rupture sont inférieurs. Dans ce cas, puisqu'il y a peu de flexion locale des peaux, le transfert d'effort de l'insert vers le panneau se fait essentiellement par l'âme et la rupture se fait par cisaillement de l'âme à l'interface insert/âme. *Donc, le fait d'ajouter de la matière, d'augmenter la raideur des peaux, conduit ici à l'effet inverse de celui recherché, à savoir une diminution très importante de la charge critique par changement du mode rupture !*

Le cas **(b)** est une rupture par arrachement de la vis dans le thermoplastique. La raideur est quasiment identique aux autres cas étudiés mais la tenue de charge est inférieure. Ce mode de rupture est inadéquat et il s'agit d'un problème de dimensionnement de la vis. Il peut être résolu par augmentation du diamètre ou de la longueur filetée de la vis.

Les 2 essais de rupture restants présentent les charges les plus élevées et le maximum de flèche (12 mm).

Dans le cas **(c)**, la rupture se produit par décollement de l'interface à partir de l'interface insert/peaux/âme. Une crique se propage à partir de ce point de discontinuité et induit la rupture par cisaillement à 45° dans l'âme (Figure 2-51(a)).

Le cas **(d)** correspond à un comportement optimum de l'insert puisque les effets locaux autour de l'insert n'induisent pas de rupture. Le mode de rupture constaté est alors une crique induite par cisaillement transverse à une certaine distance de l'insert (Figure 2-51(b)).

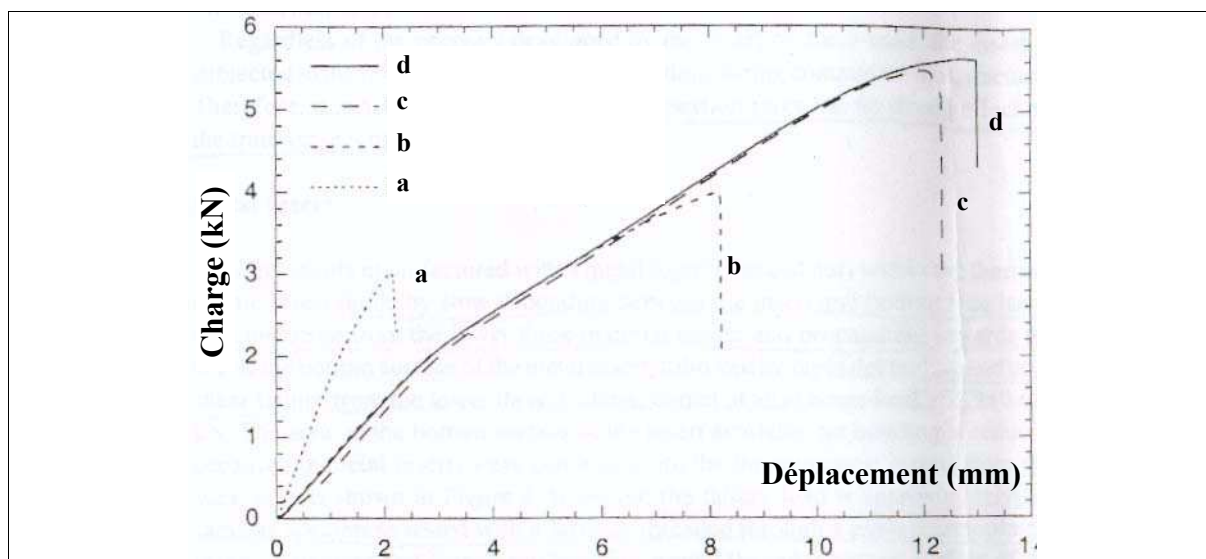
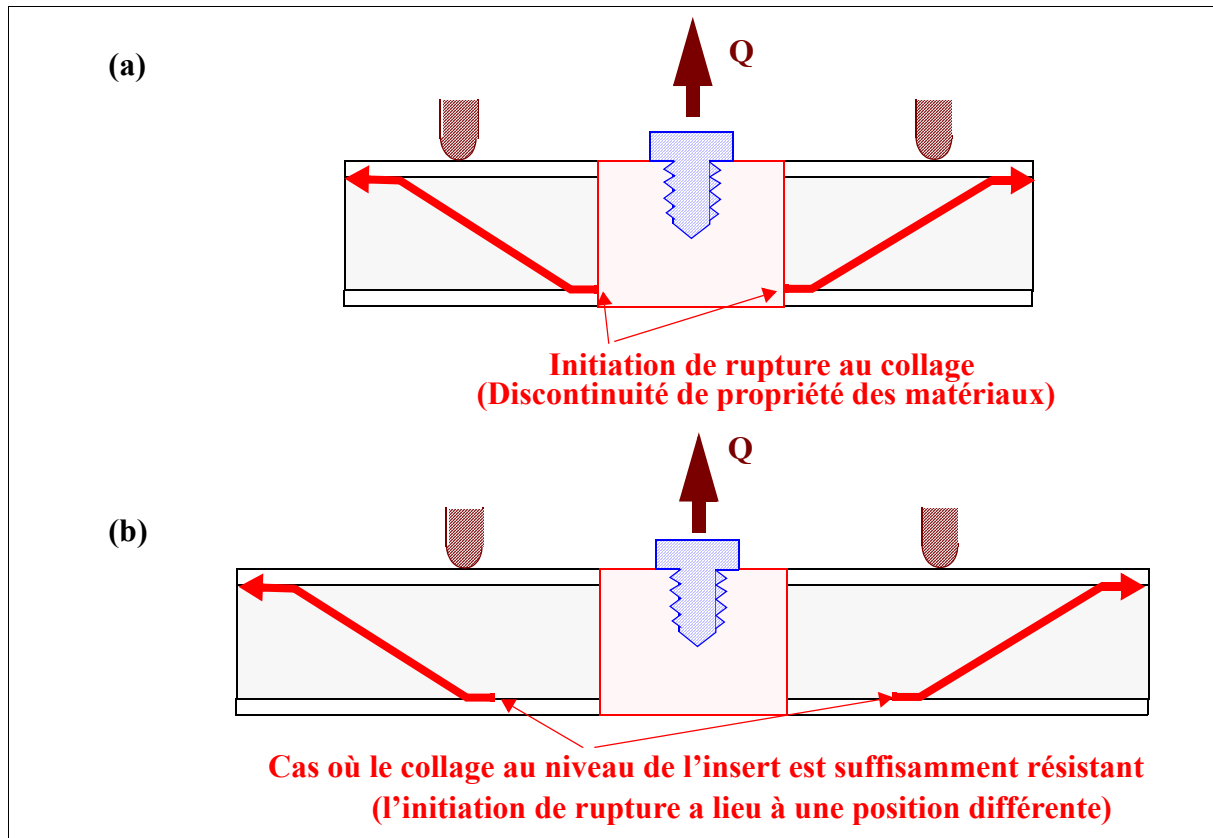


Figure 2-50 : Courbes effort/déplacement d'inserts thermoplastiques.



*Figure 2-51: Exemples de faciès de rupture en arrachement.*

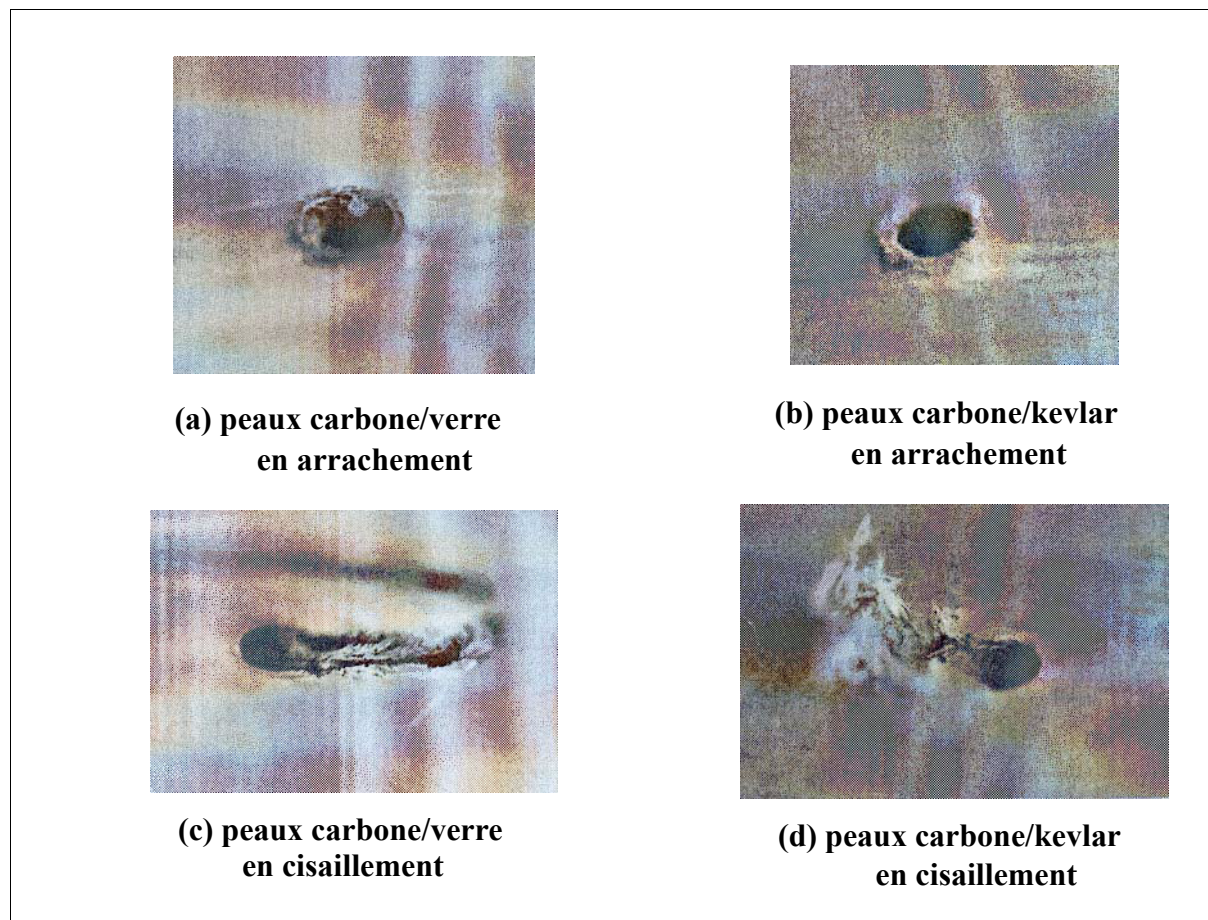
Cette étude permet entre autre de souligner l'importance des phénomènes locaux au point triple peau/âme/insert et l'importance des souplesses ou raideurs relatives entre peaux, âme et insert.

### 2.5.3- ETUDE DES MODES DE RUPTURE PAR [DEMELIO 2001].

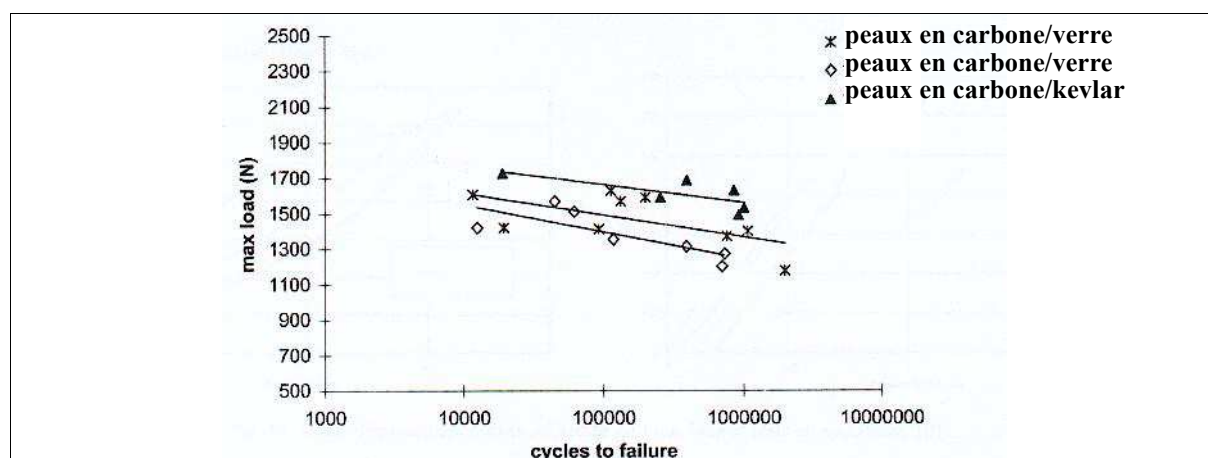
Cette étude présente des essais d'arrachement et de cisaillement sur des éprouvettes sandwichs peaux stratifiées carbone, Kevlar ou verre et nida Nomex qui ont été vieillis en milieu humide pendant 6 ans. Les essais ont montré que l'effet de vieillissement n'influe pas sur le comportement des éprouvettes. Les courbes d'essais ne présentent pas de particularités et aucune interprétation du mécanisme de rupture n'est fourni car le but recherché était de voir l'influence du vieillissement. Les faciès de rupture obtenus sont présentés Figure 2-52.

Tous les essais en arrachement et en cisaillement ont aussi été effectués en fatigue. La Figure 2-53 représente les courbes S-N obtenues pour le chargement en cisaillement. Les caractéristiques en fatigue dépendent du matériaux de renfort du composite (verre ou kevlar), du nombre de plis de la peau et de la qualité de perçage et de mise en oeuvre de l'insert.





*Figure 2-52: Faciès de ruptures en arrachement et en cisaillement (reproduit de [Demelio 2001]).*



*Figure 2-53 : courbes S-N de 3 d'essai de fatigue en cisaillement.*

La Figure 2-54 représente les courbes de charge en fonction du déplacement. L'essai de fatigue a été effectué à la fréquence de 7-10 Hz. La courbe de chaque cycle se décale au fur et à mesure ce qui montre la présence d'endommagements. Cette étude n'apporte aucun éclaircissement quant aux modes de rupture en statique et leur interprétation. Par contre, il est démontré

que le vieillissement est quasiment sans effet pour la tenue de l'insert.

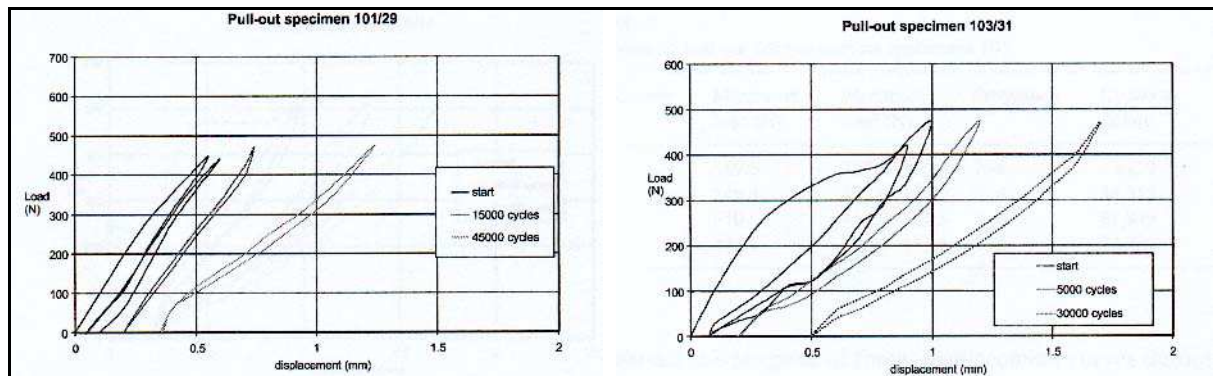


Figure 2-54 : Courbes charge-déplacement en fatigue à l'arrachement ([Demelio 2001]).

#### 2.5.4- ETUDE DES MODES DE RUPTURE PAR [NOIROT 2000].

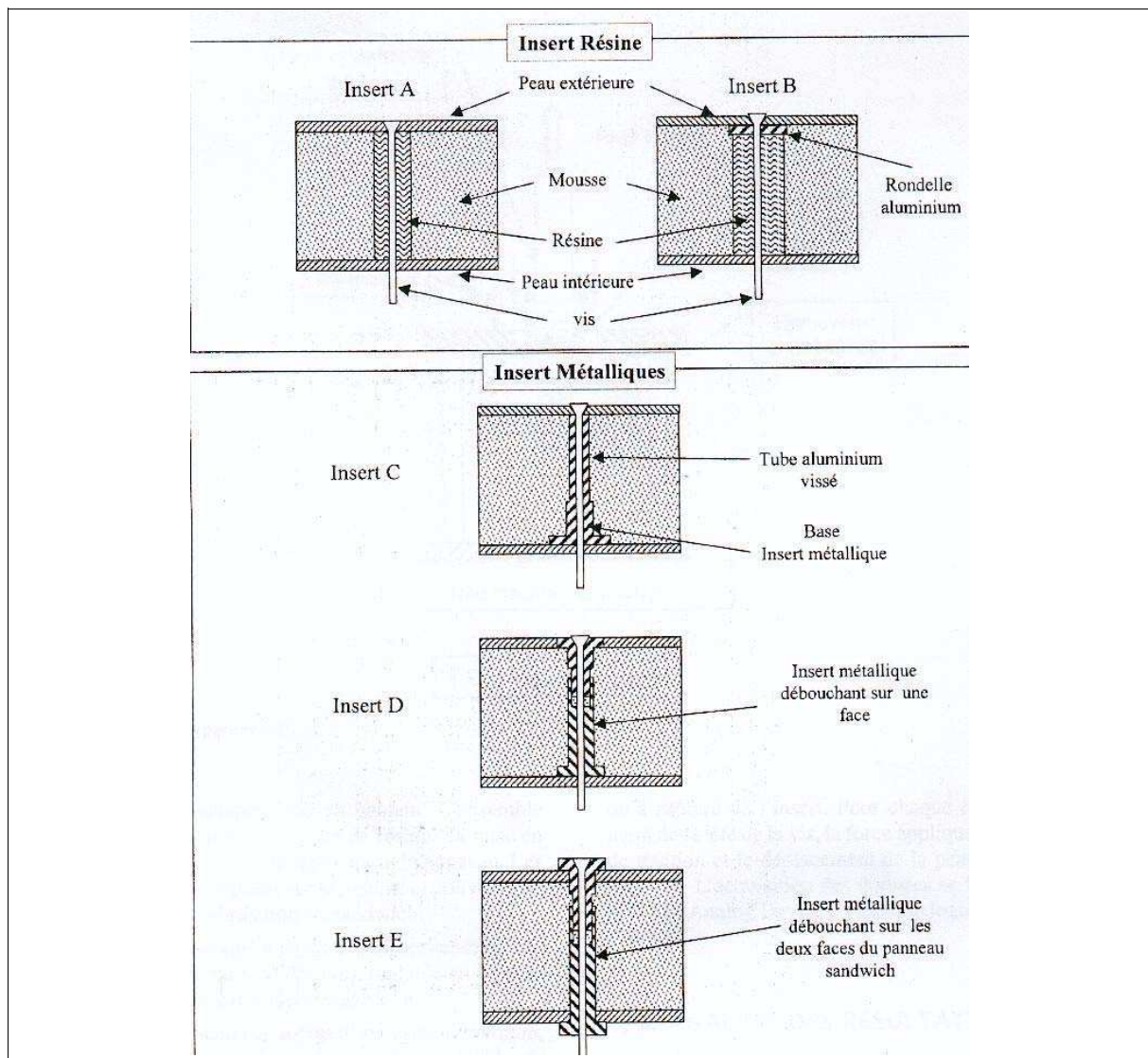


Figure 2-55 : Représentation schématique des inserts étudiés (reproduit de [Noirot 2000]).

Dans cette étude [Noirot 2000] des essais en arrachement sur une machine fabriquée au Laboratoire Structures de Supaéro ont été effectués. Les panneaux sandwichs composites sont réalisés par collage de deux peaux en verre sur une âme en mousse : la peau extérieure est constituée de 16 couches de tissus équilibrés ayant le drapage  $[0_4, 90_4, +45_4, -45_4]_s$ , la peau intérieure de dix couches  $[0_3, 90_3, +45_2, -45_2]_s$ . Pour pouvoir évaluer leur comportement, cinq inserts appartenant à trois familles différentes ont été étudiés (Figure 2-55).

Les *inserts avec de la résine* sont représentés Figure 2-55 (a et b). L'insert A est rempli de résine époxy et micro-ballon sur un diamètre de 25 mm après découpage de la mousse. Les peaux sont ensuite collées. L'insert B est presque identique à l'insert A, seule une plaque circulaire de diamètre 25 mm en aluminium est ajoutée côté peau extérieure sous la tête de vis.

Les *inserts métalliques* sont testés pour étudier l'influence du pré-serrage. L'insert C (Figure 2-55(c)) est réalisé à partir de deux pièces en aluminium, une base de forme circulaire (25 mm de diamètre) collée à la peau intérieure et un tube se vissant à l'intérieur. L'insert D (Figure 2-55(d)) est fabriqué à partir d'un insert aluminium, débouchant sur une face (25 mm de diamètre). L'insert E (Figure 2-55(e)) est obtenu par l'apport d'un insert aluminium, débouchant sur les deux faces du panneau sandwich.

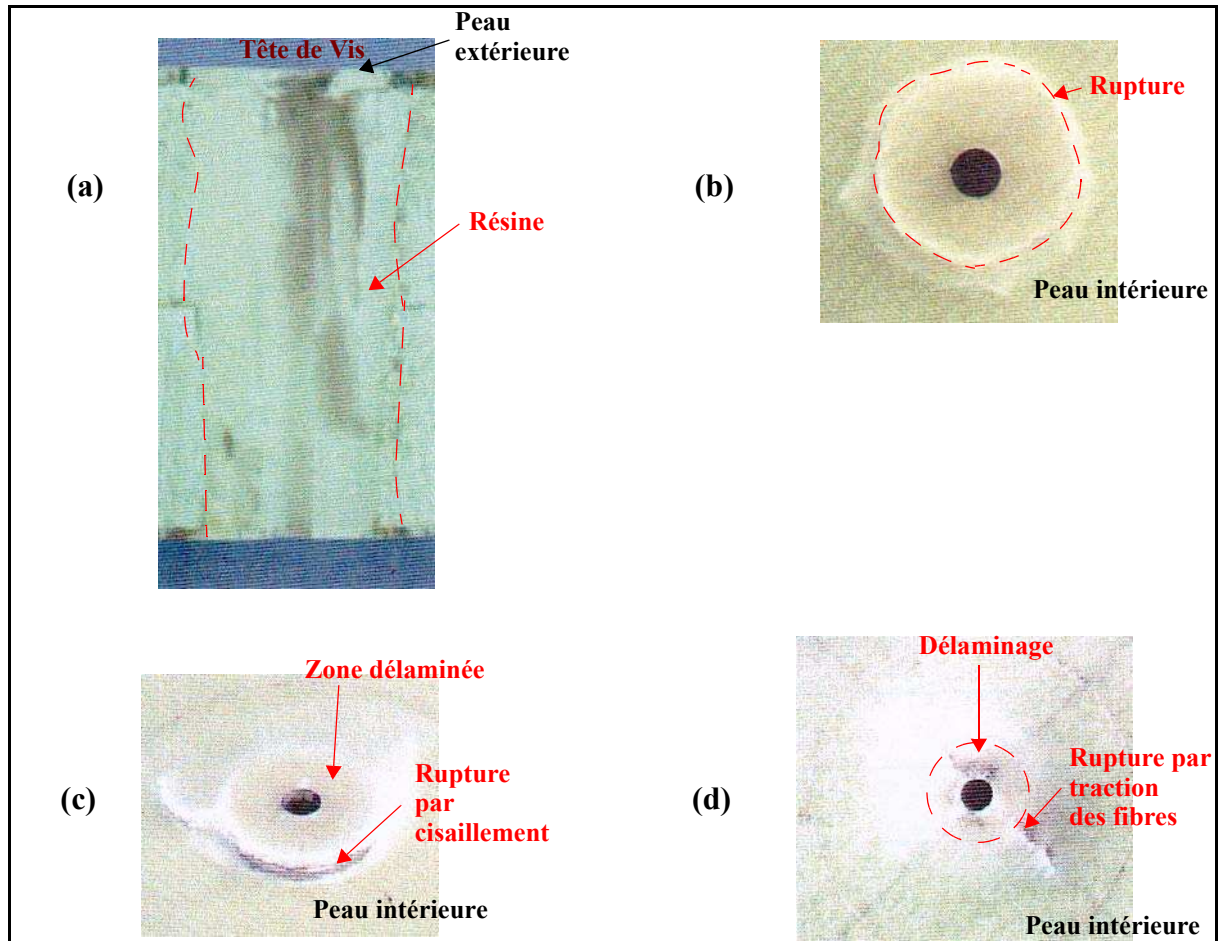
**Tableau 2-5 : Analyse des modes de rupture.**

Insert	Caractéristique	Effort à rupture (KN)	Flèche maxi. (mm)	Rupture
A	Résine/Microballons	9	4,74	Pénétration de la tête de vis (Figure 2-56(a))
B	Résine/Microballons rondelle aluminium	10	4,46	Cisaillement peau intérieure (Figure 2-56(b))
C	Aluminium réglable	12	5,39	Cisaillement et traction (Figure 2-56(c) et (d))
D	Aluminium réglable débouchant 1 face	5	2,05	Cisaillement joint de colle
E	Aluminium réglable débouchant 2 face	4,8	3,89	Cisaillement joint de colle

L'insert C est le plus résistant mais il est beaucoup plus compliqué à mettre en oeuvre car il est difficile d'assurer une position précise pour pouvoir monter la vis. L'ajout d'une rondelle sur l'insert B n'augmente pas de façon significative la tenue à l'arrachement mais modifie le

mode de rupture qui se fait désormais par cisaillement de la peau intérieure.

Les résultats montrent que le pré-serrage influe de façon bénéfique d'une part sur le mode de rupture des inserts A et C et d'autre part sur la valeur de la force à rupture pour l'insert métallique C.



*Figure 2-56 : Faciès de rupture.*

### 2.5.5- CONCLUSIONS.

Les modes de rupture présentés dans ce paragraphe sont dépendants :

- de la direction de la charge.
- des dimensions relatives de l'insert et de la résine.
- des matériaux du panneau sandwich et de la résine.
- de la précontrainte en particulier pour les inserts métalliques.

Les modes de rupture observés sont très variables et dépendent beaucoup du matériau de l'âme. Par exemple, à l'arrachement, dans des âmes en mousse, la rupture peut s'initier à l'interfaces des 3 matériaux peaux/âme/insert et la fissure se propage à 45° (direction princi-

pale du cisaillement transverse dans l'âme). Par contre, pour les inserts de [ESA 1987] réalisés dans une âme en nid d'abeille aluminium, la rupture se fait aussi par cisaillement mais suivant des lignes verticales et dans la résine de renfort.

Dans le cas d'une charge en cisaillement, l'épaisseur de la peau chargée est le paramètre prépondérant.

D'une manière générale, ces modes de rupture sont influencés par les rigidités des divers composants. Par exemple, [Astrom 1999] a montré par essai qu'en doublant la rigidité de la peau, la tenue à l'arrachement était fortement diminuée. Les études présentent des conclusions pertinentes mais pour une seule technologie d'insert et dans un contexte donné. Il n'y a pas de lois générales.

## 2.6- MODÈLES ANALYTIQUES.

Dans ce paragraphe, les études réalisées à l'université d'Aalborg au Danemark seront présentées. Elles ont pour objectif de décrire les pics de charges et les phénomènes locaux qui sont présents au niveau des interfaces insert/âme et dans les peaux.

### 2.6.1-MODÈLE DE THOMSEN.

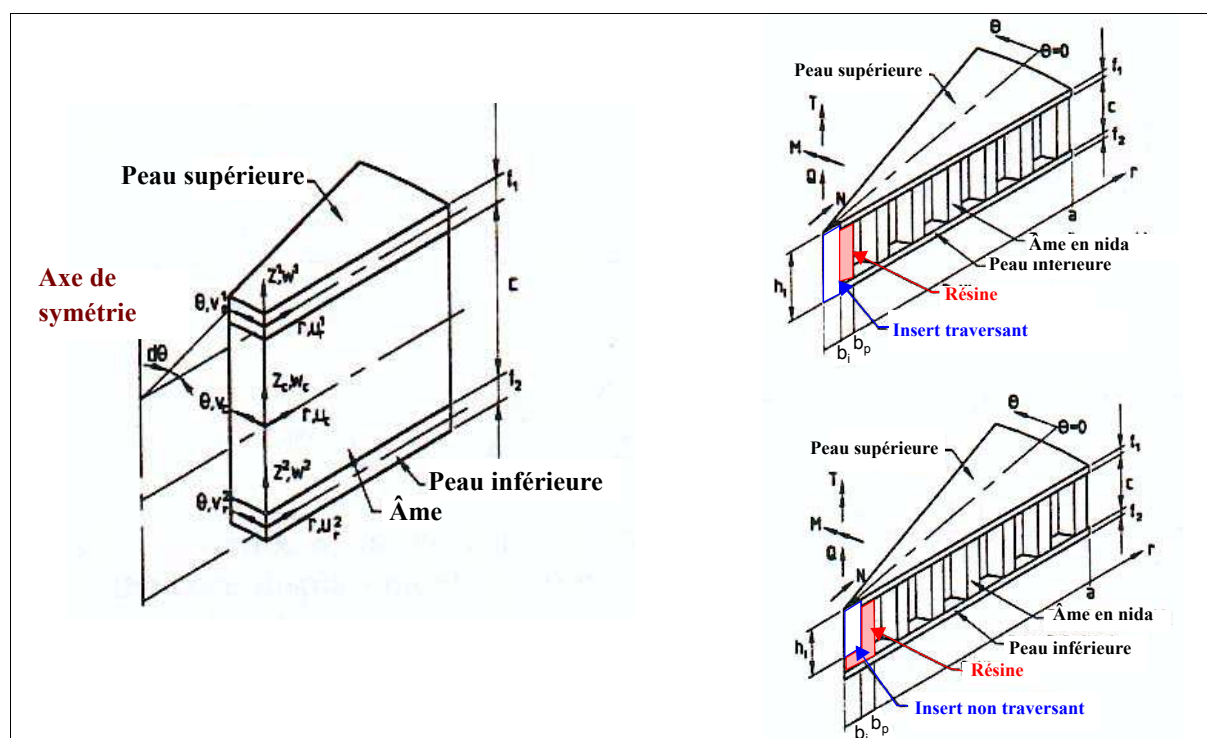


Figure 2-57: Définition de la géométrie autour de l'insert pour un angle  $d\theta$  (reproduit de [Thomsen 1998]).

Cette étude [Thomsen 1998] analyse les effets locaux à proximité des inserts noyés dans de la résine. La théorie sandwich utilisée est similaire à la théorie de Frostig et inclut la compression transverse de l'âme. Des mesures en photoélasticité des effets locaux ont validée cette théorie. Les hypothèses du modèle sont :

- Les peaux sont modélisées par des plaques de Mindlin et donc leur cisaillement transverse peut être pris en compte. Les matériaux des peaux sont homogènes, isotropes et linéaires élastiques.
- La plaque sandwich peut être dissymétrique, c'est-à-dire que les matériaux et les épaisseurs des peaux peuvent être différents.
- L'âme n'a pas de rigidité dans son plan mais peut subir du cisaillement et de la compression transverse  $\sigma_r = \sigma_\theta = \tau_{r,\theta} = 0$ .

Pour les inserts traversants, les conditions aux limites sont :

- $r = b_i$  : Insert infiniment rigide et continuité des déplacements à l'interface, ce qui suppose que l'insert est parfaitement collé à l'âme et aux peaux.
- $r = b_p$  : Continuité des déplacements et des contraintes à travers l'interface âme/résine, ce qui suppose aussi un collage parfait.
- $r = a$  : Les surfaces moyennes des peaux et de l'âme sont simplement appuyées.

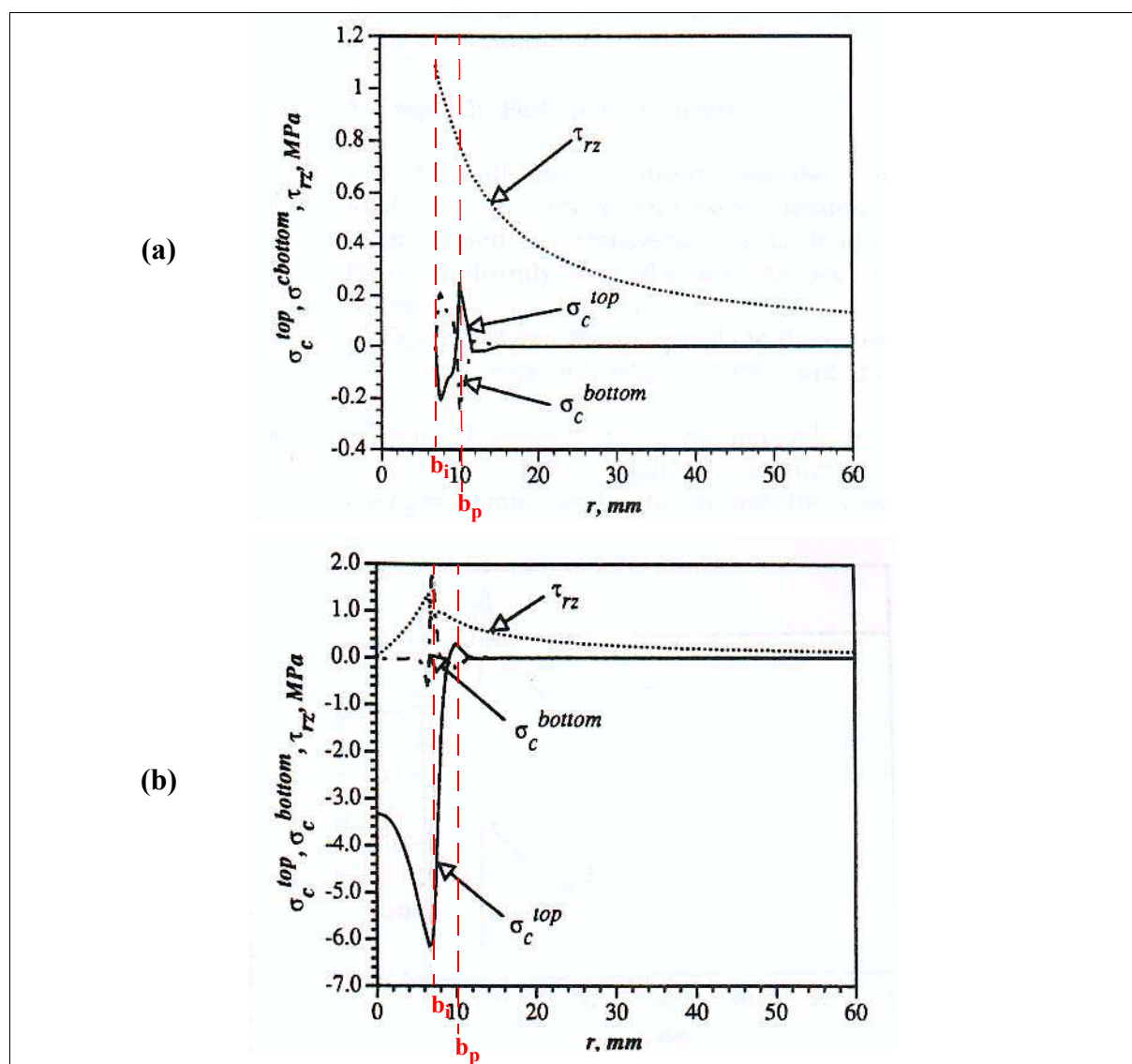
Pour les inserts non-traversants, une seule peau transmet la charge de l'insert au sandwich. Dans la zone où il n'y a pas d'insert, le rayon  $r$  peut devenir nul. Or, les équations d'équilibre dans l'âme deviennent singulières quand  $r$  approche de zéro (car les expressions obtenues sont en  $1/r$  [Thomsen 1998]). Pour pallier cet inconvénient, les auteurs introduisent un paramètre imaginaire  $b_0$  pour appliquer la charge. Si  $b_0$  est suffisamment petit, la solution sera proche de la réalité. Les conditions aux limites dans ce cas sont donc :

- $r = b_0$  : La peau est non chargée ainsi que la résine. L'autre peau est chargée par une distribution d'efforts normaux.
- $r = b_i$  : Continuité des déplacements et des contraintes à travers l'interface insert/résine pour le déplacement de l'âme suivant  $x$  et le cisaillement transverse du plan  $rz$ .
- $r = b_p$  : Continuité des déplacements et des contraintes à travers l'interface âme/résine.
- $r = a$  : Les surfaces moyennes des peaux et de l'âme sont simplement appuyées.

L'équilibre en contrainte est réalisé dans l'âme. On peut donc écrire alors l'équilibre, la cinématique et les équations propres aux peaux. Celles-ci sont combinées avec celles de l'âme

par les conditions de continuité. De ce fait, un système de 24 équations différentielles est obtenu et résolues.

Deux exemples avec inserts traversant et non traversant sont donnés pour illustrer les résultats théoriques. Le *panneau sandwich* symétrique est constitué de deux peaux aluminium de 0,2 mm d'épaisseur et d'une âme en nida aluminium de 20 mm. Les deux *inserts* ont pour rayon 7 mm et sont noyés dans de la résine époxy sur un rayon de 10 mm. Pour l'*insert non traversant*, l'épaisseur est de 9 mm. L'insert est soumis à un effort de compression de  $Q = -1$  kN.



**Figure 2-58 : Evolution du torseur des contraintes pour un insert traversant (a) et un insert non-traversant (b).**

Pour l'insert traversant, le maximum de la contrainte de cisaillement transverse  $\tau_{rz}$  se situe à l'interface insert/résine. Puis la décroissance est rapide, a priori de type parabolique comme

prévu par le modèle simplifié de [Zenkerts 1997]. Pour la contrainte de compression/traction normale à l'âme, des pics de faible amplitude sont observés aux interfaces insert/résine et âme/résine, sinon la contrainte est quasi-nulle ailleurs.

Dans le cas de l'insert non traversant, la contrainte de cisaillement transverse a pratiquement la même évolution, sauf que sous l'insert, elle augmente de zéro à la valeur maxi en bord d'insert avec une discontinuité locale due au transfert des charges par l'insert. Par contre l'évolution de la contrainte de compression transverse est très différente puisque elle atteint - 3 MPa sous l'insert (qui est chargé en compression) avec un pic en bord d'insert à -6 MPa. Puis la contrainte chute à zéro en passant toutefois par un maximum assez faible en traction à l'interface résine/âme.

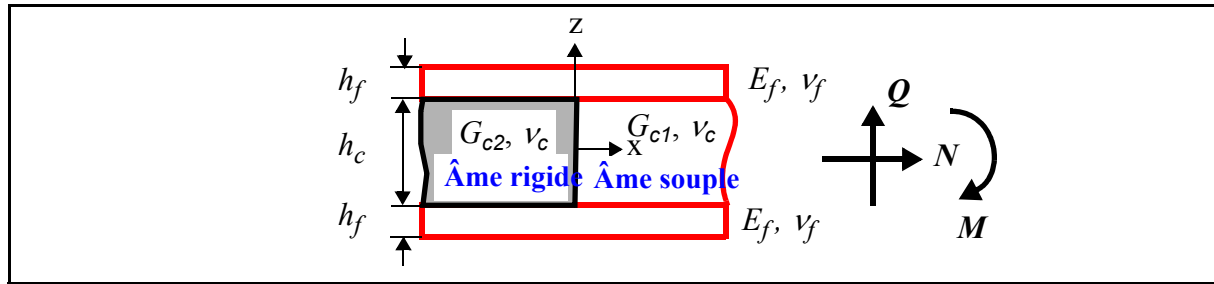
A partir de l'analyse des simulations numériques et des modes de rupture des deux exemples, des règles de conception simples pour les inserts peuvent être proposées :

- Le rayon de la résine doit être au moins égal à 2 fois celui de l'insert pour minimiser la contrainte de flexion des peaux et, en même temps, permettre à la résine de répartir la charge au mieux.
- Le rapport entre la raideur de la résine et de l'âme doit être 3-4 ce qui permet de répartir au mieux les contraintes maximum entre les peaux, la résine et l'âme.
- Si la charge est importante, il est recommandé d'utiliser les inserts traversants.
- L'ajout de plis stratifiés sur les peaux est recommandé pour résister aux pics de contraintes de flexion et de cisaillement autour de l'insert.
- Comme la résine assure le collage avec l'insert et l'âme et que le maximum de concentration des contraintes a lieu dans la résine, elle doit avoir une grande elongation à rupture et être ductile.

## 2.6.2-MODÈLES DE [BOZHEVOLNAYA 2003, 2004, 2005]

Ces études portent aussi sur l'analyse des effets locaux et des discontinuités sandwichs/âme. Le modèle analytique est basé sur le modèle théorique d'ordre supérieur de degré 3 de [Skvortsov 2003] applicable aux poutres sandwichs. Une représentation de problème est visible sur la Figure 2-59.





**Figure 2-59 : Problème de [Bozhevolnaya 2003].** ( $N$  - Effort normal,  $Q$  - Effort tranchant et  $M$  - Moment de flexion).

Le modèle repose sur 2 paramètres :

- $g$  : Rapport entre le module de cisaillement des deux âmes :

$$g = \sqrt{\frac{G_{c1}}{G_{c2}}} \quad (\text{éq-2.17})$$

- $\mu$  : Coefficient adimensionnel qui caractérise le rapport entre rigidité de flexion du sandwich et rigidité en cisaillement de l'âme :

$$\mu = \sqrt{\frac{G_{c1} h_c (h_c + h_f)^2}{E_f h_f^3}} \quad (\text{éq-2.18})$$

où  $k = \begin{cases} \frac{1 - \nu_f}{4}, & \text{pour les contraintes planes} \\ \frac{1 - 2\nu_f}{4(1 - \nu_f)}, & \text{pour les déformations planes} \end{cases}$

En flexion 3 points, l'effort tranchant  $Q_0$  induit localement une surcontrainte normale dans les peaux à la discontinuité insert/âme. Cette surcontrainte locale  $\sigma_0^{loc}$  s'exprime en fonction de l'effort tranchant :

$$\sigma_0^{loc} = Q_0 \sqrt{\frac{3E_f}{2G_{c1} h_f h_c}} (1 - g) k_\sigma \quad (\text{éq-2.19})$$

où  $k_\sigma$  est une fonction qui avec une très bonne approximation vaut :

$$k_\sigma = \frac{\sqrt{1 + 2\mu}}{1 + \mu(1 + g^{1/4})} \quad (\text{éq-2.20})$$

Cette surcontrainte au droit de la discontinuité évolue dans la longueur de la peau avec la fonction  $f_\sigma$  ( $x=0$  à la discontinuité) :

$$\sigma_f^{loc}(x) = \sigma_f^{loc} f_\sigma \text{ où } f_\sigma = \begin{cases} \frac{c_1 \alpha_1 e^{-\alpha_1 x} + c_2 \beta_1 e^{-\beta_1 x}}{c_1 \alpha_1 + c_2 \beta_1}, & \text{pour } x > 0 \\ \frac{c_3 \alpha_2 e^{\alpha_2 x} + c_4 \beta_2 e^{\beta_2 x}}{c_3 \alpha_2 + c_4 \beta_2}, & \text{pour } x < 0 \end{cases} \quad (\text{éq-2.21})$$

$$\text{avec } \alpha_1 = \frac{\sqrt{6}\sqrt{1+2\mu} + \sqrt{1-2\mu}}{2} \frac{1}{h_c}; \quad \alpha_2 = \frac{\sqrt{6}\sqrt{1+2\mu/g} + \sqrt{1-2\mu/g}}{2} \frac{1}{h_c}$$

$$\beta_1 = \frac{\sqrt{6}\sqrt{1+2\mu} - \sqrt{1-2\mu}}{2} \frac{1}{h_c}; \quad \beta_2 = \frac{\sqrt{6}\sqrt{1+2\mu/g} - \sqrt{1-2\mu/g}}{2} \frac{1}{h_c}$$

Les coefficients  $c_1, c_2, c_3, c_4$  sont obtenus en écrivant la continuité des contraintes dans l'âme :

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 & -g^2 & -g^2 \\ \alpha_1 & \beta_1 & g^2\alpha_2 & g^2\beta_2 \\ \alpha_1^2 & \beta_1^2 & -g^2\alpha_2^2 & -g^2\beta_2^2 \\ \alpha_1^3 & \beta_1^3 & g^4\alpha_2^3 & g^4\beta_2^3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g^2 - 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Le maximum de contrainte dans les peaux n'apparaît pas au niveau de la discontinuité de l'âme mais à une certaine distance coté insert. Cet effet local crée par l'effort tranchant se superpose avec les contraintes de flexion globales  $\sigma_M^{haut}$  et  $\sigma_M^{bas}$  générées par le moment de flexion ( $M$ ). La contrainte résultante dans les peaux s'écrit alors :

$$\sigma_f^{haut} = \sigma_M^{haut} \pm \sigma_{max}^{loc}, \quad \sigma_f^{bas} = \sigma_M^{bas} \pm \sigma_{max}^{loc} \quad \text{où } \sigma_M^{haut} = -\sigma_M^{bas} = M \frac{h_c + 2h_f}{h_f(h_c + h_f)^2} \quad (\text{éq-2.22})$$

Le signe + correspond aux fibres supérieures de la peau et le signe - correspond aux fibres inférieures de la peau. Dans l'âme, la contrainte de cisaillement  $\tau_c$  et la contrainte normale transverse  $\sigma_c$  sont supposées être constantes dans l'épaisseur de l'âme. Elles s'écrivent :

$$\tau_c(x) = \frac{Q(x)}{h_c + h_f} f_\tau \quad \text{et} \quad \sigma_c(x) = \pm Q(x) \frac{h}{2(h_c + h_f)} f_\sigma \quad (\text{éq-2.23})$$

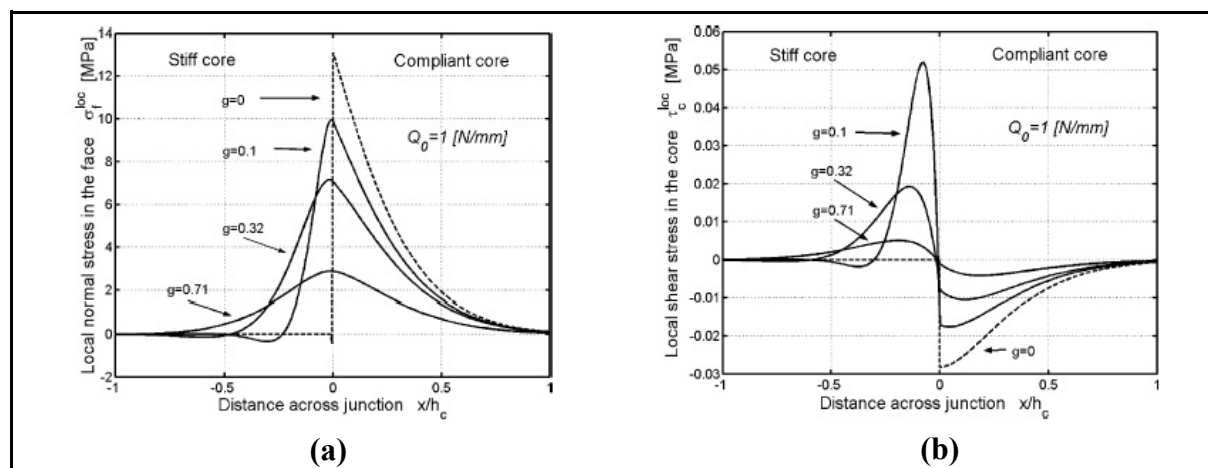
$$\text{où } f_\tau = \begin{cases} 1 + \frac{D_f}{S} (c_1 \alpha_1^2 e^{-\alpha_1 x} + c_2 \beta_1^2 e^{-\beta_1 x}), & x > 0 \\ 1 + \frac{D_f}{S} g^2 (c_3 \alpha_2^2 e^{\alpha_2 x} + c_4 \beta_2^2 e^{\beta_2 x}), & x < 0 \end{cases} \quad \text{et} \quad f_\sigma = \begin{cases} -\frac{D_f}{S} (c_1 \alpha_1^3 e^{-\alpha_1 x} + c_2 \beta_1^3 e^{-\beta_1 x}), & x > 0 \\ \frac{D_f}{S} g^2 (c_3 \alpha_2^3 + e^{\alpha_2 x} + c_4 \beta_2^2 e^{\beta_2 x}), & x < 0 \end{cases} \quad (\text{éq-2.24})$$

où  $D_f$  est la rigidité de flexion de la peau et  $S$  est la rigidité de cisaillement du panneau sandwich. Les coefficients  $c_1, c_2, c_3, c_4$  sont obtenus par écriture de la continuité des contraintes à l'interface de l'insert. En dehors de la zone perturbée par l'effet local, la contrainte de cisaillement ( $\tau_c$ ) et contrainte normale transverse ( $\sigma_c$ ) s'écrivent :

$$\tau_c(x) = \frac{Q(x)}{h_c + h_f} f_\tau, \quad \sigma_c = 0 \quad (\text{éq-2.25})$$

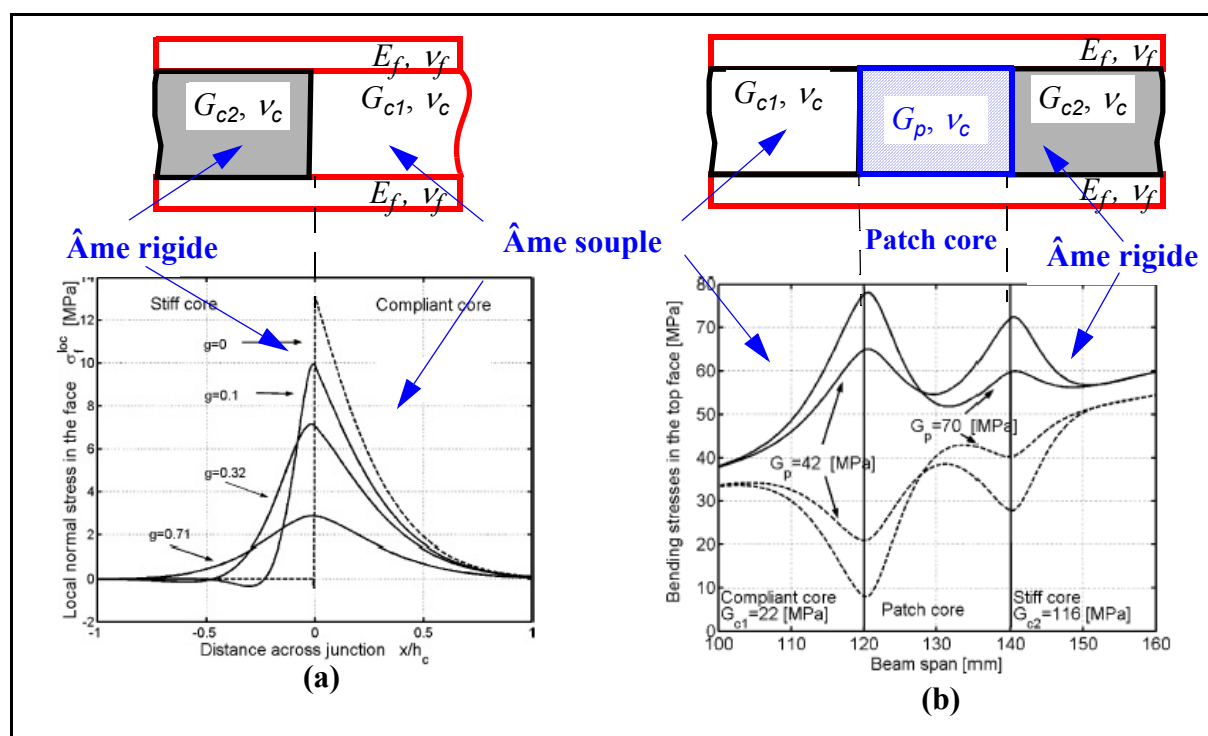
Une étude numérique est conduite avec un effort tranchant constant dans l'épaisseur de l'âme :  $Q(x) = Q_0 = 1 \text{ N/mm}$  et des valeurs de  $g = 0; 0,1; 0,32$  et  $0,71$ . Les Figure 2-60 (a) et (b) montrent les surcontraintes locales obtenues et on constate que la criticité augmente quand les

valeurs de raideurs sont très différentes ( $g=0$ ). La théorie a été validée par comparaison avec un essai de flexion 3 points sur une poutre. Le pic de contrainte en flexion dans la peau est retrouvé expérimentalement. Ce pic qui existe aussi en cisaillement dans l'âme dépend donc du rapport entre des modules de cisaillement des deux âmes ( $g = G_{c1}/G_{c2}$ ).



**Figure 2-60 : Distribution des contraintes locales travers le discontinuité de deux âme (a) Contrainte normale et (b) Contrainte de cisaillement.**

L'auteur propose pour diminuer les surcontrainte d'introduire une âme avec une raideur en cisaillement intermédiaire (Patch core, Figure 2-61).

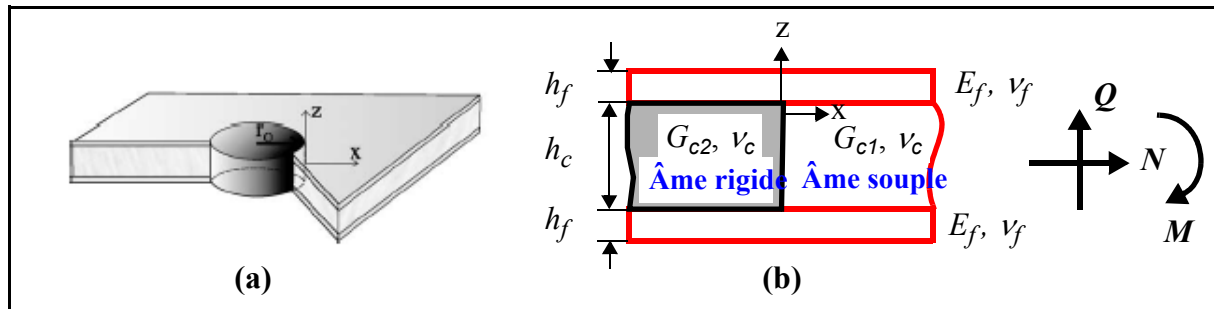


**Figure 2-61 : Distribution des contraintes de flexion locales dans la peau supérieure, avec (a) ou sans «patch core» (b).**

Un cas numérique est traité pour le cas de deux âmes de raideurs en cisaillement transverse

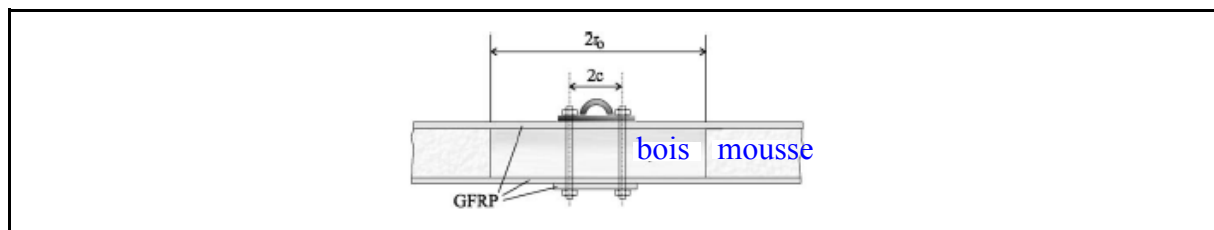
116 MPa et 22 MPa en rajoutant une âme intermédiaire de 42 MPa ou 70 MPa. Les graphes de la Figure 2-61 (b) montrent l'efficacité de cette proposition car la surcontrainte en flexion dans les peaux est fortement diminuée (la ligne continue représente la contrainte de traction à la surface extérieure de la peau supérieure et la ligne discontinue représente la contrainte à la surface intérieure de la peau supérieure (interface peau supérieure/âme)).

La même base théorique est utilisée dans [Bozhevolnaya 2004] pour un panneau sandwich avec insert circulaire (Figure 2-62). Dans cette publication, le modèle analytique est validé par comparaison à une modélisation éléments finis 2D axisymétrique particulièrement raffinée à l'interface de l'âme avec l'insert. Une bonne corrélation des contraintes locales est obtenue à l'exception du cisaillement transverse qui n'est pas constant dans l'épaisseur pour le modèle éléments finis alors qu'il l'est pour le modèle analytique.



**Figure 2-62 : Insert circulaire dans le panneau sandwich .**

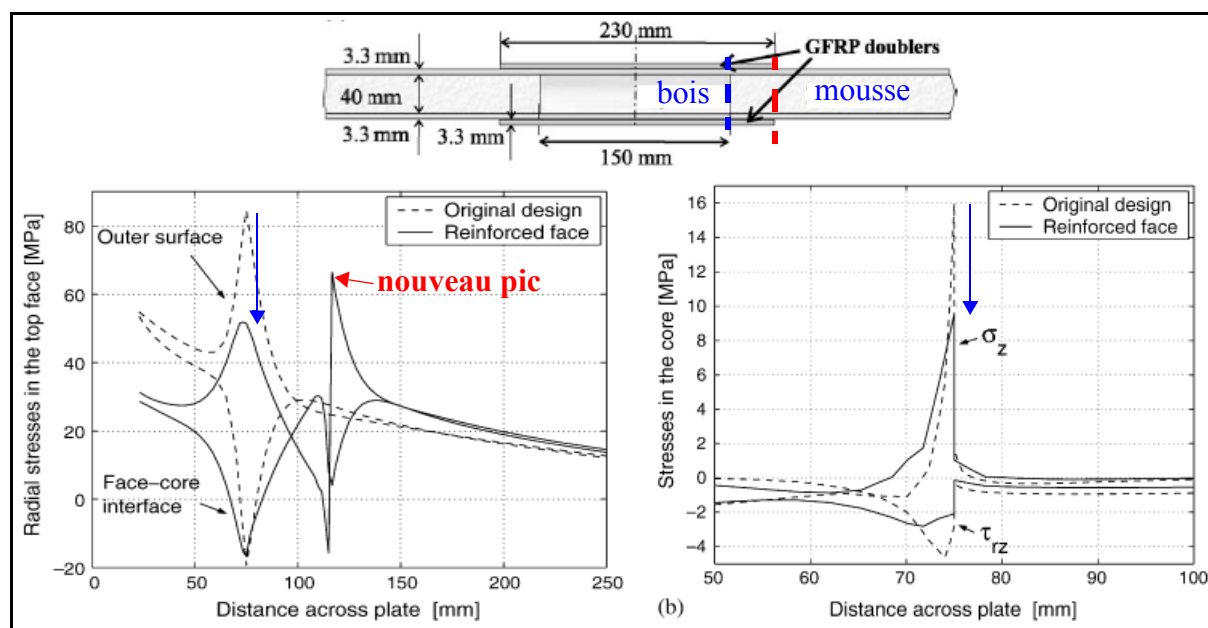
Ce type de géométrie correspond à une application marine. Un insert bois est ajouté pour renforcer une zone de fixation métallique (Figure 2-63). Le panneau sandwich réalisé possède des peaux en fibres de verre et une âme en mousse. La géométrie est visible Figure 2-63.



**Figure 2-63 : Application marine.**

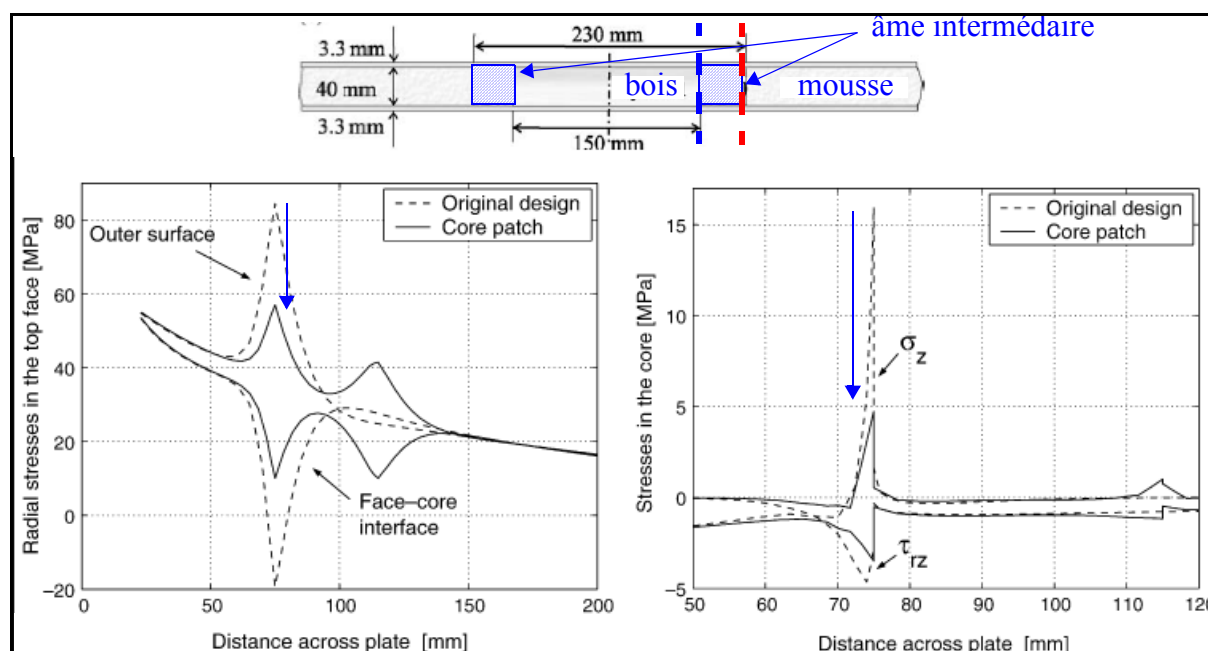
Comme dans l'étude précédente, l'auteur propose des améliorations technologiques pour diminuer les surcontraintes locales. Une première solution consiste à renforcer la peau (Figure 2-64). Le modèle permet de montrer que le pic de contrainte radiale est bien minimisé mais qu'un second pic est créé ce qui annule l'effet bénéfique. La deuxième solution consiste à intercaler une âme de module de cisaillement transverse  $G$  intermédiaire (de la même manière que dans [Bozhevolnaya 2003]). En choisissant le  $G$  à 100 MPa, cette solution permet de vrai-

ment minimiser le pic de contrainte en flexion dans la peau (Figure 2-65).



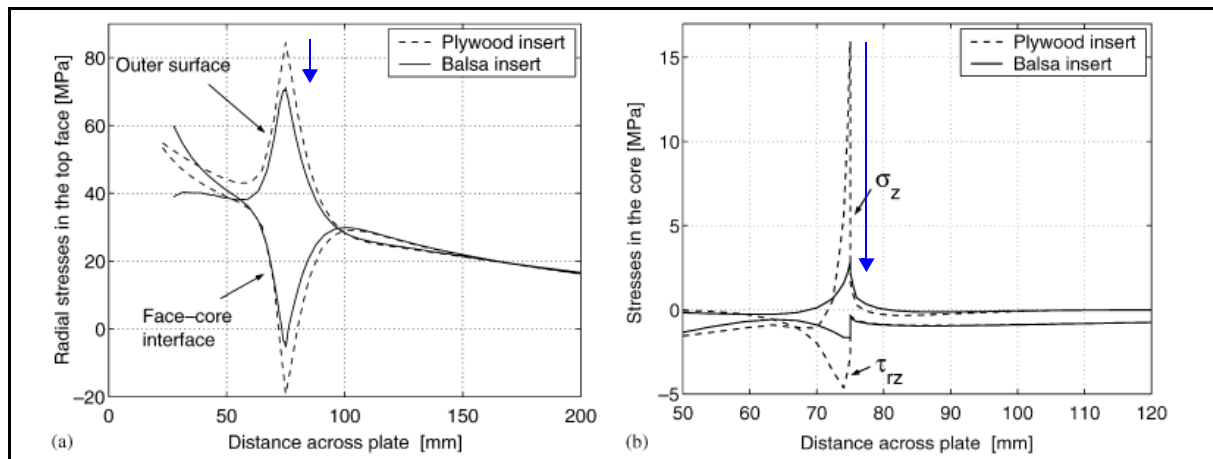
**Figure 2-64 : Analyse de la solution avec renforts de peau.**

Le modèle permet de remarquer que la valeur du module de cisaillement transverse est essentielle pour la redistribution des contraintes locales, en particulier l'effort tranchant. De ce fait, il est intéressant d'utiliser pour insert un matériau possédant une bonne résistance et un haut module en compression transverse et un module de cisaillement plus faible. Aussi, une troisième solution est proposée avec un insert en balsa car son rapport  $E_c/G_c$  est élevé et vaut environ 23.



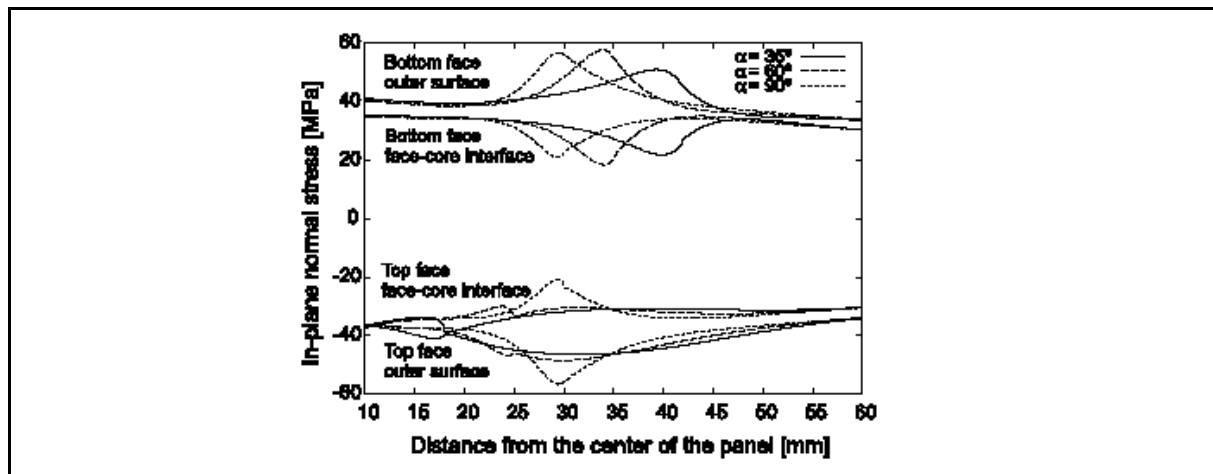
**Figure 2-65 : Analyse de la solution avec nid d'abeille intermédiaire.**

Il est clair que l'utilisation d'un tel matériau permet une diminution très importante des pics de contraintes (Figure 2-66). Cette solution est de plus économique car il est difficile de réaliser des inserts intermédiaires. Aussi le même auteur, dans un article récent [Bozhevolnaya 2005] propose l'introduction d'un insert conique d'angle  $\alpha^\circ$ . L'étude d'une poutre sandwich avec peaux aluminium, âme mousse et insert conique en flexion 3 point est effectuée. Cette étude est réalisée en éléments finis en raffinant le maillage à l'interface insert/âme. Le modèle a été validé par comparaison à un essai.



**Figure 2-66 : Analyse de la solution avec insert en Balsa.**

Une étude de sensibilité en variant l'angle de l'insert ( $35^\circ$ ,  $60^\circ$  et  $90^\circ$ ) est effectuée (Figure 2-67(b)). L'angle de  $35^\circ$  donne les meilleurs résultats mais il semble aussi que ce soit la solution la plus délicate à fabriquer.



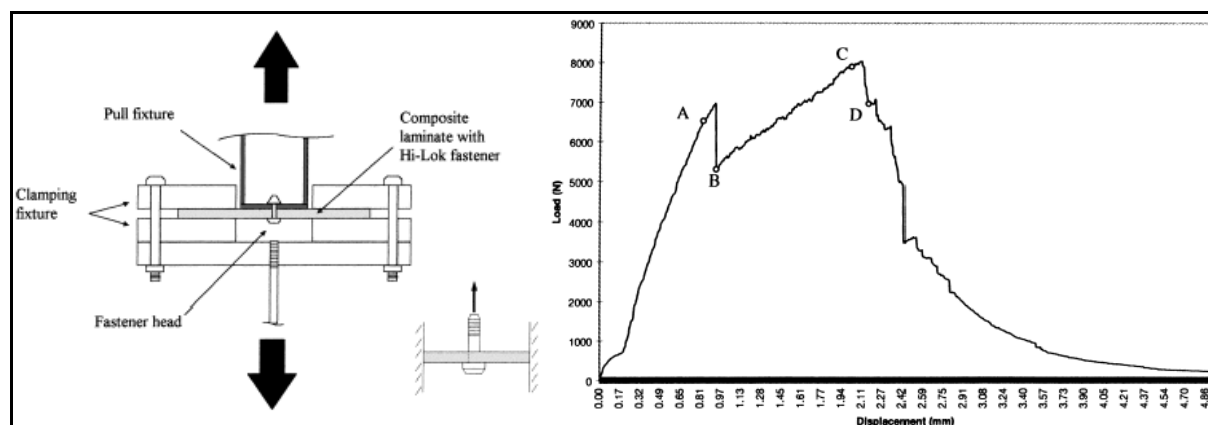
**Figure 2-67 : Etude de sensibilité sur l'angle d'un insert conique.**

Au bilan, la théorie d'ordre supérieur développée permet une identification des surcontraintes locales (en cisaillement transverse à l'interface et en flexion des peau). Les 3 études consécutives présentent une analyse pertinente de ce point de vue des structures sandwichs soumise

à de la flexion 3 points. Des solutions innovantes, du point d'un point de vue théoriques, ont pu aussi être proposée grâce à cet analyse (patch core ou insert conique).

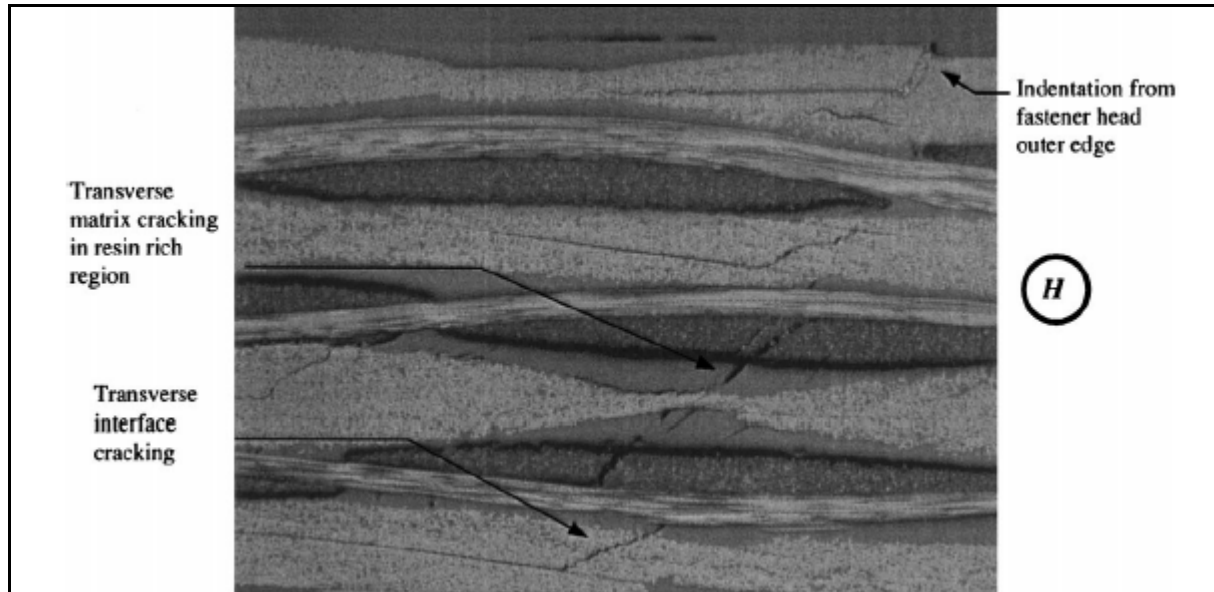
## 2.7-ENDOMMAGEMENT DES STRATIFIÉS EN POINÇONNEMENT.

Le mode de rupture ultime des inserts de structures sandwichs à l'arrachement est le poinçonnement des peaux stratifiées par la tête de vis. Aussi, une partie de cette étude bibliographique s'est attachée à recenser et décrire les études sur ce sujet. Si le jonctionnement des structures stratifiées par boulonnage est très largement étudié et demeure un domaine de recherche très actif, très peu de publications s'attachent au phénomène de poinçonnement. A notre connaissance, seules les études de [Banbury 1999] et [Kelly 2004] traitent du sujet. L'étude de [Banbury 1999] comporte une très large et très intéressante analyse expérimentale en arrachement d'une vis dans une éprouvette circulaire encastrée (Figure 2-68). L'influence du type de vis, de la stratification et du type de pli sont étudiés. Une courbe expérimentale typique effort/déplacement est présentée Figure 2-68.



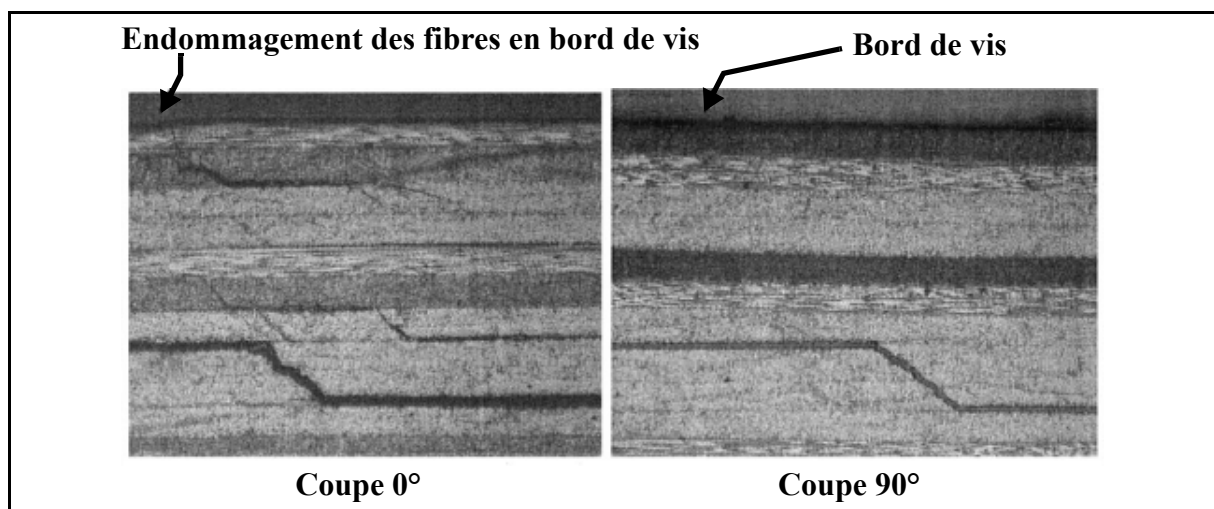
*Figure 2-68 : Schéma d'essai et courbe effort/déplacement d'un essai.*

Cette courbe montre une première perte soudaine de rigidité (points A-B). Cette première rupture est considérée en dimensionnement comme rupture de la jonction. Toutefois, l'assemblage est encore capable de tenir une charge avec une raideur dégradée. A l'exception d'un type de vis particulier (countersunk), les ruptures ultimes se font à une charge supérieure à la charge de dimensionnement.



**Figure 2-69 : Analyse microscopique d'une éprouvette (essai stoppé au point B).**

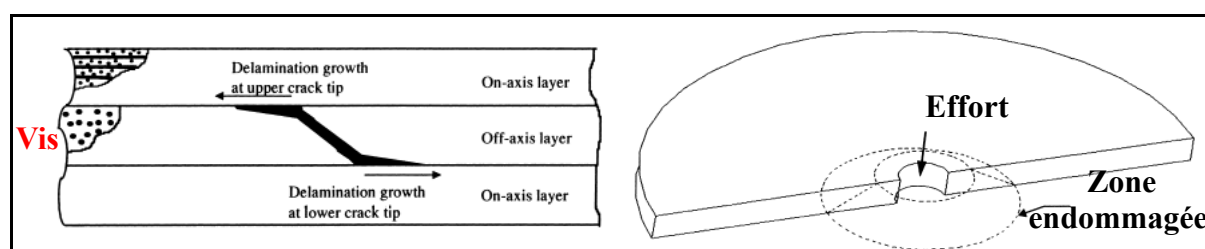
Des essais arrêtés ont été menés et des coupes dans la région limitrophe de la tête de vis et des analyses par ultrason et microscopique effectuées car les inspection visuelles ne permettent pas d'identifier de dommages apparents après le point A. Elles révèlent une initiation de fissuration en limite de la tête de vis. La fissuration se propage globalement de manière conique dans l'épaisseur. D'une manière générale, les fissures apparaissent préférentiellement dans les zones de moindre résistance comme les zones riches en résine et la matrice (Figure 2-69). Lorsque la fissure atteint des paquets de fibres, la propagation se fait alors tangentielle, initiant ainsi un délaminage et créant aussi un effet d'escalier (Figure 2-70). Dans le cas des éprouvettes de faible épaisseur, des ruptures de matrice en traction sont observées car la rigidité en flexion de cette configuration est faible.



**Figure 2-70 : Analyse microscopique d'une éprouvette UD (essai arrêté au point B).**



L'analyse expérimentale montre que trois phénomènes physiques distincts pilotent l'endommagement (Figure 2-71 et Figure 2-72) : fissuration transverse à l'interface fibre/matrice, délaminage et de façon moins significative, rupture des fibres. La formation des premières fissures se fait par cisaillement transverse des plis hors axes et à proximité de la tête de vis. Il est intéressant de noter que [Kelly 2004] constate la présence de ce type d'endommagement dès 25 % de la charge du point A. La présence de fibres empêche la propagation directe de cette fissuration dans l'épaisseur mais crée un délaminage. Cependant, la compression locale est défavorable à la propagation du délaminage ce qui est à l'origine de la forme conique (Figure 2-71 à droite). La rupture finale est piloté par la rupture progressive des fibres.



**Figure 2-71 : Mécanisme de ruine et zone endommagée conique.**

Une modélisation élément fini est développée pour simuler le mécanisme de ruine qui a été identifié. Le modèle est axisymétrique avec contact. Le maillage n'a pas besoin d'être très raffiné. Le champs des contraintes ( $\sigma_x$ ,  $\sigma_z$  et  $\tau_{xz}$ ) ainsi que les déformations principales sont analysées. Il semble que la **déformation principale maximale** soit un bon critère pour représenter l'initiation de la dégradation transverse (Figure 2-72). On donne pour valeur admissible de résine 1,8% mais la méthode de calcul est issue de [Daniel 1994]. Avec ce critère, le modèle est capable de prédire l'effort maximum, la localisation de l'endommagement et sa propagation pour toutes les configurations testées. La propagation de la fissuration dans la matrice pour deux épaisseurs différentes correspond bien à ce qui a été trouvé dans l'étude expérimentale (Figure 2-73). L'initiation de l'endommagement est la conséquence du cisaillement transverse pour les éprouvettes épaisses et de la traction dans le plan pour les éprouvettes minces. L'effort maximum admissible dans l'éprouvette épaisse correspond à la fissuration de matrice dans toute l'épaisseur. Pour l'éprouvette fine, la rupture correspond à la première fissuration de matrice en cisaillement. Les deux scénarios de ruine sont illustrés Figure 2-74.

Cette étude est globalement confirmée par celle de [Kelly 2004] qui porte sur la tenue à l'arrachement de vis dans des plaques composites stratifiées circulaires simplement appuyées. L'étude porte sur les dimensions des éprouvettes, le drapage et le type de matrice. Une tenue supérieure des éprouvettes à matrice vinylester est observée car celle-ci a une déformation

maximale admissible supérieure aux résines époxy. Une modélisation 3D permettant de prédire le délaminage avec le critère Hashin est effectuée et permet une estimation raisonnable de l'effort maximum expérimental.

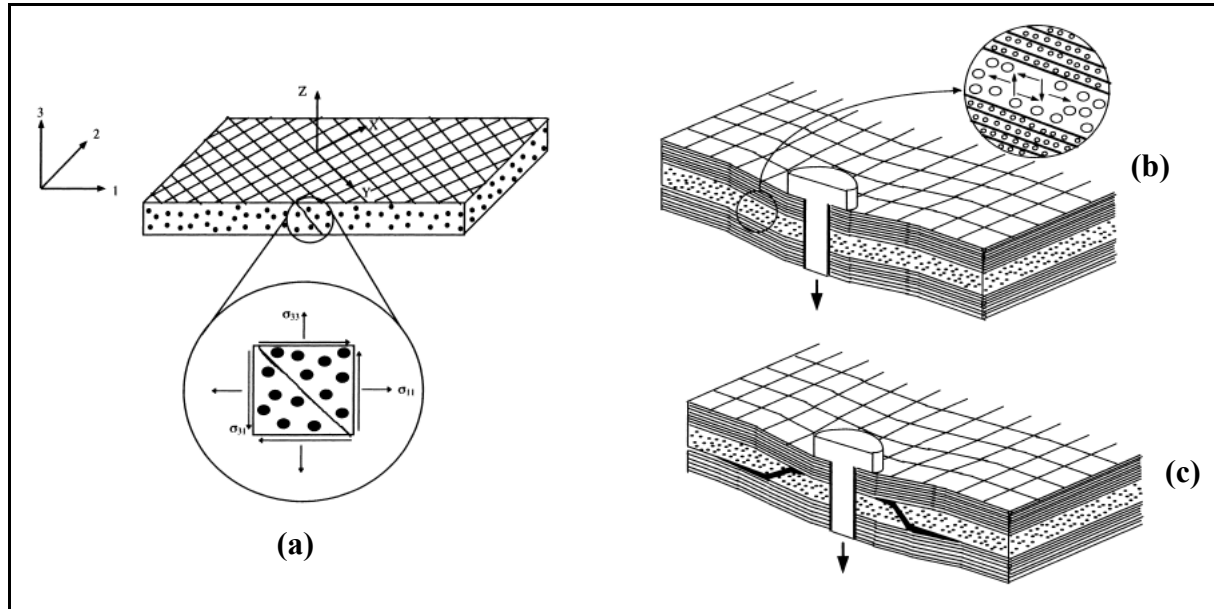


Figure 2-72 : (a) Effet des contraintes principales sur l'initiation de la fissuration transverse de la matrice ; (b) combinaison des contraintes de compression et de cisaillement, (c) apparition du délaminage.

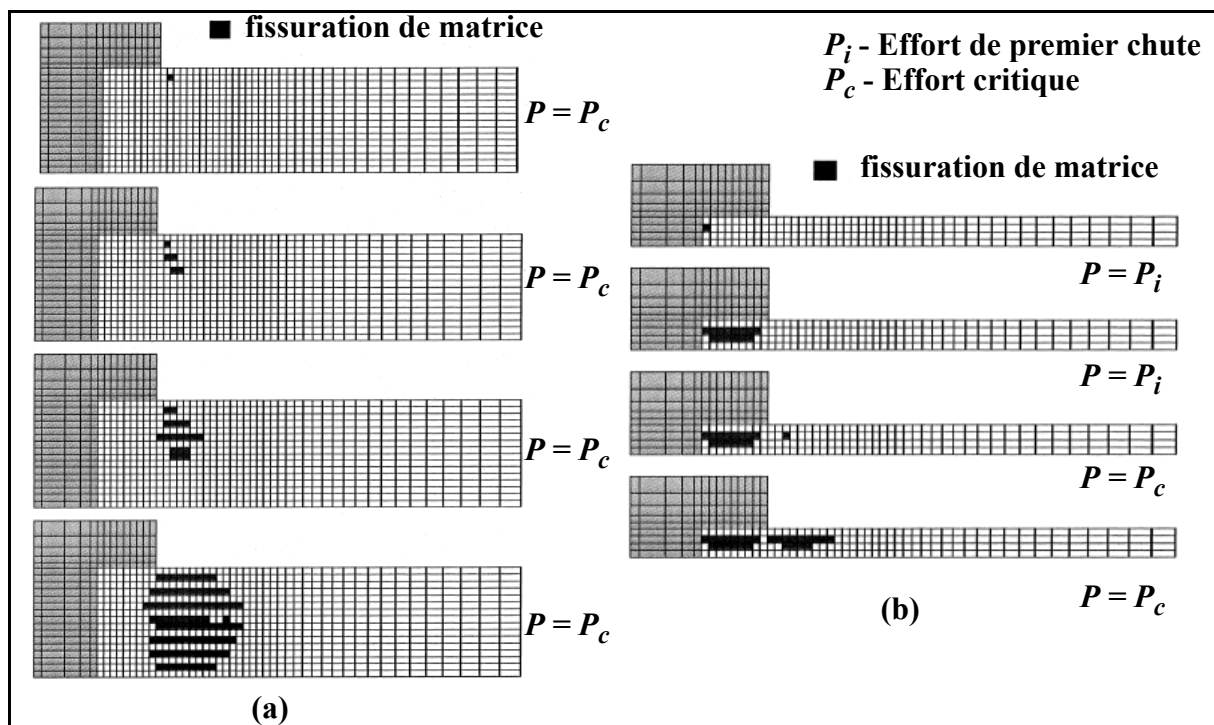


Figure 2-73: Propagation de l'endommagement dans la matrice, (a) éprouvette d'épaisseur 3,5 mm et (b) éprouvette d'épaisseur 0,87 mm.

D'autres études ([Chen 1995] et [Huang 2003]) permettent dans d'autres cas (indentation

de plaque composite en flexion) de valider l'utilisation des critères de délaminage d'Hashin et de Ye avec des lois de dégradation progressive des caractéristiques mécaniques. Au bilan, ce paragraphe a permis de montrer les mécanismes d'endommagement dans un cas proche de celui du poinçonnement des peaux.

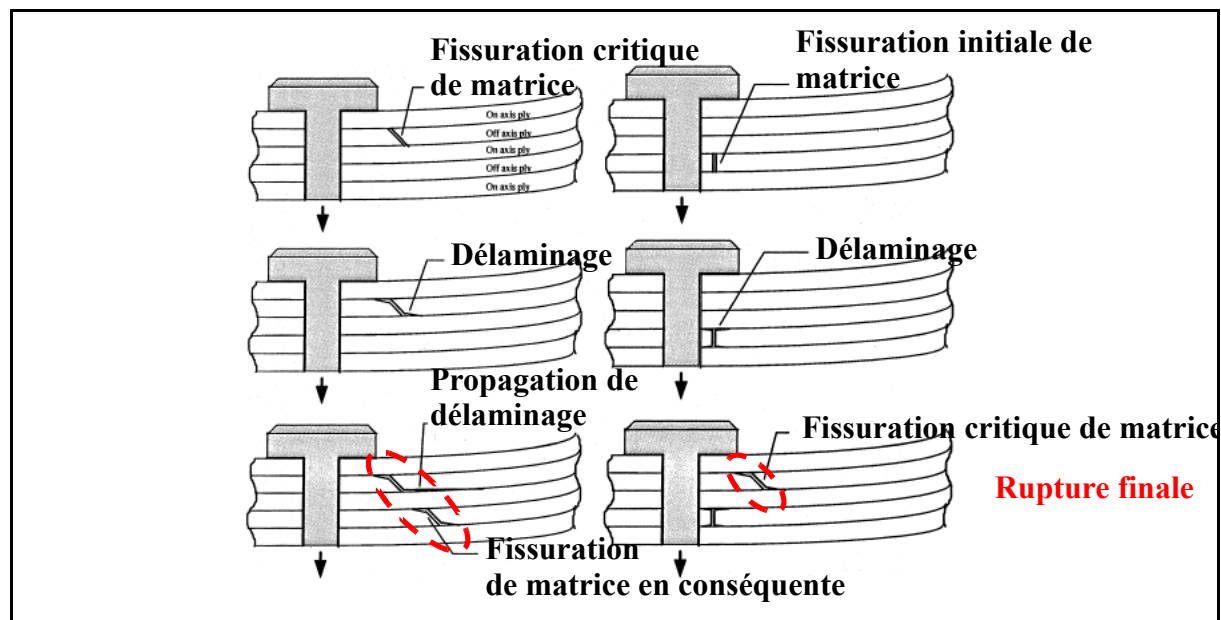


Figure 2-74 : Deux scénarios de ruines.

## 2.8-CONCLUSIONS GÉNÉRALES DE L'ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE.

Cette étude bibliographique montre que :

- Parmi les différentes manières d'assembler les panneaux sandwichs, la solution avec inserts est la plus économique, permet le démontage et sa capacité de transfert de charge est relativement élevée malgré une âme de caractéristiques mécaniques faible.
- Les éléments constitutifs des inserts peuvent être métalliques ou composites, de géométries et de dimensions variées et les méthodes de mise en oeuvre sont diverses : de la solution d'insert moulés à la fabrication du sandwich aux inserts montés en pression avec déformation des peaux. Pour cela, le dimensionnement des inserts est a priori fonction de ces nombreux paramètres tant au niveau des matériaux que des dimensions et il est donc complexe d'approcher la réalité.
- De ce fait, seule des méthodes de calcul simples et conservatives permettent le

prédimensionnement d'une manière générale. Le seul manuel qui existe (ESA Design Handbook) est réservé à une forme très particulière d'inserts et pour des sandwichs à peau aluminium. Dans tous les autres cas, il est suggéré de procéder à des essais. Le fait qu'un fabricant d'inserts (Shur-Lok) propose dans son guide de conception uniquement des résultats d'essais atteste de l'inexistence de méthodes de calculs fiables.

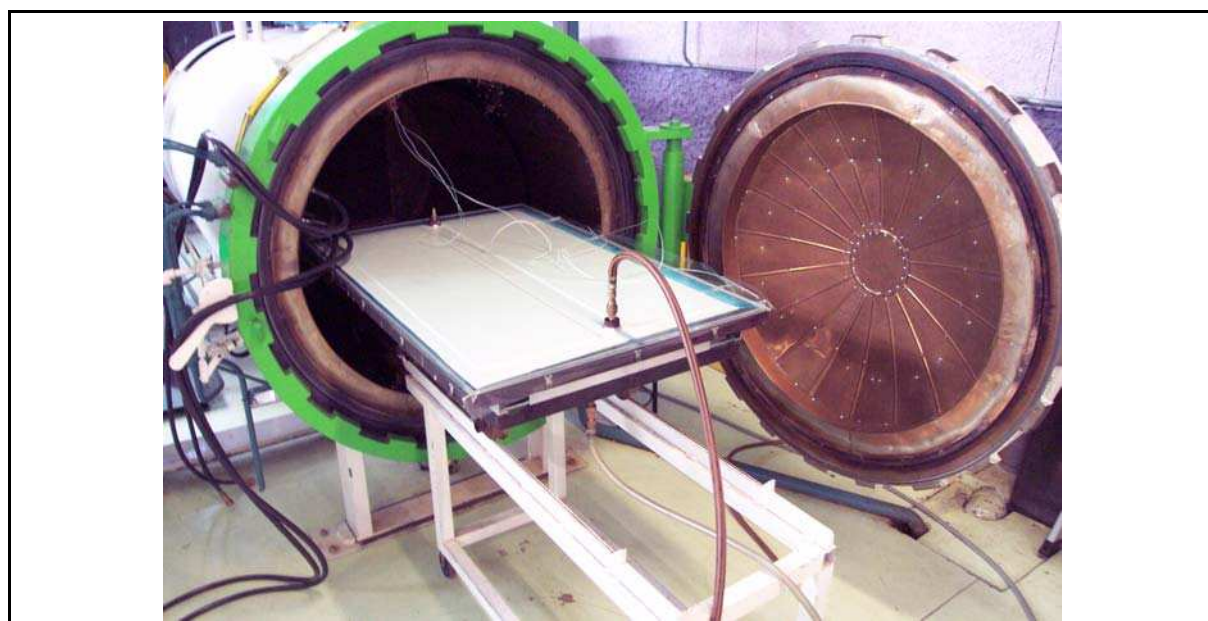
- Les résultats d'essais donnés par Shur-lok montrent une grande dispersion de 15% à 40%. L'ESA, par contre corrèle son modèle et ses essais avec une précision de 1% ou moins.
- Les modes de rupture observés sont très différents et sont conditionnés par tous les paramètres énoncés précédemment. On ne sait pas prévoir à l'heure actuelle le mode de rupture qui va se produire dans une configuration donnée et pour un type de chargement donné.
- On sait globalement dimensionner un insert (avec souvent des marges très importantes) mais on ne sait pas déterminer l'optimum.
- Il existe des règles de l'art pour les groupes d'inserts et pour les inserts en bordure de panneau mais aucune étude générale n'a été trouvée dans cette recherche bibliographique.
- Des règles de conception sont parfois données mais peuvent être contradictoires. Par exemple, Thomsen à partir de son modèle analytique, préconise de renforcer les peaux en voisinage d'insert alors qu'Aström constate en essai une rupture prématurée lorsqu'il double l'épaisseur locale des peaux du sandwich.



# CHAPITRE 3

## ÉTUDES EXPÉRIMENTALES

### 3.1-FABRICATION DES ÉPROUVETTES.

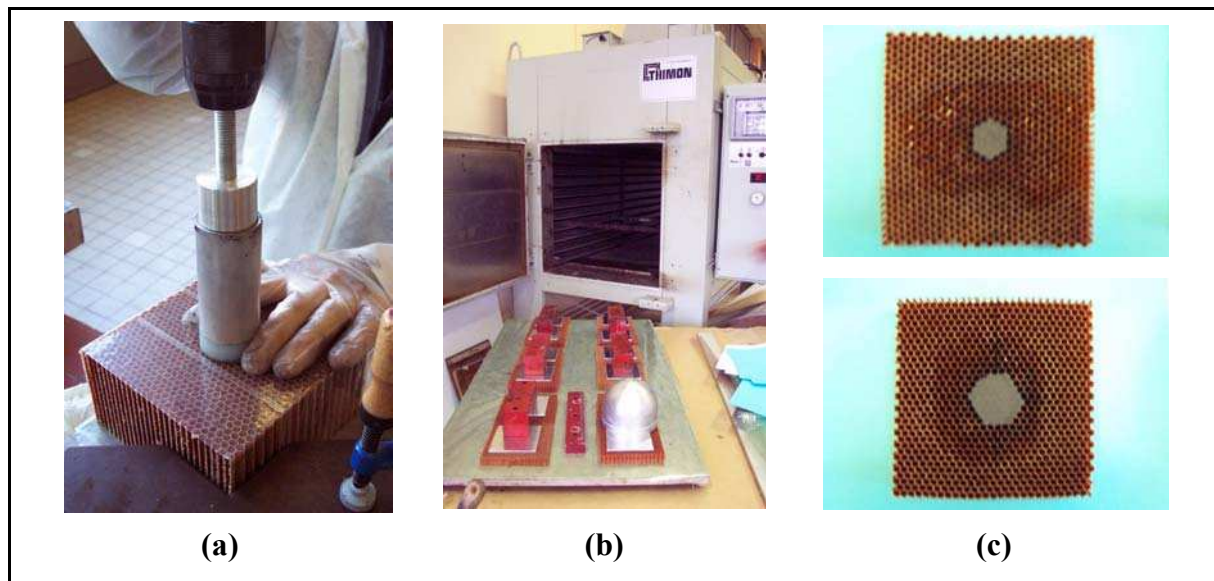


*Figure 3-1 : Fabrication des peaux dans l'autoclave du LGMT à l'IUT.*

Les panneaux sandwichs composites sont fabriqués avec les mêmes matériaux que la trappe de train Airbus réelle et en suivant la même procédure. Le sandwich est réalisé par collage de deux peaux en carbone sur une âme en nid d'abeille Nomex de densité  $48 \text{ kg/m}^3$ , d'épaisseur 20 mm et dont la cellule hexagonale a 4,8 mm de diamètre. Les peaux sont symétriques et constituées de 8 plis de tissus équilibrés G803/914, de drapage  $[0,45,0,45]_s$  pour une épaisseur finale de 2,6 mm. Avant assemblage des peaux et de l'âme, les cellules de nid d'abeille sont

densifiées en utilisant la résine 3M Scotch-Weld™ 3500-2B/A. Cet ensemble résine + nid d'abeille est couramment appelé "potting" et forme l'insert. Pour des raisons pratiques, dans la suite de l'étude, la terminologie employée sera "insert obtenu par densification". La dimension de l'éprouvette pour les tests d'arrachement est 140 X 140 mm.

La peau est fabriquée en autoclave (Figure 3-1). La température maximale de cuisson atteinte est 180° et la pression 7 bars. Pour des raisons de coûts, une peau de grande taille est fabriquée puis coupée aux dimensions 140 X 140 mm de l'éprouvette finale.

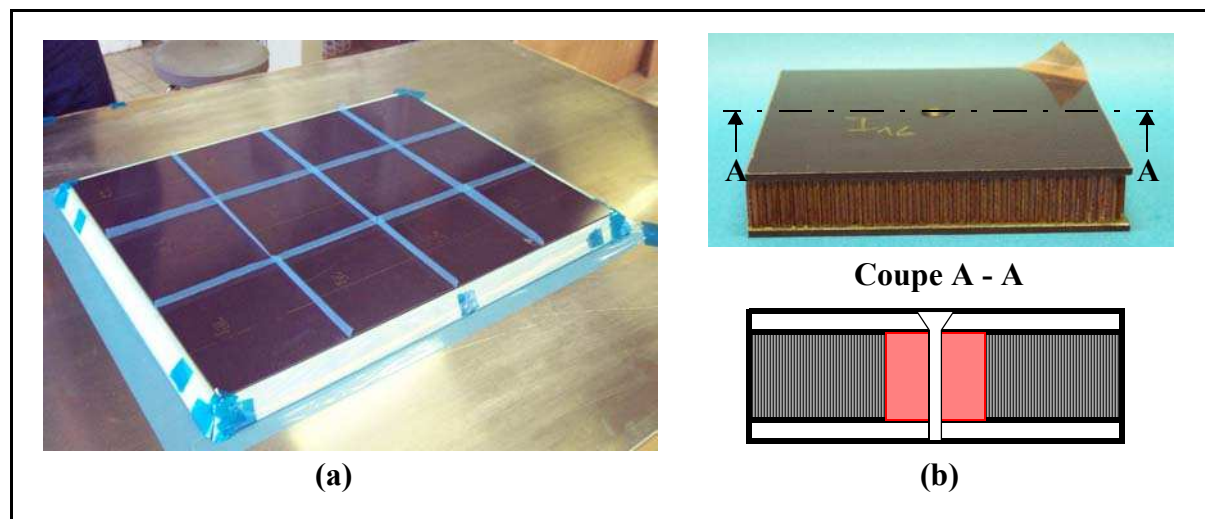


**Figure 3-2 : (a) Remplissage de l'insert, (b) préparation avant polymérisation dans l'étuve et (c) vue des potting de 20 et de 30 mm après la polymérisation.**

Parallèlement, le nid d'abeille est coupé aux dimensions de l'éprouvette. La résine 3500-2 est ensuite injectée manuellement dans les cellules hexagonales au centre du nid d'abeille (Figure 3-2 (a)). Un petit système dédié a été conçu et deux diamètres de moulage sont fabriqués : 20 et 30 mm. L'ensemble est polymérisé en étuve à 175°c pendant une heure. La zone de l'insert est compressée faiblement pour éviter tout débordement de la résine (Figure 3-2 (b)). L'ensemble nid d'abeille+ insert est visible Figure 3-2 (c) pour les deux diamètres de potting.

L'éprouvette finale est fabriquée par collage des deux peaux sur le nid d'abeille en utilisant un film de colle Redux 322. La Figure 3-3 (a) montre la préparation de 12 éprouvettes qui sont disposées dans un cadre en bois afin d'éviter un décalage entre les peaux et le nid d'abeille pendant la polymérisation. Celle-ci s'effectue en autoclave mais à une pression de 3 bars pour éviter la rupture en compression de l'âme. Chaque éprouvette est isolée du châssis par une feuille de séparateur (en bleu) pour éviter le collage pendant la polymérisation. La préparation

de l'éprouvette se termine par un perçage central à travers l'insert et un fraisurage de la peau Figure 3-3 (b). Au total, 12 éprouvettes avec un diamètre d'insert 20 mm et de 6 éprouvettes avec un diamètre d'insert 30 mm ont été fabriquées.



*Figure 3-3 : (a) Préparation des éprouvettes finales dans un cadre en bois avant polymérisation du film Redux dans l'autoclave et (b) éprouvette finale percée avant instrumentation.*

## 3.2-PROBLÈMATIQUE GÉNÉRALE.

### 3.2.1-RÉALISATION D'UN ESSAI D'ARRACHEMENT.

Un montage d'essai monté sur la machine de traction-compression INSTRON de capacité 100 kN a été réalisé. Il est constitué principalement de deux plaques en acier d'épaisseur 20 mm reliées par des tirants (Voir Figure 3-4). La distance entre les plaques est de 700 mm afin de pouvoir installer deux caméras du système de corrélation d'images 3D. L'éprouvette est installée sur la plaque supérieure et appuyée sur un diamètre 60 mm. Les essais ont été faits en imposant un déplacement de 0,5 mm/min.

Dans l'application étudiée sur avion, une vis ASNA 2001 est utilisée pour transférer les charges de la trappe de train à la ferrure en col de cygne (voir paragraphe introduction, figure 1.1). Ce type de vis, en titane, est difficile à obtenir et d'un coût très élevé (1500 Euros pour 100 Vis). Aussi une vis FHc 12.9 standard a été préférée avec l'utilisation d'un adaptateur pour conserver la même fraisure que sur la trappe réelle (Figure 3-5). La vis standard est aux normes ISO, et de ce fait son diamètre est de 6 mm alors que celui de la vis ASNA est 6.35 mm. L'éprouvette étant percée à 6.35 mm pour être conforme à la technologie utilisée sur avion, le jeu diamétral est supposé avoir un comportement sans influence.



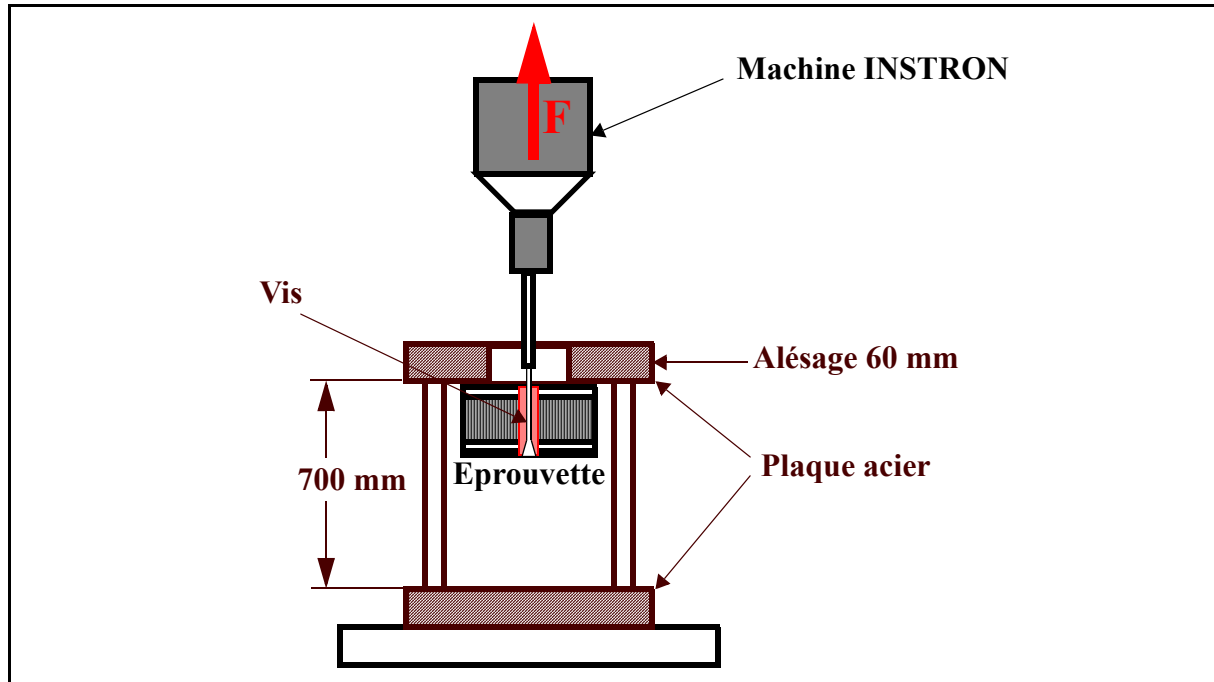


Figure 3-4 : Principe du montage d'essai d'arrachement.

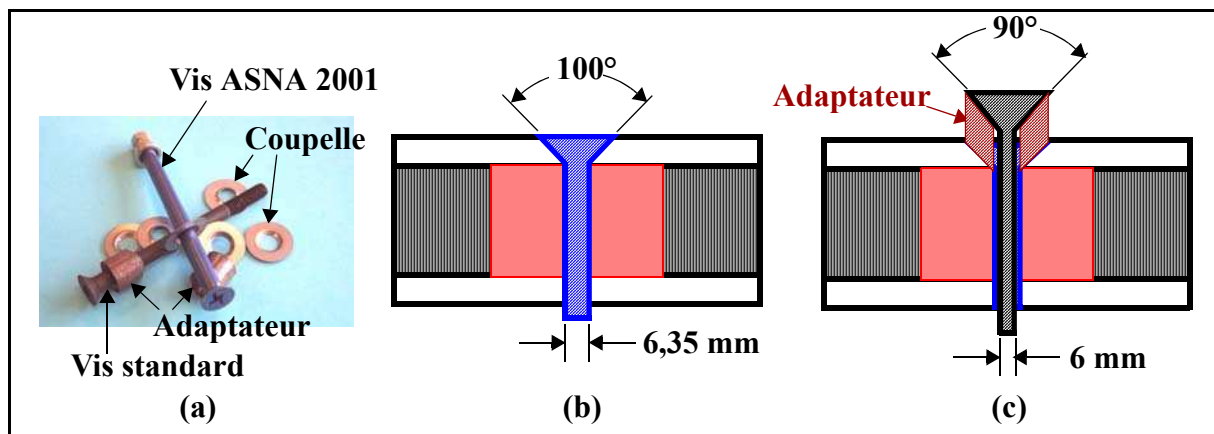
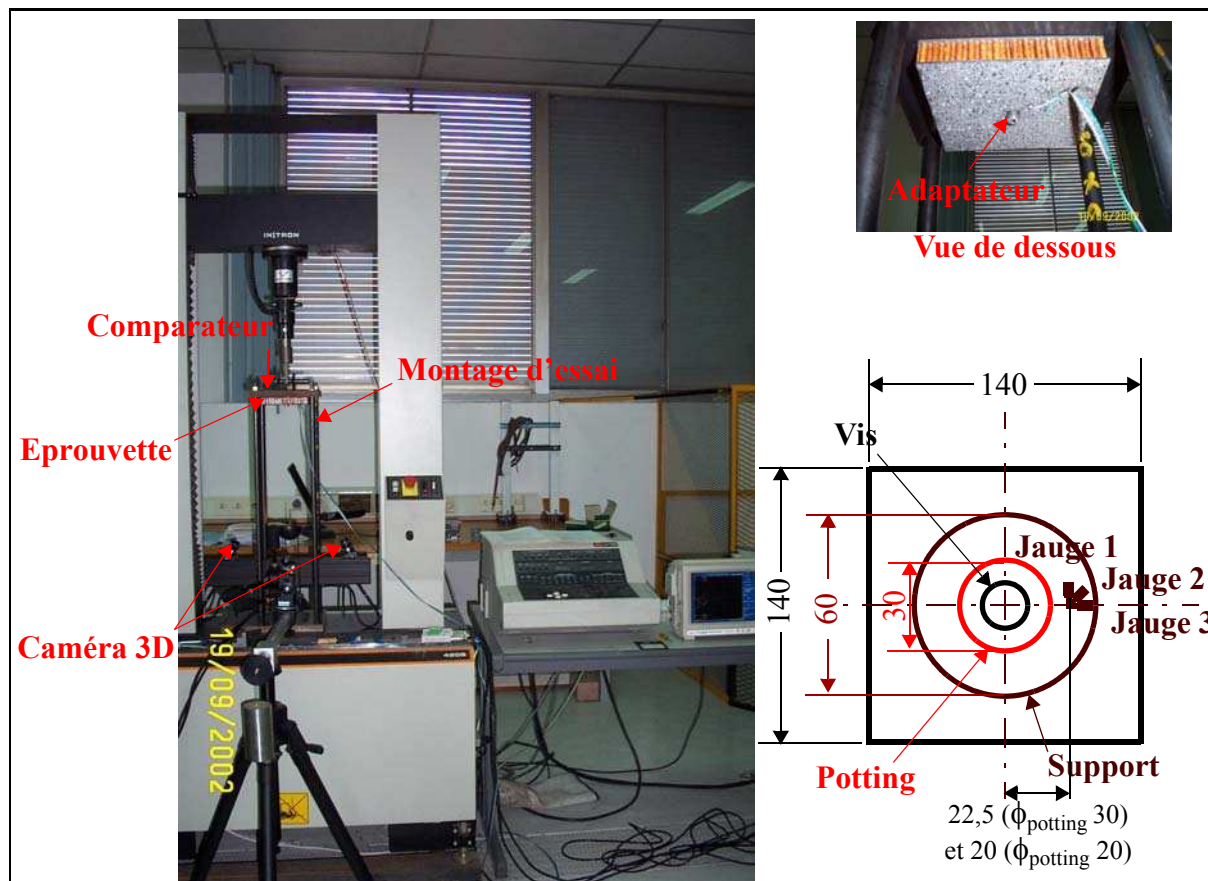


Figure 3-5 : (a) Vis ASNA 2001, vis standard, adaptateur et coupelle, (b) coupe de l'éprouvette avec vis ASNA2001 et (c) coupe de l'éprouvette avec vis standard.

La Figure 3-6 montre la réalisation du montage d'essai. Dans cet essai générique, l'effort d'arrachement est exercé directement par la machine sur la vis. Dans la suite de l'étude, d'autres méthodes seront utilisées. La surface inférieure de l'éprouvette présente un mouchetis afin de mesurer le déplacement hors-plan par la caméra 3D. Pour certains essais, une rosette peut être collée. Les mesures qui peuvent être effectuées sont :

- L'effort exercé par le vérin de la machine.
- Le déplacement du mors.
- Le champ des déplacements hors-plan par système de corrélation d'images 3D.

- Les déformations locales par extensométrie (1 rosette).
- Le déplacement absolu de la plaque supérieure du montage d'essai à l'aide d'un comparateur à cadran.



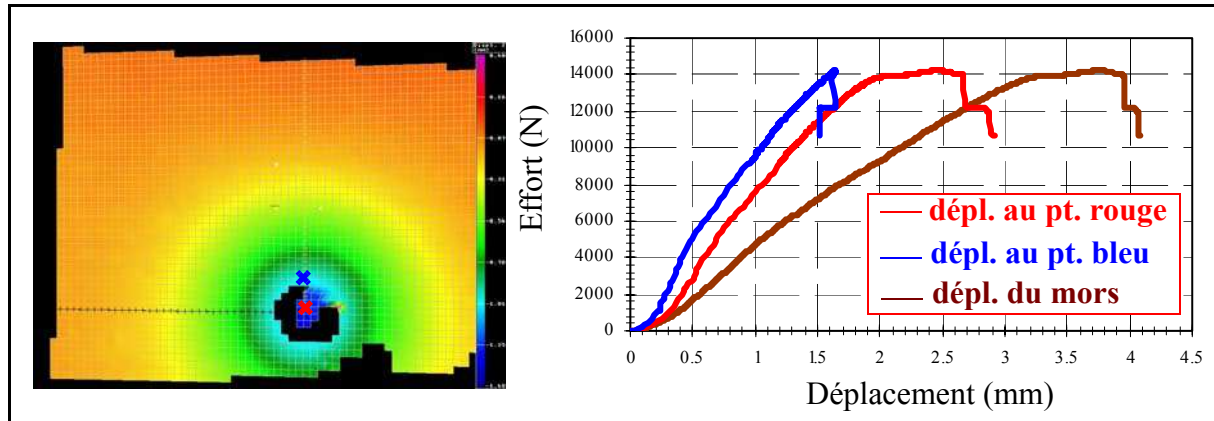
*Figure 3-6 : Vue générale de l'essai d'arrachement et de l'éprouvette instrumentée.*

### 3.2.2-ANALYSE GLOBALE D'UN ESSAI D'ARRACHEMENT.

Un essai d'arrachement sur une éprouvette comportant un insert circulaire de diamètre 30 mm est étudié dans ce paragraphe car représentatif de la phénoménologie. Le test est réalisé en imposant directement le déplacement à l'extrémité de la vis jusqu'à la rupture finale. La déformée de la peau inférieure de l'éprouvette pour une charge de 9500 N est donnée Figure 3-7. Un enfoncement global est observé. Pour des raisons pratiques de réglage optique, seul un quart de l'éprouvette est analysé mais compte-tenu des symétries, cela est suffisant. La zone noire centrale correspond à l'ombre de l'adaptateur et donc forme une zone où l'analyse est impossible. Sur la Figure 3-7, trois courbes effort/déplacement sont tracées :

- En rouge : courbe effort fonction du déplacement d'un point de la tête de vis,
- En bleu : courbe effort fonction du déplacement d'un point de la peau,
- En marron : courbe effort fonction du déplacement de la machine.

Les déplacements sont tracés avec une correction proportionnelle pour prendre en compte la déformation du montage d'essai. Toutefois, celle-ci est faible puisque le comparateur fixé au bâti ne mesure qu'un déplacement de 0,1 mm pour une force de 10000 N.



**Figure 3-7 : Déformée de la peau inférieure pour un effort de 9500 N (par caméra 3D) et courbes d'un essai d'arrachement (comparaison de 3 déplacements mesurés).**

Des différences nettes sont constatées entre les trois lois d'arrachement mesurées. En premier lieu, le déplacement de la machine apparaît peu fiable. En effet, d'une part la courbe est très éloignée des deux autres mesures, d'autre part la mesure de déplacement correspond à l'information donnée par un codeur situé sur la vis à bille de la machine. Elle prend en compte l'allongement de la vis et l'ensemble des raideurs. Dans cette étude, cette mesure ne sera pas retenue.

Les deux autres mesures sont proches en termes de raideur et d'évolution de celle-ci. Le déplacement d'un point de la peau présente un décalage par rapport à celui d'un point de la tête de vis. Il est probable que des dispersions géométriques liées à l'usinage de la fraisure ainsi qu'un matage des couches supérieures de résines soit à l'origine de ce phénomène. C'est un phénomène de "mise en place" classique. Par contre, le fait que les courbes restent parallèles dans un second temps montre que la raideur de l'ensemble tête de vis + adaptateur est très grande devant celle de l'éprouvette ce qui est attendu. Ces mesures s'avèrent donc pertinentes et peuvent être analysées en terme d'évolution de raideur et de dégradations.

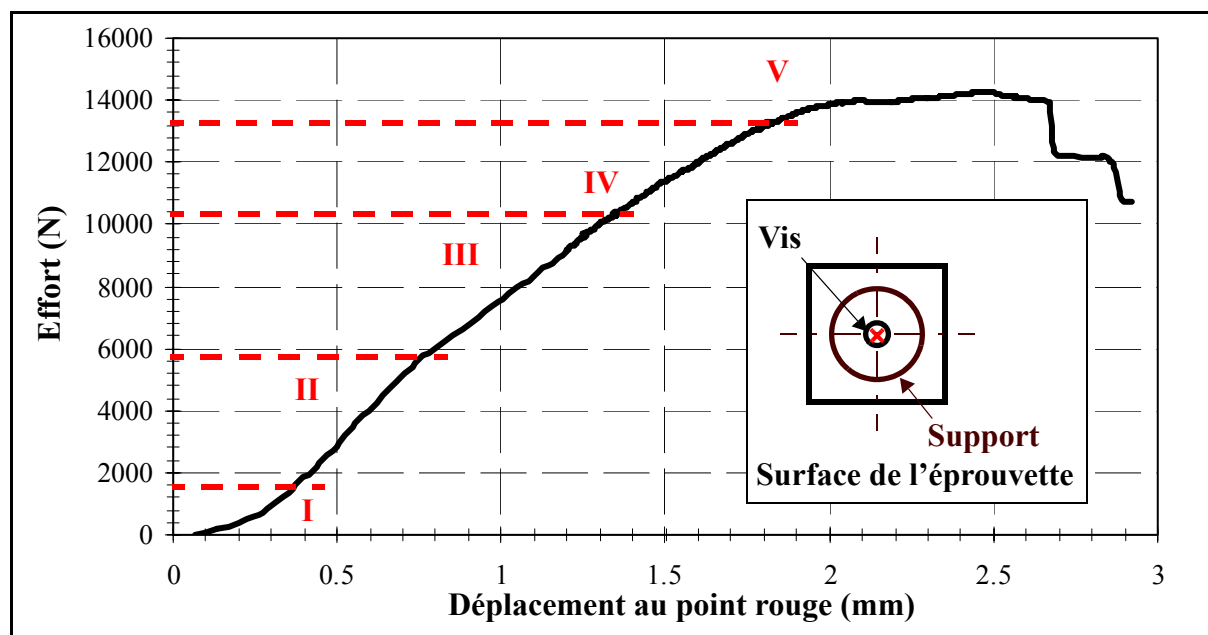


Figure 3-8 : Relation entre effort et déplacement lors d'un essai d'arrachement.

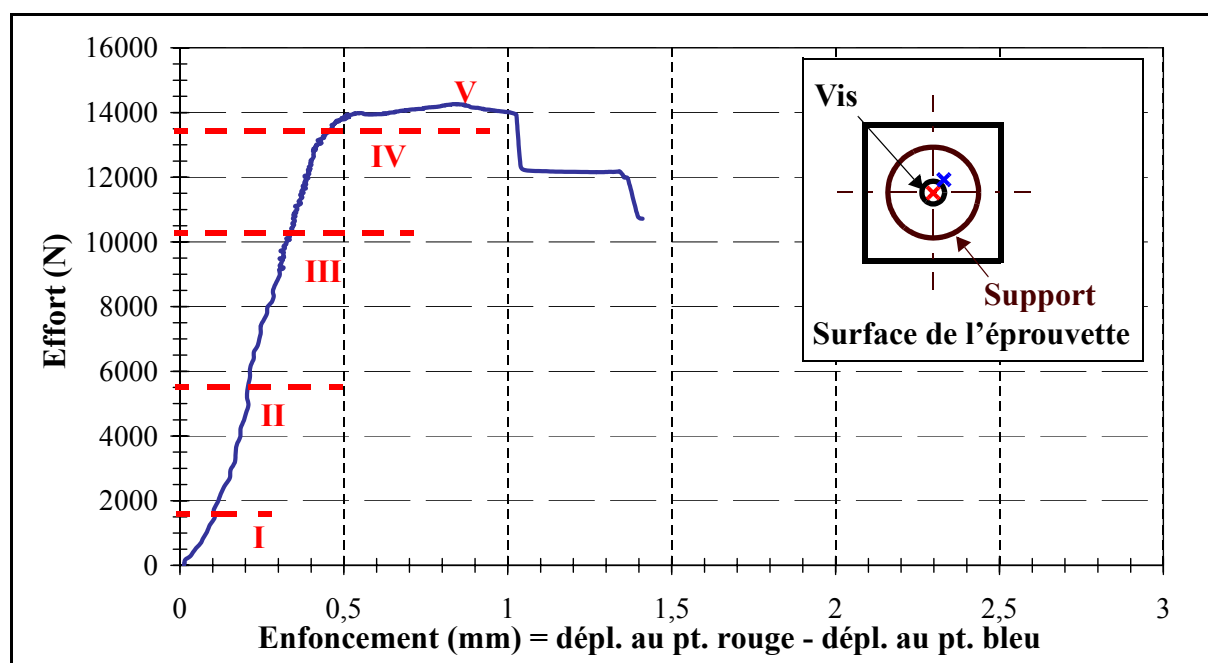


Figure 3-9 : Relation entre effort et enfoncement lors de l'essai d'arrachement Figure 3-8.

La courbe d'arrachement typique effort/déplacement d'un point de la tête de vis qui correspond à l'essai et à l'éprouvette décrite est tracé Figure 3-8. Cette courbe peut être divisée, en première analyse, en 5 parties. Dans la zone I, pour une force inférieure à 1500 N, la non-linéarité est due à la phase de mise en contact entre la tête de vis et la peau. Puis la courbe est ensuite quasiment linéaire jusqu'à 5500 N (zone II). Il semblerait que la structure

soit entièrement intègre dans cette zone. A partir de 5500 N, une diminution de la rigidité est observée et des bruits typiques de plissement du nid d'abeille sont entendus (zone III). Une autre dégradation assez faible commence à être mesurée aux alentours de 10500 N (zone IV). Enfin, l'effort commence à se stabiliser à partir de 13000 N (zone V) et une zone plateau est observée.

Il est possible de calculer un enfoncement de la tête de vis en soustrayant le déplacement d'un point la tête de vis et celui d'un point à proximité immédiate mais situé sur la peau. L'analyse de la courbe effort/enfoncement (Figure 3-9) montre que la progression est d'abord linéaire et correspond vraisemblablement à la flexion locale. Cet enfoncement progresse de manière importante à effort constant dans la zone plateau. Dans cette zone, la vis poinçonne la peau et pénètre complètement jusqu'à la ruine de la structure. Cette analyse est confirmée par l'étude de l'évolution du déplacement vertical des points situé sur l'axe  $Y=0$  mesurée par corrélation d'image (Figure 3-9). Il apparaît clairement que pour les charges de 14000 N la flèche de la tête de vis augmente fortement alors que la déformée de la peau reste stable.

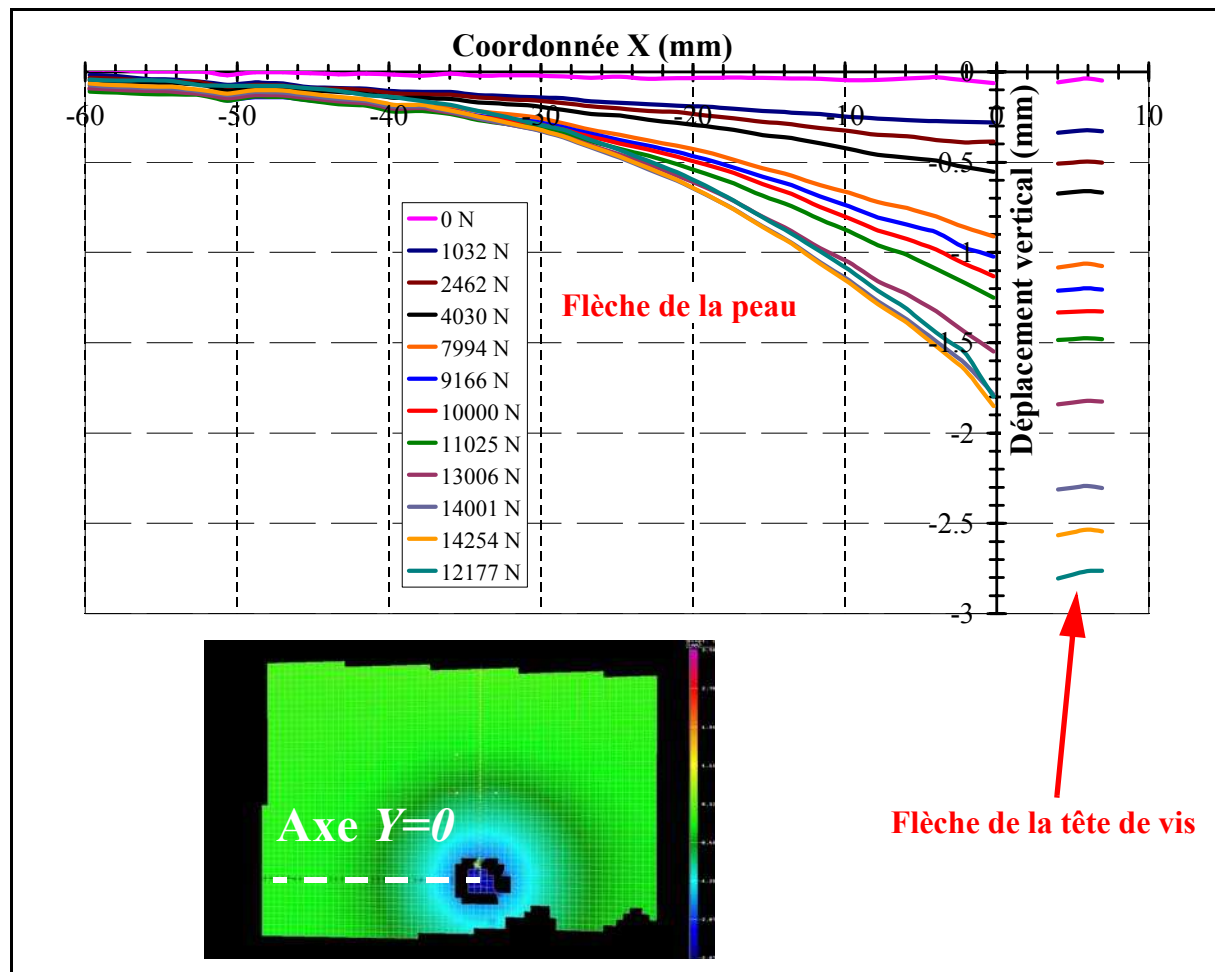


Figure 3-10 : Déformée mesurée du plan  $Y=0$ .

Pour l'essai décrit, des déformations locales sur la peau sont mesurées en utilisant une rosette. Ces déformations en fonction de la charge d'arrachement sont tracées Figure 3-11. Les valeurs sont relativement faibles et atteignent 2000  $\mu\text{def}$  ce qui est très éloigné de la déformation à rupture des stratifiés carbone. Il n'y aura donc pas de rupture directe de la peau en flexion pour la sollicitation d'arrachement. Une discontinuité marquée est observée pour la charge de 5500 N comme pour la courbe de relation effort/déplacement Figure 3-8. Si les déformations de la peau sont perturbées, cela signifie vraisemblablement que la raideur en flexion du sandwich est modifiée. Lorsque les peaux sont intactes a priori, il est probable que le nid d'abeille commence à être endommagé et sa raideur en cisaillement affectée.

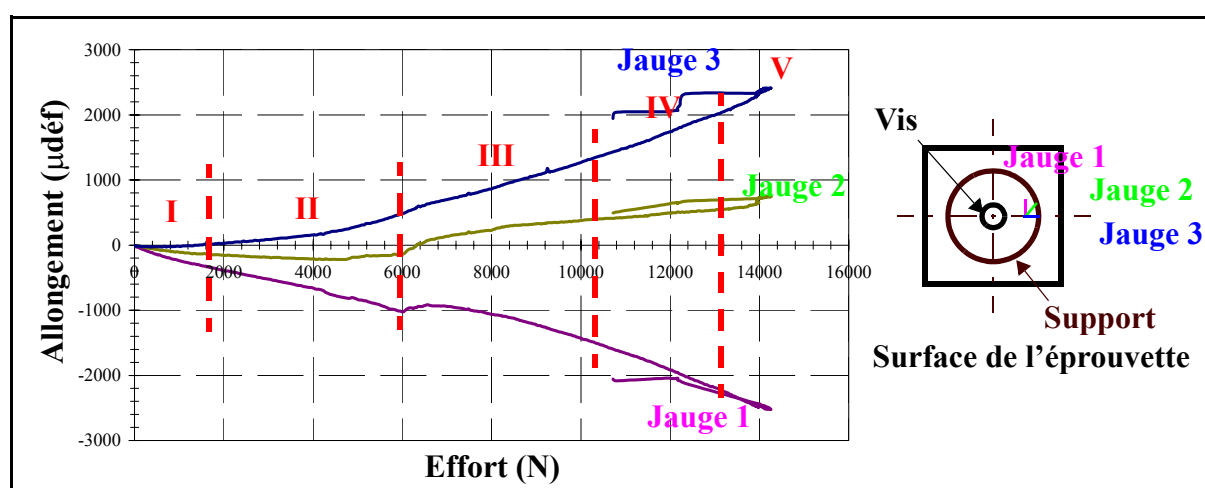
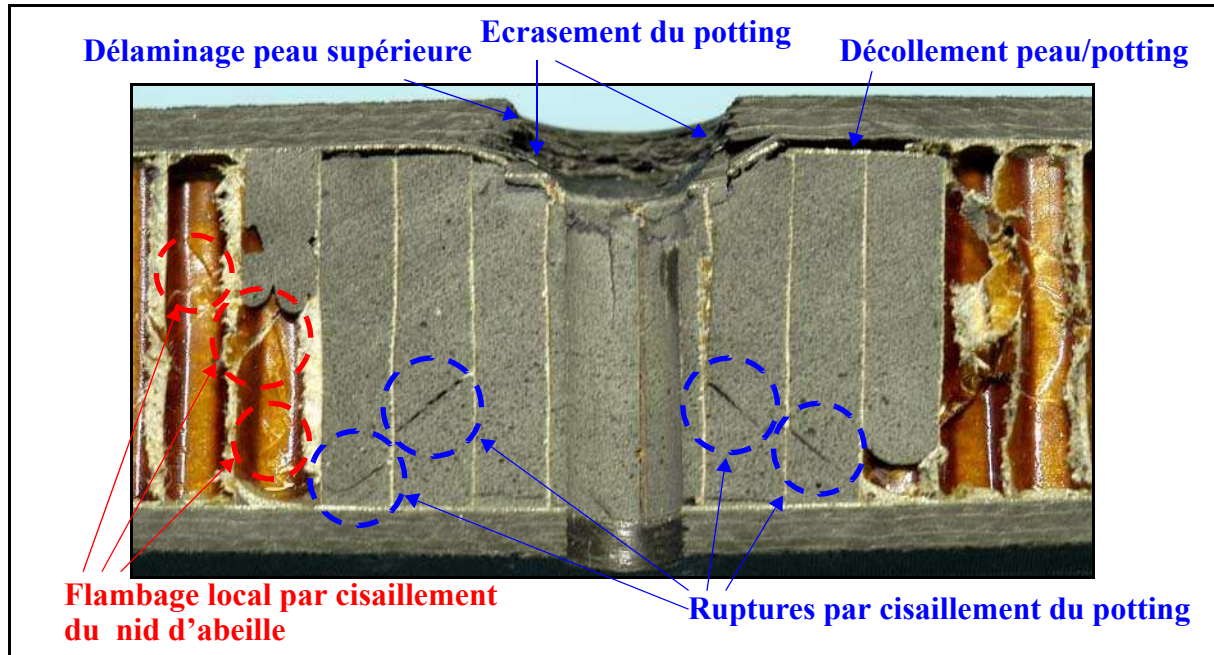


Figure 3-11 : Déformation mesurées par la rosette.

### 3.2.3-ANALYSE POST-MORTEM D'UNE ÉPROUVETTE.

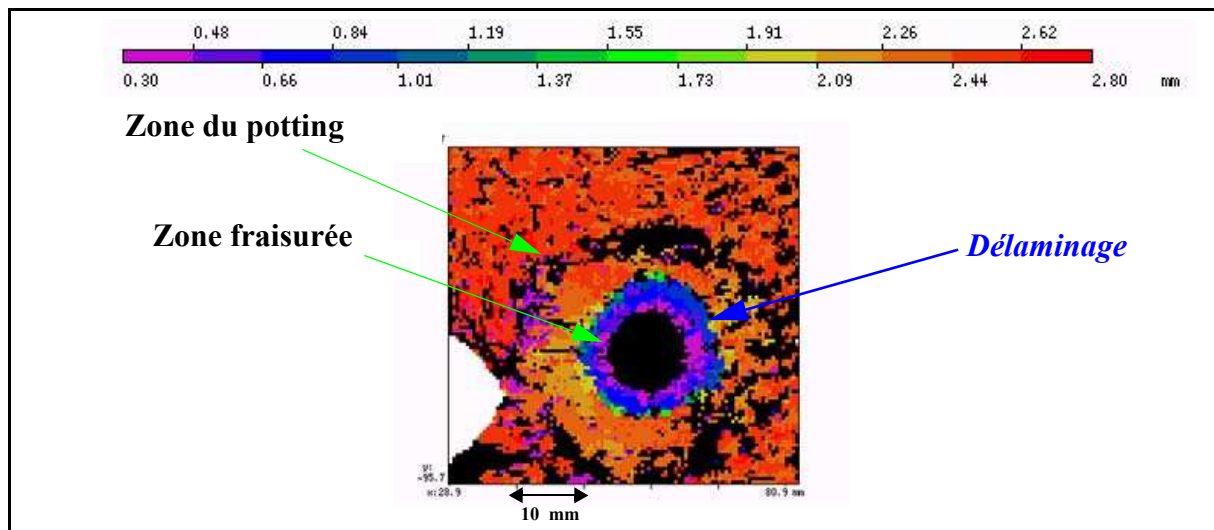
Une coupe post-mortem de l'éprouvette est réalisée et une analyse visuelle peut être effectuée (Figure 3-12). Plusieurs types de dégradations ont été constatées :

- Décollement peau/potting sur la face supérieure du sandwich.
- Découpe de la peau carbone sous la tête de vis et enfoncement de la peau dans le potting.
- Dégradation par écrasement local du potting sous la fraisure de la peau carbone.
- Ruptures par cisaillement dans le potting.
- Ruptures à  $45^\circ$  dans les parois du nid d'abeille probablement consécutives à un flambage en cisaillement.



*Figure 3-12 : Modes de dégradation suite à un essai d'arrachement.*

Pour compléter l'analyse, un contrôle par ultrason de la peau a été effectué au laboratoire de l'ENSICA. Un délaminage de largeur 5 mm autour de la zone fraisée apparaît clairement.



*Figure 3-13 : Analyse de dégradation par C-scan.*

### 3.2.4-DÉMARCHE PROPOSÉE.

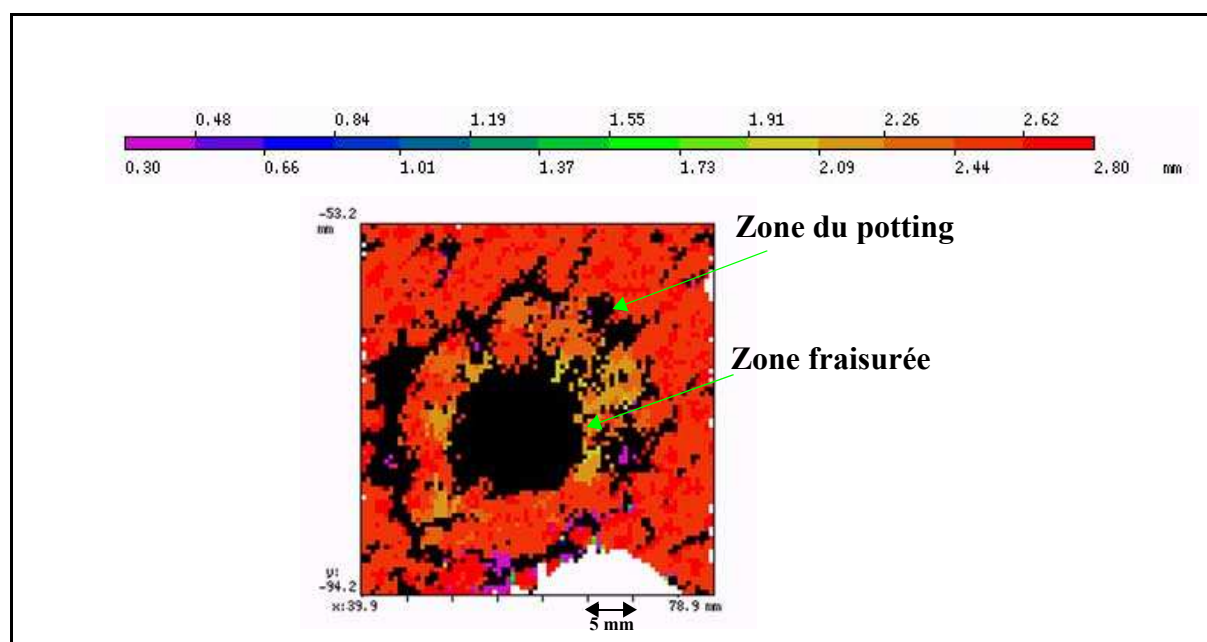
Au bilan l'éprouvette présente donc un certain nombre de dégradation que l'analyse destructive post-mortem de l'éprouvette permet d'identifier. L'apparition successive de ces dégradations amène des variations de pente dans la courbe d'arrachement. Toutefois, ces observations ne permettent pas de décrire le scénario de rupture. Aussi, la démarche proposée

consiste à réaliser un certain nombre d'essais ou d'analyses spécifiques permettant d'identifier séparément les phénomènes ainsi que leur apparition "chronologique".

La première partie sera consacrée à l'étude du flambement localisé en cisaillement du nid d'abeille. En effet, d'une part ce phénomène est déjà cité dans la littérature (Insert Design Handbook), d'autre part certains indices comme un bruit caractéristique et une perte de raideur en flexion laisse à penser que ce phénomène est précoce. La courbe d'enfoncement (Figure 3-9) montre aussi que les dégradations des peaux interviennent en dernier ressort dans la zone "plateau". Ce phénomène sera donc analysé en fin de chapitre. Enfin, les dégradations liées au potting seul ou à l'interface potting/peau seront étudiées à l'aide d'éprouvettes spécifiques.

### 3.3-IDENTIFICATION DES DÉGRADATIONS DANS L'ÂME.

#### 3.3.1-ANALYSE D'UNE ÉPROUVETTE CHARGÉE À UNE FORCE INFÉRIEURE À L'EFFORT DE RUPTURE



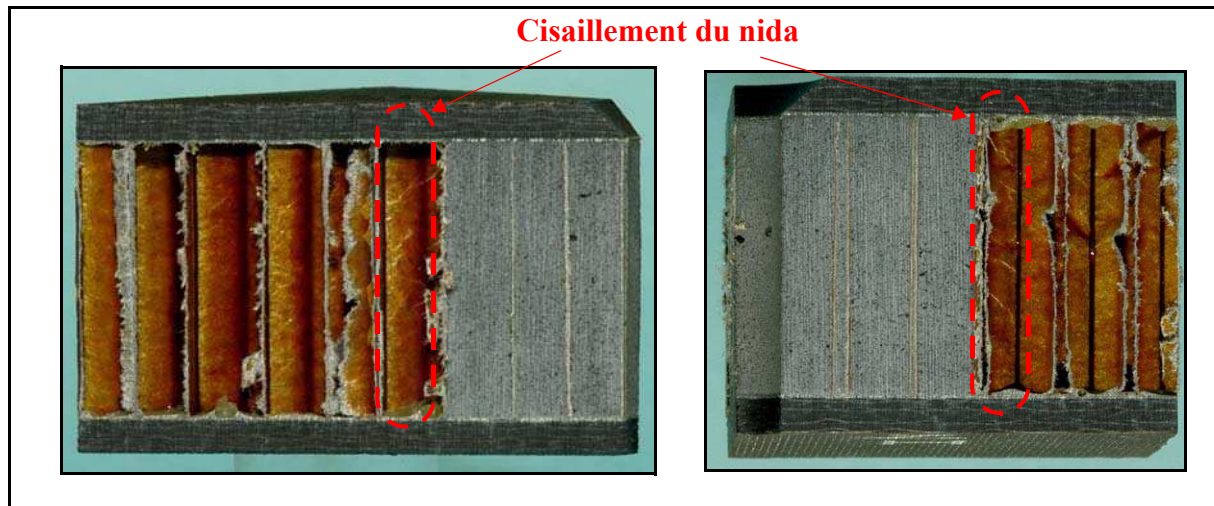
**Figure 3-14 : Analyse des dégradations par C-scan sur éprouvette avec potting 20 mm (essai arrêté à 10000N).**

Pour bien discriminer l'apparition des défauts, une éprouvette avec un insert de diamètre 20 mm est chargée avec un effort maximum de 10000 N. La charge est clairement en dessous du début d'enfoncement de la tête de vis dans la peau. L'éprouvette ne présente aucune dégradation visible. Comme pour l'éprouvette présentée dans le paragraphe précédent, une



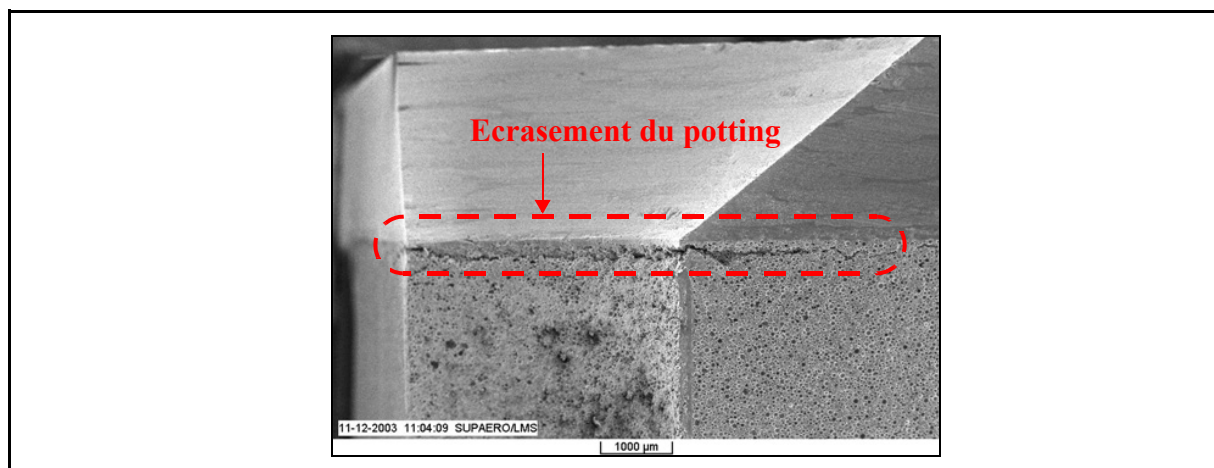
analyse non destructive par ultrason est effectuée (Figure 3-14). Contrairement à la Figure 3-13, aucun délaminage n'est observé.

A nouveau, après l'analyse par ultrason, l'éprouvette est sectionnée à 0°, 45° et 90°. Pour les 3 directions de coupe, des plissements dus à un flambage en cisaillement des parois verticales des cellules du nid d'abeille situées immédiatement à côté du potting sont visibles (Figure 3-15). Ces plissements peuvent être accompagnés ou non de lignes de rupture à 45°.



*Figure 3-15 : Analyse macroscopique d'éprouvette arrêtée à la coupe 45° et 0°.*

Une analyse par microscope électronique à balayage est aussi effectuée et fait apparaître un écrasement local du potting directement sous la fraisure de la peau carbone. Toutefois, le potting ne semble pas encore détruit. La dégradation observée doit correspondre plutôt à un décollement entre la peau et le potting. Cette hypothèse doit être confirmée par l'étude en compression du potting. Aucun endommagement n'est observé dans la peau, pour les 3 angles de coupe.

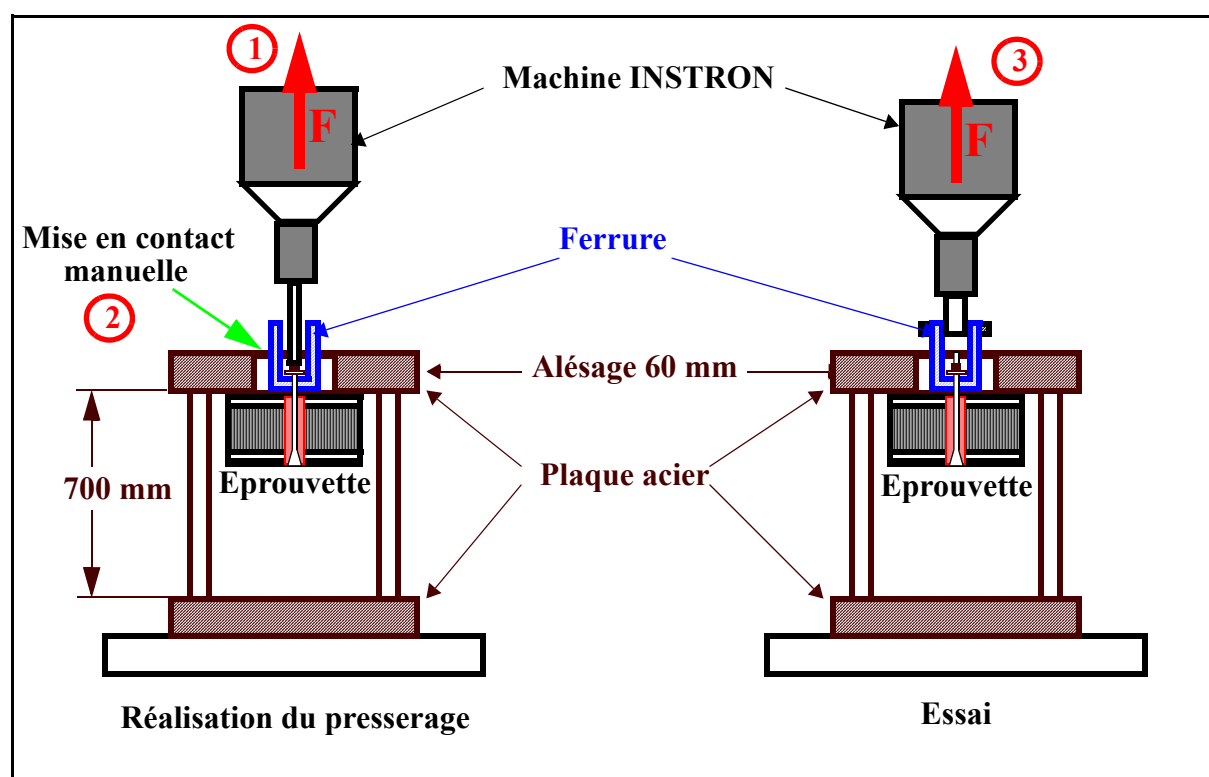


*Figure 3-16 : Micrographie de l'éprouvette après essai arrêté à 10000N.*

Hormis la dégradation locale sous la pointe de la fraisure, la seule dégradation visible concerne le cisaillement du nid d'abeille. Son influence va être mise en évidence par l'étude de divers modes de presserages associés à des essais cyclés qui font ou non apparaître la dégradation du nid d'abeille.

### 3.3.2-ÉTUDE DE L'INFLUENCE DE LA MÉTHODE DE PRESSERRAGE SUR LA DÉGRADATION DU NID D'ABEILLE EN CISAILLEMENT.

#### 3.3.2.1-PROBLÉMATIQUE GÉNÉRALE



*Figure 3-17 : Méthode de presserage et technique d'essai.*

Le presserage génère des contraintes initiales à l'intérieur de la structure et vient modifier sa raideur apparente. En conséquence, la manière dont est effectué le presserage et la mise en chargement a des conséquences importantes sur la réponse de la structure. Pour pouvoir simuler la réponse de la structure, il est donc important de connaître la valeur de la charge de presserage. En pratique, lors de la fixation de la trappe de train sur les ferrures de support, un serrage à la clef dynamométrique est effectué. Ce type de presserage génère des dispersions très importantes de la précontrainte installée qui peuvent atteindre 30 %. Ce type de serrage ne peut donc pas être retenu pour cette étude. Deux types de méthodes qui s'inspirent des

méthodes de serrage des boulons précontraints ont été utilisées :

- Une méthode avec flexion autorisée de l'éprouvette (Figure 3-17).
- Une méthode avec flexion interdite de l'éprouvette (Figure 3-19).



Figure 3-18 : Vue de la ferrure et de l'écrou après prétension.

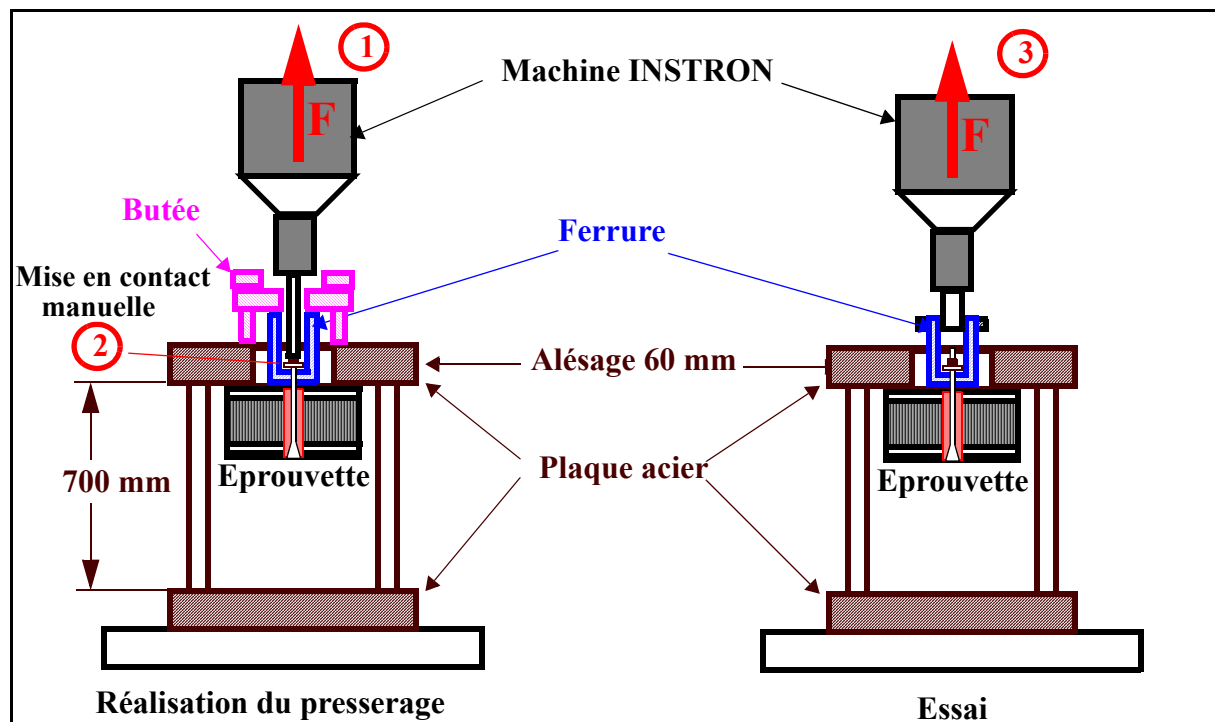


Figure 3-19 : Méthode de presserage sans flexion et essai.

La méthode de presserage avec flexion autorisée consiste en :

- 1) Mise en tension de la vis par la machine à la valeur de précontrainte. Lors de cette mise en tension, l'effort est retransmis au montage d'essai via le sandwich qui

est donc mis en flexion.

- 2) Serrage manuel de l'écrou. Après relâchement de la tension dans la vis, la précontrainte est installée.
- 3) L'essai d'arrachement est réalisé en mettant en charge par la ferrure (Figure 3-17 droite) et Figure 3-18.

Dans l'essai avec presserrage sans flexion, la démarche est la même, seule une butée est ajoutée. Cette butée reprend l'effort de tension et le transmet au bâti. De cette manière, l'éprouvette ne fléchit pas (Figure 3-19).

### 3.3.2.2-ESSAIS CYCLÉS AVEC PRESSERRAGE AVEC FLEXION AUTORISÉE.

Trois éprouvettes ont été presserrées à des valeurs de 4000 N, 6000 N et 9500 N. La courbe flèche de la tête de vis en fonction de l'effort est tracée pour chaque cycle.

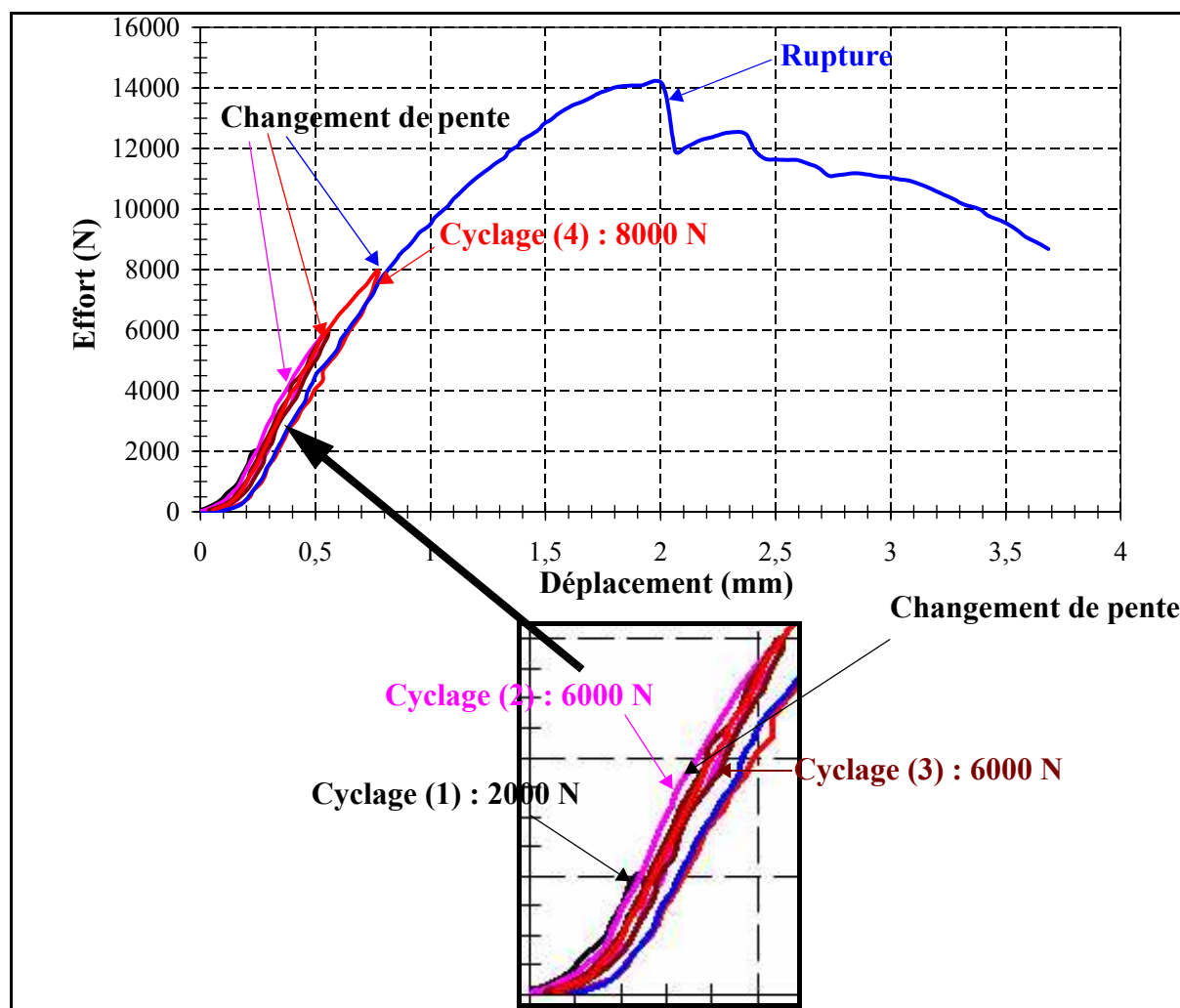


Figure 3-20 : Courbes d'arrachement avec cyclage après presserrage 4000 N avec flexion.

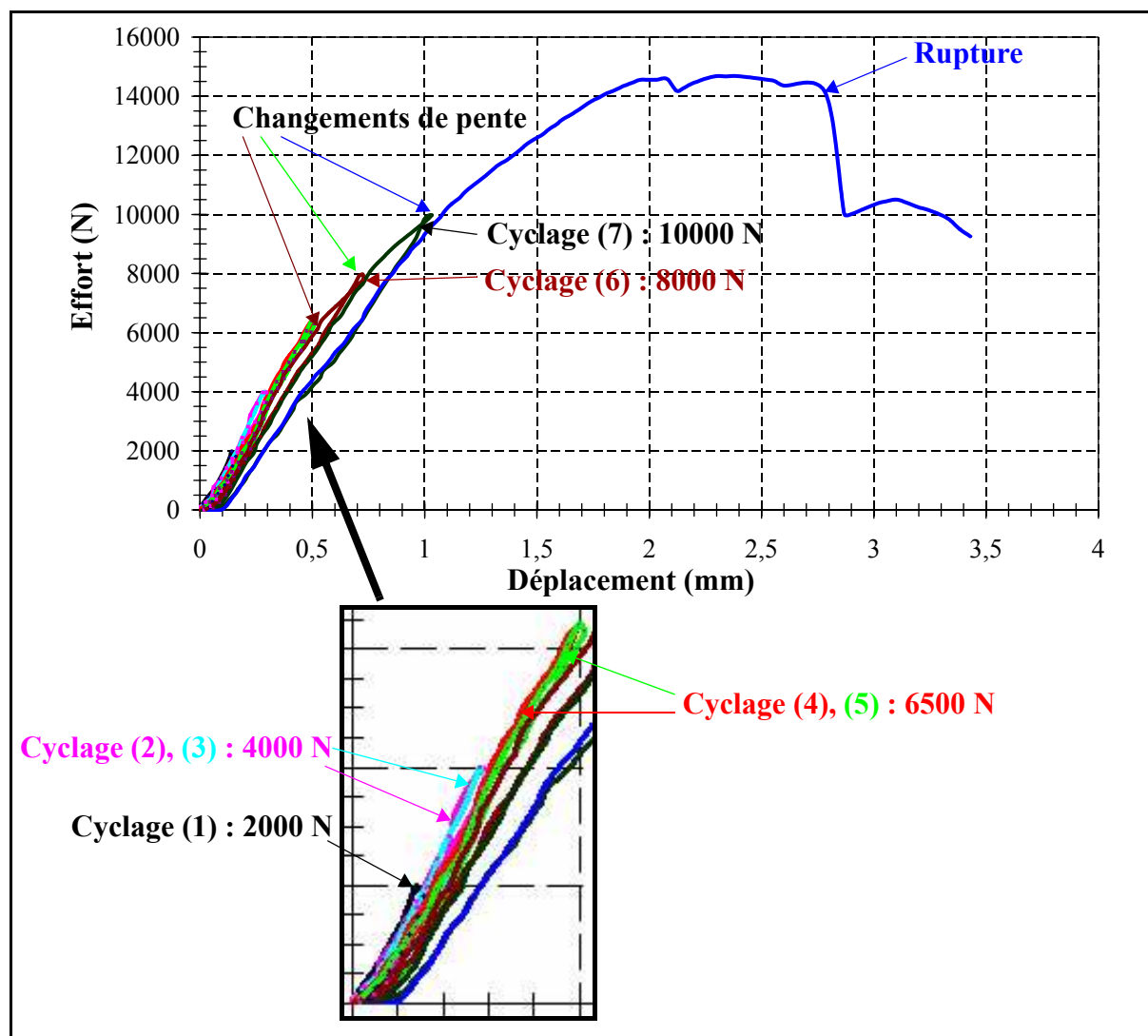
Les courbes effort/déplacement dans le cas d'un presserrage à 4000 N sont représentées Figure 3-20. Un premier cyclage à 2000 N (noir) a été conduit, puis 2 à 6000 N (rose et marron), un à 8000 N (rouge) et enfin le chargement jusqu'à rupture a été effectué (bleu). Le cyclage génère toujours un hystérésis. Toutefois, celui-ci semble de deux natures. Pour le cyclage à 2000 et le deuxième à 6000 N, celui-ci est faible et semble imputable aux propriétés de la résine du potting seuls. De plus, les courbes de montée consécutives ne sont pas affectées par cet hystérésis et sont sensiblement sur la pente médiane de celui-ci. Le zoom effectué Figure 3-20 permet de mieux voir ce phénomène.

Le deuxième type d'hystérésis est plus important et est manifeste par un changement de pente marqué lors de la montée en charge. C'est le cas pour le premier cycle à 6000 N et pour le cycle à 8000 N. Cette non linéarité se produit chaque fois qu'il y a augmentation de la charge, soit par rapport au presserrage, soit par rapport au cycle précédent. De plus, la brisure de pente se produit à la valeur maximale atteinte au cycle précédent, ou lors du presserrage. Elle peut être due soit à un endommagement, soit à une non linéarité de contact dès que l'on dépasse la valeur de la précontrainte. Il ne semble toutefois pas que cette dernière hypothèse soit valide pour les raisons suivantes :

- Dans le cas où on dépasse pour la première fois la précharge, la courbe de redescente ne suit pas la courbe de montée, or dans le cas d'une non-linéarité de contact simple ce devrait être le cas.
- Le phénomène se reproduit à chaque augmentation de la charge de cyclage ou d'un dépassement de la précontrainte initiale.
- A chaque fois, les courbes de montée immédiatement suivantes sont sur la courbe de descente du cycle précédent avec changement de pente ce qui est caractéristique d'une progression irréversible d'endommagement (sous cette hypothèse, on doit considérer qu'il y a endommagement irréversible dès le presserrage (effet d'histoire).
- Lors des faibles hystérésis, pratiquement aucun bruit n'est entendu. Par contre, le changement de pente correspond à chaque fois, y compris pour le premier dépassement de la précontrainte à une reprise de petits bruits que l'expérience acquise et l'étude des mode de ruines permet d'attribuer au nid d'abeille.

Le comportement avec endommagement cumulatif du nid d'abeille semble confirmé par les essais avec presserrage à 6000 N (Figure 3-21). Les deux types d'hystérésis sont retrouvés ainsi que les changements de pentes pour le presserrage à 6000 N. Logiquement, ces

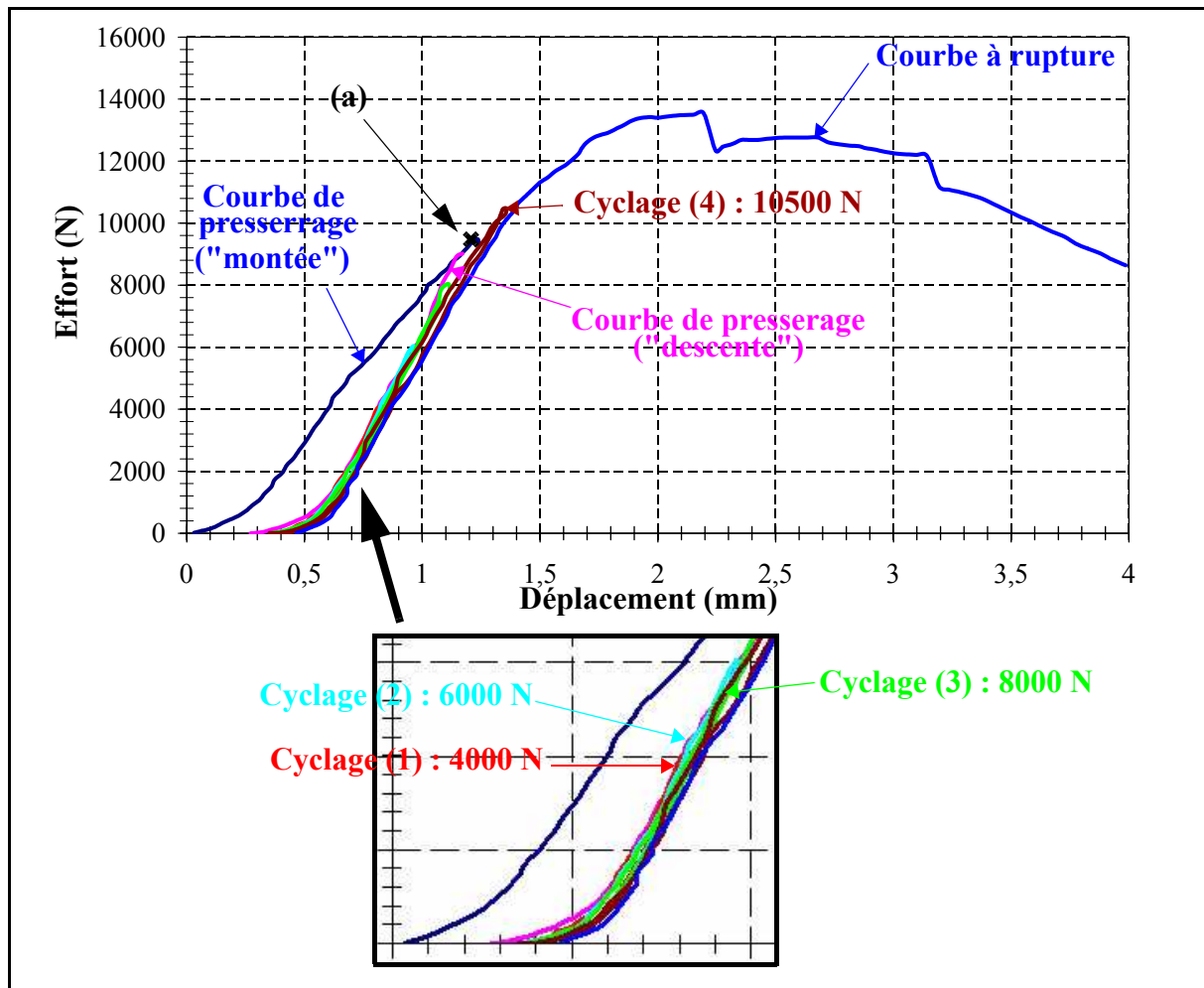
changements de pentes qui doivent correspondre à une progression de l'endommagement irréversible du nid d'abeille ne se produisent qu'au delà de la valeur du presserrage. Ceci est particulièrement manifeste pour le presserrage à 9500 N.



**Figure 3-21 : Courbes d'arrachement avec cyclage après presserrage 6000 N avec flexion.**

Les courbes d'essai d'arrachement réalisées sur une éprouvette avec le presserrage à 9500 N sont présentées sur la Figure 3-22. La première courbe (bleue) correspond à la montée lors de la mise en tension directe de la vis (comme au paragraphe 3.2.2-). Une non-linéarité est observée aux alentours de 5500 N ce qui laisse à penser que lors de la montée, des dégradations sont susceptibles de se produire. Le point (a) sur la Figure 3-22 correspond à la mise en contact manuelle de l'écrou et de sa rondelle sur l'éprouvette. Après la mise en contact, la courbe de descente (rose) ne s'effectue pas sur la même pente que la montée car la répartition des contraintes est différente (Figure 3-22). Puis, l'essai est effectué en exerçant un

effort de traction sur la ferrure. Il est intéressant de constater que les cyclages ne présentent pratiquement pas d'hystérésis et qu'aucun endommagement cumulé n'est sensible puisque toutes les courbes se superposent à la dispersion près. Ce n'est qu'au delà de la valeur de précontrainte qu'une non linéarité est observée. Ces observations confirment l'analyse des presserrages et des cyclages à 4000 N et 6000 N précédents.



**Figure 3-22 : Courbes d'arrachement avec cyclage et courbe de presserrage à 9500 N avec flexion.**

Pour essayer de discriminer les endommagements dans la résine formant l'insert (le "potting") des endommagements dans le nid d'abeille, une analyse détaillée des déplacements de deux points particuliers est réalisée. Le premier est situé sur la tête de vis (point A, Figure 3-23) et le second point sur la peau situé à proximité immédiate de la tête de vis (point B, Figure 3-23). Les courbes obtenues pendant le cyclage ne sont pas tracées. Les déplacements des points A et B sont montrés Figure 3-23 pour les trois cas de presserrage. Une première observation semble montrer une séparation des courbes vraiment significative que pour les

plus hautes charges, à partir de 10000 N. Cet enfoncement est attribuable soit à une compression irréversible du potting, soit à un début de dégradation des peaux. Aussi, l'enfoncement relatif  $\frac{w_A - w_B}{w_A}$  où  $w_A$  est le déplacement du point A et  $w_B$  est le déplacement du point B pour les trois essais est tracé Figure 3-24.

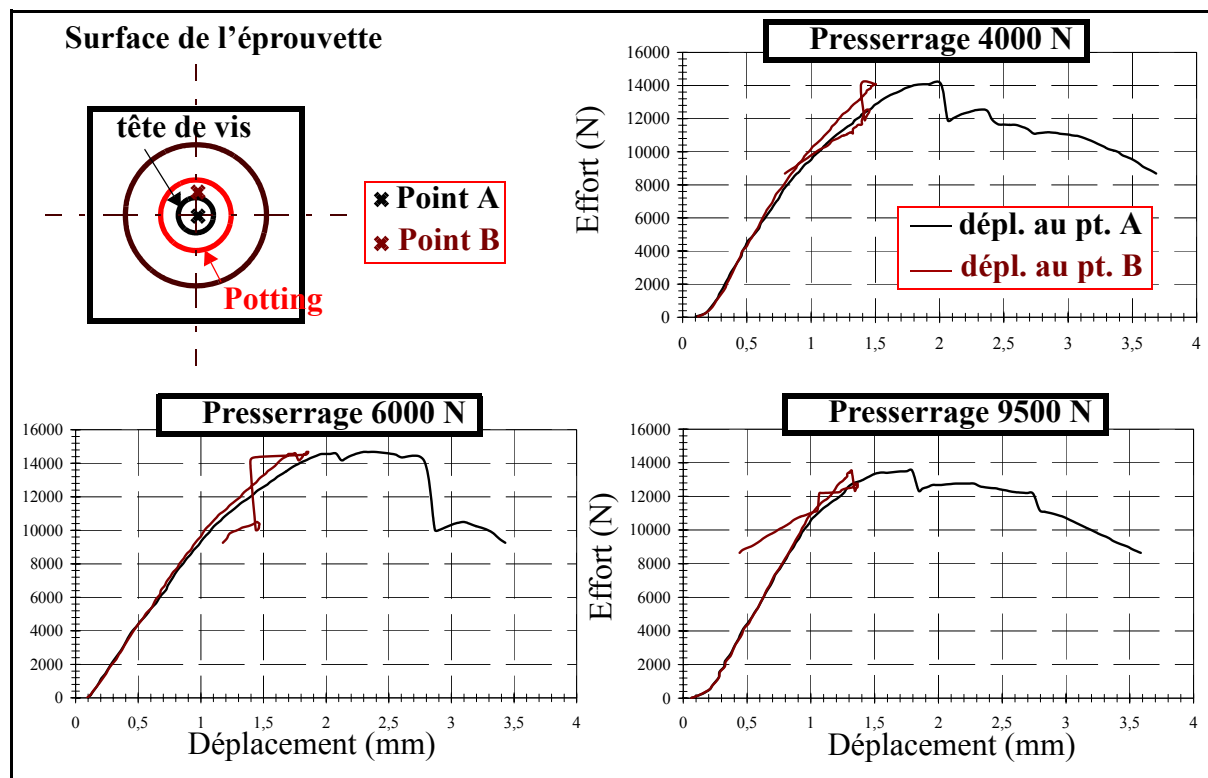


Figure 3-23 : Etude des déplacements de deux points situés sur la vis et sur la peau pour les trois presserrages avec flexion.

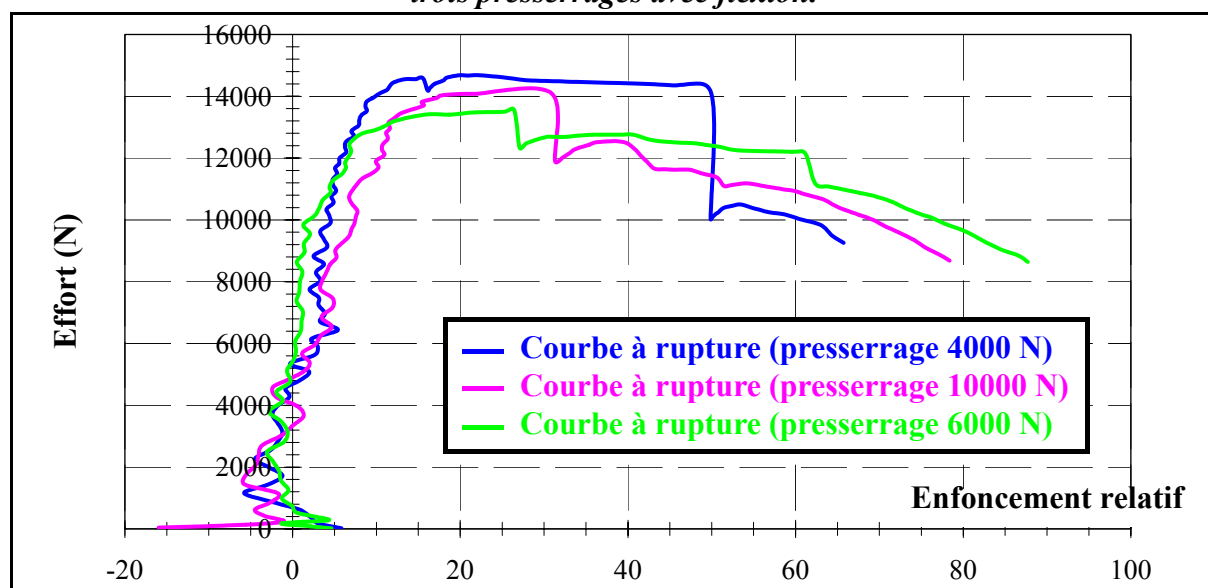


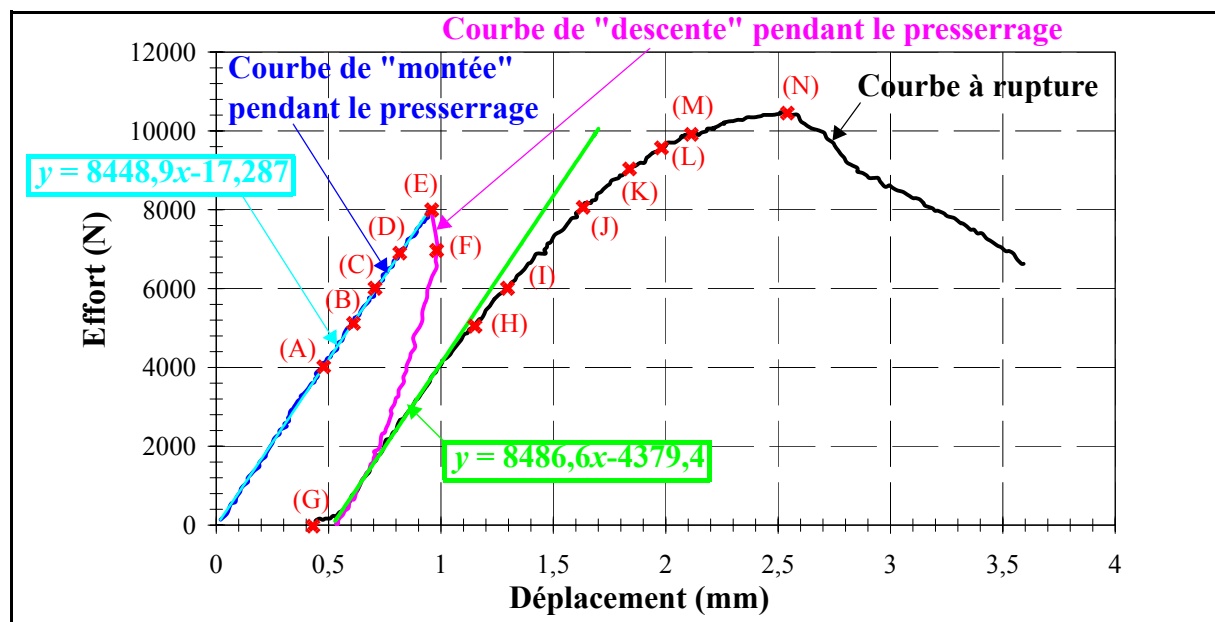
Figure 3-24 : Enfoncements relatifs entre la vis et la peau pour les trois presserrages avec flexion.



Les enfoncements relatifs sont quasiment analogues et ne deviennent interprétables qu'au delà de 10000 N. Il semble donc que le presserrage et les endommagements dans le nid d'abeille n'ont aucune influence pour ce phénomène qui doit être piloté par les dégradation dans la peau carbone ou dans le potting mais n'intervient que pour des charges très supérieures à celles des changements de pente détectés.

### 3.3.2.3-PRESSERRAGE SANS FLEXION.

Cette méthode de presserrage (Figure 3-19) est appliquée à une éprouvette avec un insert de diamètre 20 mm. La valeur de la précharge est fixée à 8000N. La courbe de presserrage (de couleur rose dans la Figure 3-25 a un comportement linéaire lors de l'application de l'effort de prétension sur la vis. Cette évolution n'est pas la même que celle observée lors du presserrage avec flexion et indique que le comportement est nettement différent comme attendu. La courbe de décharge montre l'influence de la prétension dans l'assemblage et un enfoncement permanent de la tête de vis d'environ 0,5 mm à charge nulle est mesuré.

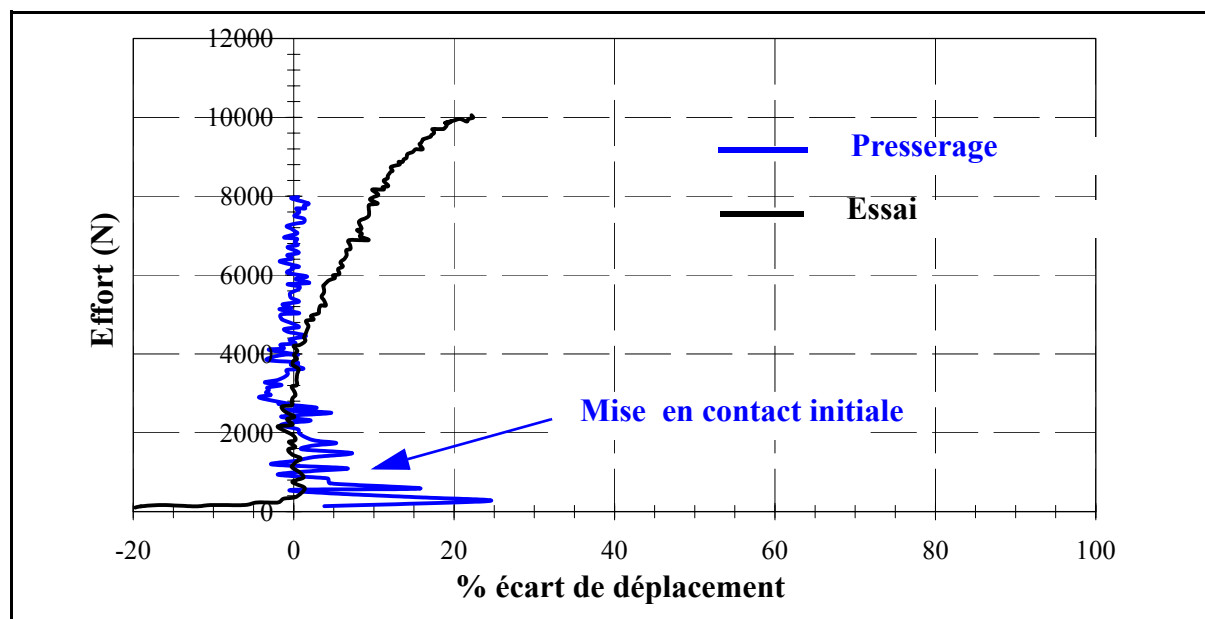


*Figure 3-25 : Courbes de presserrage sans flexion à 8000N et d'arrachement.*

La mise en charge par la ferrure est ensuite effectuée et la courbe d'arrachement est tracée en noir Figure 3-25. Avec cette nouvelle méthode de presserrage, la zone de mise en contact du début d'essai est réduite. Un changement de pente apparaît à environ 4000 N et il est vraisemblable qu'il soit lié au début du plissement en cisaillement. La perte de linéarité est identifiée clairement à 4198 N en traçant l'écart relatif à la droite obtenue par régression linéaire sur les mesures (Figure 3-26). On constate aussi sur ces courbes que, hors effets de

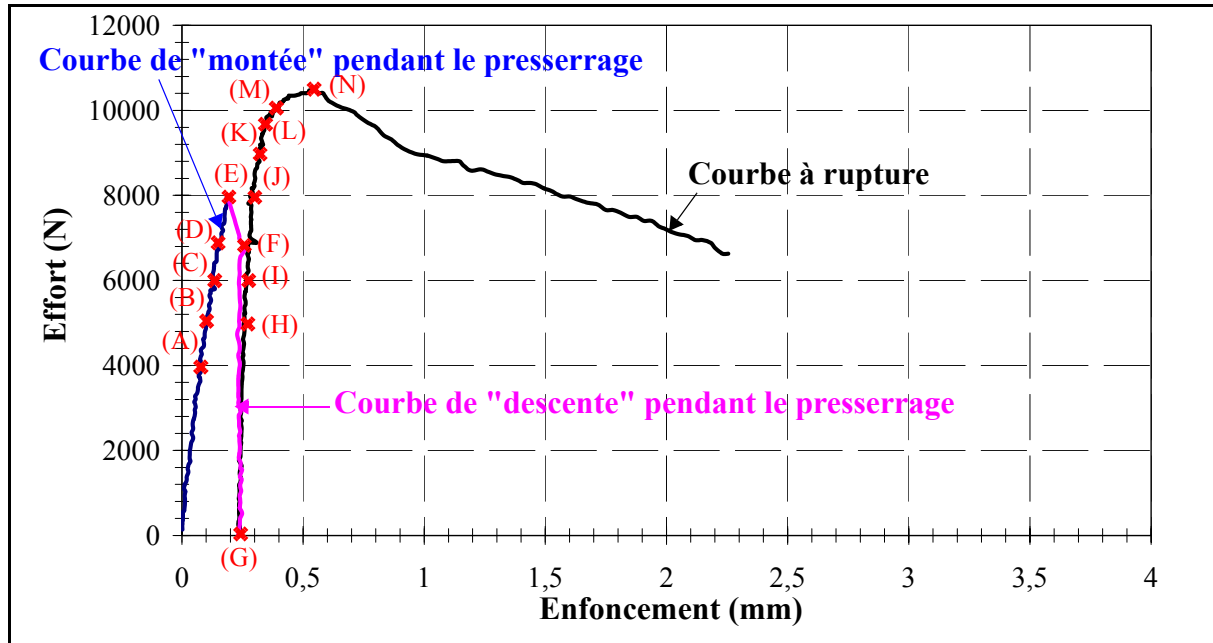
mise en contact, le presserage génère bien un comportement linéaire.

Cet effort est inférieur à celui constaté précédemment car le diamètre de l'insert est inférieur et le cisaillement du nid d'abeille plus important, l'effort tranchant variant en  $1/r$ . Toutefois, le changement de pente ne varie pas en  $1/r$  (on devrait avoir 3500 N au lieu de 4200 N). On peut remarquer aussi que la zone plateau disparaît quasiment avec cette méthode. L'effort maximum enregistré pour cet essai est 10530 N.



**Figure 3-26 : Ecart relatif aux courbes linéarisées pendant le presserage et l'essai.**

Cette absence de zone plateau est probablement due à une présence d'endommagements locaux dans le potting et dans les peaux lors de la prétension. Pour préciser cette analyse, les déformées de la peau et la position de la tête de vis sont tracées pour plusieurs points de (A) à (N) Figure 3-25 et la courbe d'enfoncement déduite est tracée Figure 3-27. La courbe d'enfoncement montre qu'une fois la valeur de précharge atteinte, l'enfoncement reste globalement constant pendant la décharge. On peut rappeler que la vis est mise en contact manuellement et il semble que celle-ci, par sa raideur très grande par rapport à l'ensemble sandwich plus insert impose le déplacement. Un calcul rapide montre que son allongement est seulement de 0,06 mm. A 8000 N (la valeur de précontrainte), la courbe effort/enfoncement devient légèrement non-linéaire et l'enfoncement de la vis ne devient significatif qu'à l'approche de l'effort maximum.



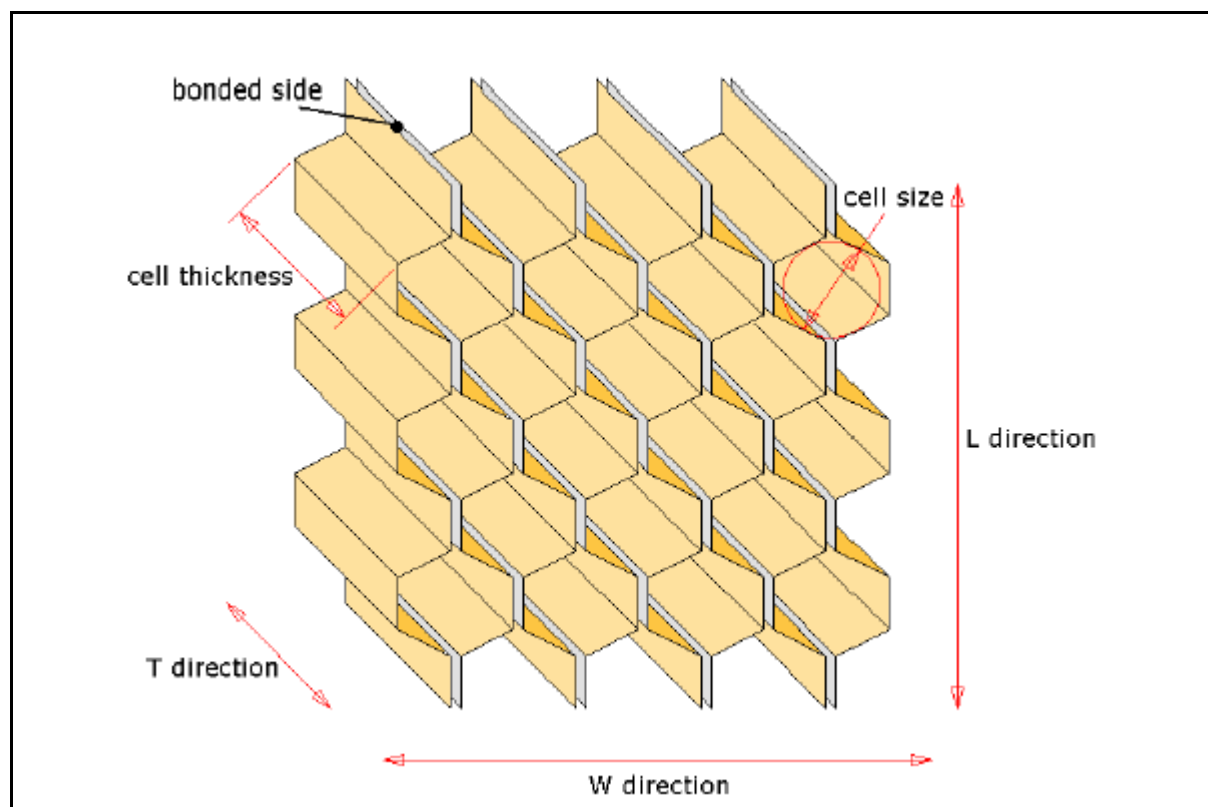
**Figure 3-27 : Enfoncement de la tête de vis par rapport à la peau (par différence de mesure des déplacements par caméra 3D des point A et B sur la Figure 3-23).**

En ce qui concerne les endommagement dans le potting, cette analyse ne permet donc pas de conclure. Des études plus spécifiques amenant une meilleure connaissance du potting et de l'interaction peau/résine doivent donc être conduites. Par contre, l'ensemble des études expérimentales conduites à ce stade convergent pour postuler que *le nid d'abeille s'endommage en premier sous forme de flambage de ses parois verticales en cisaillement*.

Dans ce paragraphe, une méthode expérimentale d'identification de la loi de dégradation du module de cisaillement des nids d'abeille va être à présent proposée. Cette loi pourra ensuite être implémentée dans un modèle numérique.

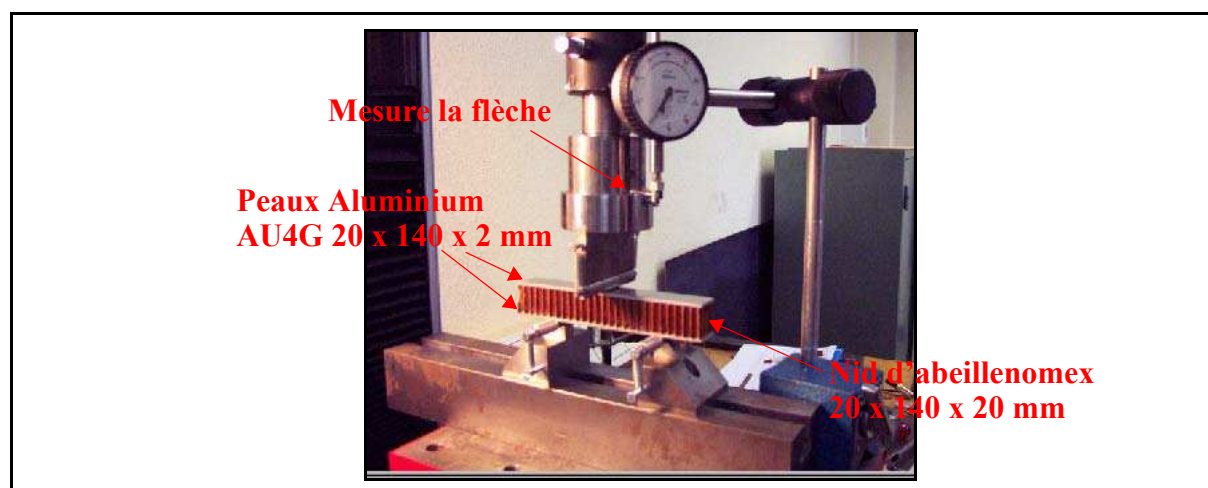
### 3.3.3-MÉTHODE D'IDENTIFICATION EXPÉRIMENTALE DE LA LOI DE DÉGRADATION EN CISAILLEMENT TRANSVERSE DE L'ÂME

Un essai classique de flexion 3 points est utilisé. Les appuis sont relativement proches (80 mm) pour que le cisaillement transverse soit prépondérant. Les dimensions des éprouvettes et les modalités de l'essai sont illustrées Figure 3-29. Les éprouvettes sont réalisées avec des peaux en aluminium collées au nid d'abeille avec un film Redux 322. Les lois de dégradations seront identifiées pour les deux sens L et W (papier collé double épaisseur : sens L et papier simple épaisseur : sens W) du nid d'abeille visible Figure 3-28.



**Figure 3-28 : Convention de désignation des nids d'abeille.**

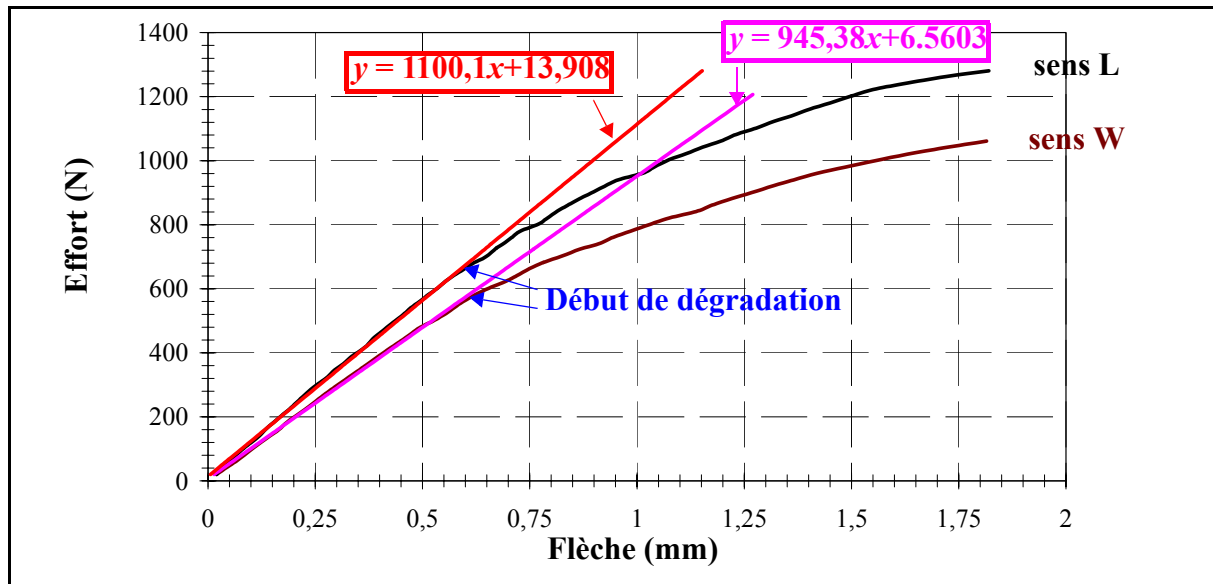
Au total, six éprouvettes été réalisées : trois sens L et trois sens W. L'élément de mise en charge est aussi cylindrique. Ces essais sont réalisés sur une machine INSTRON 0-10 kN. Le déplacement est imposé et de valeur 0,5 mm/min. La flèche est mesurée par un comparateur.



**Figure 3-29 : Dimension de l'éprouvette poutre nid d'abeille et vue générale de l'essai.**

Un des résultats de chaque configuration est analysé en traçant les courbes effort/flèche (Figure 3-30). Sachant que le terme en cisaillement est prépondérant dans le calcul de la flèche,

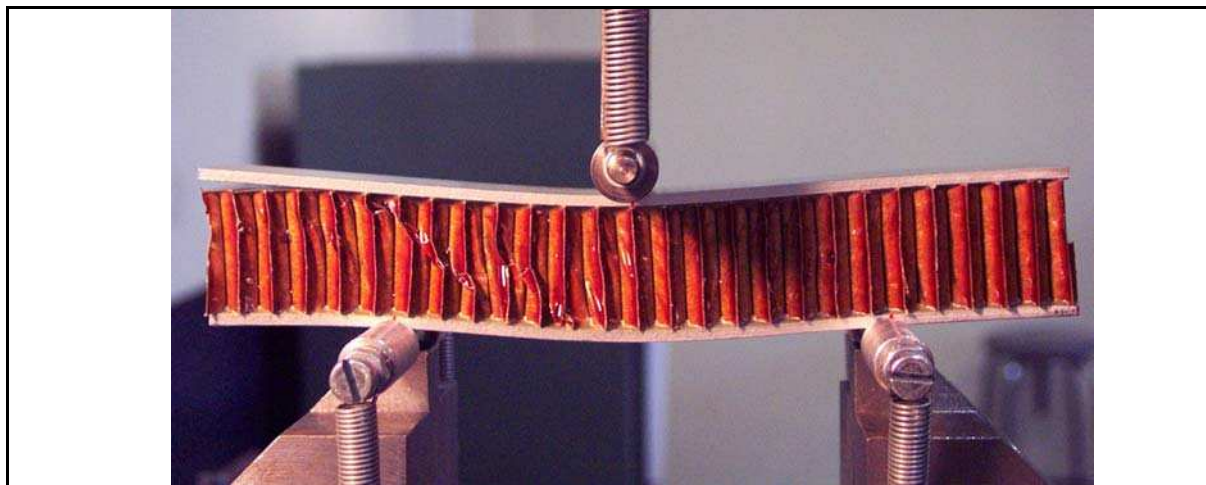
ces courbes montrent bien une dégradation du module de cisaillement transverse. De plus, les peaux sont encore dans le domaine élastique car la contrainte calculée pour la charge maximale de 1200 N est d'environ 32 MPa, soit bien en dessous de la limite élastique (environ 250 MPa). Dans la partie linéaire non dégradée, le module de cisaillement du nid d'abeille sens L est logiquement supérieur à celui sens W. Le début de dégradation en cisaillement du nid d'abeille correspond à la charge de 580 N pour l'éprouvette sens W et 670 N pour l'éprouvette sens L.



**Figure 3-30 : Résultats d'essai de poutre sandwich en flexion 3 points.**

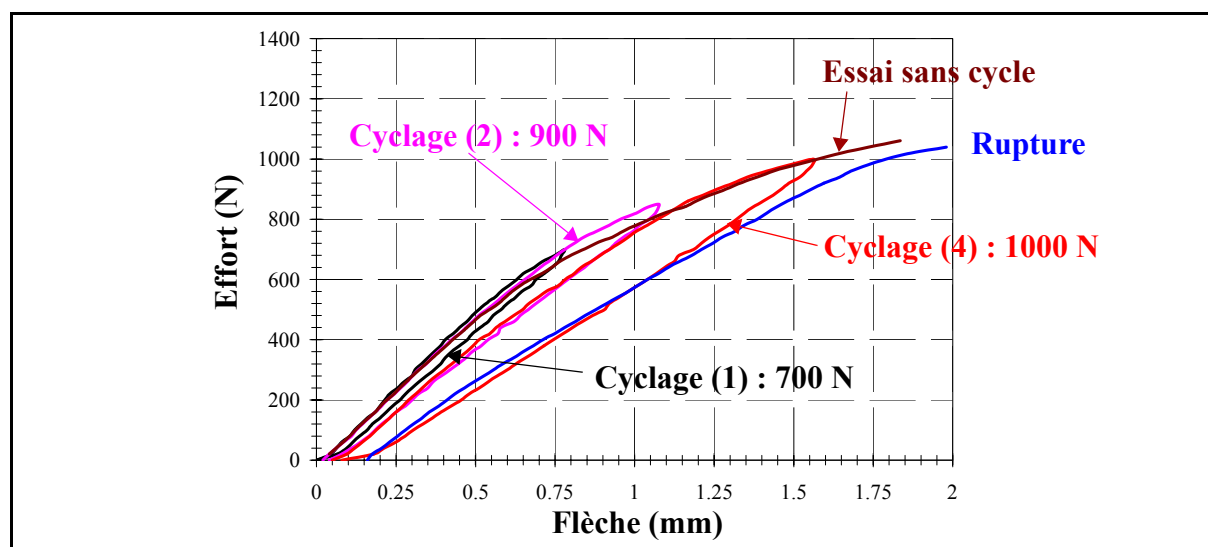
Lors de l'essai, on peut visualiser le flambement en cisaillement des parois des cellules. On voit aussi une progression de celui-ci dans la longueur de la poutre. Des traces de plissement demeurent sur les parois (Figure 3-31) après relâchement de l'effort. Les parois de simple épaisseur sont cisailées pour les deux configurations d'éprouvette. Cependant, les éprouvettes retrouvent à peu près leur forme initiale avec toutefois une indentation résiduelle visible sur la peau en aluminium due à la plasticité des peaux et au poinçonnement local. Ce comportement ne sera pas pris en compte dans cette étude.

L'observation du plissement en cisaillement pose le problème du comportement post-flambé des parois. Pour les structures aéronautiques métalliques, le post-flambage est accepté car parfaitement réversible. Dans le cas du Nomex, ce comportement n'est pas forcément réversible. Sans rentrer dans une étude exhaustive de la problématique qui est en dehors de notre champ d'étude, il est intéressant de préciser le comportement par des essais cyclés.



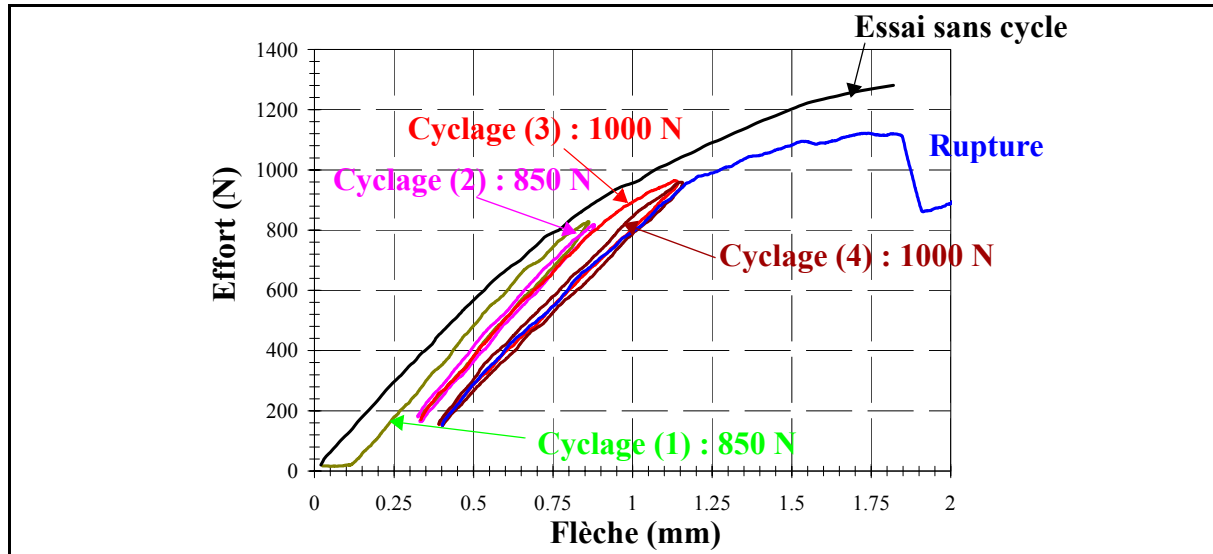
*Figure 3-31 : Dégradation du nid d'abeille en fin d'essai.*

Un essai d'une éprouvette avec nid d'abeille sens W est présenté Figure 3-32. La courbe d'essai à rupture pour la même configuration est superposée en marron. Un premier cyclage à 700 N (noir) a été effectué, puis un à 900 N (rose), un à 1000 N (rouge) et enfin le chargement jusqu'à rupture a été effectué (bleu).



*Figure 3-32 : Essai sens W avec cyclage.*

Le premier cyclage à 700 N ne dégrade pas les parois du nid d'abeille même si le plissement est visible. En effet, après déchargement, les parois redeviennent planes sans défaut visuel apparent. De plus, aucune perte de raideur n'est constatée. Les courbes de cyclages suivantes montrent par contre un endommagement irréversible.



*Figure 3-33 : Essai sens L avec cyclage.*

Le même type de comportement est observé pour l'éprouvette avec nid d'abeille sens L (Figure 3-33). D'un point de vue pratique, il existe donc un domaine réversible où le nid d'abeille présente une perte de raideur en cisaillement transverse sans endommagement. La loi de dégradation des modules de cisaillement transverses sera identifiée par corrélation essais/calcul.

### 3.3.4-CONCLUSIONS

Au bilan, une étude qualitative d'un essai d'arrachement simple a été proposée. Des essais avec cyclage ont mis en évidence lors de la flexion du sandwich d'endommagements irréversibles dès les plus faibles charges (4000 N pour un insert diamètre 20 mm et 6000 N pour un insert diamètre 30 mm). Les bruits entendus lors des pertes de raideurs semblent correspondre à des ruptures dans le Nomex. Ce phénomène disparaît en l'absence de flexion. Les analyses visuelles et micrographiques d'une éprouvette ( $d=30\text{mm}$ ) sectionnée après un essai arrêté à 10000N montrent un plissement des parois du nid d'abeille et des ruptures à  $45^\circ$ . Un endommagement du potting au droit de la fraisure est aussi présent à ce niveau de charge.

Par ailleurs, le phénomène de flambage en cisaillement des cellules du nid d'abeille est très bien observé lors d'un essai simple en flexion 3 points. Il génère bien une diminution de la raideur en cisaillement transverse. Par ailleurs, une zone de réversibilité sans endommagement a bien été observée et correspond à une expérience industrielle sur les essais d'inserts obtenus par densification.

Ces résultats permettent de supposer que *c'est la dégradation de l'âme qui est le mode*

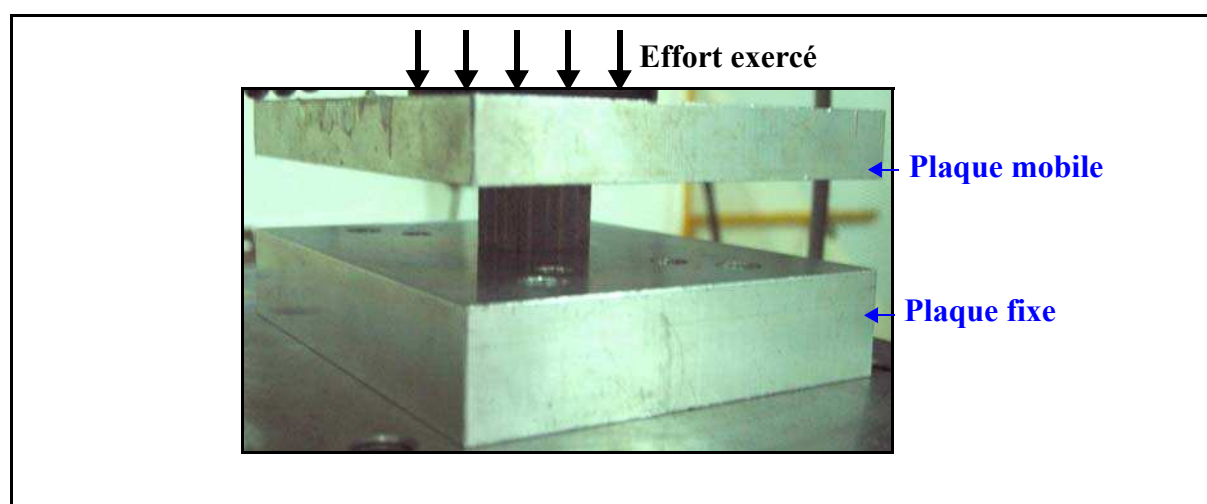
*d'endommagement le plus précoce*. De plus le mécanisme de plissement a été identifié et correspond à du flambage et post-flambage classique de plaques en cisaillement. Enfin, ces observations sont cohérentes avec la littérature, en particulier l'ESA Inset Design Handbook bien que le nid d'abeille et les peaux soient en aluminium.

Cependant, le comportement de l'insert lui-même (résine dans nid d'abeille) doit être précisé et cela fait l'objet des études du paragraphe suivant.

## 3.4-IDENTIFICATION DES DÉGRADATIONS DANS LE POTTING

### 3.4.1-CARACTÉRISATION MATÉRIAU

Compte-tenu du mode de travail de l'insert à l'arrachement, il est nécessaire d'identifier le comportement en compression du potting. Le potting correspond ici à l'ensemble formé par la résine + le nid d'abeille Nomex. A cet effet, des éprouvettes cubiques de 20 mm<sup>3</sup> ont été taillées et l'essai est réalisé sur une machine INSTRON 0-10 kN. Le déplacement est imposé et la vitesse du chargement quasistatique a pour valeur 0,5 mm/min. Le déplacement est mesuré par un capteur situé au-dessus de la plaque mobile (Figure 3-34).

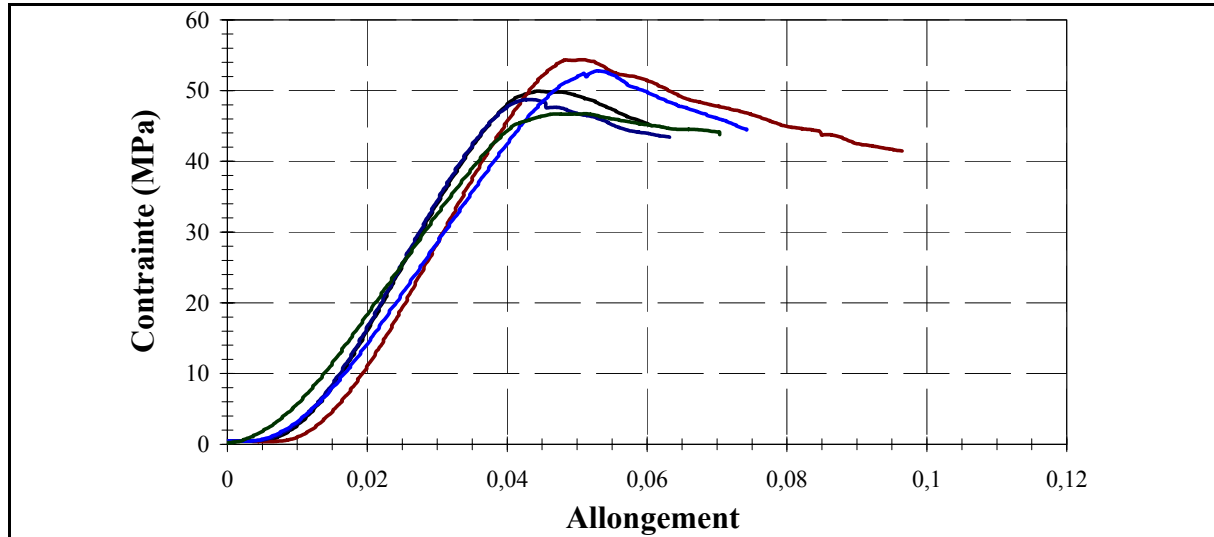


*Figure 3-34 : Éprouvette du potting en compression.*

Les lois d'écrasement de 5 éprouvettes sont visibles dans la Figure 3-35. Il existe une non linéarité de contact au début du chargement. Ensuite, le comportement en compression devient linéaire jusqu'à la limite d'élasticité vers 50 MPa. Un endommagement est visible autour de l'éprouvette après le dépassement de la zone élastique. Un écrouissage négatif progressif est constaté sur les courbes d'essai. Les valeurs du module d'Young obtenues expérimentalement

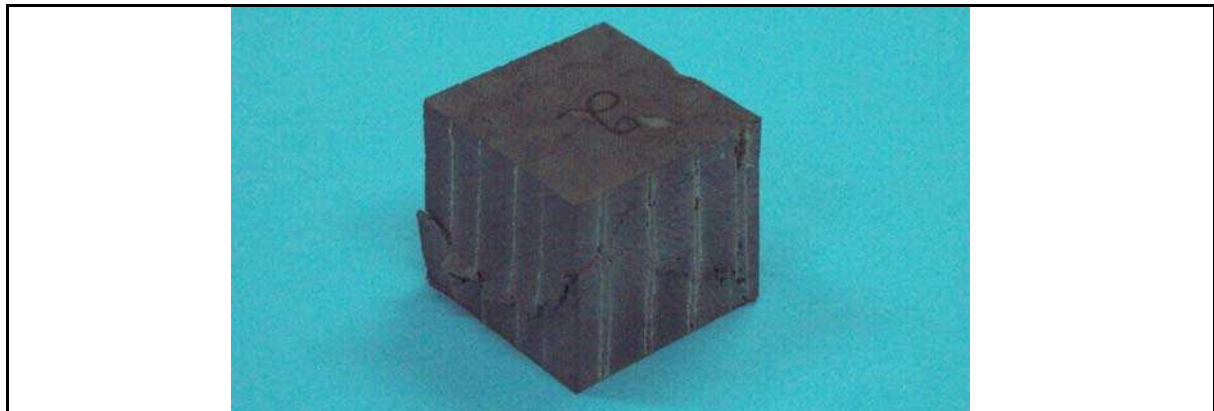


sont : 1391,2 MPa ; 1423,4 MPa ; 1767,9 MPa ; 1770,8 MPa et 1790,4 MPa. La valeur moyenne est de 1629 MPa. C'est cette valeur qui sera retenue pour l'étude numérique. Les écarts maximum par rapport à la valeur moyenne sont -14,6% et + 9,9%. La limite élastique avoisine les 50 MPa ce qui est relativement faible. Il est donc probable que ce comportement non-linéaire matériau ait une influence sur la courbe de réponse d'arrachement de l'insert.



**Figure 3-35 : Courbes d'écrasement de cinq éprouvettes potting en compression.**

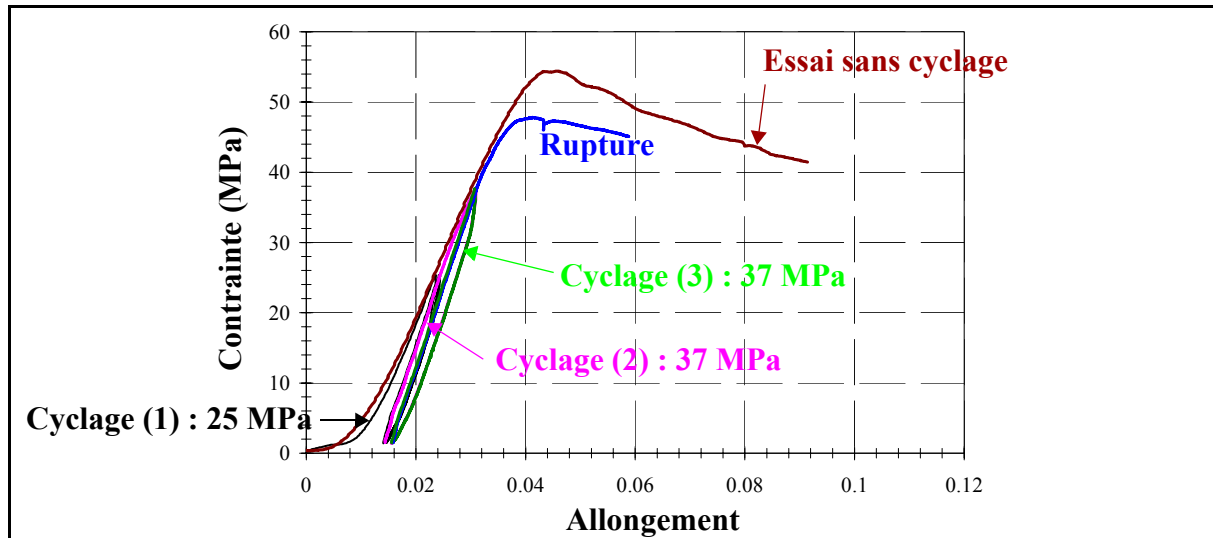
La Figure 3-36 montre l'aspect de l'éprouvette en fin d'essai :



**Figure 3-36 : Aspect final du potting en fin d'essai.**

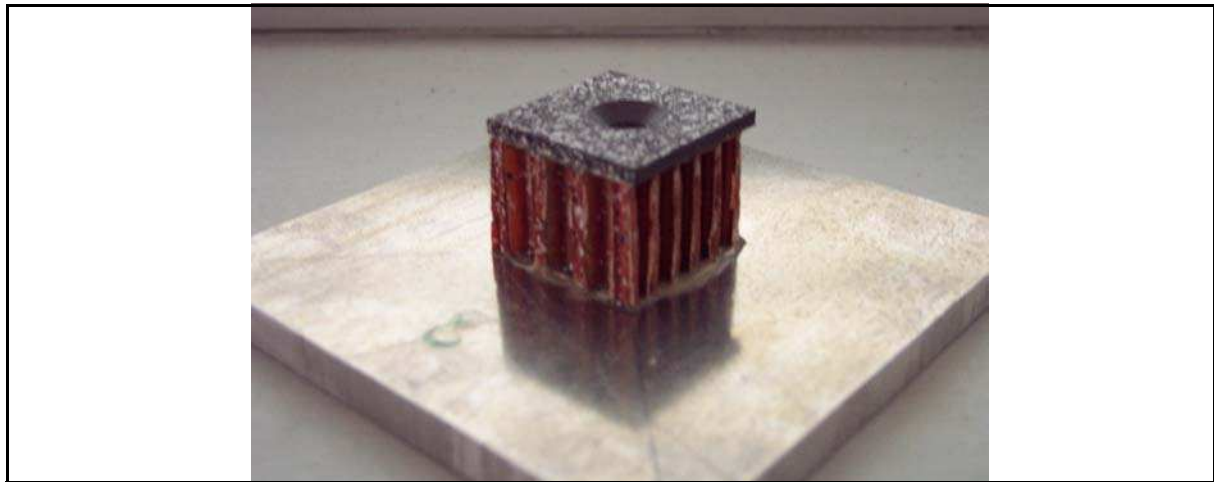
Un essai avec cyclage a été réalisé. Le cyclage s'effectue avec un effort croissant qui correspond à des contraintes de 25 MPa puis 37 MPa et enfin le chargement est augmenté jusqu'à rupture. Le cycle à 37 MPa est fait deux fois avec deux vitesses de déplacement imposées différentes. Les cycles se superposant, aucune viscosité n'est à prendre en compte. Le potting présente un faible hystérésis. Ce faible niveau d'hystérésis montre a posteriori que dans les essais de cyclage en flexion réalisés précédemment, l'influence de l'insert doit être

très faible et que comme les peaux sont intactes, la dégradation est bien imputable à l'âme.



*Figure 3-37 : Essai de compression avec cyclage du potting.*

### 3.4.2-ESSAIS SUR ÉPROUVETTE SPÉCIFIQUE.



*Figure 3-38 : Vue générale de l'éprouvette spécifique.*

Dans l'étude bibliographique, un essai de résistance à l'enfoncement de la tête de vis a été présenté (Figure 2-19). En effet, le couple de serrage de l'écrou introduit une prétension de la vis qui génère un écrasement local. Il est clair que cet essai détermine la charge de matage technologique qui peut être supportée par l'ensemble fraisure de la peau et potting.

Dans cette partie, une éprouvette spécifique ne comportant que la peau et le potting va être utilisée (Figure 3-38). Le but est ici d'identifier les dommages dans le potting et dans les peaux ainsi que les interactions éventuelles. L'absence de nid d'abeille doit permettre d'isoler ces phénomènes pour préciser le scénario de rupture.

Pour ces essais, une vis titane ASNA 2001 est employée et est soumise à un effort de traction (Figure 3-39). Cet essai se déroule en adaptant le montage d'arrachement d'insert. La machine de traction utilisée est une INSTRON 100 kN. L'effort est mesurée par la cellule de la machine. Le mesure de déplacement hors-plan s'effectue par corrélation d'image. La correction linéaire de 0,1 mm/10000 N due à la raideur du montage est appliquée aux mesures. Cinq éprouvettes ont été testées.

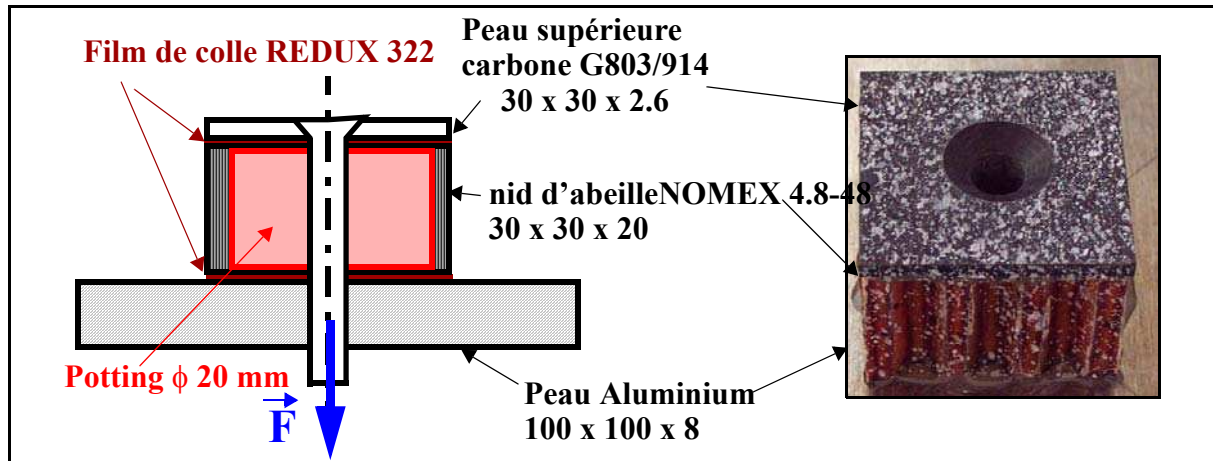


Figure 3-39 : Essai sur éprouvette spécifique.

Leurs courbes de comportement sont assez similaires à l'exception de la courbe rouge (Figure 3-40). Le comportement initial est non-linéaire vraisemblablement à cause de la mise en contact puis quasi-linéaire jusqu'à une zone plateau qui correspond, comme pour les essais globaux, au poinçonnement de la vis dans la peau.

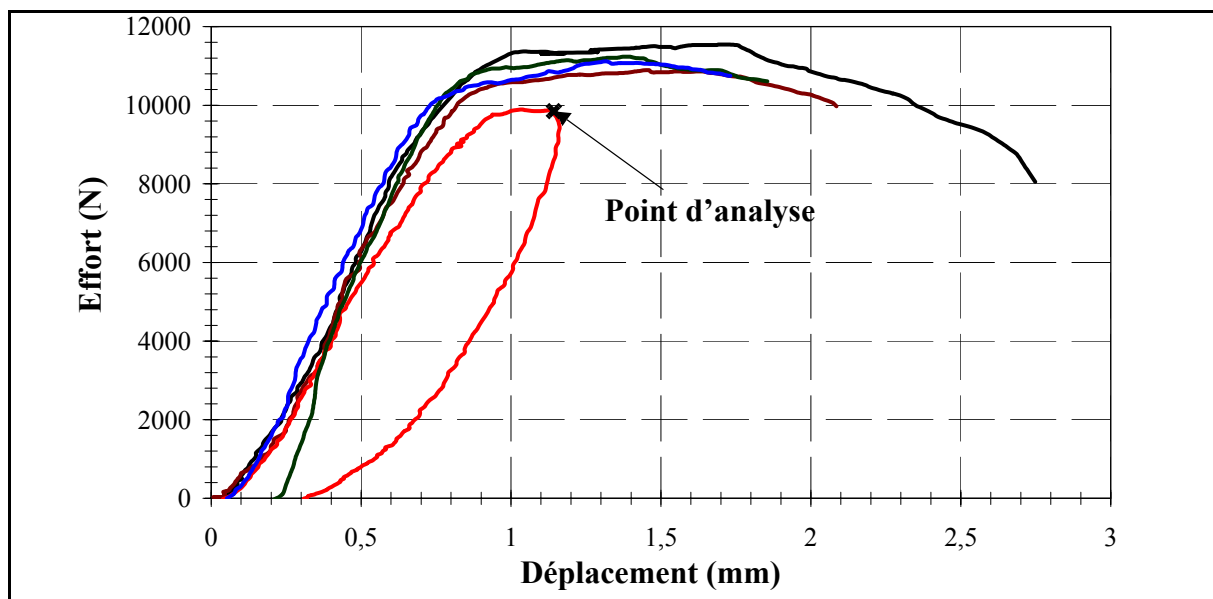
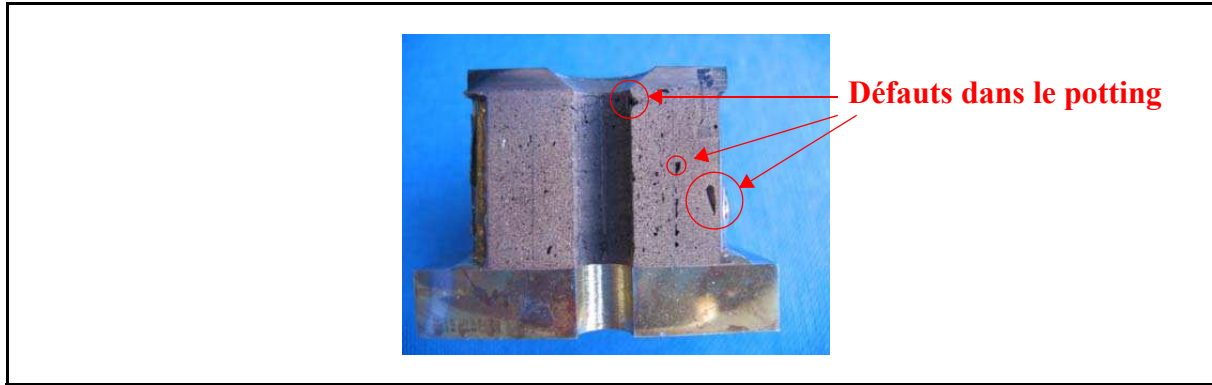
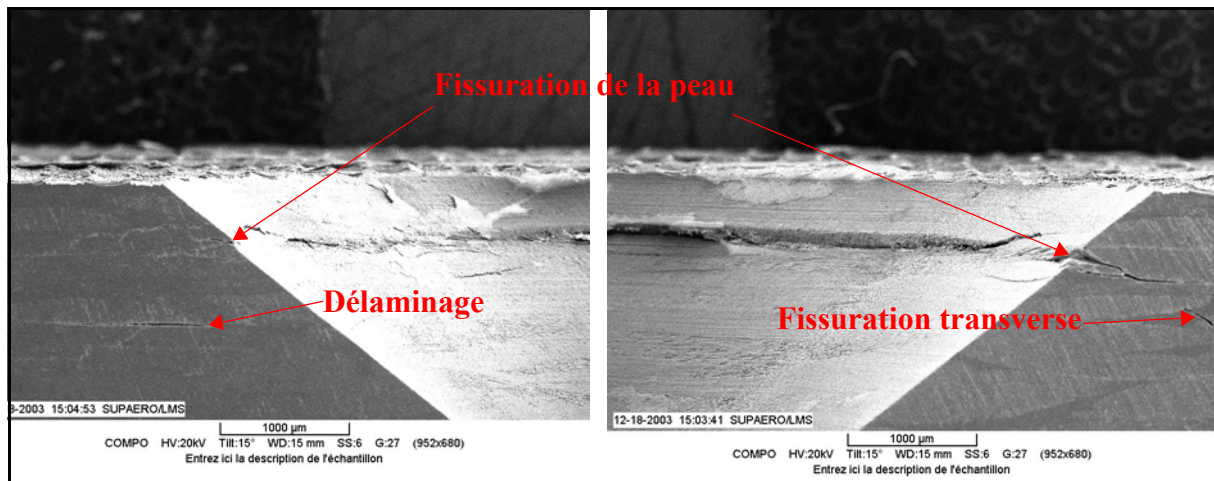


Figure 3-40 : Courbes effort/déplacement d'essais sur éprouvettes spécifiques.



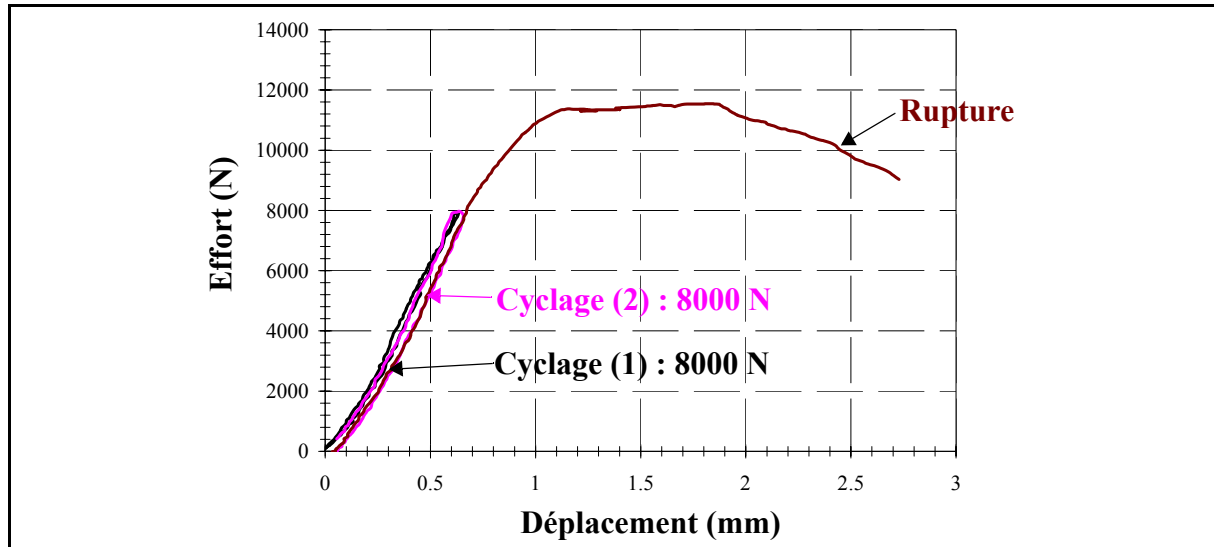
*Figure 3-41 : Coupe à 0° d'une éprouvette spécifique.*

Pour l'éprouvette de la courbe rouge, une non-linéarité autour de 5000 N est présente. Toutefois, une coupe à 0° montre plusieurs bulles d'air dans le potting (Figure 3-41). Il est probable que ces défauts de fabrication soient à l'origine de la différence de comportement. Par ailleurs, l'expérience industrielle indique une grande sensibilité à ce type de défauts. Pour cette éprouvette, la peau est observée par microscope optique (Figure 3-42). La charge maximale atteinte est d'environ 10000 N et est inférieure au début de l'enfoncement de la tête de vis dans la peau.



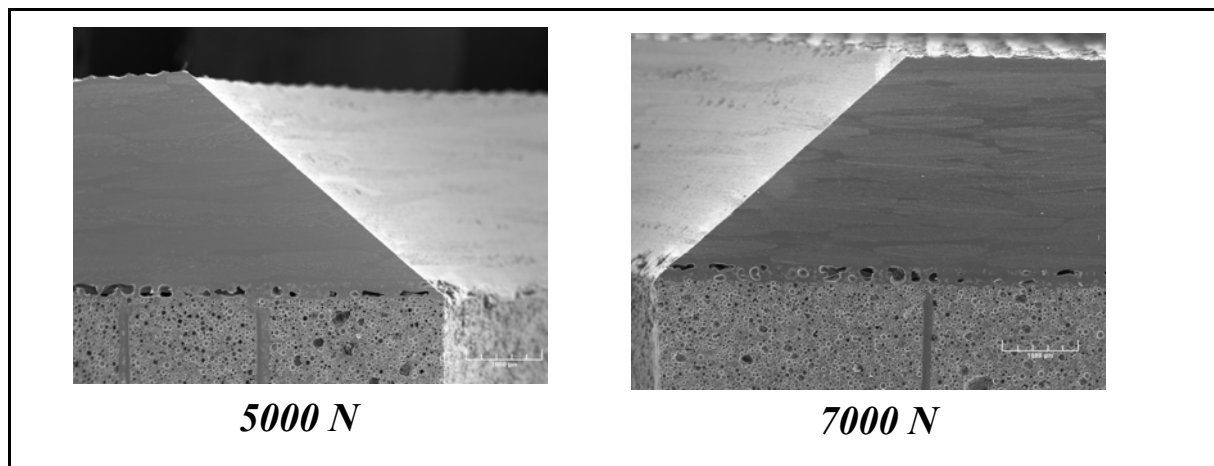
*Figure 3-42 : Micrographie de la peau à la coupe 0°.*

Afin de vérifier que ce défaut de fabrication est l'origine du changement de pente à 5000 N précédent, deux cyclages à 8000 N ont été effectués. Les courbes de comportement présentent un léger hystérésis (Figure 3-43). Aucun endommagement cumulé n'est présent.



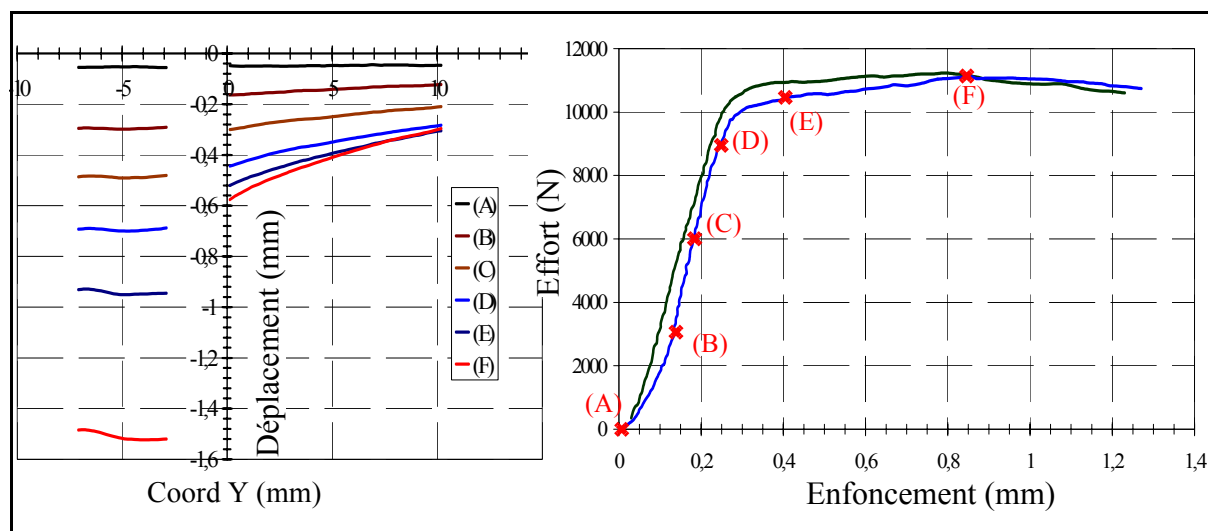
**Figure 3-43 : Relation effort/déplacement d'un essai sur éprouvette spécifique avec cyclage.**

En l'absence de nid d'abeille sur cet essai spécifique, cet hystérésis est attribuable soit à la résine utilisée pour réaliser le potting, soit à des problèmes de positionnement relatif de la vis dans la fraisure. Des essais arrêtés à 5000 N et 7000 N ne montrent aucun endommagement ni dans la résine, ni dans les peaux (Figure 3-44). Il est donc probable que le changement de pente observé à 8000 N corresponde au début de dégradation de la peau ou encore au comportement non linéaire du potting. Ces hypothèses seront discriminées par le calcul.



**Figure 3-44 : Micrographies de l'éprouvette spécifique après essais arrêtés à 5000N et 7000N.**

L'étude par corrélation d'image de deux essais permet de déterminer l'enfoncement local (Figure 3-45). Il s'avère que jusqu'à 10000 N, la peau se déforme très peu par rapport à la vis. Il semble donc que la non-linéarité de l'essai spécifique observée de 8000 N à 10000 N soit due soit au comportement plastique du potting, soit au début des dégradations dans la peau.



**Figure 3-45 : Déformée expérimentale du plan  $X=0$  de la surface d'éprouvette à l'effort de (A) à (F) de la Figure 3-40 et enfoncement de la tête de vis par rapport à la peau.**

Ces essais confirment que les dégradations dans la peau stratifiée ne se produisent que pour les charges élevées proches de la rupture. En conséquence, les non-linéarités observées pour des charges inférieures ne sont imputable qu'aux dégradations du nid d'abeille ou au comportement non linéaire en compression du potting qui devra être pris en compte dans la modélisation.

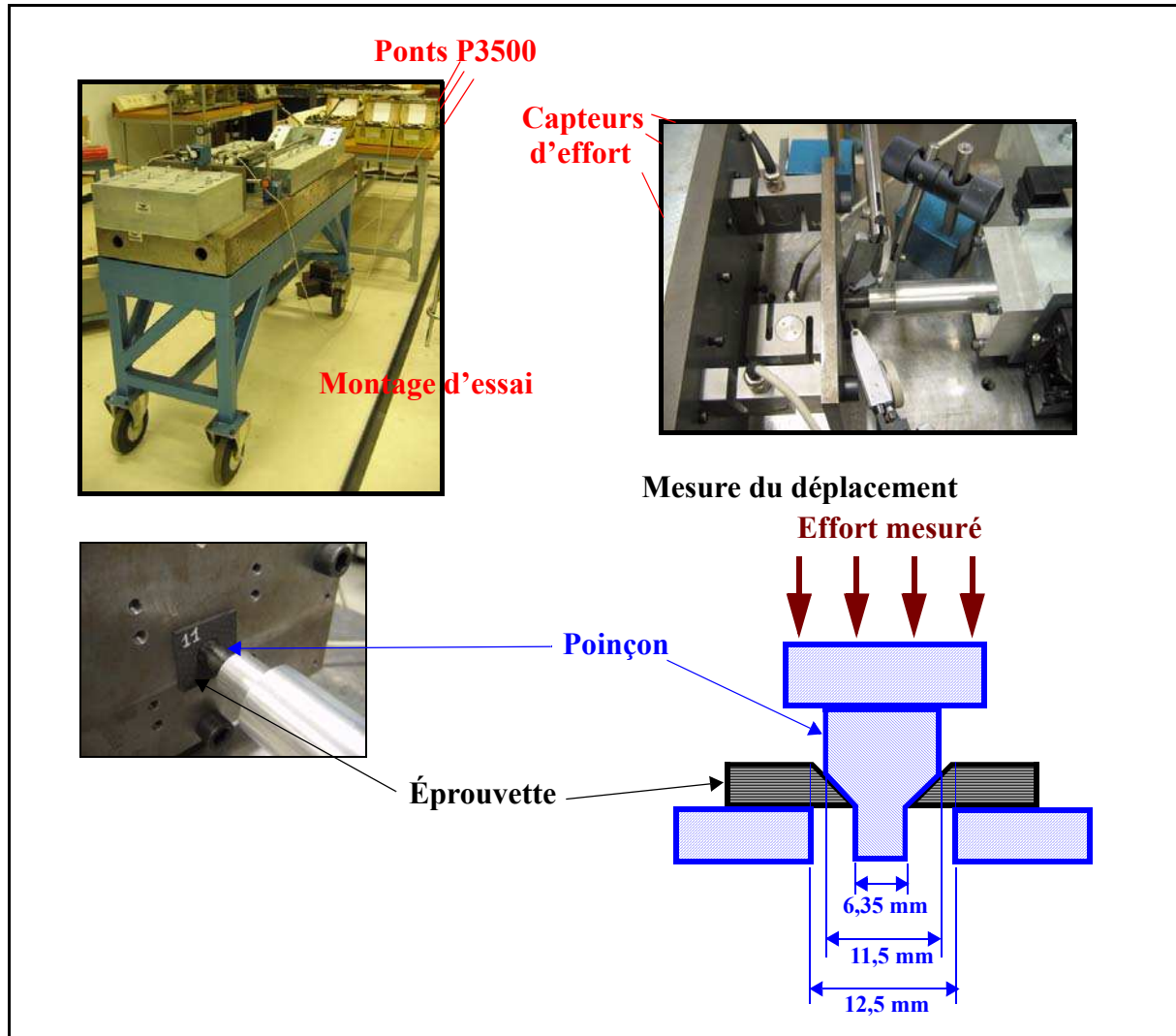
## 3.5-IDENTIFICATION DES DÉGRADATIONS DANS LA PEAU EN POINÇONNEMENT.

Dans ce paragraphe, une série d'essai spécifiques sur le poinçonnement avec diverses géométries d'éprouvettes et de poinçons sera explicitée. Le but de ces essais est d'identifier les modes et les mécanismes de dégradations propres de la peau sous cette sollicitation.

### 3.5.1-ESSAIS DE POINÇONNEMENT SANS FLEXION

Une éprouvette de dimensions 32 x 32 mm est découpée dans le stratifié qui a servi à la réalisation des peaux du sandwich. Un fraisage à 100° identique à celui de l'insert complet est percé au centre de l'éprouvette. Les premiers essais de poinçonnements ont été réalisés en tirant une vis titane au travers de la peau. Toutefois, la plastification de la vis était très forte avant la rupture de la peau ce qui perturbait l'essai. Aussi, des poinçons en acier traité sont finalement employés. Le premier poinçon fait un angle de 100° comme la fraisure, le second est droit. Un montage spécifique de compression est utilisé car celui-ci possède une grande

raideur ce qui garanti une application de l'effort correcte. L'éprouvette est simplement appuyée sur une plaque acier épaisse comportant en son centre un alésage de même diamètre que le poinçon (Figure 3-46).



*Figure 3-46 : Essai de poinçonnement sans flexion.*

Le déplacement est mesuré à l'aide de comparateurs à levier. Un de ces comparateurs mesure le déplacement du poinçon, 3 autres les déplacements de la plaque. Puis le déplacement différentiel qui correspond à l'enfoncement effectif du poinçon est calculé. Cette procédure est nécessaire compte-tenu des faibles valeurs de déplacement et des grandes raideurs mises en jeu. Après essai, la raideur du support semble linéaire et est de l'ordre de 0,025 mm/1000 N.

Au total six éprouvettes ont été étudiées de cette manière. Sur la Figure 3-48, les courbes effort/déplacement des 3 derniers essais sont données. Du début du chargement jusqu'à 2000 N, une non-linéarité due à la mise en contact apparaît. Après 2000 N, la relation effort/déplacement est linéaire. Un changement de pente est observé pour environ 5000 N. Il coïncide

aussi avec le début des bruits de rupture de fibres qui continuent jusqu'à la rupture brutale de la peau. La raideur des éprouvettes est calculée dans la partie linéaire à partir de l'effort 2000 N (fin de la mise en contact) jusqu'à l'apparition des premiers bruits notée pendant l'essai. Les raideurs avant endommagement obtenues sont 39907, 42926 et 53239 N/mm (Figure 3-48). La moyenne des trois valeurs est 45357 N/mm et la dispersion est très importante, approximativement 30 %.

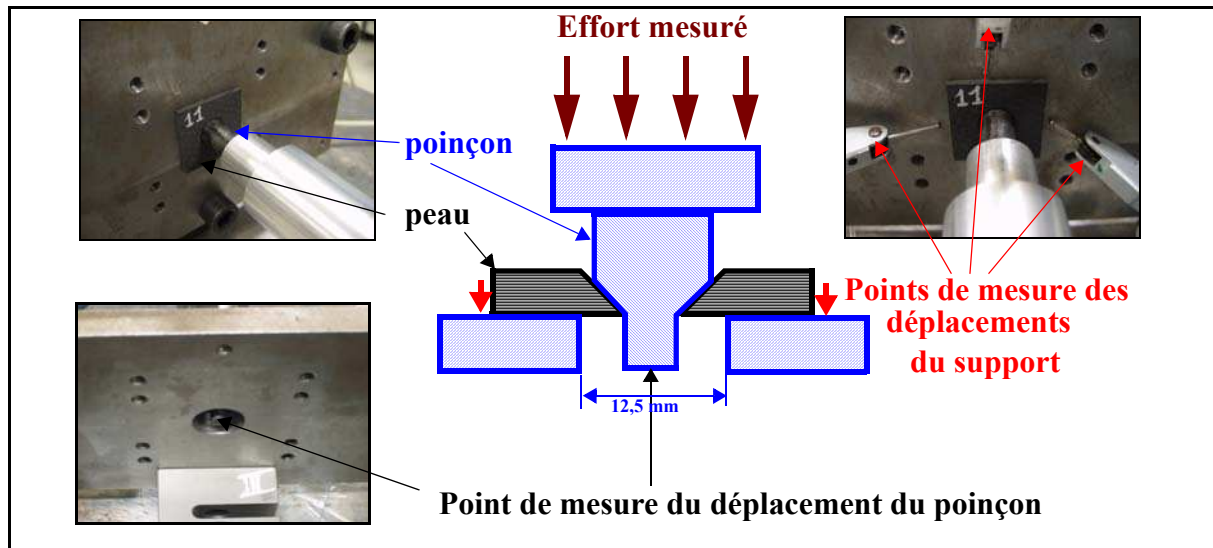


Figure 3-47 : Mesure des déplacements à l'aide de 4 comparateurs à levier pour l'essai de poinçonnement.

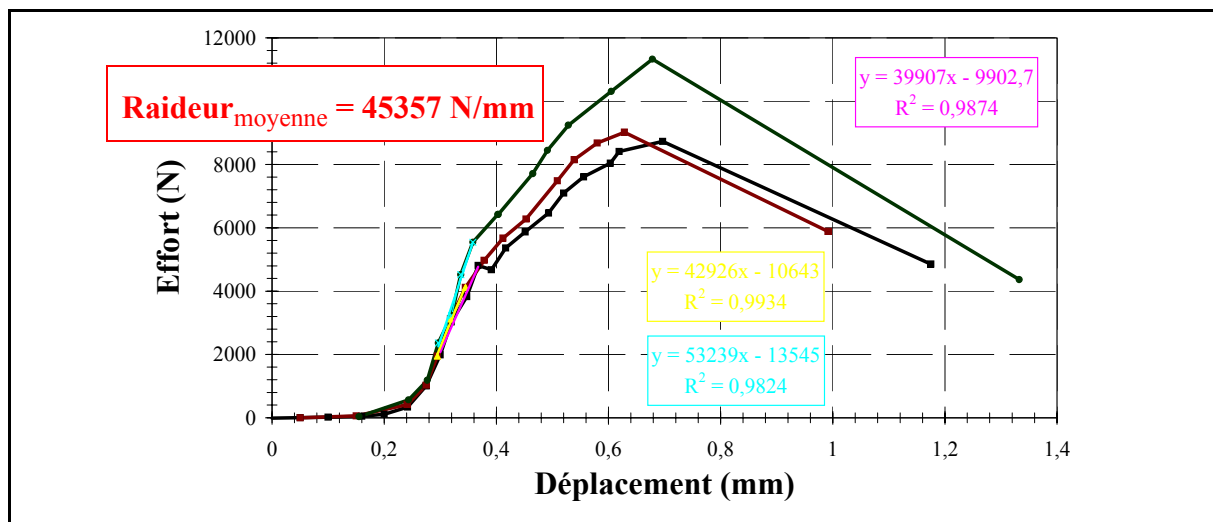


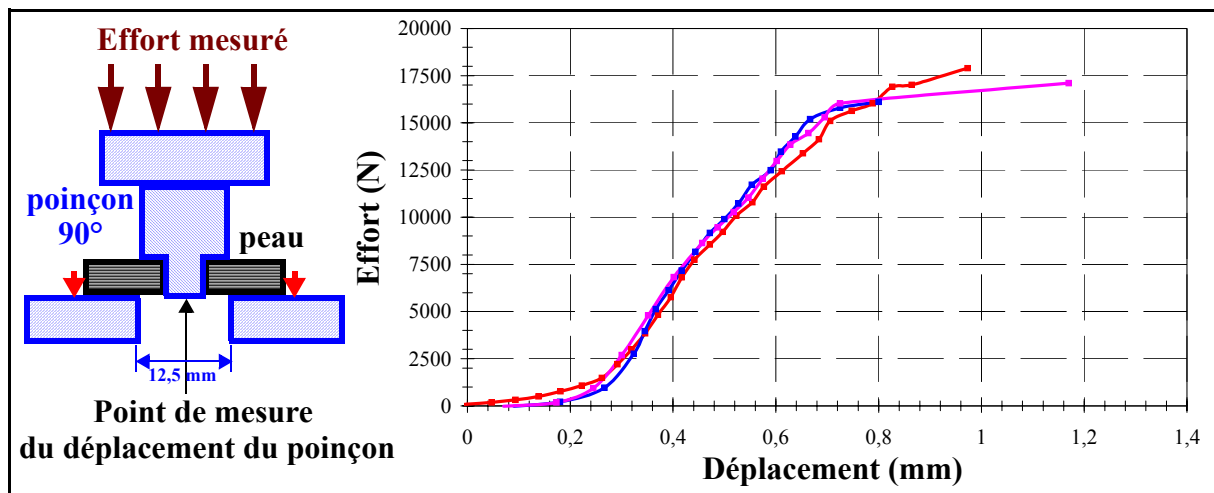
Figure 3-48 : Analyse des raideurs des 3 essais de poinçonnement avec poinçon 100°.

En fin d'essai, l'éprouvette est cisailée dans son épaisseur pour un effort maxi dont la dispersion est importante. Les valeurs mesurées sont en effet : 8700 N, 9000 N, 11200 N, 12800 N, 13600 N et 14200 N soit une moyenne de 11583 N avec une variation de 63 % entre



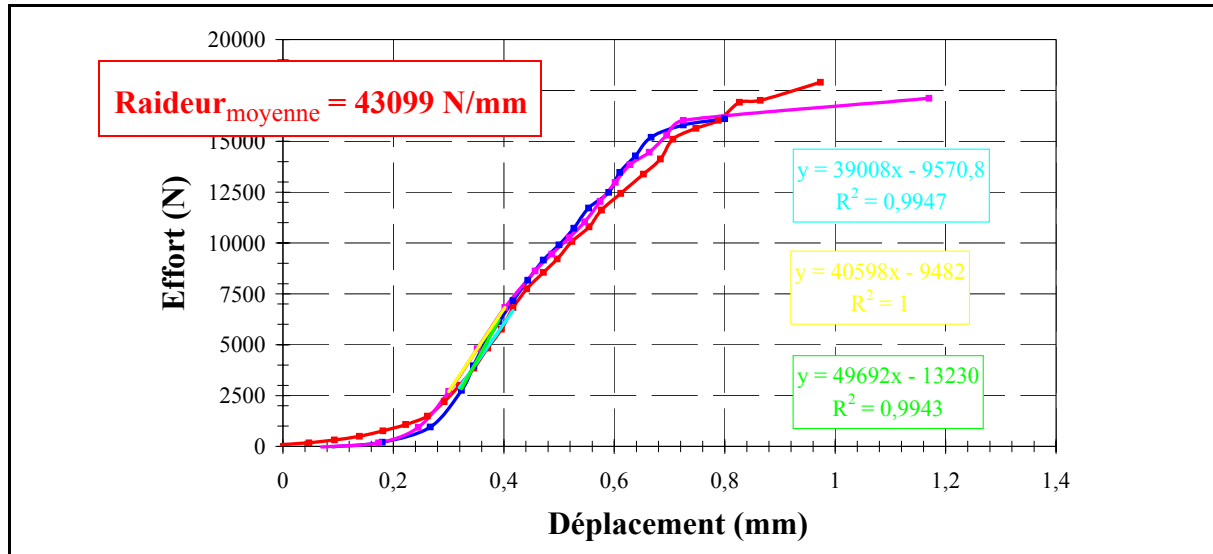
la mesure la plus basse et la plus haute. Il est notable qu'il n'y a pas de zone de plateau comme pour l'éprouvette spécifique.

Une autre étude expérimentale a été effectuée sur le même montage d'essai avec un poinçon sans fraisure (Figure 3-49). La justification détaillée de ce type d'essai se fera lors de la présentation de la modélisation associée mais qualitativement cet essai apporte un champ de contraintes et de déformations différent. L'éprouvette de cette essai est simplement percée à un diamètre de 6,35 mm. Les courbes effort/enfoncement sont présentées Figure 3-49. La zone de mise en contact est présente jusqu'à une charge d'environ 2000 N. Puis le comportement devient quasiment linéaire. Le début des bruits d'endommagement des fibres est constaté pour une valeur supérieure à celle des essais avec fraisure à  $100^\circ$  et coïncide avec le changement de pente soit vers 7000 N. Un deuxième changement de pente est observé vers 15000 N suivi par une zone "plateau" puis suivi par une perte de raideur brutale non représentée. La charge maximale est à peu près la même pour tous les essais soit environ 17500 N.

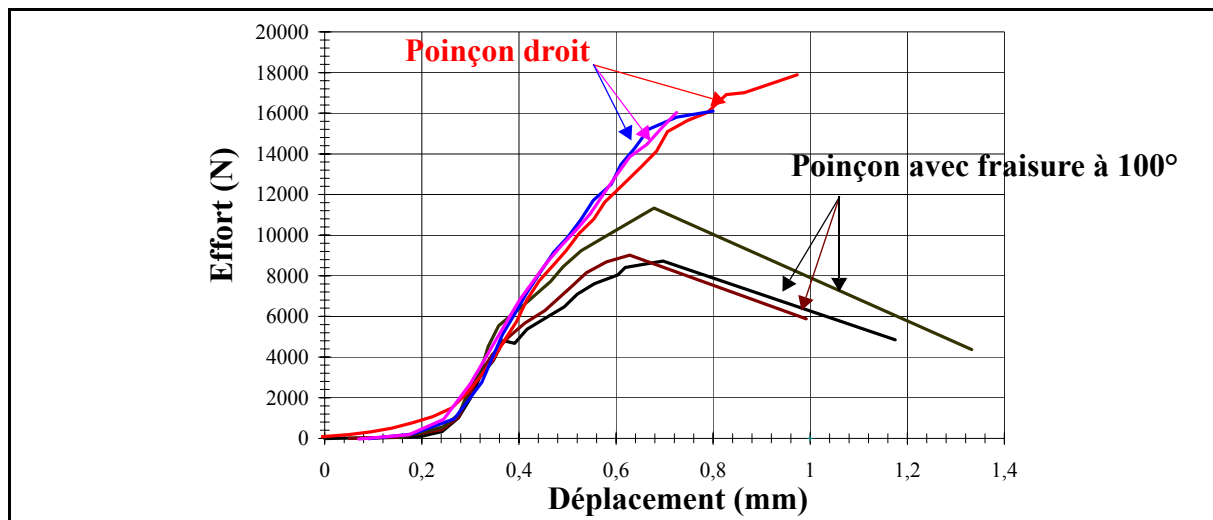


*Figure 3-49 : Essai de poinçonnement avec poinçon droit.*

Comme pour l'analyse du poinçonnement de la peau  $50^\circ$ , la raideur avant endommagement de ces trois essais est déterminée pour la partie quasiment linéaire pour les efforts entre 2000 N et 7000 N (Figure 3-50). Les valeurs obtenues sont 39008, 40598 et 49692 N/mm. La moyenne est 43099 N/mm. Les écarts maximums à la valeur moyenne sont -9,5% et +15,3%. Par contre, la différence entre les raideurs moyennes des deux essais est de seulement 5%. Il est normal que les raideurs soient proches car les caractéristiques transverses sont les mêmes. Ce qui différencie les deux essais est la valeur de charge à partir de laquelle les dégradations commencent à se produire. Ceci apparaît clairement Figure 3-51 où les 6 courbes d'essai sont superposées.

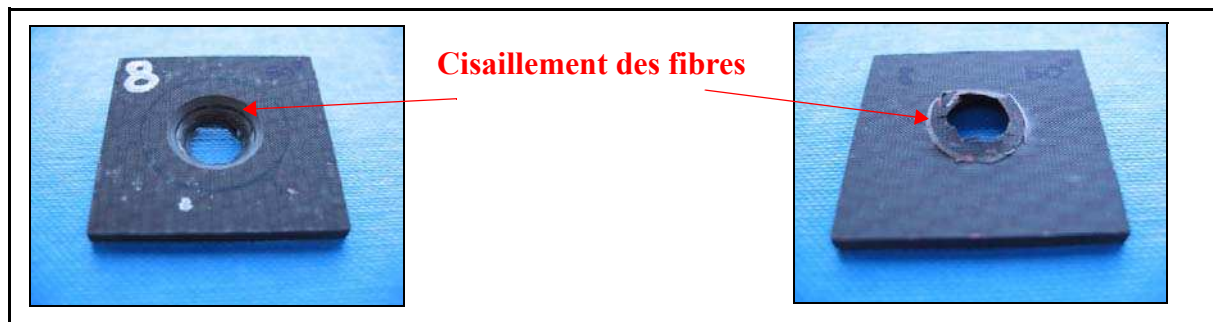


*Figure 3-50 : Analyse des raideurs des essais de poinçonnement avec poinçon droit.*



*Figure 3-51 : Comparaison des essais de poinçonnement avec poinçon à 100° et 180°.*

Les éprouvettes après rupture sont visibles Figure 3-52 et Figure 3-53.



*Figure 3-52 : Rupture finale de la peau avec poinçon 100°.*

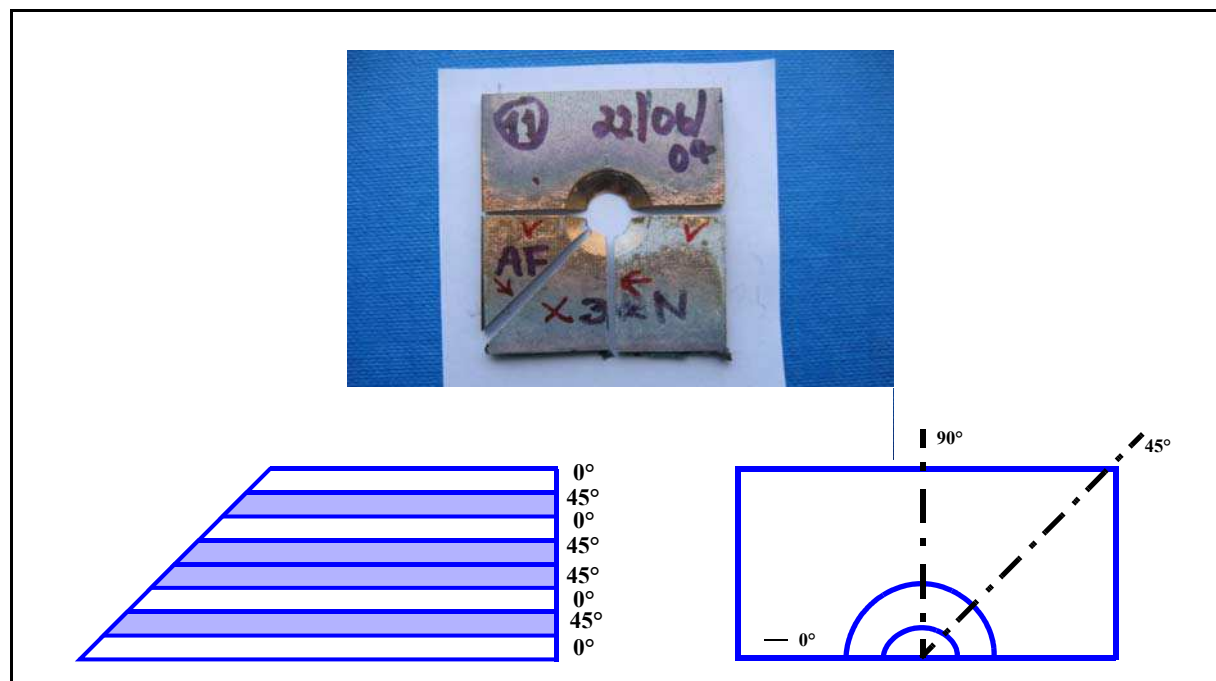
La rupture ultime correspond bien à un cisaillement des fibres avec des géométries différentes suivant les poinçons.



*Figure 3-53 : Rupture finale de la peau avec poinçon 180°.*

### ANALYSES MICROGRAPHIQUES (CAS DU POINÇON À 100°).

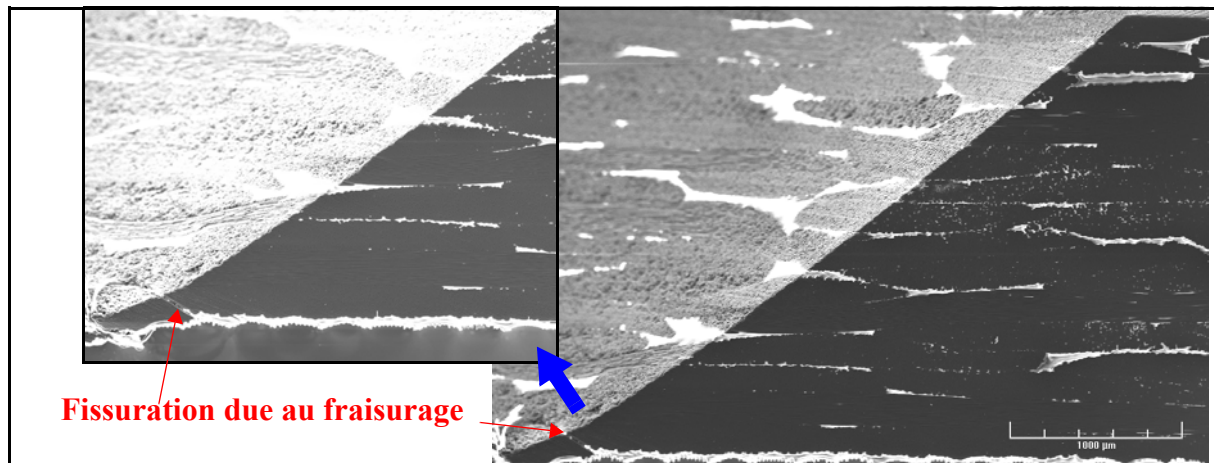
Pour connaître la nature des dégradations qui apparaissent dans la peau, il est intéressant d'arrêter les essais avant la rupture, et de couper les éprouvettes suivant diverses orientations afin d'identifier les modes de dégradations. Une première analyse a été réalisée après le perçage. Trois essais de ce type avec le poinçon à 100° ont été conduits et arrêtés aux charges : 5000 N, 7000 N et 10000 N. Ensuite, des découpes à 0°, 90° et 45° sont faites et les faces sont examinées à l'aide d'un microscope optique à balayage ayant un agrandissement de 75 (Figure 3-54).



*Figure 3-54 : Orientation des plis et angles de découpe.*

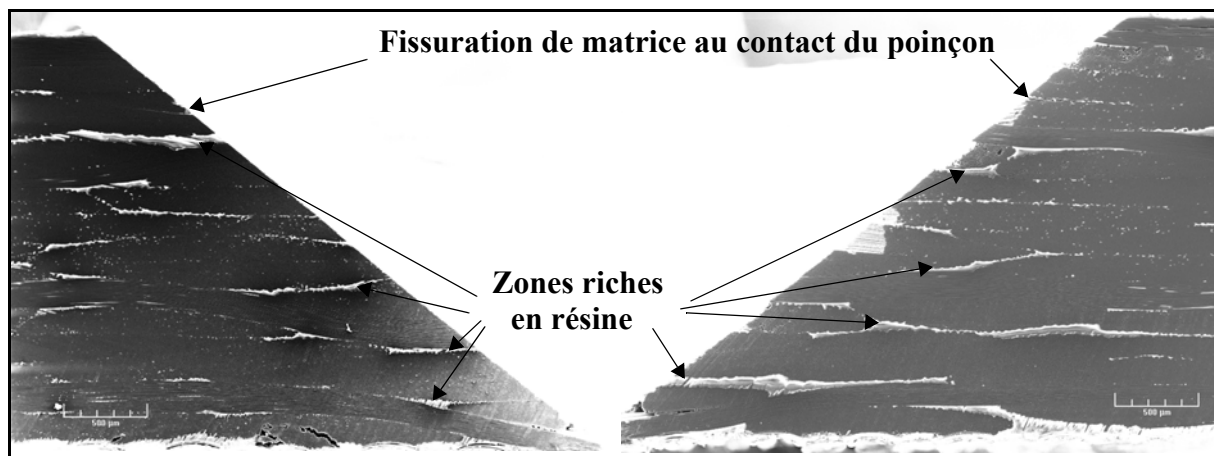
### *Analyse après perçage :*

Afin d'analyser la présence éventuelle d'endommagements initiaux, une éprouvette fraisurée a été découpée et polie. La coupe à 0° coté droit est montrée Figure 3-55. On constate que des fissurations apparaissent en pointe de fraisure dans le dernier pli. Ce type d'endommagement est commun et est lié au mode de perçage et de fraisurage. Il se produit ici malgré le fait que l'éprouvette soit appuyée sur un outillage pendant ces opérations.



*Figure 3-55 : Analyse micrographique, coupe à 0°, coté droit de l'éprouvette fraisurée.*

### *Essai arrêté à 5000 N :*



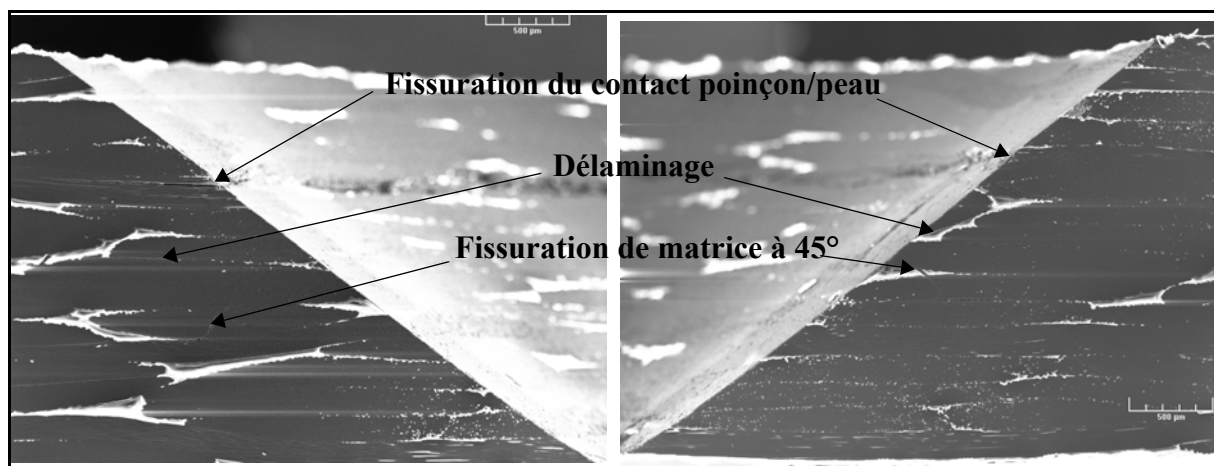
*Figure 3-56 : Analyse micrographique, coupe à 0°, essai arrêté à 5000 N.*

Le chargement est stoppé à 5000 N car cette charge correspond au premier changement de pente observé dans la courbe effort/enfoncement. La première micrographie correspond à la coupe à 0° (Figure 3-56). A l'aide de zooms, l'orientation des plis à 0°/90° et 45° apparaît clairement en observant les différences de sections des fibres. Une fissuration de la matrice dans la zone de contact du poinçon est observée. Cette zone correspond au deuxième pli dans

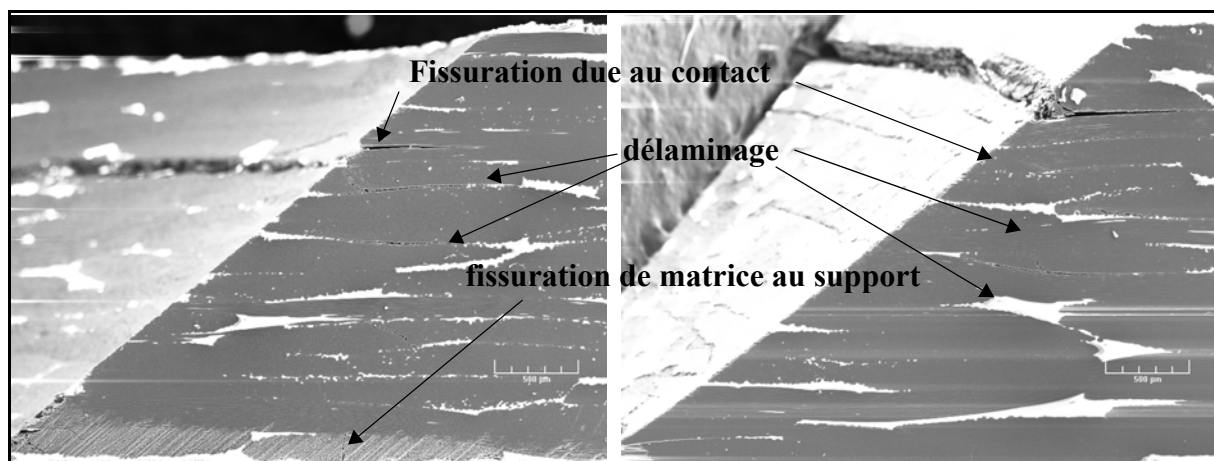
la hauteur qui est orienté à 45°. La longueur de fissuration est d'environ 0,4 mm et est symétrique pour les deux côtés. On retrouve d'autres fissurations dans le dernier pli dans l'épaisseur en bordure de la fraisure qui sont créés lors des opérations de perçage et de fraisurage.

Pour la surface coupée à 90°, aucune fissuration n'est observée sauf pour le pli inférieur. Pour la coupe à 45°, seule une petite fissuration au contact du poinçon apparaît. Une présentation synthétique des observations est donnée Figure 3-61.

*Essai arrêté à 7000 N.*



*Figure 3-57 : Analyse micrographique, coupe à 0°, essai arrêté à 7000 N.*

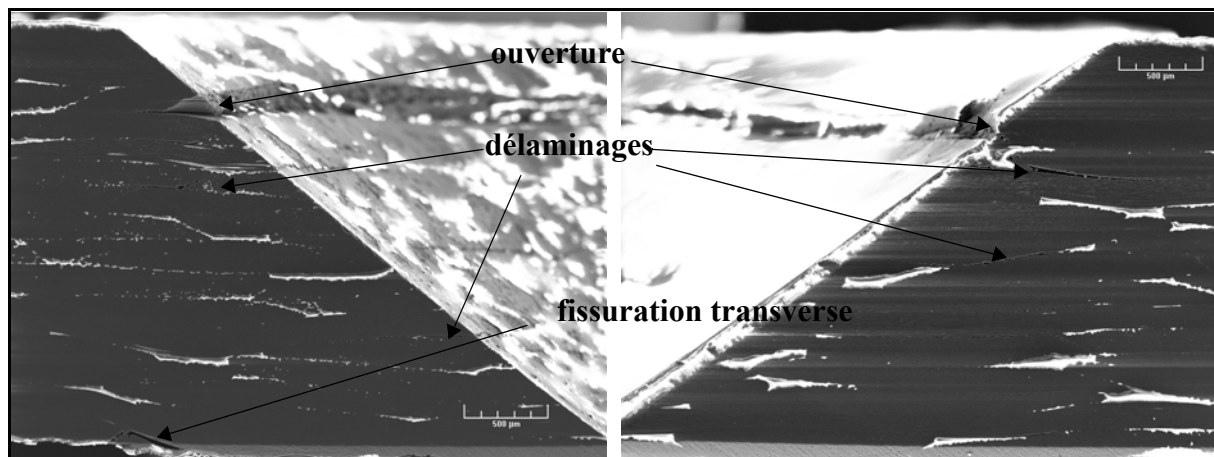


*Figure 3-58 : Analyse micrographique, coupe à 90° (à gauche) et 45° (à droite,) essai arrêté à 7000 N.*

Sur la coupe à 0° (Figure 3-57), on observe une différence au niveau du contact par rapport aux essais arrêtés précédents car cette éprouvette s'avère percée plus profondément. Ici, le

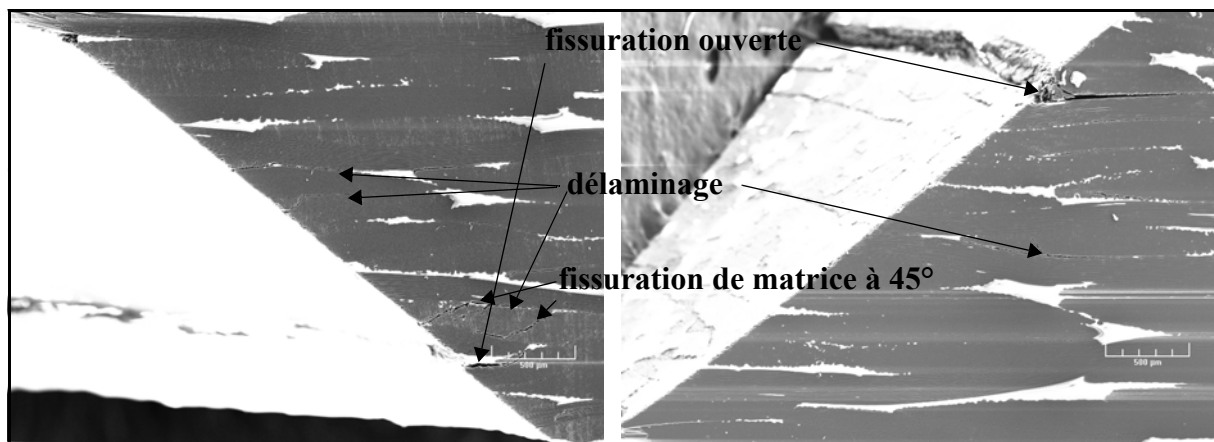
point de contact poinçon/peau est situé au troisième pli dans la hauteur ce qui correspond à un tissu à  $0^\circ$ . La fissuration observée en ce point est d'environ 0,4 mm. Un délaminage entre les couches au-dessous de la zone de contact est détecté ainsi que de la fissuration matricielle à  $45^\circ$ . Ces fissurations sont souvent observées à côté des zones riches en résine. Les coupes à  $90^\circ$  et  $45^\circ$  (Figure 3-58) montrent le même type d'endommagements.

*Essai arrêté à 10000 N.*



*Figure 3-59 : Analyse micrographique, coupe à  $0^\circ$ , essai arrêté à 10000 N.*

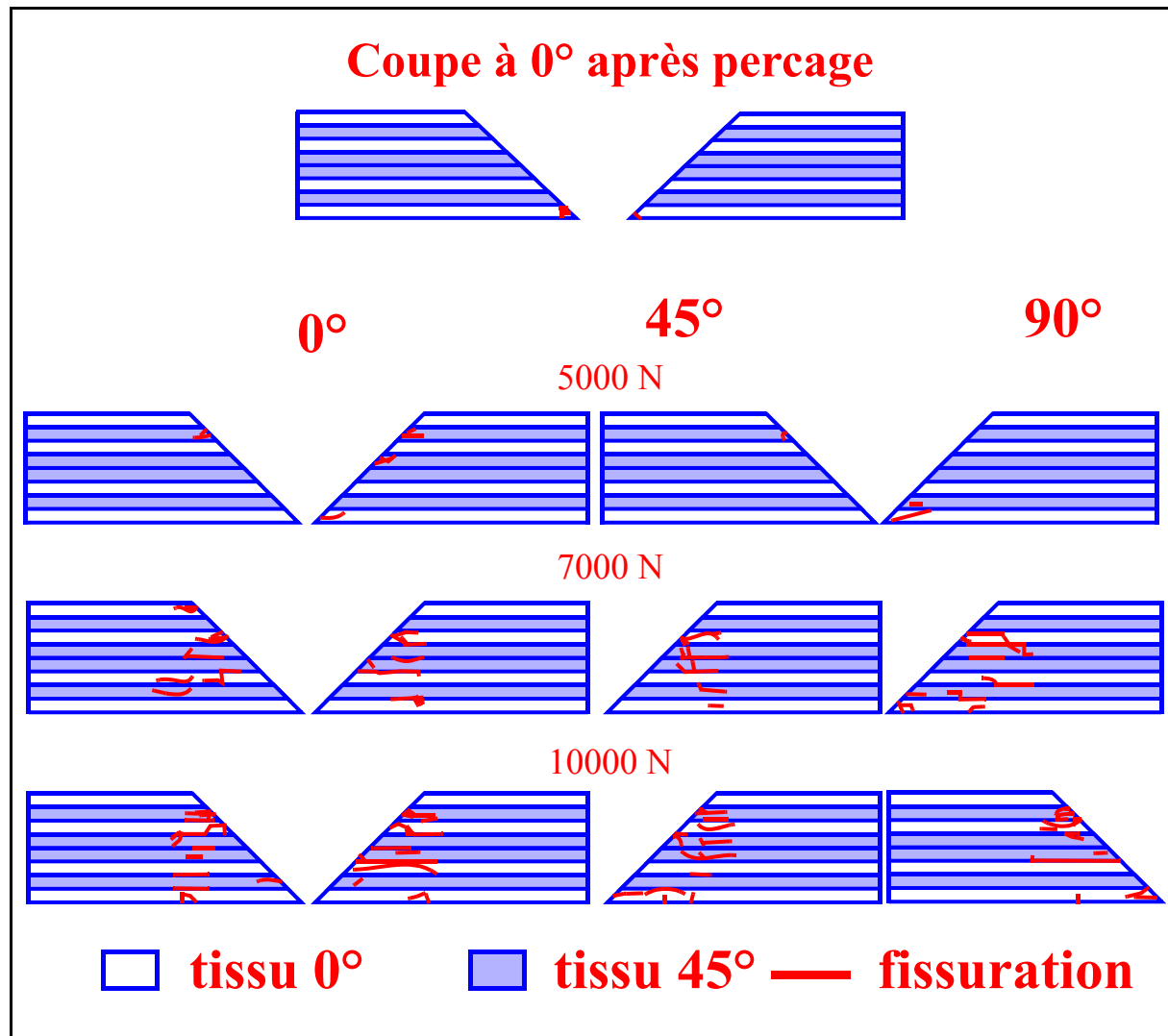
Les coupes à  $0^\circ$  (Figure 3-59),  $90^\circ$  et  $45^\circ$  (Figure 3-60) sont aussi analysées. On constate que la fissure au niveau du poinçon s'ouvre davantage et qu'un délaminage important apparaît dans cette zone. Des fissurations de matrice en cisaillement transverse plus importantes sont aussi observées en particulier au niveau du contact avec le support.



*Figure 3-60 : Analyse micrographique, coupe à  $90^\circ$  (à gauche) et  $45^\circ$  (à droite,) essai arrêté à 10000 N.*

La Figure 3-61 montre globalement l'évolution des défauts qui restent concentrés sous la

fraisure. Les délaminages ne deviennent significatif que pour les plus fortes charges. Il semble que la fissuration matricielle à 45° soit prépondérante au droit du poinçon, dans l'épaisseur et augmente au fur et à mesure de l'augmentation de la charge.



*Figure 3-61 : Tableau synthétique d'évolution des défauts détectés, cas d'essai de poinçonnement sans flexion.*

### 3.5.2-ESSAI DE POINÇONNEMENT AVEC FLEXION.

Pour pouvoir varier les paramètres et le champs de contrainte, des essais de poinçonnement avec un diamètre de support plus grand (21 mm) ont été conduits. Dans cette configuration, l'éprouvette est soumise à de la flexion simple. De plus, pour étudier l'influence d'une erreur géométrique sur le comportement de la peau, un poinçon avec un angle légèrement différent de celui de la fraisure a été introduit. Aussi, trois angles différents de poinçons 96°, 100° et 180° (Figure 3-62) ont été utilisés. Pour les poinçons à 96° et 100°, l'éprouvette est fraisurée à 100°.

Pour l'essai avec le poinçon droit, la peau est simplement percée sans fraisure. Les trois graphes effort/déplacement sont étudiés dans ce paragraphe. Trois essais arrêtés ont été effectués uniquement avec le poinçon à  $100^\circ$  pour analyse au microscope optique à balayage.

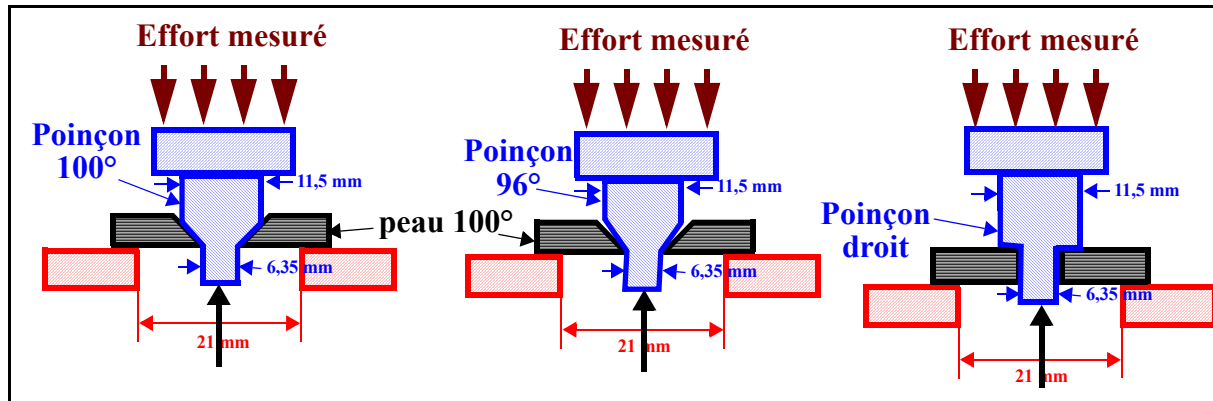


Figure 3-62 : Essai de poinçonnement avec flexion.

## ANALYSE DES COURBES EFFORT/DÉPLACEMENT

Les courbes effort/déplacement pour les 3 éprouvettes dans chaque configuration d'essai (Figure 3-63, Figure 3-64 et Figure 3-65) présentent la même allure globale. Les déplacements de ces courbes ne sont pas corrigés par le déplacement du support. Il existe une dispersion ce qui est normal pour ce type d'essai sur plaque composite. Les valeurs moyennes des raideurs sont respectivement 8518 N/mm, 9437 et 9398 N/mm pour les poinçons  $100^\circ$ ,  $96^\circ$  et droits. L'écart est d'environ 10% par rapport au cas du poinçon  $100^\circ$ . Dans le cas du poinçon à  $96^\circ$ , la durée de mise en contact (partie non-linéaire au début) est plus longue que les autres. A la fin de la mise en contact, on observe un comportement élastique jusqu'à la charge critique suivi par une chute brutale puis continue de la force pour les poinçons à  $96^\circ$  et  $100^\circ$ .

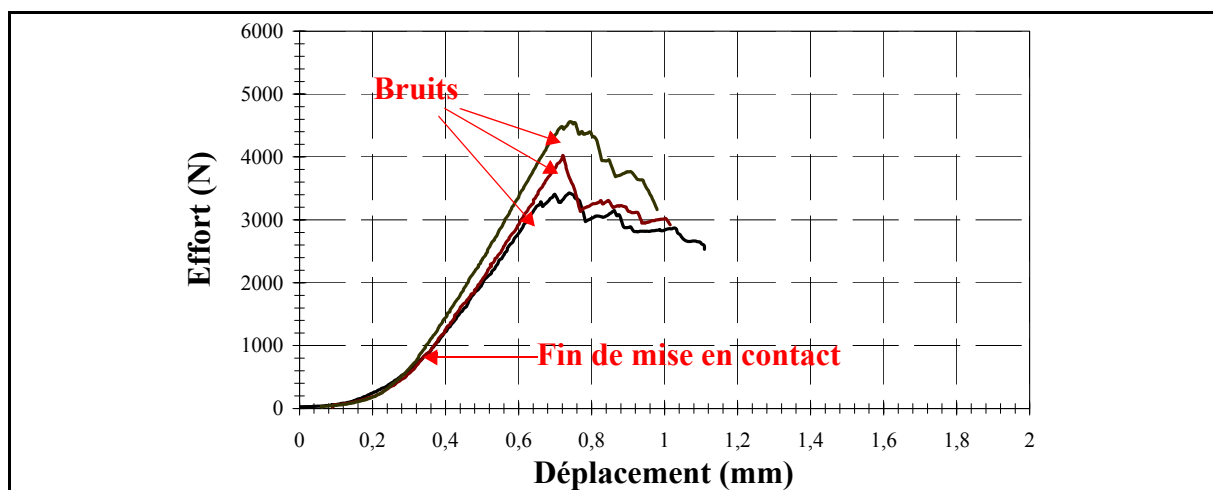
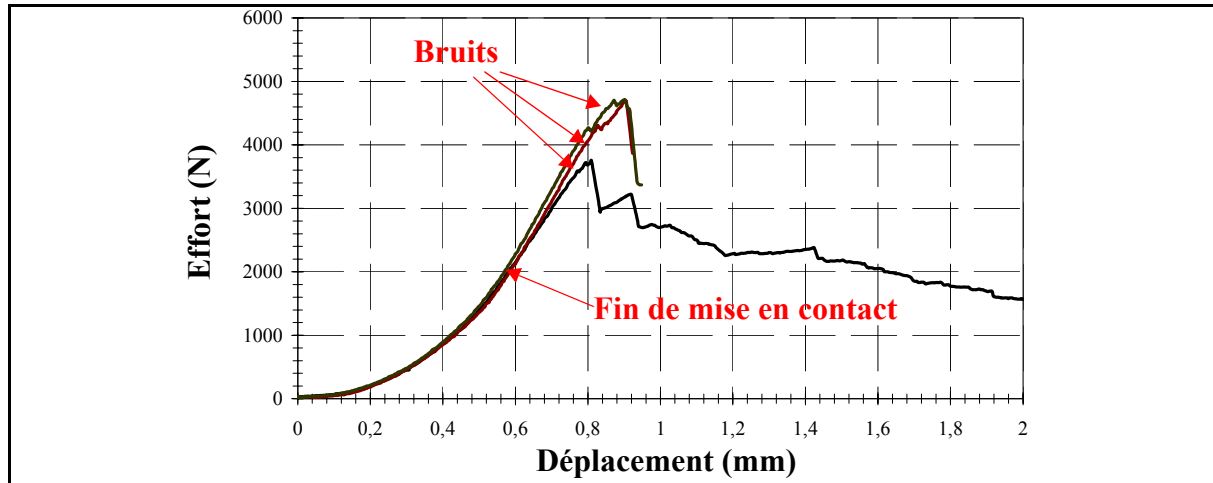
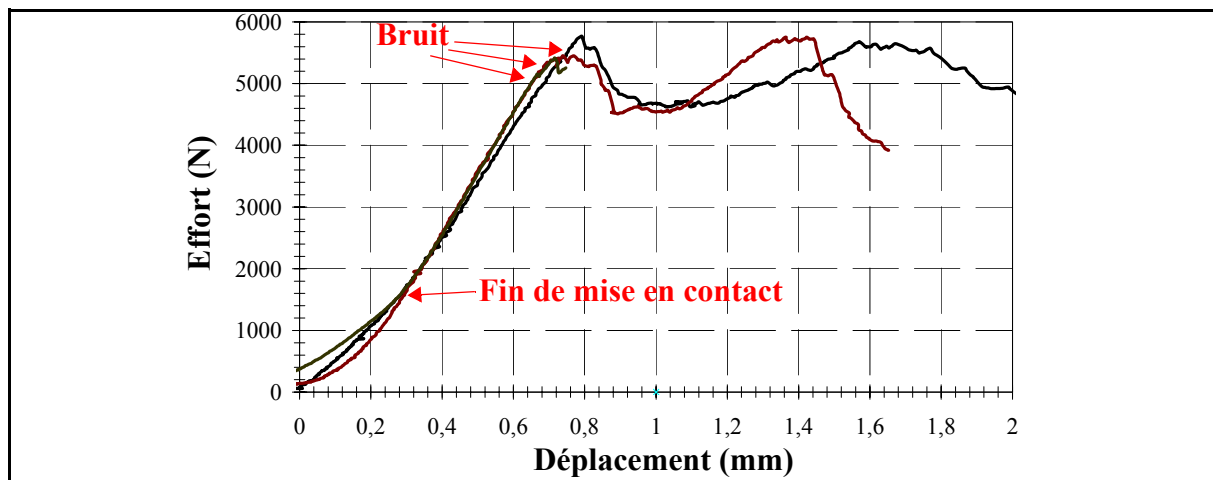


Figure 3-63 : Courbes effort/déplacement, cas poinçon  $100^\circ$ .





*Figure 3-64 : Courbes effort/déplacement, cas poinçon 96°.*

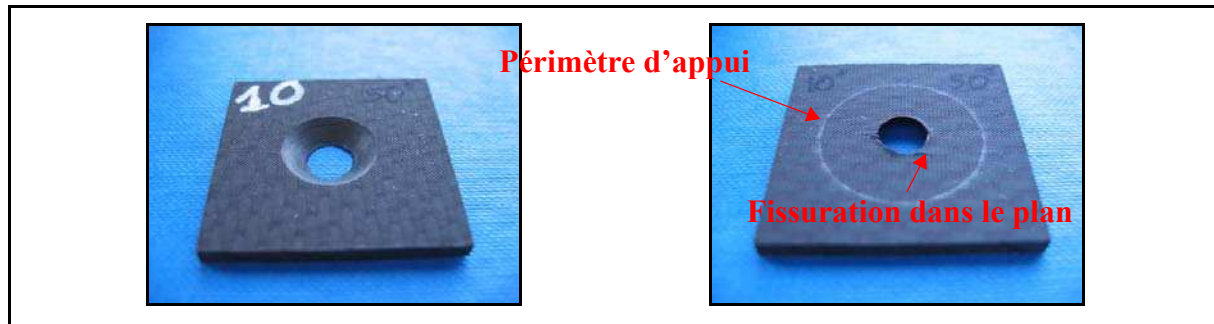


*Figure 3-65 : Courbes effort/déplacement, cas poinçon droit.*

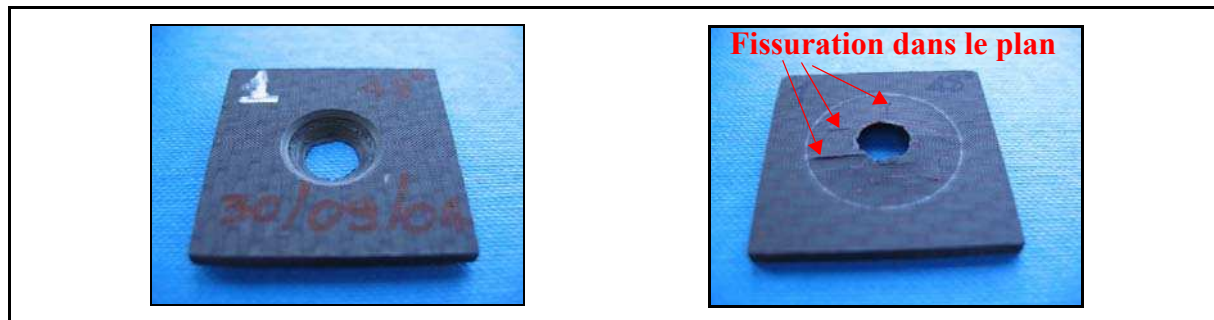
Pour l'essai avec le poinçon droit ( $180^\circ$ ), la chute initiale d'effort se produit à environ 5500 N puis la peau reprend une certaine rigidité. Ce phénomène est attribuable à l'aptitude des fibres intactes à reprendre les efforts de flexion. Ce phénomène est d'ailleurs décrit dans la littérature dans le cadre de l'étude à l'arrachement des fixations dans les stratifiés. Le comportement est globalement identique pour les 3 essais. Par ailleurs, la chute de l'effort coïncide toujours avec le premier bruit entendu. La charge maximale atteinte est plus grande pour le poinçon à  $0^\circ$  (5500 N) que pour les autres (4000 N). Par contre, cette valeur est nettement inférieure à celles obtenues pour les essais sans flexion qui atteignent 10000 à 18000N.

Les faciès de ruptures sont visibles Figure 3-66, Figure 3-67 et Figure 3-68 pour les charges ultimes des essais qui correspondent à l'arrêt des mesures sur les courbes. Des ruptures nettes

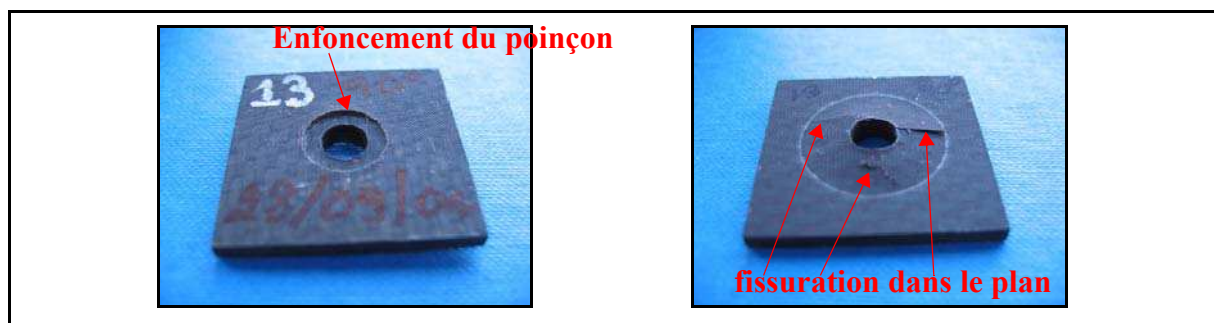
des plis inférieurs sont présentes dans tous les cas. Ce type de dégradation n'a pas été observé dans le cas d'essai sans flexion car la sollicitation du pli inférieur est essentiellement transverse. Le poinçon ne laisse pas d'empreinte profonde sauf dans le cas du poinçon droit. Il est notable que les éprouvettes ne présentent aucun dommage visible à l'oeil nu après la première perte de raideur. Une analyse micrographique a été faite afin de préciser les dommages observés in-situ. Cette analyse est restreinte au cas du poinçon 100°.



*Figure 3-66 : Rupture finale de la peau, cas du poinçon 100°.*



*Figure 3-67 : Rupture finale de la peau, cas du poinçon 96°.*

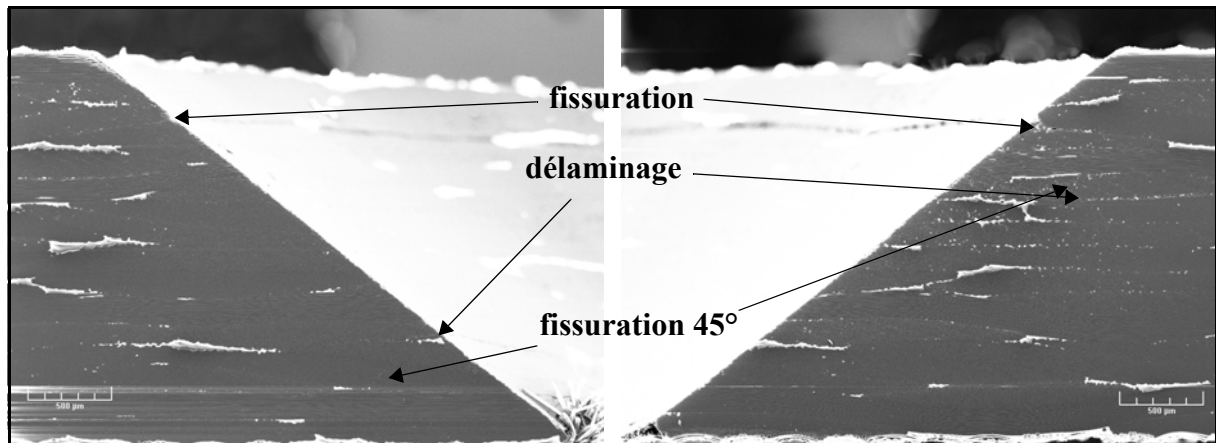


*Figure 3-68 : Rupture finale de la peau, cas du poinçon droit.*

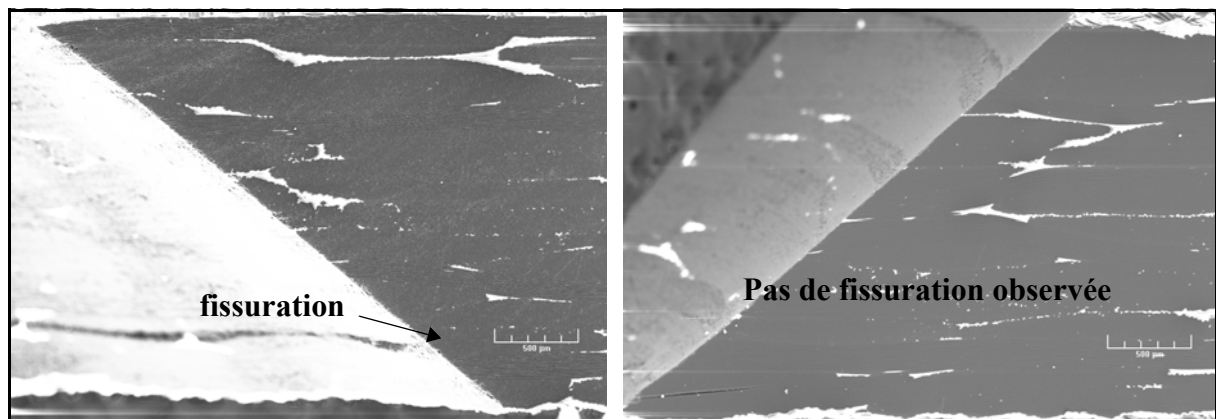
## ANALYSE MICROGRAPHIQUES (CAS DU POINÇON À 100°)

Des essais ont été arrêtés aux charges suivantes (Figure 3-63) : 1500 N (après la fin de la mise en contact), 3000 N (partie linéaire du comportement) et 4000 N (juste après la première

chute de raideur). Les éprouvettes ont été coupées à  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ . Aucune dégradation n'a été détectée pour les charges les plus basses (1500 et 3000 N). Pour l'éprouvette testée jusqu'à 4000 N, contrairement aux essais précédents qui ont été poursuivis bien après la première chute de raideur, aucune rupture du pli inférieur n'est présente. Une fissuration de matrice d'environ 0,3 mm de profondeur est détectée au niveau du deuxième pli dans la hauteur et au lieu du contact avec le poinçon (Figure 3-69). Des délaminages sont présents. Aucune fissuration n'est détectée dans la coupe à  $45^\circ$  (Figure 3-70 à droite).

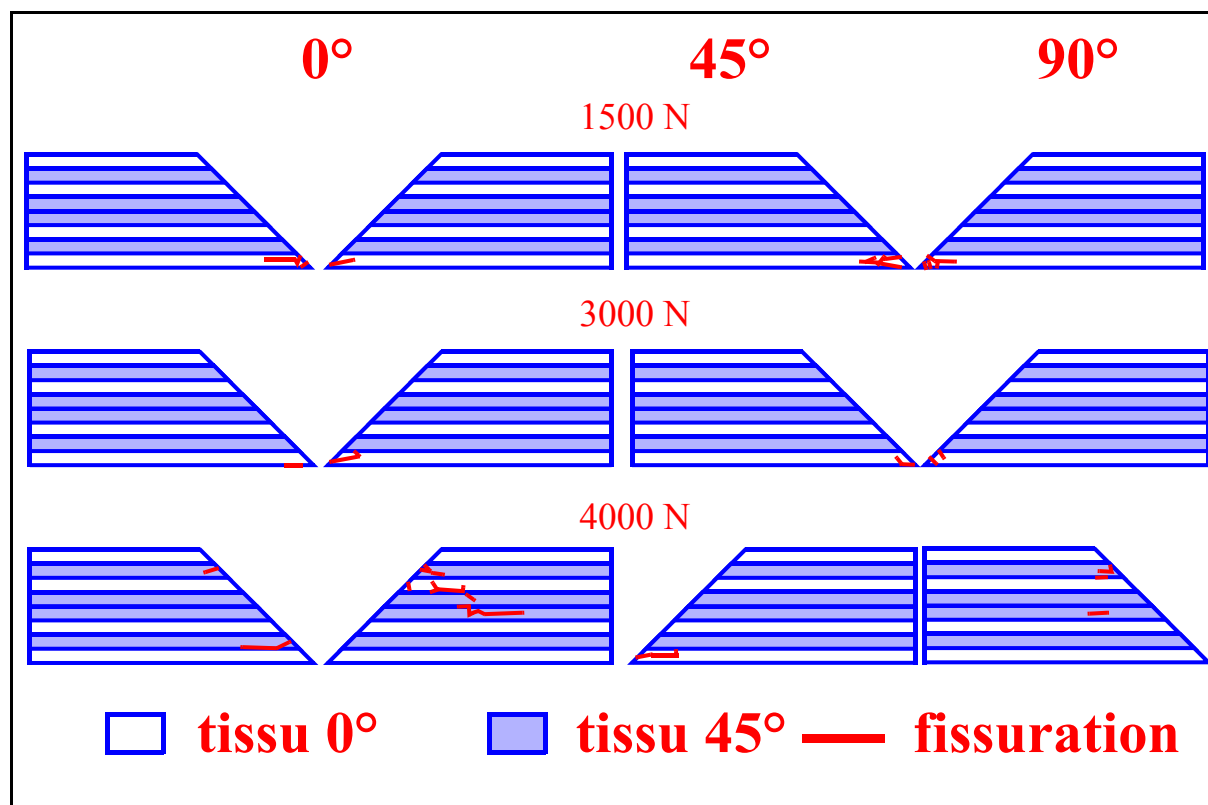


*Figure 3-69 : Analyse surface  $0^\circ$  à gauche et à droite d'éprouvette à la charge de 4000 N.*



*Figure 3-70 : Analyse surface  $90^\circ$  (à gauche) et  $45^\circ$  (à droite) d'éprouvette à la charge de 4000 N.*

Le graphe Figure 3-71 présente l'évolution des défauts. Ces essais montrent que la dégradation dans la peau dans le cas d'essais en flexion est différente que dans le cas d'essai de poinçonnement. On peut émettre l'hypothèse qu'en flexion, il est probable que la perte de rigidité initiale soit due à un délaminage alors qu'en poinçonnement, il s'agit de fissuration transverse qui propage dans l'épaisseur.



*Figure 3-71 : Tableau synthétique d'évolution des défauts détectés, cas d'essai de poinçonnement avec flexion.*

### 3.6-CONCLUSIONS

Les essais réalisés ont permis de distinguer les différentes non-linéarités apparaissant lors d'arrachement d'insert de type trappe de train Airbus. L'analyse des différents phénomènes mécaniques était importante pour pouvoir réaliser dans un second temps une modélisation efficace. Les sources de non linéarité de comportement sont diverses et identifiées :

En premier lieu, le nid d'abeille présente un comportement non linéaire du au plissement en cisaillement de ses parois verticales. Ce plissement s'initie au plus près de l'insert et se propage suivant un rayon progressif. De plus, suivant le niveau de charge, ces plissements peuvent devenir irréversibles par rupture de la résine phénolique en surface du papier Nomex puis par rupture franche de celui-ci. Ce mode de dégradation est précoce et peut se produire pendant la phase de presserrage si le sandwich est mis en flexion. Il est probable que ce mode soit le premier qui se produise dans la configuration testée.

En second lieu l'ensemble résine + nid d'abeille qui forme le "potting" possède un comportement globalement élastique linéaire jusqu'à une contrainte de compression de 50 MPa. Au delà, un écrouissage négatif se produit. La faiblesse de la limite élastique laisse à

penser que cette non-linéarité matériau doit se produire relativement tôt pendant l'arrachement. Par ailleurs, l'analyse d'une éprouvette spécifique peau+potting montre l'absence de dégradation précoce dans la peau stratifiée. Il est donc probable que les dégradations dans le potting interviennent relativement tôt mais plus tard que dans le nid d'abeille.

En troisième lieu, il est clair que la rupture finale intervient par poinçonnement de la peau carbone et écrasement du potting ce qui est confirmé par l'analyse post-mortem d'une éprouvette. Aussi, des essais de poinçonnement sur la peau seule ont été conduits. Ils permettent d'identifier plus précisément le mode de rupture de la peau qui correspond à la charge de ruine de l'insert en arrachement. Les essais de poinçonnement avec et sans flexion font apparaître des comportements mécaniques différents. Un délaminage précoce est la cause la plus probable de la première chute brutale de raideur en flexion alors qu'une fissuration transverse plus progressive est le mode de rupture prépondérant sans flexion. La résistance maximum semble atteinte quand il y a coalescence de l'ensemble des fissures transverses dans l'épaisseur. Les charges correspondantes sont très faibles en flexion (env 4000N) par rapport aux charges sans flexion (jusqu'à 18000 N). Cette partie de l'étude expérimentale va servir de support pour les différentes hypothèses qui seront faites dans la modélisation.



# CHAPITRE 4

## MODÉLISATION DU COMPORTEMENT DES INSERTS À L'ARRACHEMENT

### 4.1-INTRODUCTION

Dans ce chapitre, l'ensemble des essais effectués au chapitre précédent seront analysés numériquement. La démarche d'essai est rappelée Figure 4-1. Tout d'abord, les essais de caractérisation des éléments constitutifs : nid d'abeille, potting (ensemble nida + résine) et peau seront détaillés et les caractéristiques recherchées identifiées. Les lois de comportement et les caractéristiques élastiques seront utilisées dans un modèle élément fini complet de l'essai d'arrachement d'insert. Les apports respectifs des non-linéarités générées par le potting et le nid d'abeille seront détaillés par dialogue calcul/essai et permettront d'affiner et de justifier le scénario de ruine à l'arrachement proposé dans l'étude expérimentale. Ces lois de dégradation seront également implémentées dans la modélisation de l'éprouvette spécifique.

Il est apparu clairement dans cette étude expérimentale que, chronologiquement, le dernier mode de détérioration de l'insert est le poinçonnement des peaux composites par la tête de vis. D'un point de vue aéronautique, la détermination d'un critère d'arrêt des calculs ou de ruine de la structure qui correspond en justification à la charge ultime s'avère important en pratique. Aussi, un critère de poinçonnement et des lois de dégradation seront proposées et identifiées grâce aux essais de poinçonnement sur peau seule. La loi de dégradation proposée sera ensuite

validée par comparaison aux essais réalisés sur l'insert obtenu par densification complet et l'éprouvette spécifique. Pour clore ce paragraphe, des conclusions seront proposées.

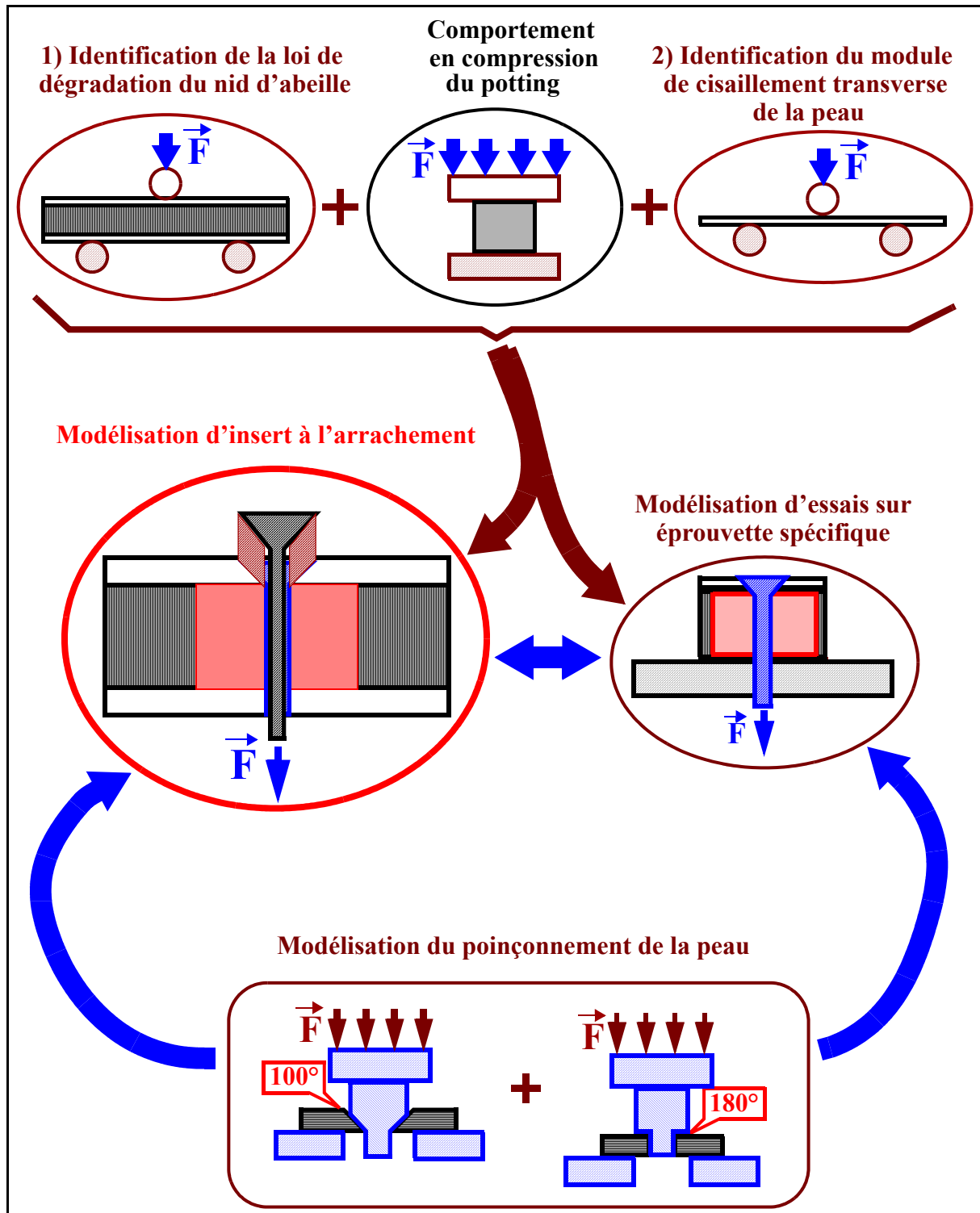


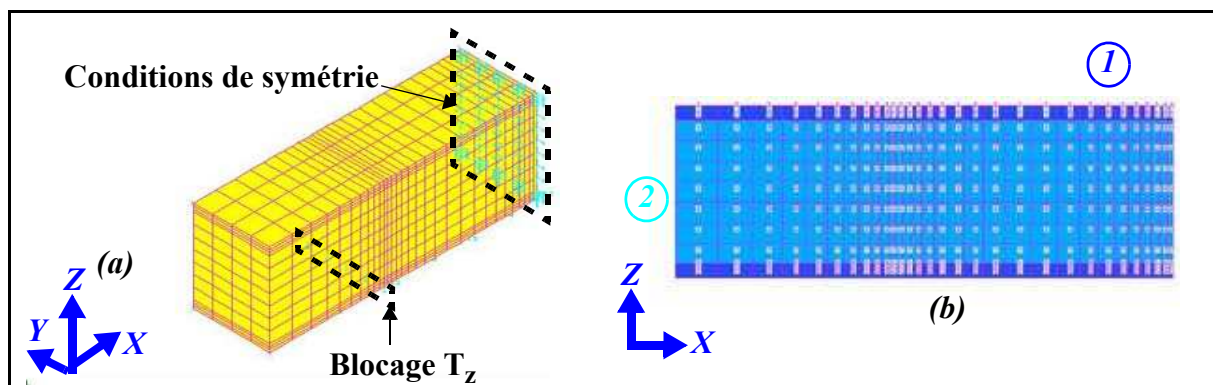
Figure 4-1 : Démarche d'essai.



## 4.2-IDENTIFICATION DES LOIS DE COMPORTEMENT.

### 4.2.1-LOI DE COMPORTEMENT DE L'ÂME EN CISAILLEMENT.

L'analyse expérimentale a montré que les dégradations du nid d'abeilles sont chronologiquement la première cause d'endommagement lors de l'essai d'arrachement d'insert. Cet endommagement est causé par un flambage en cisaillement des parois verticales de l'âme. Même si cet effet est d'origine structural, on se propose de donner ici une loi d'évolution des modules de cisaillement transverses équivalents du nid d'abeille. Pour cela, un essai de flexion 3 points a été conduit et est détaillé paragraphe 3.3.3. Cet essai est conduit au delà de la partie linéaire classique et le mode d'endommagement par plissement à 45° des cellules apparaît clairement. De ce fait, la perte de rigidité en cisaillement peut être identifiée à l'aide de la démarche qui va être proposée.



**Figure 4-2 : Modèle éléments finis de poutre en flexion 3 points (a) condition aux limites et (b) attribution des matériaux.**

Un modèle élément fini de l'essai est réalisé en utilisant le logiciel SAMCEF. Une modélisation volumique est choisie pour représenter plus finement l'évolution du champ des contraintes dans l'âme. L'élément volumique comporte 8 noeuds avec 6 DDL pour chaque noeuds et 8 points d'intégration. Le modèle reprend bien sur les dimensions de l'éprouvette fabriquée et compte-tenu des symétries matérielles et géométriques seule la moitié de la poutre est maillée (Figure 4-2). Les peaux sont discrétisées avec trois éléments dans l'épaisseur (matériau numéro 1) et l'âme en nid d'abeille est maillée par 7 éléments dans l'épaisseur (matériau numéro 2). Quatre éléments dans la largeur sont utilisés. Les zones d'appui sont discrétisées plus finement dans la longueur pour mieux distribuer les contraintes localisées. Cette modélisation possède 1560 éléments et 2171 noeuds. Pour les conditions aux limites, la

translation verticale sur les noeuds situés au niveau de l'appui a été bloquée. Le chargement est imposé sur les noeuds supérieurs de la section centrale.

Les peaux sont isotropes avec les caractéristiques mécaniques de l'alliage d'aluminium 2024 (matériau numéro 1) :

$$E = 74000 \text{ MPa et } \nu = 0,3.$$

L'âme est considérée comme orthotrope avec les caractéristiques mécaniques initiales du nid d'abeille Nomex 4,8-48 kg/m<sup>3</sup> données par le fournisseur (matériau numéro 2) :

$$E_x = E_y = 1 \text{ MPa ; } E_z = 138 \text{ MPa}$$

$$\nu_{xy} = 0,3 ; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 1,02$$

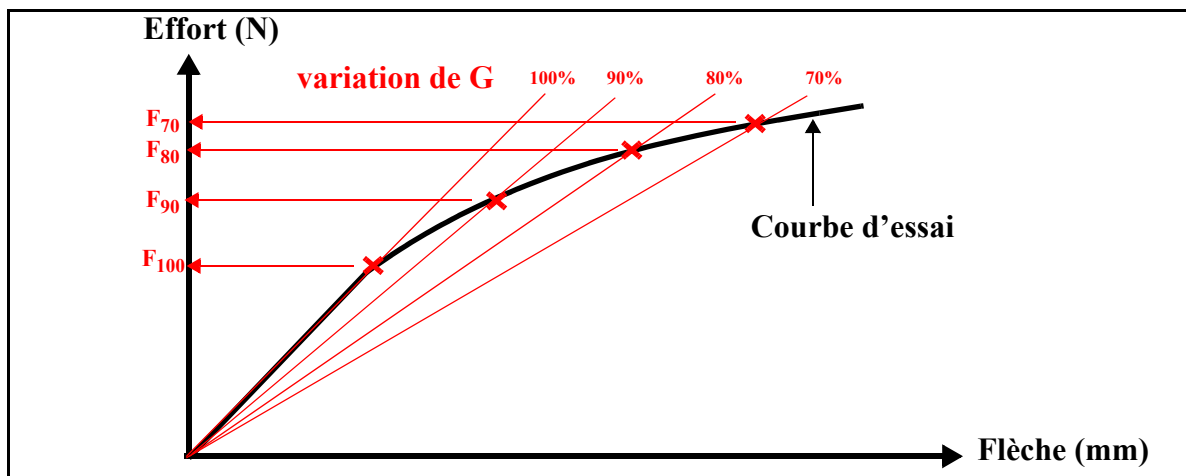
- pour l'éprouvette avec nid d'abeille sens L suivant l'axe X du modèle :

$$G_{xy} = 1 \text{ MPa ; } G_{yz} = 24 \text{ MPa ; } G_{zx} = 32 \text{ MPa}$$

- pour le nid d'abeille sens W suivant l'axe X du modèle :

$$G_{xy} = 1 \text{ MPa ; } G_{yz} = 32 \text{ MPa ; } G_{zx} = 24 \text{ MPa}$$

Rappelons que la flèche d'un sandwich en flexion 3 points est due au cisaillement transverse à 80% (Figure 1-2).



**Figure 4-3 : Méthodologie de recherche de la loi de dégradation du module G**

Aussi, pour déterminer la loi de dégradation du module de cisaillement, plusieurs calculs linéaires sont effectués en diminuant progressivement les modules  $G_{yz}$  et  $G_{zx}$  à 90%, 80%, 70%,.... de leur valeur initiale (Figure 4-3). Au point d'intersection de la courbe linéaire effort/flèche numérique avec la courbe d'essai, les valeurs du champ des déformations  $\gamma$  et des contraintes de cisaillement  $\tau$  à l'intérieur de la poutre sont connues. Comme le montre la Figure 4-4, le champ de cisaillement dans l'âme est loin d'être uniforme selon l'axe X comme le suppose a priori la théorie des poutres. Pour s'affranchir des effets de Saint-Venant,

l'identification du couple  $(\tau, \gamma)_{\text{Dégradés}}$  se fait par l'élément situé dans la section au quart de longueur de la poutre et au centre de l'âme. Cette méthode permet l'obtention des lois de comportement équivalentes du nid d'abeille représentées Figure 4-5.

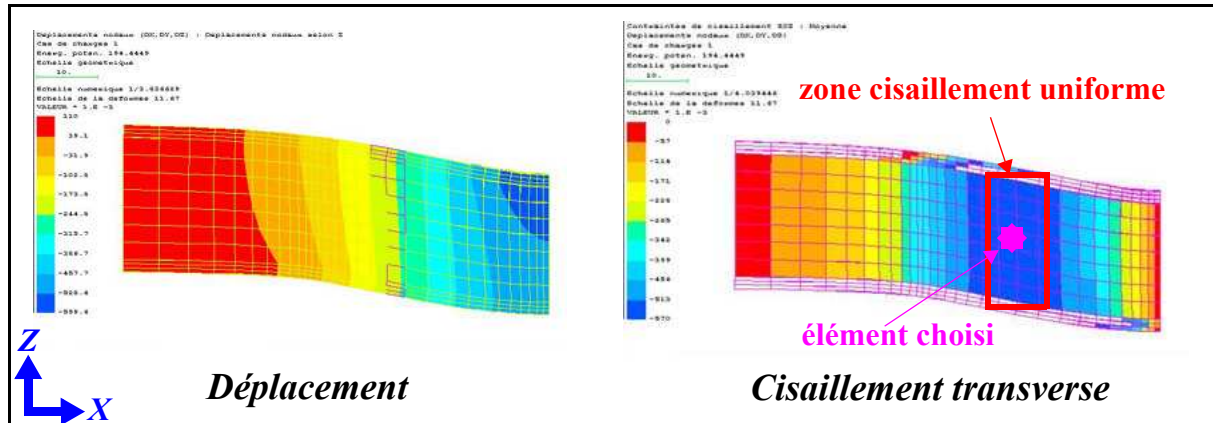


Figure 4-4 : Champs de déplacement du modèle et champ de la contrainte de cisaillement dans l'âme.

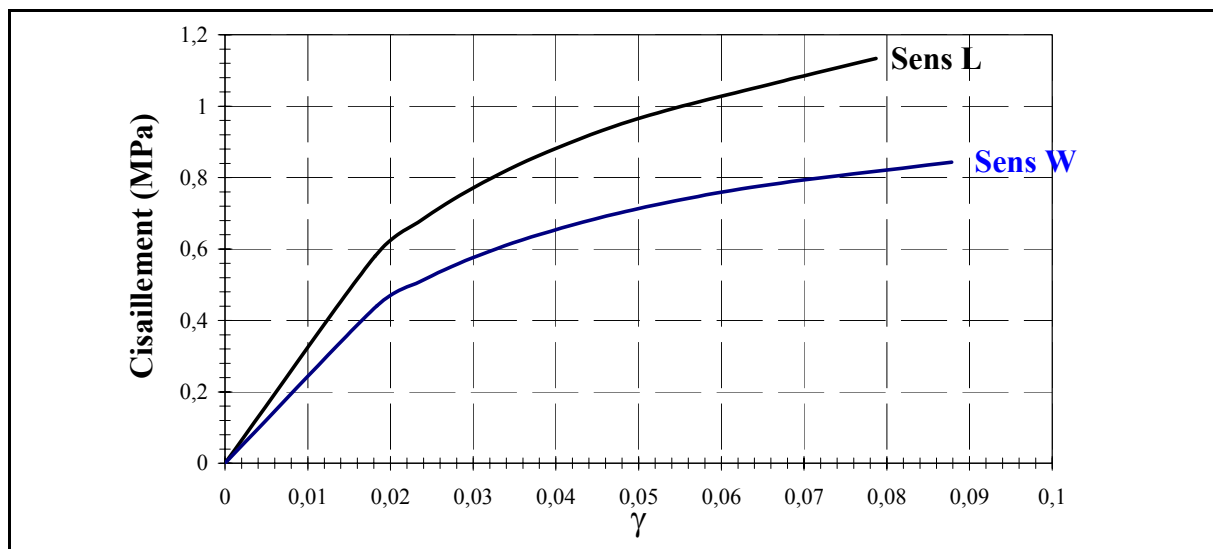


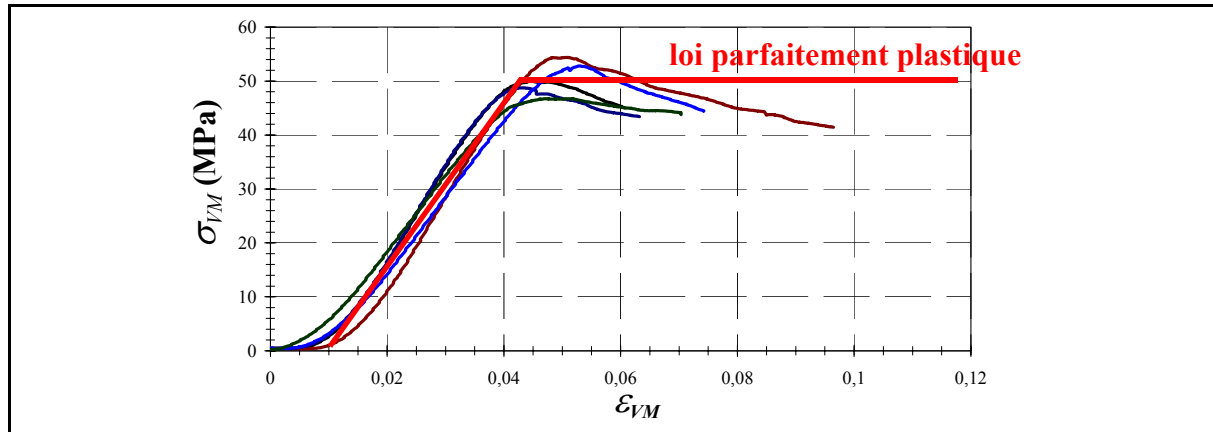
Figure 4-5 : Loi de comportement du nid d'abeille.

#### 4.2.2-LOI DE COMPORTEMENT DU POTTING EN COMPRESSION

Rappelons que le potting est constitué par le remplissage de la résine de densification dans les cellules du nid d'abeille. L'ensemble constitue en fait un matériau anisotrope mais les caractéristiques dans le plan ne sont pas déterminantes pour cette étude. On le considérera donc comme isotrope avec les caractéristiques mécaniques élastiques identifiées par les 5 essais de compression uniforme sens travers sur un cube de potting (Figure 4-6). Un

comportement parfaitement élastique est d'abord observé puis un écrouissage faiblement négatif. Pour des raisons de stabilité, (afin d'éviter un écrouissage négatif) la loi de comportement retenue pour la modélisation est du type parfaitement plastique avec une limite élastique de 50 MPa (Figure 4-6). Les caractéristiques matériau isotrope retenues sont donc :

$$E = 1629 \text{ MPa et } \nu = 0,3.$$



**Figure 4-6 : Loi de comportement du potting définie à partir des essais en compression uniforme.**

#### 4.2.3-CARACTÉRISTIQUES MÉCANIQUES DE LA PEAU.

**Tableau 4-1 : Caractéristiques mécaniques et géométriques du BD G803/914.**

Paramètres	Valeurs moyennes
Module $E_l$	60270 MPa
Module $E_t$	60270 MPa
Module $G_{lt}$	5000 MPa
$\nu_{lt}$	0,03

Le matériau utilisé pour fabriquer les peaux des éprouvettes testées est un tissu de carbone G803/914. D'après le fournisseur, un pli de ce tissu unidirectionnel à sec a une épaisseur de 0,13 mm. Les valeurs des modules sont fournies dans le Tableau 4-1.

Avec ces valeurs, les modules élastiques équivalents sont  $E_x = E_y = 44700 \text{ MPa}$ . Toutefois, des essais de caractérisations classiques sur les peaux ont permis de déterminer les valeurs expérimentales qui sont :

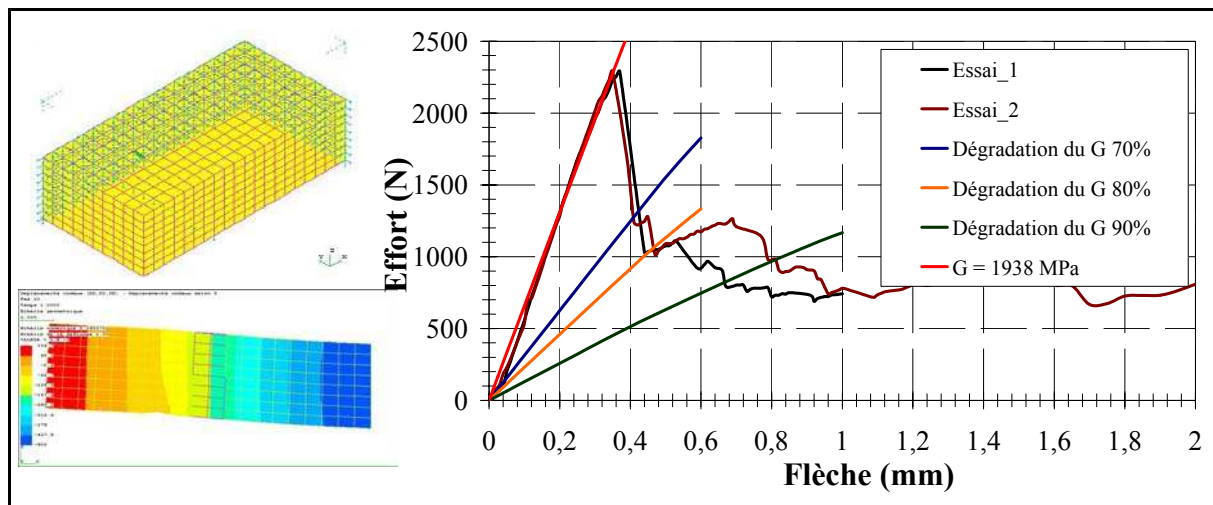
$$E_x = E_y = 41810 \text{ MPa ; } E_z = 5000 \text{ MPa.}$$

$$\nu_{xy} = \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,29$$

$$G_{xy} = 16205 \text{ MPa}$$

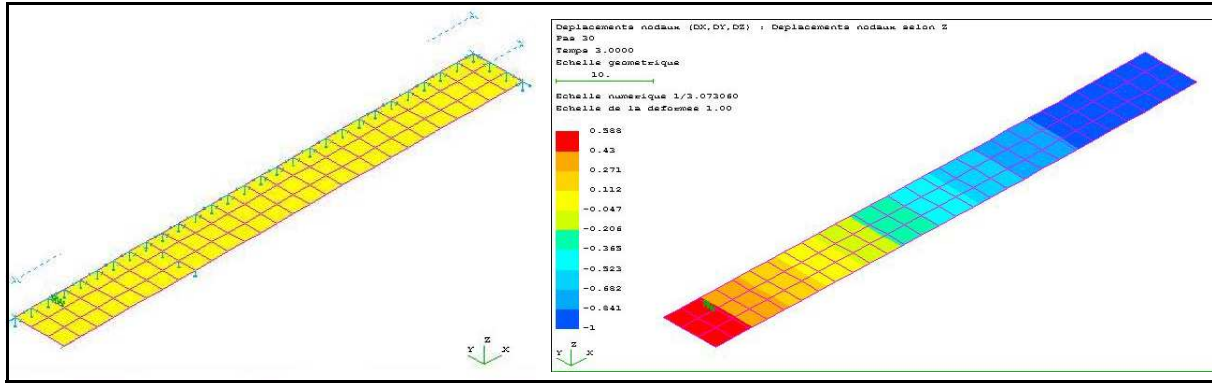
La différence est d'environ 6,5 % ce qui est une valeur un peu élevée.

La détermination du module de cisaillement transverse se fait par identification avec un essai de flexion rapprochée. Un quart de la peau est modélisée en respectant les conditions de symétrie. La translation en Z des noeuds correspondant aux appuis est bloquée. Le chargement se fait en imposant le déplacement sur le groupe des noeuds de la surface supérieure centrale (Figure 4-7). Huit éléments volumiques dans l'épaisseur sont utilisés pour discrétiser la structure. En conséquence, chaque pli est représenté par un élément dans l'épaisseur avec les caractéristiques du constructeur.

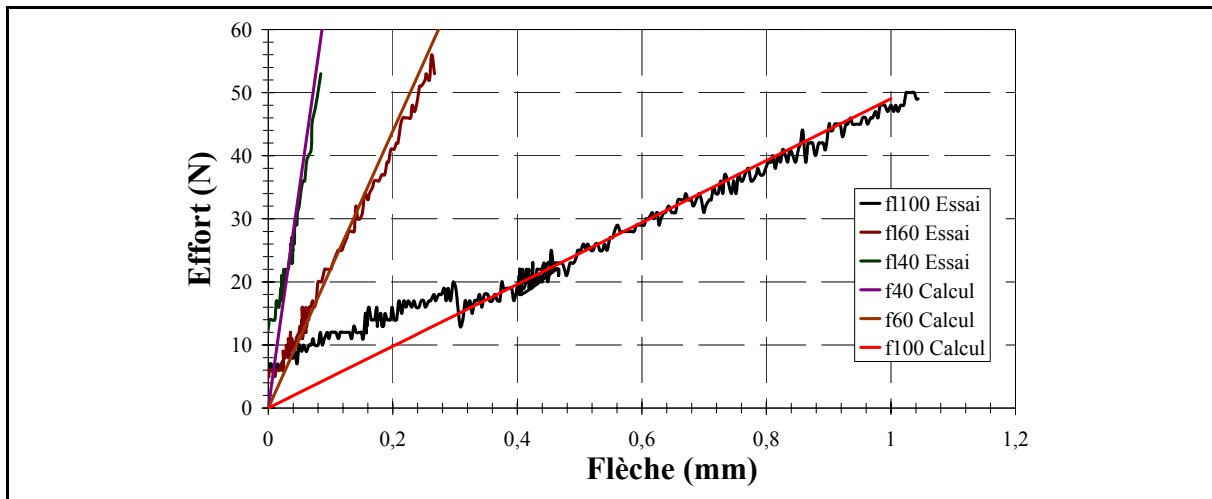


**Figure 4-7 : Modélisation de flexion 3 points rapprochées et sa variation de module  $G$**

Le modèle permet la corrélation de la courbe expérimentale effort/flèche (Figure 4-7) pour un module  $G_{xz}$  égal à 1940 MPa (courbe rouge). Il est observé qu'une fois la rupture de la peau atteinte, pour retrouver la rigidité, il faut dégrader le module de cisaillement d'au moins 70%. Cette valeur pourra être retenue lors de l'étude des dégradations de la peau en cisaillement transverse. Pour les essais de flexion 3 points avec trois distances d'appui (40, 60 et 100 mm), la modélisation est réalisée par des éléments de type plaque MINDLIN avec des conditions aux limites symétriques (Figure 4-8). La valeur de 1940 MPa permet une bonne corrélation de ces essais (Figure 4-9).



*Figure 4-8 : Modélisation simple des éprouvettes de peau en flexion 3 points par des éléments de plaque de Mindlin.*



*Figure 4-9 : Corrélation des essais de flexion 3 points sur les peaux.*

## 4.3-DESCRIPTION GÉNÉRALE DU MODÈLE NUMÉRIQUE D'ARRACHEMENT D'INSERT.

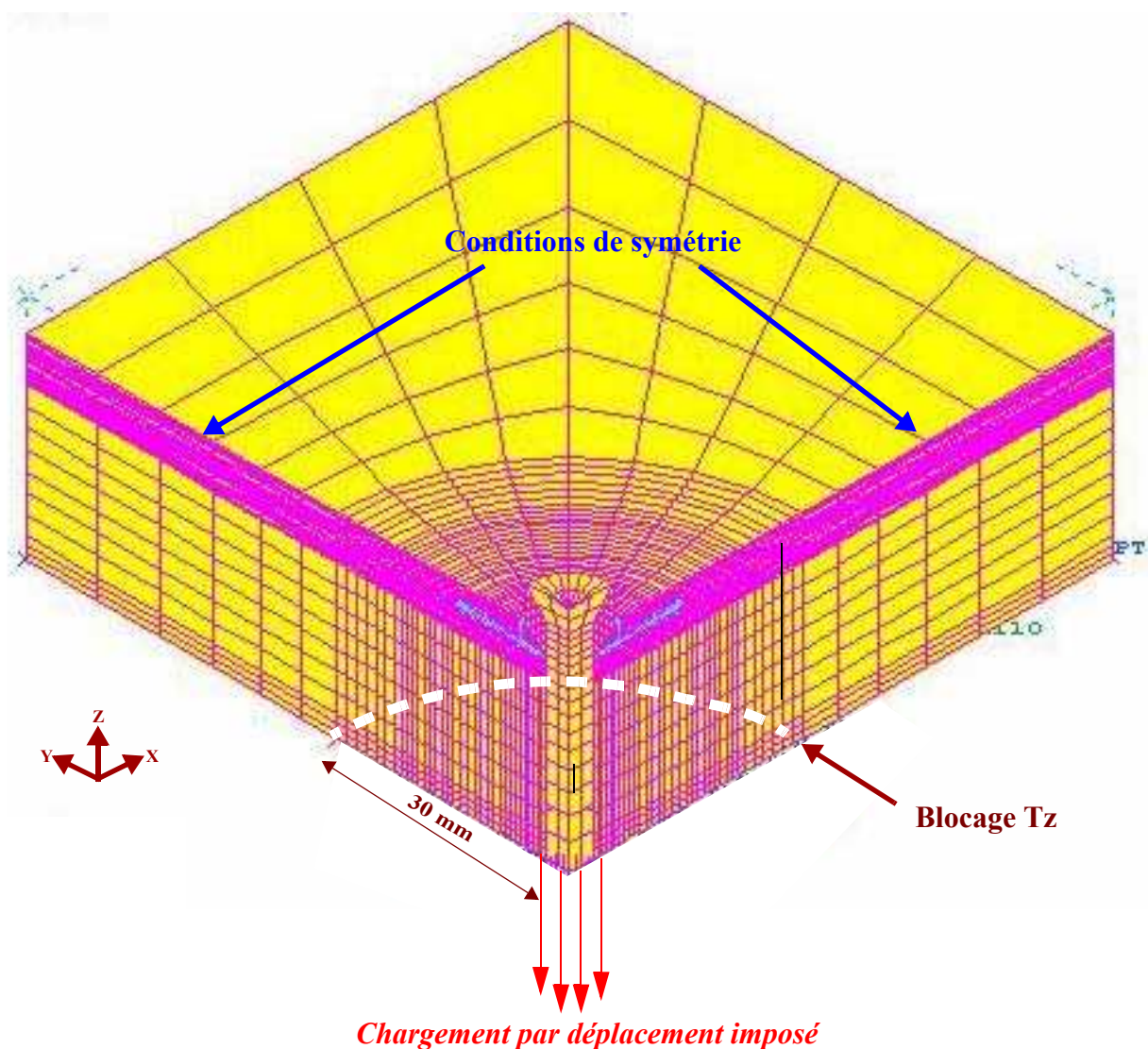
### Modélisation générale et conditions aux limites.

Une vue générale du modèle est proposée avec le détail des conditions aux limites Figure 4-10. Le logiciel SAMCEF est utilisé pour réaliser le modèle. Toutes les composantes de la structure sont modélisées par des éléments volumiques. La modélisation ne représente qu'un quart de l'éprouvette réelle avec les conditions de symétrie suivantes (Figure 4-10) :

- Pour les noeuds du plan  $X = 0$  : la translation  $X$ , les rotations autour de  $Y$  et de  $Z$  sont bloquées.

- Pour les noeuds du plan  $Y = 0$  : la translation Y, les rotations autour de X et de Z sont bloquées.
- Pour les noeuds qui se situent au niveau du rayon d'appui (30 mm) la translation suivant Z est bloquée.

Le chargement est exercé par le groupe des noeuds situé à l'extrémité de la vis en imposant un déplacement. Au total, le modèle présenté de l'essai d'arrachement pour une éprouvette avec un insert circulaire de diamètre 30 mm possède 8272 éléments et 10189 noeuds.



**Figure 4-10 : Vue générale de la modélisation élément finis de l'essai d'arrachement.**

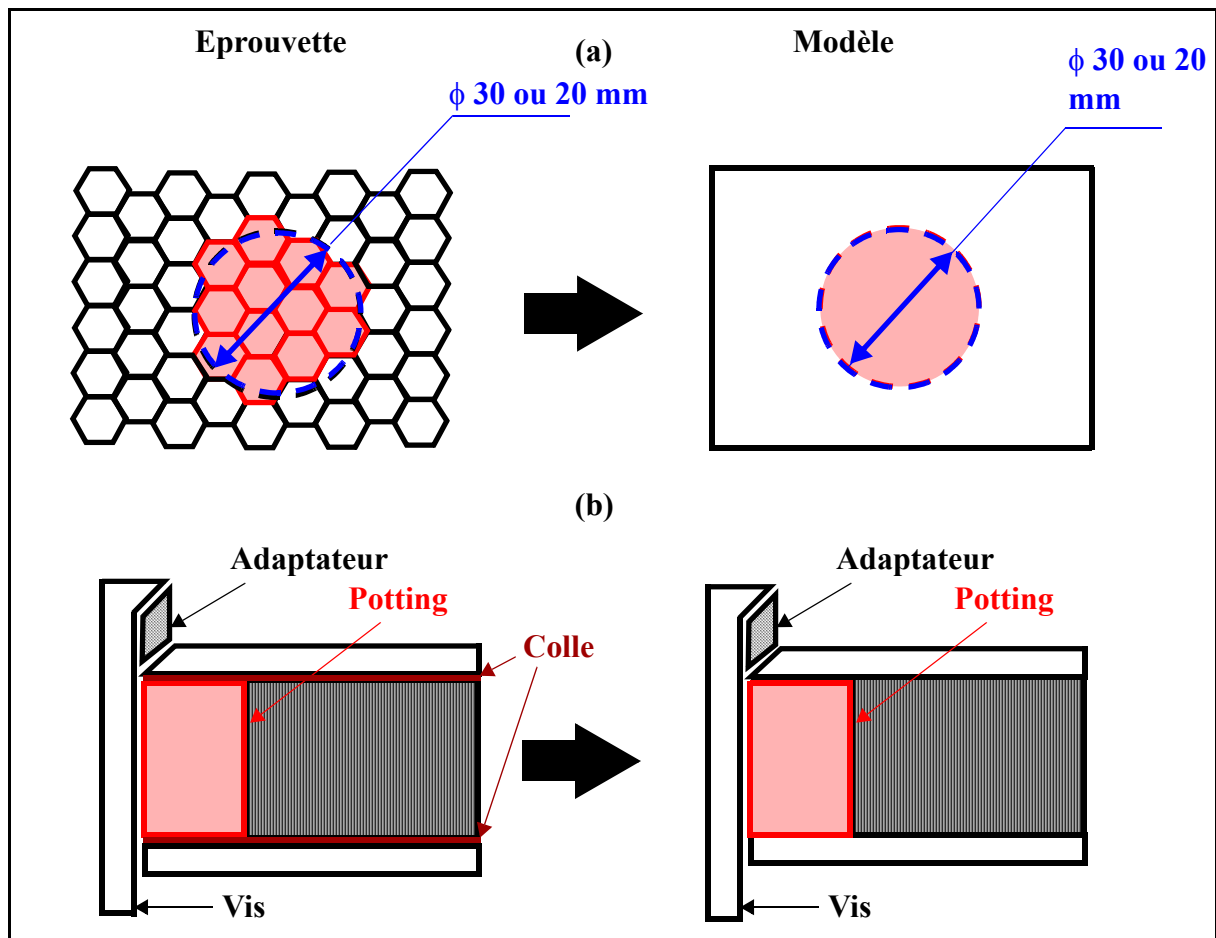
Le modèle diffère de la réalité sur deux points : d'une part le potting réel n'est pas exactement circulaire et d'autre part le film de colle n'est pas représenté car son influence est

jugée faible sur le comportement global (Figure 4-11). Les noeuds du nid d'abeille et des peaux sont donc communs à l'interface ce qui assure la continuité des déplacements.

### Modélisation des éléments de chargement.

Les éléments de chargement sont la vis et l'adaptateur. Ces éléments sont en acier et supposés ne pas plastifier pendant l'essai. Ils sont d'ailleurs réutilisables. Les caractéristiques mécaniques de la vis (matériau numéro 1 dans la Figure 4-12) sont les suivantes :

$$E = 220000 \text{ MPa et } \nu = 0,3$$



*Figure 4-11 : Modélisation avec (a) potting circulaire et (b) sans l'élément de colle.*

### Modélisation des peaux.

Bien que les peaux du sandwich soient identiques, leur maillage diffère. La peau inférieure est maillée avec 3 éléments volumiques dans l'épaisseur et le maillage est plus dense au niveau de l'insert et plus lâche sur les bords extérieurs. Les caractéristiques orthotrope équivalentes obtenues en essai sont utilisées (voir paragraphe 4.2.3). L'épaisseur réelle de la peau est utilisée (2,6 mm).



Dans les essais, on constate un poinçonnement à effort constant de la tête de vis dans la peau carbone. Pour représenter correctement ce phénomène, il est nécessaire d'augmenter le nombre d'éléments dans l'épaisseur de la peau supérieure. Une discrétisation plus fine comportant 16 éléments dans l'épaisseur est effectuée dans la zone poinçonnée, au niveau de la fraisure (voir Figure 4-12). Pour le reste de la peau supérieure, huit éléments sont utilisés dans l'épaisseur avec un maillage identique à celui de la peau inférieure dans le plan. Il a été constaté au microscope électronique que l'épaisseur des plis est légèrement supérieure à celle donnée par le fournisseur : 0,325 mm à la place de 0,3 mm (pour un tissu sec). Aussi, une péréquation a été faite en termes de raideurs. Finalement, les caractéristiques mécaniques équivalentes d'un pli de la peau supérieure sont :

$$E_x = E_y = 55634 \text{ MPa} ; E_z = 5000 \text{ MPa}$$

$$\nu_{xy} = 0,03 ; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,29$$

$$G_{xy} = 5000 \text{ MPa} ; G_{yz} = G_{zx} = 1938 \text{ MPa}$$

#### Modélisation du potting et du nid d'abeille.

Pour le potting, la loi de comportement est parfaitement plastique avec un seuil de plasticité défini par une contrainte équivalente de Von Mises de 50 MPa (instruction SAMCEF "behavior PLASTIC") conformément à l'étude présentée dans le paragraphe 4.2.2-. Les caractéristiques mécaniques linéaires isotropes du potting (matériau numéro 6 dans la Figure 4-12) sont :  $E = 1629 \text{ MPa}$  et  $\nu = 0,3$ . Le maillage du potting est fortement raffiné au niveau de la tête de vis.



**Figure 4-12 : Attribution des matériaux dans le modèle avec insert circulaire 30 mm.**

Pour le nid d'abeille Nomex, le maillage dans le plan horizontal du sandwich est identique à celui des peaux. La loi de comportement expérimentale en dégradation des modules de cisaillement transverses (Figure 4-5) est implémentée (instruction SAMCEF "behavior

DUAL") dans les éléments qui se situent entre l'appui et l'insert (matériau numéro 8 dans la Figure 4-12). Ces éléments reprennent en effet le cisaillement transverse dû à la flexion du sandwich à l'arrachement. Pour le reste du nid d'abeille, le matériau est supposé élastique linéaire de caractéristiques :

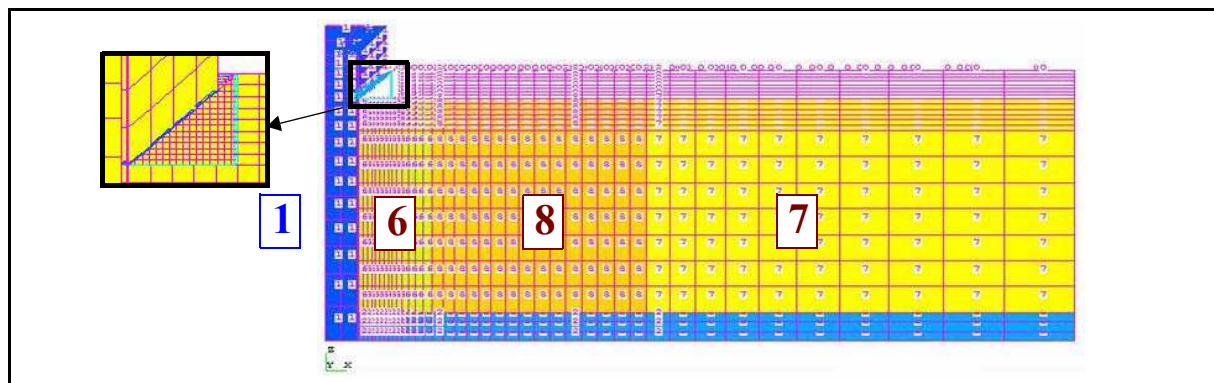
$$E_x = E_y = 5 \text{ MPa} ; E_z = 138 \text{ MPa}$$

$$\nu_{xy} = 0,3 ; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,02$$

$$G_{xy} = 5 \text{ MPa} ; G_{yz} = 24 \text{ MPa} ; G_{zx} = 32 \text{ MPa}.$$

Les modules dans le plan ont été fixés arbitrairement à 5 MPa pour des questions de stabilité numérique. Le rapport de ces modules à celui des peau est approximativement de 1/1000 ce qui est conforme aux hypothèses usuelles des structures sandwichs.

Dans la modélisation de l'éprouvette avec insert circulaire 20 mm, seul le diamètre du potting change. L'attribution des matériaux dans ce modèle est montrée Figure 4-13 et on peut remarquer que la zone de nid d'abeille en flexion susceptible de se dégrader est plus importante que pour l'éprouvette avec insert 30 mm.

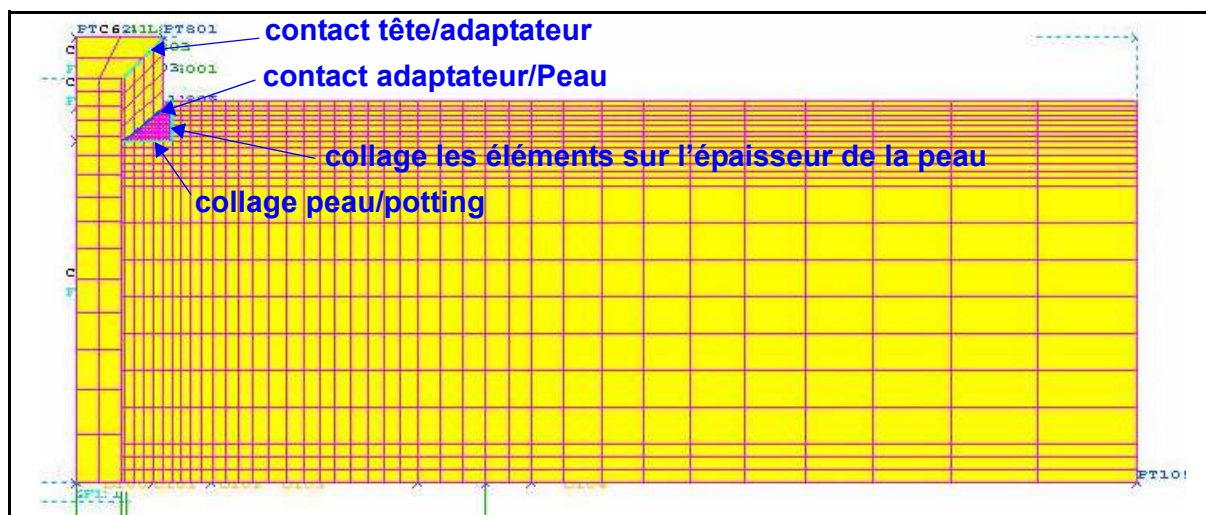


**Figure 4-13 : Attribution des matériaux dans le modèle avec insert circulaire 20 mm.**

#### **Modélisation des contacts et collages de mailles.**

Des groupes d'éléments de contact simples sont utilisés pour modéliser les contacts réels tête/adaptateur et adaptateur/peau supérieure (Figure 4-14). Les instructions Samcef sont .CPS (pour le calcul linéaire) ou .MCT (pour calcul non-linéaire en grands déplacements). Dans ce modèle, aucun coefficient de frottement n'est défini.

Le maillage des zones de peau courante qui est moins raffiné est collé au maillage plus dense au droit de la tête de vis par l'instruction Samcef .STI (Figure 4-14).



*Figure 4-14 : Contacts et collages de maillage dans le modèle.*

Dans le paragraphe suivant, la simulation des essais d'arrachement des inserts obtenus par densification sera effectué en prenant en compte seulement les lois de comportement non linéaires du potting et du nid d'abeille dans un premier temps. Les simulations effort/déplacement et effort/déformation seront comparés avec ceux des essais afin de valider le début du scénario d'endommagement.

## **4.4-ANALYSE DES RÉSULTATS DE LA MODÉLISATION D'ESSAI D'INSERTS EN ARRACHEMENT.**

### **Démarche générale.**

L'étude porte d'abord sur les éprouvettes avec insert de 30 mm. Les approches seront ensuite validées sur les éprouvettes avec insert de 20 mm. Un calcul linéaire est d'abord effectué et permet de bien corrélérer le début du comportement à l'arrachement de la structure ce qui permet de valider les valeurs matériaux. Puis, la même modélisation numérique est utilisée en introduisant les lois non linéaires de comportement du nid d'abeille et du potting. Trois cas de calculs seront présentés :

- Introduction de la seule dégradation du nid d'abeille.
- Introduction de la seule dégradation du potting.
- Introduction des deux dégradations.

Cette approche va permettre de discriminer les influences de chaque phénomène et les

interactions éventuelles. Il est intéressant de noter qu'un temps total de calcul d'environ 5 heures est nécessaire en non linéaire.

### Eprouvette avec insert circulaire 30 mm.

Le modèle qui inclut seulement les lois de dégradation du nid d'abeille est analysé dans un premier temps. La courbe effort/déplacement est fournie Figure 4-15. Le phénomène de mise en place du début de l'essai ne peut être représentée par le modèle. Aussi, les résultats du modèle sont décalés de 0,2 mm pour compenser ce phénomène.

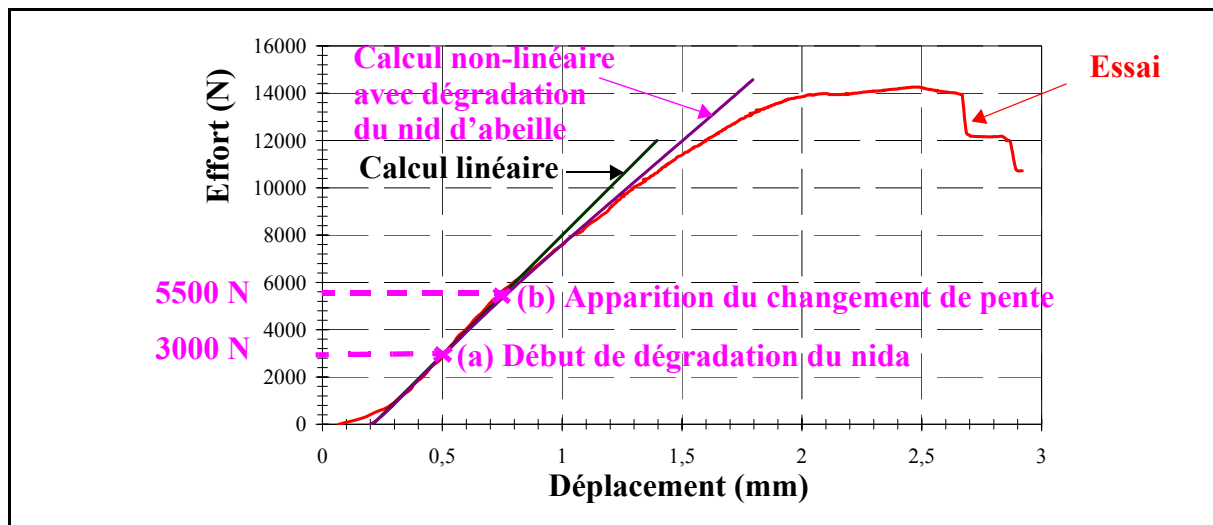
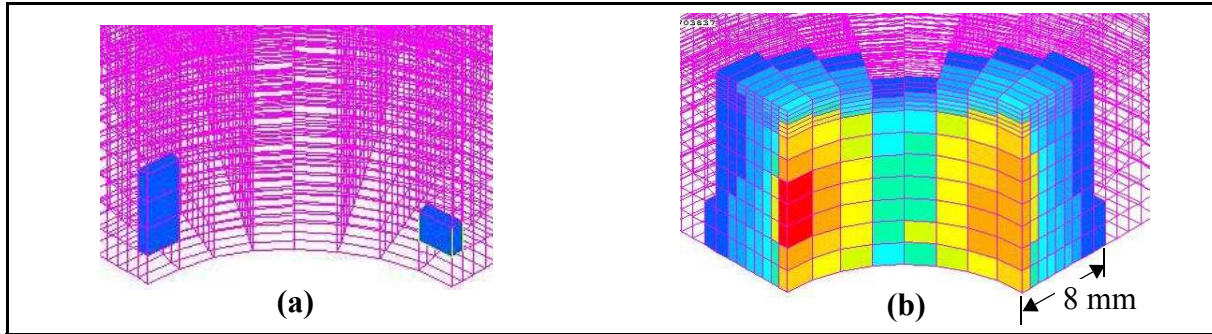


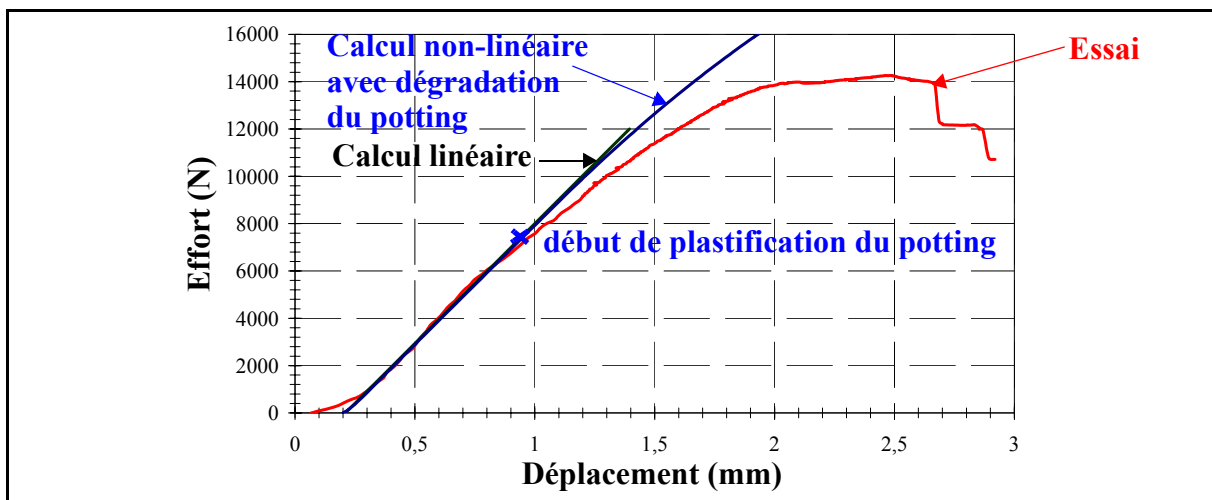
Figure 4-15 : Comparaison essai et calcul en implémentant seulement la loi de dégradation du nid d'abeille.

La corrélation est très bonne jusqu'au début de la dégradation du nid d'abeille. L'analyse du niveau des contraintes dans ce modèle numérique permet de voir que le nid d'abeille commence à se dégrader à 3000 N (point (a)). Les éléments du nid d'abeille dégradés à cette charge sont présentés dans la Figure 4-16 (a). On constate que ce sont les éléments qui jouxtent le potting qui sont les premiers endommagés. L'endommagement ne présente pas de symétrie circulaire car les lois d'endommagement sont différentes dans les sens W et L du nid d'abeille. Cependant, cette initiation de la dégradation du nid d'abeille influe faiblement sur la raideur jusqu'au point (b). Un changement de pente plus marqué apparaît aux alentours de 5200 N ce qui correspond physiquement avec une dégradation d'une cellule du nid d'abeille. La dégradation se propage de bas en haut et concentriquement (Figure 4-16 (b)).

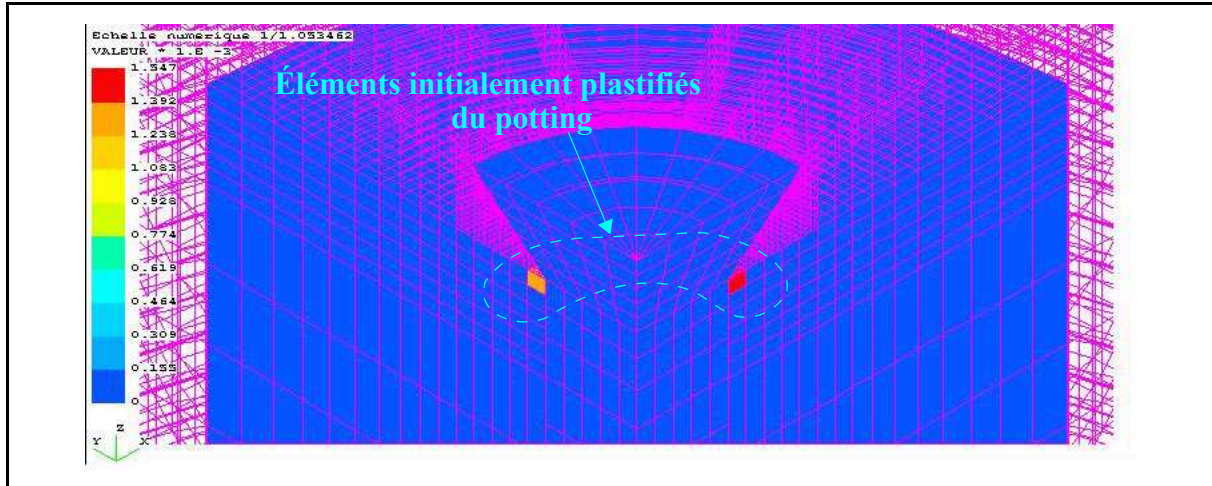


**Figure 4-16 : Eléments dégradés du nid d'abeille : (a) initiation de la dégradation et (b) état dégradé à l'apparition du changement de pente.**

Une simulation numérique non linéaire dans laquelle est implémentée seulement la loi d'érouissage en compression du potting est analysée. La relation effort/déplacement en arrachement est tracée Figure 4-17. Le début de plastification du potting se produit numériquement pour une charge de 7500 N. Cette dégradation se produit initialement au droit de la fraisure (Figure 4-18). L'effet de la plastification du potting est quasiment insensible sur la courbe d'arrachement et ce même pour les plus haut niveaux d'effort.

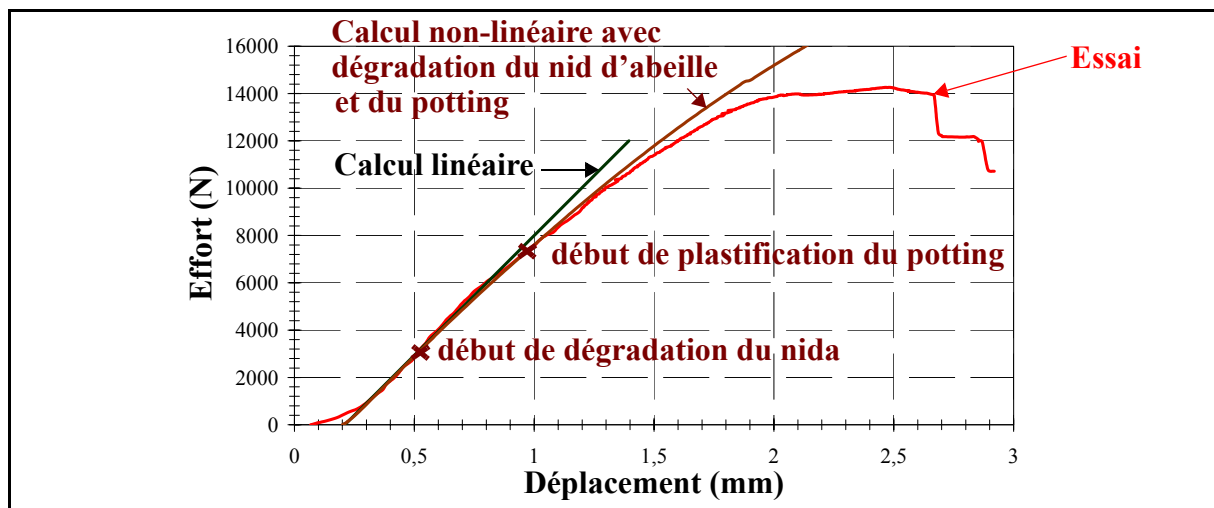


**Figure 4-17 : Comparaison essai et calcul non linéaire incluant seulement la loi parfaitement plastique du potting.**



**Figure 4-18 : Éléments initialement plastifiés dans le potting à 7500 N.**

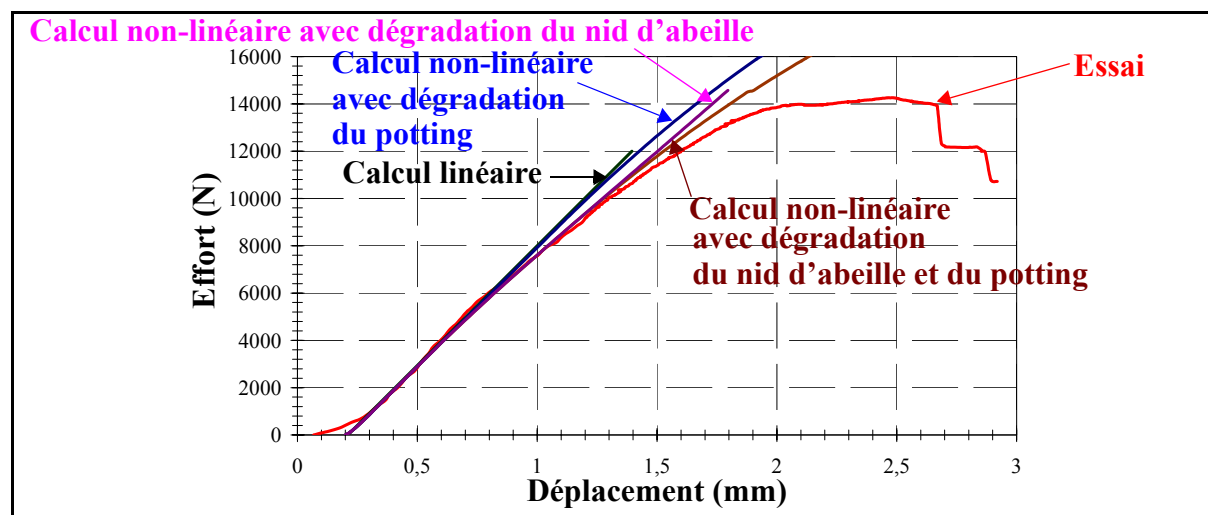
Dans la dernière simulation numérique, les deux lois non-linéaires du potting et du nid d'abeille sont intégrées dans ce modèle. Sur la Figure 4-19, il apparaît clairement que les deux phénomènes interagissent peu puisque les seuils d'endommagements initiaux ne sont pas modifiés. Numériquement, les modes de propagation des dommages ne sont pas affectés non plus. L'essai est très correctement corrélé jusqu'à environ 10000 N. Cette divergence est probablement due à la non représentation des dégradations par poinçonnement de la peau. Toutes les simulations numériques sont représentées Figure 4-20 ce qui permet de mieux visualiser les apports respectifs.



**Figure 4-19 : Comparaison essai et calcul implémenté la loi de dégradation du nid d'abeille et la loi d'écroutissement du potting.**

Globalement, le modèle numérique permet de corroborer les observations expérimentales. C'est bien le nid d'abeille qui flambe précocement et une partie de la non-linéarité vient du

dépassement du seuil de plasticité de la résine moulée dans le nid d'abeille Nomex. Les effets de ce dépassement n'ont pas été étudiés dans le détail. Des essais de cyclages sur le potting avait été réalisés mais ce sont révélés inexploitable à cause du montage d'essai utilisé. Il est toutefois probable que des alvéoles de la résine se détruisent et produisent la fissure observée figure 3-16 pour une charge de 10000 N.



*Figure 4-20 : Comparaison essai et calcul de tous les cas ensemble.*

#### **Eprouvette avec insert circulaire 20 mm.**

Pour vérifier la validité des conclusions et de la modélisation proposée, celle-ci est comparée à l'essai d'arrachement de l'éprouvette avec insert 20 mm (Figure 4-21).

Un calcul linéaire est d'abord exécuté et permet de bien corrélérer la première pente avec un décalage du fait de la mise en contact de 0,17 mm. La zone linéaire pure est bien plus réduite que celle de l'éprouvette avec insert 30 mm de diamètre. Une bonne corrélation essai/modèle est constatée. La première perte de linéarité numérique se produit dès 1900 N par dégradation du nid d'abeille. Cette dégradation semble précoce par rapport à l'essai (3500 N). La dispersion peut provenir de la forme aléatoire du potting par rapport à la forme circulaire exacte du modèle. Il est aussi probable que les premières dégradations aient une influence négligeable sur la raideur en flexion du sandwich. Numériquement, le potting commence à plastifier à 6900 N. Les dégradations dans l'éprouvette avec insert 20 mm se produisent donc plus tôt aussi bien pour le nid d'abeille que pour le potting. Numériquement, les lois non-linéaires de comportement obtenues par des essais spécifiques ont montrées leur efficacité pour représenter les premières dégradations Il s'avère que c'est le nid d'abeille qui a l'influence la plus importante en termes de perte de rigidité. Dans le paragraphe suivant, ce mode de dégradation précoce sera mis en évidence lors du serrage avec flexion.

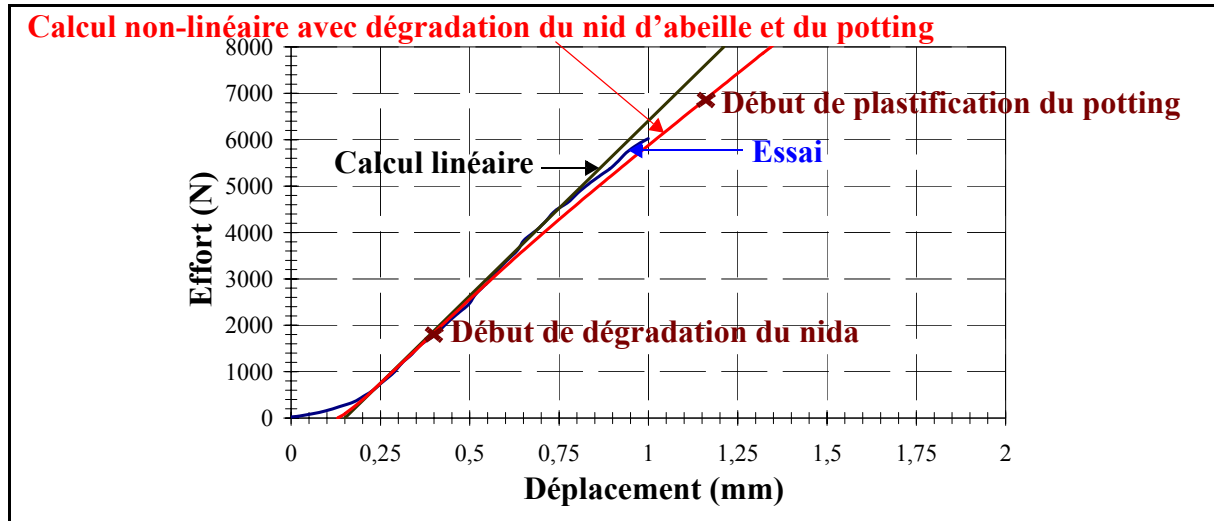


Figure 4-21 : Comparaison essai et calcul de cas avec l'insert circulaire 20 mm.

## 4.5-ÉTUDE DU PRESSERRAGE AVEC FLEXION.

### Description de la modélisation du presserrage avec flexion.

Pour cet essai (Figure 3-17), la ferrure, la rondelle et l'écrou sont ajoutées dans la modélisation déjà réalisée (Figure 4-22). La vis est allongée et est entièrement liée à l'écrou. La liaison hélicoïdale n'est donc pas modélisée dans le détail. Tous les éléments de fixation sont en acier de module  $E = 220000$  MPa et de coefficient de Poisson  $\nu = 0,3$ . Les lois de dégradation du potting et du nid d'abeille sont intégrées. Trois nouveaux groupes d'éléments de contact sont définis entre peau inférieure et ferrure, ferrure et rondelle, rondelle et écrou.

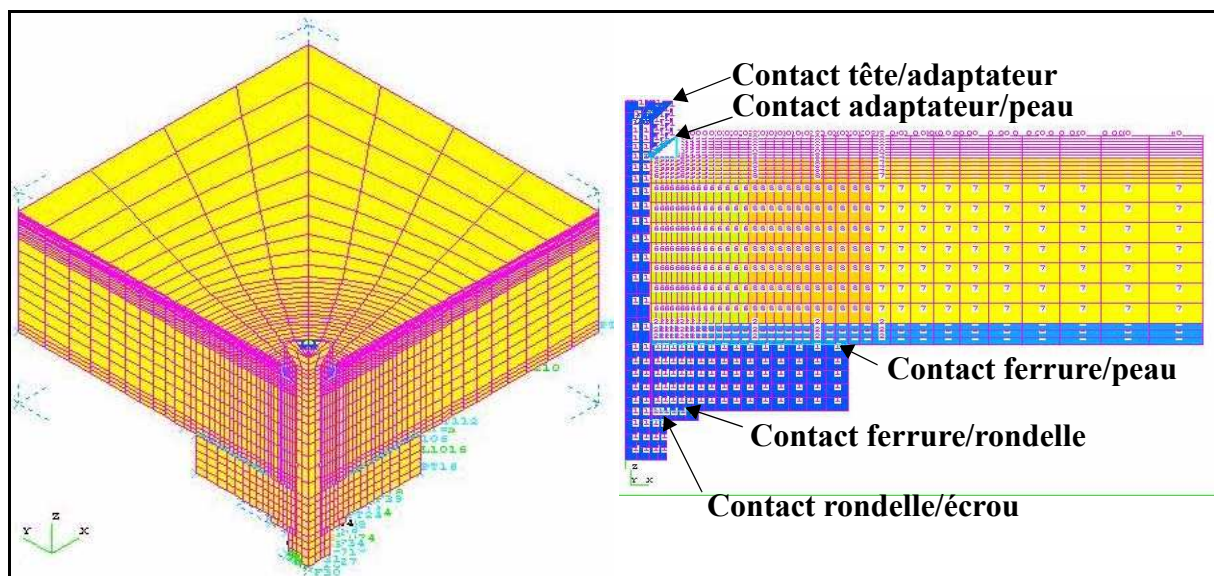
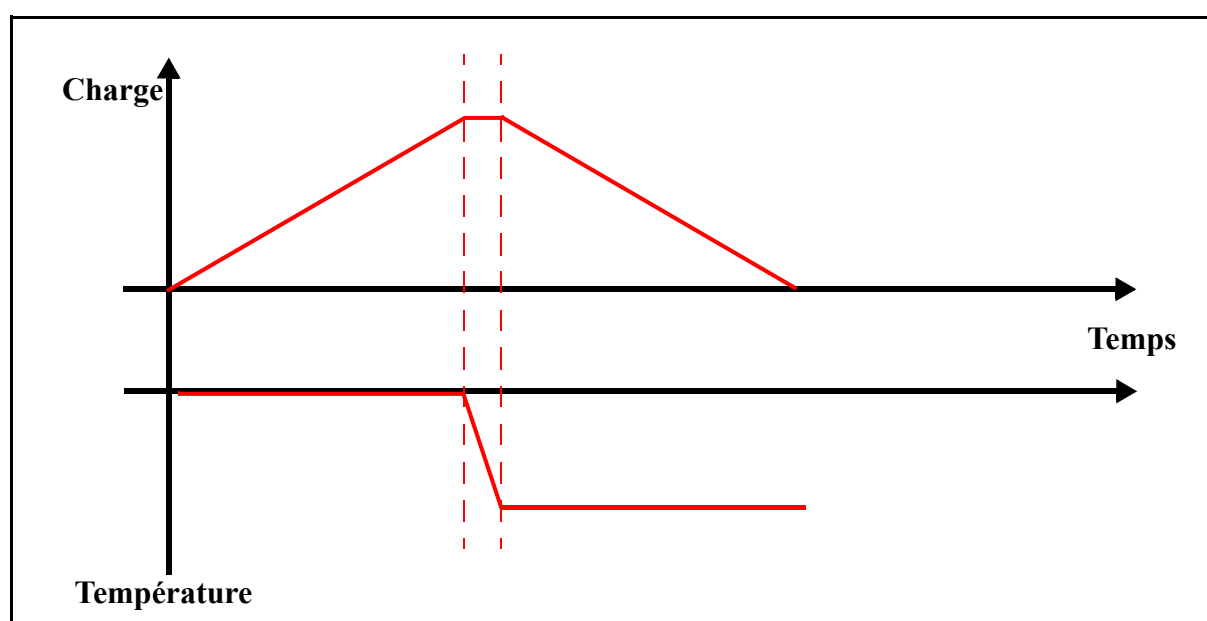


Figure 4-22 : Modèle élément fini du presserrage avec flexion, attribution des matériaux et signalement des contacts.



Le presserrage est simulé en trois temps (Figure 4-23) :

- Mise en charge jusqu'à la valeur de presserrage. Le chargement est exercé en effort par le groupe des noeuds situé à l'extrémité de la vis.
- Pour simuler la mise en contact manuelle de l'écrou et de sa rondelle sur la ferrure, un chargement thermique est introduit dans la vis qui est refroidie à  $-640^{\circ}$  (valeur qui correspond à la mise en contact pour une charge de presserrage 9500 N et pour l'insert 30 mm). Le raccourcissement de la vis permet de simuler numériquement la mise en contact.
- Finalement, la charge sur la vis est diminuée jusqu'à zéro.



*Figure 4-23 : Fonctions de chargement permettant de simuler le presserrage.*

#### **Analyse des résultats de la modélisation de presserrage avec flexion.**

La simulation de la phase de presserrage est effectuée dans le cas de l'essai avec presserrage à 9500 N suivant la description précédente. La comparaison essai/calcul s'avère correcte aussi bien pour la phase de montée que celle de descente (Figure 4-24). La seule limitation concerne le phénomène de mise en contact initial. La simulation de la "descente" permet de trouver une pente différente de celle de montée ce qui est normal et globalement la courbe de redescente numérique approche la courbe expérimentale. Dans la Figure 4-25, les déformations expérimentales mesurées par une rosette collée sur la peau et les déformations calculées sont comparées. Malgré un gradient important dans cette zone et une jauge de taille importante, la corrélation calcul/essai est globalement acceptable. Les mêmes remarques peuvent être faites pour le cas de l'éprouvette avec insert de 20 mm (Figure 4-26).

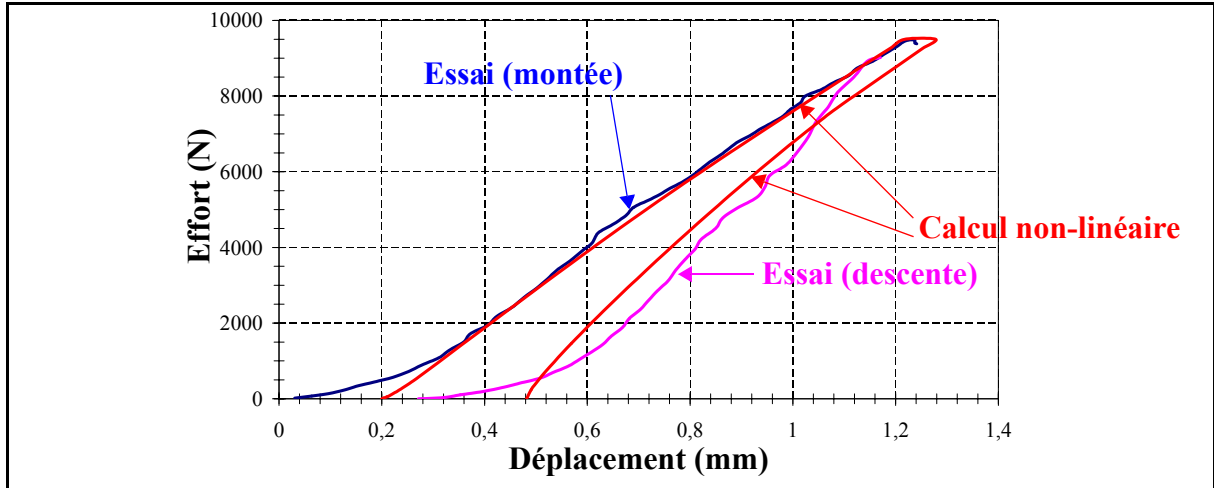


Figure 4-24 : Résultat calcul/essai dans le cas de l'essai avec presserrage à 9500 N pour le potting 30 mm.

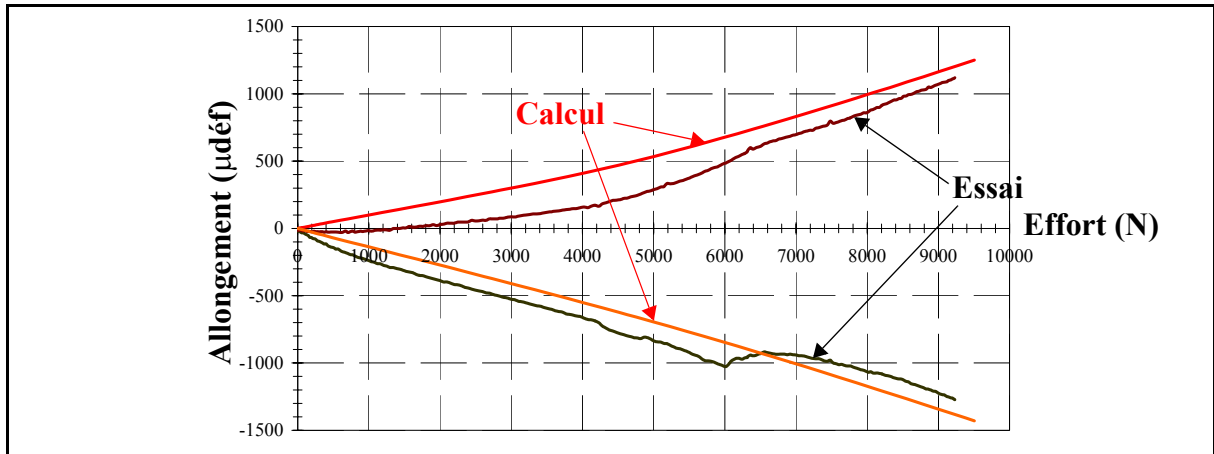


Figure 4-25 : Comparaison calcul/essai des déformations mesurées par une rosette pour l'insert circulaire 30 mm.

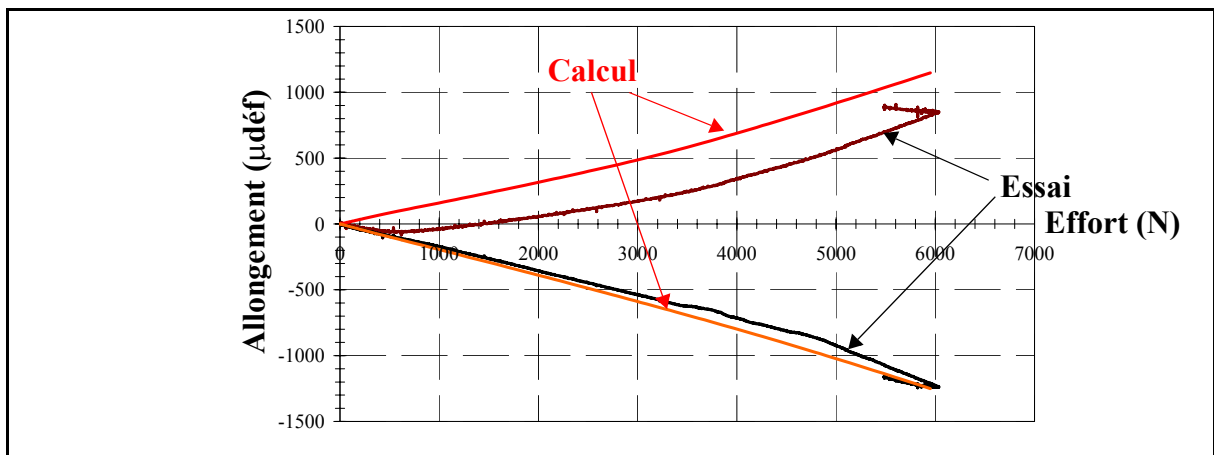


Figure 4-26 : Comparaison calcul/essai des déformations mesurées par une rosette pour l'insert circulaire 20 mm.

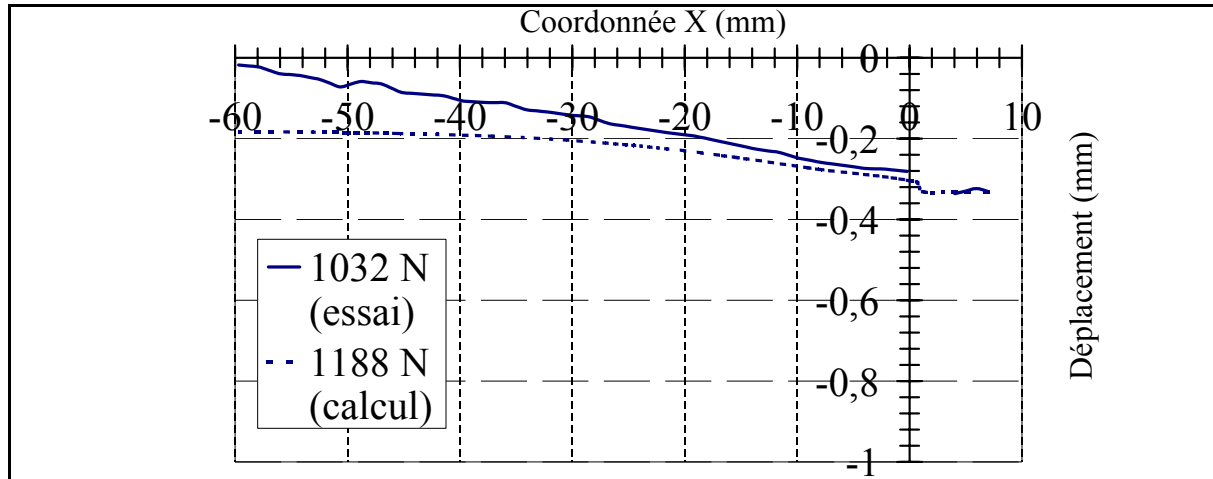


Figure 4-27 : Comparaison des déformées calcul/essai à 1000 N (plan  $Y = 0$ ).

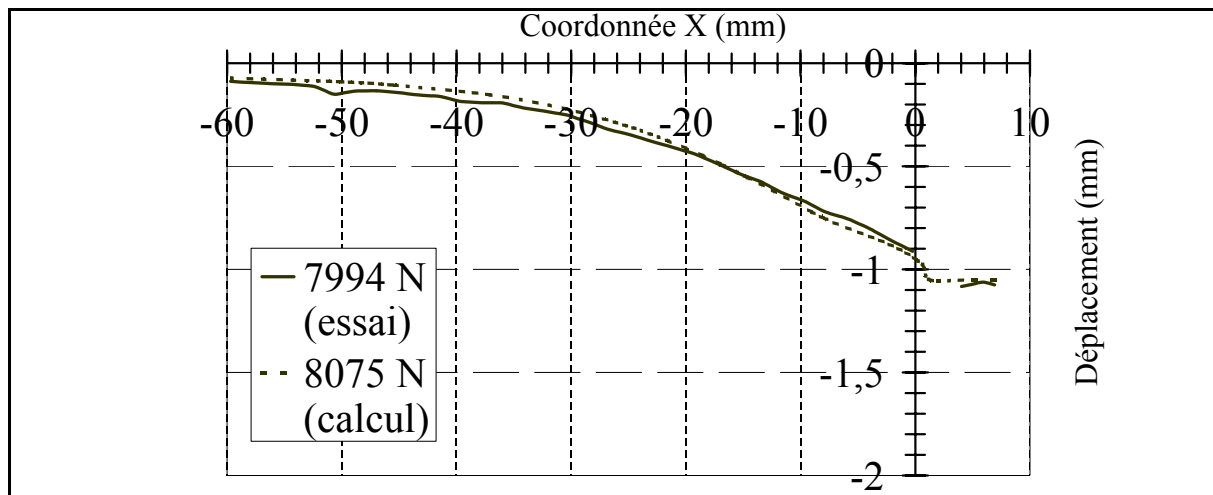


Figure 4-28 : Comparaison des déformées calcul/essai à 8000 N (plan  $Y = 0$ ).

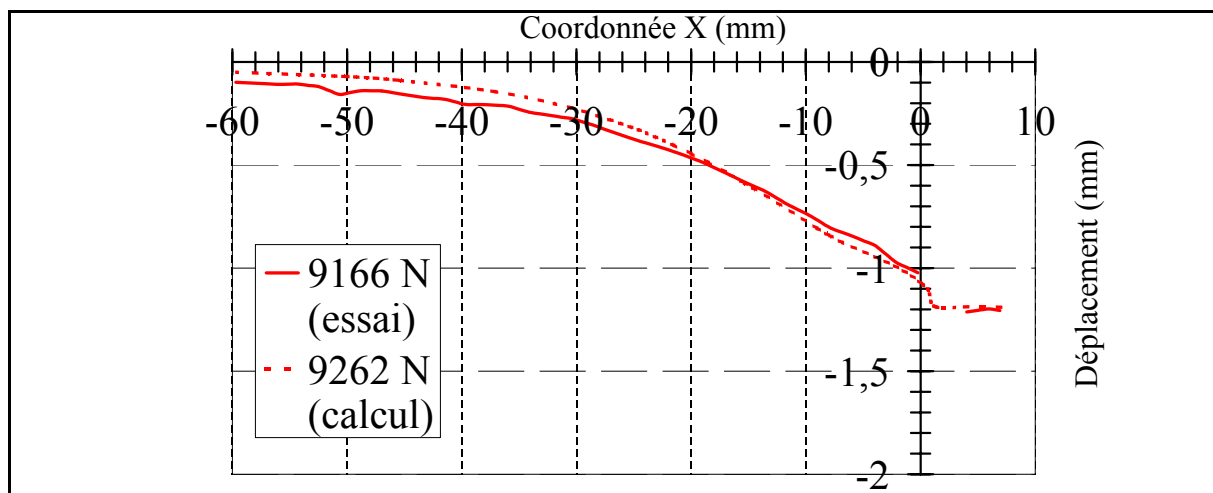


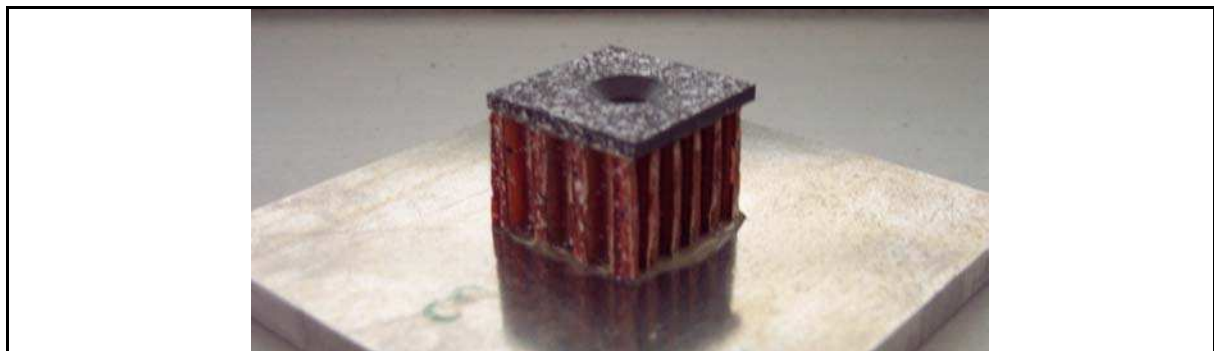
Figure 4-29 : Comparaison des déformées calcul/essai à 9200 N (plan  $Y = 0$ ).

La déformée de la surface de l'éprouvette pendant l'essai est obtenue par le système de corrélation d'image. La surface déformée suivant l'axe  $Y = 0$  est comparée avec celle de la simulation numérique pour trois niveaux de charge inférieurs à 10000 N : 1000 N, 8000 N et 9200 N, Figure 4-27 à Figure 4-29. Pour ce paramètre aussi, la simulation numérique donne de bon résultats.

Globalement, le modèle incluant les comportements non linéaires du potting et du nid d'abeille permet de corréler les essais d'arrachement. La courbe d'arrachement, les déformations locales de la peau et la déformée de celle-ci ont été analysées et ce pour les deux types d'éprouvettes. De ce fait, à ce stade de l'étude, les modèles de dégradation proposés peuvent être considérés comme validés. Il est démontré que le flambage en cisaillement des parois du nid d'abeille joue un rôle important sur la rigidité globale alors que le comportement plastique du potting est moins sensible en termes de non-linéarités. Pour des charges supérieures à 10000 N, le poinçonnement de la peau et les dégradations associées deviennent prépondérantes et le modèle n'est plus représentatif. Aussi, dans le paragraphe suivant une étude détaillée de l'essai spécifique qui permet d'isoler la peau et le potting va être menée.

## 4.6-MODÉLISATION DES ESSAIS SPÉCIFIQUES.

Dans cette partie, une éprouvette spécifique ne comportant que la peau et le potting va être utilisée (Figure 4-30). Le but est ici d'identifier les dommages dans le potting, dans les peaux et les interactions éventuelles. L'absence de nid d'abeille doit permettre d'isoler ces phénomènes pour préciser le scénario de rupture.



*Figure 4-30 : Vue générale de l'éprouvette spécifique.*

Un quart de la géométrie de l'éprouvette spécifique est maillé en utilisant les symétries matérielles et géométriques (Figure 4-31). Le diamètre du potting est 20 mm et la structure

inférieure est en alliage d'aluminium d'épaisseur 8 mm. Elle est maillée avec 5 éléments volumiques dans l'épaisseur. Le nid d'abeille et la peau supérieure sont modélisées de la même manière que le modèle d'insert complet. Les essais ont été effectués avec des vis ASNA 2001 en alliage de titane. La vis est aussi modélisée avec des éléments volumiques. Le maillage est plus dense au niveau de la tête pour bien représenter le champs des contraintes. Des éléments de contact sont utilisés entre la tête de vis et la peau en carbone au niveau de la fraisure. Le chargement est effectué en imposant le déplacement des noeuds situés à l'extrémité de la vis. Un blocage de la translation verticale sur un diamètre de 60 mm est effectué ce qui correspond aux conditions de l'essai. Les lois de dégradation du nid d'abeille et du potting sont implémentées dans ce modèle.

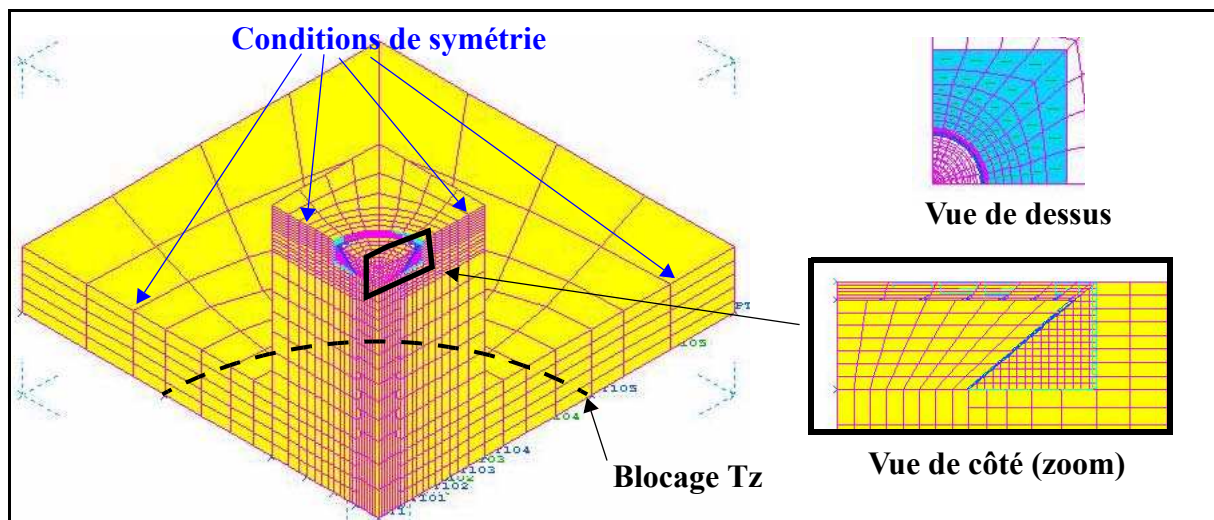


Figure 4-31 : Modélisation des essais spécifiques, vue de dessus et de côté.

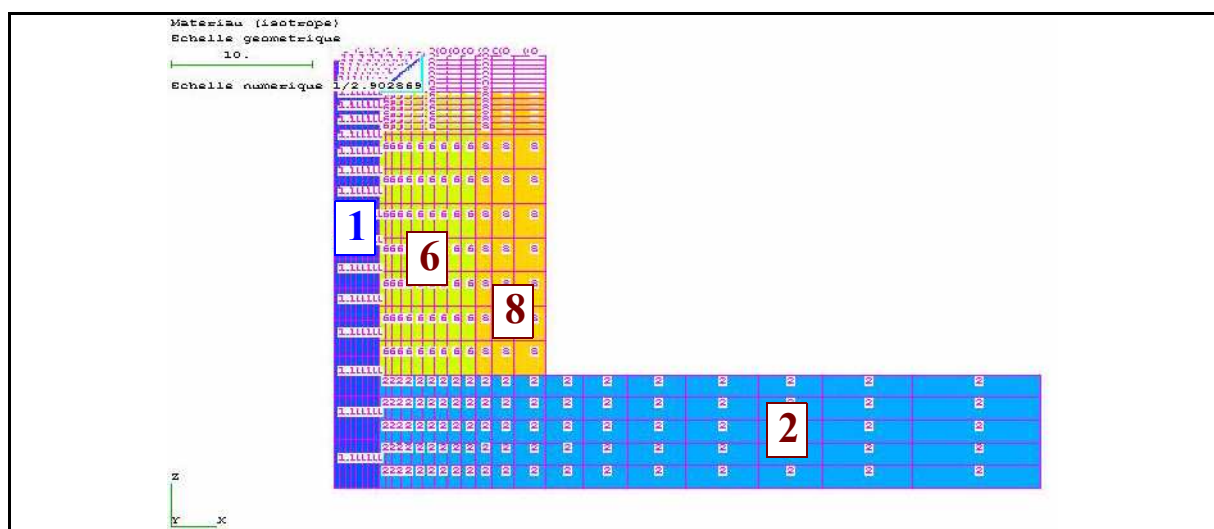


Figure 4-32 : Attribution des matériaux pour l'éprouvette d'essai spécifique.

La définition des caractéristiques matériaux se fait de manière identique au modèle d'insert complet précédent à l'exception de la vis et de la structure inférieure (Figure 4-32). Les caractéristiques mécaniques de la vis en titane (matériau numéro 1) sont :

$$E = 10500 \text{ MPa et } \nu = 0,33.$$

Les caractéristiques mécaniques de la peau inférieure en aluminium (matériau numéro 2) sont :  $E = 74000 \text{ MPa et } \nu = 0,33$ .

Les courbes effort d'arrachement/déplacement imposé de 2 essais sont présentées Figure 4-33. Un calcul linéaire et un calcul non-linéaire ont été effectués. Globalement, la corrélation est correcte sauf pour les plus hautes charges. Le calcul montre que la dégradation du potting débute à partir de 5500 N par les éléments situés sous la fraisure puis se propagent sur la hauteur du potting vers l'extérieur (Figure 4-34).

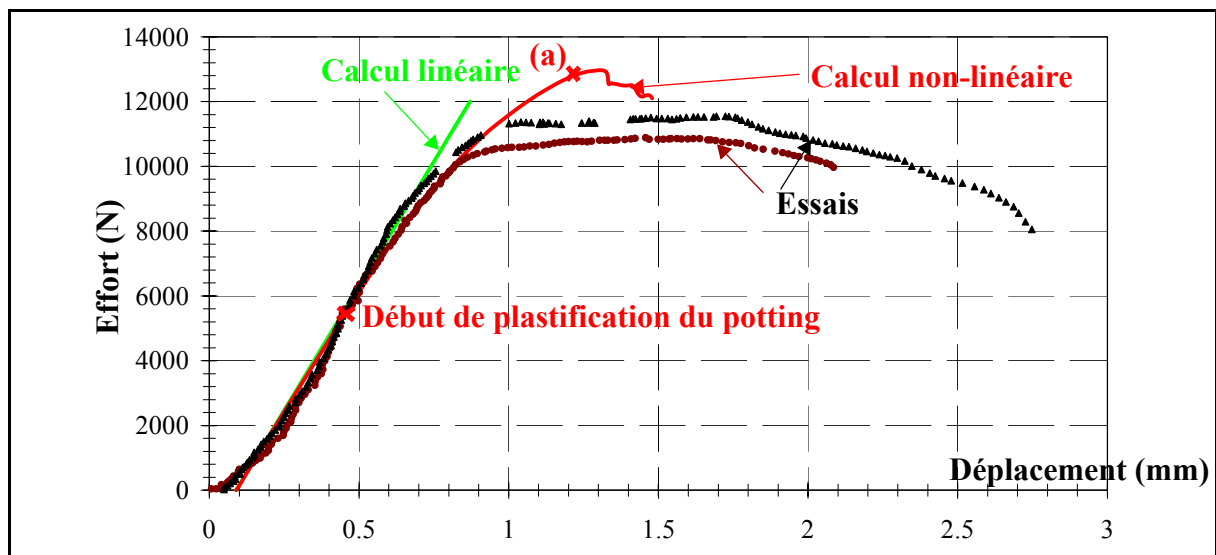


Figure 4-33 : Comparaison calcul/essai de l'essai spécifique.

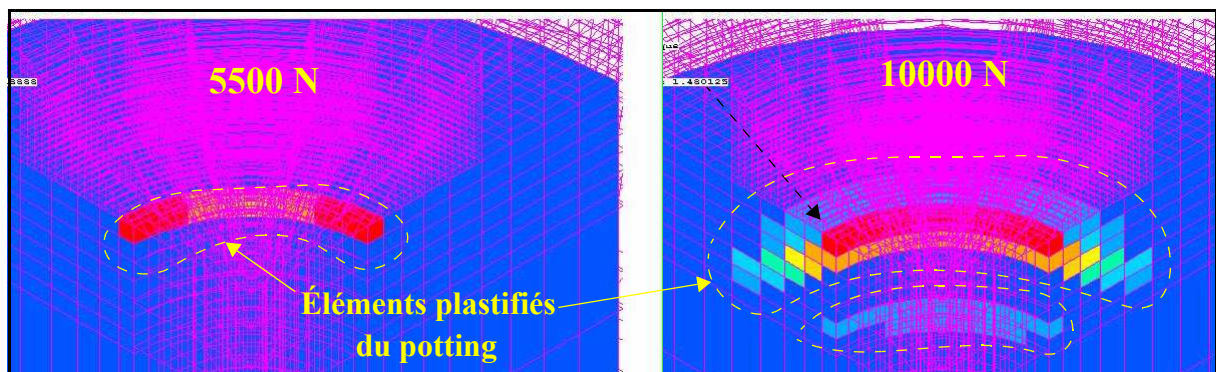


Figure 4-34 : Éléments plastifiées du potting à 5500 N et après propagation à 10000 N.

Sur la Figure 4-33, il apparaît clairement que la simulation numérique ne permet pas de

représenter correctement le comportement expérimental pour les charges les plus élevées. Celui-ci est caractérisé par une zone plateau. Dans la simulation, une inflexion importante est constatée au niveau du point (a). Numériquement, ce comportement ne peut être, en l'état du modèle, attribué à la dégradation de la peau car le comportement de celle-ci demeure élastique. Par conséquent, il est intéressant de s'intéresser de plus près au comportement du potting lui-même. La courbe de comportement de l'élément de résine le plus chargé est tracée Figure 4-35 droite. La localisation de cet élément est visible sur la Figure 4-35 gauche. On remarque que pour le point (a) qui correspond à la charge la plus élevée, la valeur de déformation de compression transverse donnée par le calcul élément fini est environ 0,24 (24 % !). Cette valeur semble aberrante. Par exemple, les résultats d'essai de compression uniforme sur le potting ont été arrêtés à 10 %.

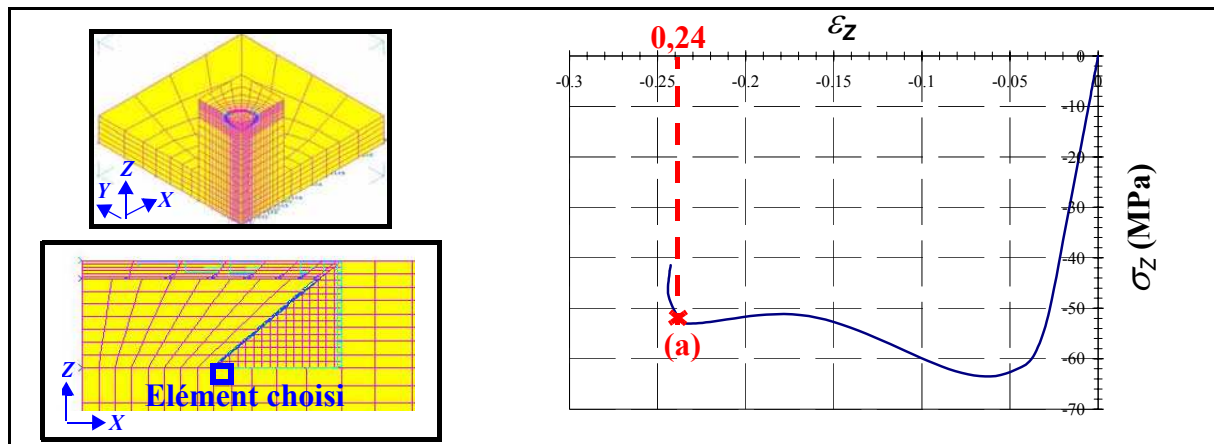


Figure 4-35 : Élément choisi et sa courbe de comportement (relevé du modèle élément fini).

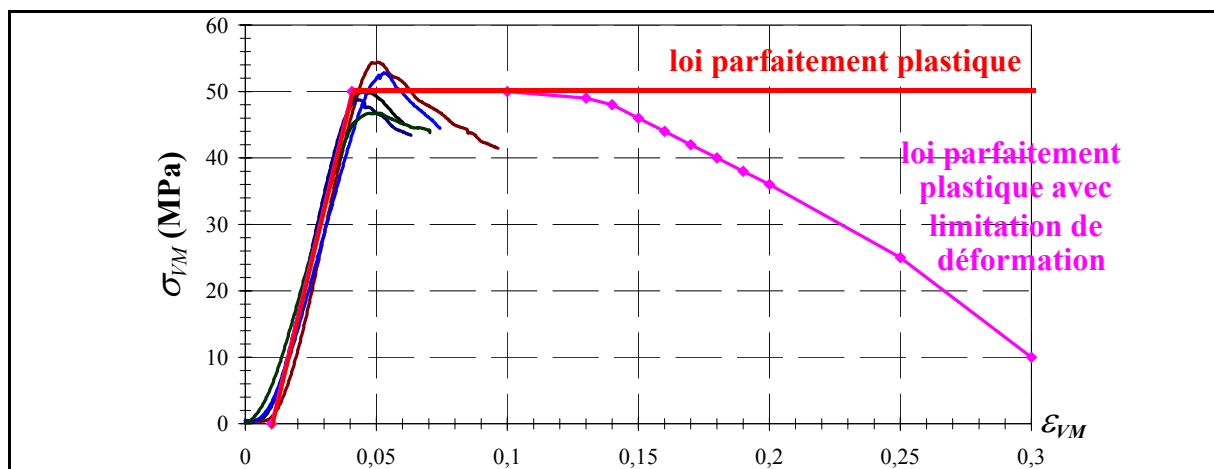


Figure 4-36 : Loi de comportement du potting avec limitation de déformation.

Ces constatations conduisent à proposer une modification de la loi parfaitement plastique

du potting (Figure 4-36). Dans la loi modifiée, la déformation est limitée à une valeur fixée à 10 %. Au delà de cette valeur, la loi de comportement décroît linéairement. L'apport de la limitation en déformation est visible Figure 4-37.

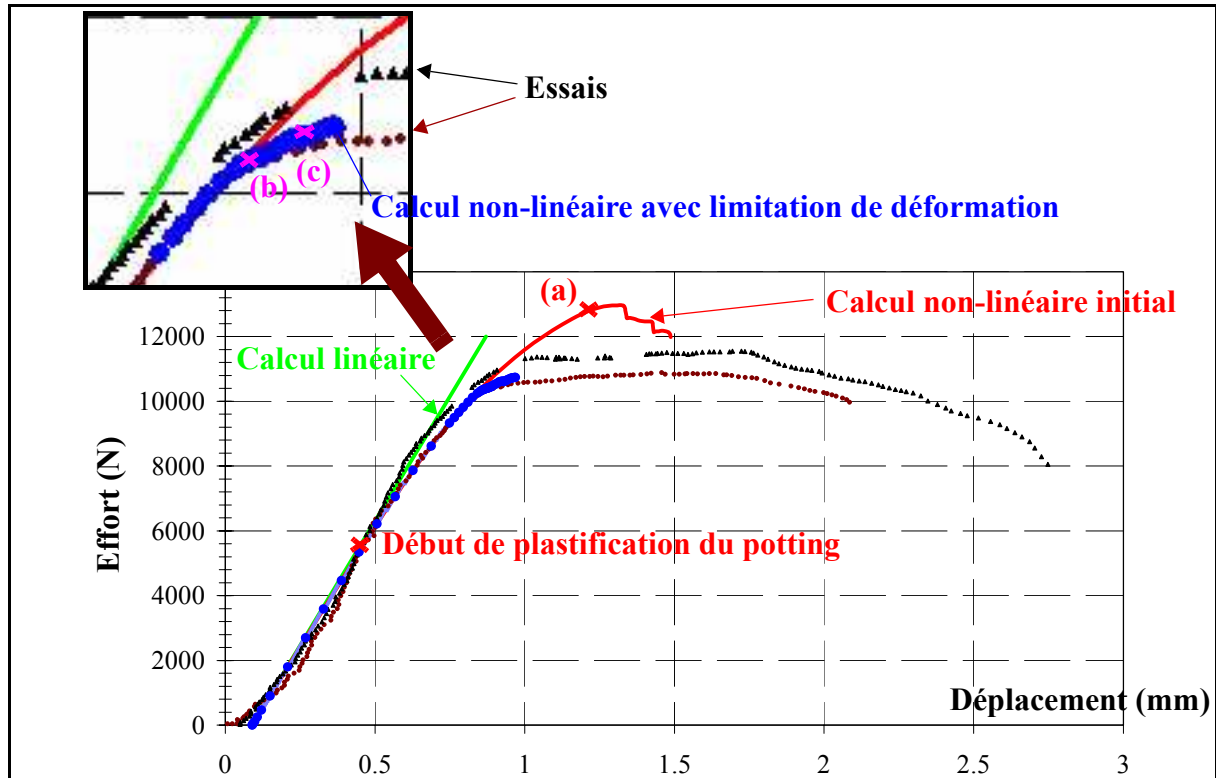


Figure 4-37 : Comparaison calcul/essai de l'essai spécifique avec limitation en déformation du potting.

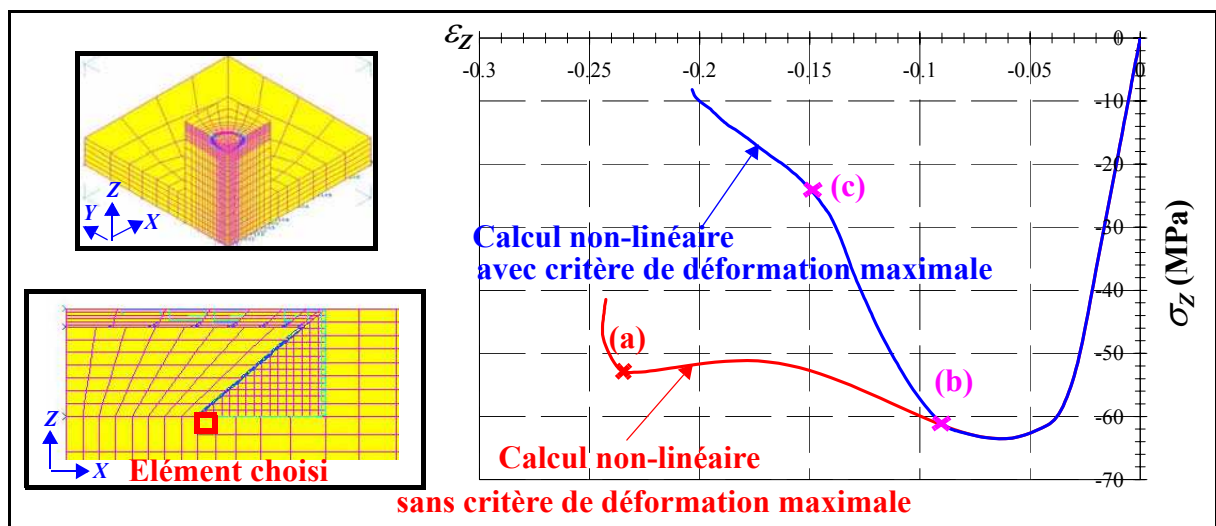


Figure 4-38 : Courbe de comportement de l'élément le plus chargé du potting sans et avec le critère de déformation maximale (relevé du modèle élément fini).

La modification est sans influence pour les plus faibles charges et le début d'inflexion



constaté en essai est retrouvé. Toutefois, le calcul s'arrête plus précocement car la raideur des éléments les plus chargés du potting diminue fortement pour atteindre presque zéro (Figure 4-38).

Cette perte de raideur cause une instabilité numérique qui fait diverger le calcul. Toutefois, l'effort maximum obtenu par le calcul avec dégradation du potting à partir de 10% de déformation équivalente (11000 N) est plus conforme à la réalité des essais. Les éléments du potting qui atteignent plus de 10 % de déformation à 11000 N sont visibles Figure 4-39. Ces éléments apparaissent en rouge et correspondent globalement avec la zone endommagée observée expérimentalement.

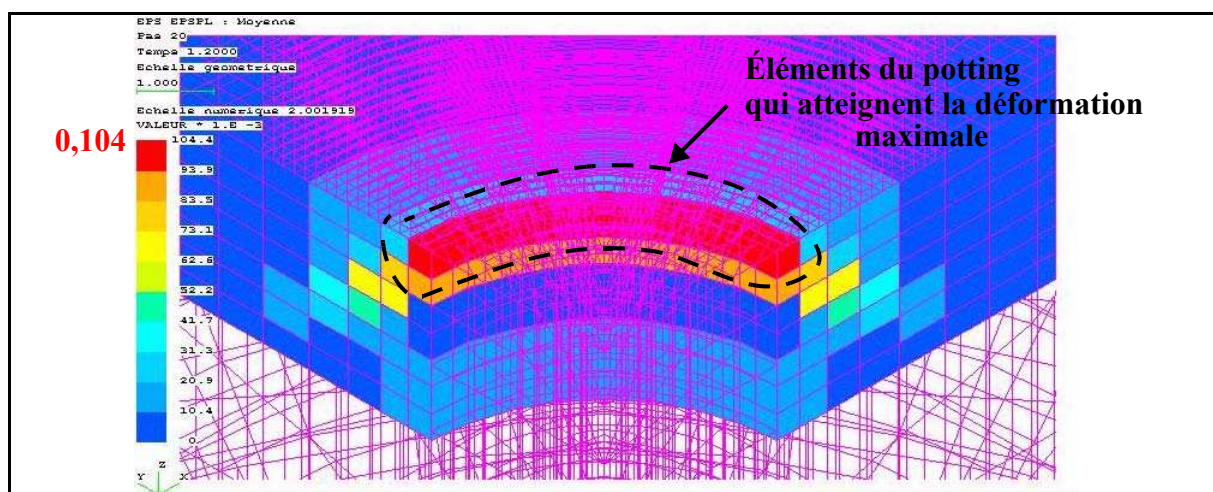


Figure 4-39 : Éléments du potting endommagés à environ 10000 N ( $\epsilon_{33} = 0,1$ ).

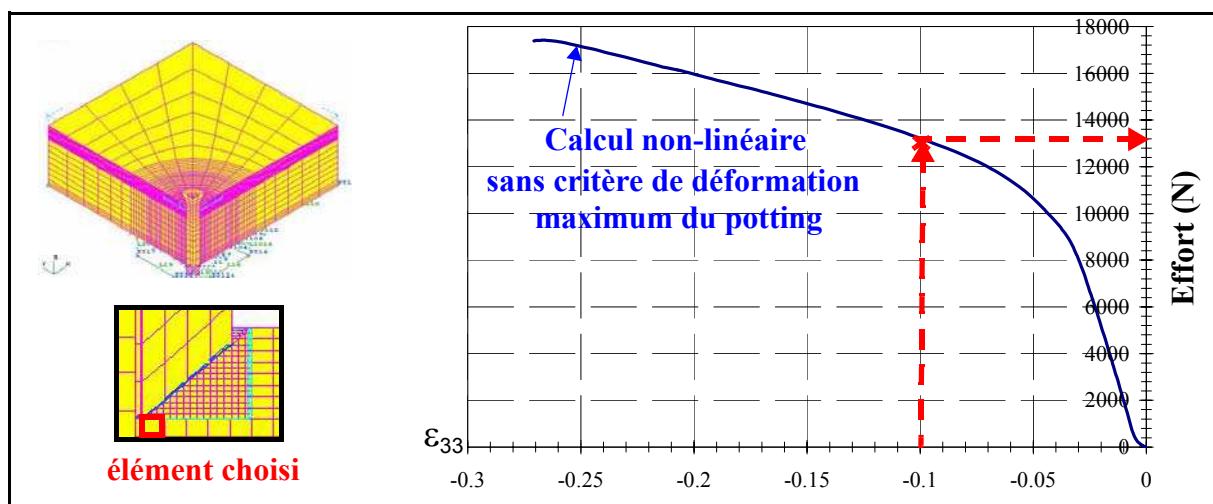


Figure 4-40 : Courbe effort/déformation de l'élément du potting le plus chargé.

Par ailleurs, si l'on reprend la modélisation de l'insert complet, le critère de déformation maximale est atteint pour une valeur de charge d'arrachement d'environ 13000 N ce qui

correspond aussi pratiquement à l'effort maximum d'arrachement (Figure 4-40).

Au bilan, la simulation numérique de l'essai spécifique a permis d'identifier une limitation des modèles non-linéaires proposés aux plus hautes charges. Une modification de la loi parfaitement plastique sous la forme d'un critère de déformation maximum en compression transverse (10%) du potting associée à une dégradation des caractéristiques a été proposée. Cette modification permet de bien décrire le début de la zone plateau observée en essai.

Toutefois, la dégradation complète des caractéristiques mécaniques d'éléments du potting génère une perte de raideur qui cause une instabilité numérique. Cette détérioration semble se produire très tardivement pour les éprouvettes complètes. Enfin, il semble souhaitable d'utiliser des lois spécifiques pour les mousses. La loi plastique utilisée est standard, donc la déformation plastique se fait à volume constant. Il est donc possible que le modèle numérique ne puisse représenter correctement la réalité du champ de dégradation dans le potting et qu'il y ait un effet de confinement.

## **4.7-ANALYSE DU POINÇONNEMENT DE LA PEAU STRATIFIÉE.**

Les analyse précédentes ont permis de développer et de valider les lois d'endommagement des deux premiers modes identifiés dans le nid d'abeille et le potting lors de l'étude expérimentale. A présent, on s'intéresse aux dégradations qui se produisent dans la peau stratifiée lors du poinçonnement et qui correspondent au dernier mode de dégradation.

### **4.7.1- CRITÈRE ET LOI DE DÉGRADATION.**

Le poinçonnement de la peau correspond à la charge ultime qu'est susceptible de tenir l'insert. Des essais de poinçonnement avec et sans flexion de la peau seule ont été réalisés. Ils ont montré que le mode de rupture prépondérant des essais avec flexion est le délaminage. Ce mode n'est pas celui constaté sur éprouvette complète et par conséquent ces essais ne seront pas analysés dans cette partie. Aussi, les essais de poinçonnement sans flexion sont seuls représentatifs des phénomènes mécaniques mis en jeu. Ils mettent en évidence essentiellement un endommagement par cisaillement transverse. Aussi, il a semblé intéressant d'appliquer dans une première approche un critère de déformation maximale en cisaillement. Toutefois, si cette approche donne globalement des résultats acceptables, il s'avère que la fissuration

transverse dépend aussi de la contrainte de compression qui retarde son apparition. Deux critères sont proposés a priori :

- *critère linéaire :*

$$\text{Si } \sigma_{33} \geq 0 \text{ alors } \frac{|\gamma_{31}| + |\gamma_{23}|}{T_\gamma} = 1 \quad (\text{éq-4.1})$$

$$\text{Si } \sigma_{33} < 0 \text{ alors } \frac{|\gamma_{31}| + |\gamma_{23}|}{T_\gamma} - \left| \frac{\varepsilon_{33}}{S_\varepsilon} \right| = 1 \quad (\text{éq-4.2})$$

- *critère quadratique :*

$$\text{Si } \sigma_{33} \geq 0 \text{ alors } \frac{\gamma_{31}^2 + \gamma_{23}^2}{T_\gamma^2} = 1 \quad (\text{éq-4.3})$$

$$\text{Si } \sigma_{33} < 0 \text{ alors } \frac{\gamma_{31}^2 + \gamma_{23}^2}{T_\gamma^2} - \left\langle \frac{\varepsilon_{33}}{S_\varepsilon} \right\rangle^2 = 1 \quad (\text{éq-4.4})$$

Où  $\sigma_{33}$  est le contrainte de la direction transverse 33

$\gamma_{31}$  est l'angle de déformation dans le plan transverse 31

$\gamma_{23}$  est l'angle de déformation dans le plan transverse 23

$\varepsilon_{33}$  est la déformation de la direction transverse 33

$T_\gamma = \frac{T}{G}$  avec  $T = T_{31} = T_{23}$  = résistance en cisaillement (MPa) dans les plans transverse

31 et 23

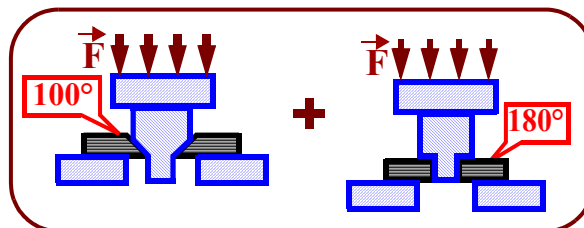
$G = G_{31} = G_{23} = 1938$  MPa (module de cisaillement dans les plans transverse

31 et 23)

$S_\varepsilon = \frac{S}{E_{33}}$  avec  $S$  = résistance en compression transverse (MPa) dans la direction 33

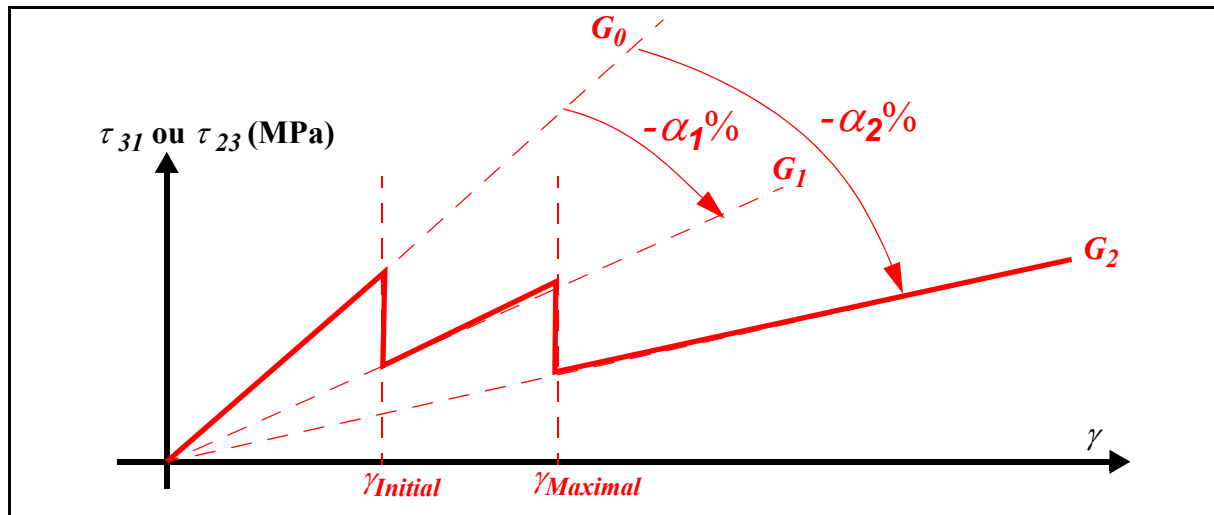
$E_{33} = 5000$  MPa (module de rigidité de la direction transverse 33)

Les deux essais de poinçonnement sans flexion réalisés avec un poinçon droit et un à  $100^\circ$  (voir Figure 4-41) permettent de générer des champs de contraintes très différents ce qui va permettre d'identifier les deux inconnues  $T$  et  $S$ .



**Figure 4-41 : Essais de poinçonnement pour identification de la loi de dégradation de la peau carbone.**

Ce critère doit permettre de déterminer le seuil à partir duquel la fissuration transverse de la matrice commence à se produire occasionnant une perte de rigidité dans le sens transverse. Il faut donc associer à ce critère une loi de dégradation des modules de cisaillement  $G_{13}$  et  $G_{23}$ . Les essais ont montré qu'il existe une propagation de la fissuration transverse dans l'épaisseur de la plaque associée à la présence de délaminages locaux. Toutefois, ces derniers ne sont pas sensibles quant aux pertes de raideurs occasionnées. Durant cette phase, une non linéarité due à la perte de raideur progressive est observée mais la structure continue à résister. Dans un second temps, une zone plateau est observée en essai. Ce second comportement correspond vraisemblablement à la rupture par cisaillement des fibres. Aussi, pour prendre en compte ces deux comportements successifs, la loi d'endommagement suivante des modules de cisaillement transverse est proposée (Figure 4-42).



**Figure 4-42 : Loi de dégradation des modules de cisaillement transverse de la peau.**

La première dégradation de  $\alpha_1$  % due à la fissuration transverse sera initiée par un des deux critères proposés (linéaire ou quadratique). Lorsque la déformation initiale ( $\gamma_{Initial}$ ) est atteinte, le module de cisaillement transverse est  $\alpha_1 G_0$  où  $0 \leq \alpha_1 \leq 100$  donc  $G_1 = \frac{\alpha_1 G_0}{100}$ . Puis, lorsque la rupture des fibres commencera à se produire pour la déformation maximale admissible des fibres  $\gamma_{Maximal}$  en cisaillement transverse, un second abattement  $\alpha_2$  % sera pris en compte :  $G_2 = \frac{\alpha_2 G_0}{100}$  où  $\alpha_1 \leq \alpha_2 \leq 100$ . L'identification des paramètres de cette loi de dégradation va être faite dans le paragraphe suivant.

#### 4.7.2-IDENTIFICATION DES PARAMÈTRES $S$ , $T$ , $\alpha_1$ , $\alpha_2$ ET $\gamma_{MAX}$ .

Les essais de poinçonnement sont modélisés Figure 4-43 (poinçon 100°) et Figure 4-44 (poinçon droit). La plaque en acier servant de support est aussi modélisée partiellement. Pour minimiser le temps de calcul, un quart de la géométrie réelle est analysé en utilisant les symétries. La peau poinçonnée est modélisée avec 16 éléments de “volume composite” dans l’épaisseur. Chaque couche d’éléments correspond à un pli. Le poinçon et la plaque support sont aussi maillés avec des éléments de volume. Des éléments de contacts sont utilisés aux interfaces poinçon/peau et peau/support. Le déplacement est imposé sur le groupe des noeuds à la surface supérieure du poinçon. La plaque en acier est appuyée sur un cercle de 60 mm de diamètre. En effet, Le déplacement numérique de la tête du poinçon est retranché à celui de la plaque acier faisant office de support ce qui permet la comparaison calcul/essai.

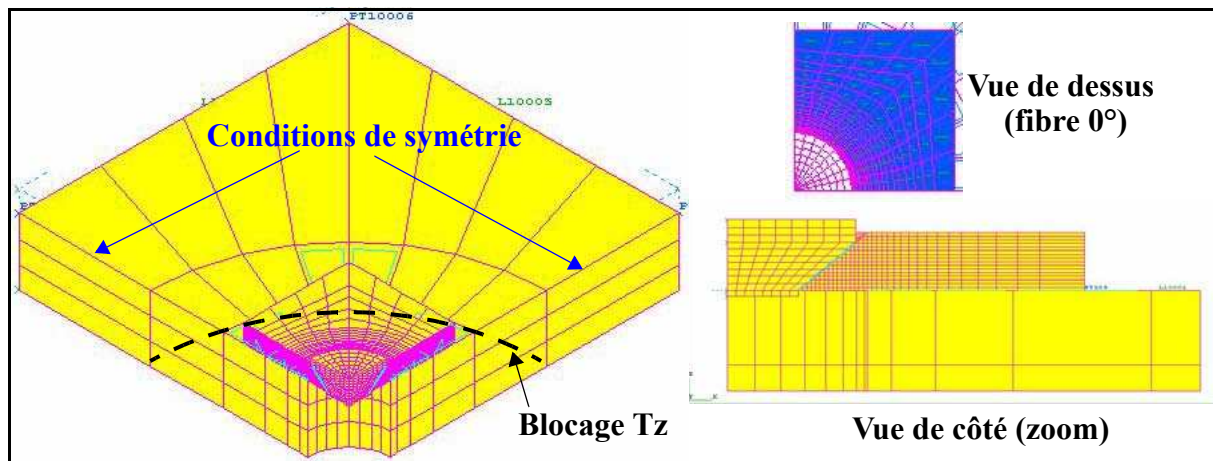


Figure 4-43 : Modélisation de l’essai de poinçonnement de la peau (poinçon 100°), vue de dessus et vue de côté.

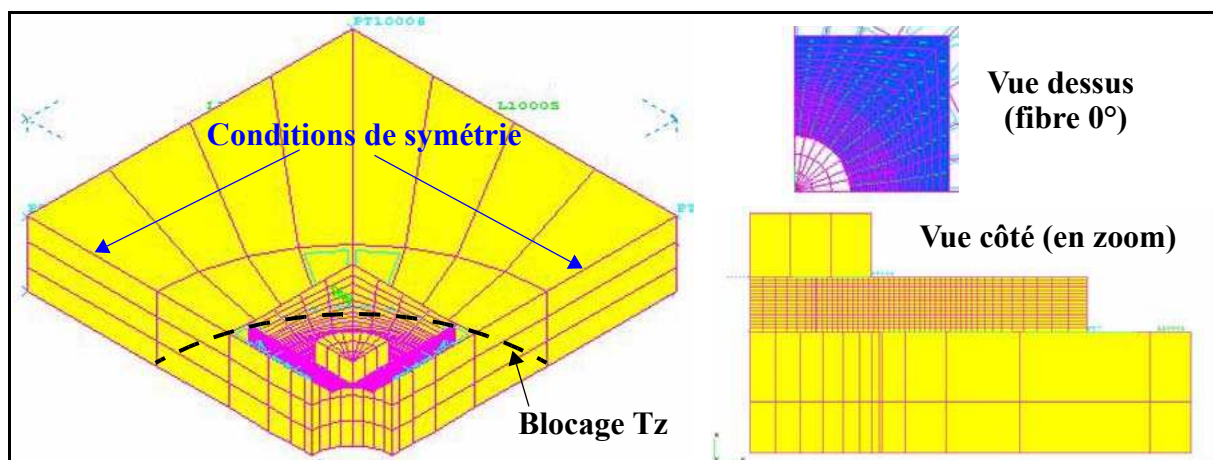


Figure 4-44 : Modélisation de l’essai de poinçonnement de la peau (poinçon droit), vue de dessus et vue de côté.

Les caractéristiques mécaniques du poinçon et de la plaque support en acier sont :

$$E = 220000 \text{ MPa et } \nu = 0,3$$

Les caractéristique mécanique de la peau sont identiques à celles de l'insert complet :

$$E_x = E_y = 55634 \text{ MPa ; } E_z = 5000 \text{ MPa}$$

$$\nu_{xy} = 0,03 ; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,29$$

$$G_{xy} = 5000 \text{ MPa ; } G_{yz} = G_{zx} = 1938 \text{ MPa.}$$

La comparaison calcul /essais est présentée pour le poinçon droit Figure 4-45 et pour le poinçon à 100° Figure 4-46.

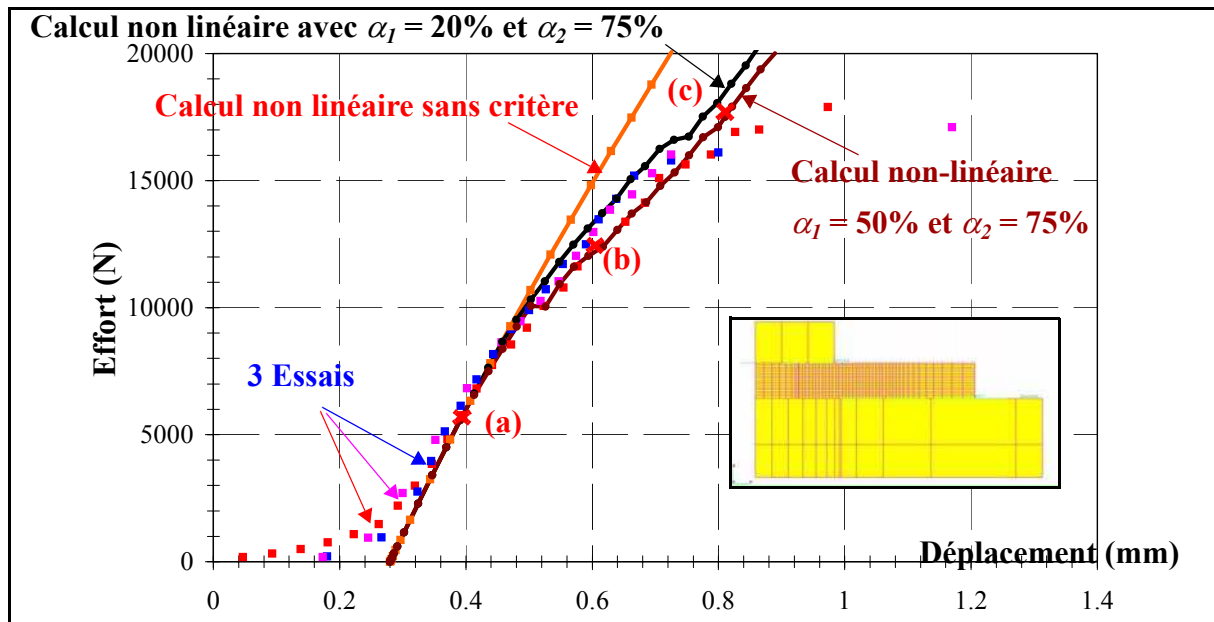


Figure 4-45 : Comparaison essai/modèle, cas du poinçon droit.

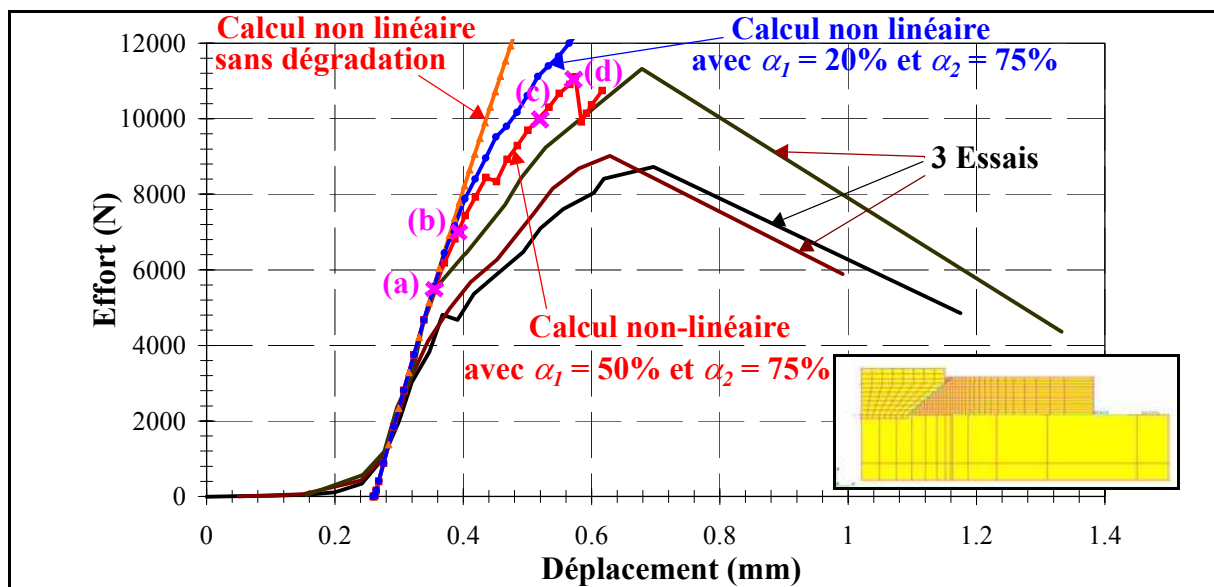


Figure 4-46 : Comparaison essai/modèle, cas du poinçon 100°.

### Identification du critère de dégradation initial.

Les contraintes dans l'élément le plus chargé correspondant aux premières dégradations sont relevées pour les efforts de 5500 N et 7000 N respectivement pour les essais avec poinçon 100° et droit (Figure 4-47). Ces relevés correspondent au premiers changement de pente et sont marqués par les points (a) sur les courbes Figure 4-45 et Figure 4-46.

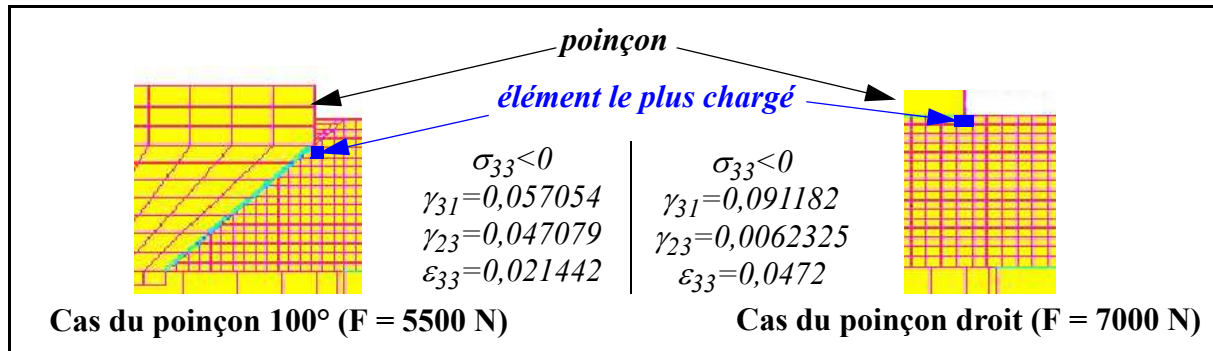


Figure 4-47 : Valeurs relevées dans l'élément le plus chargé du modèle.

Ces relevés permettent par la résolution de systèmes à deux équations deux inconnues (de (éq-4.1) à (éq-4.4)) de déterminer les contraintes correspondant aux déformations maximales ( $S$ ) et ( $T$ ) définies dans le critère.

- Pour le critère linéaire, les valeurs de la résistance ( $S$ ) et ( $T$ ) n'ont pas de sens physique.
- Pour le critère quadratique, on trouve que la résistance de cisaillement dans le plan transverse est 133 MPa et la résistance en compression transverse est 268 MPa. Ces valeurs sont cohérentes avec celles obtenues au laboratoire dans le cadre d'autres études et avec les données industrielles. *Le critère quadratique semble donc plus pertinent et sera retenu pour la suite l'étude.*

L'application de ce critère quadratique de dégradation initiale par fissuration transverse identifié à partir des essais de poinçonnement aux essais spécifique et aux essais d'arrachement d'insert donne des résultats cohérents et conformes aux observations expérimentales (Figure 4-48).

### Identification des paramètres $\alpha_1$ , $\alpha_2$ et $\gamma_{Max}$ .

En premier lieu, la valeur de  $\alpha_2$  a été fixée à 75 %. Cette valeur correspond à la chute de rigidité observée lors de l'essai de flexion 3 points rapprochée (Figure 4-7) et est satisfaisante du point de vue stabilité numérique du calcul. Plusieurs tests numériques ont été réalisés en

variant la valeur de  $\alpha_I$  entre 20 et 50%. Pour le cas du poinçon droit, ces valeurs bornent les essais (Figure 4-45). Pour le cas du poinçon à  $100^\circ$ , dans les deux cas ces valeurs ne corrélaient pas les essais et la perte de rigidité est insuffisante (Figure 4-46). Toutefois, la présence de délaminages dans ce cas peut expliquer la différence. Dans une approche technologique, il est important d'avoir des résultats conservatifs, aussi la valeur de  $\alpha_I = 50\%$  est retenue.

Les simulations ont montré que la propagation de la dégradation se fait conformément aux observations expérimentales. Toutefois la rigidité encore importante des éléments dégradés fait que ceux-ci se rechargent assez vite et atteignent rapidement  $\gamma_{Max}$ . Il y a donc une interaction forte entre les divers paramètres. On peut considérer qu'il n'y a "effondrement" que lorsque tous les éléments dans la hauteur sont dégradés. La valeur de  $\gamma_{Max}$  a donc été déterminée par itérations numériques successives :  $\gamma_{Max} = 0,12$ .

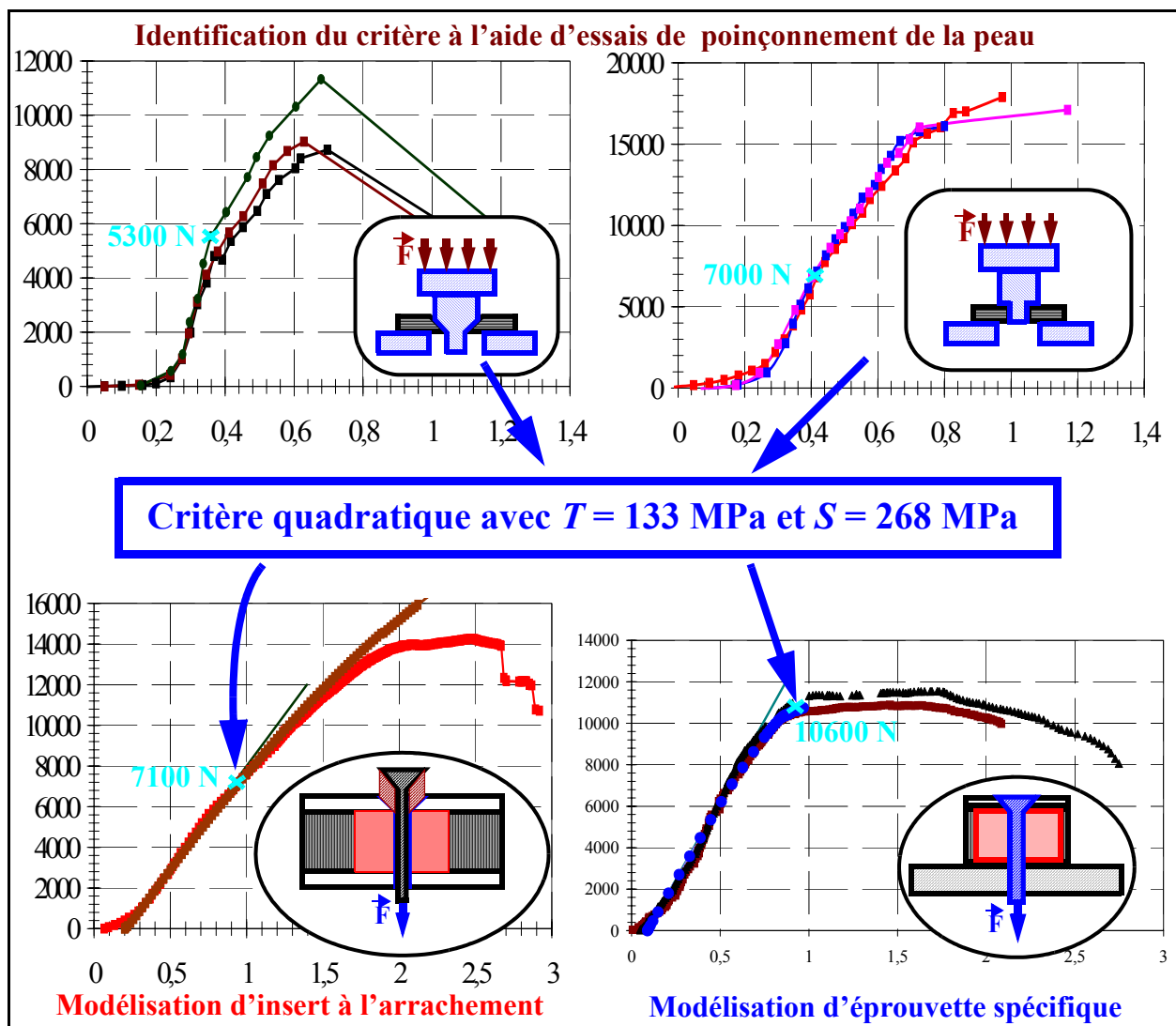


Figure 4-48 : Applications du critère quadratique.



## Cartographie de la dégradation :

### Cas du poinçon droit :

La dégradation est initiée pour un effort de 6600 N au point (a). Les éléments dégradés numériquement à ce point sont visibles Figure 4-49 et correspondent au droit du contact poinçon/peau. Ensuite, les éléments ayant atteint le cisaillement maximal  $\gamma_{Max} = 0,12$  au point (b) et (c) de la courbe Figure 4-45 sont présentés respectivement Figure 4-50 et Figure 4-51. On constate bien une propagation de la dégradation dans l'épaisseur. Il est intéressant de constater que pour l'effort maximal expérimental de 17500 N, tous les éléments dans l'épaisseur ont atteint la valeur maximale en cisaillement. Pour cet essai, tous les paramètres d'initiation d'endommagement et de dégradation sont donc correctement calibrés.

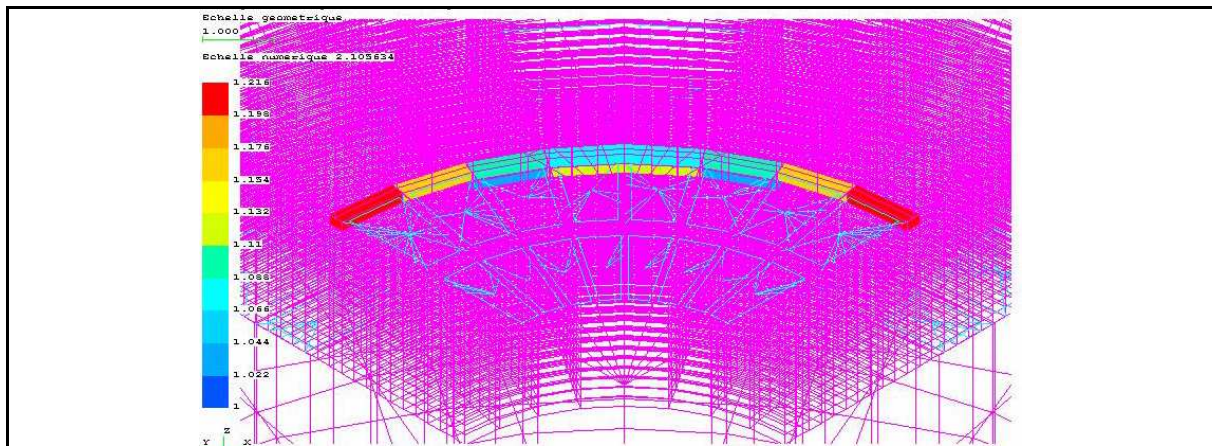


Figure 4-49 : Éléments dégradés pour l'essai avec poinçon droit à environ 6600 N (point (a) de la Figure 4-45).

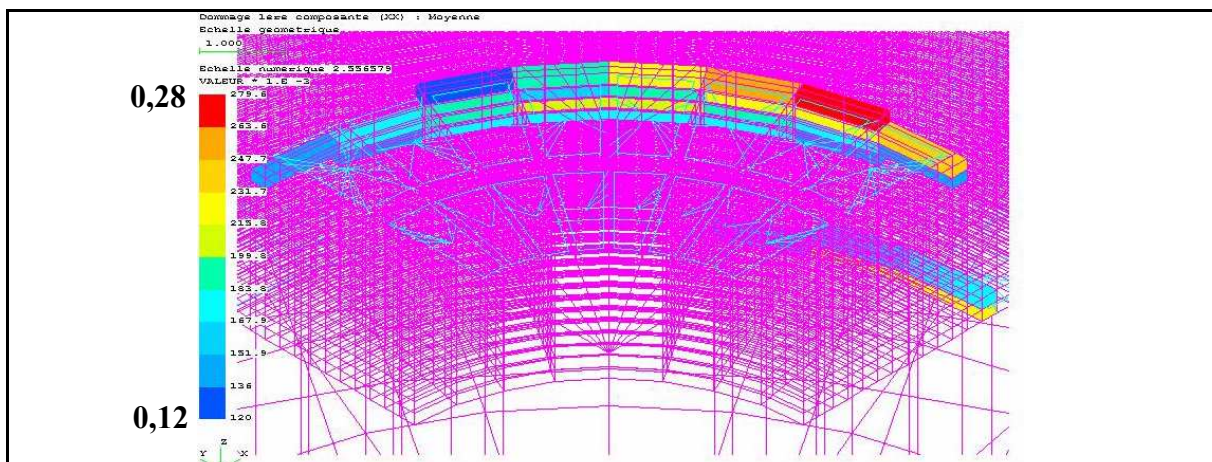
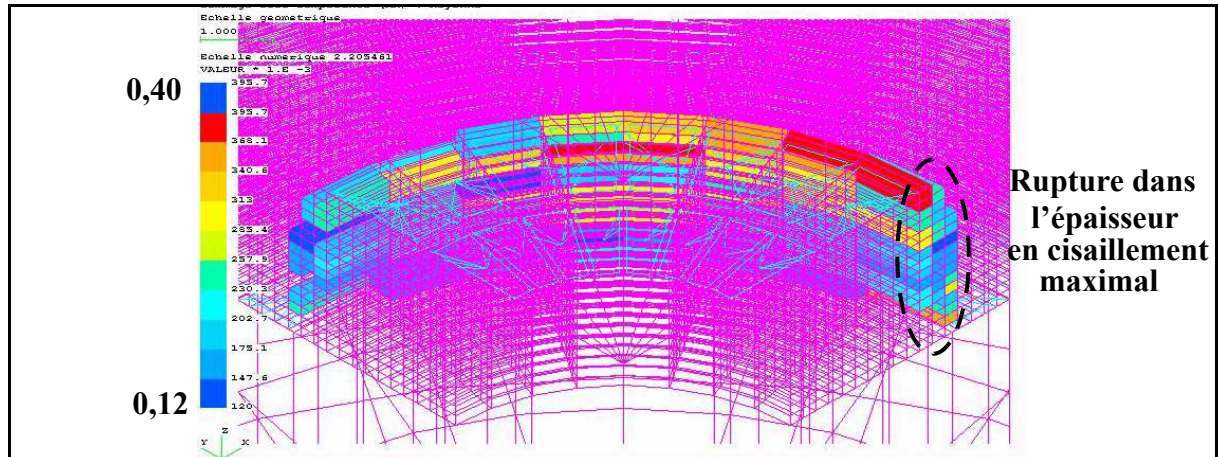


Figure 4-50 :  $\gamma_{ZX}$  dans le modèle de poinçonnement  $90^\circ$  à environ 12500 N (point (b) de Figure 4-45).

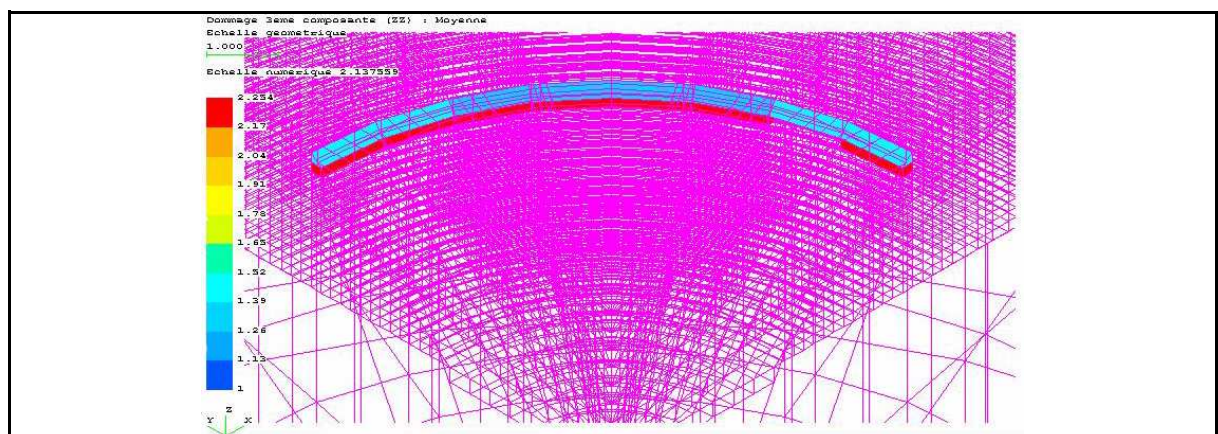


**Figure 4-51 :  $\gamma_{ZX}$  dans le modèle de poinçonnement  $90^\circ$  à environ 17500 N (point (c) de Figure 4-45).**

*Cas du poinçon à  $100^\circ$  :*

Les résultats de la modélisation sont comparés aux essais Figure 4-46. Si le début de la dégradation au point (a) est correctement représenté numériquement, la perte de raideur associée est trop faible. Expérimentalement, dans le cas de la fraisure, des délaminages se produisent. Or les pertes de raideurs occasionnées par ce type de dommage n'est pas pris en compte numériquement ce qui explique probablement les différences expériences/théorie constatées.

L'évolution de la dégradation est analysée aux points (a), (b) et (c) dont les efforts respectifs sont les même que l'analyse microscopique : 5000 N (Figure 4-52), 7000 N (Figure 4-53) et 10000 N (Figure 4-54).



**Figure 4-52 : Éléments dégradés dans l'essai avec poinçon  $100^\circ$  à environ 5500 N (point (a) de la Figure 4-46).**

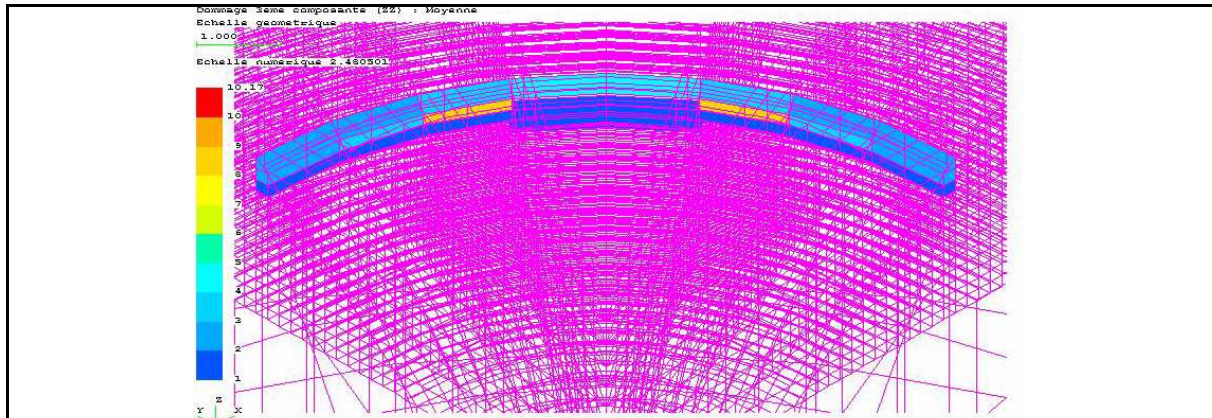


Figure 4-53 : Éléments dégradés dans l'essai avec poinçon 100° à environ 7000 N (point (b) de la Figure 4-46).

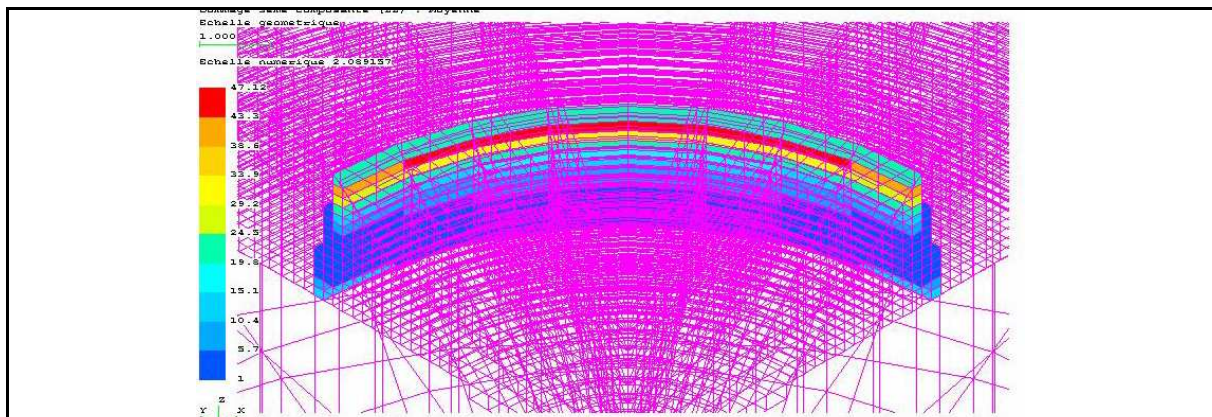


Figure 4-54 : Éléments dégradés dans l'essai avec poinçon 100° à environ 10000 N (point (c) de la Figure 4-46).

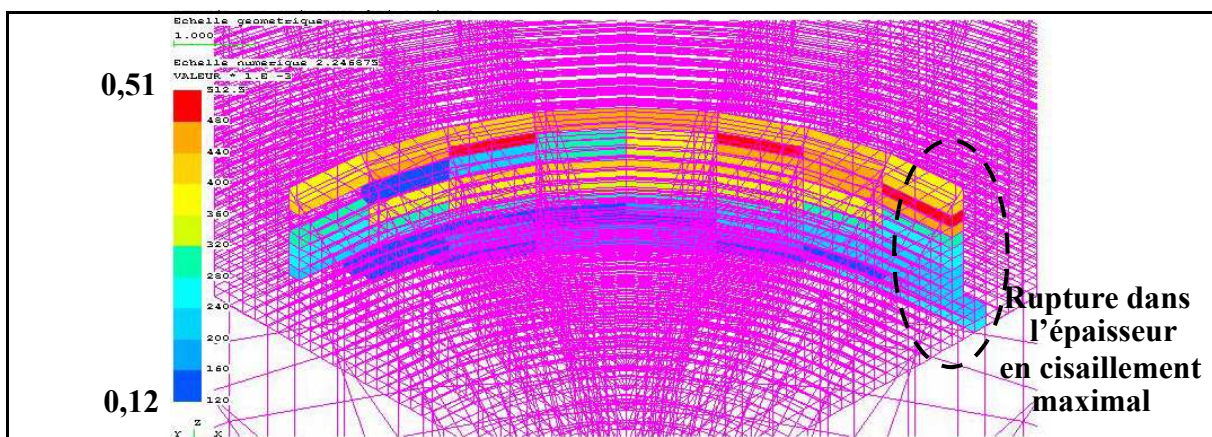


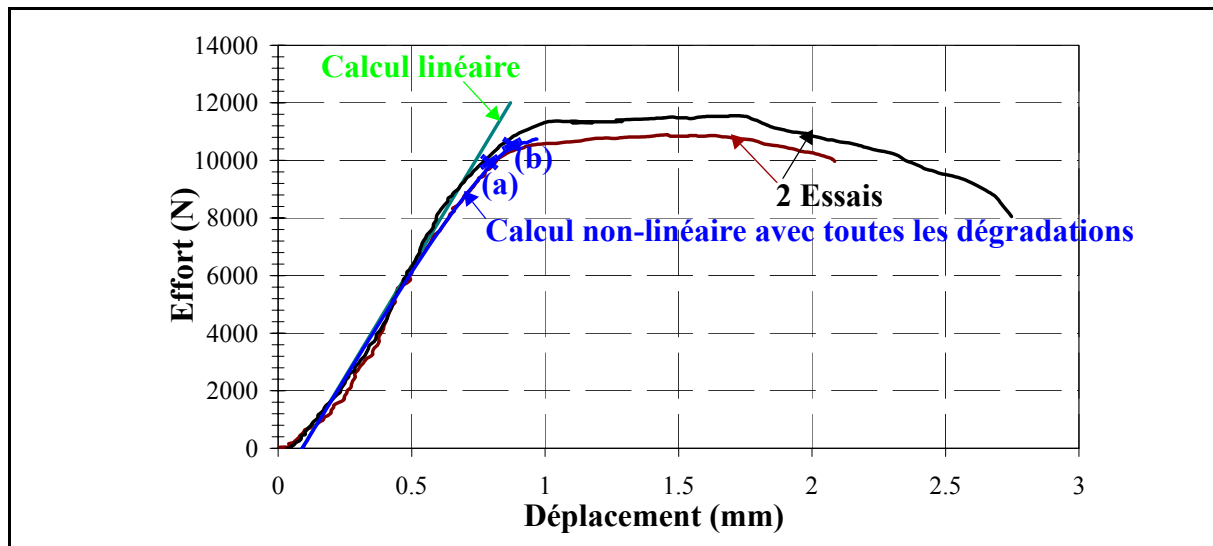
Figure 4-55 :  $\gamma_{ZX}$  dans l'essai avec poinçon 100° à environ 11000 N (point (d) de la Figure 4-46).

Globalement, numériquement, la dégradation commence bien au contact poinçon/fraisure

puis progresse verticalement dans l'épaisseur au droit du poinçon vers l'appui. Ce comportement est conforme aux observations expérimentales. Pour le critère du cisaillement maximal, celui-ci est atteint pour un effort de 11000 N (Figure 4-55). Or, l'effort maximum moyen sur 6 essais est 11583 N. En conséquence, même si la raideur n'est pas correctement représenté après le premier seuil de dégradation, la modélisation permet quand même de prédire l'endommagement ultime.

### 4.7.3-APPLICATION DE LA LOI DE DÉGRADATION À L'ESSAI SPÉCIFIQUE

Le modèle de dégradation élaboré à partir des essais de poinçonnement est appliqué au cas des essais spécifiques (Figure 4-31). En premier lieu, la corrélation de la courbe effort/déplacement est correcte (Figure 4-56). Le début de dégradation de la peau est prédit pour une charge égale à 10600 N (point (b) qui survient après le début d'endommagement du potting point (a).



*Figure 4-56 : Comparaison essai/modélisation.*

Le critère d'endommagement initial de la peau est atteint à 10600 N (Figure 4-57). La dégradation s'initie bien au contact du poinçon. Comme déjà précisé, le calcul diverge pour des charges immédiatement supérieures à cause des pertes de raideurs dans le potting. Globalement la modélisation proposée donne des résultats cohérents pour cet essai spécifique.

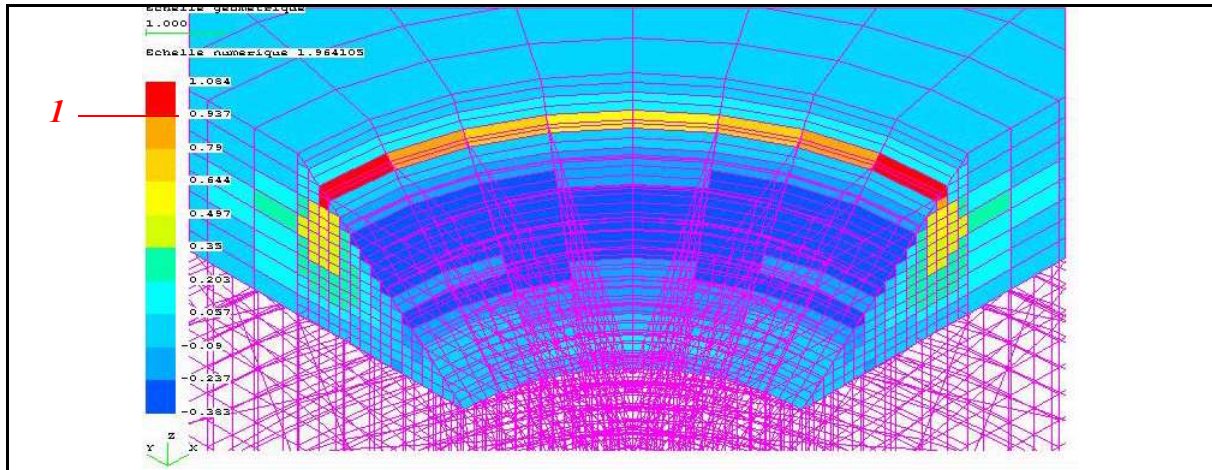


Figure 4-57 : Critère initial dans les éléments de la peau à environ 10600 N.

#### 4.7.4-APPLICATION DE LA LOI DE DÉGRADATION À L'ESSAI D'ARRACHEMENT D'INSERT

Le modèle d'arrachement d'insert décrit Figure 4-10 est à nouveau utilisé en incluant le critère quadratique initial et les dégradations associées. La courbe effort/déplacement obtenue est présentée Figure 4-58.

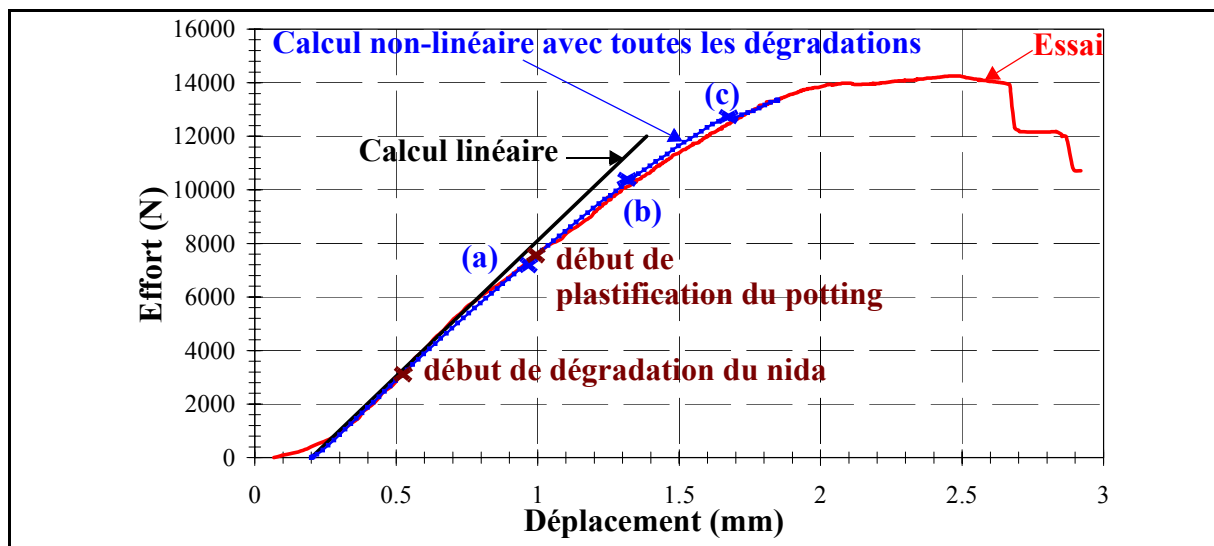
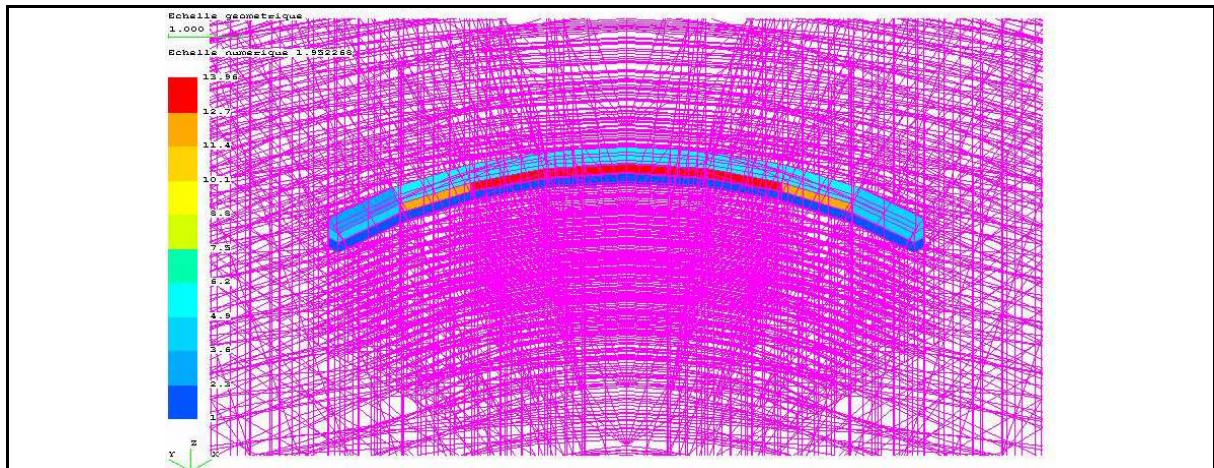


Figure 4-58 : Modélisation de l'essai d'arrachement en incluant toutes les dégradations.

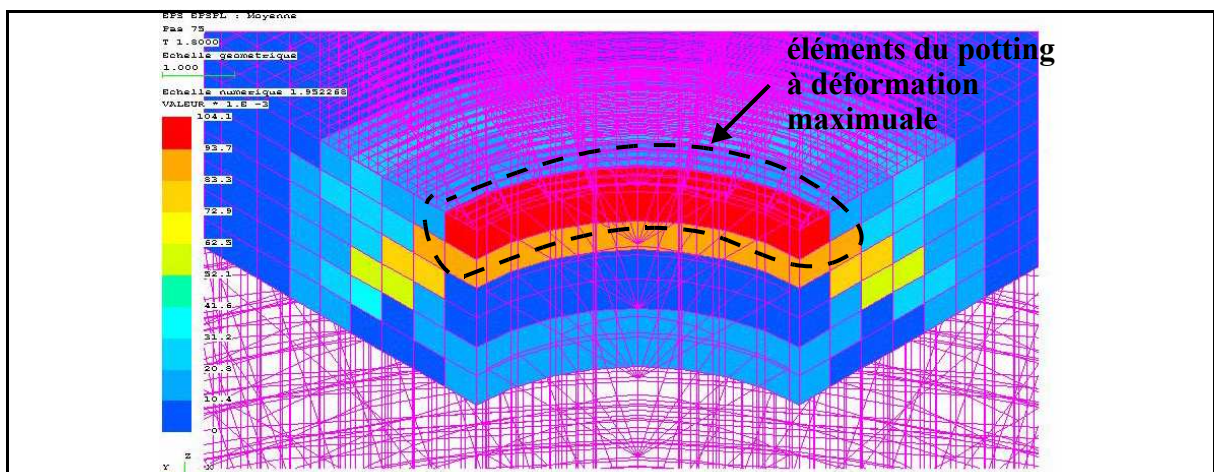
Le début de dégradation de la peau correspond à une charge d'arrachement de 7100 N (point (a), Figure 4-58). Toutefois, l'influence sur la raideur globale de la structure est faible. Cette valeur d'initiation ne correspond pas à l'analyse microscopique effectuée pour un essai arrêté à 10000 N. On peut remarquer qu'elle se produit aussi avant le début de plastification du

potting (7500 N). Physiquement, il est possible qu'il y ait une fissuration très localisée qui se referme et qui ne soit plus observable. D'ailleurs, numériquement, à 10600 N (point (b), Figure 4-58) la dégradation s'est très peu propagée dans l'épaisseur (Figure 4-59).

L'augmentation des dégradations dans la peau coïncide avec l'effondrement du potting au delà de 10% de déformation, soit pour un effort de 12600 N (point (c), Figure 4-60). Le calcul diverge pour un effort de 13350 N, vraisemblablement à cause de la perte de raideur trop importante du potting. Pour cet effort, il est aussi remarquable que le modèle permet de trouver que la moitié des éléments sont au cisaillement maxi dans l'épaisseur de la peau (Figure 4-61). Cet effort correspond aussi au début de la zone plateau. La moyenne des cinq essais avec insert de 30 mm est de 13810 N. Pour l'éprouvette avec insert 20 mm, l'effort maximum moyen de 6 essais est 12255 N pour une simulation stoppée à 12359 N.



*Figure 4-59 : Éléments dégradés dans le modèle d'insert à environ 10600 N (point (b) de Figure 4-58).*



*Figure 4-60 : Déformation en Z des éléments du potting à environ 12600 N.*

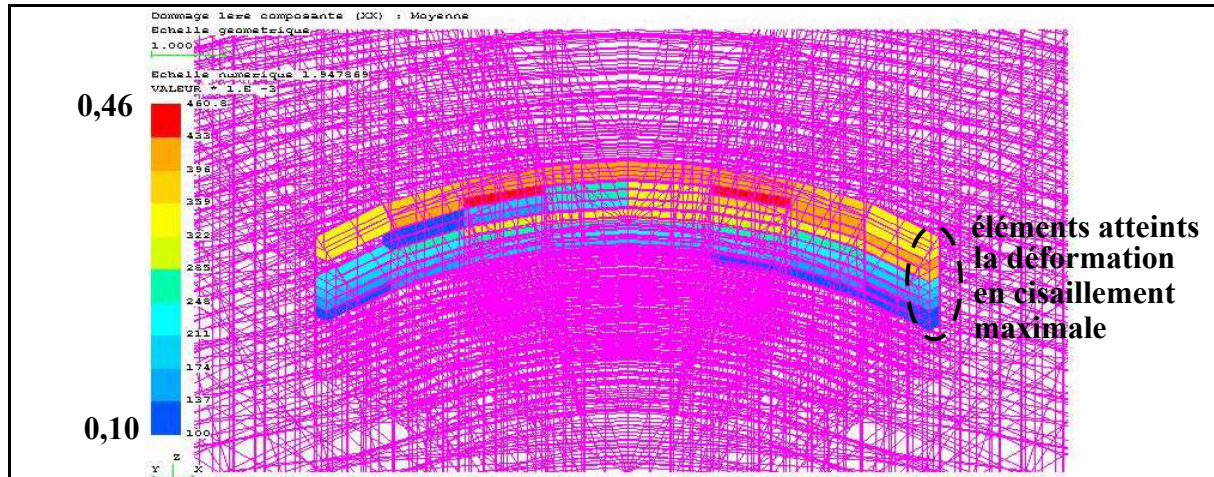


Figure 4-61 :  $\gamma_{ZX}$  de la peau dans le modèle de l'insert à l'effort maximum.

## 4.8-CONCLUSIONS.

Un modèle numérique non linéaire géométrique avec contact, intégrant trois types de dégradations matériaux a permis de corrélérer globalement les essais d'arrachement d'inserts obtenus par densification de nid d'abeille. En premier, lieu, il s'avère que des dégradations apparaissent dans le nid d'abeille. Celles-ci sont dues au plissement en cisaillement transverse des parois. Elles se produisent d'abord au voisinage du potting avant de propager suivant le rayon. Pour modéliser ces dégradations, la loi de dégradation des modules de cisaillement transverse est identifiée à l'aide d'un essai très simple de flexion trois points.

Pour le potting, un comportement non-linéaire parfaitement plastique est utilisé pour modéliser le comportement réel avec écrouissage légèrement négatif. Toutefois, les simulations numériques de l'essai spécifique ont montré que les déformations atteintes (24%) n'étaient pas physiques. Aussi, la loi de comportement parfaitement plastique a été enrichie en imposant une déformation maximale de 10% associée à une perte de raideur au-delà.

L'introduction de ces deux dégradations permet de simuler avec une bonne précision les courbes d'arrachement et de prédire les endommagement dans le nid d'abeille et le potting et ce pour des charges au delà des charges limites.

Le mode de rupture ultime des inserts obtenus par densification à l'arrachement se fait par poinçonnement des peaux. Pour modéliser ce phénomène une loi de dégradation en deux temps des modules de cisaillement transverse a été proposée. Une première dégradation de 50% de ces modules est opérée quand le critère quadratique en cisaillement et compression transverse est vérifié. Ce premier mode correspond à la fissuration transverse de la résine. Un

deuxième abattement de 75% est opéré quand un cisaillement maximal égal à 0,12 est atteint. Cette deuxième dégradation correspond à la rupture des fibres en cisaillement. Cette modélisation ne permet toutefois pas en l'état de prévoir les délaminages lorsqu'ils se produisent. Toutefois, pour les cas où il n'y a pratiquement pas de flexion locale comme les essais de poinçonnement droit, l'essai spécifique et l'essai d'arrachement, la prédiction des pertes de raideurs est très correcte. De plus, la propagation de la dégradation se fait globalement conformément à ce qui a été observé en essai.

L'introduction de tous ces modes de dégradation permet au final de prédire le scénario de rupture et les charges ultimes avec une précision de 3,5% pour l'insert de 30 mm et de 0,84% en moyenne pour les autres essais.









# CHAPITRE 5

## APPLICATIONS : ÉTUDE DE SENSIBILITÉ ET ÉTUDE D'INSERTS MÉTALLIQUES

### 5.1-INTRODUCTION.

Les études qui ont été développées tant du point de vue expérimental que numérique ont permis de développer une modélisation apte à représenter les dégradations qui surviennent lors d'arrachement d'inserts de type trappe de train. Cette modélisation va être utilisée dans un premier temps pour réaliser une étude de sensibilité à divers paramètres géométriques et matériaux avec pour objectif de proposer des solutions optimisées du point de vue résistance spécifique. Les paramètres suivants sont étudiés :

- Axe 1 : angle de fraisure.
- Axe 2 : matériau du potting.
- Axe 3 : diamètre et matériau de la vis.

Pour chaque paramètre, la masse sera évaluée car ce paramètre est primordial pour les structures aéronautiques. La zone prise en compte correspond à celle de l'éprouvette utilisée qui a pour dimensions 140 x 140 x 25,2 mm<sup>3</sup>. Les masses volumiques de chaque composant sont :

- Vis en titane : 4400 kg/m<sup>3</sup> , Vis en acier : 7800 kg/m<sup>3</sup>
- Potting (3M Scotch-Weld™ 3500-2B/A) : 637,5 kg/m<sup>3</sup>

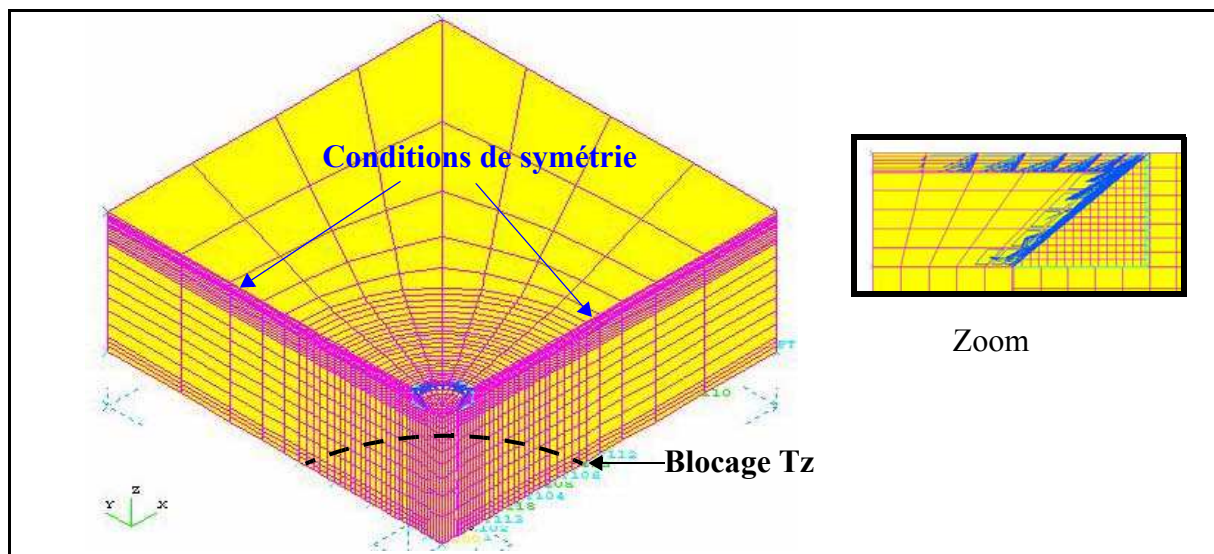
- Nid d'abeille Nomex : 48 kg/m<sup>3</sup>
- Peau en carbone : 1700 kg/m<sup>3</sup>

Dans cette étude de sensibilité, seul un insert obtenu par densification de diamètre 30 mm est considéré. Dans un deuxième temps, la modélisation est testée sur une technologie différente de type insert métallique.

## 5.2-ÉTUDE DE SENSIBILITÉ

### 5.2.1- UTILISATION D'UNE VIS TITANE.

Le modèle développé dans le chapitre précédent est repris globalement pour cette étude (Figure 5-1). Une vis en titane dont l'angle de fraisure est 100° sans adaptateur (Figure 5-1) est considérée. Des éléments de contact sont utilisés directement entre la vis et la peau stratifiée.



*Figure 5-1: Modélisation avec vis titane.*

Les caractéristiques mécaniques de la vis en titane ont été obtenues en faisant un essai spécifique détaillé dans l'annexe B. Les caractéristiques élastiques sont :

$$E = 110000 \text{ MPa et } \nu = 0,33$$

La loi d'érouissage est présentée Figure 5-2. Les contraintes et déformations sont conventionnelles (Biot). La limite d'élastique est atteinte pour une valeur de 1094 MPa et la limite de rupture est 1157 MPa pour un allongement de 1,37%. Ces caractéristiques sont très élevées et on remarque que la zone plastique est réduite. Il est probable que la vis ait été "étirée".

En aéronautique, deux types de charges statiques sont considérées : les charges limites ( $C_L$ ) qui sont les charges maximales qu'un avion atteint effectivement durant sa durée de vie. Puis on définit les charges extrêmes ( $C_E$ ) par la relation  $C_E = 1,5 C_L$ . La résistance statique de la structure doit être assurée à charge extrême. Jusqu'aux charges limites, le comportement de la structure doit être élastique, il peut être non linéaire entre au delà de ces charges. Pour la vis, si on considère que la limite à rupture correspond à la charge extrême ( $C_E$ ), la contrainte correspondant à la charge limite ( $C_L$ ) de cette vis est 770 MPa.

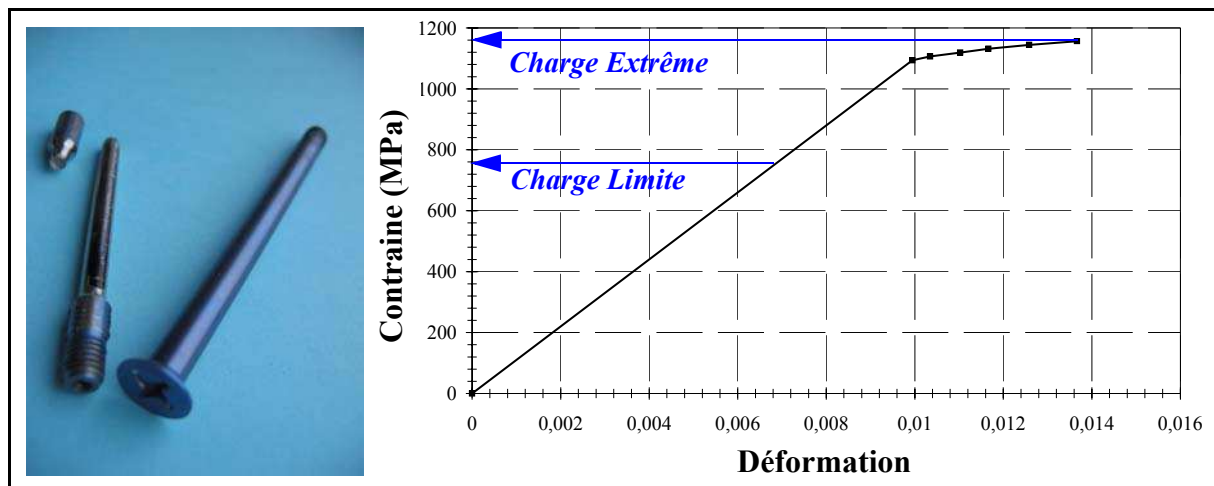


Figure 5-2 : Éprouvette et loi de comportement de la vis ASNA 2001.

L'essai d'arrachement d'insert avec la vis titane est simulé et comparé à la simulation d'arrachement avec vis en acier+adaptateur. Les courbes d'arrachement sont tracées Figure 5-3.

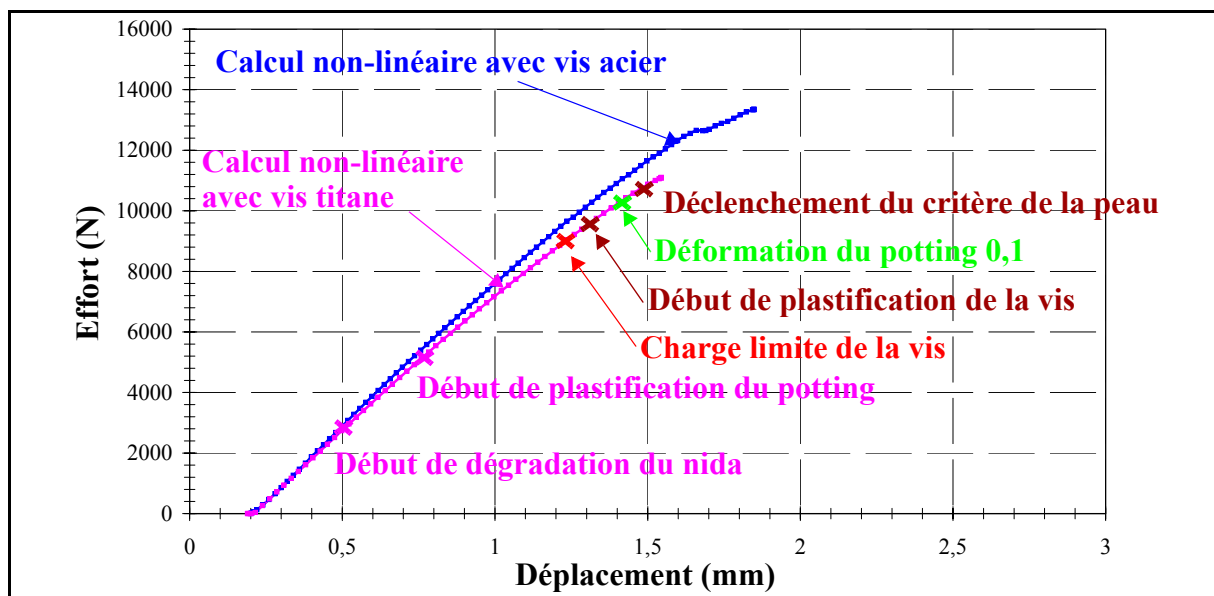


Figure 5-3 : Courbe effort/déplacement du calcul non-linéaire avec la vis titane.

La raideur élastique en arrachement de l'insert est légèrement inférieure avec la vis en titane ce qui est logique.

La chronologie de la dégradation de l'insert est la suivante :

- Début de dégradation du nid d'abeille autour de 3000 N.
- Vers 5500 N, le potting atteint sa limite d'élastique. Les éléments plastifiés à ce stade sont en périphérie sous la fraisure de la tête de vis comme pour la vis acier (Figure 5-4 à gauche). Ces éléments atteignent la déformation maximale pour une charge de 10600 N (Figure 5-4 à droite).
- A 9000 N, la contrainte de Von Mises dans la vis atteint 770 MPa, ce qui correspond à la charge limite de cette fixation.
- Aux alentours de 10000 N, une plastification locale de la vis apparaît.
- Le déclenchement du critère d'endommagement de la peau est observé pour une charge de 10900 N (Figure 5-5).
- La charge critique est obtenue à 11097 N car la déformation maximale à rupture de la vis est atteinte. L'état de contrainte correspondant dans la vis est représenté Figure 5-6.

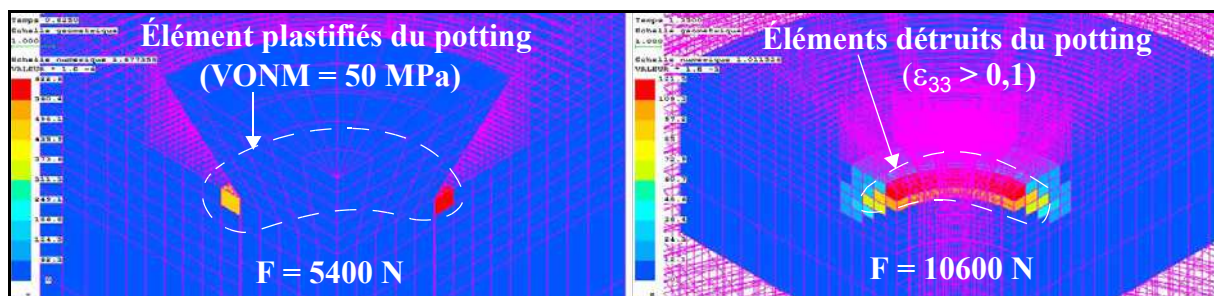


Figure 5-4 : Éléments initialement plastifiés dans le potting ( $F = 5400 \text{ N}$ ) puis ayant atteint la déformation à rupture ( $\varepsilon_{VM} = 0,1$ ).

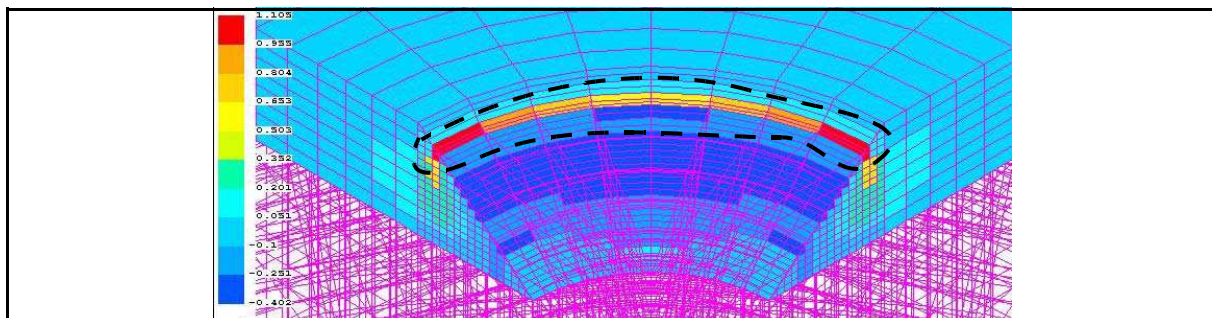
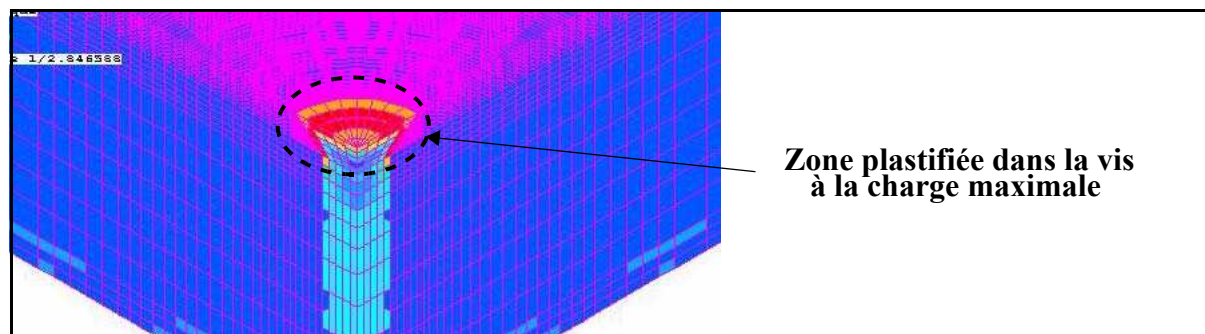


Figure 5-5 : Éléments dégradés dans la peau supérieure au déclenchement du critère à 10900 N.



*Figure 5-6 : Etat de contrainte dans la vis à l'effort maximum.*

Un tableau récapitulatif de l'évolution des dégradations lors de l'essai d'arrachement avec vis acier et titane est proposé (Tableau 5-1).

*Tableau 5-1 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N).*

		<i>VIS ACIER+ADAPTATEUR</i>	<i>VIS TITANE</i>
<b>Nida</b>	<b>Initiation</b>	<b>2676</b>	<b>2735</b>
	<b>Changement de pente</b>	<b>5200</b>	<b>5200</b>
<b>Potting</b>	<b>Début de plastification</b>	<b>7500</b>	<b>5400</b>
	<b>Déformation <math>\varepsilon_{VM} = 0,1</math></b>	<b>12600</b>	<b>10600</b>
<b>Peau</b>	<b>Initiation</b>	<b>7100</b>	<b>10900</b>
	<b>Rupture à <math>\gamma = 0,12</math></b>	<b>10600</b>	<b>-</b>
<b>Vis</b>	<b>Début de plastification</b>	<b>-</b>	<b>9745</b>
	<b>Rupture</b>	<b>-</b>	<b>11097</b>
<b>Effort maximum (N)</b>		<b>13350</b>	<b>11097</b>
<b>Ecart relatif</b>		<b>Référence</b>	<b>-17%</b>

Il n'y a pas de différence notable en ce qui concerne les dégradations du nid d'abeille. Par contre, la plastification du potting apparaît plus tôt avec la vis titane. Il est probable que le module d'Young plus faible de la vis en titane permet de mieux répartir les contraintes de contact avec la peau ce qui augmente les contraintes dans le potting. La rupture du potting est aussi observée plus tôt. Le critère de début de dégradation de la peau est atteint plus tard dans le modèle avec la vis titane car la tête de vis plastifie à partir d'un effort 9745 N ce qui sature l'effort localement.

A une charge de 11097 N, un élément volumique de la vis atteint la contrainte maximale obtenue en essai ce qui signifie la rupture brutale de celle-ci. Il est probable que dans la réalité,



le scénario de rupture soit légèrement différent car la vis se déforme davantage plastiquement à cause des empreintes cruciformes. Sa forme évolue en "tulipe". Par ailleurs, il est important de noter que lors des simulations précédentes la vis et l'adaptateur restaient dans le domaine élastique linéaire car la contrainte équivalente de Von Mises ne dépassait pas localement 800 MPa. D'ailleurs, la même vis pouvait être réutilisée pour plusieurs essais. Il semble donc, a posteriori, que l'adaptateur permette de diminuer la concentration de contrainte dans la vis acier de type 12.9 et a donc une importance dans la tenue maximale de la fixation. Il est probable que le fait que la vis en acier ait un angle de 90° (100° pour la vis ASNA 2001) diminue les concentrations de contraintes. Un tableau synoptique des scénarios de rupture proposés est représenté Figure 5-7.

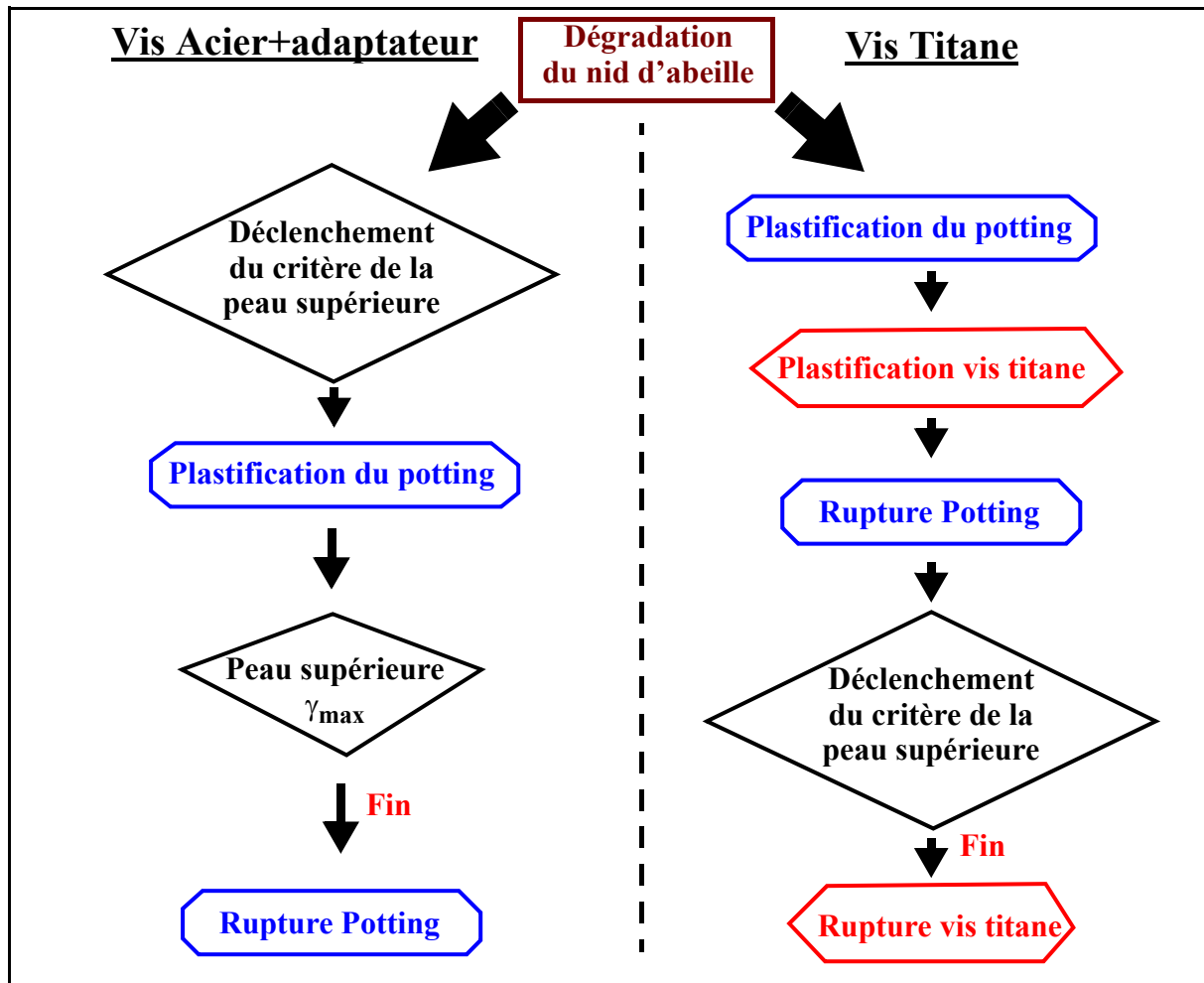


Figure 5-7 : Scénarios de rupture obtenus numériquement.

En conclusion, l'étude numérique montre une modification la chronologie des dégradations du potting et de la peau. Avec la vis titane, le potting est dégradé plus tôt et c'est la vis qui casse avant que la peau ne commence à être dégradée. L'effort maximum donné numériquement diminue d'environ 17% pour ce cas. Cette étude préliminaire permet de

montrer l'importance de la vis qui n'était pas apparue explicitement lors des essais réalisés. Aussi, pour étudier la sensibilité pour diverses variations géométriques et pour divers matériaux, les 3 lois de comportement de vis montrées Figure 5-8 sont utilisées. Une loi correspond à l'essai de la vis titane. Deux lois sont considérées pour les vis aciers. La loi I correspond à une limite élastique fictive de 1500 MPa ce qui correspond technologiquement à la limite élastique des meilleurs aciers spéciaux. De ce fait, on pourra voir aussi le comportement dans le cas où la vis demeure dans le domaine élastique. La loi II correspond à une limite élastique fictive de 1088 MPa ce qui correspond technologiquement à la limite élastique des vis de qualité 12.9 disponibles dans le commerce. En l'absence d'essai, les lois d'écroutissage sont prises de manière arbitraire identiques à celles du titane.

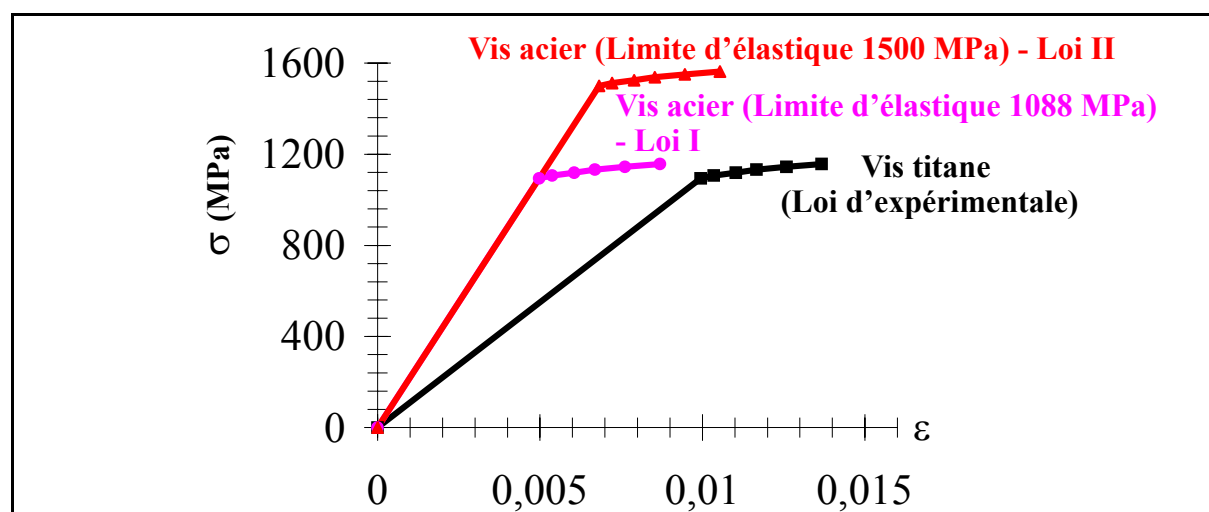
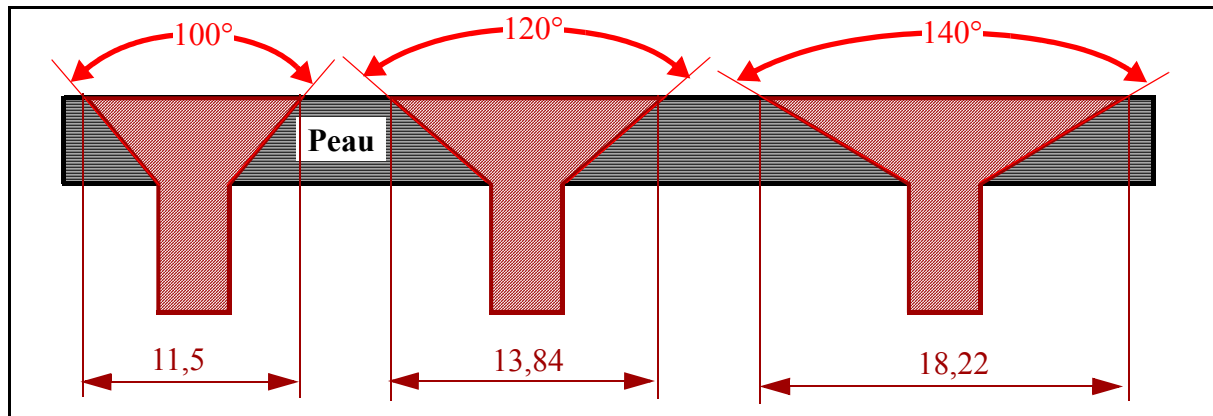


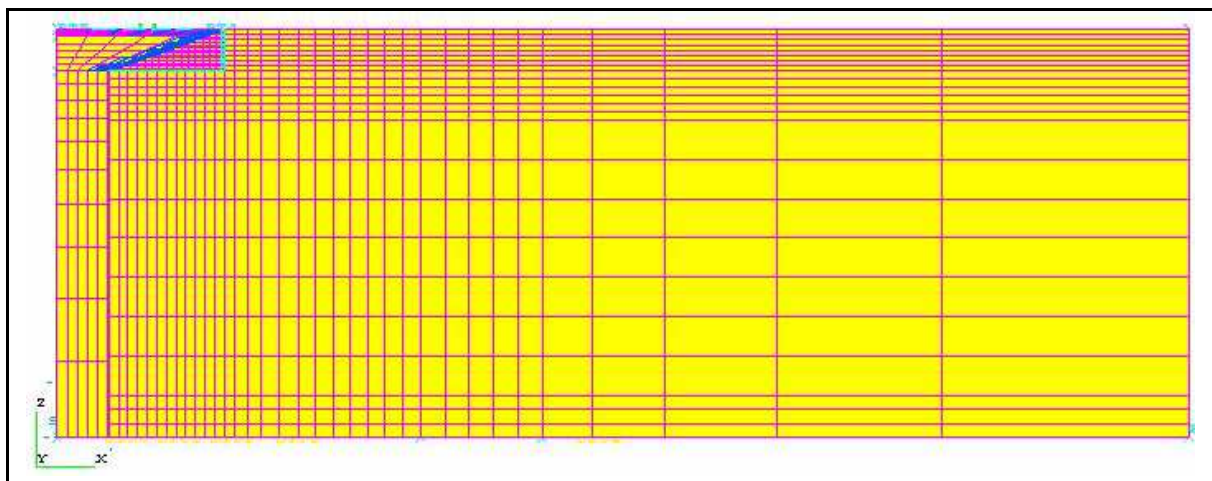
Figure 5-8: Loi d'écroutissage des vis acier et titane.

### 5.2.2-ÉTUDE DE L'INFLUENCE DE L'ANGLE DE FRAISURE.

Dans l'étude expérimentale, il est apparu clairement que la dégradation ultime de l'insert en arrachement se produit par le poinçonnement de la peau supérieure. Il est intéressant d'essayer de retarder ce phénomène afin d'optimiser la résistance de la structure. Un des paramètres sur lequel il est possible de jouer a priori est l'angle de fraisure car la surface poinçonnée est augmentée. L'angle de fraisure de référence de la vis est de  $100^\circ$ . Deux autres angles sont proposés :  $120^\circ$  et  $140^\circ$  (Figure 5-9). La modélisation est aussi adaptée localement car plusieurs diamètres de tête de vis sont considérés : 11,5 mm ( $100^\circ$ ), 13,84 mm ( $120^\circ$ ) et 18,22 mm ( $140^\circ$ ). L'adaptation de la modélisation dans le cas d'un angle de  $140^\circ$  est visible Figure 5-10.



*Figure 5-9: Cas d'angles de fraises différents étudiés.*



*Figure 5-10: Modélisation avec angle de fraisage égal à 140°.*

## MODÉLISATION AVEC LA VIS TITANE.

Pour cette vis, les relations effort/déplacement lors d'un essai d'arrachement numérique pour les trois angles de fraisure sont tracées Figure 5-11. L'effort maximum augmente quand l'angle augmente.

Dans le Tableau 5-2, les valeurs des charges correspondant à l'apparition des diverses dégradations et ruptures sont notées. Le premier mode d'endommagement est toujours celui du nid d'abeille et est sensiblement le même pour les trois cas. Par contre le début de plastification du potting débute à des charges plus importantes quand l'angle de fraisure augmente. Il est probable que la répartition de contrainte soit plus homogène ce qui permet de diminuer la contrainte moyenne dans le potting. Toutefois, quand l'angle de fraisure augmente, les concentrations de contraintes augmentent dans la vis et le début de plastification de celle-ci est plus précoce. La zone de concentration des contraintes dans la vis est visible Figure 5-12.

Toutefois, la rupture globale est retardée, sans doute à cause d'une meilleure transmission des contraintes à la peau. Ceci est d'ailleurs confirmé car aucun endommagement de la peau n'est détecté.

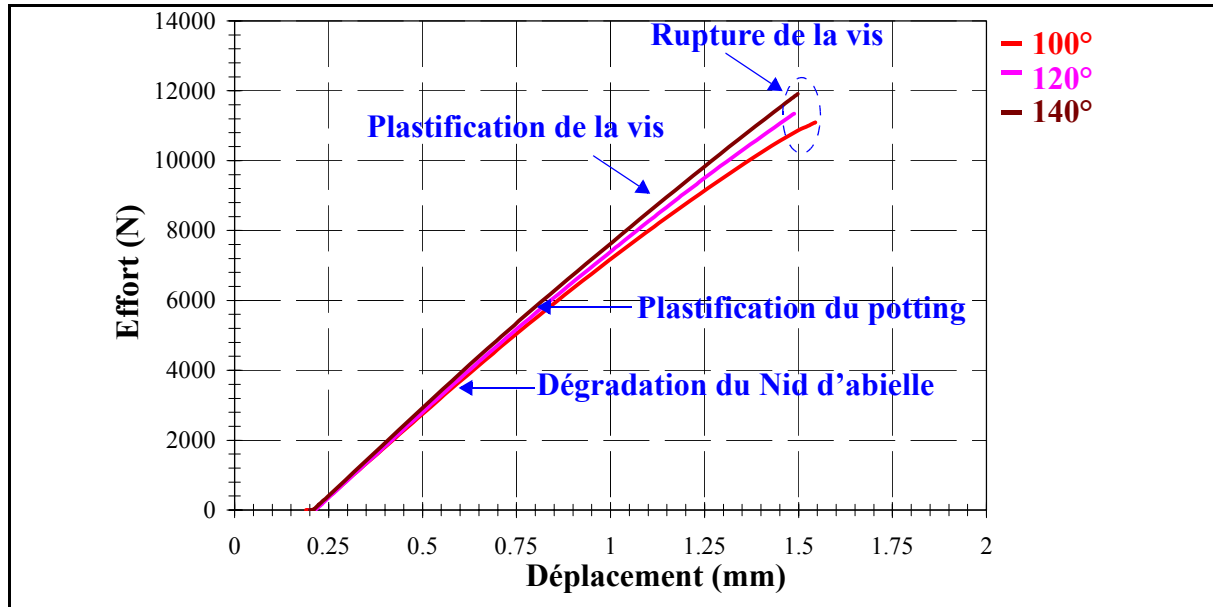
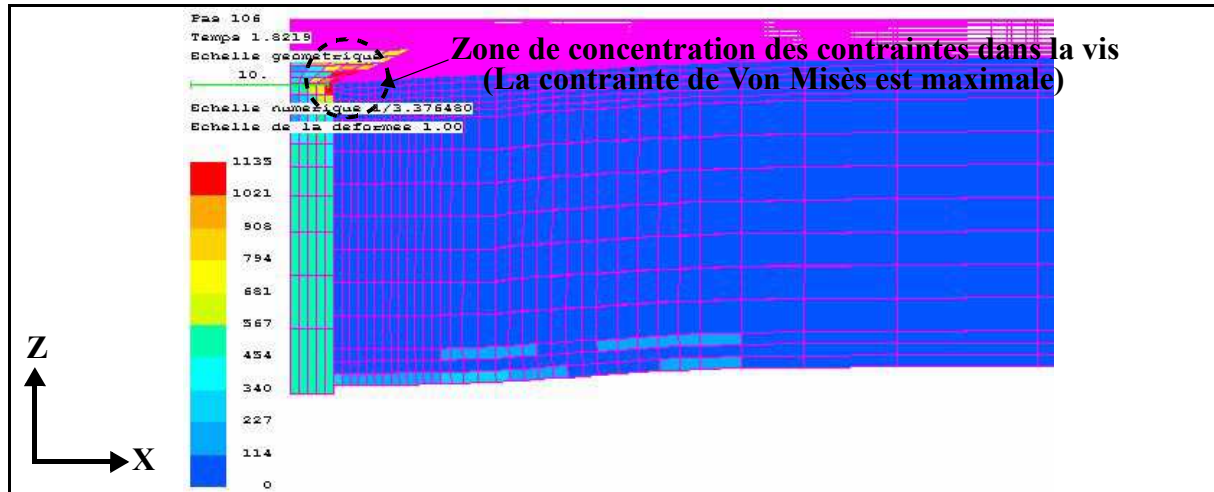


Figure 5-11 : Courbes d'arrachement numériques, angles de fraisurage à 100°, 120° et 140° (Vis Titane).

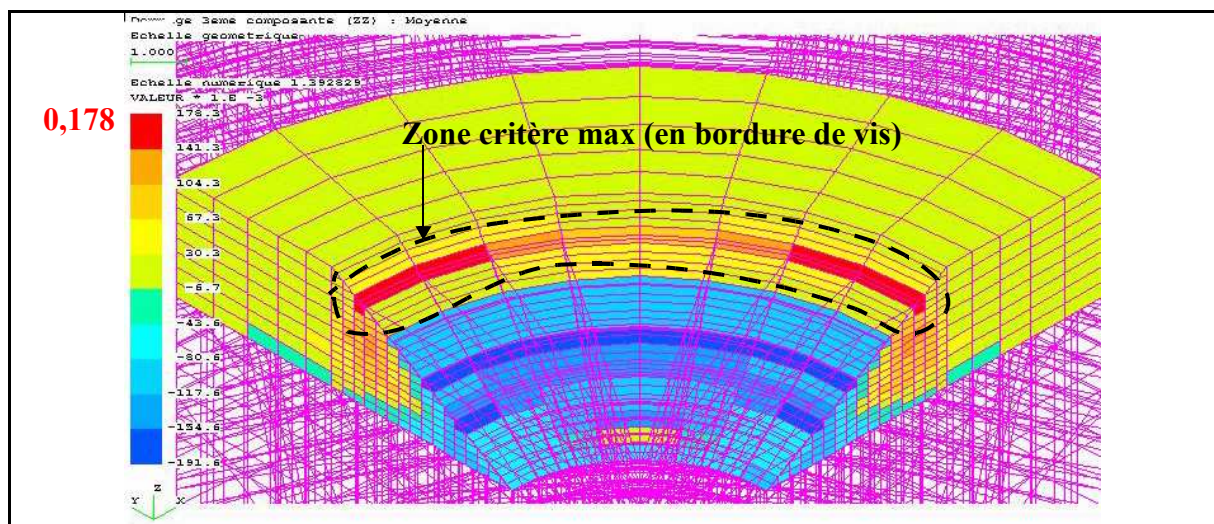
Tableau 5-2 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N).

Angle de fraisurage		100°	120°	140°
Nida	Initiation	2735	2650	2761
	Changement de pente	5200	5200	5200
Potting	Début de plastification	5400	5916	6393
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	10600	-	-
Peau	Initiation	10900	-	-
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	-	-
Vis	Début de plastification	9745	9324	9151
	Rupture	11097	11347	11913
Effort maximum (N)		11097	11347	11913
Ecart relatif		Référence	250 (+2,25%)	816 (+7,35%)
Masse (g)		203,53	203,68	204,07



**Figure 5-12 : Contrainte de Von Mises pour l'effort maximum (fraisure 140°).**

Afin de compléter cette analyse, les valeurs du critère d'initiation d'endommagement en cisaillement transverse dans la peau supérieure pour la charge maximale numérique sont visibles Figure 5-13 pour l'angle 120° et Figure 5-14 pour l'angle 140°. On constate que la valeur de ce critère est assez faible puisqu'il est nettement inférieur à 1 (0,178 et 0,122) et que d'autre part ce critère a une valeur plus faible pour l'angle 140° (-31%) bien que la charge soit plus importante de 7,35 %.



**Figure 5-13 : Critère d'initiation d'endommagement transverse (fraisure 120°).**

Cette étude confirme qualitativement que l'angle de fraisure permet de diminuer les contraintes dans les peaux et dans le potting. Toutefois, la résistance de l'ensemble n'est pas augmentée significativement à cause des concentrations de contraintes dans la vis. Par ailleurs, la masse n'évolue pas de manière significative. En effet, entre les angles de fraisurage 100° et 140°, la différence de masse est inférieure à un gramme.

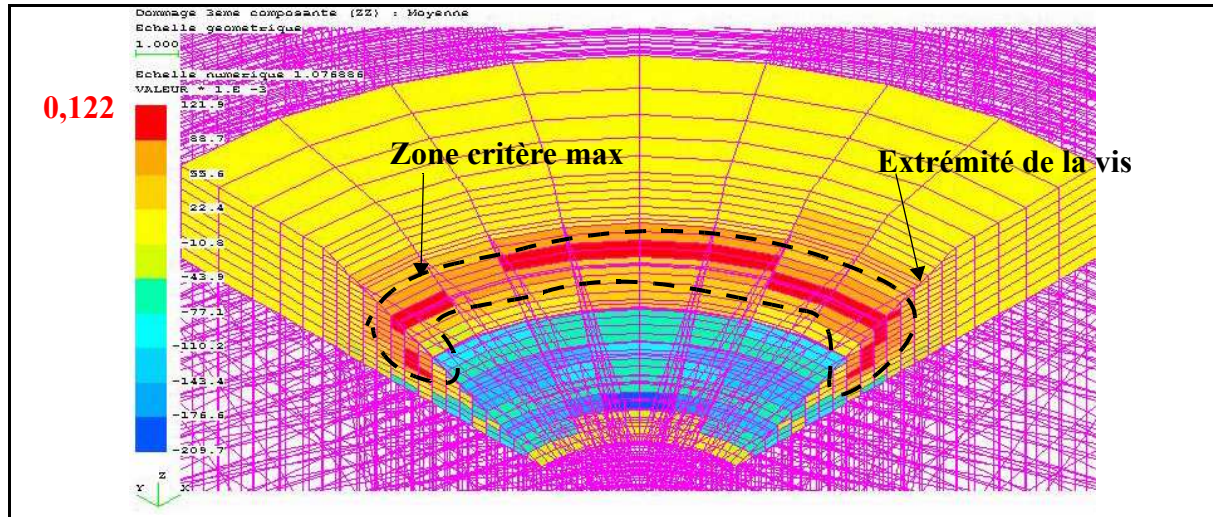


Figure 5-14 : Critère d'initiation d'endommagement transverse (fraisure 140°).

## MODÉLISATION AVEC LA VIS ACIER.

Pour cette vis, les relations effort/déplacement lors d'un essai d'arrachement numérique pour les trois angles de fraisure sont tracées Figure 5-15.

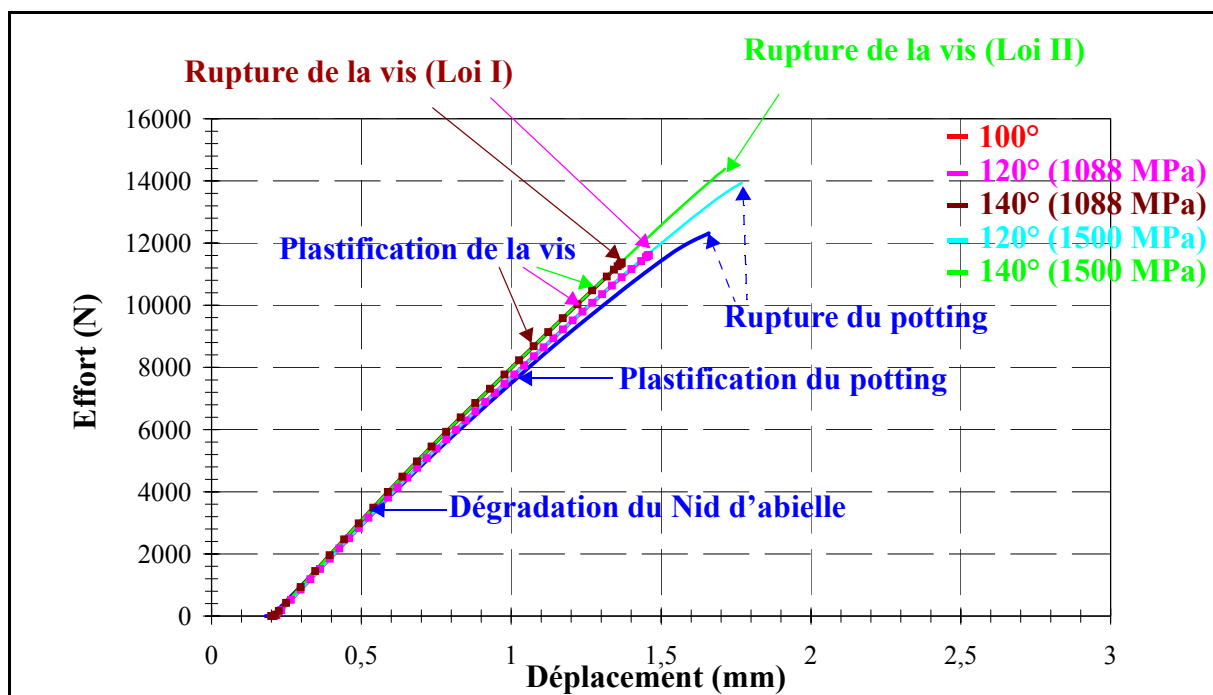


Figure 5-15 : Courbes d'arrachement numériques, angles de fraisurage à 100°, 120° et 140° (Vis Acier).

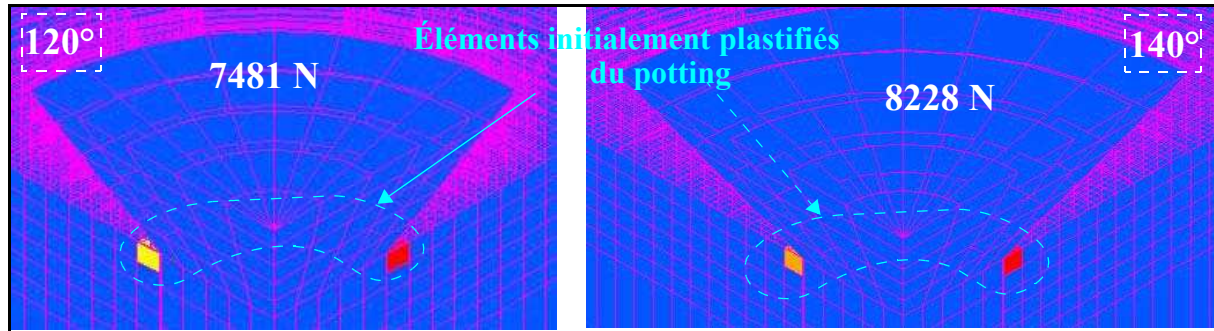
L'évolution du scénario d'endommagement et les valeurs des charges de dégradations en fonction de l'angle de fraisurage de la vis à 120° et 140° et pour les lois d'érouissage I et II (Figure 5-8) sont présentées dans le Tableau 5-3. La première colonne représente les

dégradations pour la vis acier avec fraisure à 100° qui sert de modélisation de référence. Par rapport au cas avec adaptateur (voir Figure 5-1), il est intéressant de constater une baisse de charge à rupture (-7,7 %) et une évolution du mode de rupture qui correspond numériquement à la rupture du potting. On constate aussi que les dégradations dans la peau sont moindres.

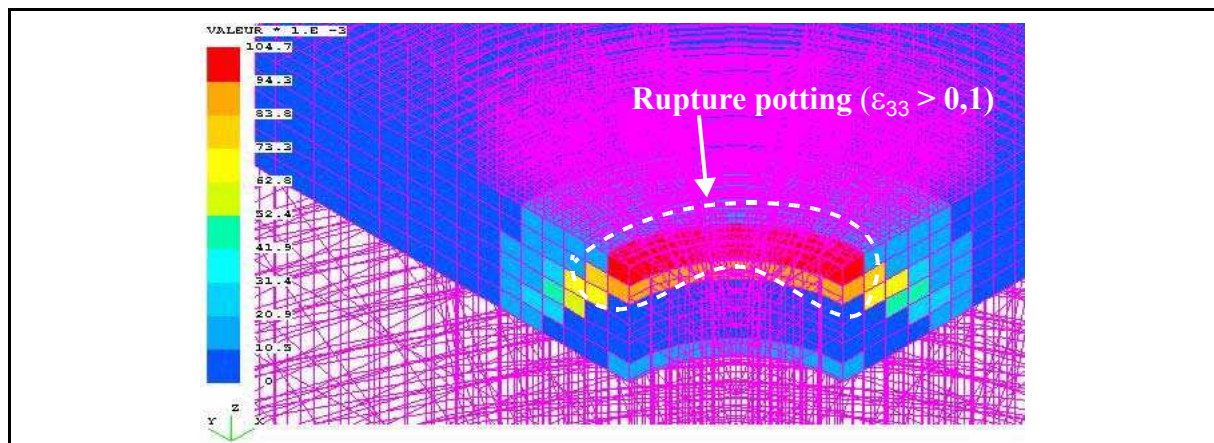
La dégradation du nid d'abeille est le premier mode d'endommagement dans tous les cas pour une valeur d'environ 2800 N. Le début de plastification du potting suit pour une charge d'environ 7500N pour 120° et 8228 N pour 140° ce qui est plus élevé que pour la vis titane (les zones initialement plastifiées sont représentées Figure 5-16). Pour une limite d'élastique de 1088 MPa de la vis (loi I), la résistance de la structure est diminuée par rapport à l'essai numérique de référence car la vis casse pour environ 11000 N. Pour une limite élastique de 1500 MPa, la charge ultime est supérieure au modèle de référence car la vis ne casse plus précocement. Dans le cas d'un angle de fraisure à 120°, le potting casse à 13933 N soit un gain de 13% (Figure 5-17). Pour 140°, la rupture de la vis correspond à une charge de 14386 N, soit un gain de 16,8%. Dans tous les essais numériques, aucun endommagement de la peau supérieure n'est apparu.

**Tableau 5-3 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N)**

Angle de fraisure		100°	120°		140°	
			Loi I	Loi II	Loi I	Loi II
Nida	Initiation	2666	2834	2834	2981	2981
	Changement de pente	5200	-	-	-	-
Potting	Début de plastification	6720	7481	7481	8228	8228
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	11740	-	13696	-	-
Peau	Initiation	9181	-	-	-	-
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	-	-	-	-
Vis	Début de plastification	-	9793	-	8680	11386
	Rupture	-	11611	-	11364	14386
Effort maximum (N)		12320	11611 (vis)	13933 (potting)	11364 (vis)	14386 (vis)
Ecart relatif		Réf	-5,75%	+13%	-7,7%	+16,8%
Poids (g)		206,61	206,95	206,95	207,84	207,84



**Figure 5-16 : Éléments initialement plastifiés dans le potting (vis acier).**



**Figure 5-17 : Zone d'éléments rompus du potting à 13696 N pour l'angle de fraisure 120° (Vis Acier).**

## CONCLUSIONS.

L'analyse des scénarios d'endommagements a montré une sensibilité à l'angle de fraisure. En particulier, les critères d'endommagement de la peau ne sont plus atteints quand cet angle augmente. Le début de plastification du potting est aussi affecté. Il a tendance à se produire pour des charges plus élevées par rapport à la géométrie de référence. D'une manière générale, il semble bénéfique d'augmenter l'angle de fraisure. La rupture se produit dans la vis dans presque tous les cas car les concentrations de contraintes augmentent. Toutefois, l'association d'une vis en acier à très haute résistance et d'un angle à 120° ou 140° permet d'espérer une tenue améliorée de 15% environ. De plus, il est possible compte-tenu des lois d'érouissage utilisées dans le modèle que la résistance réelle soit supérieure. Il serait aussi possible de diminuer les concentrations de contraintes en optimisant la forme de la vis par des arrondis. Enfin, il convient de rester prudent quand aux possibilités d'usinage de la peau stratifiée et la création de défauts en pointe de fraisure. Au bilan, l'association d'un angle de fraisure plus important et d'une vis acier très haute résistance devrait permettre une amélioration sensible de



la tenue mécanique de l'insert (voir Figure 5-18).

Du point de vue des masses, une vis acier ne rajoute que 3,08 gramme soit une augmentation de 1,5% de la masse de l'éprouvette. L'augmentation de l'angle de fraisure de la vis acier de 100° à 140° génère une augmentation de 1,23 grammes soit 0,6 % de plus. Pour une vis titane l'augmentation est de 0,54 grammes soit 0,27% de plus. Toutefois, ce calcul ne prend pas en compte le problème de compatibilité de la vis acier avec la peau carbone. En pratique, il faut rajouter des protections ou un pli de fibre de verre ce qui alourdit la solution sur l'application réelle.

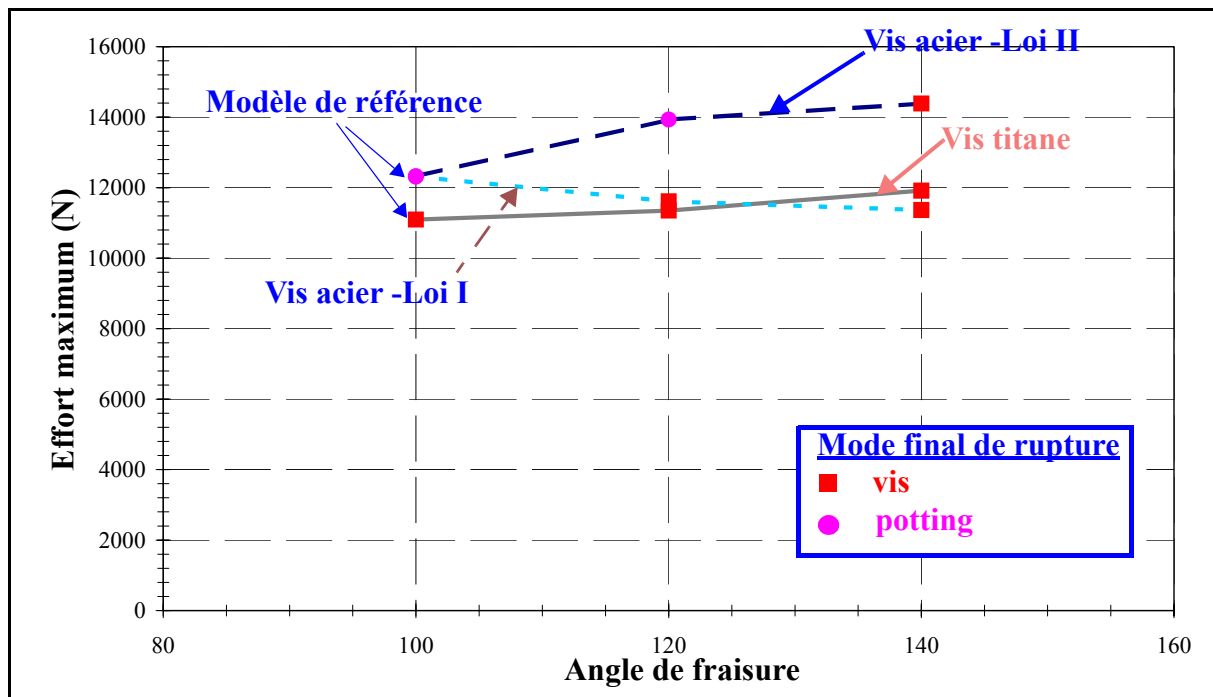


Figure 5-18 : Effort maximum calculé en fonction du type de matériau de vis et de l'angle de fraisure de la tête de vis.

### 5.2.3-ÉTUDE DE L'INFLUENCE DU MATÉRIAU DU POTTING.

L'influence du type de résine utilisée pour densifier les cellules du nid d'abeille est étudiée dans ce paragraphe. En fait, on considérera les caractéristiques de l'ensemble résine + nid d'abeille qui forme le potting. Six lois de comportement différentes sont proposées Figure 5-19. Elles sont obtenues en variant le module d'Young aux valeurs  $E = 1629$  MPa (module du potting obtenu avec la résine de référence 3500-2B/A) et  $2.E = 3258$  MPa. Le seuil de plastification est fixé à  $R = 50$  MPa (référence),  $R = 75$  MPa et  $R = 100$  MPa. Une loi de comportement non-linéaire de type parfaitement plastique est utilisée avec une dégradation

progressive du module à partir de 10%. Pour le devis de masse, on supposera que la masse volumique est proportionnelle au module d'Young.

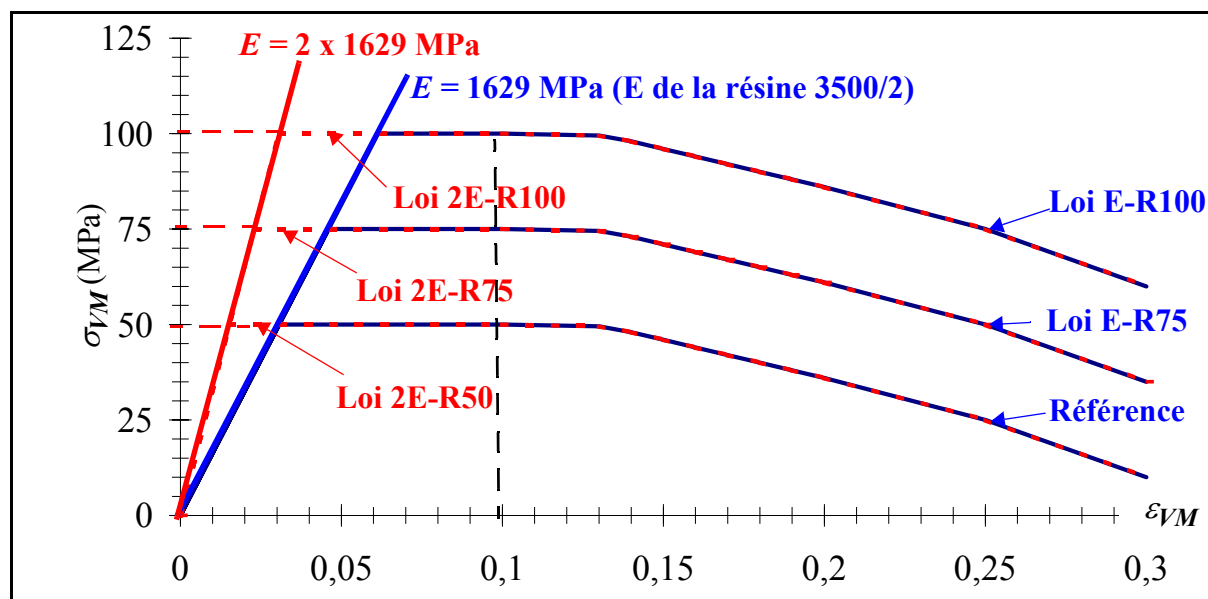


Figure 5-19 : Lois de comportement du potting.

## MODÉLISATION AVEC LA VIS TITANE.

Les lois d'arrachement simulées sont tracées Figure 5-20. L'influence en terme de raideur du potting est retrouvée. Le Tableau 5-4 regroupe les valeurs des seuils de dégradation. La première colonne correspond au modèle référence (vis titane + résine 3500-2). Le nid d'abeille se dégrade toujours en premier toutefois, un module d'Young plus important conduit à augmenter de 20% le début de plissement du nid d'abeille. C'est une propriété intéressante si l'on choisit comme critère de tenue de la structure l'absence de dégradations à charge limite. L'augmentation de la limite d'élasticité du potting ne change pas le niveau de l'effort de dégradation du nid d'abeille car le potting demeure élastique dans cette zone. Dans le cas 2E-R50, le potting se plastifie en même temps que la dégradation du nid d'abeille. En effet, l'augmentation du module d'Young fait que la raideur du potting est plus importante ce qui conduit cette zone à être plus chargée. Dans les systèmes hyperstatiques simples, globalement, le chargement s'effectue au prorata des raideurs. Dans ce cas, comme la limite élastique reste basse (50 MPa), celle-ci est donc atteinte plus tôt. Par conséquent, d'un point de vue technologique, c'est un compromis densité/raideur/limite élastique qui doit déterminer le choix du matériau du potting. La charge maximum est déterminée par la rupture de la vis dans tous les cas. Des gains significatifs en résistance à charge extrême sont obtenus.

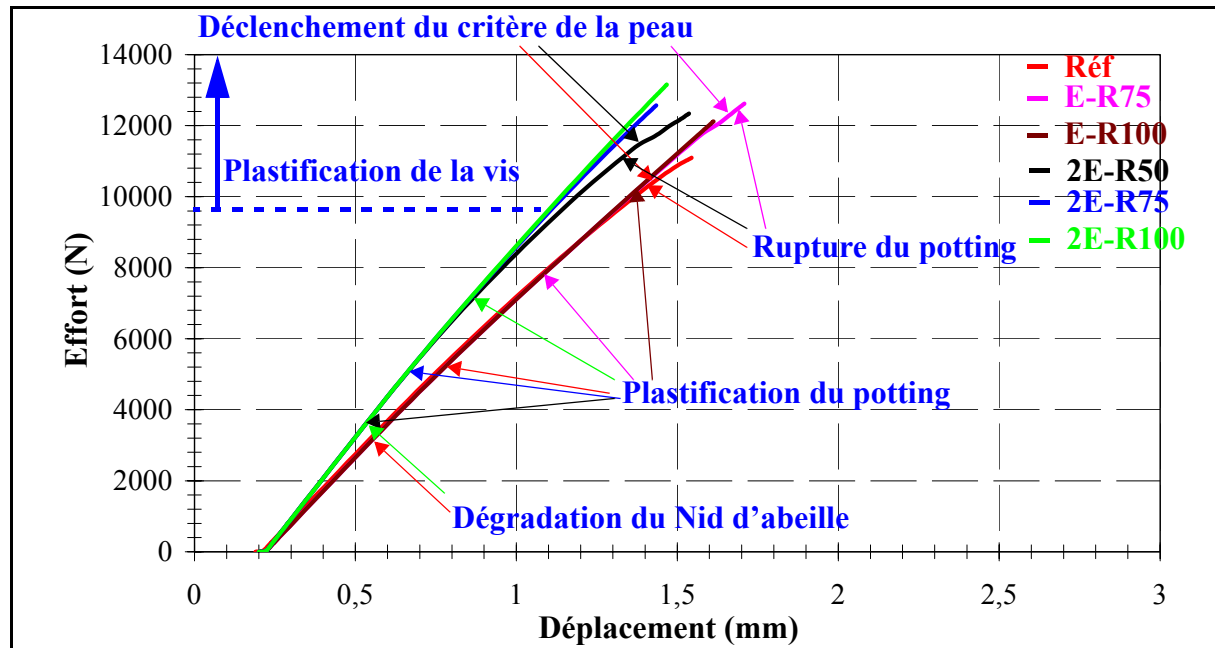


Figure 5-20 : Courbes d'arrachement avec 6 types de potting (vis titane).

Tableau 5-4 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N)

		$E = 1629 \text{ MPa}$			$2E = 3258 \text{ MPa}$		
		Réf	E-R75	E-R100	2E-R50	2E-R75	2E-R100
Nida	Initiation	2735	2958	2958	3556	3556	3556
	Changement de pente	5200	-	-	-	-	-
Potting	Début de plastification	5400	8000	10300	3560	5100	7100
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	10600	12600	-	11100	-	-
Peau	Initiation	10900	12600	-	11700	-	-
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	-	-	-	-	-
Vis	Début de plastification	9745	10300	10310	10400	10820	11400
	Rupture	11097	12623	12120	12341	12572	13156
Effort maximum (N)		11097	12623	12120	12341	12572	13156
Ecart relatif		Réf	+13,8%	+9,2%	+11,2%	+13,3%	+18,6%
Poids (g)		203,53	203,53	203,53	212,14	212,14	212,14

La Figure 5-21 montre la cartographie du critère d'initiation d'endommagement dans la peau supérieure dans le cas 2E-R100 et pour l'effort maximal calculé (13156 N). La zone de critère maxi correspond à celle trouvée usuellement mais le critère est loin d'être satisfait ( $0,55 \ll 1$ ) ce qui montre qu'une raideur supérieure du potting retarde l'apparition de dommages dans les peaux.

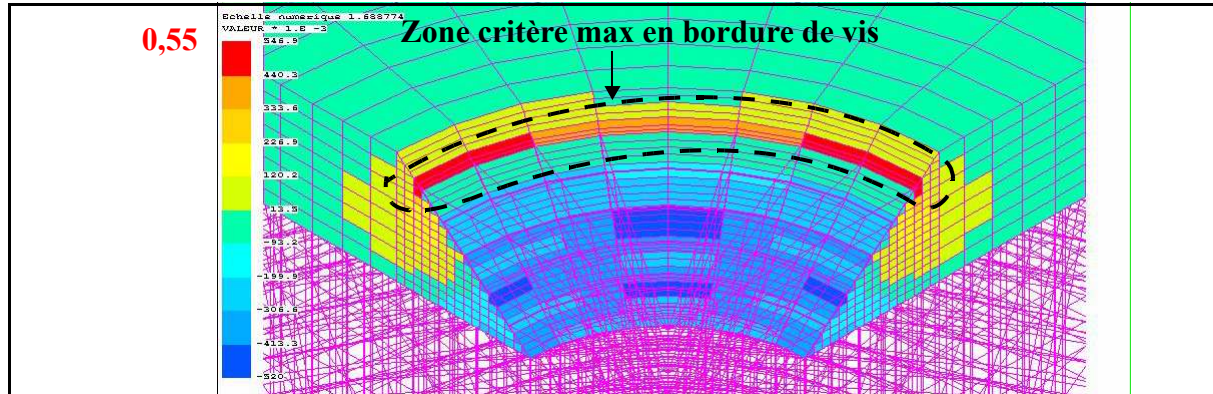


Figure 5-21 : Critère d'endommagement de la peau supérieure (cas 2E-R100).

## MODÉLISATION AVEC LA VIS ACIER.

Les lois d'arrachement simulées sont tracées Figure 5-22.

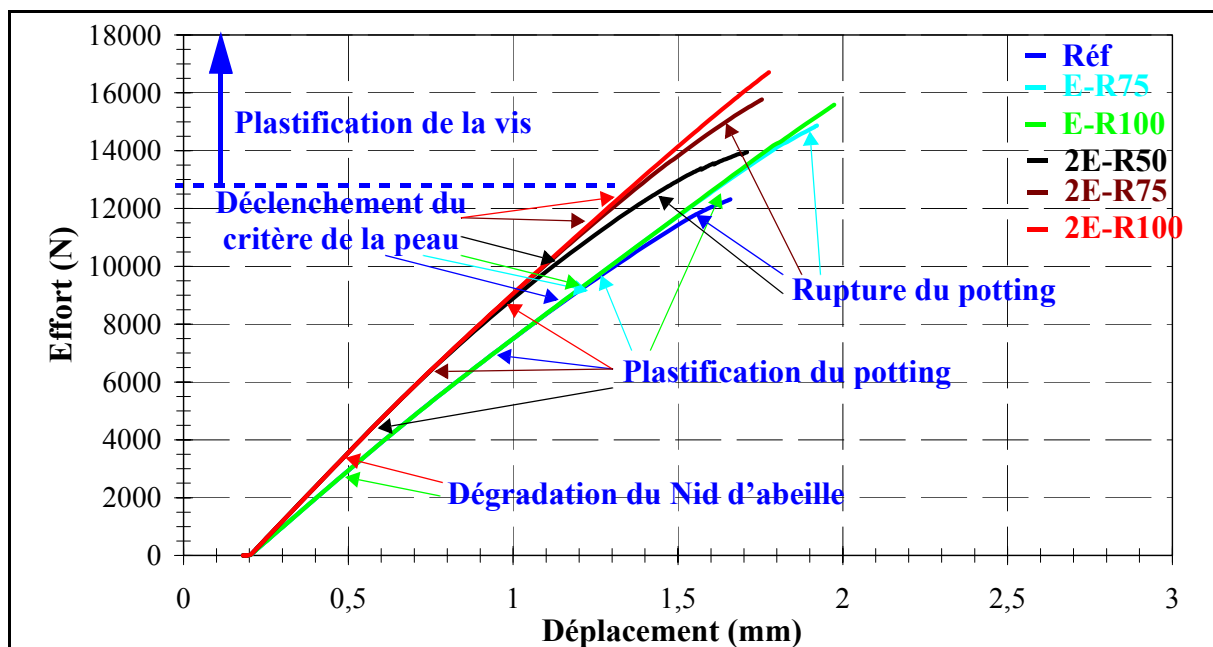


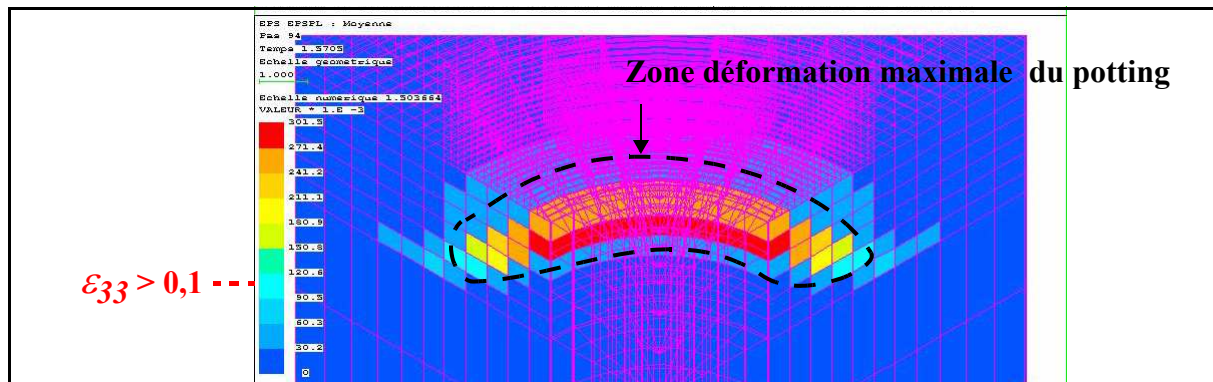
Figure 5-22 : Courbes d'arrachement avec 6 types de potting (vis acier).

Le scénario de dégradation peut être analysé à l'aide du Tableau 5-5. La première colonne est le modèle de référence qui correspond à la vis acier et la résine 3500-2. Globalement, le

comportement est le même que pour la vis titane. Le seuil de dégradation du nid d'abeille est relevé de 20% lorsque le module d'Young du potting est doublé. La rupture de la vis conditionne la résistance de la structure sauf dans le cas 2E-R50 où le potting se dégrade d'abord. L'explication pour ce cas est analogue à celle du cas avec vis titane. Les gains à charge extrême sont très importants et peuvent atteindre + 35 % dans le cas 2E-R100. Puis l'initiation du critère de la peau supérieure est atteint.

**Tableau 5-5 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N)**

Type de résine densifiée		$E = 1629 \text{ MPa}$			$E = 2 \times 1629 \text{ MPa}$		
		Réf	ER75	ER100	2ER50	2ER75	2ER100
Nida	Initiation	2666	2666	2666	3209	3209	3209
	Changement de pente	5200	-	-	-	-	-
Potting	Début de plastification	6720	9640	12500	4345	6250	8580
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	11740	14500	-	12410	14900	-
Peau	Initiation	9181	9435	9435	10250	11725	12300
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	14650	-	13345	-	-
Vis	Début de plastification	-	12885	13350	12900	13700	14300
	Rupture	-	14900	15600	-	15800	16700
Effort maximum (N)		12320	14900	15600	13900	15800	16700
Ecart relatif		Réf	+20,9%	+26,6%	+7,7%	+28,2	+35,6%
Poids (g)		206,61	206,61	206,61	215,21	215,21	215,21



**Figure 5-23 : Eléments du potting endommagés à l'effort 13900 N (cas 2E-R50).**

Pour le cas 2E-R50 à charge maximale, les éléments du potting endommagés sont visibles Figure 5-23.

## CONCLUSIONS.

La raideur du potting ainsi que la limite élastique influent de manière significative sur la tenue de l'insert à l'arrachement. On constate que :

- L'augmentation de la raideur en conservant la limite d'élasticité conduit à retarder l'apparition de dégradation du nid d'abeille.
- L'augmentation de la raideur doit être associée à une augmentation de la limite élastique pour que le potting ne se plastifie pas précocement et cause la ruine de la structure.
- Une augmentation significative de la tenue de l'insert (+35%) est obtenue en doublant à la fois le module d'Young et la limite élastique du potting.

On remarque aussi que pour les cas étudiés, les contraintes dans la peau sous la tête de vis diminuent. Les résultats de cette étude sont résumés Figure 5-24.

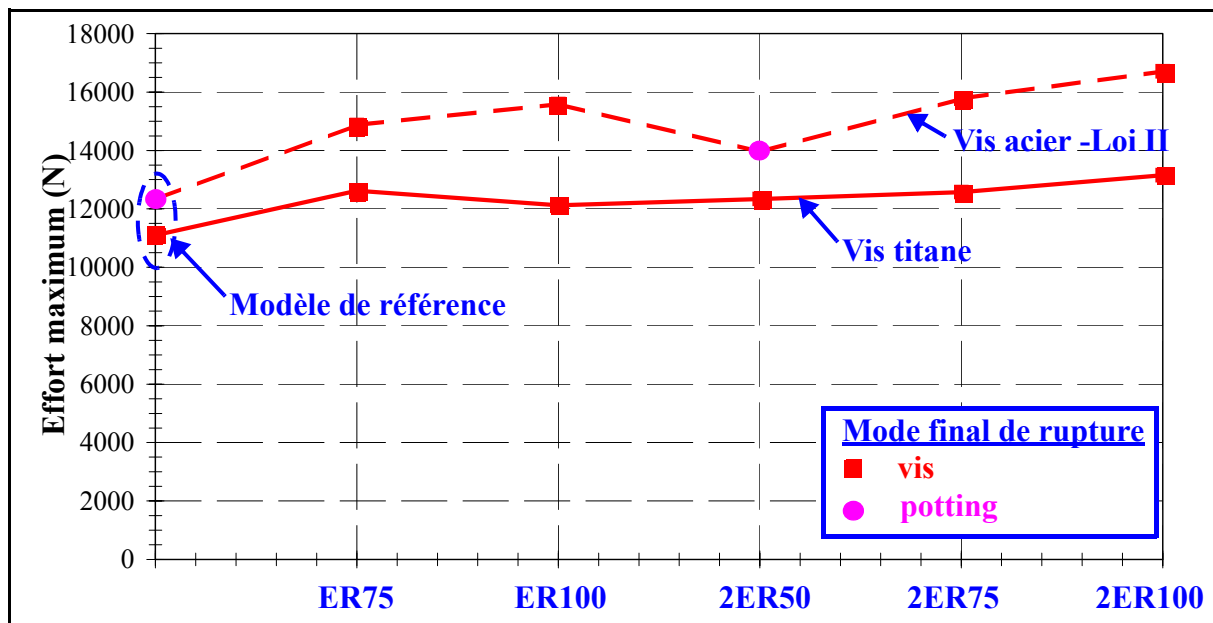
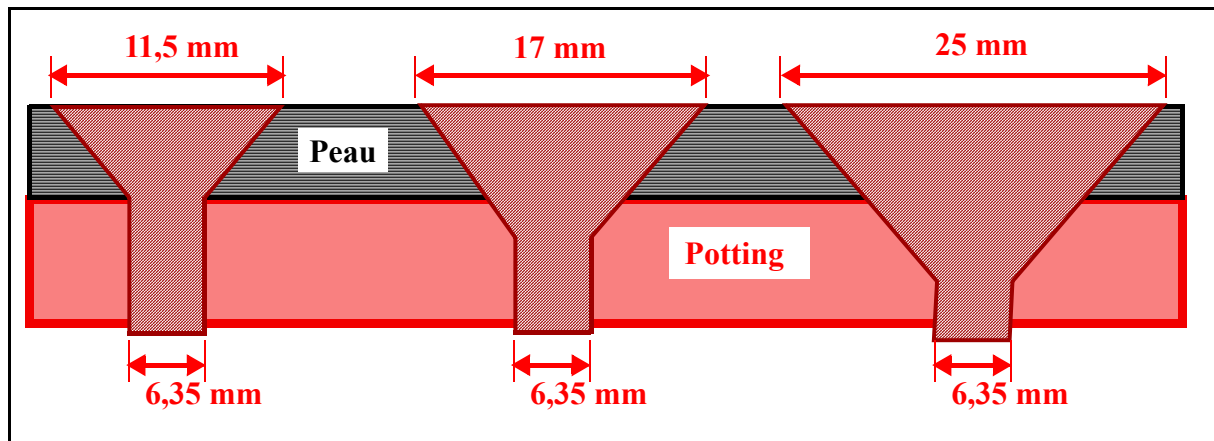


Figure 5-24 : Effort maximum calculé en fonction du type de matériau de vis et du potting.

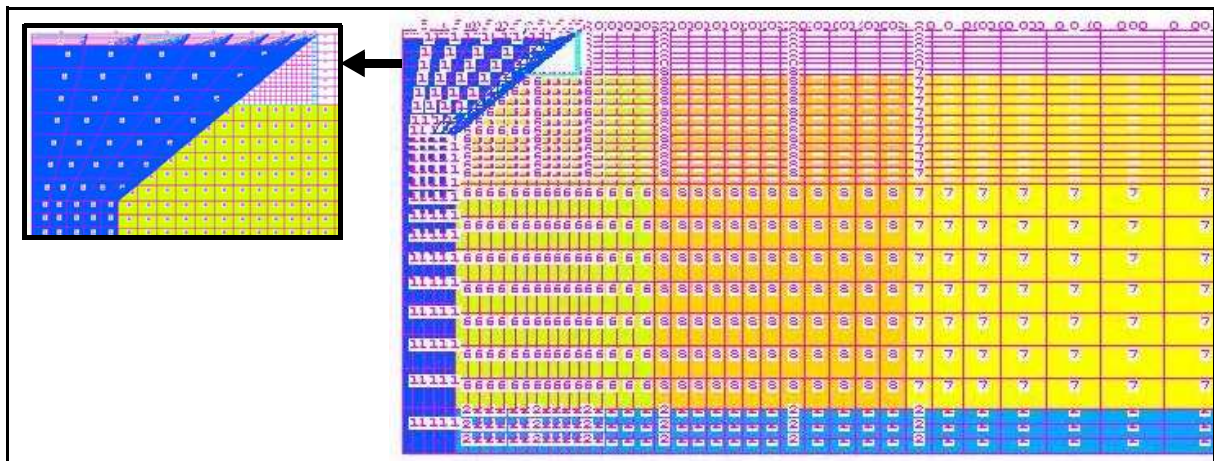
### 5.2.4-ÉTUDE DE L'INFLUENCE DU DIAMÈTRE DE LA VIS.

Les deux études numériques précédentes ont montré numériquement que les ruptures des vis étaient les plus probables. Aussi, on se propose d'améliorer la résistance de la vis par augmentation de son diamètre de tête tout en conservant l'angle de la fraisure à  $100^\circ$  suivant le schéma Figure 5-25. Le diamètre du corps est conservé pour des questions de masse. La forme de la tête de vis reste conique dans cette étude. Des dessins de têtes plus technologiques avec des rayons de raccordement pourront être envisagés dans des études plus technologiques. La vis de référence est la vis ASNA 2001 qui possède un diamètre de tête d'environ 11,5 mm. La géométrie simplifiée de la vis implique un fraisurage du potting pour conserver la tête affleurante. Cette étude portera sur 5 diamètres de tête : 13 mm, 15 mm, 17 mm, 20 mm et 25 mm.



*Figure 5-25: Géométries de la tête de vis.*

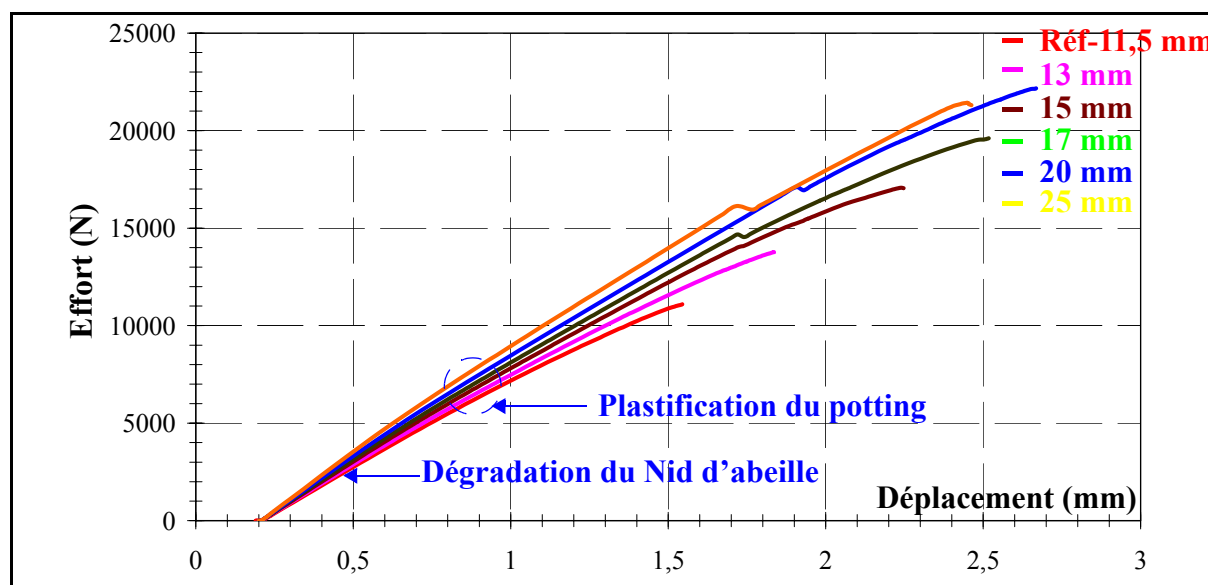
Globalement, la modélisation est identique, seul le maillage est raffiné localement au niveau du potting (Figure 5-26).



*Figure 5-26: Modélisation avec un diamètre de tête de vis de 20 mm.*

## MODÉLISATION AVEC LA VIS TITANE

Les courbes d'arrachement obtenues numériquement sont représentées Figure 5-27. On constate que la raideur globale augmente avec le diamètre de la tête de vis. Qualitativement, une augmentation très importante de la charge à rupture est aussi observée. La dégradation du nid d'abeille est le premier mode d'endommagement suivi par le début de plastification du potting ce qui est commun avec les autres configurations testées.



**Figure 5-27 : Courbes d'arrachement numériques avec variation du diamètre de la tête de vis en titane.**

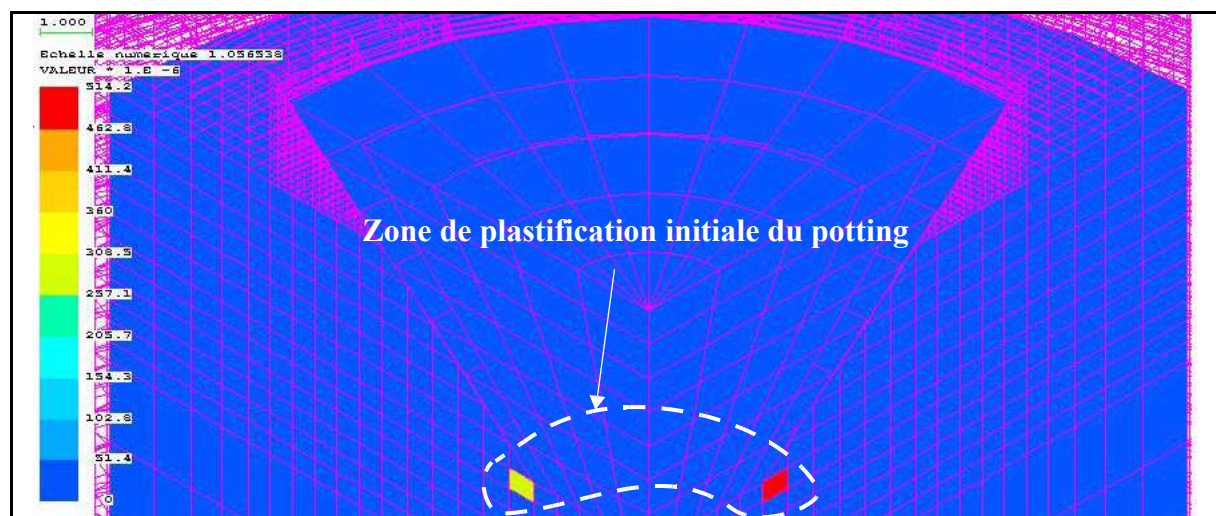
Le Tableau 5-6 montre les efforts correspondant à l'apparition des dégradations. La première colonne correspond à la configuration de référence (vis titane, fraisure à 100°, diamètre de tête initial égal à 11,5 mm). La dégradation en cisaillement du nid d'abeille est le premier mode de rupture pour une charge voisine de 2700 N sauf pour le diamètre de tête égal à 20 mm (3120 N). Pour ce cas, le chargement à déplacement imposé semble à l'origine de la dispersion observée en terme de force. Puis, le début de plastification du potting se produit dans les éléments situées en périphérie comme dans le cas de la vis 20 mm Figure 5-28 à une charge de 7096 N. La valeur de cette charge ainsi que le début de plastification de la vis augmentent avec le diamètre de la tête de vis. L'initiation de l'endommagement de la peau supérieure est pratiquement proportionnel au diamètre de la vis ce qui est logique puisque le cisaillement transverse est transmis via son périmètre. Le changement de la forme de la tête a une influence importante puisque le scénario de rupture est modifié à partir d'un diamètre de tête de vis de 17 mm. La simulation montre en effet que pour les trois diamètres les plus faibles, le critère de fissuration transverse de la peau est postérieur à la plastification de la vis



alors qu'il est antérieur pour les plus grands diamètres.

**Tableau 5-6 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N).**

Diamètre de tête		11,5	13	15	17	20	25
Nida	Initiation	2666	2649	2774	2675	3118	2764
	Changement de pente	5200	-	-	-	-	-
Potting	Début de plastification	6720	5462	6075	6112	7096	7514
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	11740	12638	15754	16258	18373	-
Peau supérieure	Initiation	9181	13022	15622	17797	21459	-
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	-	-	-	-	-
Vis	Début de plastification	9745	11765	14976	18810	-	-
	Rupture	11097	-	-	-	-	-
Rupture peau inférieure ( $\varepsilon_{Maxi}$ )		-	-	17050	16966	17089	16358
Effort maximum à rupture (N)		11097 (vis)	13768 (pot)	17050 (Pinf)	16966 (Pinf)	17089 (Pinf)	16358 (Pinf)
Ecart relatif		Ref	+ 24,1%	+53,6%	+52,9%	+54%	+47,4%
Masse (g)		203,53	203,71	204,05	204,53	205,52	208,06



**Figure 5-28 : Eléments du potting plastifiés à 7096 N avec la vis  $\phi$  20 mm.**

Les critères de Hill et de déformation maximale dans la peau inférieure sont aussi analysés lors de la simulation. Dans la modélisation de la peau inférieure, les caractéristiques homogénéisées sont utilisées. A partir d'essais, le critère de Hill prend comme résistance sens long et travers en traction et compression 320 MPa et le critère en déformation maximale : 7620  $\mu$ def. Les résistances sens transverse correspondent à celle obtenue par les essais de poinçonnement : 268 MPa en compression et 133 MPa en cisaillement (retenue aussi pour le cisaillement plan).

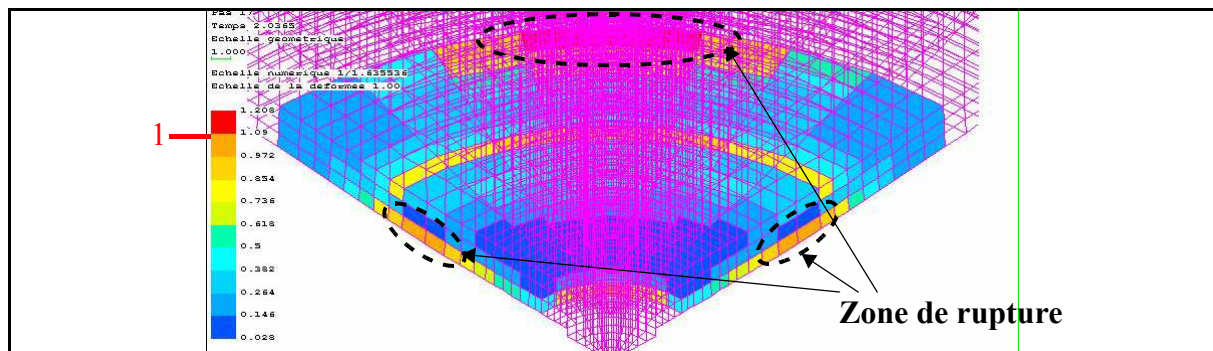


Figure 5-29: Visualisation du critère de Hill dans la peau inférieure (vis de diamètre 17 mm, effort 15422 N).

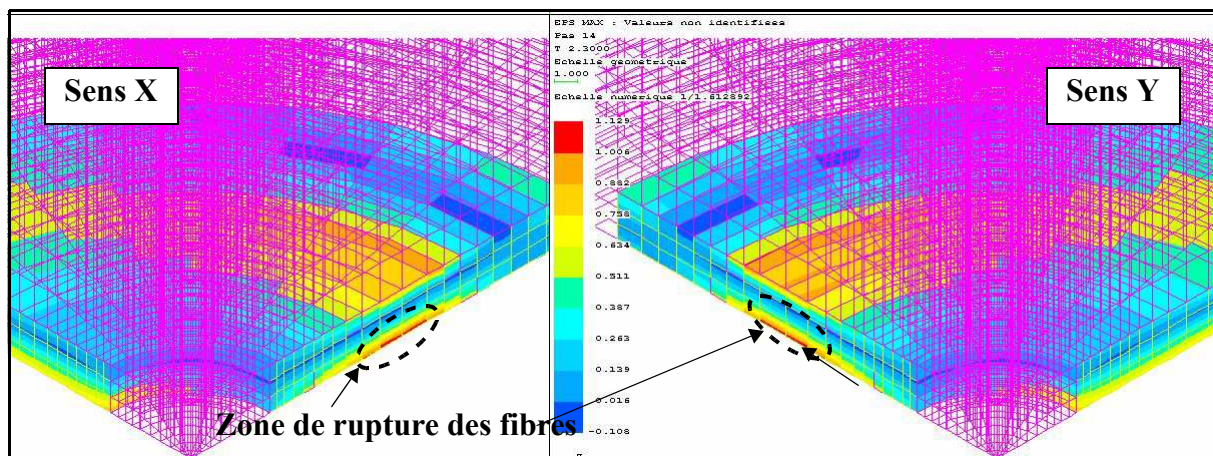


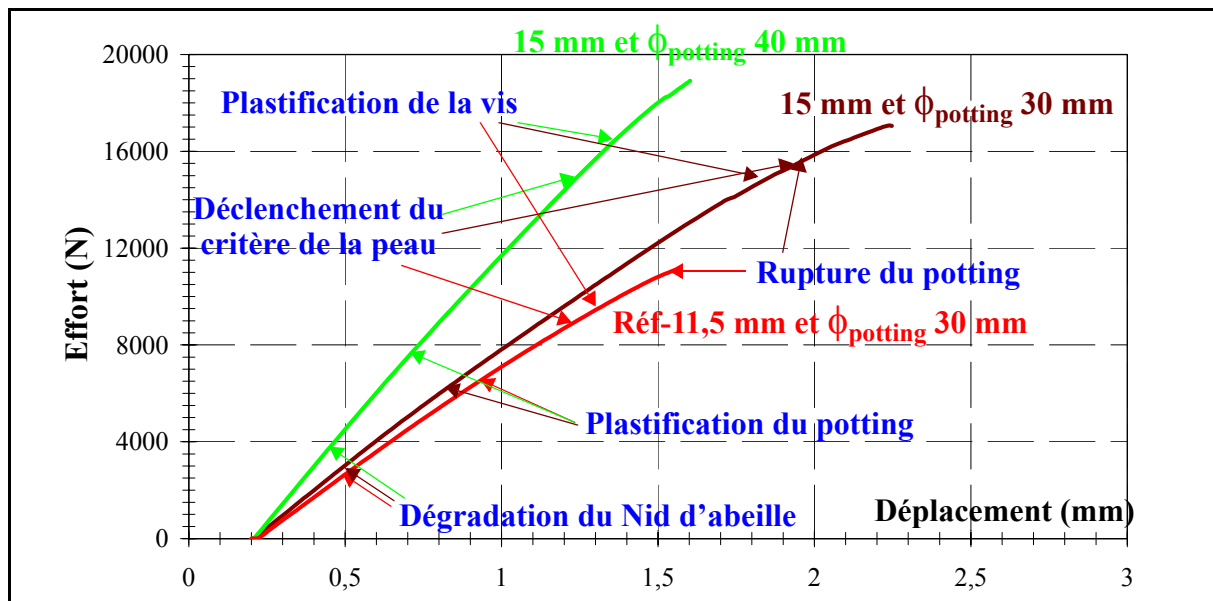
Figure 5-30: Visualisation de critère de déformation maximale dans la peau inférieure (vis de diamètre 17 mm, effort 16966 N).

On observe une rupture fibre dans la peau inférieure avant la rupture du potting pour les trois plus grands diamètres de tête. Le cas avec diamètre de tête de vis 17 mm est détaillé. Le critère de Hill est atteint dans la peau inférieure pour l'effort de 15422 N (Figure 5-29). Le critère de déformation maximale est atteint pour 16966 N. La répartition du critère de déformation maximale dans la peau inférieure est montrée Figure 5-30 pour la vis 17. Les zones où les critères sont atteints sont identiques. La zone de surcontrainte est localisée à proximité de l'interface âme/insert. Cette rupture est probablement due à un effet de flexion

locale due à la différence de raideur entre l'insert et l'âme et qui a été identifié par [Bozhevolnaya 2003]. La valeur d'arrachement correspondant à la rupture de la peau est de 17089 N et 16358 N pour les vis 20 mm, 25 mm. On constate donc une saturation de l'effort d'arrachement au delà de 15 mm de diamètre.

Au bilan, la modification du diamètre de la tête de vis conduit à une modification importante des scénarios de rupture et numériquement à une augmentation de la résistance à l'arrachement qui peut atteindre 50% pour une augmentation de masse de 2,2%. Cet axe de modification semble donc a priori très intéressant.

Pour compléter cette étude, il est intéressant de regarder la réponse numérique d'un cas où l'insert possède un plus grand diamètre (40 mm). Le choix s'est porté sur un diamètre de tête de vis égal à 15 mm. La courbe d'arrachement obtenue numériquement est représentée Figure 5-31 et comparée avec le modèle de référence (diamètre 11,5 mm) et le modèle avec diamètre de tête de vis aussi égal à 15 mm.



**Figure 5-31 : Courbe d'arrachement de la simulation avec augmentation du diamètre du potting à 40 mm.**

Le Tableau 5-7 montre les efforts correspondant à l'apparition des dégradations. La première colonne correspond à la configuration de référence (vis titane, fraisure à 100°, diamètre de tête initial égal à 11,5 mm et diamètre du potting à 30 mm). La deuxième colonne reprend le modèle avec un diamètre de tête augmenté à 15 mm. La troisième colonne représente la configuration précédente avec le diamètre du potting augmenté à 40 mm. La dégradation du nid d'abeille est retardée dans le cas du potting 40 mm ainsi que le début de plastification du potting. La charge maximale est donnée par la résistance de la vis à une valeur

de l'effort d'arrachement de 18900 N soit +70,3% par rapport à la configuration de référence. Il est intéressant de constater qu'en augmentant le diamètre du potting, le critère de déformation maximale dans la peau inférieure n'est pas plus atteint. L'augmentation de la masse liée à l'augmentation du diamètre du potting est de 7,01 grammes soit +3,4%.

**Tableau 5-7 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N).**

<b>Diamètre de tête</b>		<b>11,5</b>	<b>15</b>	<b>15</b>
<b>Diamètre de potting</b>		<b>30</b>	<b>30</b>	<b>40</b>
<b>Nida</b>	<b>Initiation</b>	<b>2666</b>	<b>2774</b>	<b>3600</b>
	<b>Changement de pente</b>	<b>5200</b>	<b>-</b>	<b>-</b>
<b>Potting</b>	<b>Début de plastification</b>	<b>6720</b>	<b>6075</b>	<b>7800</b>
	<b>Déformation <math>\varepsilon_{VM} = 0,1</math></b>	<b>11740</b>	<b>15754</b>	<b>-</b>
<b>Peau supérieure</b>	<b>Initiation</b>	<b>9181</b>	<b>15622</b>	<b>14900</b>
	<b>Rupture à <math>\gamma = 0,12</math></b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>
<b>Vis</b>	<b>Début de plastification</b>	<b>9745</b>	<b>14976</b>	<b>16440</b>
	<b>Rupture</b>	<b>11097</b>	<b>-</b>	<b>18900</b>
<b>Rupture de la peau inférieure à <math>\varepsilon_{Maxi}</math></b>		<b>-</b>	<b>17047</b>	<b>-</b>
<b>Effort maximum à rupture (N)</b>		<b>11097 (vis)</b>	<b>17047 (peau inf)</b>	<b>18900 (vis)</b>
<b>Ecart relatif</b>		<b>Ref</b>	<b>+53,6%</b>	<b>+70,3%</b>
<b>Masse (g)</b>		<b>203,53</b>	<b>204,05</b>	<b>210,54</b>

## MODÉLISATION AVEC LA VIS ACIER.

Le même type d'analyse est effectué avec une vis en acier très haute résistance ( $Re = 1500$  MPa) dont la tête a été augmenté à 13, 15 et 17 mm. L'étude montre a posteriori que le même effet que sur la vis titane en terme de rupture de peau inférieure est retrouvé et qu'il n'est pas nécessaire de tester des vis avec diamètre de tête supérieur à 15 mm. Les courbes d'arrachement obtenues numériquement sont représentées Figure 5-32. Globalement, le scénario de dégradation est le même que pour les vis titane comme on peut le constater Tableau 5-8. La vis n'atteint jamais localement la contrainte équivalente au sens de Von Mises. Les valeurs maximales sont égales à 1070 MPa, 1285 MPa et 1132 MPa pour les diamètres 13, 15 et 17 mm. La peau inférieure limite la résistance de la structure à partir du diamètre de 15 mm.

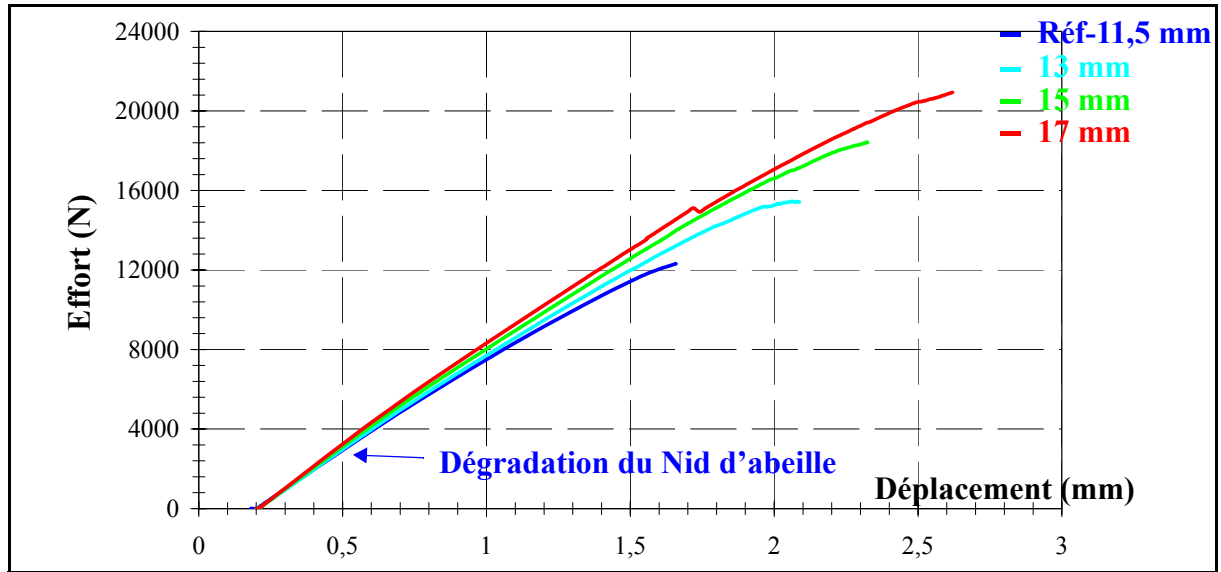


Figure 5-32 : Courbe d'arrachement de la simulation avec variation de diamètre de la tête de vis en acier.

Tableau 5-8 : Tableau récapitulatif des charges d'endommagement (N).

Diamètre de tête		11,5	13	15	17
Nida	Initiation	2666	2606	2942	3058
	Changement de pente	5200	-	-	-
Potting	Début de plastification	6720	6335	7368	7236
	Déformation $\varepsilon_{VM} = 0,1$	11740	14187	16998	18495
Peau supérieure	Initiation	9181	10974	13598	15796
	Rupture à $\gamma = 0,12$	-	15189	17826	20445
Vis	Début de plastification	-	-	-	-
	Rupture	-	-	-	-
Effort maximum calculée (N)		12320	15428	18405	20929
Rupture peau inférieure (320 MPa)		-	-	17148	16944
Effort maximum à rupture (N)		12320 (pot)	15428 (pot)	17148 (Pinf)	16944 (Pinf)
Ecart relatif		Ref	+25,2%	+39,2%	+37,5%
Masse (g)		206,61	207,02	207,77	208,81

## CONCLUSIONS.

La relation entre la charge maximum et le rapport du diamètre de la tête de vis par rapport à la vis référence est tracée Figure 5-33. L'effort maximum croît pratiquement linéairement avec le diamètre de la tête de vis puis est plafonné par la rupture de la peau inférieure. La charge correspondante est d'ailleurs indépendante de la nature de la vis ce qui montre que, dans ce cas, une vis en acier n'apporte aucun gain.

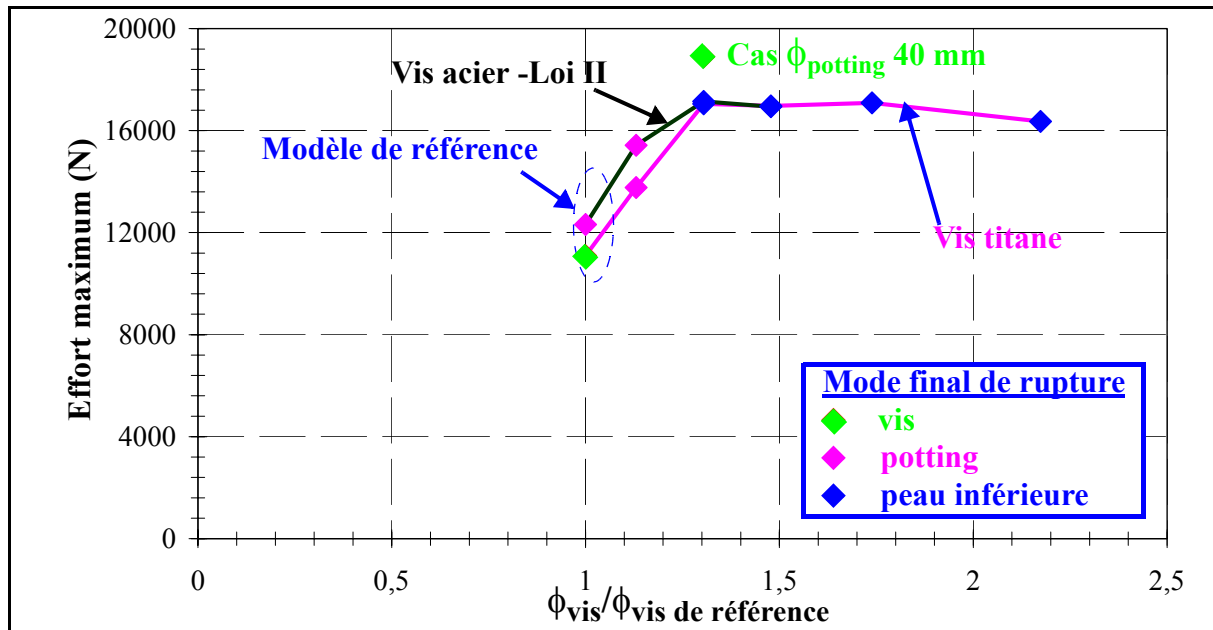


Figure 5-33 : Evolution de l'effort à rupture en fonction du diamètre de la tête de vis.

### 5.2.5-CONCLUSIONS DE L'ÉTUDE DE SENSIBILITÉ.

La modélisation développée qui intègre l'ensemble des modes d'endommagement à l'arrachement d'insert obtenu par densification a permis d'analyser numériquement diverses configurations technologiques. Si les résultats sont purement numériques et doivent encore être validés expérimentalement avec une nouvelle fabrication, des tendances peuvent être dégagées. A cet effet un graphe de synthèse est présenté Figure 5-34. Le critère de charge ultime est retenu pour cette étude. Le gain par rapport à la configuration étudiée est tracé en fonction de l'augmentation de masse en %. Seuls les résultats associés à la loi II pour vis acier très haute résistance sont retenus.

On constate que des gains significatifs peuvent être théoriquement obtenus. Le changement d'angle de fraisure permet des gains faibles de l'ordre de 7% mais pour une augmentation de masse dérisoire. Le scénario de rupture est aussi différent avec des endommagements moindre

dans le stratifié. L'utilisation d'une résine de module d'Young deux fois plus grand et de limite d'élasticité deux fois plus grande permet des gains de l'ordre de 19% avec une vis titane et de 36% avec une vis acier. La plus grande sensibilité est obtenue en changeant le diamètre de la tête de vis. Le gain le plus intéressant est de + 53 % avec une vis 15 mm en titane pour une augmentation de poids de seulement 3%. Un gain inférieur est obtenu avec une vis acier sachant que l'incompatibilité en terme de corrosion entre le carbone et l'acier est notoire et nécessite l'interposition de plis en fibre de verre. La modification de la tête de vis est mineure mais nécessite des études de fatigue spécifique. Il est intéressant de constater que, numériquement, cette modification est bornée par la tenue de la peau inférieure. Par ailleurs, le modèle permet l'identification progressive des divers modes d'endommagement ce qui en fonction du critère choisi permet d'autres analyses. Il est clair que les propositions d'améliorations doivent encore être validées par essai.

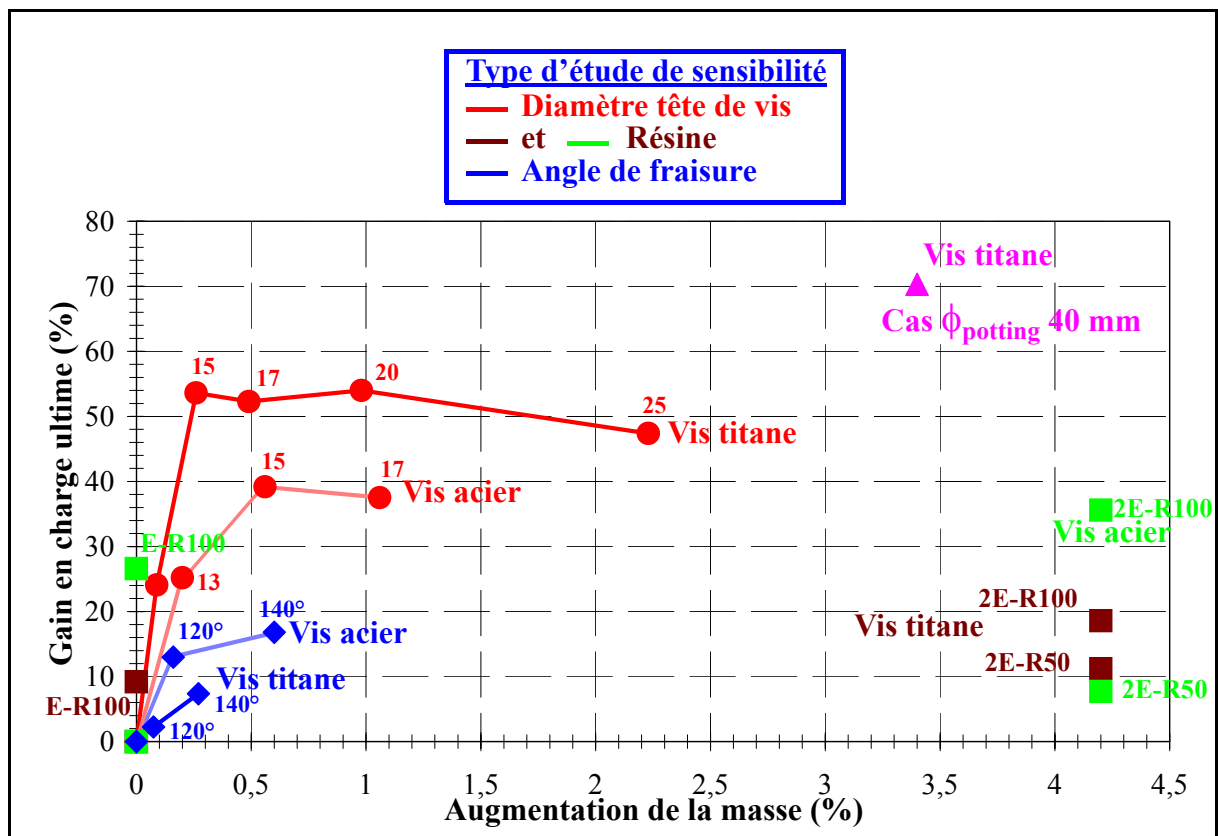
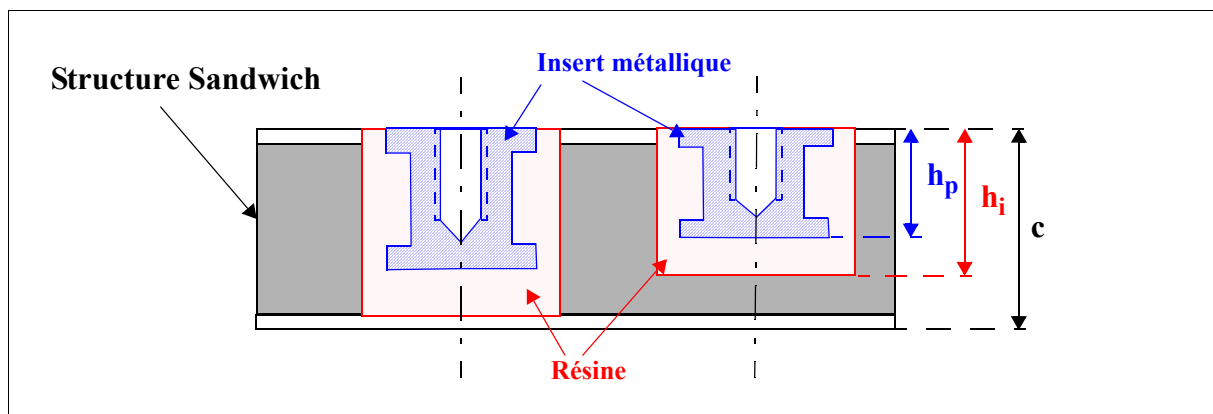


Figure 5-34 : Graphe de synthèse de l'étude de sensibilité.

## 5.3-APPLICATION À UNE TECHNOLOGIE AVEC INSERT MÉTALLIQUE.

### 5.3.1-INTRODUCTION.

Les études menées ont permis de développer une méthode pour le calcul des inserts obtenus par densification après avoir identifié les différents modes d'endommagement. Parallèlement à cet axe, des essais d'arrachement sous différents angles d'une technologie différente ont été menés. La campagne d'essai a porté sur 40 éprouvettes avec des inserts métalliques du type de ceux décrits paragraphe 2.3.2. ou Figure 5-35. Ce type d'insert est utilisé pour des charges faibles à moyennes. L'insert est fabriqué en acier inox et est fourni par la société Shur-lok.



*Figure 5-35 : Inserts non traversants noyés dans de la résine.*

*L'objectif de cette étude est de tester à partir de la base d'essais disponibles la modélisation développée pour les inserts obtenus par densification afin d'en cerner l'applicabilité et de tester la méthodologie d'analyse.*

Dans ce paragraphe, une description des éprouvettes sera d'abord effectuée puis la méthodologie des essais sera présentée. Ensuite, les résultats expérimentaux seront donnés uniquement pour les essais d'arrachement droits, les autres résultats étant disponibles en Annexe G. Après avoir identifié partiellement les lois de dégradation des composants, un modèle éléments finis sera développé et comparé aux essais expérimentaux. Enfin, un certain nombre de conclusions et de perspectives seront proposées.



### 5.3.2-CONFIGURATION DES ÉPROUVETTES.

Le panneau sandwich est réalisé avant la mise en place de l'insert de type "DIN 65307-0615D". Le sandwich est symétrique et les peaux sont constituées de 2 plis de tissu carbone G939/145,8 à 0° et 90°. L'épaisseur théorique de la peau est 0,55 mm. Les peaux sont assemblées avec une âme en nid d'abeille Nomex de densité 48 kg/m<sup>3</sup>, d'épaisseur 20 mm et dont la cellule hexagonale est inscrite dans un cercle de 3,2 mm de diamètre. L'insert est installé au centre de l'éprouvette de dimension 100 x 100 x 21,1 mm. La géométrie du panneau sandwich est visible Figure 5-36 et la forme de l'insert DIN 65307-0615D Figure 5-37.

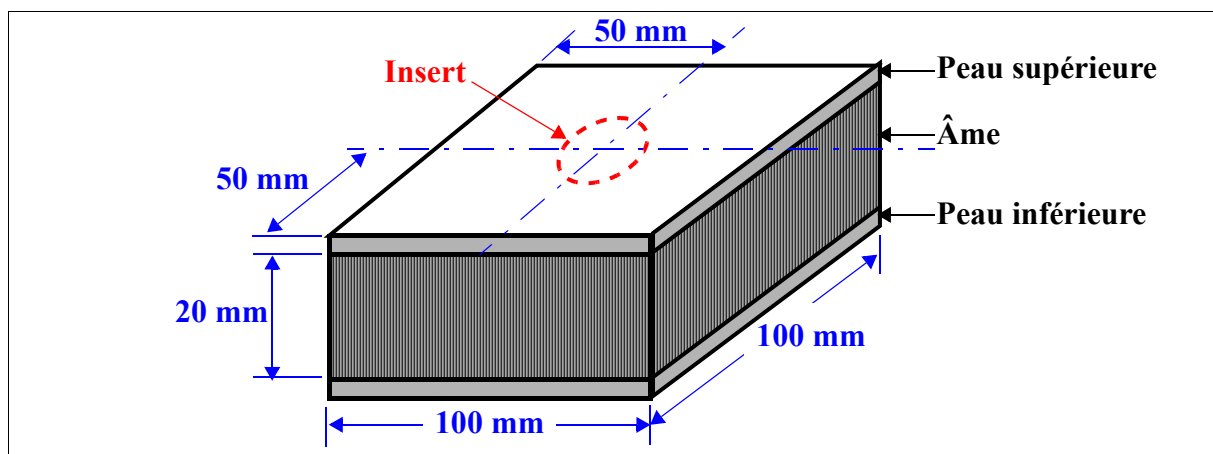


Figure 5-36 : Géométrie et dimensions de l'éprouvette.

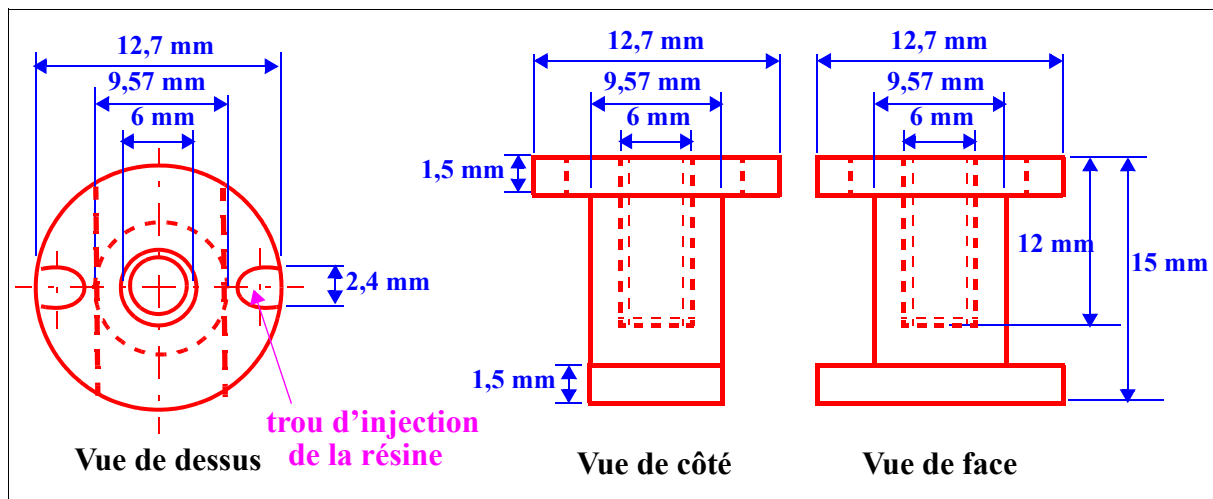


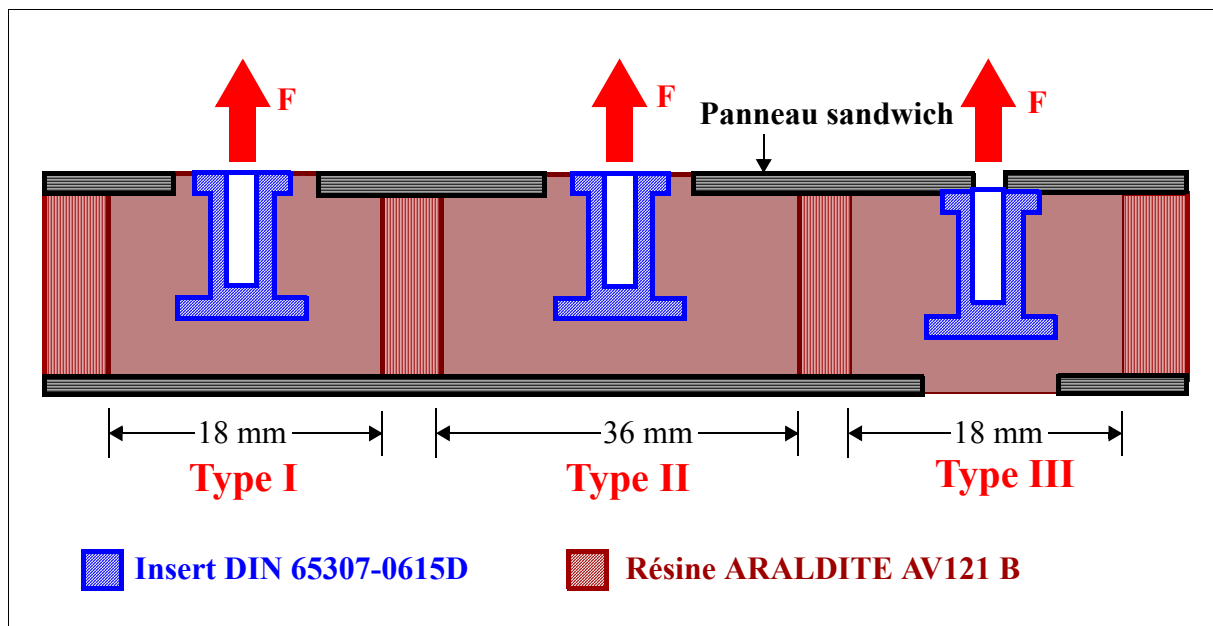
Figure 5-37 : Géométrie de l'insert DIN 65307-0615D.

Trois types d'insert sont étudiés (Figure 5-38). La première configuration "Type I" (visible Figure 5-39) est obtenue par la séquence suivante :

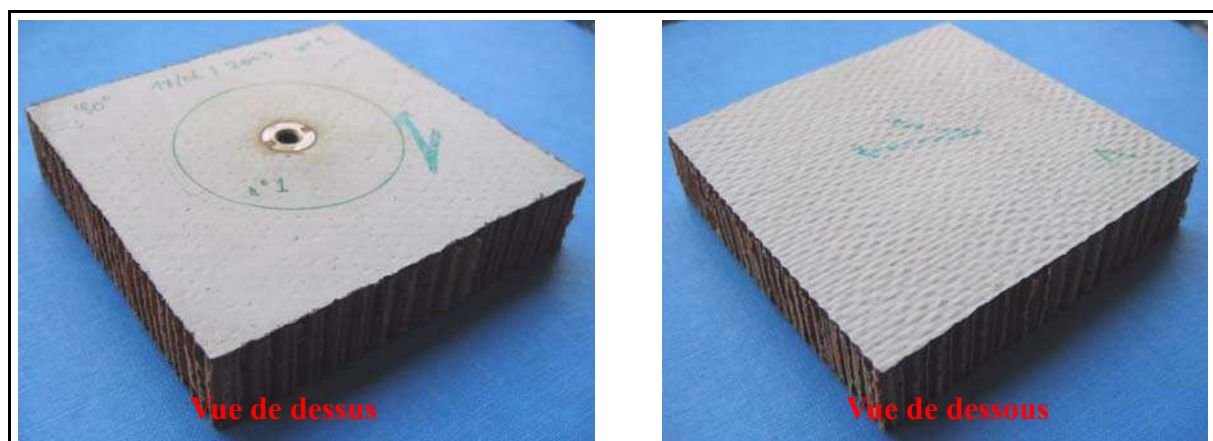
- Perçage de la peau supérieure au diamètre de l'insert (12,7 mm),
- Détourage du nid d'abeille au diamètre de 18 mm,

- Installation d'un insert à l'aide d'un masque afin qu'il affleure correctement.
- Injection de la résine de densification ARALDITE AV121 B par un premier trou. L'air emprisonné doit sortir par un autre trou de l'insert. Cette phase est délicate et nécessite un certain savoir-faire car il est facile d'emprisonner de l'air dans la zone de renfort.
- Durcissement de la résine à température ambiante.

La mise en place de l'insert de configuration Type II est identique au précédent. Seul le diamètre de détournement est supérieur et vaut 36 mm.



*Figure 5-38 : Configurations des éprouvettes avec insert métallique.*



*Figure 5-39 : Éprouvette "Type I".*

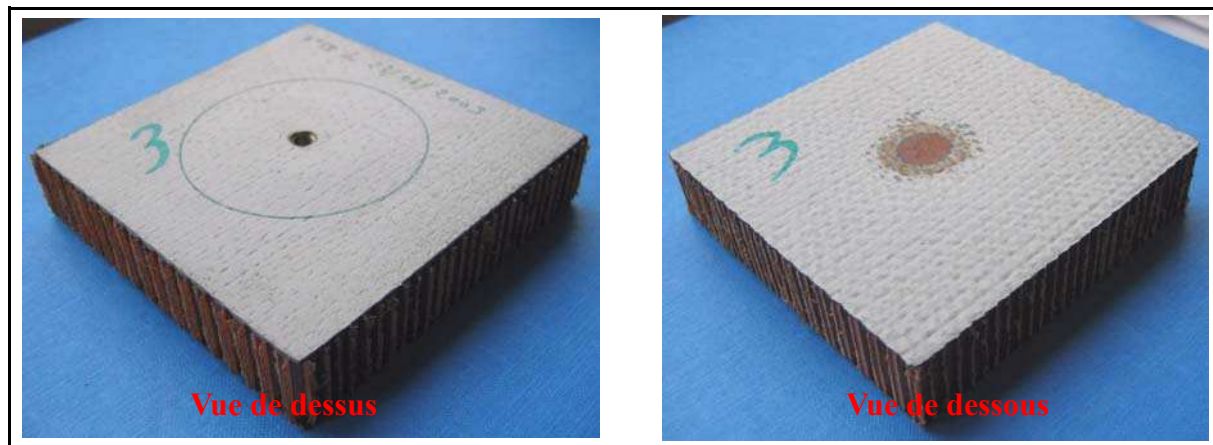
Pour l'insert de Type III, la méthodologie est différente :

- Perçage au diamètre de l'insert : 12,7 mm dans la peau inférieure et le nid d'abeille.
- Perçage d'un trou de diamètre de 6 mm dans la seconde peau (de manière à laisser

passer la vis).

- Détourage du nid d'abeille sur un diamètre 18 mm.
- Installation de l'insert en regard de ce trou et en contact avec la peau.
- Remplissage des parties évidées par la même résine.
- Durcissement de la résine à température ambiante.

Le résultat est visible Figure 5-40. Le but de ce type de mise en place est de faire travailler davantage la peau en arrachement.



*Figure 5-40 : Éprouvette "Type III".*

Au total, quarante éprouvettes ont été réalisées dont vingt éprouvettes pour le "Type I", seize éprouvettes pour le "Type II" et quatre éprouvettes pour le "Type III".

### 5.3.3-DESCRIPTION DES ESSAIS D'ARRACHEMENT SOUS DIVERS ANGLES.

Le principe du montage d'essai consiste à charger par l'intermédiaire d'une chape l'éprouvette mise en appui sur un plan inclinable (Figure 5-41 et Figure 5-43). Un alésage de diamètre 60 mm est usiné sur l'appui plan de manière à autoriser la flexion de l'éprouvette lors de l'arrachement. L'éprouvette est mise en place sur la surface inférieure du plateau inclinable (Figure 5-43). Différents alésages sont positionnés sur la chape de manière à ce que la résultante de l'effort exercé passe à la base de la jonction insert/chape et soit orientée suivant un angle de 0°, 30°, 45°, 90° par rapport à la verticale machine. Des piges métalliques servent à positionner le plan inclinable.

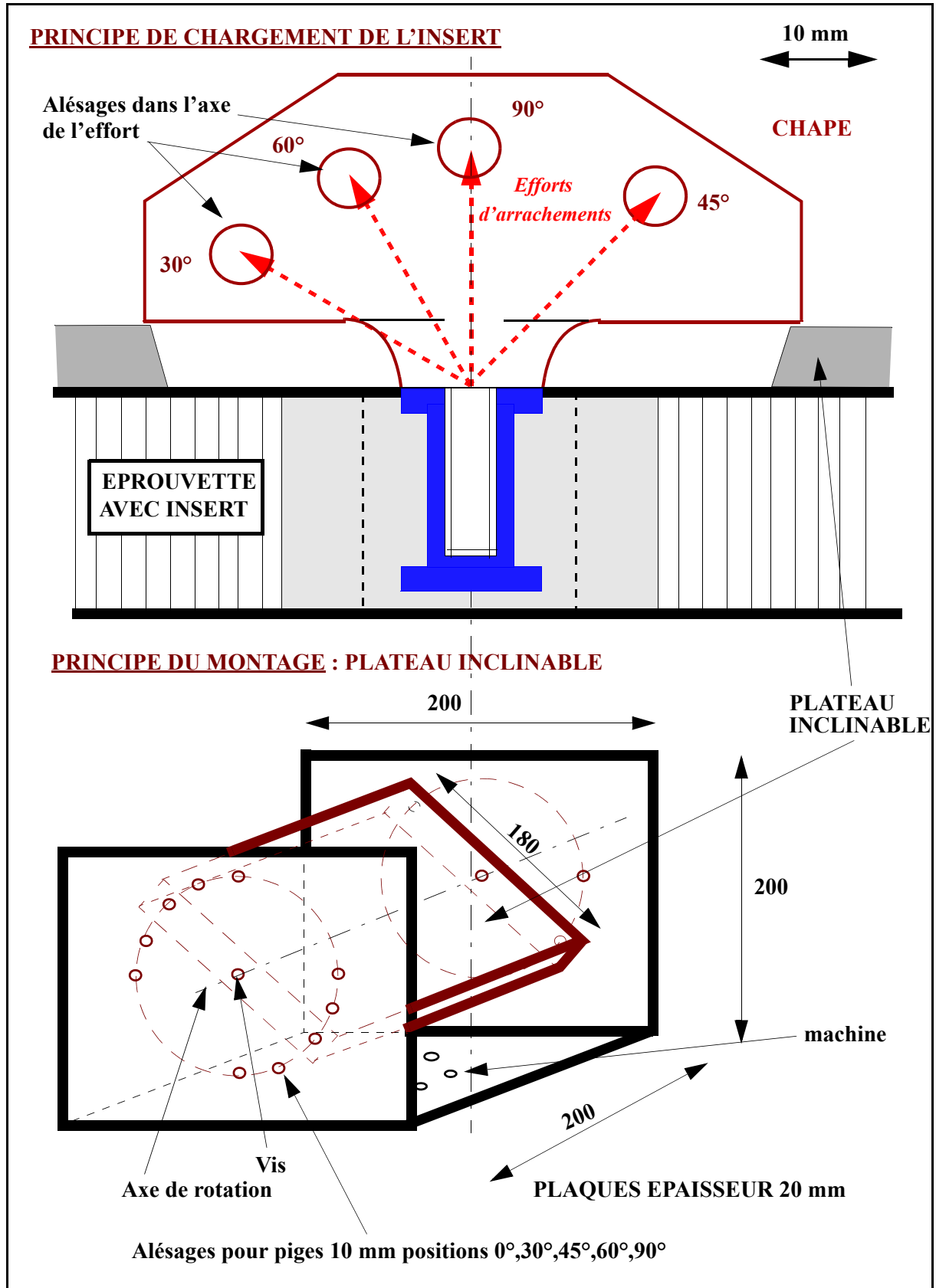
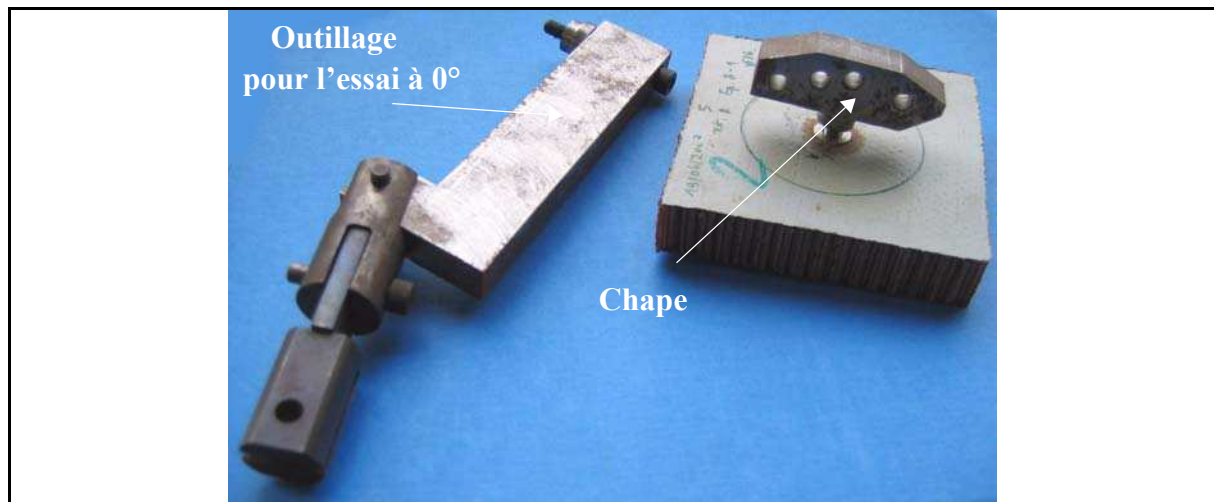
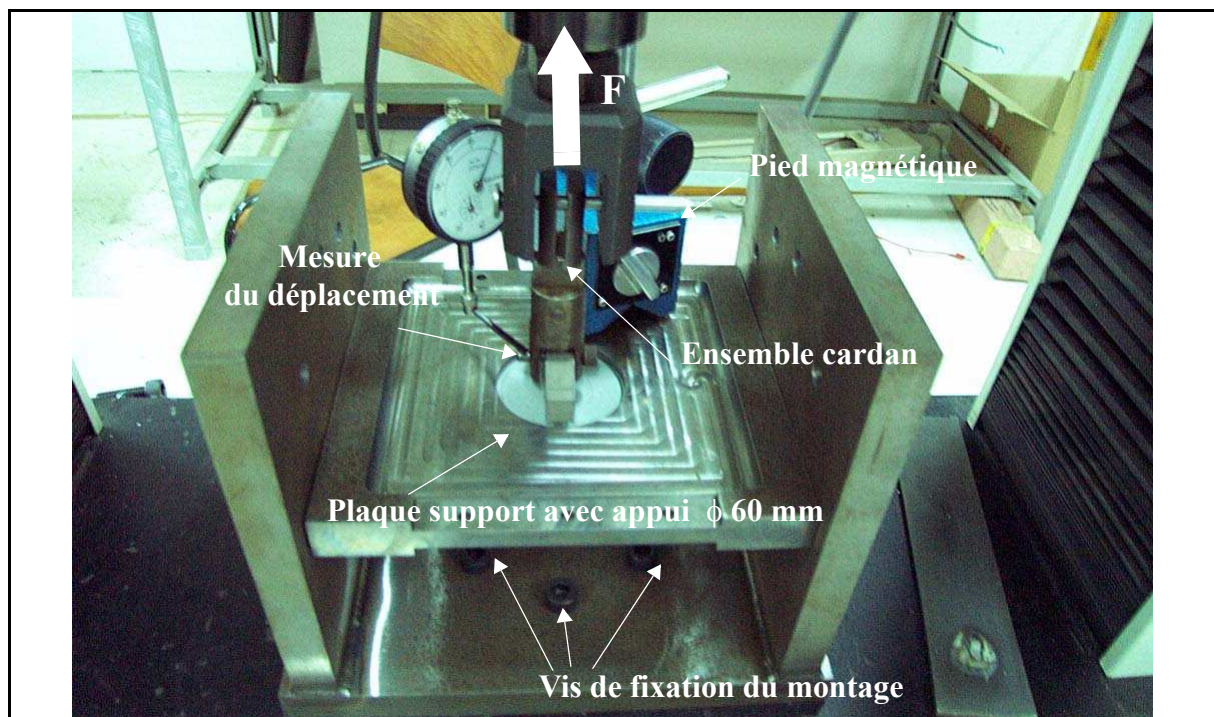


Figure 5-41 : Principe du montage d'essais d'insert métallique.

Un outillage spécifique a été utilisé pour les essais d'arrachement suivant l'horizontale (Figure 5-42). Ce montage est monté sur une machine INSTRON de capacité 100 kN. Un comparateur est utilisé pour mesurer le déplacement du plateau support. Les essais sont réalisés par palier à une vitesse de 0,5 mm/min. Le déplacement vertical de l'insert est mesuré par l'intermédiaire d'un comparateur à levier positionné sur l'axe de la chape. L'effort est donné par la cellule de la machine. Pour les essais à 0°, 30°, 45° et 60°, une butée en aluminium est ajoutée afin de reprendre la composante tangentielle de l'effort d'arrachement et d'éviter le glissement de l'éprouvette. (Figure 5-44).

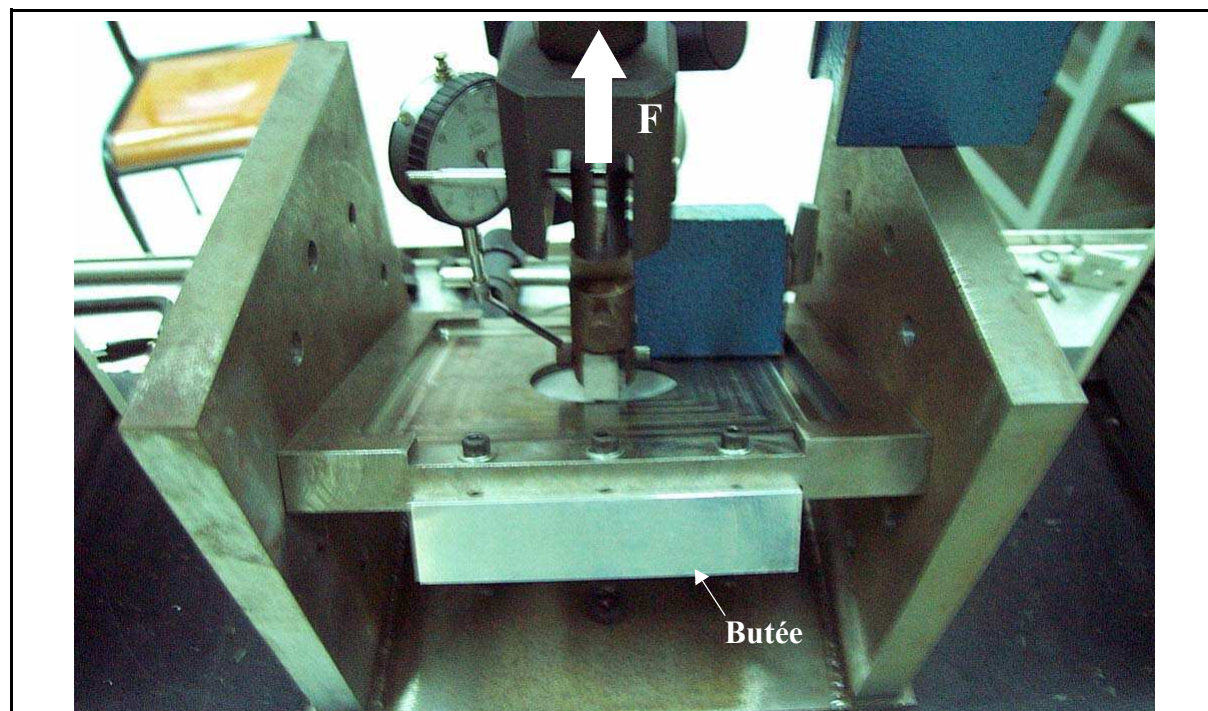


*Figure 5-42 : Vue de l'outillage pour l'essai à 0° et de la chape pour les autres essais.*



*Figure 5-43 : Vue générale de l'outillage.*

Quarante éprouvettes ont été testées à l'arrachement sous divers angles. Le détail des essais effectués est présenté Tableau 5-9. Le nombre d'éprouvette par type et par essai est de quatre ce qui correspond au nombre minimal pour déterminer la résistance ultime de l'insert. Les courbes effort/arrachement permette de déterminer la charge extrême de l'insert et, par l'analyse de la perte de linéarité, de déterminer en certification la charge limite.



*Figure 5-44 : Mise en place d'une éprouvette, cas d'un essai à 30°.*

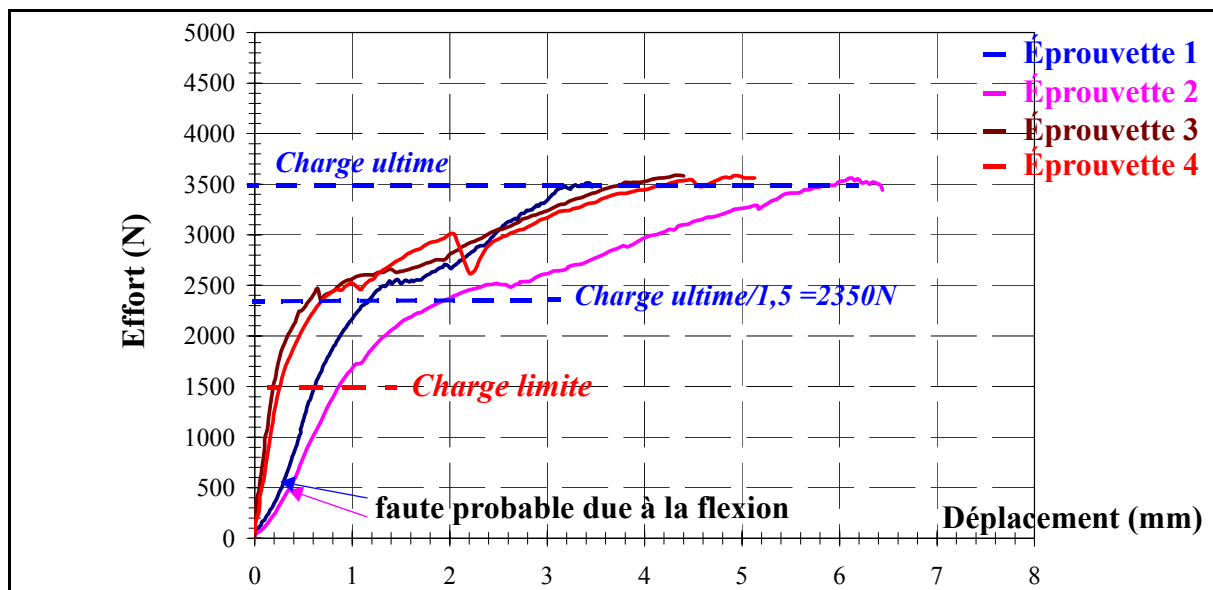
*Tableau 5-9 : Nomenclature des éprouvettes testées.*

Orientation du chargement	Nombre d'éprouvette		
	Type I	Type II	Type III
90°	4	4	4
60°	4	4	-
45°	4	-	-
30°	4	4	-
0°	4	4	-
Total	20	16	4
	<b><u>40</u></b>		

### 5.3.4-RÉSULTATS DES ESSAIS D'ARRACHEMENT.

#### ÉPROUVETTE "TYPE I".

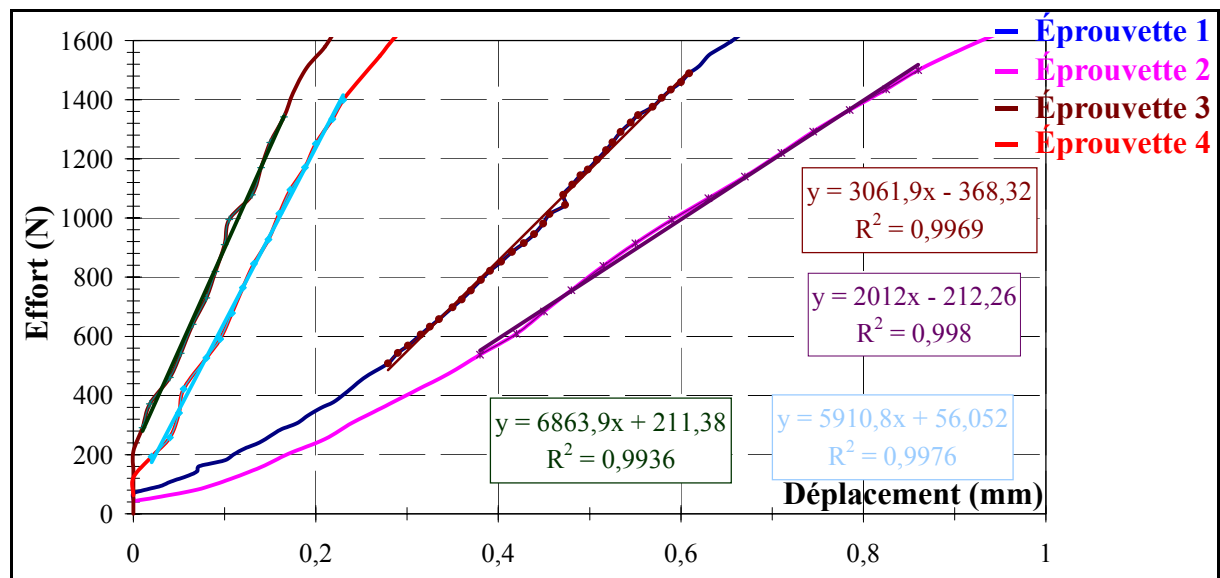
La Figure 5-45 présente les courbes effort-déplacement pour l'essai d'arrachement des éprouvettes de "Type I". Le déplacement mesuré pour les éprouvettes 1 et 2 n'est pas significatif car le comparateur était positionné sur la chape. Il semble que celle-ci fléchisse ce qui perturbe ces mesures car le déplacement de solide est mesuré. Aussi, à partir de l'essai 3, le levier du comparateur est placé sur l'axe de chargement (voir Figure 5-43). Globalement les courbes d'arrachement présentent des non-linéarités à partir de 1500 N. Un changement de pente très marqué se produit à partir de 2000 N puis la charge continue à augmenter quasi-linéairement. La rupture est brutale et ne peut être enregistrée ici à cause du chargement par paliers successifs. Les valeurs des charges ultimes sont : 3473 N, 3444 N, 3605 N et 3546 N. La valeur moyenne est 3517 N.



**Figure 5-45 : Relations effort d'arrachement/déplacement pour les éprouvettes de "Type I".**

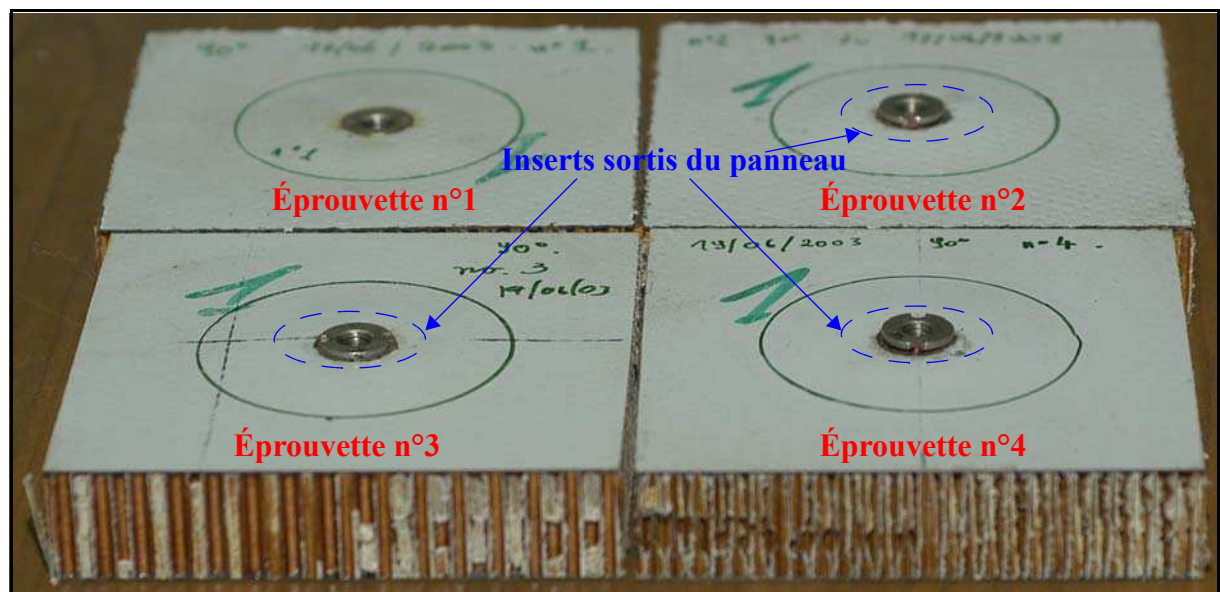
Si l'on prend cette valeur pour charge extrême, la charge limite serait environ 2350 N. Or, il s'avère que les pertes de linéarité se produisent pour des charges inférieures. On doit donc identifier les valeurs correspondantes pour déterminer les charges limites. Il est difficile d'estimer la zone linéaire de manière précise (Figure 5-46) aussi la zone de calcul de la régression linéaire a été fixée entre 500 N et 1500 N pour les deux premières éprouvettes et entre 200 N et 1500 N pour les éprouvettes 3 et 4 (voir la méthodologie Figure 5-46). Les valeurs de raideur obtenues sont respectivement 2012 et 3062 N/mm puis 5706 N/mm et 6887 N/mm. Seuls les deux derniers essais sont significatifs et la raideur moyenne obtenue est

6296,5 N/mm. On constate une forte dispersion des résultats en raideur alors que les valeurs de charge à rupture sont paradoxalement plus homogènes.



**Figure 5-46 : Détermination des raideurs expérimentales des essais d'arrachement d'éprouvettes de "Type I".**

Les charges limites sont identifiées quand un écart de plus de 1% de la courbe expérimentale par rapport à la droite de régression linéaire est détecté. Ces charges sont 1561 N, 1367 N, 1516 N et 1416 N. Il faudrait faire des essais de cyclage pour déterminer la limite réelle du domaine élastique.



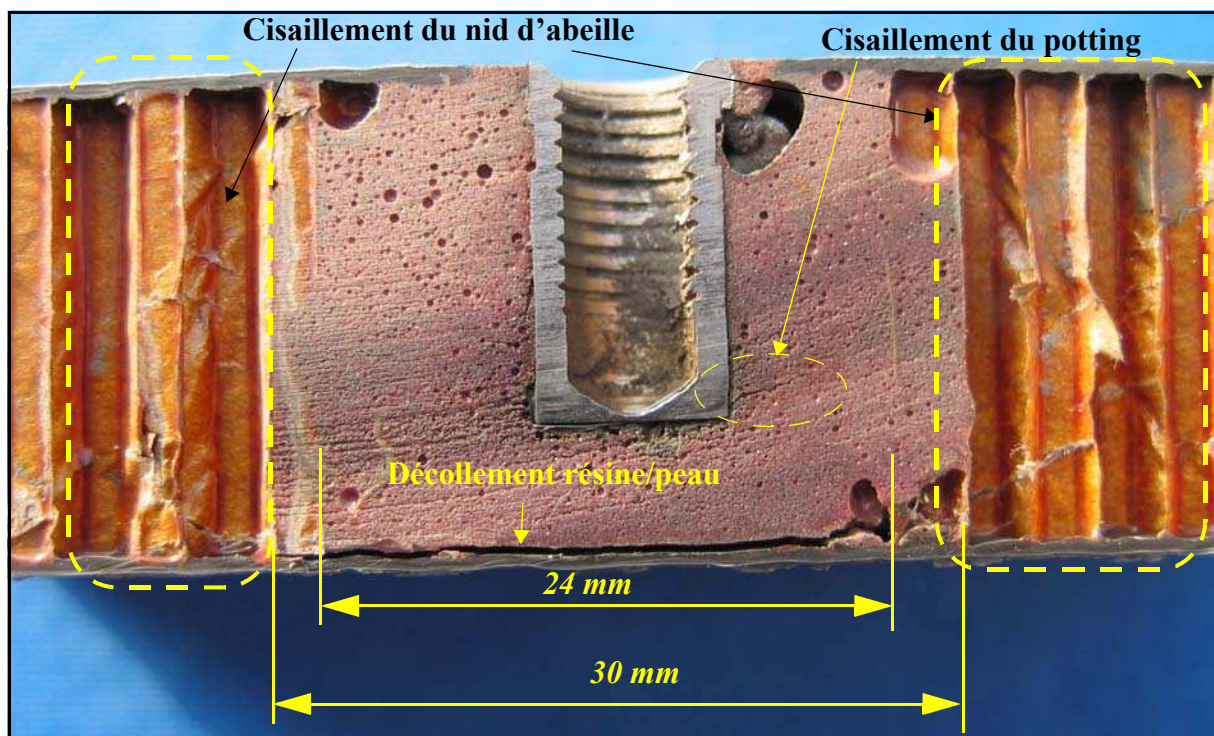
**Figure 5-47 : Aspect extérieur des éprouvettes de "Type I" après charge ultime.**

L'aspect extérieur des éprouvettes après rupture est visible Figure 5-47. Les inserts sont visiblement sortis de la peau dans 3 cas sur 4. Il convient aussi de noter qu'avant relâchement



de l'effort après rupture, un enfoncement important de la peau inférieure est visible à l'oeil nu. On peut remarquer aussi que les inserts ne sont plus horizontaux ce qui implique une rotation solide de la chape et pose des questions quant à la validité de la mesure en déplacement qui est effectuée sur l'axe de la chape.

Les éprouvettes 1 et 4 sont coupées pour une analyse post-mortem (voir Figure 5-48 et Figure 5-49). Suivant l'axe de coupe ( $0^\circ$  ou  $90^\circ$ ), le même insert présente un aspect différent. La résine présente un certain nombre de bulles d'air résiduelles ce qui peut expliquer que les variations de rigidité peuvent être très importantes. Le protocole de mise en place des inserts est donc particulièrement important pour assurer le collage. Ces défauts sont liés à la difficulté de remplir correctement le volume évidé. Le diamètre de détournage réel s'avère plus grand que le diamètre prescrit de 18 mm. En fait, suivant les cellules coupées ou non, ce diamètre varie entre 24 et 30 mm. Cette forte dispersion géométrique est à l'origine des dispersions en terme de charges et de raideurs observées.



**Figure 5-48 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 1 (Coupe à  $0^\circ$ ).**

Le même type de plissement irréversible du nid d'abeille que pour l'insert obtenu par densification de résine est observé en bordure de résine et jusqu'au diamètre d'appui 60 mm. Pour l'insert 1 les modes d'endommagement observés sont : flambement en cisaillement du nid d'abeille, décollement résine/peau inférieure et cisaillement du potting. Pour l'insert 4, qui est en parti sorti du panneau, une compression locale irréversible de la résine est constaté ainsi

qu'un décollement insert/résine sur toute la hauteur de l'insert.

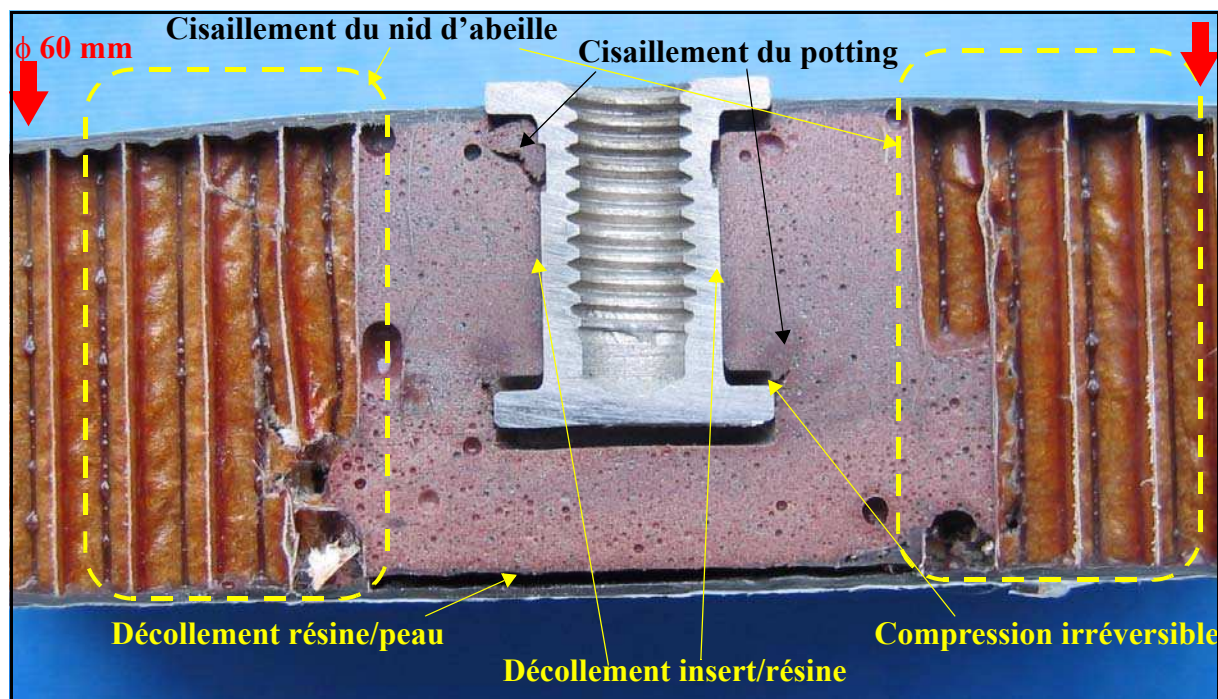


Figure 5-49 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 4 (Coupe à 90°).

## ÉPROUVETTE "TYPE II".

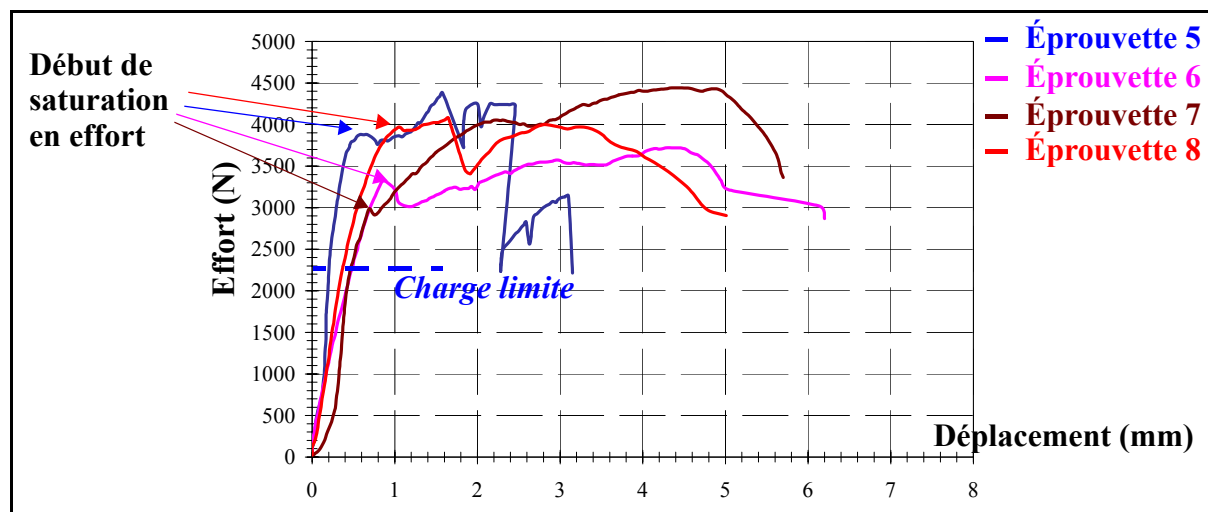


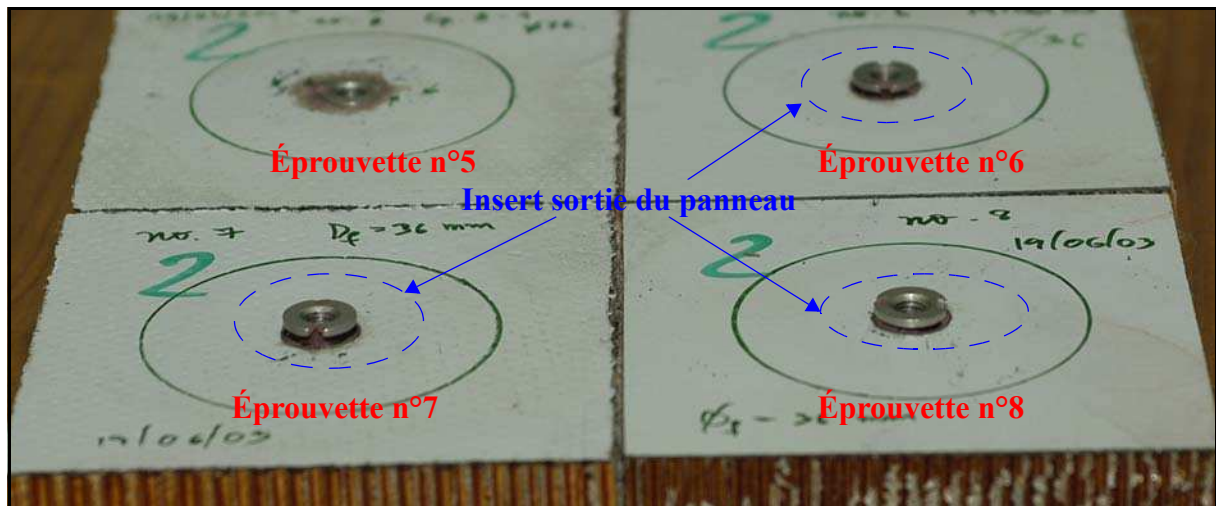
Figure 5-50 : Relations effort d'arrachement/déplacement pour les éprouvettes de "Type II".

La Figure 5-50 présente les courbes effort-déplacement pour l'essai d'arrachement des éprouvettes de "Type II". Rappelons que cette éprouvette a un diamètre de détourage 2 fois plus grand que l'éprouvette de "Type I". L'analyse des raideurs montre une dispersion très importante 19303; 3945,9; 10592 et 6503 N/mm. La valeur de la raideur moyenne n'est donc

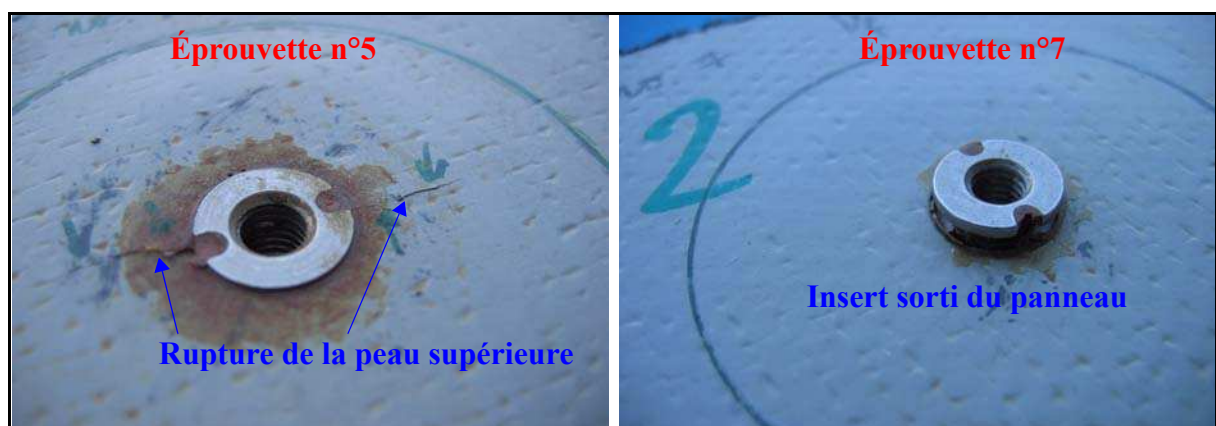
pas significative. Le début de saturation en effort marqué, par une chute de raideur ou un palier, se produit pour des niveaux de charge compris entre 2989 N et 3968 N. Les charges extrêmes sont 4382 N, 3718 N, 4440 N et 4078 N. La valeur moyenne de ces charges est 4155 N. Globalement la dispersion des résultats est supérieure pour ce type d'éprouvettes.

Les charges limites sont identifiées quant un écart de plus de 1% de la courbe expérimentale par rapport à la droite de régression linéaire est détecté. Ces charges pour ce type d'éprouvettes sont 2205 N, 2543 N, 2128 N et 2165 N. La valeur moyenne de la charge limite est 2260 N.

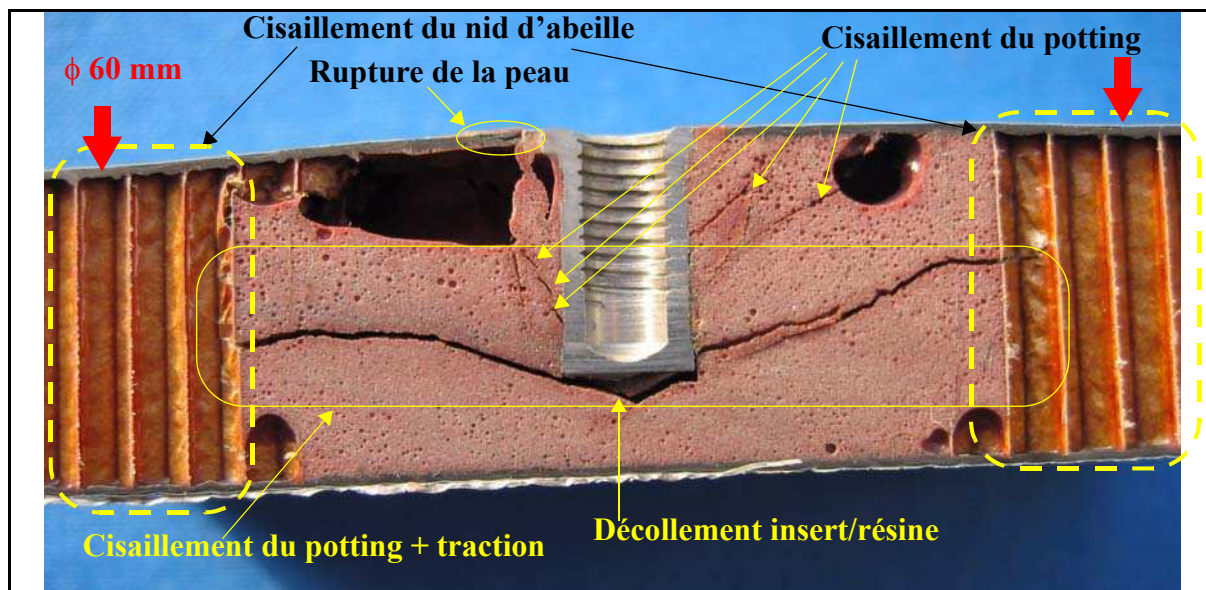
L'aspect extérieur des éprouvettes après rupture est visible Figure 5-51. Les inserts sont visiblement sortis de la peau dans 3 cas sur 4. Seule l'éprouvette numéro 5 présente une rupture de la peau (Figure 5-52). Son aspect net laisse à penser à une rupture en traction.



*Figure 5-51 : Aspect extérieur des éprouvettes de "Type II" après charge ultime.*



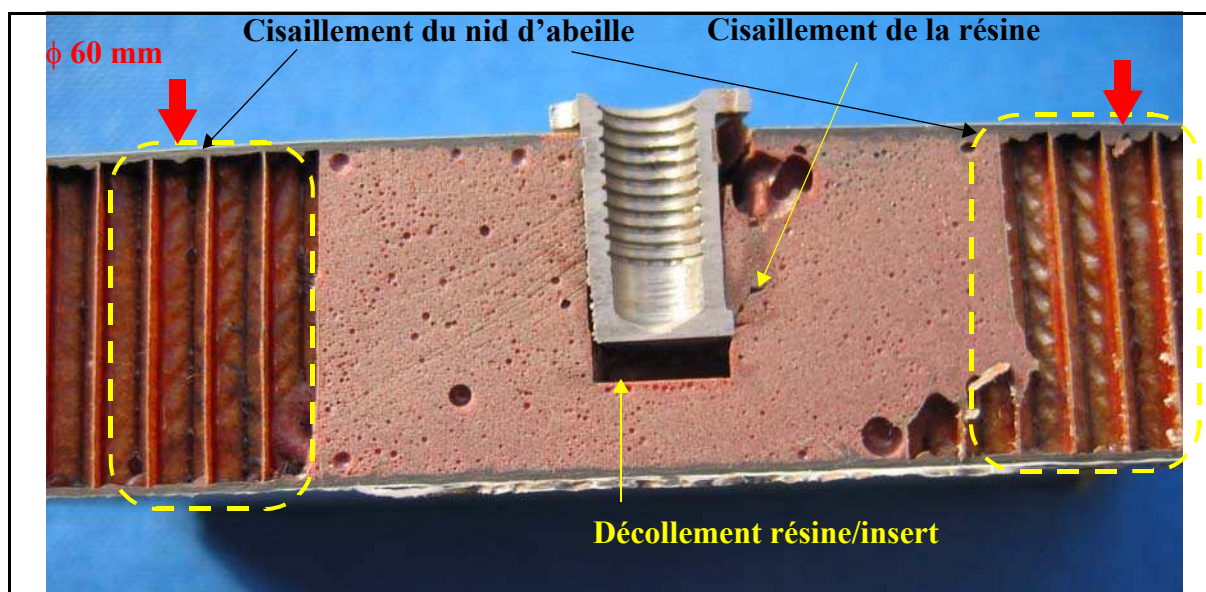
*Figure 5-52 : Aspects finaux des éprouvettes numéro 5 et 7 après charge ultime.*



*Figure 5-53 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 5 (Coupe à 0°).*

Les éprouvettes numéro 5 et 8 sont coupées pour analyse. Un énorme défaut est présent pour l'éprouvette numéro 5 sous la forme d'une grande bulle d'air. Il est probable que ce défaut soit à l'origine du mode de rupture différent observé sous la forme de rupture de la peau.

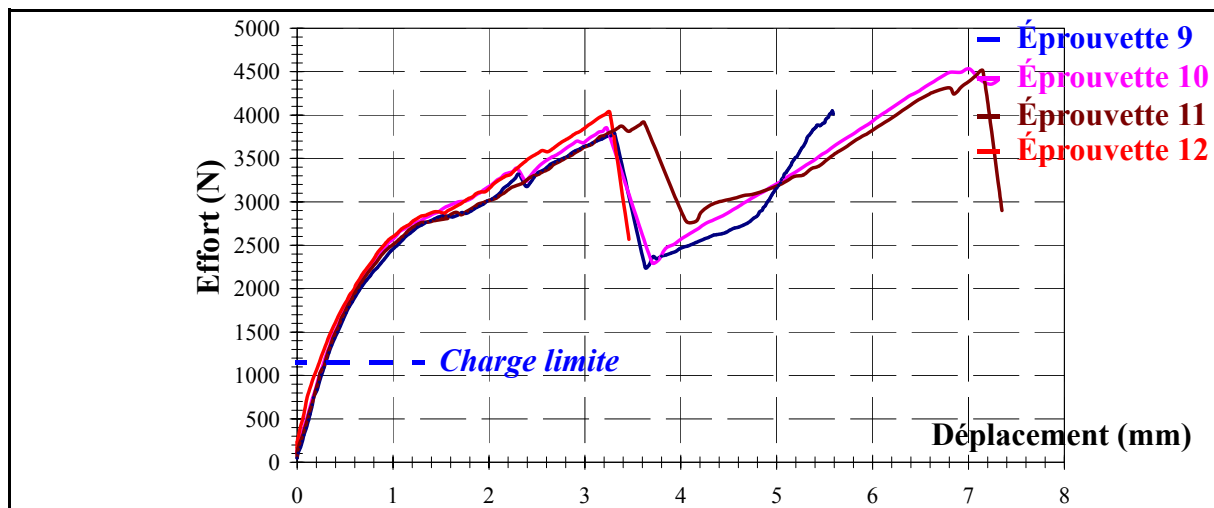
Les mêmes types d'endommagement sont observés : flambement en cisaillement du nid d'abeille, cisaillement et compression locale irréversible de la résine, décollement insert/résine sur toute la hauteur de l'insert. On notera toutefois l'absence de décollement résine/peau inférieure.



*Figure 5-54 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 8 (Coupe à 0°).*

## ÉPROUVETTES "TYPE III".

La Figure 5-55 présente les courbes effort-déplacement pour l'essai d'arrachement des éprouvettes de "Type III". Rappelons que ce type d'éprouvette a un insert "inversé". L'analyse des raideurs linéaires présente une dispersion de seulement 1%. La valeur moyenne est 3566,45 N/mm. Les courbes sont sensiblement identiques avec une première perte brutale de raideur pour un effort d'environ 2700 N suivi par une reprise de raideur et une rupture finale. Les charges maximales relevées sont respectivement : 4078 N, 4400 N et 4505 N. L'essai de l'éprouvette numéro 12 a été volontairement arrêté après la première chute de raideur pour observer les modes d'endommagement. Les charges limites sont identifiées quand un écart de plus de 1% de la courbe expérimentale par rapport à la droite de régression linéaire est détecté. Ces charges sont 1149 N, 1189 N, 1121 N et 1137 N. La valeur moyenne de la charge limite est 1150 N ce qui donnerait une charge extrême de 1720 N très inférieure à la valeur moyenne à rupture constatée (4327 N).



**Figure 5-55 : Relations effort d'arrachement/déplacement pour les éprouvettes de "Type III".**

L'aspect extérieur des éprouvettes de cette série est visible Figure 5-56. La peau supérieure présente une déformation permanente. Les ruptures de peau en traction apparaissent clairement en périphérie de l'insert. L'éprouvette numéro 12 dont l'essai a été arrêté ne présente aucun mode de rupture apparent. Les éprouvettes 11 et 12 sont coupées pour analyse post-mortem. Le même type de défaut est présent avec en plus ce qui semble être une rupture en traction du nid d'abeille. Le décollement potting/peau inférieure est particulièrement marqué et est le seul endommagement présent lors de l'essai arrêté. Par conséquent, la première chute brutale de raideur peut lui être attribuée. Le fait que la peau supérieure soit encore intacte explique la reprise de raideur et les sollicitations importantes qu'elle subit qui conduisent à sa rupture.

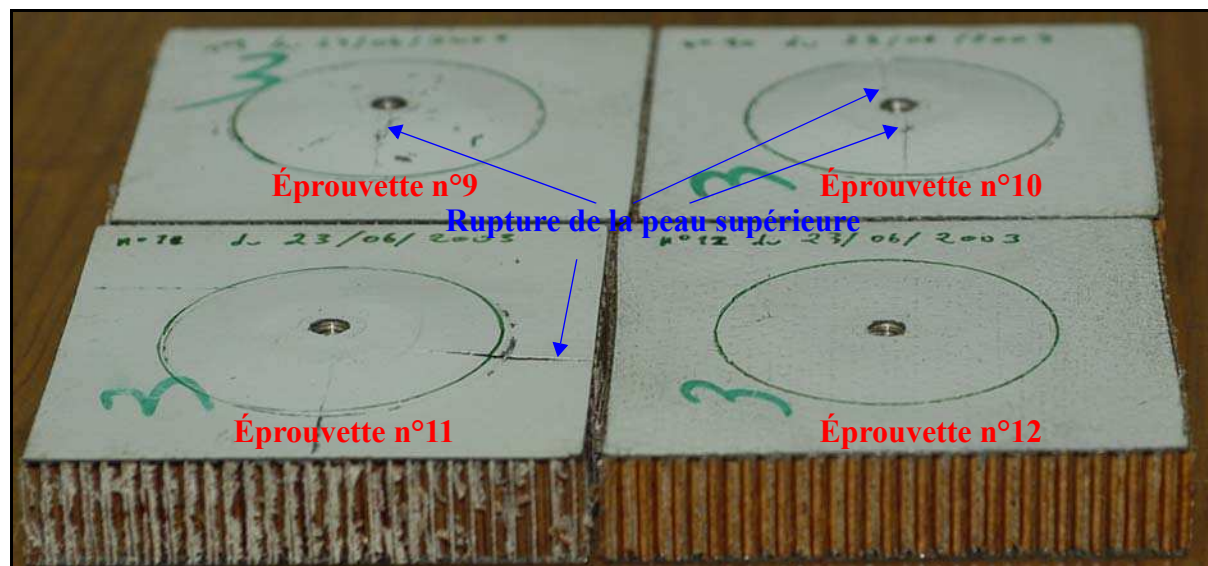


Figure 5-56 : Aspect extérieur des éprouvettes de "Type III" après charge ultime.

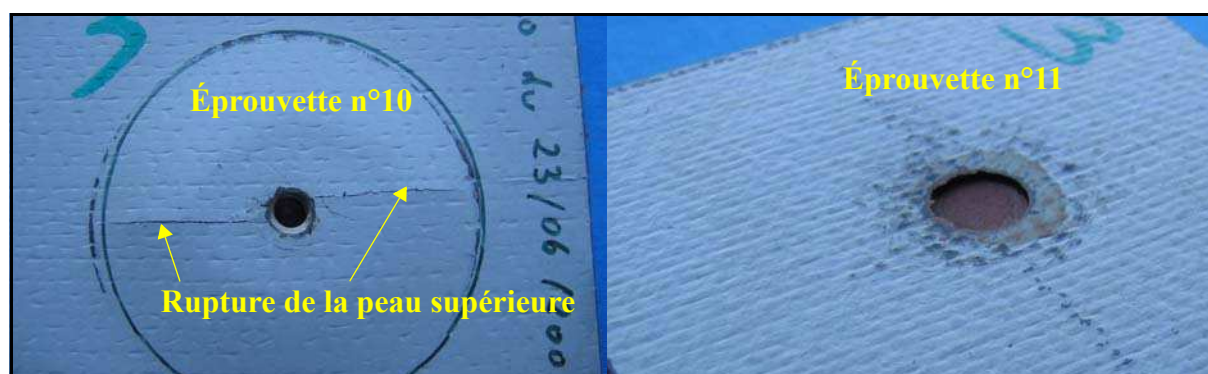


Figure 5-57 : Détails de l'aspect après rupture des éprouvettes n°10 et 11.

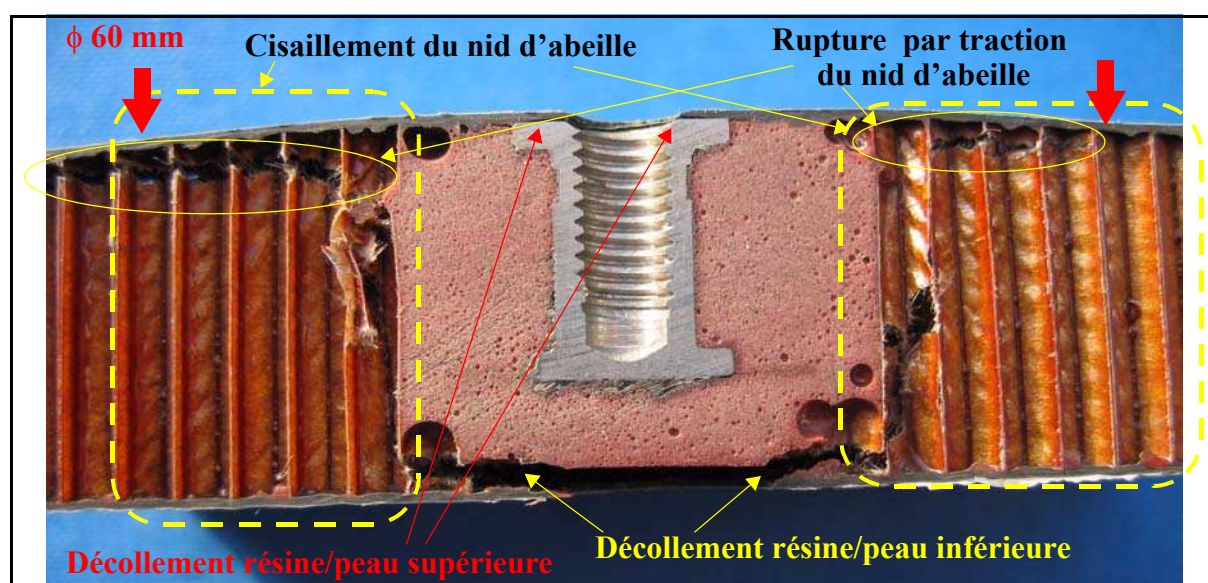
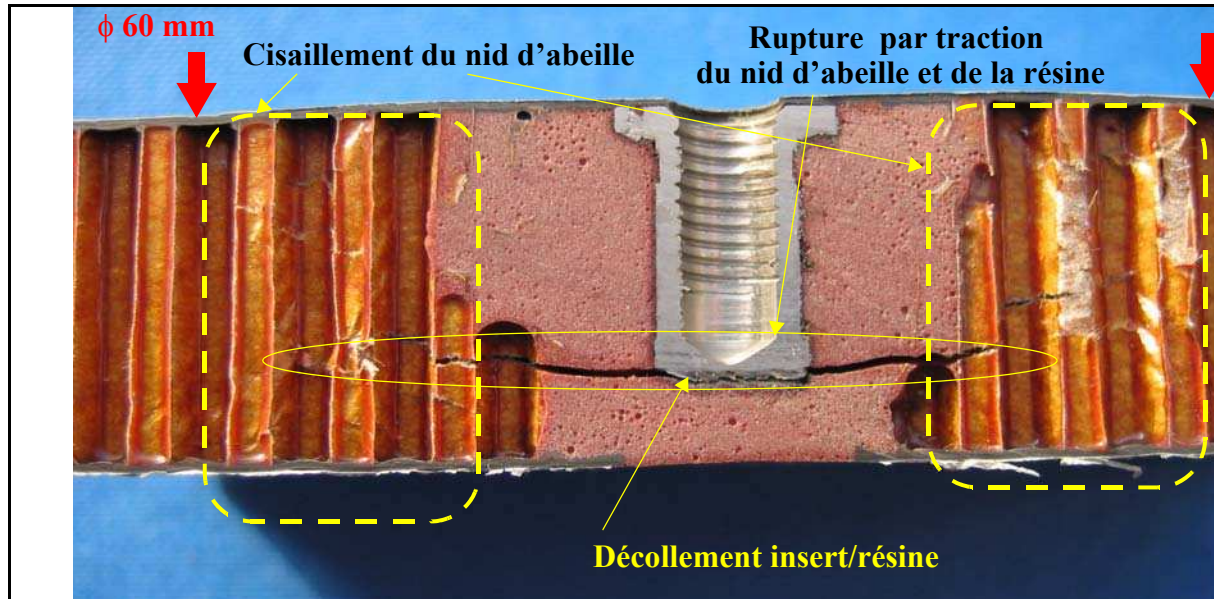


Figure 5-58 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 11 (Coupe à 90°).



*Figure 5-59 : Analyse post-mortem de l'éprouvette 12 (Coupe à 0°).*

### 5.3.5-CONCLUSIONS DES ÉTUDES EXPÉRIMENTALES.

Les essais d'arrachement ont permis de retrouver comme mode d'endommagement le plissement en cisaillement du nid d'abeille. Les courbes d'arrachement présentent des allures variables suivant le type d'insert. Comme, l'analyse post-mortem des éprouvettes l'a montré, les modes d'endommagement sont plus variés que pour l'insert obtenu par densification. En particulier, les modes de rupture qui ne sont pas pris en compte dans le modèle d'insert développé sont :

- Rupture en cisaillement de la résine.
- Rupture en traction de la résine.
- Rupture de l'interface peau/résine.
- Rupture de l'interface insert/résine.
- Rupture en traction ou compression du nid d'abeille.

Par ailleurs les essais montrent une dispersion importante en termes de raideur (Tableau 5-10) ou de résistances (Tableau 5-11). Il est probable que ces raideurs comme les résistances sont affectées par les dispersions de réalisation du renfort en résine lié au mode de mise en place manuel. Ces dispersions sont liées d'une part à la présence plus ou moins importante de bulles d'air dans la résine et au diamètre de détournement du nid d'abeille qui est très variable. L'analyse des courbes montre une perte de linéarité qui permet de calculer la charge limite de cette structure à l'arrachement qui doit être une valeur minimale. Des essais de cyclage sont

nécessaire pour la déterminer plus précisément. Dans tous les cas, la charge extrême calculée à partir de cette valeur est inférieure à la charge ultime obtenue en essais.

*Tableau 5-10 : Tableau récapitulatif des raideurs obtenues en essais.*

Raideurs (N/mm)					
Type I		Type II		Type III	
Essais	Moyenne	Essais	Moyenne	Essais	Moyenne
6863,9 5910,8	6387	20442 4120,4 10592 6580,5	10433,7	3577,7 3586,1 3536 3566	3566,45

*Tableau 5-11 : Tableau récapitulatif des charges maximales obtenues en essais.*

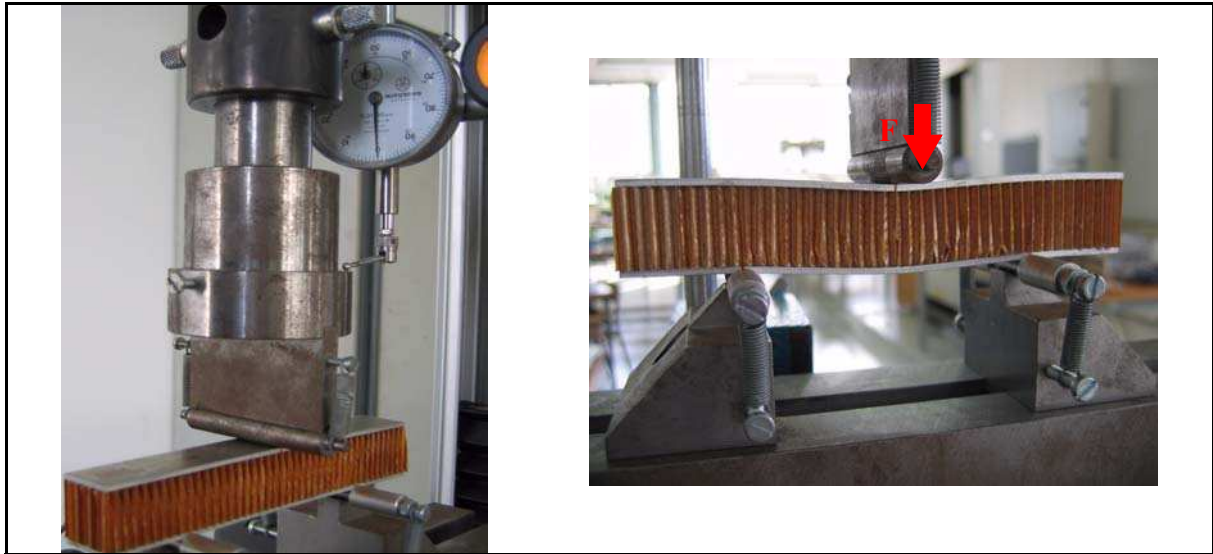
Rupture (N)					
Type I		Type II		Type III	
Essais	Moyenne	Essais	Moyenne	Essais	Moyenne
3473, 3444, 3605, 3546	3517	4382, 3718, 4440, 4078	4155	4078, 4400, 4505	4328

### 5.3.6-IDENTIFICATION DES LOIS DE DÉGRADATION.

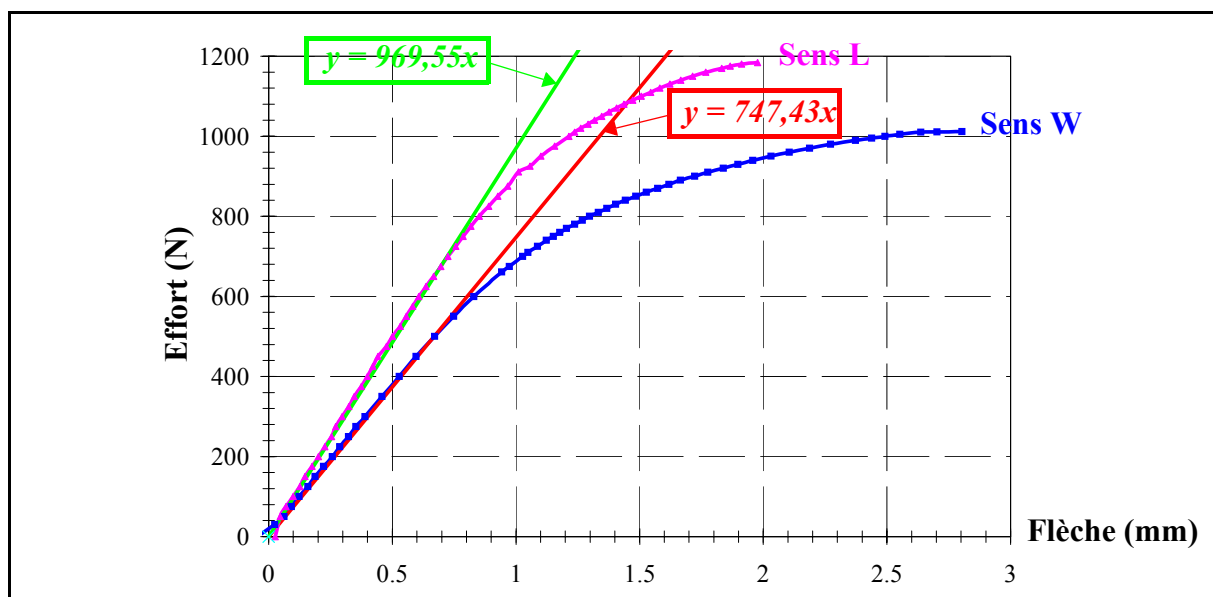
#### LOI DE DÉGRADATION EN CISAILLEMENT TRANSVERSE DE L'ÂME.

La même méthode que celle développée pour l'insert obtenue par densification est utilisée pour tester le nid d'abeille Nomex de ces inserts. Le nid d'abeille de densité  $48 \text{ kg/m}^3$ , d'épaisseur 20 mm et dont la taille de cellule est de 3,2 mm de diamètre au lieu de 4,8 mm de diamètre pour les inserts obtenus par densification. Les éprouvettes sandwich sont réalisées avec des peaux en aluminium. Les dimensions des éprouvettes sont  $140 \times 20 \times 24 \text{ mm}^3$ . Les lois de dégradations sont identifiées pour les deux sens L et W. La distance entre appui est toujours de 80 mm. Le montage est visible Figure 5-60. Les essais sont réalisés en imposant le déplacement avec la vitesse de 0,5 mm/min. La flèche est mesurée par un comparateur.



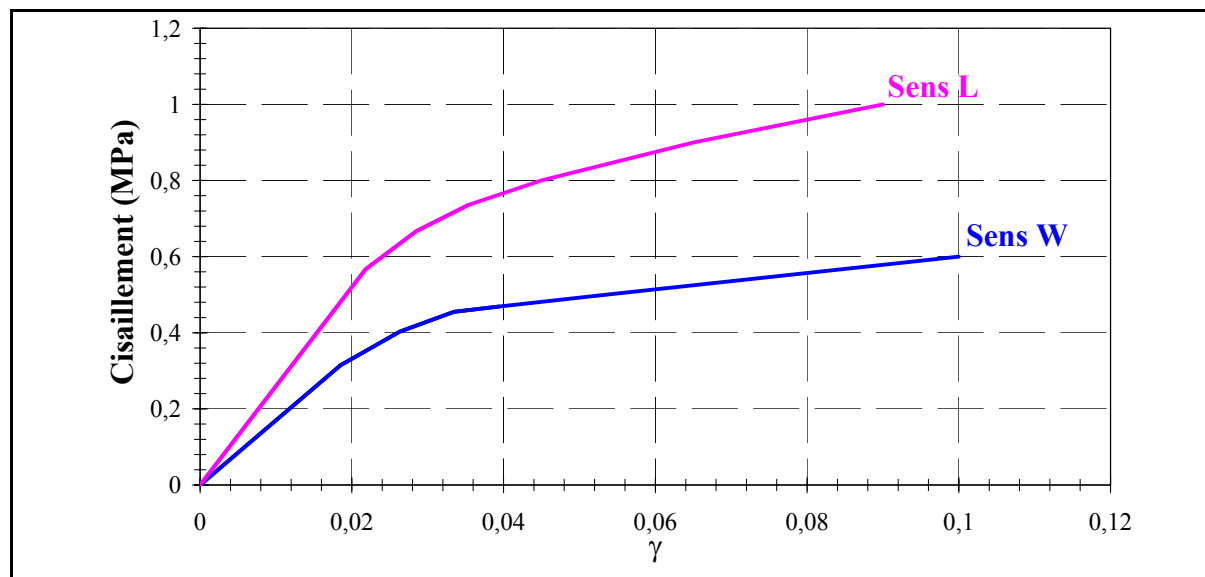


**Figure 5-60 : Essai d'identification de la loi d'endommagement du nid d'abeille en flexion 3 points et déformée de l'éprouvette en fin d'essai.**



**Figure 5-61 : Courbe effort/flèche de l'essai en flexion 3 points du nid d'abeille.**

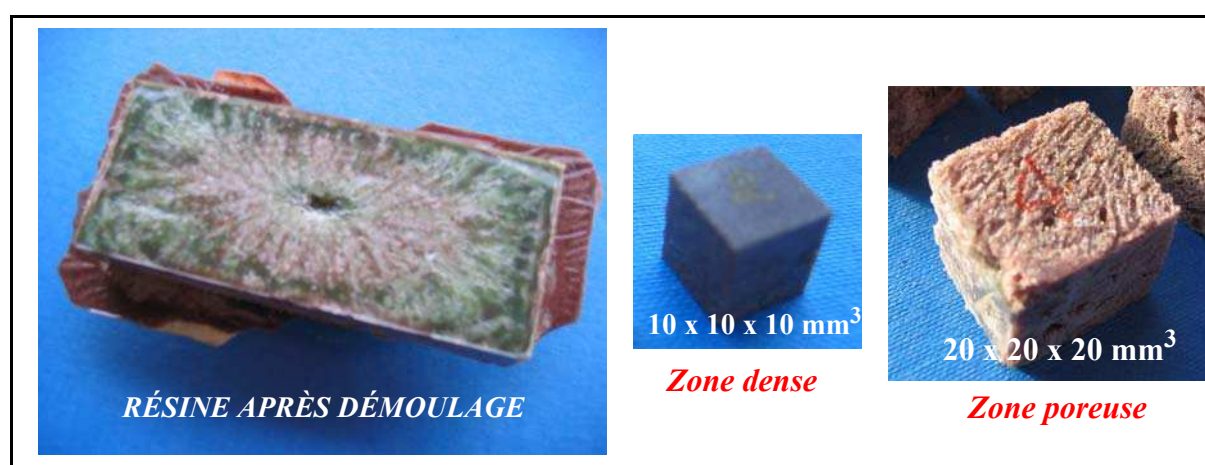
La relation entre l'effort et la flèche pour chaque configuration est montrée Figure 5-61. L'effort maximum est environ 1000 N pour l'éprouvette sens W et 1200 N pour l'éprouvette sens L. Le début de dégradation en cisaillement du nid d'abeille correspond à la charge de 570 N pour l'éprouvette sens W et 760 N pour l'éprouvette sens L. L'analyse de la partie linéaire conduit à identifier un module de cisaillement  $G_L$  égale à 26 MPa et un module  $G_W$  égale à 17 MPa. Les lois de dégradation du cisaillement qui sont identifiées à l'aide de la modélisation éléments finis sont données Figure 5-62.



**Figure 5-62 : Lois de comportement en cisaillement transverse du nid d'abeille implémenté dans le modèle.**

Le plissement du nid d'abeille est toujours observé visuellement pendant l'essai. Toutefois, après essais très peu de plissements résiduels sont visibles et aucune rupture n'est apparente contrairement aux essais réalisés sur le nid d'abeille de l'insert obtenu par densification. Si la masse volumique est identique ( $48 \text{ kg/m}^3$ ), le diamètre des cellules est différent (3,2 mm au lieu de 4,8 mm) et donc l'épaisseur des parois varie aussi. En première analyse, il semble que le comportement du nid d'abeille nouvellement utilisé soit "plus réversible" ce qui peut être intéressant du point de vue technologique.

#### LOI DE COMPORTEMENT EN COMPRESSION DU POTTING.

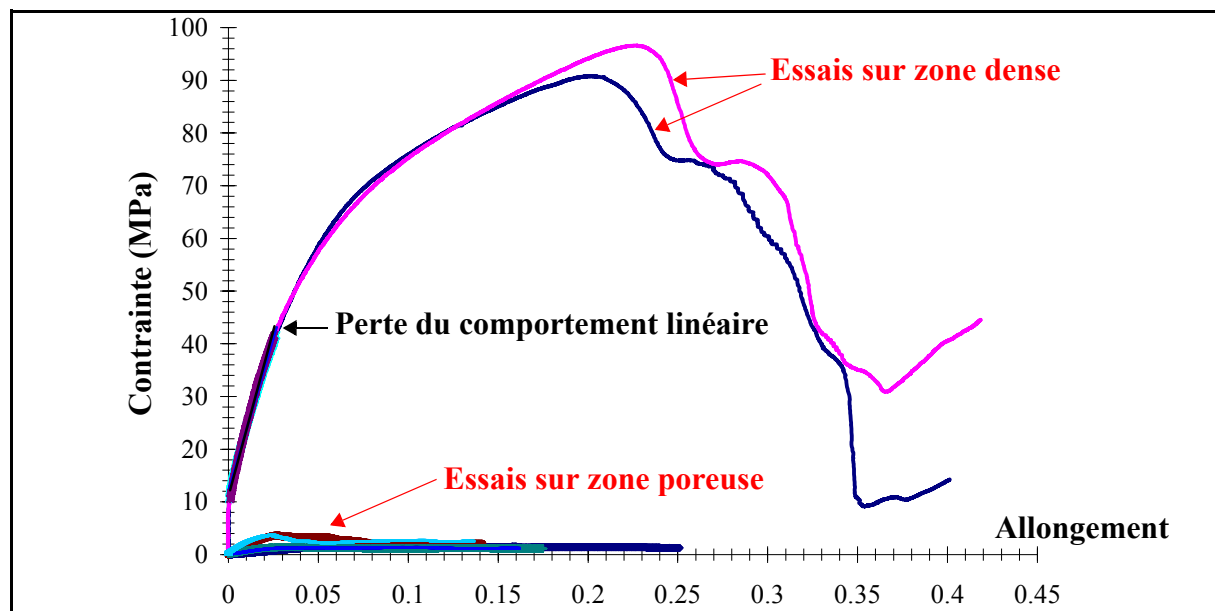


**Figure 5-63 : Moule et éprouvettes de compression.**

Comme pour l'insert obtenu par densification, des essais de compression sont réalisés. La

résine Araldite est mélangée avec un durcisseur, puis mise dans un moule ouvert et laissée polymériser à température ambiante. Il s'avère que la fabrication est mal maîtrisée car la découpe de l'éprouvette a fait apparaître des zones très poreuses dans la partie basse et d'autres plus denses dans la partie haute. 5 éprouvettes cubiques de 20 mm<sup>3</sup> pour la zone poreuse et 2 éprouvettes cubiques de 10 mm<sup>3</sup> pour la zone dense sont découpées et testées en compression (Figure 5-63).

Les courbes d'essais sont regroupées Figure 5-64. La différence entre les éprouvettes poreuses et dense est considérable. Les raideurs varient entre 30 et 180 MPa pour ces éprouvettes alors qu'elle vaut 1161 et 1255 MPa pour la zone dense ce qui est conforme aux données fournisseur (1312 MPa). La résistance maximale en compression varie entre 1,2 et 3,65 MPa pour les éprouvettes des zones poreuses ce qui est très faible (même par rapport du nid d'abeille) pour une application réelle. La contrainte maximale atteinte par les éprouvettes de zone dense est environ 90 MPa avec un allongement maximal d'environ 20%. La non-linéarité du comportement en compression est observée à partir d'une contrainte de 45 MPa ce qui est cohérent avec la valeur du fournisseur qui donne une limite élastique de 35 MPa. Un écrouissage positif progressif est constaté sur les courbes d'essai suivi par un effondrement à partir d'une déformation d'environ 20%.



**Figure 5-64 : Courbe d'essai en compression uniforme de la résine.**

Il est probable que les courbes expérimentales obtenues marquent deux extrêmes et que la porosité joue un rôle prépondérant dans le comportement. Il a aussi été observé un comportement presque parfaitement plastique lorsque la porosité est élevée. Cette dispersion

de comportement doit se retrouver, compte-tenu du mode manuel de préparation, dans les éprouvettes testées.

### 5.3.7-MODÉLISATION ÉLÉMENTS FINIS.

Un quart de l'éprouvette est modélisée. Les diamètres d'injection de résine sont conformes aux plans à savoir 18 mm et 36 mm. Il existe une différence très importante avec les inserts réels pour lesquels ce diamètre varie fortement, entre 24 mm et 30 mm dans le premier cas et une valeur de 47 mm a été mesurée dans le second cas. Il est clair que ce paramètre est très influent entre termes de raideur et de seuil de contraintes d'endommagement. Toutefois, il est impossible, compte-tenu des dispersions enregistrées, de faire une modélisation pour chaque éprouvette. Aussi, les valeurs initiales peuvent être considérées comme des "*minimas*". Un exemple de modélisation pour l'insert de type II est donné Figure 5-65 et pour l'insert de type III Figure 5-66. Des maillages raffinés sont effectués au niveau de l'interface entre l'insert et la résine pour analyser finement le champ des contraintes.

L'insert est en acier :  $E = 220000$  MPa et  $\nu = 0,3$

Les caractéristiques mécaniques de la résine fournies sont :

$$E_x = E_y = E_z = 1312 \text{ MPa}; \nu_{xy} = \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,3; G_{xy} = G_{yz} = G_{zx} = 141 \text{ MPa}.$$

La loi de comportement de la résine est supposée élastique linéaire. On montrera a posteriori que la limite élastique définie par une contrainte équivalente de Von Mises égale à 35 MPa n'est jamais atteinte.

Pour le nid d'abeille, les caractéristiques mécaniques élastiques sont :

$$E_x = E_y = 1 \text{ MPa}; E_z = 94 \text{ MPa}; \nu_{xy} = 0,3; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,02.$$

$$G_{xy} = 1 \text{ MPa}; G_{yz} = 17 \text{ MPa}; G_{zx} = 26 \text{ MPa}.$$

Les lois de comportement non linéaires définies Figure 5-62 sont implémentées. La peau est modélisée avec des éléments composites volumiques. Les caractéristiques élastiques orthotropes d'un pli données par le fournisseur sont :

$$E_x = E_y = 51169 \text{ MPa}; E_z = 5000 \text{ MPa}; \nu_{xy} = 0,09; \nu_{yz} = \nu_{zx} = 0,29.$$

$$G_{xy} = 32424 \text{ MPa}; G_{yz} = G_{zx} = 3500 \text{ MPa}.$$

Les sandwichs sont livrés finis et ces caractéristiques n'ont pas été validées par des essais.

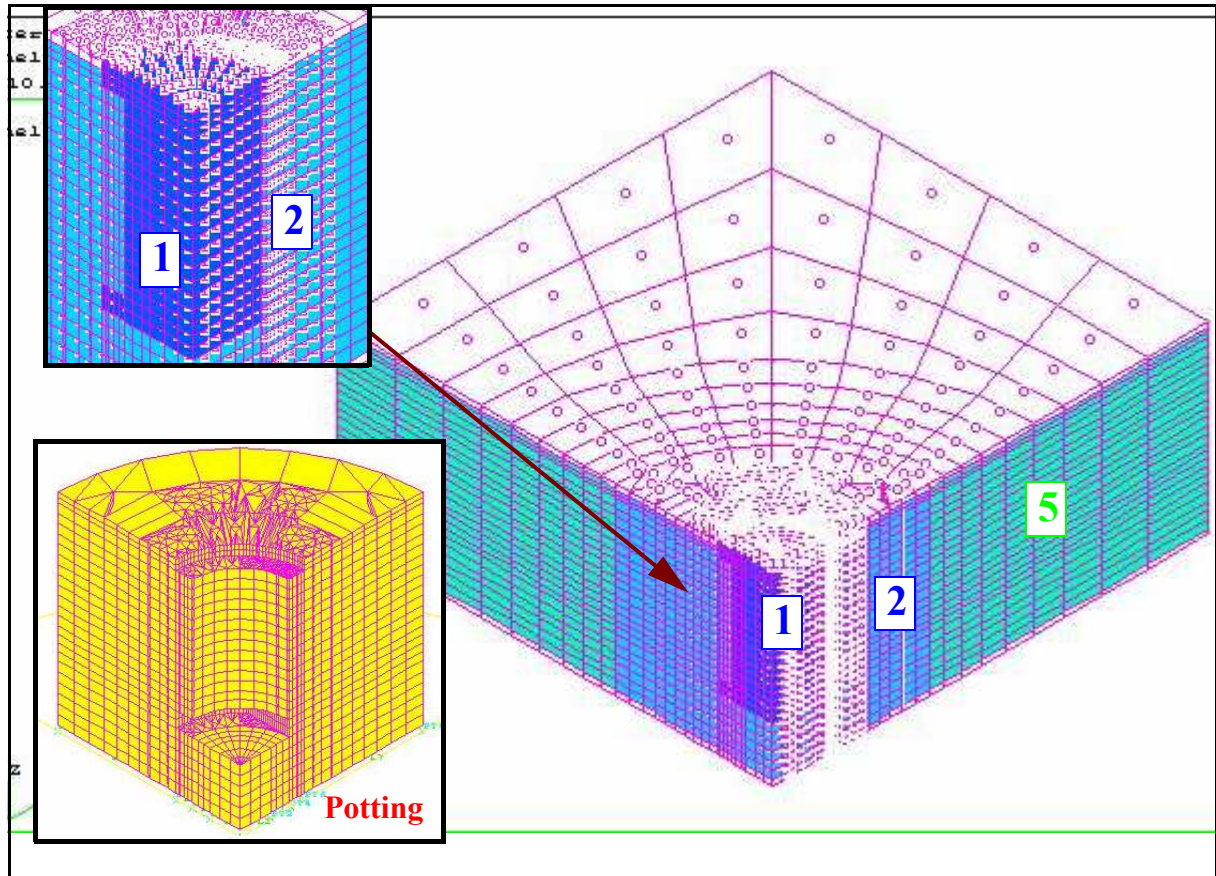


Figure 5-65 : Modèle insert de «Type II».

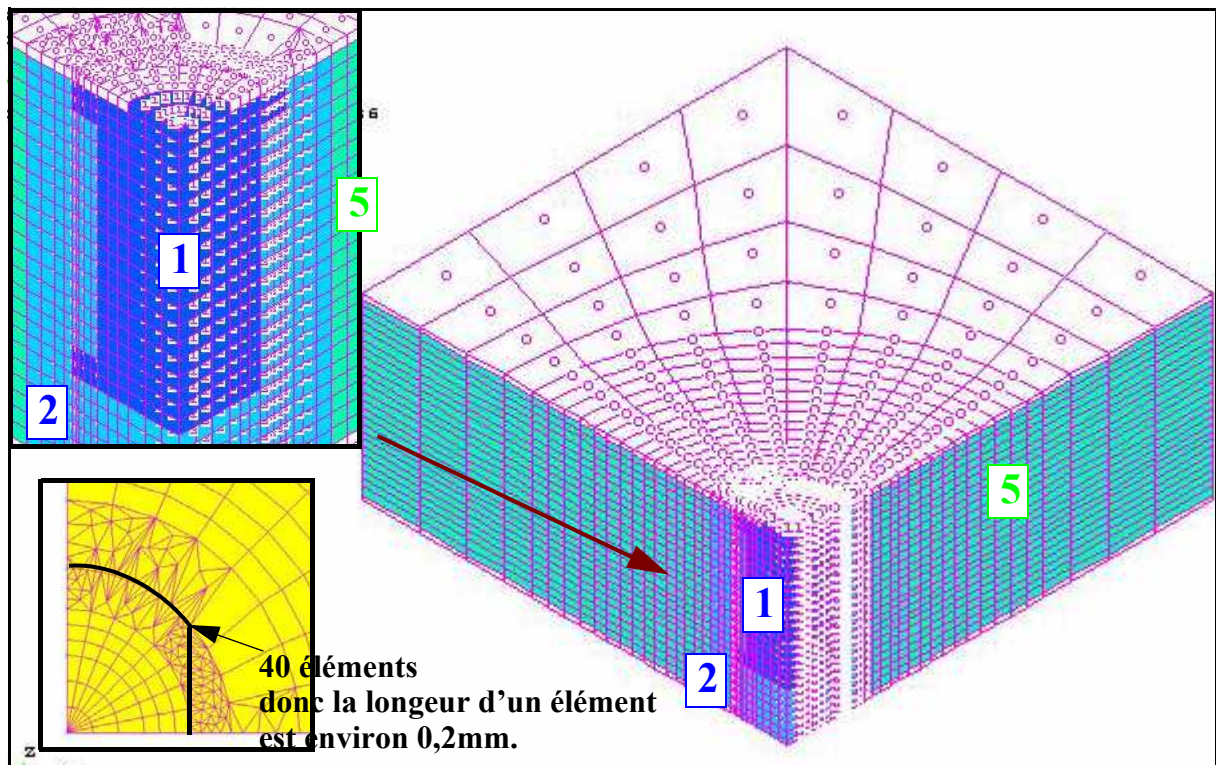
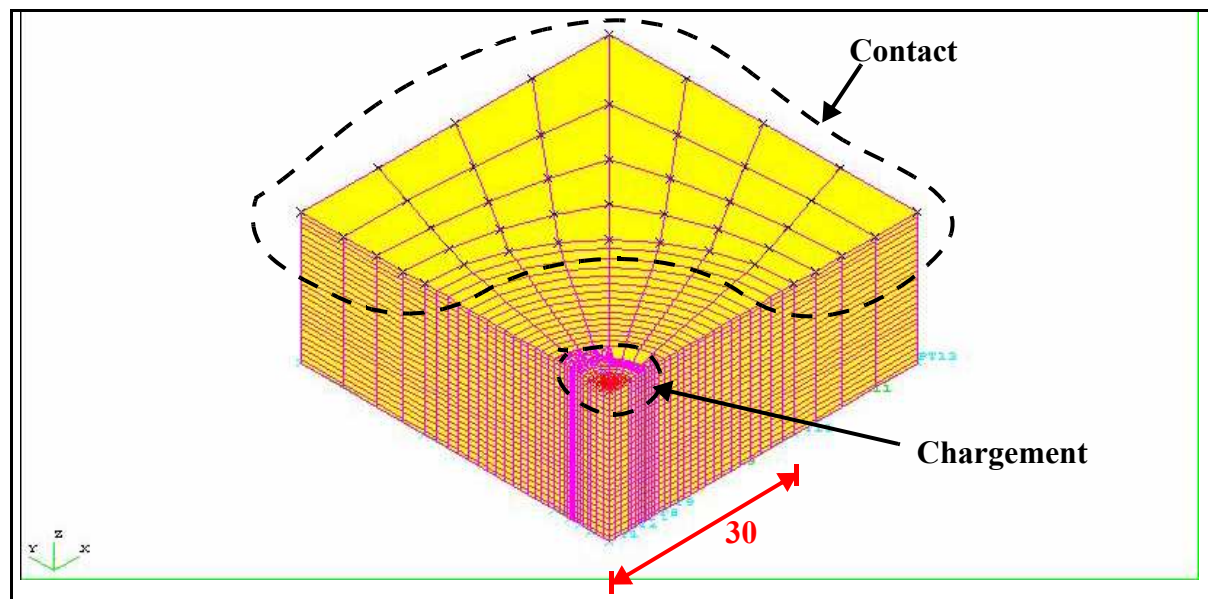


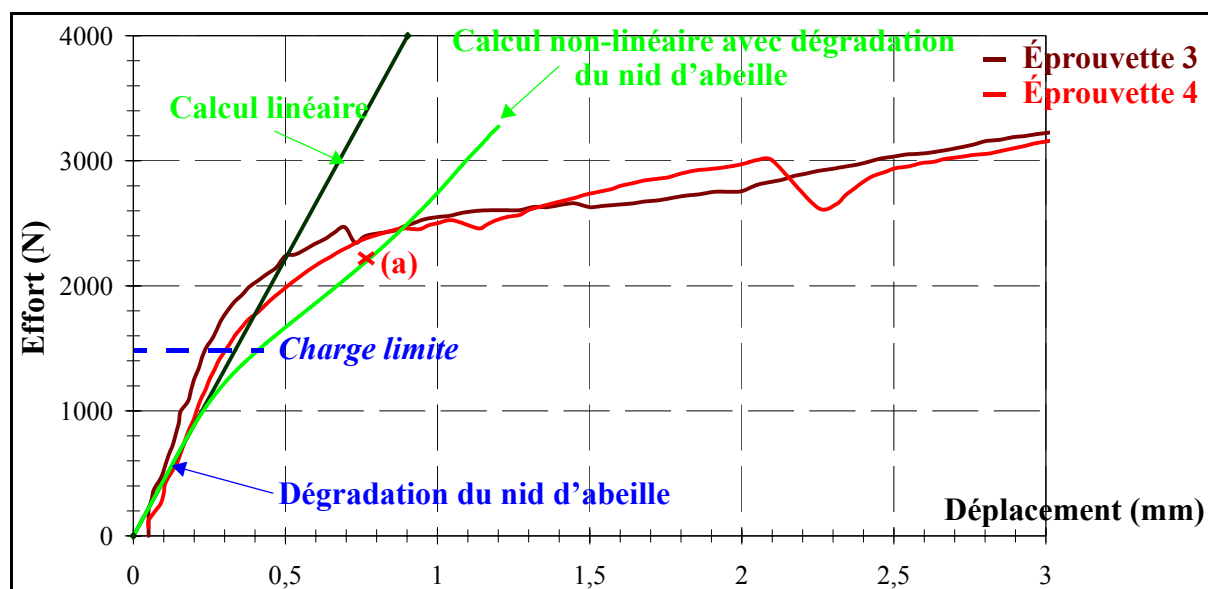
Figure 5-66 : Modèle insert de «Type III».



*Figure 5-67 : Conditions aux limites.*

Pour représenter la réalité de l'essai, le contact avec la plaque est modélisé (instruction Samcef .JEU qui bloque le déplacement positif suivant Z mais autorise le décollement). Le chargement se fait en imposant un déplacement à l'insert (Figure 5-67).

Les résultats des simulations numériques sont comparés aux courbes d'arrachement expérimentales Figure 5-68, Figure 5-69 et Figure 5-70.



*Figure 5-68 : Comparaison calcul/essai, cas des éprouvettes "Type I".*

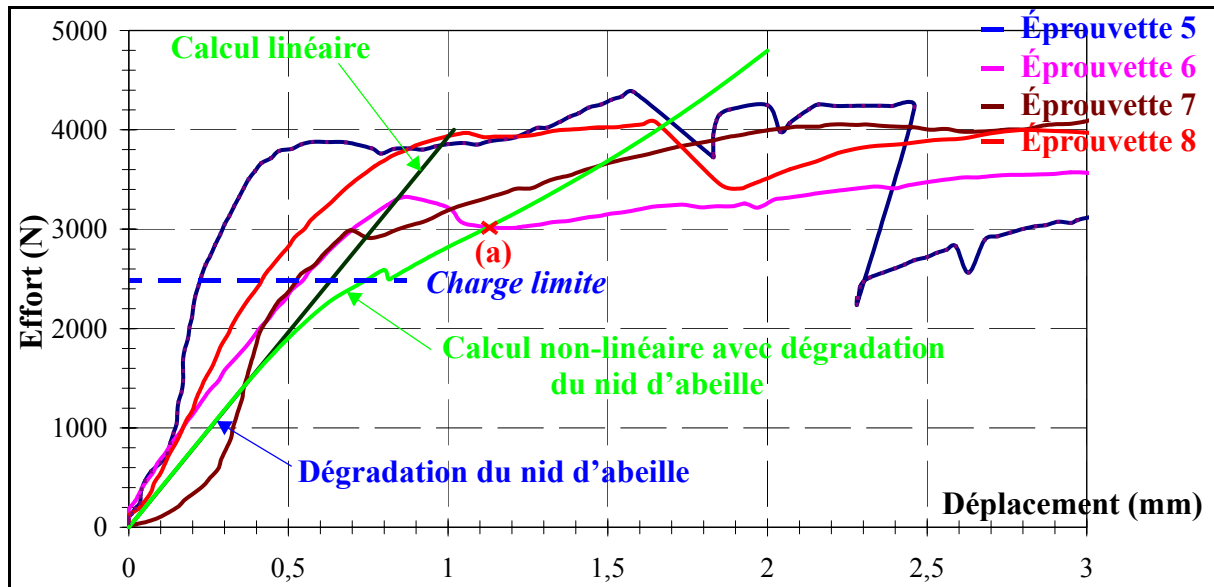


Figure 5-69 : Comparaison calcul/essai, cas des éprouvettes "Type II".

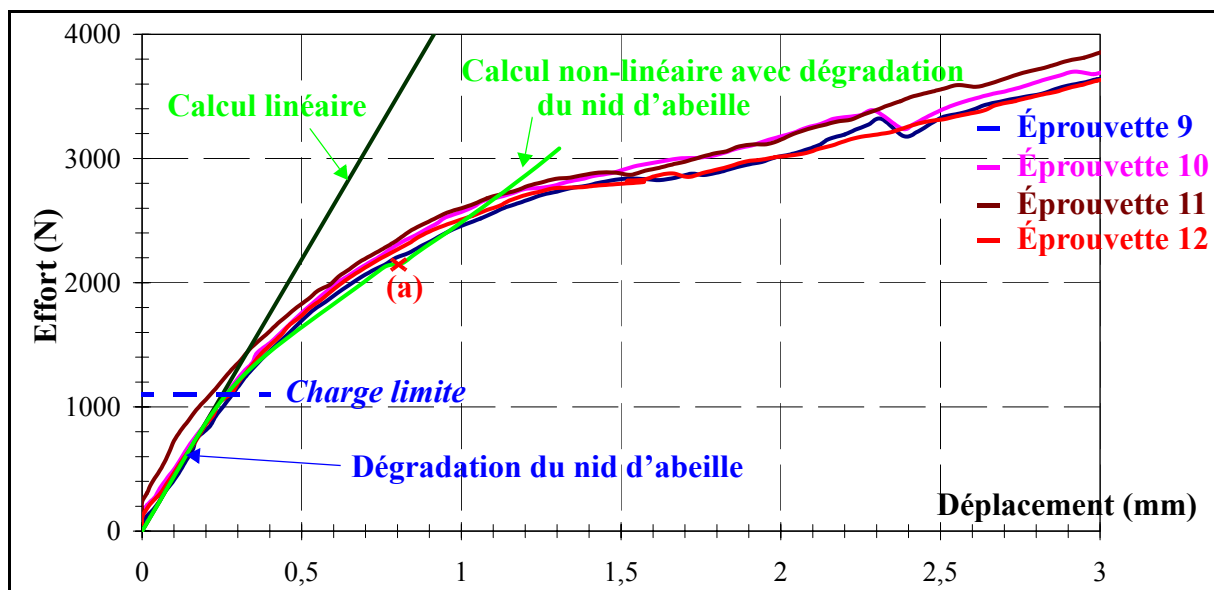


Figure 5-70 : Comparaison calcul/essai, cas des éprouvettes "Type III".

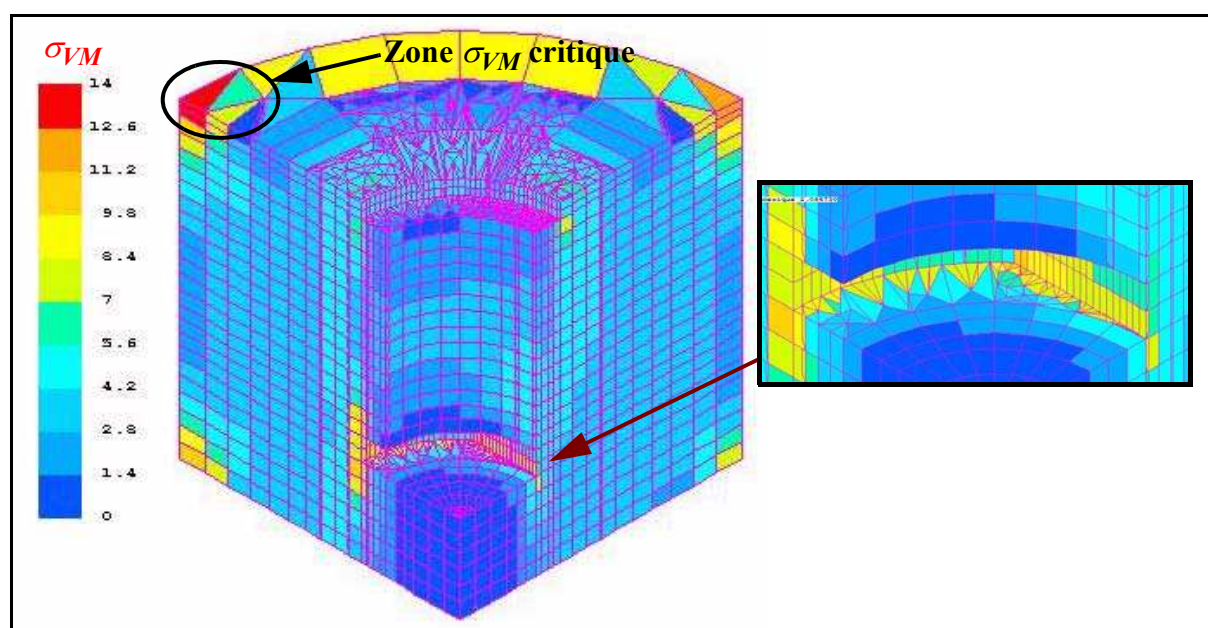
Dans tous les cas, compte-tenu des dispersions observées après découpe, la simulation doit être vue comme un comportement minorant celui des inserts réels. Les caractéristiques élastiques corréleront correctement la partie linéaire des cas où les dimensions sont conformes aux plans et à la modélisation. D'une manière générale, le comportement numérique est, compte-tenu des dispersions, conforme à celui observé en essai. Le modèle numérique représente très bien l'essai d'arrachement du type III qui correspond à un insert "inversé". Cela peut s'expliquer par le fait que les caractéristiques mécaniques mises en jeu sont celles du nid d'abeille et de la peau qui sont correctement identifiées. Toutefois le modèle prédit des charges

limites qui sont inférieures à celles observées en essai : respectivement 1200N, 2100N, 1080N pour les types I, II et III au lieu de 1465N, 2260N et 1150 N. Ce calcul est donc conservatif ce qui est souhaitable du point de vue industriel. La prédiction est encore une fois meilleure pour l'insert de type III. Le résultat est obtenu après 3 heures de calculs et améliore la précision par rapport aux méthodes de dimensionnement usuelles. Il pourrait permettre de diminuer le nombre d'essais et donc les coûts.

Toutefois, le modèle diverge par rapport aux essais au niveau des points (a) et ne permet pas le calcul de la charge ultime. Aussi, pour comprendre le scénario d'endommagement à ce stade, un modèle raffiné permettant d'analyser les contraintes à l'interface insert/résine a été développé.

## ANALYSE DES CHAMPS DE CONTRAINTES LOCALES.

### *Contrainte Équivalente De Von Mises*

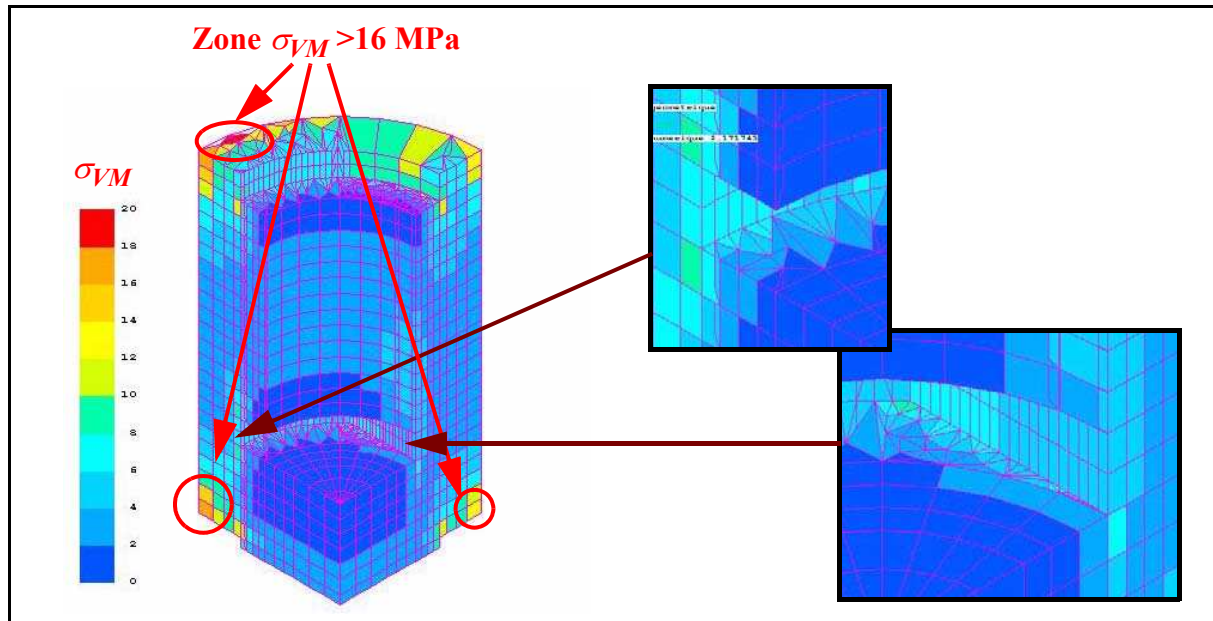


**Figure 5-71: Champs des contraintes équivalentes de Von Mises dans la résine (modèle «TypeII») à 2200 N.**

La contrainte équivalente au sens de Von Mises permet d'identifier les zones les plus chargées. Les charges choisies correspondent aux points (a) du paragraphe précédent et sont visibles Figure 5-71 et Figure 5-72 pour les inserts "Type II" et "Type III". Les concentrations de contraintes maximales sont situées à l'interface avec le nid d'abeille et à proximité des peaux et ne dépasse pas 20 MPa. Ces contraintes sont très inférieures à la limite élastique fixée donnée par le fournisseur à 35 MPa. Cette concentration des contraintes au point triple peau/



nid d'abeille/insert est cohérente avec les observations de [Bozhevolnaya 2003]. Les valeurs des contraintes à l'interface insert/résine et à l'interface résine/peau sont aussi très en dessous de la limite élastique. Aussi, en première analyse, la résine n'atteint pas sa zone de déformation plastique et il n'est pas possible de justifier par un scénario simple de dépassement local les déformations résiduelles observées en analyse post-mortem.



**Figure 5-72 : Champs des contraintes équivalentes Von Mises dans la résine (modèle "Type III") à 2200 N.**

### ***Contraintes Normales Transverses.***

Ce champ des contraintes dans la résine est montré Figure 5-73 à Figure 5-75 pour les trois types d'inserts. On retrouve la concentration des contraintes au point triple peau/nid d'abeille/insert mais il est intéressant de constater une valeur de cette contrainte élevée à l'interface inférieure avec l'insert métallique. Cette valeur de contrainte est pour les trois technologie et pour les points (a) à peu près égale à 10 MPa. Aussi, *le scénario probable de dégradation est qu'il se produit à cette interface un décollement, puis que l'insert se mette à glisser et comprime fortement la résine* comme le montre la photo Figure 5-49. Il est clair que l'on trouve ici les limites de la modélisation effectuée avec l'insert obtenu par densification car ce mode d'endommagement n'est pas pris en compte. Dans ce modèle, l'insert métallique et la résine ont des noeuds communs. Aussi, pour vérifier si le scénario proposé est cohérent, un cas dans lequel les noeuds de la partie inférieure de l'insert ne sont pas commun avec ceux de la résine est testé.

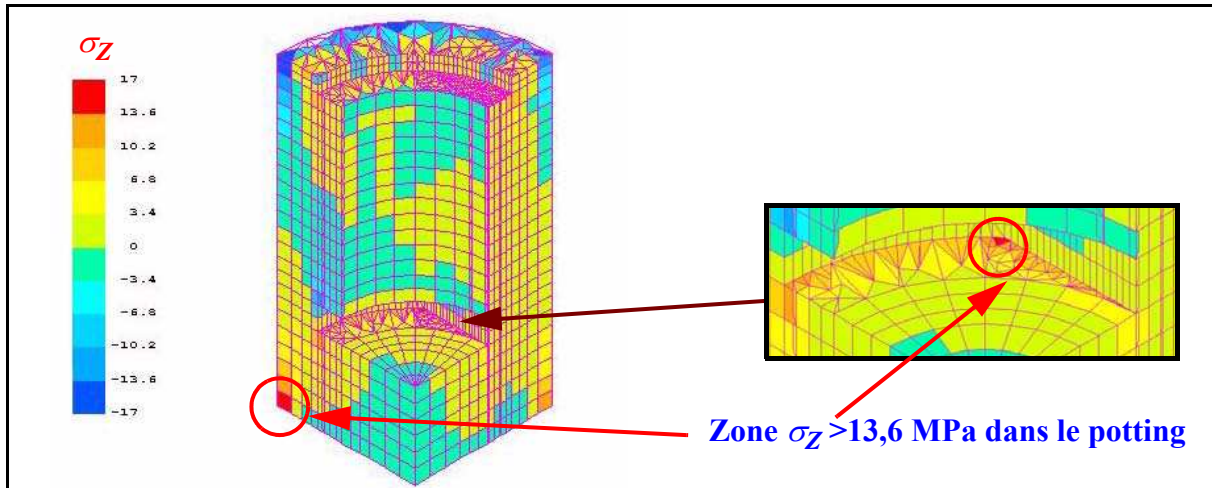


Figure 5-73 : Champs des contraintes sens Z à 2200 N dans la résine, insert "TypeI".

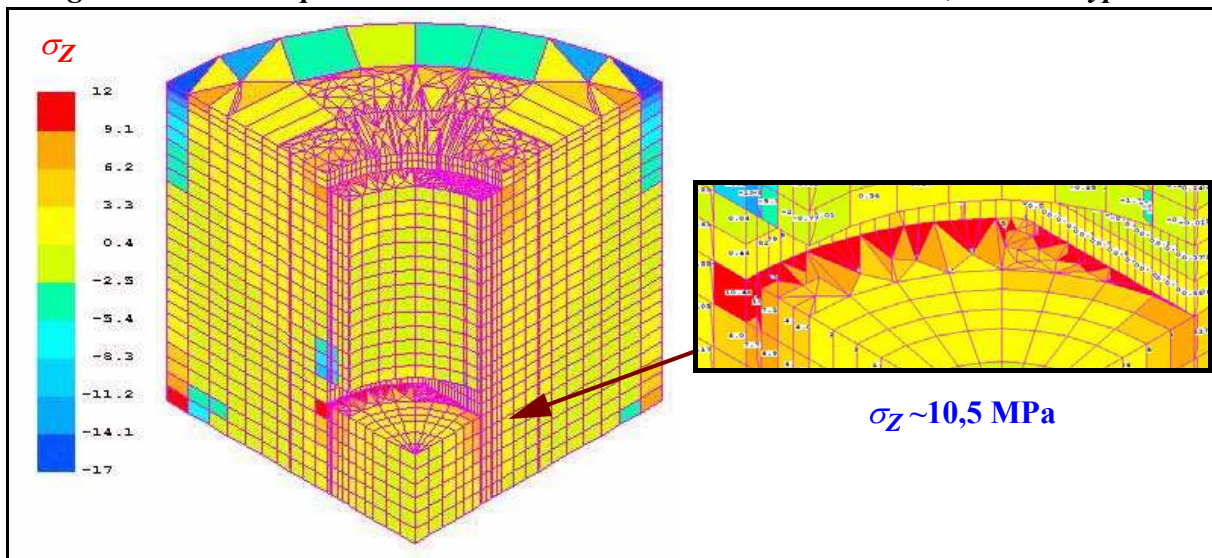


Figure 5-74 : Champs des contraintes sens Z à 3000 N dans la résine, insert "TypeII".

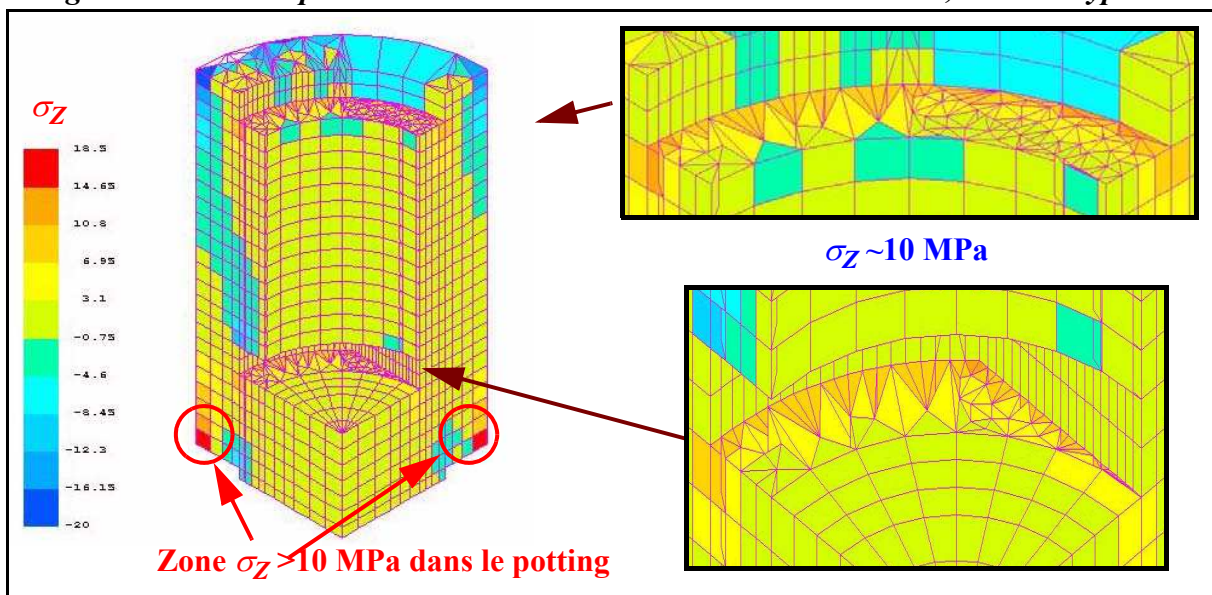
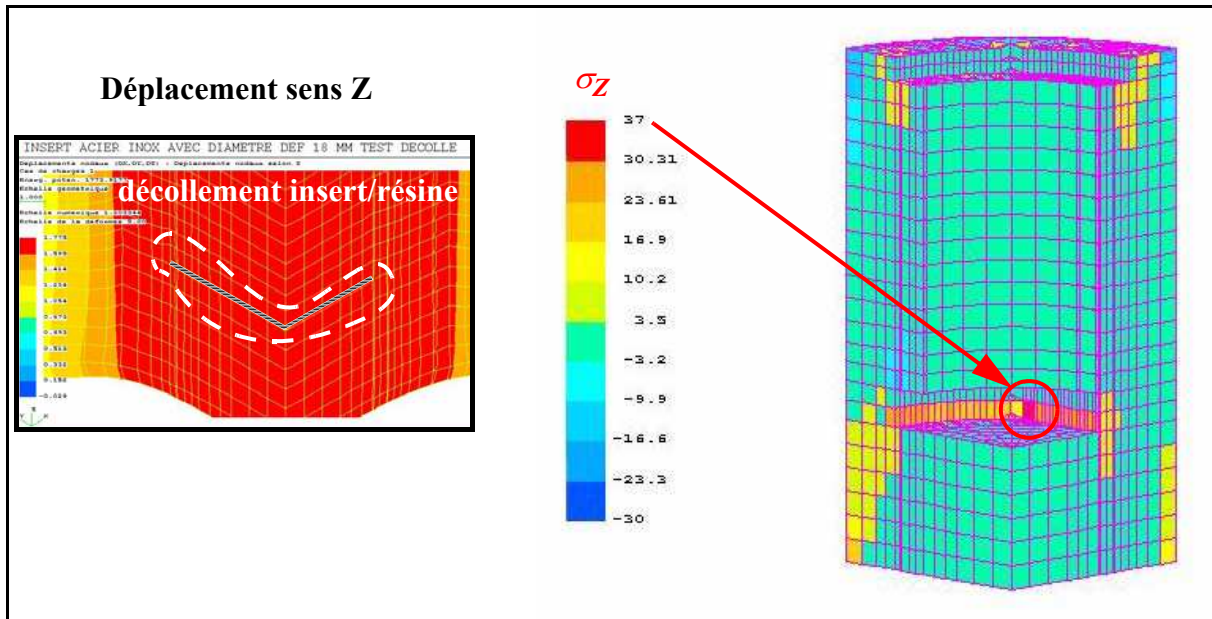
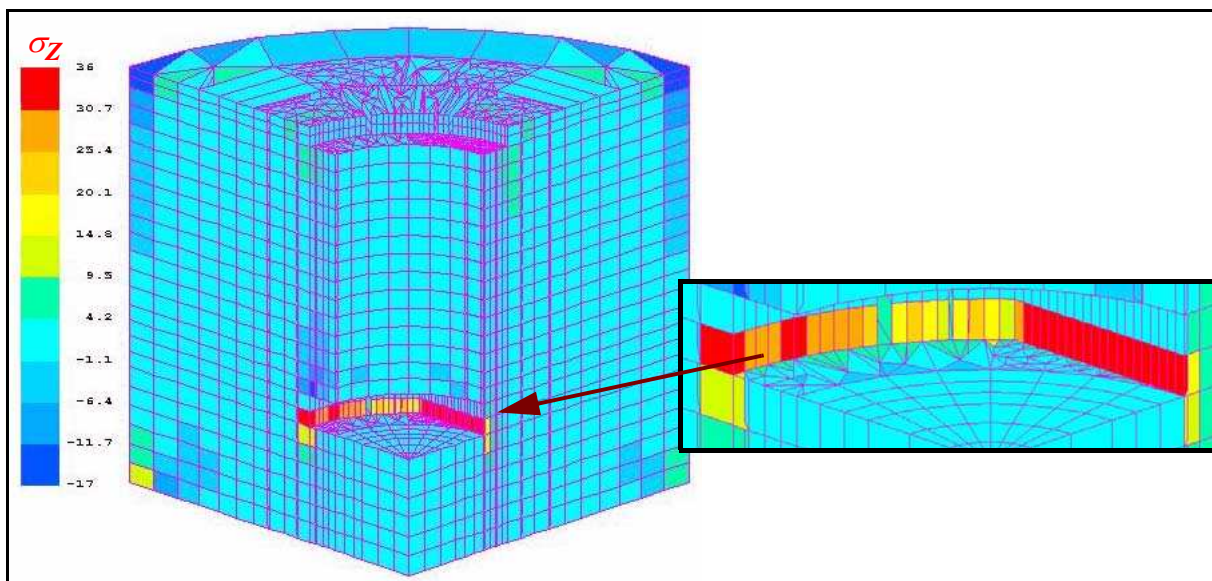


Figure 5-75 : Champs des contraintes sens Z à 2200 N dans la résine, insert "TypeIII".

Les courbes effort/déplacement ne sont pas présentées car elles sont pratiquement superposées au modèle avec les noeuds communs. L'analyse du champ des contraintes au niveau de l'effort au point (a) précédemment défini (Figure 5-76 et Figure 5-77) montre que la zone la plus chargée correspond bien à celle observée expérimentalement Figure 5-49. De plus, la contrainte normale transverse dépasse 35 MPa localement. Ce résultat est trouvé pour les trois types d'inserts analysés et confirme qualitativement l'hypothèse formulée.



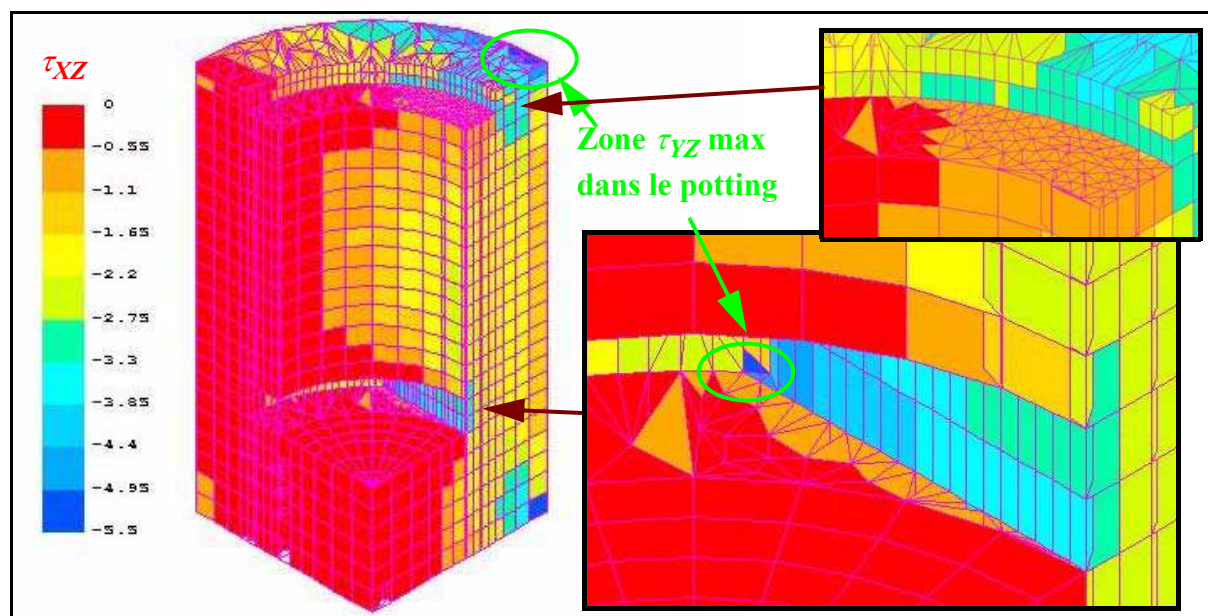
**Figure 5-76 : Analyse du décollement insert/résine (modèle "Type III") et champs des contraintes normales transverse (modèle "Type III") à 3000 N.**



**Figure 5-77 : Champs des contraintes normales transverse à 3000 N (point (a)) dans la résine, insert "Type II".**

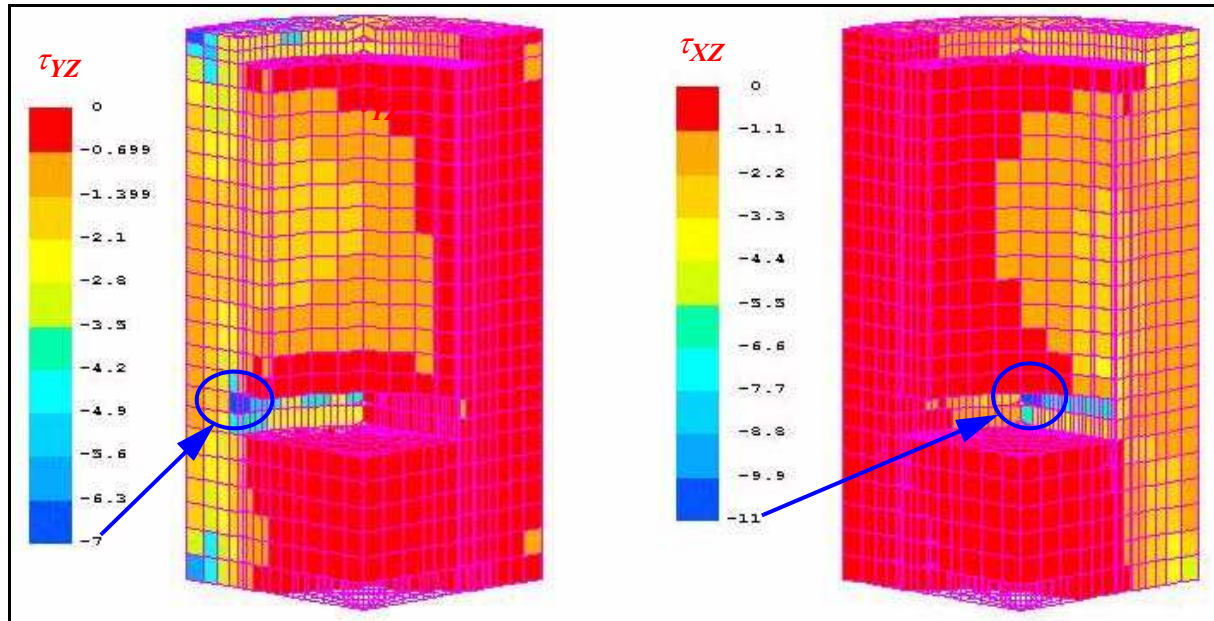
### ***Contrainte de Cisaillement Transverse.***

Il est intéressant d'analyser ce champ des contraintes qui conditionne le glissement de l'insert dans la résine après le probable décollement de l'interface inférieure. Le champ de contrainte  $\tau_{XZ}$  pour les inserts types "I" et "II" est visible Figure 5-78. Globalement, les résultats sont les mêmes pour les trois technologies d'insert. On retrouve la concentration des contraintes au point triple mais aussi systématiquement à l'interface avec l'insert dans la partie inférieure (environ 4 MPa). Toutefois, les valeurs des contraintes de cisaillement admissible en collage avec des colles à base de résine époxy sont très supérieures de l'ordre de 20 MPa. Mais ce sont des valeur disponibles pour des colles et il est probable que le glissement se produise dans cette zone avec la résine utilisée qui est optimisée en terme de raideur ou de résistance spécifique. Il serait d'ailleurs peut-être intéressant de coller l'insert à la résine pour améliorer la tenue de celui-ci.



***Figure 5-78 : Champs de cisaillement transverse, insert "Type I" à 2200 N.***

La Figure 5-79 montre l'évolution des contraintes de cisaillement transverse après décollement de la partie basse de l'insert. Pour le même charge, les contraintes locales font plus que doubler. Toutefois, le fait que les courbes de chargement numériques sont quasi-identique permet de suggérer que la perte de rigidité observée en essai est probablement due au glissement d'ensemble de l'insert dans la résine. Aussi, pour mieux quantifier le comportement de cette technologie, il serait opportun de réaliser des essais de décollement et de glissement qui permettrait de mieux comprendre le comportement de l'interface insert/résine.



*Figure 5-79 : Champs de cisaillement transverse, insert "Type I" à 2200 N.*

### 5.3.8-CONCLUSIONS.

La corrélation des essais d'arrachement de l'insert métallique avec le modèle d'insert obtenu par densification permet de retrouver partiellement le comportement au delà de la charge limite de l'insert. Le comportement non linéaire spécifique ne peut être complètement représenté et nécessite un certain nombre d'investigations supplémentaires.

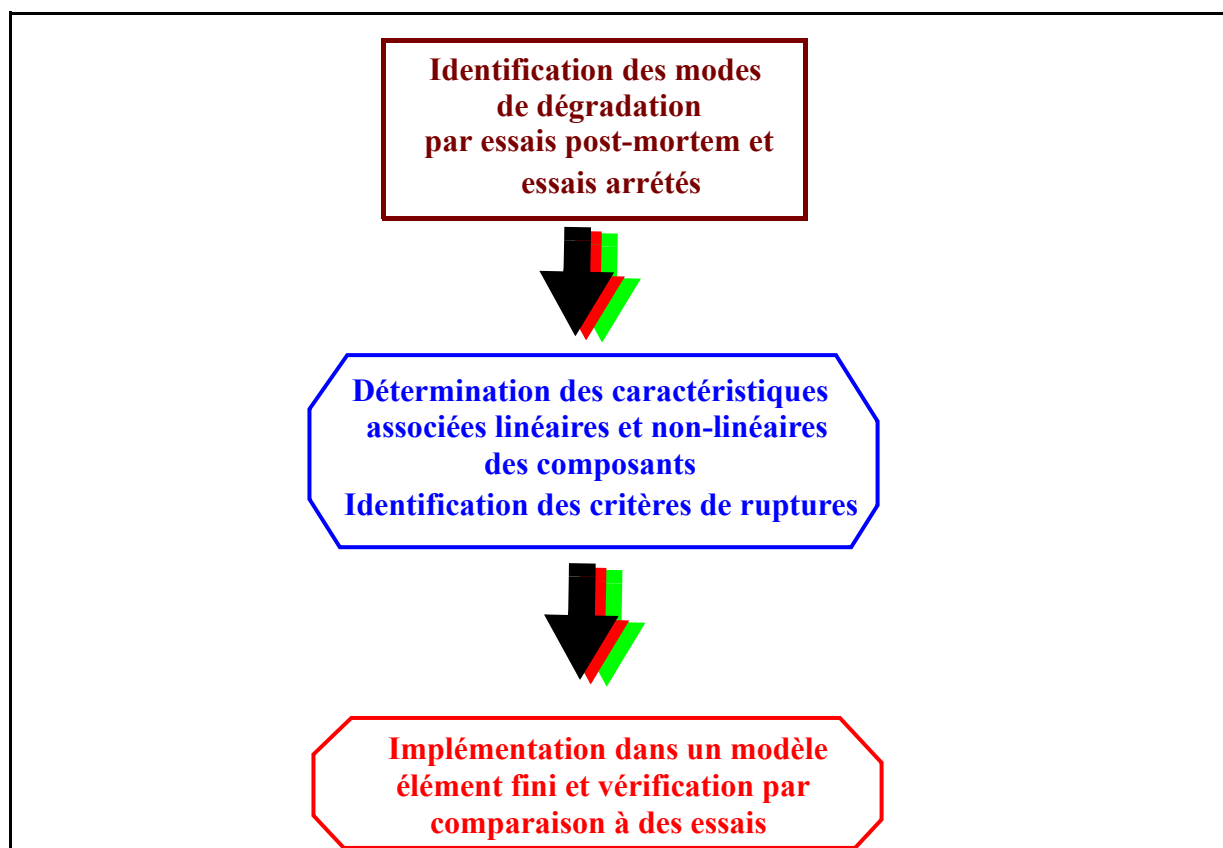
En premier lieu, il semble indispensable de caractériser la résistance de l'interfaces entre la résines et l'insert. Des essais spécifiques relatif à l'interface devront être effectué.

En deuxième lieu, il semble nécessaire de s'intéresser davantage aux méthodes de caractérisation des résines dans le domaine non linéaire. Compte-tenu des modes de rupture observés, la connaissance de la réponse en cisaillement ou poinçonnement non linéaire serait souhaitable. De plus, la fabrication manuelle de ce type de résine implique une forte variabilité des caractéristiques qui doit être identifiée et prise en compte dans les modèles.

D'une manière générale, les modes de rupture sont très évolutifs d'une technologie à l'autre et le modèle d'insert obtenu par densification ne prend pas en compte les modes suivants :

- Rupture du nid d'abeille en traction.
- Décollement résine/peau.
- Ruptures dans la résine en traction et compression.
- Décollement insert métallique/résine.

Chaque technologie réclame donc une analyse spécifique. Toutefois, la méthodologie d'analyse qui a été développée (Figure 5-80) semble applicable à toutes les technologies d'inserts.



*Figure 5-80 : Méthodologie générale d'analyse du comportement des inserts.*

Dans cette démarche, la deuxième étape réclame le plus d'analyse et le développement d'essais spécifiques à l'image de ce qui a été fait pour les dégradations de la résine.

Au bilan, l'étude de l'insert métallique a permis de montrer les limitations de la modélisation développées et de donner une orientation aux investigations nécessaires à sa généralisation.







# CHAPITRE 6

## CONCLUSIONS GÉNÉRALES ET PERSPECTIVES

Dans cette étude nous avons analysé comportement à l'arrachement des inserts dans les structures sandwichs composites. L'étude s'est focalisée principalement sur la technologie relative aux inserts obtenus par densification qui sont utilisés dans le domaine aéronautique et qui sont généralement soumis à des charges importantes. L'étude bibliographique a montré que les méthodes de dimensionnement disponibles sont insuffisantes et basées essentiellement sur des modèles de type R.D.M. En fait, en pratique, les choix technologiques effectués et le prédimensionnement doivent toujours être validés par essai.

Une campagne d'essai complète a été réalisée. Lors des essais d'arrachement le comportement non linéaire apparaît clairement dans la courbe effort/déplacement. La première partie de l'étude s'est focalisée sur la détermination du scénario de rupture et l'identification des modes de dégradations. A l'aide d'essais cyclés et par l'analyse de plusieurs méthodes de presserage, il a été démontré que le plissement du nid d'abeille est le premier mode d'endommagement. Ce plissement est consécutif au flambage en cisaillement des parois hexagonales du nid d'abeille. Une identification de la loi d'évolution des modules de cisaillement transverse du nid d'abeille Nomex a été proposée à l'aide d'un essai de flexion trois points.

Des essais sur des sous ensembles ont ensuite été effectuées pour mieux appréhender les différents endommagements. Ainsi des essais de l'ensemble formé par la résine et le nid d'abeille dénommé "potting", avec analyse fine pour différentes valeurs du chargement, ont permis de montrer que celui-ci présentait un endommagement extrêmement limité en pointe de

fraisure. Ces essais ont montré aussi l'absence d'endommagement des peaux pour des charges allant jusqu'à environ 80 % de la charge ultime. Parallèlement, un essai de caractérisation en compression pure du "potting" a permis de montrer que celui avait un comportement qui pouvait assez bien être représenté par une loi élasto-plastique. Aussi, le scénario probable de rupture identifié est le suivant :

1. *Flambement local en cisaillement du nid d'abeille*
2. *Plastification du potting*
3. *Poinçonnement de la peau par la vis.*

L'introduction des deux lois de comportement non linéaires du nid d'abeille et du potting dans un modèle éléments finis permet de corrélérer de manière très satisfaisante les essais effectués dans le domaine où l'endommagement de la peau n'est pas sensible.

Pour pouvoir prédire la charge maximale que peut tenir l'insert à l'arrachement, le comportement de la peau au poinçonnement a été analysé. Des analyses micrographiques ont permis de faire apparaître des délaminages. A partir de la modélisation de cette partie un scénario de rupture est proposé : d'abord la résine se fissure dans le sens transverse occasionnant une perte de raideur en cisaillement transverse puis les fibres se cassent provoquant une perte très importante de la raideur. Pour l'initiation de l'endommagement nous avons proposé un critère différenciant les zones en compression des zones en traction qui nécessite simplement deux paramètres. Ces deux valeurs sont identifiées par les essais de poinçonnement sans flexion avec deux poinçons de formes différentes. Les valeurs obtenues sont proches de celles de la littérature qui sont obtenues par des essais différents. Lorsque ce critère est atteint un premier abattement de 50% de la raideur en cisaillement transverse est implémenté. Cette valeur est conservative. Le cisaillement des fibres est atteint lorsque la déformation maximale ( $\gamma_{Max} = 0,12$ ) en cisaillement est atteinte. Un second abattement des caractéristiques en cisaillement transverses égal à 75% est alors implémenté. L'utilisation de cette procédure permet de prédire avec une bonne précision les charges maximales des essais spécifiques et des essais d'arrachement d'insert pour les configurations testées.

Le modèle élément finis non linéaire ainsi obtenu permet de prédire correctement le comportement des inserts obtenus par densification. Une étude de sensibilité a été effectuée pour analyser les évolutions technologiques possibles conduisant à une amélioration de la tenue de l'insert à l'arrachement.

Les influences de la variation de l'angle de fraisure, du matériau formant le potting et du diamètre de la tête de vis ont été analysées. Trois types de matériaux pour la vis ont été consi-

dérés : le titane, un acier courant correspondant aux vis de classe 12.9 et un acier ayant une limite élastique de 1500 MPa ce qui correspond aux aciers spéciaux.

Lors de ces études les modes de rupture ultimes de l'insert obtenu par densification sont la rupture en traction de la vis, la rupture du potting sous la fraisure ou la rupture en traction de la peau inférieure au point triple peau/insert/nid d'abeille. L'augmentation de l'angle de fraisurage permet de diminuer de manière sensible les contraintes dans la peau et dans le potting ce qui conduit à une rupture de la vis elle-même à charge ultime. Dans le cas de l'étude sur le matériau formant le potting, sa raideur ainsi que sa limite élastique influent de manière significative sur la tenue de l'insert à l'arrachement. On constate que l'augmentation de la raideur en conservant la limite d'élasticité conduit à retarder l'apparition des dégradations du nid d'abeille mais l'augmentation de la raideur pour être efficace doit être associée à une augmentation de la limite élastique pour que le potting ne se plastifie pas précocement et cause la ruine de la structure. Une augmentation significative de la tenue de l'insert (+35%) peut être obtenue en doublant à la fois le module d'Young et la limite élastique du potting. La plus grande sensibilité est obtenue en augmentant le diamètre de la tête de vis ce qui paraît être une solution efficace pour augmenter la tenue de ce type d'insert. Le comportement avec des vis acier est globalement similaire mais les résistances sont supérieures pour des suppléments de masse faible. Toutefois, l'utilisation de vis acier avec du carbone comporte des problèmes de compatibilité importants qui limitent l'utilisation de cette solution.

Une analyse sur des inserts métalliques a ensuite été effectuée en utilisant cette modélisation. Ce type d'insert est utilisé pour des fixations de faible capacité de charge. Une série d'essais a été effectuée pour trois technologies différentes et sous divers angles. Une caractéristique de cette technologie est une dispersion importante en termes de raideur due à une mise en oeuvre manuelle. La mise en oeuvre directe de la modélisation permet une corrélation satisfaisante des essais au delà de la charge limite mais ne permet la prédiction des charges ultimes. Pour cela, des essais spécifiques de caractérisation de la résine chargée employée et de l'interface avec l'insert métallique doivent être développés.

Au bilan, cette étude montre l'importance de l'identification préalable des mode de ruptures et des scénarios de rupture pour chaque technologie d'insert. Un dimensionnement objectif ne peut être effectué que par des modèles éléments finis non linéaires qui nécessitent une connaissance fine de chaque composant et de leurs interactions dans l'insert. Les endommagements et le comportement dans le domaine non linéaire de chaque élément constitutif de l'insert doivent être identifiées suivant leurs modes de travail pour être intégrer dans une modélisation non-

linéaire.

Les développements possibles de ce travail sont nombreux car le domaine est très peu étudié. Une application immédiate serait l'optimisation de la tenue à l'arrachement des inserts métalliques. Le comportement des différentes technologies d'inserts sous des charges d'arrachement complexes doit aussi être analysés car les critères d'interaction sont encore largement empiriques. La tenue des groupements d'inserts est aussi un axe à développer de par son importance pratique. Enfin, la réponse à des sollicitations de fatigue devra à terme être analysée.



# RÉFÉRENCES

## BIBLIOGRAPHIQUES

### 1 - [André 1996]

ANDRE S. : Synthèse du programme d'évaluation d'inserts fortes épaisseurs pour application RTM. La recherche aérospatiale 1996.

### 2 - [Astrom 1999]

ASTRÖM B. T., MCGARVA L. D. : Insert integration in thermoplastic-based foam core sandwich components. Journal of Sandwich Structures and Materials, Vol. 1-July 1999.

### 3 - [Banbury 1999]

BANBURY A. T., KELLY D. W. : A study of fastener pull-through failure of composite laminates. Part 1 : Experimental. Composite Structures 45 (1999) 241 -254.

### 4 - [Banbury 1999]

BANBURY A. T., KELLY D. W., JAIN L. K. : A study of fastener pull-through failure of composite laminates. Part 2 : Failure prediction. Composite Structures 45 (1999) 255 -270.

### 5 - [Bozhevolnaya 2003]

BOZHEVOLNAYA E., THOMSEN O. T., KILDEGAARD A., SKVORTSOV V. : Local effects across core junctions in sandwich panels. Composites : Part B 34 (2003) 509-517.

### 6 - [Bozhevolnaya 2004]

BOZHEVOLNAYA E., LYCKEGAARD A., THOMSEN O. T., SKVORTSOV V. : Local effects in the vicinity of inserts in sandwich panels. Composites : Part B 35 (2004) 619-627.

### 7 - [Bozhevolnaya 2005]

BOZHEVOLNAYA E., LYCKEGAARD A. : Structurally grades core inserts in sandwich panels. Composite Structures 68 (2005) 23-29.

### 8 - [Castanié 2000]

CASTANIE B. : Contribution à l'étude des structures sandwichs dissymétriques. Thèse de Doctorat, Sup'Aéro 2000.

### 9 - [Chen 1995]

CHEN W.-H., LEE S.-S. : Numerical and experimental failure analysis of composite laminates with bolted joints under bending loads. Journal of Composite Materials Vol 29, No 1 (1993).

### 10 - [Daniel 2000]

DANIEL I.S., ISHAI O. : Engineering Mechanics of Composite Materials. Oxford University Press, 1994.

**11 - [Demelio 2001]**

DEMELIO G., GENOVESE K., PAPPALETTERE C. : An experimental investigation of static and fatigue behaviour of sandwich composite panels joined by fasteners. Composites : Part B 32 (2001) 299-308.

**12 - [Dessarthe, CETIM]**

DESSARTHE A. : Assemblage des matériaux composites, structures sandwich et matières plastiques. Guide du CETIM.

**13 - [Ericksen 1953]**

ERICKSEN W. S. : The bending of a circular sandwich plate under normal load. Forest Products Laboratory, Report No. 1828, Madison 5, Wisconsin, 1953.

**14 - [ESA 1987]**

INSERT DESIGN HANDBOOK ESA PSS 03-1202 1987.

**15 - [Gay 1991]**

GAY D. : Matériaux composites - Editions HERMES.

**16 - [Guedra -Degeorges 1997]**

GUEDRA-DEGEORGES D., THEVENET P., MAISON S : Damage tolerance of sandwich structures. Proceeding of the EUROMECH 360 Colloquium, Kluwer Academic Publisher, 1997.

**17 - [Gutierrez 2000]**

GUTIERREZ J., PARNEIX P., PORCARI R., HOYNING B., VAN DE WEIJGERT H. : Fire resistance performance of naval composite structures. Proceedings of the Fifth International Conference on Sandwich Construction Zurich 2000 Vol. I p.265-278 EMAS Publishing.

**18 - [Huang 2003]**

HUANG C.-H., LEE Y.-J. : Experiments and simulation of the static contact crush of composite laminated plates. Composite Structures 61 (2003) 265-270.

**19 - [Kelly 2004]**

KELLY G., HALLSTROM S. : Strength and failure mechanisms of composite laminates subject to localised transverse loading. Composite Structures xxx (2004) xxx-xxx.

**20 - [Kuenzi 1947]**

KUENZI E.W. : Stability of a few curved panels subjected to shear. Forest products Laboratory, Report n°1571.

**21 - [Manzoni 2000]**

MANZONI D. : Low cost satellites structures. Proceedings of the 5th International Conference on Sandwich Construction Zurich 2000 Vol. II p.525-538 EMAS Publishing.

**22 - [MIL-Handbook23A]**

US Military Handbook 23A. Design of flat circular sandwich panels loaded at an insert.

**23 - [Noirot 2000]**

NOIROT F., FERRERO J.-F., BARRAU J.-J., CASTANIE B., SUDRE M. : Analyse d'inserts pour les structures sandwich composites. Mec.Ind. (2000) - 1 - 241-249

**24 - [Orteu 2003]**

ORTEU J.J. : Cours photo mécanique, Polycopie de cours, Ecole de Mines d'Albi, 2003.

**25 - [Sheahen 1998]**

SHEAHEN P., BERSUCH L., HOLCOMBE T., BARON B. : Robust composite sandwich structures. AIAA Paper no. A98-25225/AIAA98-1873.

**26 - [Shur-lok]**

SHUR-LOK Corp. : Sandwich panel fasteners -Design manual 1981.

**27 - [Shur-lok]**

SHUR-LOK Corp. : Fasteners for sandwich structure - Ed. 10th, 1987.

**28 - [Shur-lok]**

SHUR-LOK Corp. : Fasteners for advanced composites - Ed. 10th, 1987.

**29 - [Skvortsov 2003]**

SKVORTSOV V., THOMSEN O. T. : Analytical estimates for the stresses in face sheets of sandwich panels at the junctions between different core materials. Proceedings of the Sixth International conference on Sandwich Structures (ICSS-6) - Fort Lauderdale Florida 2003 p.551-559.

**30 - [Sun 2000]**

SUN C. T., TURAGA U. V. R. S. Compressive and tensile characteristics of Sandwich T-Joints. Proceedings of the Fifth International Conference on Sandwich Construction Zurich 2000 Vol. II p.515-524 EMAS Publishing.

**31 - [Thomsen 1998]**

THOMSEN O. T., RITZ W. : Analysis and design of sandwich plates with inserts-a high-order sandwich plate theory approach. Composites Part B 29B (1998) 795-807.

**32 - [Thomsen 1998]**

THOMSEN O. T. : Sandwich plates with 'through-the-thickness' and 'fully-potted' inserts: evaluation of differences in structural performance. Comp. Struc. Vol.40 No.2 pp.159-174 1998.

**33 - [Thomsen 1998]**

THOMSEN O. T., RITZ W. : Analysis and design of sandwich plates with inserts-a high-order sandwich plate theory approach. Composites Part B 29B (1998) 795-807.

**34 - [Vinson 1999]**

VINSON J. R. The behavior of sandwich structures of isotropic and composite materials.



Technomic Publishing Co. Inc.

**35 - [Witten 1999]**

WITTEN Co. Inc. : Product guide for High performance inserts for composites.

**36 - [Zenkert 1997]**

ZENKERT D. : The handbook of sandwich construction EMAS Publishing 1997.



# ANNEXE A

## CALCUL DES FLÈCHES D'EFFORT TRANCHANT ET DE FLEXION

### A.1-FLÈCHE D'EFFORT TRANCHANT

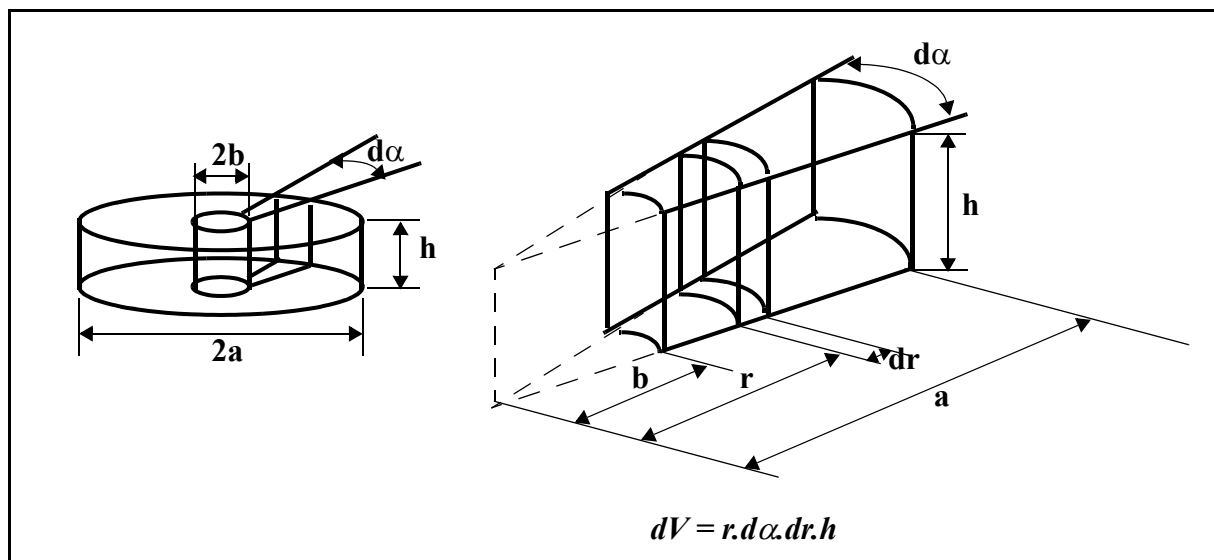


Figure A-1 : Géométrie d'une plaque.

Si  $F$  représente la force appliquée à l'insert, la flèche due à l'effort tranchant est donnée par le théorème de Castigliano:  $v = \frac{\delta W}{\delta F}$  où  $W$  représente l'énergie de déformation d'effort tranchant stockée dans la structure.

$$\text{Or } \frac{\delta W}{\delta V} = \frac{\tau_{xy}^2}{2 \cdot G_{xy}} \text{ donc } W = \int_0^{2\pi} \int_b^a \frac{\left(\frac{F}{2\pi r h}\right)^2}{2 \cdot G_{xy}} r h \cdot d\alpha \cdot dr$$

$$\text{soit } W = \int_0^{2\pi} \left( \frac{F^2}{8\pi^2 h G_{xy}} \cdot \int_b^a \frac{1}{r} dr \right) d\alpha \text{ donc } W = \frac{F^2}{4\pi h G_{xy}} \ln\left(\frac{a}{b}\right)$$

$$\text{d'où } v = \frac{\delta W}{\delta F} = \frac{F}{2\pi h G_{xy}} \ln\left(\frac{a}{b}\right)$$

## A.2-FLÈCHE DE FLEXION

La théorie des plaques permet d'exprimer la flèche de flexion de notre structure, calculée à

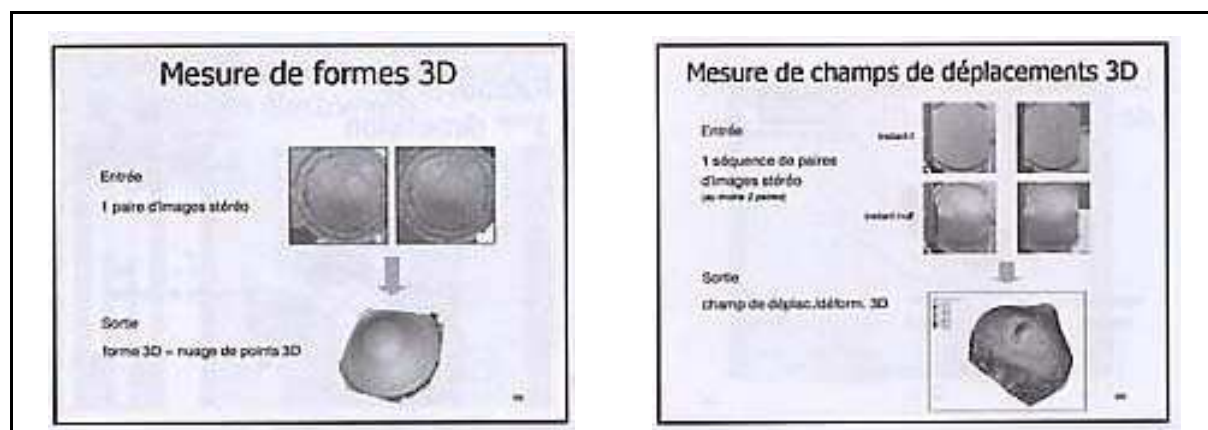
la périphérie de l'insert:  $v_{flexion} = \frac{F \cdot \left(2 \cdot b^2 \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right) + a^2 + b^2\right)}{16\pi D}$  d'où  $D = \frac{E_t \cdot h}{2(1-\nu^2)}$  est la rigidité de

flexion.

# ANNEXE B

## PRINCIPE D'ANALYSE CHAMPS DES DÉPLACEMENT PAR CAMÉRA 3D

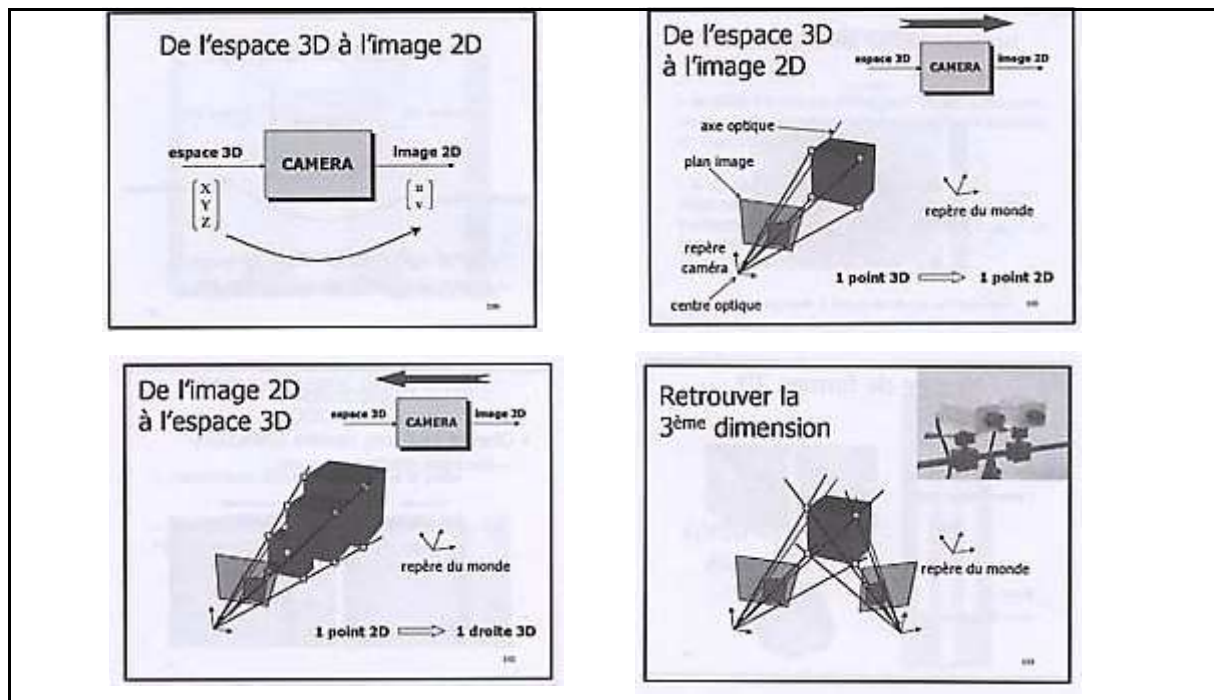
Le principe de corrélation d'image 3D consiste à utiliser deux caméras qui prennent chacun une image 2D sous un angle différent. Ces deux images 2D sont ensuite "superposées" par un logiciel qui pourra recréer la forme 3D en connaissant la position de chaque pixel (Figure B-1). La mesure de champs de déplacements ou déformations 3D est alors possible en prenant une paires d'images 2D aux instants  $t$  et  $t+\Delta t$  (Figure B-1).



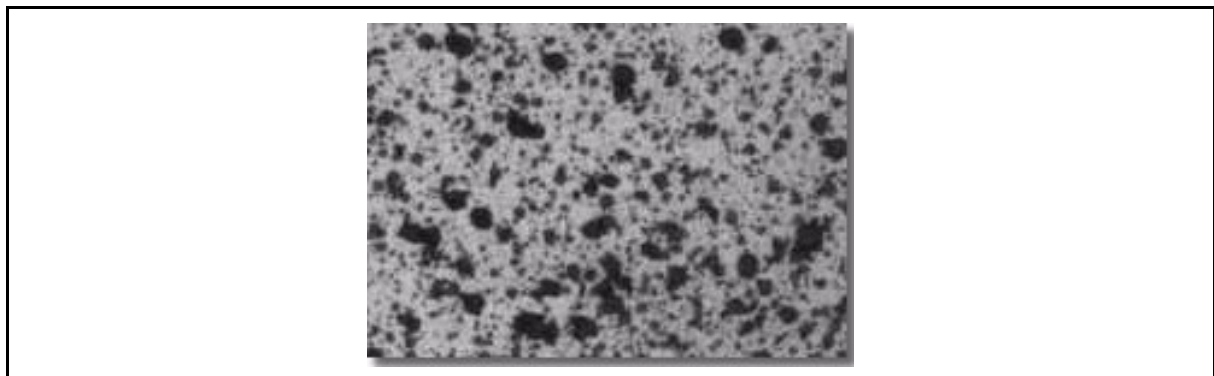
*Figure B-1 : Possibilités des mesures par corrélation d'image (Reproduit de [ORTEU 2003]).*

**- Principe de corrélation d'image 3D.**

Un point de l'espace 3D est identifié dans un plan image par la caméra comme un point 2D (Figure B-2). L'image 2D peut donc être considérée comme la projection de tous les points 3D appartenant à l'objet étudié. Les points de cette image 2D peuvent être inversement projetés dans l'espace suivant la direction de la prise de vue (Figure B-4). Pour fixer la position dans cette direction, une démarche analogue avec une deuxième caméra et un autre angle de prise de vue est nécessaire (Figure B-5). Connaissant précisément la position des points 2D dans chaque vue ainsi que les deux directions de prise de vue, pour chaque point, le point de l'objet réel se trouve donc par une simple intersection de deux droites dans l'espace. On peut donc reconstruire l'objet réel en traitant tous les points.



**Figure B-2 : La projection de points 3D aux points 2D (Reproduit de [ORTEU 2003]).**

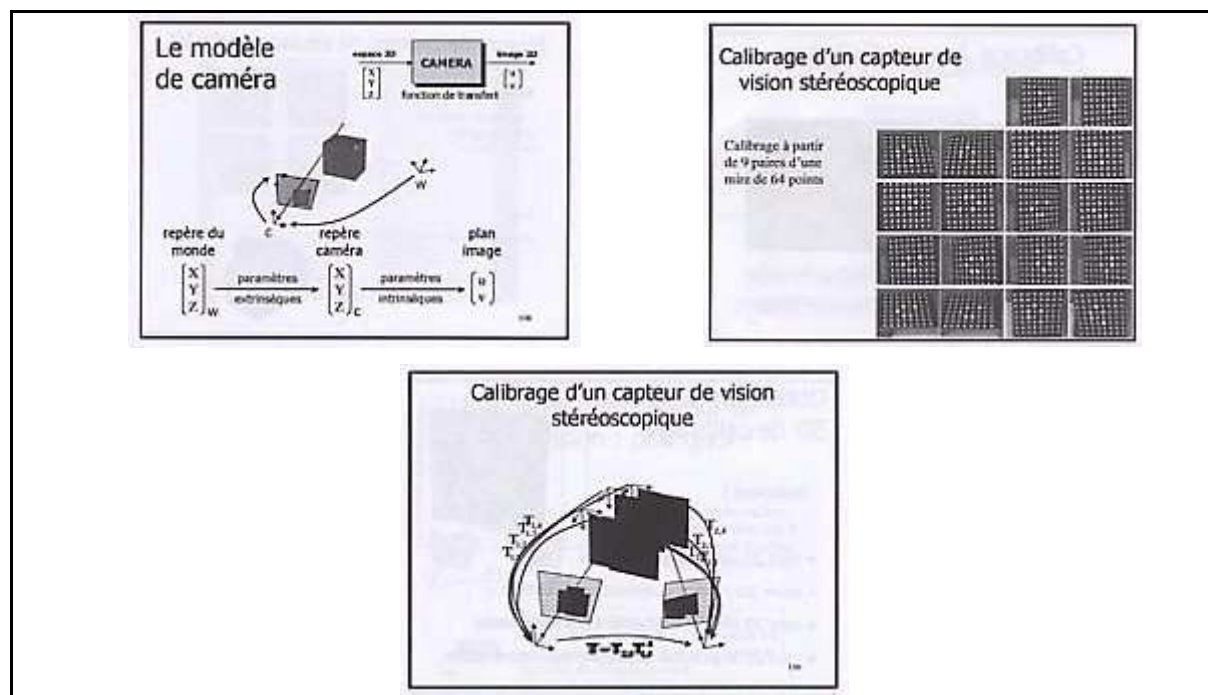


**Figure B-3 : Exemple de la surface mouchetise (reproduit de [GOM]).**

Un exemple mouchetis de points noir sur fond blanc est peint sur l'éprouvette étudiée de manière que le logiciel puisse clairement identifier chaque pixel (Figure B-3).

### - Calibration.

Pour calculer l'intersection de deux droites dans l'espace, il faut connaître leurs équations dans un repère commun. C'est la raison pour laquelle un calibrage est nécessaire. Ce calibrage consiste à mesurer les paramètres internes de chaque caméra pour pouvoir calculer la transformation rigide entre les repères de ces deux caméras. Deux niveaux de calibrages sont nécessaires : un calibrage interne de chaque capteur CCD de chaque caméra et un calibrage du rapport qui relie les repères de deux caméras. La méthode consiste à utiliser des mires constituées de points connus et de déterminer les paramètres nécessaires à la corrélation d'images (Figure B-4).



**Figure B-4 : Calibration de caméra (Reproduit de [ORTEU 2003]).**

Une fois le modèle de chaque caméra est calibré, donc entre autre la transformation entre le repère d'espace et caméra, la transformation entre les repères de deux caméra peut être effectuée (Figure B-4). La méthodologie pratique de calibrage est la suivante :

- *Choix de la mire.*
- *Acquisition de N images de la mire.*
- *Extraction dans les images des points caractéristiques de la mire.*
- *Identification des paramètres des paramètres intrinsèques caméra et réestimation des*

points 3D de la mire.

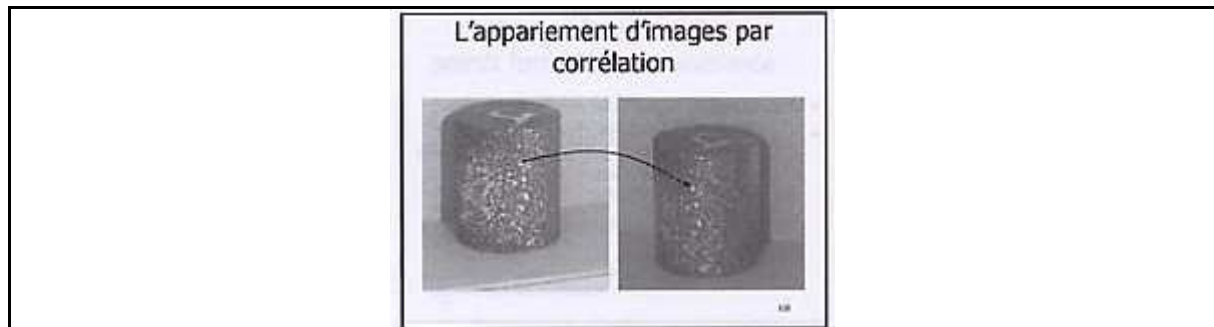
-Optimisation non-linéaire de l'erreur entre les mesures.

### **Mise en correspondance d'images.**

Jusqu'ici, les deux droites de projection d'un point sur les deux images sont obtenues. Mais, comme le montre la Figure B-5, il peut exister plusieurs points d'intersection sur une droite de projection. Pour éviter ces multiples points d'intersection, l'appariement d'images par corrélation est nécessaire à faire. Cet appariement consiste à identifier un point sur les deux images pour que le logiciel puisse l'identifier et déterminer un seul point d'intersection (Figure B-6).



**Figure B-5 : Mise en correspondance d'images (Reproduit de [ORTEU 2003]).**



**Figure B-6 : Appariement d'image (Reproduit de [ORTEU 2003]).**

En faisant le calibrage et mise en correspondance de l'image, tous les points 3D peuvent alors être reconstitués et les informations nécessaires comme la position et la déformation peuvent être obtenues.



# ANNEXE C

## CARACTÉRISATION DE LA PEAU EN CISAILLEMENT TRANSVERSE

Dans cette annexe, des essais de caractérisation de la peau en cisaillement transverse seront présentés. A cet effet, un essai de flexion 3 points rapproché sera employé. Des essais de flexion 3 points avec 3 distances entre appuis : 40, 60 et 100 mm ont été réalisés sur une éprouvette taillée dans la peau de largeur 20 mm. La charge n'ont pas été exercé jusqu'à la rupture et seule une vérification des modules longitudinaux et de cisaillement transverse est effectuée par éléments finis. La flèche mesurée par un capteur de déplacement est tracée en fonction de l'effort exercé (Figure C-1). La raideur est constante.

La flexion 3 points standard ne permet pas la mesure du module de cisaillement transverse, aussi un essai dit de "flexion rapproché" est effectué. Une nouvelle éprouvette taillée dans la peau est usinée aux dimensions 20 x 10 x 2,6 mm. La distance entre appuis est réduite à 13 mm et l'essai est mené jusqu'à rupture. La courbe effort/flèche pour deux essais est présentée dans la Figure C-2. La relation est d'abord linéaire ce qui permet l'identification du module de cisaillement transverse par comparaison à un modèle éléments finis volumique. Puis une chute brutale qui correspond à un bruit important est observée suivie par une zone plateau.

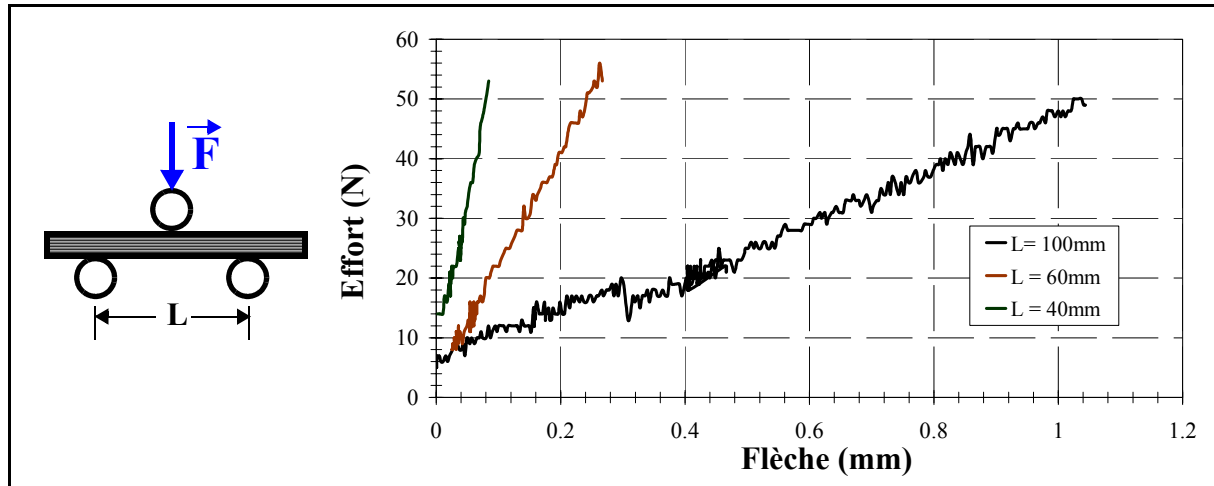


Figure C-1 : Relation effort/flèche au centre pour 3 longueurs  $L$  d'appui.

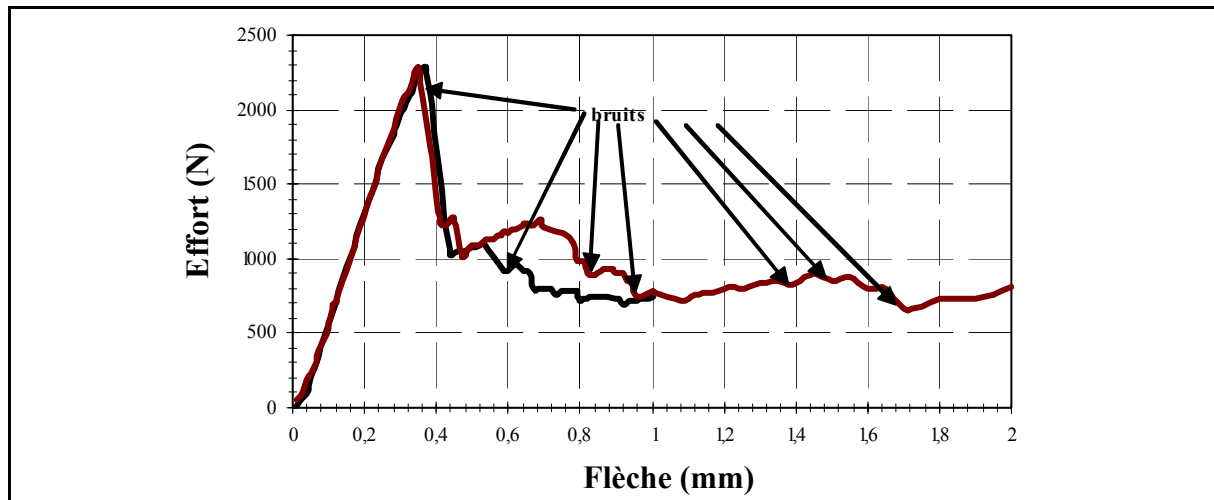
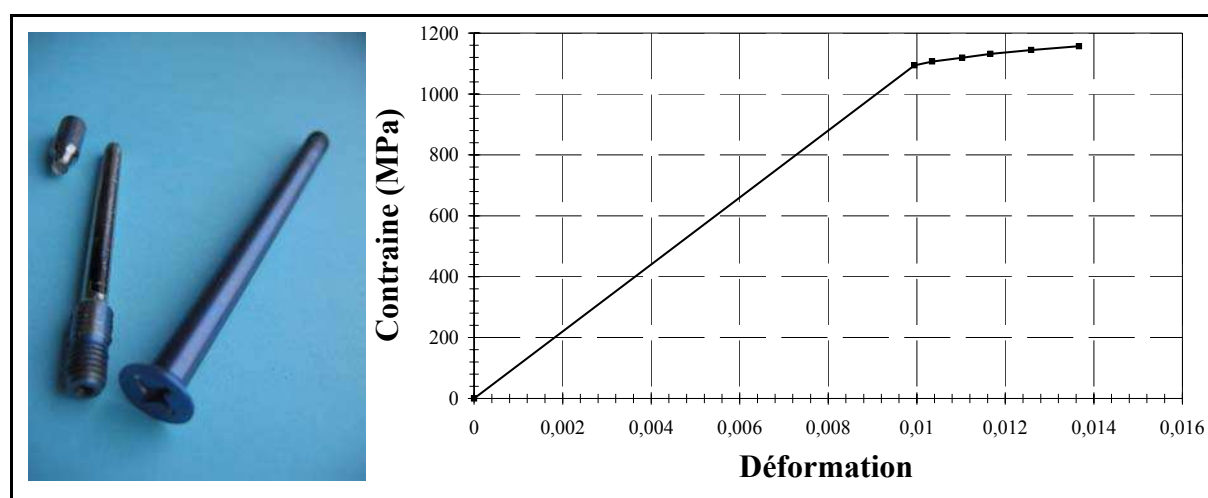


Figure C-2 : Relation effort/flèche pour l'essai de flexion 3 points approchée.

# ANNEXE D

## CARACTÉRISATION DU COMPORTEMENT DE LA VIS TITANE

Une vis ASNA 2001 neuve a été coupée la partie fraisure et détaillée en forme standard de diamètre 4 mm (le diamètre de vis est 6,35 mm) pour effectuer l'essai en traction sur la machine INSTRON de capacité de 100 kN. La Figure D-1 montre l'image de la vis neuve et l'éprouvette après l'essai. La loi de comportement de la vis avec la limite élastique à 1094 MPa et la limite de rupture à 1157 MPa est aussi illustrée dans la même figure.



*Figure D-1 : Éprouvette et loi de comportement de la vis ASNA 2001.*



# ANNEXE E :

## FICHER DE BANQUE

### SAMCEF POUR CALCUL

### ÉLÉMENTS FINIS

### D'ARRACHEMENT

### D'INSERT OBTENU PAR

### DENSIFICATION

.DEL.\*  
 .INIT &  
 .TIT ESSAI d'ARRACHEMENT d'INSERT 30 mm DANS PLAQUE SANDWICH

!DONNEES

!=====

ABRETEX '/titre1' 'DONNEES GEOMETRIQUES (mm)'

!=====

!DONNEES

!=====

ABRETEX '/titre1' 'DONNEES GEOMETRIQUES (mm)'

!=====

ABRETEX '/titre1' '-----fixations-----'

ABREMOD '/D' '6'

!Diametre de fixation (D)

ABRETEX '/titre2'

'On impose la hauteur de l'ecrou :'

ABRETEX '/titre2'

'He = 0.2\*D'

ABRE '/DT' '10'

!Diametre de la tete de l'ecrou (Dt)

ABRE '/HE' '4.8'

!Hauteur de l'ecrou (He)

ABREMOD '/H' '2.16'

!Hauteur de la tete de vis (H)

ABREMOD '/DA' '11.5' !Diametre de la tete de vis (DA)  
 ABREMOD '/Hv' '2.75' !Hauteur de la tete de vis (Hv)

ABRETEX '/titre1' '-----tige charge-----'  
 ABREMOD '/Dc' '54' !Diametre de la tige (Dr)  
 ABREMOD '/EPc' '8' !Epaisseur de la tige (EPr)

ABRETEX '/titre1' '-----rondelle-----'  
 ABREMOD '/Dr' '17.8' !Diametre de la rondelle (Dr)  
 ABREMOD '/EPr' '1.2' !Epaisseur de la rondelle (EPr)

ABRETEX '/titre1' '-----adaptateur-----'  
 ABREMOD '/EPa' '4.2' !Epaisseur de l'adaptateur (EPa)

ABRETEX '/titre1' '-----plaque-----'

ABRETEX '/titre2' 'methode valide pour :'  
 ABRETEX '/titre2' '1.2< EP1 et EP3 <3.6'  
 ABRETEX '/titre2' '20<EP2<60'  
 ABRETEX '/titre2' '20<Dp<40'  
 ABRETEX '/titre2' 'rayonsupp=30'

ABREMOD '/Npli' '8' !nombre de pli des peaux  
 ABREMOD '/EP1' '0.325\*/Npli' !Epaisseur peau inferieure (Ep1)  
 ABREMOD '/EP2' '20' !Epaisseur ame (Ep2)  
 ABREMOD '/EP3' '0.325\*/Npli' !Epaisseur peau superieure (Ep3)

ABREMOD '/LONG' '70' !Demi-longueur eprouvette (LONG)  
 ABREMOD '/Dp' '30' !Diametre du potting (Dp)  
 ABREMOD '/Dn' '45' !Diametre du point du jauge(Dn)  
 ABREMOD '/rayonsupp' '30' !Rayon du support (rayonsupp)

!=====!  
 !PARAMETRES SUPPLEMENTAIRES!  
 !=====!

ABRETEX '/titre1' '---Jeu entre diametre ecrou et alesages plaques'  
 ABRE '/JEU' '0.4'  
 ABRE '/JEUR' '0.5'  
 ABRE '/JEUT' '0.524'

!=====!  
 ABRETEX '/titre1' 'DONNEES MATERIAUX'  
 !=====!

ABRETEX '/titre1' '-----Materiau Fixation-----'

ABREMOD '/YOUN1' '220000' !Module d'Young (MPa)  
 ABREMOD '/POIS1' '0.3' !Coefficient de Poisson

ABRETEX '/titre2' '-----Materiaux Rondelle-----'

ABREMOD '/YOUN2' '73000' !Module d'Young (MPa)

ABREMOD '/POIS2' '0.33' !Coefficient de Poisson

ABRETEX '/titre3' '-----Materiau homogeneise Peau Superieure-----'

ABREREP '/NPB3' '3' !ORTHOTROPE1 (3)/FIX

ABREMOD '/YOUN31' '41810' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS31' '0.29' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA31' '16205' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN32' '41810' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS32' '0.29' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA32' '1938' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN33' '5000' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS33' '0.29' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA33' '1938' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)

ABRETEX '/titre4' '-----Materiau orthotrope de la Peau -----'

ABREREP '/NPB4' '4' !ORTHOTROPE1 (4)/FIX

ABREMOD '/YOUN41' '55634' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS41' '0.03' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA41' '5000' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN42' '55634' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS42' '0.29' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA42' '1938' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN43' '5000' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS43' '0.29' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA43' '1938' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)

ABRETEX '/titre5' '-----Materiau potting-----'

ABREREP '/NPB5' '5' !ORTHOTROPE1 (5)/FIX

ABREMOD '/YOUN51' '1629' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS51' '0.3' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA51' '627' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN52' '1629' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS52' '0.3' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA52' '627' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN53' '1629' !Module d'Young (Ex,Ey,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS53' '0.3' !Coefficient du Poisson (nuxy,nuyz,nuzx)  
 ABREMOD '/CISA53' '627' !Module de cisaillement (Gxy,Gyz,Gzx) (MPa)  
 ABREMOD '/SIGMAadm' '50' !Contrainte admissible en compression selon z(MPa)

ABRETEX '/titre1' '-----Materiau nida-----'

ABREREP '/NPB6' '6' !ORTHOTROPE1 (6)/FIX

ABREMOD '/YOUN61' '5' !Module d'Young (El,Ew,Ez) (MPa)  
 ABREMOD '/POIS61' '0.3' !Coefficient du Poisson (nulw,nuwz,nulz)  
 ABREMOD '/CISA61' '5' !Module de cisaillement (Glw,Gwz,Glz) (MPa)  
 ABREMOD '/YOUN62' '5' !Module d'Young (El,Ew,Ez) (MPa)

ABREMOD '/POIS62' '0.02'	!Coefficient du Poisson (nulw,nuwz,nulz)
ABREMOD '/CISA62' '24'	!Module de cisaillement (Glw,Gwz,Glz) (MPa)
ABREMOD '/YOUN63' '138'	!Module d'Young (El,Ew,Ez) 138(MPa)
ABREMOD '/POIS63' '0.02'	!Coefficient du Poisson (nulw,nuwz,nulz)
ABREMOD '/CISA63' '32'	!Module de cisaillement (Glw,Gwz,Glz) (MPa)
ABREMOD '/TAUadm' '0.83'	!Contrainte admissible en cisaillement sens W(MPa)

!=====  
!PARAMETRES FIXES  
!=====

ABRE '/EPT' '(/EP1+/EP2+/EP3)'	!Epaisseur totale
ABRE '/EPM' '(/EPT-H)'	!Epaisseur totale - hauteur de tete de vis
ABRE '/angle' '50.'	!!l'angle de poincon et peau

!=====  
ABRETEX '/titre1' 'PARAMETRES DE MAILLAGE'  
!=====

ABRE '/NELEfix' '8'	!Nombre d'elements circonference de fixation
ABRE '/NELEdemiV' '2'	!Nombre d'elements demi de vis
ABRE '/NELEvisE' '3'	!Nombre d'elements hauteur de vis-ecrou
ABRE '/NELEvisF' '5'	!Nombre d'elements hauteur de vis-ferrure
ABRE '/NELEvisT' '15'	!Nombre d'elements hauteur de tige de vis
ABRE '/NELEtete' '2'	!Nombre d'elements hauteur de tete de vis

ABRE '/NELEecrou' '8'	!Nombre d'elements circonference d'ecrou
ABRE '/NELEdemiE' '2'	!Nombre d'elements demi d'ecrou
ABRE '/NELEecrouH' '3'	!Nombre d'elements hauteur d'ecrou

ABRE '/NELEron' '8'	!Nombre d'elements circonference de rondelle
ABRE '/NELEdemiR' '6'	!Nombre d'elements demi de rondelle

ABRE '/NELEferr' '8'	!Nombre d'elements circonference de ferrure
ABRE '/NELEdemiF' '15'	!Nombre d'elements demi de ferrure
ABRE '/NELEferrH' '5'	!Nombre d'elements hauteur de ferrure

ABRE '/NELEadap' '8'	!Nombre d'elements circonference d'adaptateur
ABRE '/NELEdemiA' '4'	!Nombre d'elements demi d'adaptateur
ABRE '/NELEadapH' '4'	!Nombre d'elements hauteur d'adaptateur

ABRE '/NELEcir' '8'	!Nombre d'elements circonference de structure
---------------------	---

ABRE '/NELEinc' '5'	!Nombre d'elements rayon 3.175-5.75 mm(incline)
ABRE '/NELEdemiP' '10'	!Nombre d'elements rayon 3.175-15 mm(potting)

ABRE '/NELEint' '7'	!Nombre d'elements rayon 15-22.5 mm
ABRE '/NELEmoy' '5'	!Nombre d'elements rayon 22.5-30 mm
ABRE '/NELEext' '10'	!Nombre d'elements support-borde



ABRE '/NELEep1' '3' !Nombre d'elements epaisseur Pinf  
 ABRE '/NELEep2B' '7' !Nombre d'elements epaisseur nida basse  
 ABRE '/NELEep2H' '6' !Nombre d'elements epaisseur nida haute  
 ABRE '/NELEep3' '8' !Nombre d'elements epaisseur Psup

ABRE '/NELEh' '16' !nombre d'element sur la hauteur

!=====  
 ABRETEX '/titre1' 'CHARGEMENT'

!=====  
 ABRE '/effort' '12000.' !Effort (N)

!=====  
 ! | GEOMETRIE |

!=====  
 !-----fixation

!-----vis

.point I 1 X 0 Y 0  
 I 2 X (/D:2) Y 0  
 I 3 X 0 Y (/D:2)  
 I 4 X (/Dr:2) Y 0  
 I 5 X 0 Y (/Dr:2)  
 I 6 X (/Dc:2) Y 0  
 I 7 X 0 Y (/Dc:2)  
 I 8 X (/DT:2) Y 0  
 I 9 X 0 Y (/DT:2)  
 !  
 !  
 I 30 X ((/D+/JEUR):2) Y 0  
 I 31 X 0 Y ((/D+/JEUR):2)

.droite I 1 point 1 2  
 I 2 point 1 3  
 I 8 point 30 6  
 I 9 point 31 7

.arc I 5 centre 1 point 2 3  
 I 6 centre 1 point 4 5  
 I 7 centre 1 point 6 7

!  
 I 2015 centre 1 point 30 31

.plan I 3 (/EPT+/EPa)

.copy TZ (/EPT+/EPa) point 1 \$  
 increment 1 debut 41 execute 1

.3point I 32 X ((/D+/JEUR):2) Y 0 Z -(/EPc)  
 I 33 X 0 Y ((/D+/JEUR):2) Z -(/EPc)

I 34 X ((/D+/JEUR):2) Y 0 Z -(/EPc)  
 I 35 X 0 Y ((/D+/JEUR):2) Z -(/EPc)

I 36 X ((/D+/JEUR):2) Y 0 Z -(/EPc+/EPr)  
 I 37 X 0 Y ((/D+/JEUR):2) Z -(/EPc+/EPr)

!

I 42 X (/DA:2) Y 0 Z (/EPT+/EPa)  
 I 43 X 0 Y (/DA:2) Z (/EPT+/EPa)

.3droite I 41 points 42 41

I 42 points 41 43

.3arc I 45 centre 41 points 42 43

!--PLAN epaisseur totale - hauteur de la tete de vis--

.plan I 4 Z (/EPT+/EPa-/Hv)

.copy TZ (/EPT+/EPa-/Hv) points 1 \$

increment 1 debut 51 execute 1

.copy TZ (/EPT+/EPa-/Hv) lignes 5 \$

increment 1 debut 55 execute 1

.3point I 52 X (/D:2) Y 0 Z (/EPT+/EPa-/Hv)

.3droite I 51 points 51 52

I 52 points 51 53

I 53 points 53 43

I 54 points 52 42

I 56 points 3 53

I 57 points 2 52

I 58 points 1 51

.3droite I 47 points 51 41

.copy TZ -(/EPc) points 1 a 3 \$

increment 1 debut 11 execute 1

.copy TZ -(/EPc) points 4 a 5 \$

increment 1 debut 14 execute 1

.copy TZ -(/EPc) points 6 a 7 \$

increment 1 debut 16 execute 1

.3droite I 11 points 11 12

I 12 points 11 13

.3arc I 15 centre 11 points 12 13  
 I 16 centre 11 points 14 15  
 I 17 centre 11 points 16 17

!

I 2115 centre 11 points 32 33  
 I 2215 centre 11 points 34 35

.3droite I 18 points 32 16  
 I 19 points 33 17

.3droite I 1011 points 1 11  
 I 1012 points 2 12  
 I 1013 points 3 13  
 I 1016 points 6 16  
 I 1017 points 7 17

!

I 2012 points 30 32  
 I 2013 points 31 33

.3droite I 13 points 34 14  
 I 14 points 35 15

.plan I 2 Z -(/EPr)

.copy TZ -(/EPr) points 11 a 15 \$  
 increment 1 debut 21 execute 1

.3droite I 21 points 21 22  
 I 22 points 21 23  
 I 23 points 36 24  
 I 24 points 37 25

.3arc I 25 centre 21 points 22 23  
 I 26 centre 21 points 24 25

!

I 2315 centre 21 points 36 37

.3droite I 1021 points 11 21  
 I 1022 points 12 22  
 I 1023 points 13 23  
 I 1024 points 14 24  
 I 1025 points 15 25

!

I 2022 points 34 36  
 I 2023 points 35 37

.copy TZ -(/EPc+/EPr) point 8 a 9 debut 28 execute 1  
 .copy TZ -(/EPc+/EPr+/HE) point 8 a 9 debut 68 execute 1

.copy TZ -(/EPc+/EPr+/HE) ligne 1 a 2 debut 61 execute 1

.3droite I 27 points 22 28

I 28 points 23 29

I 67 points 71 68

I 68 points 73 69

.3arc I 29 centre 21 points 28 29

I 65 centre 72 points 71 73

I 69 centre 72 points 68 69

.3droite I 1031 points 21 72

I 1032 points 22 71

I 1033 points 23 73

I 1034 points 28 68

I 1035 points 29 69

!----- fini VIS---!!!

!=====plaques

!----creer lignes des contours de la plaque

!Plaque inferieure

.point I 101 X 0 Y 0

I 102 X (/D:2+(/JEU:2)) Y 0

I 103 X 0 Y (/D:2+(/JEU:2))

I 104 X (/Dp:2) Y 0

I 105 X 0 Y (/Dp:2)

I 106 X 22.5 Y 0

I 107 X 0 Y 22.5

I 108 X (/LONG) Y 0

I 109 X (/LONG) Y (/LONG)

I 110 X 0 Y (/LONG)

I 111 X 0 Y (/rayonsupp)

I 112 X (/rayonsupp) Y 0

I 113 X (((/D+/JEU):2)+(/EP3\*tan (/angle)))Y 0

I 114 X 0 Y (((/D+/JEU):2)+(/EP3\*tan (/angle)))

.arc I 105 centre 101 points 102 103

.droite I 102 POINTS 108 109

I 103 POINTS 110 109

I 106 POINTS 102 113

I 107 POINTS 103 114

I 108 POINTS 104 106

I 109 POINTS 105 107

I 110 POINTS 112 108

I 111 POINTS 111 110

I 115 POINTS 106 112

I 116 POINTS 107 111

I 118 POINTS 113 104

I 119 POINTS 114 105

.arc I 112 centre 101 POINTS 112 111

I 113 centre 101 POINTS 104 105

I 114 centre 101 POINTS 106 107

I 117 centre 101 POINTS 113 114

!-----!

!Plaque superieure

.NOE I 1 X ((/D+/JEU):2) Z (/EP1+/EP2)

I 1 ((/EP3\*tan (/angle)):/NELEh) R (/NELEh)

RAPPELER 1 a 17

I 30 Z (/EP3:/NELEh) Q (/NELEh)

RAPPELER 1

I 1000 X ((/EP3\*tan (/angle)):2:/NELEh) Z ((/EP3:/NELEh):2) R 1

RAPPELER 1001

I 1 X (/EP3\*tan (/angle)):/NELEh) Z (/EP3:/NELEh) R 15

.MAI I 1 N 1 2 32 1001 ATT 311

I 2 N 2 3 33 32

I 1 M 1 R 14

I 30 N 32 33 63 1002 ATT 312

I 31 N 33 34 64 63

I 1 M 1 R 13

I 60 N 63 64 94 1003 ATT 313

I 61 N 64 65 95 94

I 1 M 1 R 12

I 90 N 94 95 125 1004 ATT 314

I 91 N 95 96 126 125

I 1 M 1 R 11

I 120 N 125 126 156 1005 ATT 315

I 121 N 126 127 157 156  
I 1 M 1 R 10

I 150 N 156 157 187 1006 ATT 316  
I 151 N 157 158 188 187  
I 1 M 1 R 9

I 180 N 187 188 218 1007 ATT 317  
I 181 N 188 189 219 218  
I 1 M 1 R 8

I 210 N 218 219 249 1008 ATT 318  
I 211 N 219 220 250 249  
I 1 M 1 R 7

I 240 N 249 250 280 1009 ATT 319  
I 241 N 250 251 281 280  
I 1 M 1 R 6

I 270 N 280 281 311 1010 ATT 320  
I 271 N 281 282 312 311  
I 1 M 1 R 5

I 300 N 311 312 342 1011 ATT 321  
I 301 N 312 313 343 342  
I 1 M 1 R 4

I 330 N 342 343 373 1012 ATT 322  
I 331 N 343 344 374 373  
I 1 M 1 R 3

I 360 N 373 374 404 1013 ATT 323  
I 361 N 374 375 405 404  
I 1 M 1 R 2

I 390 N 404 405 435 1014 ATT 324  
I 391 N 405 406 436 435  
I 1 M 1 R 1

I 420 N 435 436 466 1015 ATT 325  
I 421 N 436 437 467 466

I 450 N 466 467 497 1016 ATT 326

```
.SEL GROUP 1 MAILLES NOM "m_tout" tout
      GROUP 2 NOEUDS NOM "nd_tout" transformation 1
      GROUP 3 NOEUDS NOM "nd_trop" tout
      moins 2
```

```
.MOD NOEUD SUPPRIME 31
      SUPPRIME 61 a 62
      SUPPRIME 91 a 93
      SUPPRIME 121 a 124
      SUPPRIME 151 a 155
      SUPPRIME 181 a 186
      SUPPRIME 211 a 217
      SUPPRIME 241 a 248
      SUPPRIME 271 a 279
      SUPPRIME 301 a 310
      SUPPRIME 331 a 341
      SUPPRIME 361 a 372
      SUPPRIME 391 a 403
      SUPPRIME 421 a 434
      SUPPRIME 451 a 465
      SUPPRIME 481 a 496
```

```
!Renumbering des noeuds
```

```
!-----
```

```
.REN
NOE EXECUTE
MAI EXECUTE
```

```
!Construction des elements de plaque en volumique
```

```
!-----
```

```
.EXT attribut 311
      operation 311 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 311 attribut 311
```

```
.EXT attribut 312
      operation 312 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 312 attribut 312
```

```
.EXT attribut 313
      operation 313 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 313 attribut 313
```

```
.EXT attribut 314
      operation 314 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 314 attribut 314
```

```
.EXT attribut 315
      operation 315 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 315 attribut 315
```

```
.EXT attribut 316
      operation 316 Rz 90 ELEM (/NELEadap)
      execute 316 attribut 316
```

```
.EXT attribut 317
```

operation 317 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 317 attribut 317

.EXT attribut 318  
operation 318 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 318 attribut 318

.EXT attribut 319  
operation 319 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 319 attribut 319

.EXT attribut 320  
operation 320 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 320 attribut 320

.EXT attribut 321  
operation 321 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 321 attribut 321

.EXT attribut 322  
operation 322 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 322 attribut 322

.EXT attribut 323  
operation 323 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 323 attribut 323

.EXT attribut 324  
operation 324 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 324 attribut 324

.EXT attribut 325  
operation 325 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 325 attribut 325

.EXT attribut 326  
operation 326 Rz 90 ELEM (/NELEadap)  
execute 326 attribut 326

.MOD maille  
base 2 attribut 311 a 326

!-----!

!Adaptateur  
.point I 115 RAYON (/DA:2) ANGLE 0  
I 116 RAYON (/DA:2) ANGLE 90  
  
I 117 RAYON (/D:2) ANGLE 0



```

I 118 RAYON (/D:2) ANGLE 90

I 119 RAYON ((/D+/JEU):2) ANGLE 0
I 120 RAYON ((/D+/JEU):2) ANGLE 90

I 121 RAYON (/D:2+0.1) ANGLE 0
I 122 RAYON (/D:2+0.1) ANGLE 90

.3point I 901 X 0          Y 0          Z (/EP1+/EP2)

.copy TZ (/EPT+/EPa-/Hv+.2) point 1 $
  increment 1 debut 902 execute 1

.copy TZ (/EPT-.44) point 1 $
  increment 1 debut 903 execute 1

.copy tz (/EPT+/EPa) points 115 a 116 debut 801 execute 1
.copy tz (/EPT+/EPa-/Hv+.2) points 119 a 120 debut 803 execute 1
.copy tz (/EPT-.44) points 115 a 126 debut 805 execute 1
.copy tz (/EP1+/EP2) points 119 a 120 debut 807 execute 1

.3droite I 803 POINTS 803 801
      I 804 POINTS 804 802
      I 807 POINTS 807 805
      I 808 POINTS 808 806

      I 6001 POINTS 801 805
      I 6002 POINTS 802 806
      I 6003 POINTS 803 807
      I 6004 POINTS 804 808

.3arc I 801 centre 41 POINTS 801 802
      I 802 centre 902 POINTS 803 804
      I 805 centre 903 POINTS 805 806
      I 806 centre 901 POINTS 807 808

!===== Definition de contours de la plaque inferieure
!=====
!===== FIXATION
.box I 4 lignes 1 2 5 51 52 55 56 57 58          !tige vis
      I 5 lignes 41 42 45 51 52 55 47 53 54          !tete de vis
      I 9 lignes 801 802 803 804 805 806 807 808 6001 6002 6003 6004

!=====
!===== PLAQUE
.CONTOUR I 100 LIGNES 105 106 117 107    !Plaque inferieure (partie incline)
      I 101 LIGNES 117 118 113 119    !Plaque inferieure (potting)
      I 102 LIGNES 113 108 114 109    !Plaque inferieure (nida degrad)
      I 103 LIGNES 114 115 112 116    !Plaque inferieure (nida degrad-appui)
      I 104 LIGNES 112 110 102 103 111    !Plaque inferieure (appui-bord)

```

.plan I 101 Z 0

.DOMAINE TRANSFORME CONTOURS 100 101 102 103 104

!===== FIXATION

.GENERE DEGRE 1

!===== tige vis =====

MODIFIE lignes 1 2 ELEMENTS (/NELEdemiV)

MODIFIE lignes 5 ELEMENTS (/NELEfix)

MODIFIE ligne 55 ELEMENTS (/NELEfix)

MODIFIE lignes 51 52 ELEMENTS (/NELEdemiV)

MODIFIE lignes 56 57 58 ELEMENTS (/NELEvisT) distribution 3 4

MAILLE 4

!===== tete de vis =====

MODIFIE ligne 45 ELEMENTS (/NELEfix)

MODIFIE lignes 41 42 ELEMENTS (/NELEdemiV)

MODIFIE lignes 47 53 54 ELEMENTS (/NELEtete)

MAILLE 5

!===== adaptateur =====

MODIFIE lignes 801 802 805 806 ELEMENTS (/NELEadap)

MODIFIE lignes 803 804 807 808 ELEMENTS (/NELEdemiA)

MODIFIE lignes 6001 6002 6003 6004 ELEMENTS (/NELEadapH)

MAILLE 9

.COLLAGE ATTRIBUT 4 5

EXECUTE

GENERE

.SEL groupe 80 nom "m1234" mailles tout

    groupe 81 nom "nds1234" noeuds transformation 80

    groupe 82 nom "n-trop" noeuds tout

    moins 81

    liste

.MOD NOEUDS supprime 3208 a 3214

!===== PEAUX

.GENERE DEGRE 1

!===== peau sup (pot) =====

!MODIFIE LIGNE 505 605 513 613 ELEMENT (/NELEcir)  
 !MODIFIE LIGNE 502 503 606 607 ELEMENT (/NELEdemiP) distribution 2 2  
 !MODIFIE ligne 3001 a 3004 ELEMENTS (/NELEep3)

!MAILLE 300

!===== contour inf =====

MODIFIE ligne 105 112 113 114 117 ELEMENTS (/NELEcir)  
 MODIFIE ligne 106 107 ELEMENT (/NELEinc)  
 MODIFIE ligne 108 109 ELEMENTS (/NELEint) distribution 2 1.1  
 MODIFIE ligne 115 116 ELEMENTS (/NELEmoy) !distribution 3 1.67  
 MODIFIE ligne 118 119 ELEMENTS (/NELEdemiP) distribution 2 2

MODIFIE ligne 110 111 ELEMENTS (/NELEext) distribution 2 3  
 MODIFIE ligne 102 103 ELEMENTS (/NELEcir:2)

C1 105 C2 106 C3 117 C4 107  
 maille 100 tranfini

C1 117 C2 118 C3 113 C4 119  
 maille 101 tranfini

C1 113 C2 108 C3 114 C4 109  
 maille 102 tranfini

C1 114 C2 115 C3 112 C4 116  
 maille 103 tranfini

C1 112 C2 110 C3 102 103 C4 111  
 maille 104 tranfini

!Construction des elements de plaque en volumique

!-----

.EXT attribut 100

operation 100 TZ (/EP1) ELEM (/NELEep1)  
 operation 200 TZ (/EP2- (/EP2:6)) ELEM (/NELEep2B)  
 operation 203 TZ (/EP2:6) ELEM (/NELEep2H)  
 execute 100 200 203 attribut 100 200 203

.EXT attribut 101

operation 100 TZ (/EP1) ELEM (/NELEep1)  
 operation 200 TZ (/EP2- (/EP2:6)) ELEM (/NELEep2B)  
 operation 203 TZ (/EP2:6) ELEM (/NELEep2H)  
 operation 331 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1  
 operation 332 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1

```

operation 333 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 334 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 335 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 336 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 337 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 338 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
execute 100 200 203 331 332 333 334 335 336 337 338 $
attribut 100 200 203 331 332 333 334 335 336 337 338

```

```
.EXT attribut 102 103
```

```

operation 101 TZ (/EP1) ELEM (/NELEep1)
operation 201 TZ (/EP2-(/EP2:6)) ELEM (/NELEep2B)
operation 204 TZ (/EP2:6) ELEM (/NELEep2H)
operation 331 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 332 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 333 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 334 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 335 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 336 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 337 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 338 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
execute 101 201 204 331 332 333 334 335 336 337 338 $
attribut 101 201 204 331 332 333 334 335 336 337 338

```

```
.EXT attribut 104
```

```

operation 102 TZ (/EP1) ELEM (/NELEep1)
operation 202 TZ (/EP2-(/EP2:6)) ELEM (/NELEep2B)
operation 205 TZ (/EP2:6) ELEM (/NELEep2H)
operation 331 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 332 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 333 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 334 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 335 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 336 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 337 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
operation 338 TZ (/EP3:/NELEep3) ELEM 1
execute 102 202 205 331 332 333 334 335 336 337 338 $
attribut 102 202 205 331 332 333 334 335 336 337 338

```

```
!Collage des plaques
```

```
!-----
```

```
.COLLAGE
```

```
ATTRIBUT 203 311
```

```
EXECUTE
```

```
GENERE
```

```
.SEL groupe 311 NOM "face311" faces
```

```
maille attribut 311 orientation 0 0 -1
```

```
groupe 312 NOM "nd311" noeuds transformation 311
```

groupe 203 NOM "face203" faces  
 maille attribut 203 orientation 0 0 1

groupe 313 NOM "f311cote" faces  
 maille attribut 311 a 326 face 3

groupe 314 NOM "n311cote" noeuds transformation 313

groupe 315 NOM "f331cote" faces  
 maille attribut 331 a 338 face 2

.sti I 1 groupe "nd311" "face203"  
 I 2 groupe "n311cote" "f331cote"

.FCT  
 cree fonction I1 nom "E"  
 cree valeur Y U  
 ABSCI 0 1e6  
 ORDON 0 1e6  
 cree

.FCT  
 cree fonction I2 nom "L-degrad"  
 cree valeur Y U

couples	0	0
	0.0181	0.5805
	0.0235	0.6775
	0.0303	0.7745
	0.0389	0.8715
	0.0504	0.9685
	0.0666	1.0655
	0.0787	1.1334
	0.0900	1.1967
	0.1000	1.2527
	0.1100	1.3087
	0.1200	1.3647
	0.1300	1.4207
	0.1400	1.4767
	0.1500	1.5327
	1e6	5.6e6

cree

.FCT  
 cree fonction I3 nom "W-degrad"  
 cree valeur Y U

couples	0	0
	0.0184	0.4412
	0.0235	0.5082
	0.0300	0.5752

0.0382	0.6422
0.0493	0.7092
0.0647	0.7762
0.0878	0.8432
0.1000	0.8786
0.1100	0.9076
0.1200	0.9366
0.1300	0.9656
0.1400	0.9946
0.1500	1.0236
1e6	2.9e6

cree

.FCT

cree fonct I4 nom "ecrouissage"

cree valeur Y U

couples	0	50
	0.1	50
	0.13	49.5
	0.14	48
	0.15	46
	0.16	44
	0.17	42
	0.18	40
	0.19	38
	0.20	36
	0.25	25
	0.30	10

cree

```
!=====!
!  
! CARACTERISTIQUE MATERIAUX  
!  
!=====!
```

```
.MAT I 1 YT (/YOUN1)      ! FIXATION  
      NT  (/POIS1)        ! Poisson ratios
```

!

!

! Peau superieure

I 2 BEHA "Elastic"

YT (/YOUN31) (/YOUN32) (/YOUN33)

NT (/POIS31) (/POIS32) (/POIS33)

G (/CISA31) (/CISA32) (/CISA33)

! Peau equivalent

I 4 BEHA "Elastic"

YT (/YOUN41) (/YOUN42) (/YOUN43)

```

NT (/POIS41) (/POIS42) (/POIS43)
G (/CISA41) (/CISA42) (/CISA43)
!
! Potting
I 5 BEHA "Elastic"
YT (/YOUN51) (/YOUN52) (/YOUN53)
NT (/POIS51) (/POIS52) (/POIS53)
G (/CISA51) (/CISA52) (/CISA53)
I 6 BEHA "plastic"
YT (/YOUN51) ! Young moduli
NT (/POIS51) ! Poisson ratios
XIT 1. NF 4 VONM
DC 1. 1. 0.1
!
! nida
I 7 BEHA "Elastic"
YT (/YOUN61) (/YOUN62) (/YOUN63) !Tensile Young's moduli
NT (/POIS61) (/POIS62) (/POIS63) !Poisson's ratios
G (/CISA61) (/CISA62) (/CISA63) !Shear moduli

I 8 nom "Nida NOMEX degrad"
NT (/POIS61) (/POIS62) (/POIS63) !Poisson's ratios
BEHA "Dual"
SET (/YOUN61) (/YOUN62) (/YOUN63) NF 1 1 1 !Tensile Young's moduli
SEC (/YOUN61) (/YOUN62) (/YOUN63) NF 1 1 1 !Compressive Young's moduli
SES (/CISA61) 1 1 NF 1 3 2 !Shear moduli
DT 99. 99. 99. !Tensile Strain degradation starts
DC 99. 99. 99. !Compressive strains degradation starts
DST 99. 99. 99. !Shear strains degradation starts
PLT 1e6 1e6 1e6 !Tensile strains for 0-stress
PLC 1e6 1e6 1e6 !Compressive strains for 0-stress
PLS 1e6 1e6 1e6 !Shear strains for 0-stress
!
! Peau loi de comportement
I 10 NOM "fibre090" ROUTIN "OVMA03"
YT (/YOUN41) (/YOUN42) (/YOUN43)
G (/CISA41) (/CISA42) (/CISA43)
NT (/POIS41) (/POIS42) (/POIS43)
USER 268. 133. NF 1 1

.AEL ATTRIBUT 4 5 MAT 1 !fixation
ATTRIBUT 9 MAT 1 !adaptateur
ATTRIBUT 100 101 102 MAT 2 !Peau inferieure
ATTRIBUT 200 203 MAT 6 !Potting
ATTRIBUT 201 204 MAT 8 !Nida degradation
ATTRIBUT 202 205 MAT 7 !Nida elastique

.HYP att 4 5 9 100 101 102 200 201 202 203 204 205 VOLUME
.HYP ATTRIBUT 311 a 326 VOLUME composite

```

.HYP ATTRIBUT 331 a 338 VOLUME composite

.pli an 0 mat 10 t (/EP3:/NELEh) pli 1  
 an 45 mat 10 t (/EP3:/NELEh) pli 2  
 an 0 mat 10 t (2\*/EP3:/NELEh) pli 3  
 an 45 mat 10 t (2\*/EP3:/NELEh) pli 4

.LAM lam 1 PLI 1  
 lam 2 PLI 2  
 lam 3 PLI 3  
 lam 4 PLI 4

.ETA ATT 311 lam 1 dir 1 2  
 ATT 312 lam 1 dir 18 19  
 ATT 313 lam 2 dir 34 35  
 ATT 314 lam 2 dir 49 50  
 ATT 315 lam 1 dir 63 64  
 ATT 316 lam 1 dir 76 77  
 ATT 317 lam 2 dir 88 89  
 ATT 318 lam 2 dir 99 100

ATT 319 lam 2 dir 109 110  
 ATT 320 lam 2 dir 118 119  
 ATT 321 lam 1 dir 126 127  
 ATT 322 lam 1 dir 133 134  
 ATT 323 lam 2 dir 139 140  
 ATT 324 lam 2 dir 144 145  
 ATT 325 lam 1 dir 148 149  
 ATT 326 lam 1 dir 151 152

ATT 331 lam 3 dir 17 6372  
 ATT 332 lam 4 dir 48 6471  
 ATT 333 lam 3 dir 75 6570  
 ATT 334 lam 4 dir 98 6669  
 ATT 335 lam 4 dir 117 6768  
 ATT 336 lam 3 dir 132 6867  
 ATT 337 lam 4 dir 143 6966  
 ATT 338 lam 3 dir 150 7065

```

=====
!
!          | CONDITION AUX LIMITES |
!
=====

```

.SEL groupe 50 NOM "X SYMETRIE" noeuds  
 BOITE STRUCTURE YI -0.005 YS 0.005

groupe 51 NOM "Y SYMETRIE" noeuds  
 BOITE STRUCTURE XI -0.005 XS 0.005



groupe 52 NOM "fix" noeuds  
ligne 112

.CLM FIX GROUP 50 COMPO 2 4 6  
FIX GROUP 51 COMPO 1 5 6  
FIX GROUP 52 COMPO 3

```
!=====!  
!  
!      | CONDITION DE CONTACTS |  
!  
!=====!
```

```
!=====!  
!CONTACT ADAPTATEUR-TETE DE VIS  
!=====!
```

.SEL groupe 10 NOM "tetevis" faces  
    maille attribut 5  
        supprime faces orientation -1 0 0  
        supprime faces orientation 0 -1 0  
        supprime faces orientation 0 0 1  
        supprime faces orientation 0 0 -1

groupe 11 NOM "t9haut" faces  
    maille attribut 9 face 1  
    liste  
groupe 12 NOM "h\_adap" noeuds transformation 11

!.CPS GROUPS "h\_adap" "tetevis"  
.MCT GROUP "h\_adap" GTAR "tetevis" RMAX 5.

```
!=====!  
!CONTACT PLAQUE-ADAPTATEUR  
!=====!
```

.SEL groupe 13 NOM "t300" faces  
    maille attribut 311 a 326 face 5 6

groupe 14 NOM "t9bas" faces  
    maille attribut 9 face 6

groupe 15 NOM "b\_peau" noeuds transformation 13

!.CPS GROUPS "b\_peau" "t9bas"  
.MCT GROUP "b\_peau" GTAR "t9bas" RMAX 5.

```
!=====CHARGE
```

.SEL groupe 25 NOM "charge" noeuds  
    ligne 5

!.CLM CHA -(/effort:4:9) groupe 25 COMPO 3

!!

! archivage

!!

!.SAI ARCHIV STRUC STYP 3411

!exit

.SEL groupe 71 NOM "depl-nds-x" noeuds

BOITE STRUCTURE XI ((/DA:2)-0.05) XS (/LONG+0.05) \$

YI -0.05 YS 0.05 \$

ZI (/EPT-0.05) ZS (/EPT+0.05)

ajouter BOITE STRUCTURE XI -0.05 XS ((/DA:2)+0.05)\$

YI -0.05 YS 0.05 \$

ZI (/EPT+/EPa-0.05) ZS (/EPT+/EPa+0.05)

groupe 72 NOM "depl-nds-y" noeuds

BOITE STRUCTURE XI -0.05 XS 0.05 \$

YI ((/DA:2)-0.05) YS (/LONG+0.05) \$

ZI (/EPT-0.05) ZS (/EPT+0.05)

ajouter BOITE STRUCTURE XI -0.05 XS 0.05 \$

YI -0.05 YS ((/DA:2)+0.05) \$

ZI (/EPT+/EPa-0.05) ZS (/EPT+/EPa+0.05)

.SEL groupe 96 maille

BOITE CYLINDRIQUE 0 0 RAYONS 8 100

groupe 97 maille

BOITE CYLINDRIQUE 0 0 ANGLES 1 89 RAYON 100

groupe 98 NOM "els" maille

attribut 311 a 326

ajouter attribut 331 a 338

moins 96

groupe 101 nom "Pott" mailles

BOITE CYLINDRIQUE 0 0 RAYONS (/D:2-.1) 15 \$

ZI (/EP1+/EP2-5)ZS (/EP1+/EP2+0.1)

groupe 102 nom "nid" mailles

I 6046 6047 6048 6049 6050 6051 6052 6088 6089 6090 6091 6092 \$

5950 5951 5952 5953 5954 5955 5956 5992 5993 5994 5995 5996 \$

5854 5855 5856 5857 5858 5859 5860 5896 5897 5898 5899 5900 \$

5758 5804 5662 5708 5566 5612 5470 5471 5472 5473 5474 5475 \$

5476 5512 5513 5514 5515 5516 5374 5420 5278 5324 5182 5228 \$

5086 5132 4990 4991 4992 4993 4994 4995 4996 5032 5033 5034 \$

5035 5036 4894 4895 4896 4897 4898 4899 4900 4936 4937 4938 \$

4939 4940

.FCT

cree fonct I5 nom "depl-25"

cree valeur Y U

ABSCI 0 3

ORDON 0 -1

cree

.NOE I 100000 X 0 Y 0 Z -10

.MNT I 100000 Group 52 noeudm 100000

.CLM DEP groupe 25 compo 3 value 2.5 NF 5 time

!Calcul non lineaire

!=====

.SUB

I 1 name "depl=2mm"

IREF 0 !Initial static computation (0 is no, 1 is yes)

MECA 22 !static analyze

TIME 0 a 3. pas 0.025 !time to be solved

IA16 1 !Storage frequency for all nodal results

!IA4 WRDB 2

RESO 3 !frontal solver

REAC 2 !also the reaction forces due to the kinematic constrain

CIBL 1 !activate automatic time step(0 is no,1 is yes)

DTI0 0.002 !size of first time step

PRCR 1E-3 !precision threshold for compare to TESH

PRCK 1E-3

HMIN 1e-5 !minimum time step during auto time step integration

HMAX 5e-1 !maximum time step during auto time step integration

ITMA 40 !maximum number of iteration

!

! E. OUPUT CONTROL

!=====

! codes utilises : 442 contraintes de cauchy (6 comp)

! 452 deformations de cauchy (6 comp)

! 556 endommagement (3 comp)

.SAI ARCHIVE groupe 71 STYPE 9163 comp 3

ARCHIVE groupe 72 STYPE 9163 comp 3

ARCHIVE groupe 52 STYPE 9221 comp 3

ARCHIVE ELEM I 100000 STYPE 9524 comp 3

ARCHIVE groupe 98 compo 3 5 6 STYPE 9421 9411

ARCHIVE groupe 98 STYPE 1556 9556 COMP 1 2 3

ARCHIVE groupe 101 compo 3 STYPE 9421 9411

ARCHIVE groupe 101 STYPE 1631 9631

ARCHIVE groupe 102 compo 6 STYPE 9421 9411

exit



# ANNEXE F

## SUBROUTINE FORTRAN

### DE LA LOI DE

### DÉGRADATION DE LA

### PEAU

```

SUBROUTINE OVMA03
&      (ROUTIN,IDMAT,IOPER,NUMITE,ITELOC,IHYP,IMAT,
&      HOOKC,EPS,EPSTH,
&      ICRI,CRITER,DATA,LUDATA,BETA,P,VETAIN,
&      IAETAL,IASAVL,IACRI,IADATA,
&      IAETAS,IASAVS,IACRIS,IADATS,
&      DELTAT,TIME,TREEL,TEMP,NB,CARAC,
&      ITEST,
&      LGEN,LHOOK,IGENER,NBPAR,LPAR,LPARF,LPARP,LPARL,
&      NBETAT,LETA,LETAP,LETAL,LETAC,VETAOU,
&      NBSAVE,LSAV,LSAVP,LSAVL,LSAVC,VSAVE,
&      SIGMA,DSGDE,DSGDB,DSGDP,NP,ISZBLK,
&      RB,DRBDE,DRBDB,DRBDP,RP,DRPDE,DRPDB,DRPDP,
&      ERRLOC,SELOC,ISTOP)
C
C comportement avec endommagement (on degrade le tenseur de hooke)
C quand on a depasse le critere de fissuration matricielle: E2, G13, G23
C quand on a depasse le critere de delaminage: G13, G23
C
C      IMPLICIT NONE
C
C      INCLUDE 'samdbinc'
C      INCLUDE 'ovparainc'
C=====
C Parameter declaration
C=====
CHARACTER*(*) ROUTIN

```

```

INTEGER IDMAT,IOPER,NUMITE,ITELOC,IHYP,IMAT,ICRIT,
& IAETAL(*),IASAVL(*),IACRIT(*),IADATA(*),LUDATA(*),
& IAETAS(*),IASAVS(*),IACRIS(*),IADATS(*),NB,ITEST,ISTOP
DOUBLE PRECISION HOOKC(OV_NBX,OV_NBX),EPS(OV_NBX),EPSTH(OV_NBX),
& CRITER(OV_MAT_CRIT_MAX),DATA(2*OV_MAT_PARA_MAX),
& BETA(OV_NBX),P(OV_NPX),DELTAT,TIME,
& TEMP,TREEL,CARAC(*)
LOGICAL LGEN,LHOOK
INTEGER NBETAT,LETA(OV_MAT_ETAT_MAX),LETAP(OV_MAT_ETAT_MAX),
& LETAL(OV_MAT_ETAT_MAX),LETAC(OV_MAT_ETAT_MAX),
& IGENER,NBPAR,LPAR(OV_MAT_PARA_MAX),LPARF(OV_MAT_PARA_MAX),
& LPARP(OV_MAT_PARA_MAX),LPARL(OV_MAT_PARA_MAX),
& NBSAVE,LSAV(OV_MAT_SAVE_MAX),LSAVP(OV_MAT_SAVE_MAX),
& LSAVL(OV_MAT_SAVE_MAX),LSAVC(OV_MAT_SAVE_MAX),
& NP,ISZBLK,IDB,ISAM,IU6
DOUBLE PRECISION VETAIN(*),VETAOU(*),VSAVE(*),
& SIGMA(OV_NBX),RB(OV_NBX),RP(OV_NPX),
& DSGDE(OV_NBX,OV_NBX),DSGDB(OV_NBX,OV_NBX),
& DSGDP(OV_NBX,OV_NPX),DRBDE(OV_NBX,OV_NBX),
& DRBDB(OV_NBX,OV_NBX),DRBDP(OV_NBX,OV_NPX),
& DRPDE(OV_NPX,OV_NBX),DRPDB(OV_NPX,OV_NBX),
& DRPDP(OV_NPX,OV_NPX),ERRLOC,SELOC
C=====
C Local declaration
C=====
INTEGER I,J,ITEST1,ITEST2,ITEST3,ITEST4,ITEST5,NFG
DOUBLE PRECISION R,RN,DRDE(OV_NBX),D,DN,DDDR,DDDE(OV_NBX),HEI,
& HE(OV_NBX),EHE,UVW(3),VAL(2,4),DVAL(2),DOM(3),
& DSN(OV_NBX),DS(OV_NBX),TAU,S33,S13,s,t,x,y,z
C=====
COMMON /OVUTIL/ IDB,ISAM,IU6
C
C=====
C | STEP 1 |
C=====
C 1. Description -of parameters
C===== -save quantities
C -Use of Hooke operator?
C=====
IF (IOPER.EQ.P_OVUT_PARA) THEN
  LGEN=.FALSE.
  LHOOK=.TRUE.
  NBPAR=2
  IGENER=0
  LPAR(1)=M_MAT_USER_VALUES
  LPARF(1)=0
  LPARP(1)=1
  LPARL(1)=1
  LPAR(2)=M_MAT_USER_VALUES

```

```

LPAUF(2)=0
LPAUF(2)=2
LPAUF(2)=1
NBSAVE=1
LSAV(1)=M_INT_PARAM_DOM_3
LSAVP(1)=1
LSAVL(1)=1
LSAVC(1)=3
C
C=====
C | STEP 2 |
C=====
C 2. Definition state variables
C=====
ELSE IF (IOPER.EQ.P_OVUT_ETAT) THEN
  NBETAT=2
  LETA(1)=M_INT_PARAM_STATE_1
  LETAP(1)=1
  LETAL(1)=1
  LETAC(1)=1
  LETA(2)=M_INT_PARAM_STATE_6
  LETAP(2)=1
  LETAL(2)=1
  LETAC(2)=6
C
C=====
C | STEP 3 |
C=====
C 3. Definition of constitutive equations
C=====
ELSE IF (IOPER.EQ.P_OVUT_CONS) THEN
C
C 3.0. Definition equations number
C ++++++
C -6 equations bounded to stresses
C
  NP=0
  IF (IHYP.NE.P_VOLUME) GOTO 09006
C
C 3.1. State variables loading (Cfr. STEP 2 order)
C ++++++
  CALL OVUT42(1,1,1,VETAIN,IAETAL,IAETAS,LETAL,LETAC,ITEST1,RN)
  IF (ITEST1.GE.900) GOTO 09002
  CALL OVUT42(2,1,NB,VETAIN,IAETAL,IAETAS,LETAL,LETAC,ITEST1,DSN)
  IF (ITEST1.GE.900) GOTO 09002
C
C 3.2. Data loading (Cfr. STEP 1 order)
C ++++++
C

```

```

CALL OVUT41(1,1,0.D+0,DATA,IADATA,IADATS,LUDATA,LPARL,0,TREEL,
& ITEST1,S33,NFG)
IF (ITEST1.GE.900) GOTO 09003
C
CALL OVUT41(2,1,1.D+0,DATA,IADATA,IADATS,LUDATA,LPARL,0,TREEL,
& ITEST1,S13,NFG)
IF (ITEST1.GE.900) GOTO 09003
C
C 3.3. Initialisations : HE (tenseur) = Hooke*epsilon
C ++++++
C
c HE(1) = HOOKC(1,1)*EPS(1)+HOOKC(1,2)*EPS(2)+HOOKC(1,3)*EPS(3)
c HE(2) = HOOKC(2,1)*EPS(1)+HOOKC(2,2)*EPS(2)+HOOKC(2,3)*EPS(3)
c HE(3) = HOOKC(3,1)*EPS(1)+HOOKC(3,2)*EPS(2)+HOOKC(3,3)*EPS(3)
c HE(4) = HOOKC(4,4)*EPS(4)
c HE(5) = HOOKC(5,5)*EPS(5)
c HE(6) = HOOKC(6,6)*EPS(6)
C
C 3.4. Damage
C ++++++
c TAU=SQRT(HE(5)*HE(5)+HE(6)*HE(6))
s = ((EPS(6)**2+EPS(5)**2)/((S13/1938D+00)**2))
t = (((EPS(3)/(S33/5000D+00))**2))
x = s-t
y = ABS(EPS(5))
z = ABS(EPS(6))
C si critere delaminage 1 = (eps13^2+eps23^2)/S13^2
C
IF ((SIGMA(3).LT.0.D+00)) THEN
IF ((x.GE.1.D+00)) THEN
IF ((y.LT.0.12D+00).AND.(z.LT.0.12D+00)) THEN
HOOKC(5,5)=0.5D+00*1938D+00
HOOKC(6,6)=0.5D+00*1938D+00
ELSE
HOOKC(5,5)=0.25D+00*1938D+00
HOOKC(6,6)=0.25D+00*1938D+00
ENDIF
ENDIF
ELSE IF ((SIGMA(3).GE.0.D+00)) THEN
IF ((s.GE.1.D+00)) THEN

```



```

IF ((y.LT.0.12D+00).AND.(z.LT.0.12D+00)) THEN

      HOOKC(5,5)=0.5D+00*1938D+00
      HOOKC(6,6)=0.5D+00*1938D+00

ELSE

      HOOKC(5,5)=0.25D+00*1938D+00
      HOOKC(6,6)=0.25D+00*1938D+00

ENDIF

ENDIF

ENDIF

C
C 3.5. Stresses and tangent operator
C ++++++
C
c   R = 0.D+00
C
C-----calcul de sigma
C
SIGMA(1) = HOOKC(1,1)*EPS(1)+HOOKC(1,2)*EPS(2)+HOOKC(1,3)*EPS(3)
SIGMA(2) = HOOKC(2,1)*EPS(1)+HOOKC(2,2)*EPS(2)+HOOKC(2,3)*EPS(3)
SIGMA(3) = HOOKC(3,1)*EPS(1)+HOOKC(3,2)*EPS(2)+HOOKC(3,3)*EPS(3)
SIGMA(4) = HOOKC(4,4)*EPS(4)
SIGMA(5) = HOOKC(5,5)*EPS(5)
SIGMA(6) = HOOKC(6,6)*EPS(6)
C
C....State variables
      CALL OVUT43(1,1,1,R,IAETAL,IAETAS,LETAL,LETAC,ITEST,VETAOU)
      CALL OVUT43(2,1,NB,SIGMA,IAETAL,IAETAS,LETAL,LETAC,ITEST,VETAOU)
C
C....Save quantities
c   x=EPS(3)/(S33/5000D+00)
c   y=t
c   open (100,file='piu.txt')
c   WRITE (100,2)s,x,y
c2  FORMAT(9(G14.5,2X))
      DOM(1) = EPS(6)
      DOM(2) = s
      DOM(3) = x
      CALL OVUT43(1,1,10,DOM,IASAVL,IASAVS,LSAVL,LSAVC,ITEST,VSAVE)
C
ELSE
      GOTO 09001
ENDIF
C

```

09999 RETURN

C

C 9. Errors

C =====

09001 ITEST=901

WRITE(IU6,10901) IOPER

10901 FORMAT(' %%%E01-OVMA03, Unknown operation, IOPER=',I6)

GOTO 09999

C

09002 ITEST=902

WRITE(IU6,10902) ITEST1

10902 FORMAT(' %%%E02-OVMA03, Coming from OVUT42, ITEST1=',I6)

GOTO 09999

C

09003 ITEST=903

WRITE(IU6,10903) ITEST1

10903 FORMAT(' %%%E03-OVMA03, Coming from OVUT41, ITEST1=',I6)

GOTO 09999

C

09004 ITEST=904

WRITE(IU6,10904) ITEST1

10904 FORMAT(' %%%E04-OVMA03, Coming from FUNA01, ITEST1=',I6)

GOTO 09999

C

09005 ITEST=905

WRITE(IU6,10905) ITEST1,ITEST2

10905 FORMAT(' %%%E05-OVMA03, Coming from FUNA05, ITEST1=',I6,/,

& ' ITEST2=',I6)

GOTO 09999

C

09006 ITEST=906

WRITE(IU6,10906) IHYP

10906 FORMAT(' %%%E06-OVMA03, non valid hypothesis, IHYP=',I6)

GOTO 09999

C

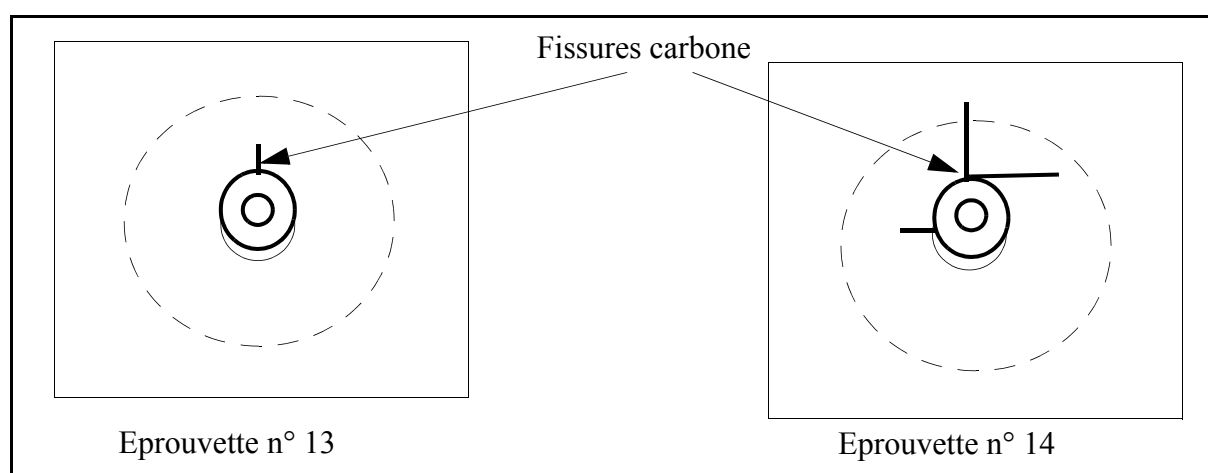
END

# ANNEXE G

## RÉSULTATS DES ESSAIS D'ARRACHEMENTS D'INSERTS MÉTALLIQUES SOUS DIVERS ANGLES

### G.1-ESSAI D'ARRACHEMENT (60°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 1 .

Les faciès de ruptures sont les suivants :



Pour les éprouvettes 13 à 16 la rupture ultime a lieu par rupture des peaux à proximité de l'insert mais la première chute de rigidité est vraisemblablement due à la rupture du potting ou sa désolidarisation de la peau inférieure. Il y a une reprise de raideur par la peau supérieure lors de la poursuite du déplacement imposé, mais assez faible et ne permettant pas d'atteindre les précédents niveaux de charges.

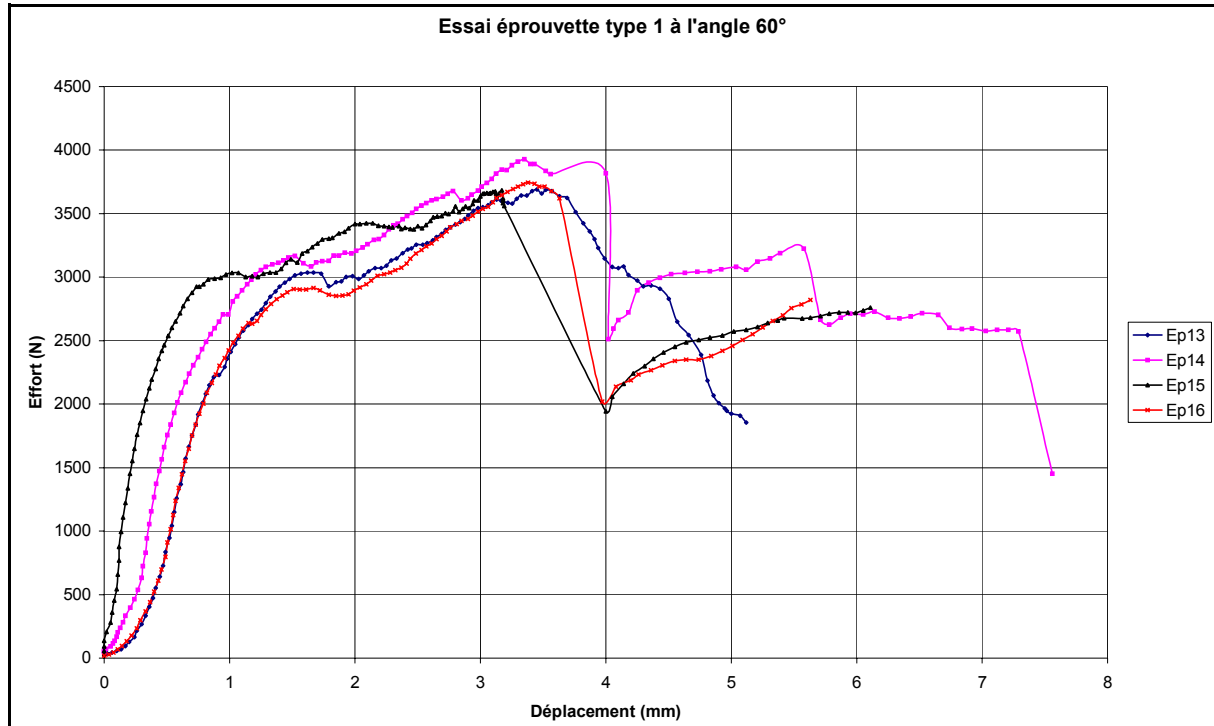
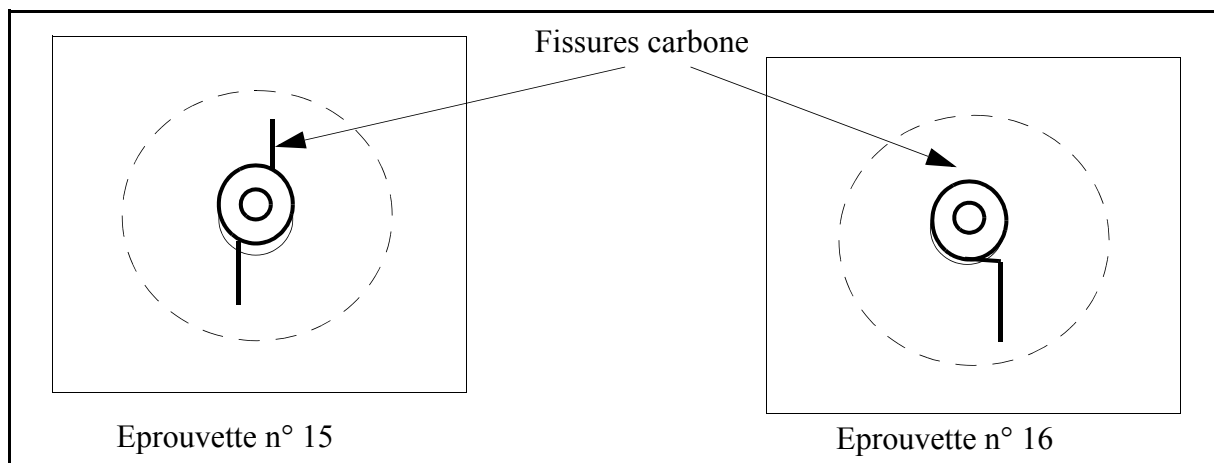


Figure N° 2 : Courbes d'essai éprouvette type 1 (potting 18 mm) en arrachement (60°).

Sauf pour l'éprouvette n°16, l'insert est nettement désaxé par rapport à sa position initiale et désolidarisé du potting. La peau est aussi localement fortement matée par l'insert. Les charges maxi relevées sont respectivement : 3690 N, 3927N, 3684N, 3743N.



## G.2-ESSAI D'ARRACHEMENT (60°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 2 .

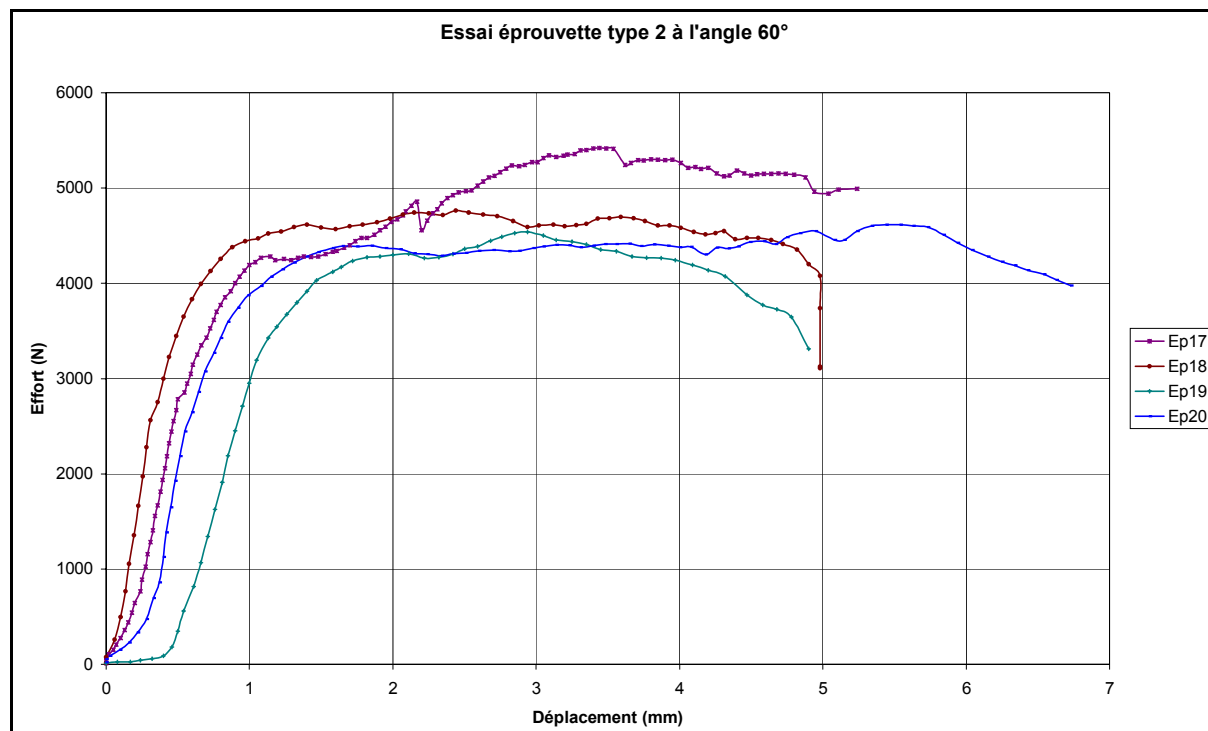
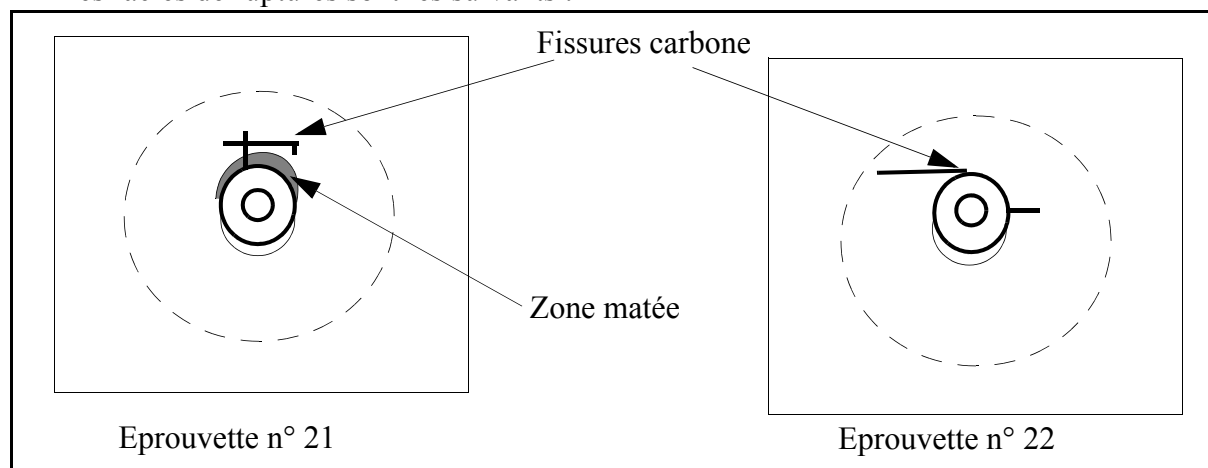


Figure N° 3 : Courbes d'essai éprouvette type 2 (potting 36 mm) en arrachement (60°)

Pour toutes les éprouvettes 17 à 20, on assiste à un arrachement progressif de l'insert sur de très grands déplacements (jusqu'à 7 mm). L'essai est arrêté pour une rupture de peau ou quand la chute d'effort est jugée suffisante. Le faciès de rupture (non représenté) est identique : l'insert est incliné et fortement sorti de son logement. Les charges maxi relevées sont respectivement : 5418 N, 4743N, 4538N, 4615 N.

## G.3-ESSAI D'ARRACHEMENT (45°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 1 .

Les faciès de ruptures sont les suivants :



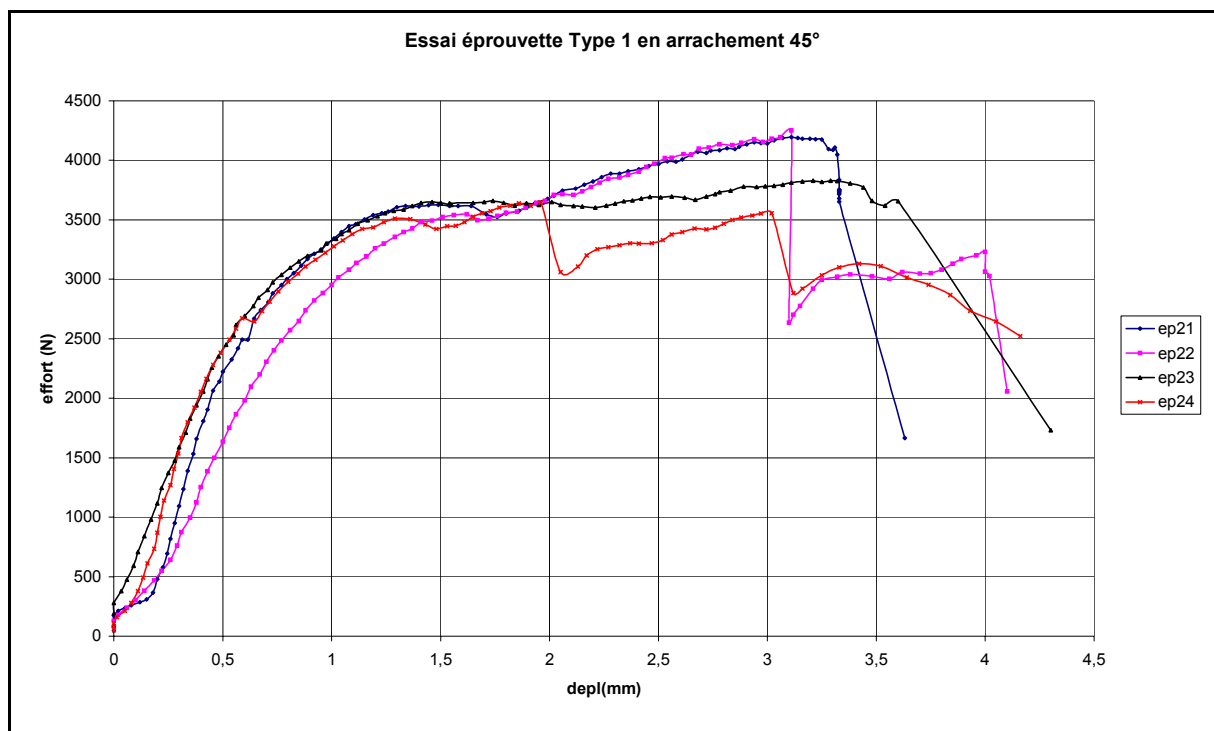
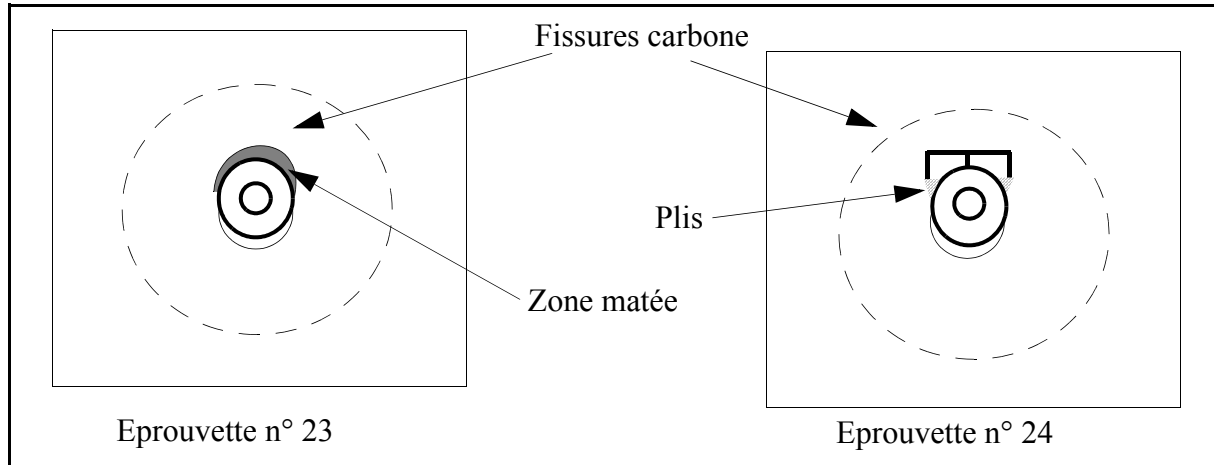


Figure N° 4 : Courbes d'essai épreuve type 1 (potting 18 mm) en arrachement (45°)

Pour les épreuves 21 à 24 la rupture ultime a lieu par rupture des peaux à proximité de l'insert. Sauf pour l'épreuve n°22, l'insert est nettement désaxé par rapport à sa position initiale et désolidarisé du potting. La peau est aussi localement fortement matée par l'insert. Les charges maxi relevées sont respectivement : 4193 N, 4292 N, 3830 N, 3646 N.

## G.4-ESSAI D'ARRACHEMENT (30°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 1 .

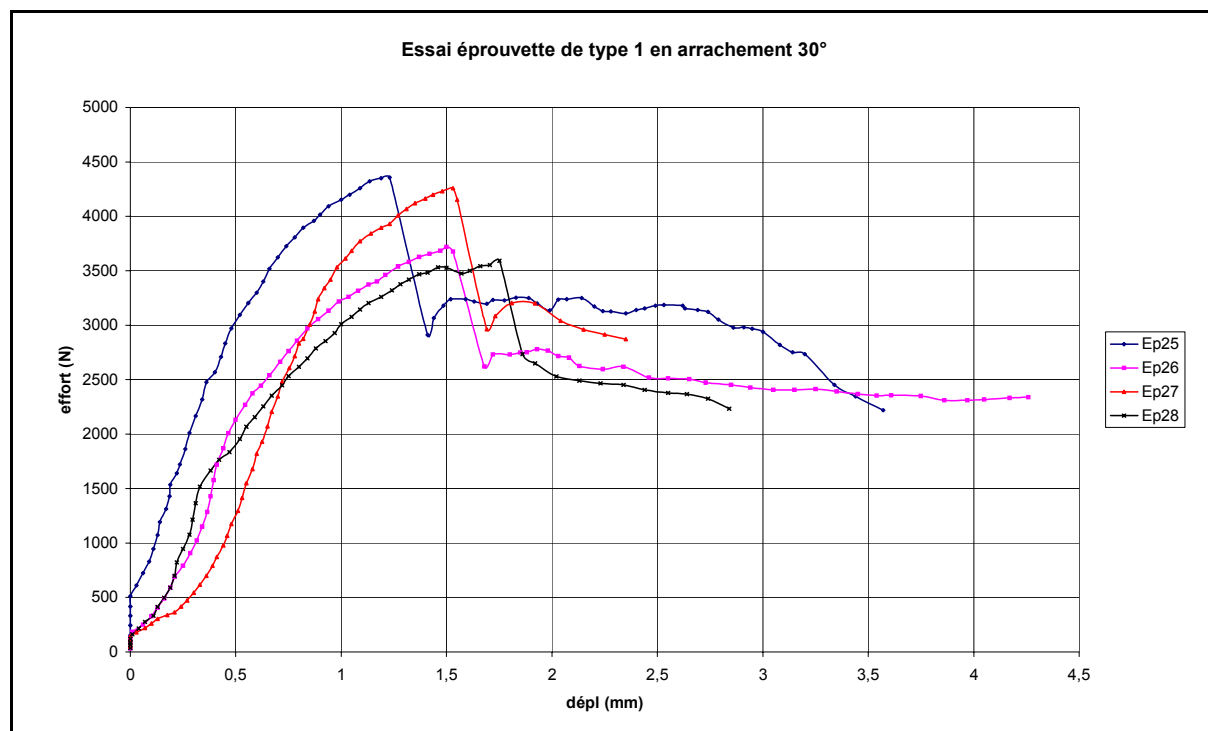
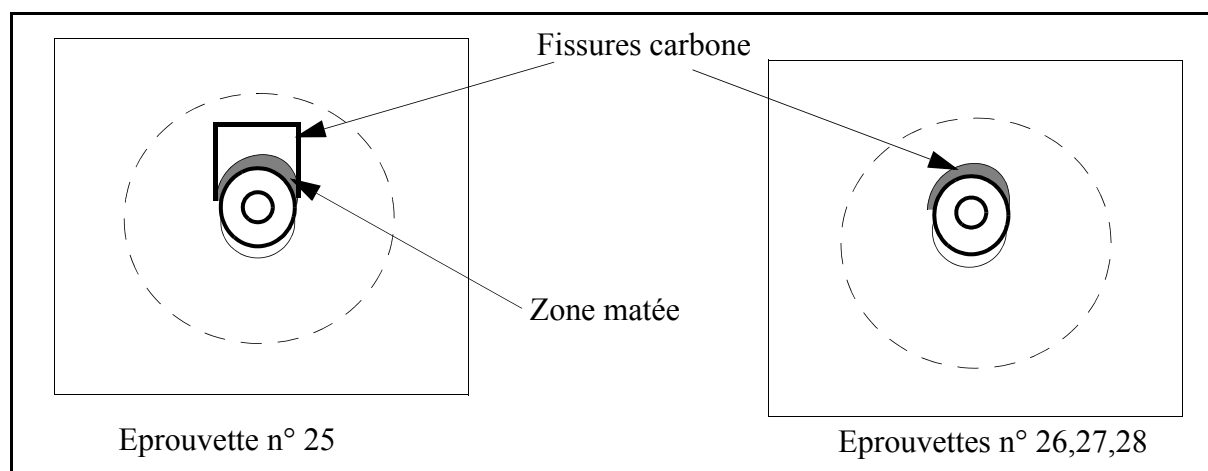


Figure N° 5 : Courbes d'essai éprouvette type 1 (potting 18 mm) en arrachement (30°)

Toutes les éprouvettes 25 à 28 ont le même comportement caractérisé par le passage d'un maximum marqué par un bruit sec de rupture qu'il n'est pas possible de préciser suivi d'une chute brutale de la raideur. Tous les inserts présentent une forte inclinaison à l'arrêt de l'essai et une zone de peau carbone matée fortement. Les charges maxi relevées sont respectivement : 4357 N, 3718 N, 4258 N, 3592 N.



Toutefois, si les courbes de montée sont similaires pour les éprouvettes 25 et 27, les courbes obtenues pour les éprouvettes 26 et 28 présentent un changement de pente qui s'explique

difficilement par des ruptures internes. Il semblerait qu'il y ait eu interférence entre la partie arrière de l'élément de chargement et le montage. Une fois en appui sur l'arrière, celui-ci fait alors bras de levier et vient perturber le mode de chargement qui n'est plus de l'arrachement pur suivant une direction. Pour prévenir ce phénomène pénalisant, la pièce a été retaillée.

## G.5-ESSAI D'ARRACHEMENT (30°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 2.

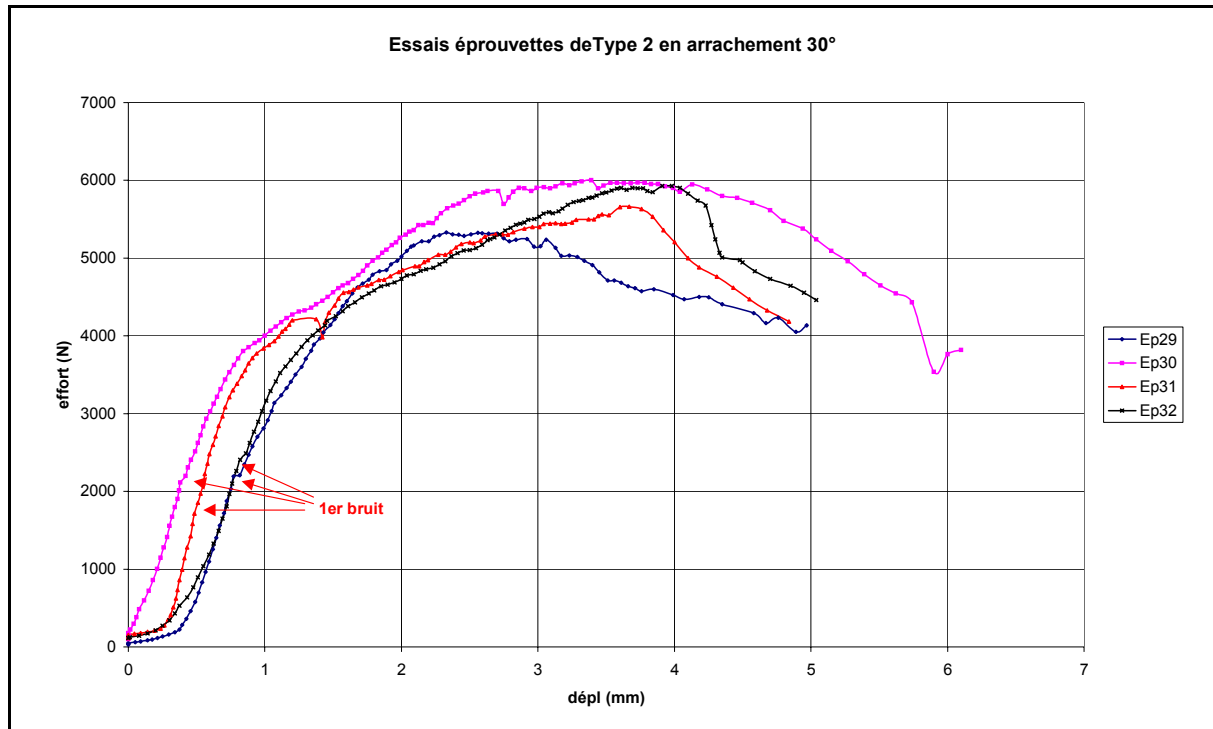
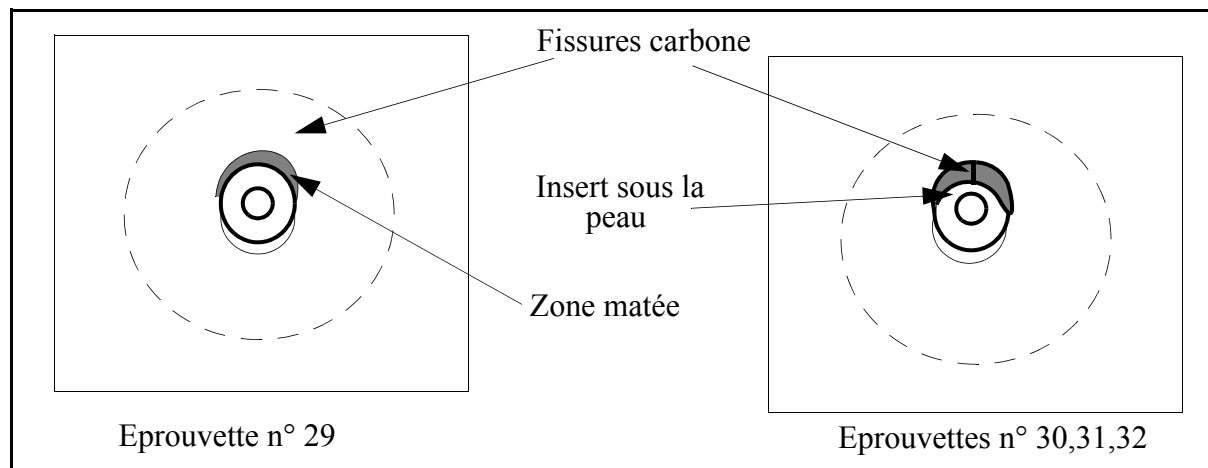


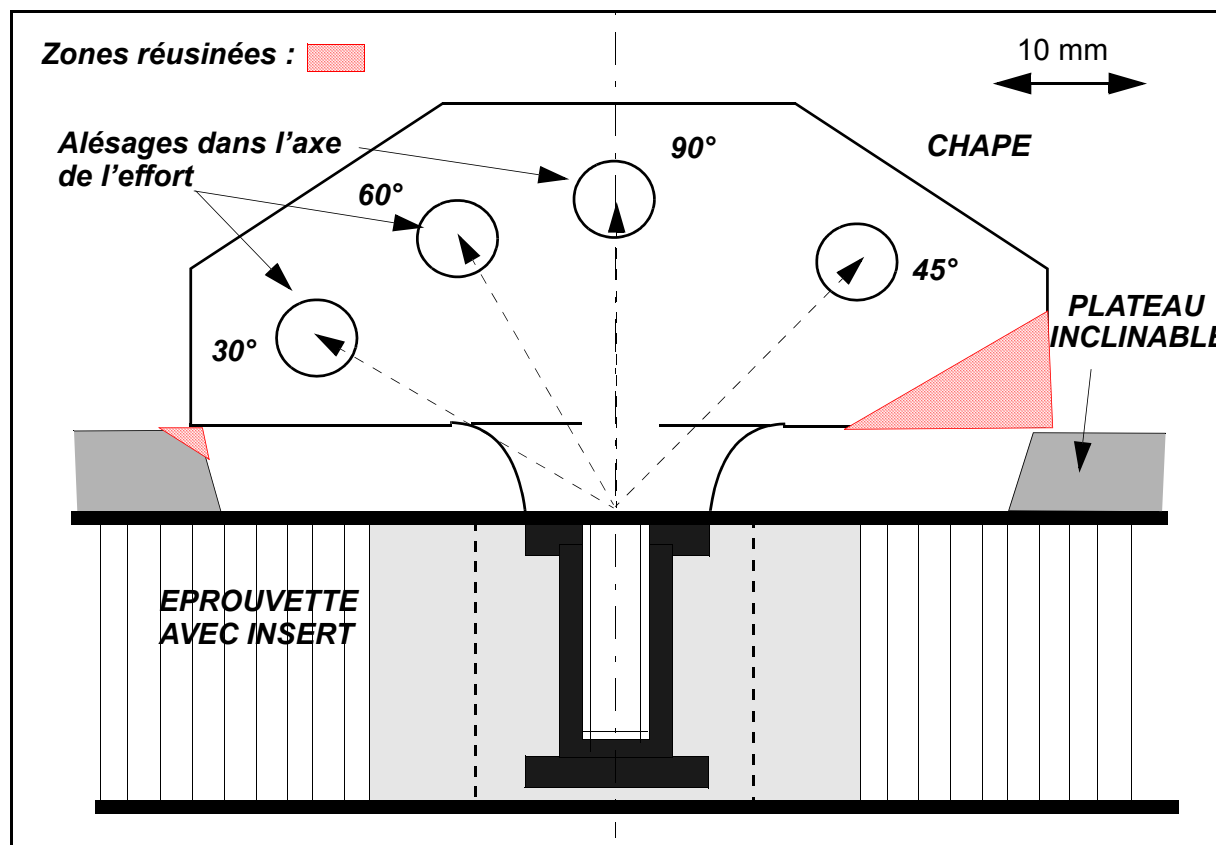
Figure N° 6 : Courbes d'essai éprouvette type 2 (potting 36 mm) en arrachement (30°)

Toutes les éprouvettes 29 à 32 ont le même comportement caractérisé par le passage d'un maximum puis une redescente progressive de la charge. Les déplacements relevés sont très grands (environ 5 mm ou plus) et tous les inserts présentent une forte inclinaison à l'arrêt de l'essai. Le mode de dégradation est très progressif et consiste en un matage de la peau carbone associé à des ruptures très localisées. Les charges maxi relevées sont respectivement : 5332 N, 6000 N, 5662 N, 5927 N.





Pour l'éprouvette 29, le risque d'interférence persiste. Pour l'éprouvette 30, la modification est la suivante sur la pièce :



De plus, sur les éprouvettes 31 et 32, la butée a été légèrement reculée pour éviter une interférence du côté non usiné de la chape. De ce fait, l'insert est mieux tiré sur son axe de chargement et passe «sous la peau» carbone ce qui accroît la charge à rupture.

## G.6-ESSAI D'ARRACHEMENT (0°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 1 .



Figure N° 7 : Courbes d'essai éprouvette type 1 (potting 18 mm) en arrachement (0°).

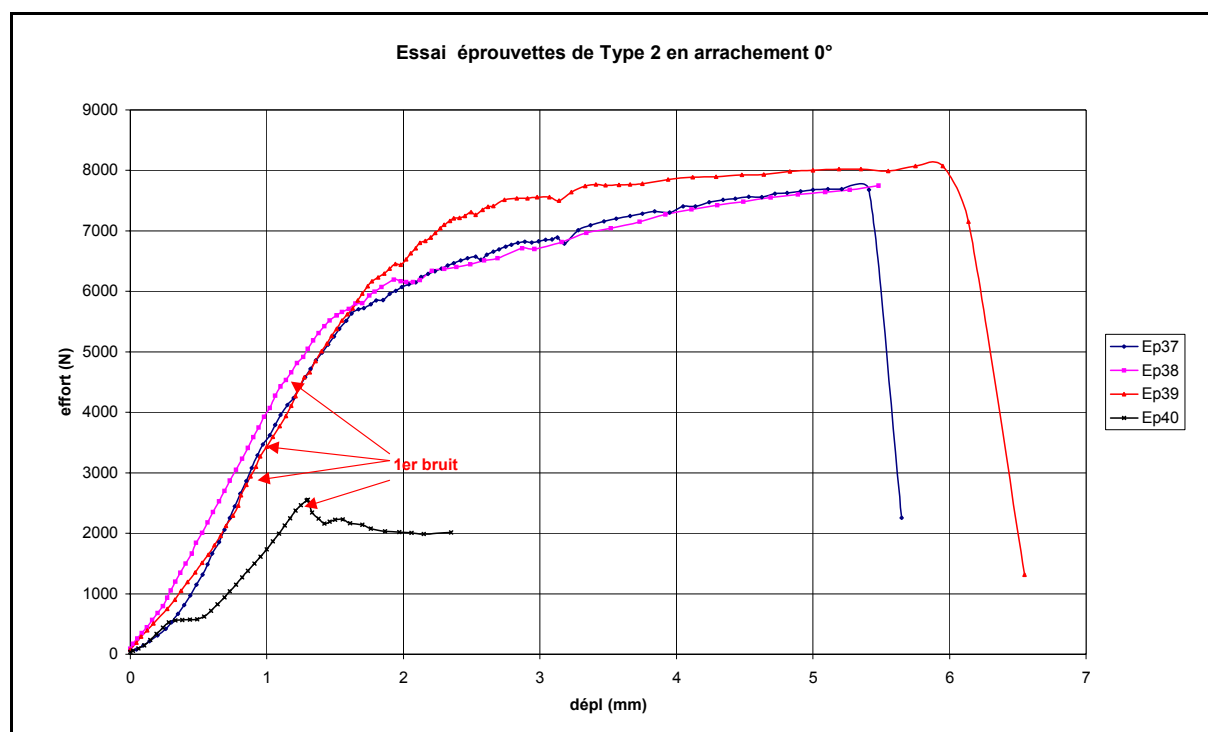
Toutes les éprouvettes 33 à 36 ont le même comportement caractérisé par le passage d'un maximum marqué par un bruit sec de rupture qui correspond à un flambage local de la peau juste devant l'insert. Au delà de cette rupture, il n'y a pas de reprise de raideur, la peau n'étant plus collée à l'âme. Les charges maxi relevées sont respectivement : 5568 N, 4407 N, 5060 N, 5530 N. Les faciès de rupture sont inexistant hormis de légères fissures au devant de l'insert puisque la peau après décharge reprend sa forme initiale.

## G.7-ESSAI D'ARRACHEMENT (0°) SUR ÉPROUVETTE TYPE 2.

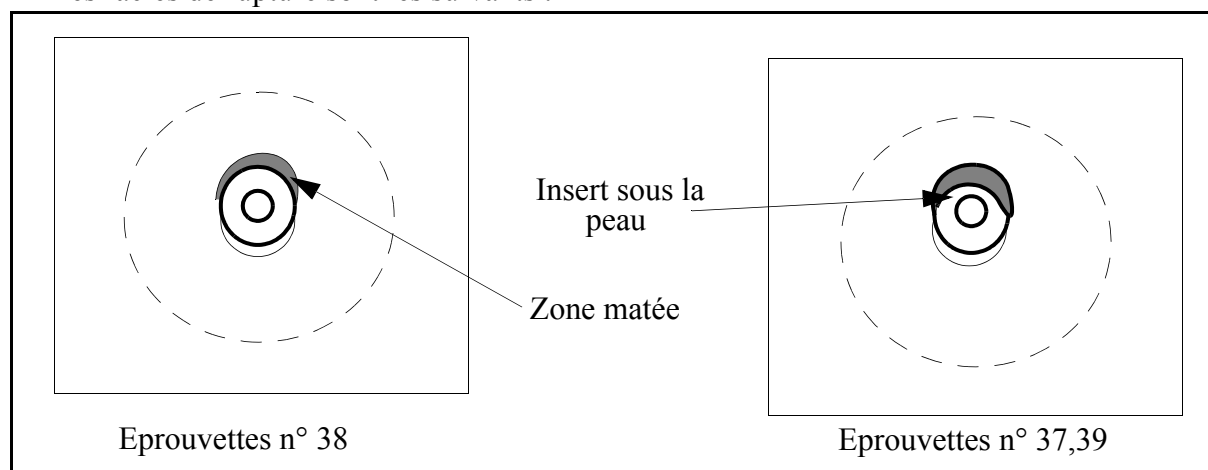
On trouvera page suivante les courbes d'essai pour des éprouvettes de type 2 (potting 36 mm) en arrachement (0°). L'éprouvette 40 a présenté une rupture prématurée sans possibilité de reprise de raideur. Il semble qu'il y ait eu un problème de fabrication pour cette pièce.

Toutes les éprouvettes 37 à 39 ont le même comportement caractérisé par une importante zone plateau suivie d'une rupture brusque. Les déplacements relevés sont très grands (environ 5 mm ou plus). Le mode de dégradation est très progressif et consiste a priori en un matage de la peau carbone associé puis vraisemblablement un décollement de la peau du sandwich puisqu'il n'y a pas de fissure apparente. Il est à noter que le bruit à rupture est très important et

que la vis de qualité 12.9 est complètement tordue après l'essai ce qui montre que les sollicitations sont localement très élevées. Les charges maxi relevées sont respectivement : 7694 N, 7750 N, 8073 N, Non valable.



Les faciès de rupture sont les suivants :



## G.8-BILAN

Tableau G-1 : Tableau récapitulatif des raideurs .

Orientation du chargement		Raideurs (N/mm)					
		Type I		Type II		Type III	
		4 éprs	Moyen	4 éprs	Moyen	4 éprs	Moyen
90°	Rupture	2012 3061,9 <b>6863,9</b> <b>5910,8</b>	<b>6387</b> <b>(valeur rouge)</b>	20442 4120,4 10592 6580,5	10433,7	3577,7 3586,1 3536 3566	3566,45
60°	Rupture	4533 5459 6026 4545	5139	7646,4 9902 5409,2 8872,1	7957,45	-	-
45°	Rupture	6480,1 4026,7 4632,8 6455,9	5398,9	-	-	-	-
30°	Rupture	5706 4589 5172 5974	5360	5689 5769 7387 4417	5816	-	-
0°	Rupture	3576 3173 4400 3566	3679	4059 4043 4170	4091	-	-

Tableau G-2 : Tableau récapitulatif des efforts à rupture.

Orientation du chargement		F (N)					
		Type I		Type II		Type III	
		4 éprs	Moyen	4 éprs	Moyen	3 éprs	Moyen
90°	Rupture	3473, 3444, 3605, 3546	3517	4382, 3718, 4440, 4078	4155	4078, 4400, 4505	4328
60°	Rupture	3690, 3927, 3684, 3743	3761	5418, 4743, 4538 4615	4829	-	-

<b>45°</b>	<b>Rupture</b>	<b>4193, 4292, 3830, 3646</b>	<b>3990</b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>
<b>30°</b>	<b>Rupture</b>	<b>4357, 3718, 4258, 3592</b>	<b>3981</b>	<b>5332, 6000, 5662, 5927</b>	<b>5730</b>	<b>-</b>	<b>-</b>
<b>0°</b>	<b>Rupture</b>	<b>5568, 4407, 5060, 5530</b>	<b>5141</b>	<b>7694, 7750, 8073</b>	<b>7839</b>	<b>-</b>	<b>-</b>





## *Résumé*

Cette étude analyse le comportement en arrachement des inserts de structure sandwich en âme nid d'abeille et peau carbone. La technologie étudiée est celle d'insert fortement travaillant obtenus par densification de nid d'abeille et utilisés dans l'industrie aéronautique. Des essais d'arrachement ont été effectués et les modes d'endommagements ont été identifiés. Une étude phénoménologique à l'aide d'essais sous chargement progressifs cyclés, d'essais arrêtés et d'essais sur éprouvettes spécifiques ont permis d'identifier le scénario de rupture. Une modélisation éléments finis volumiques qui intègre les lois de dégradation du nid d'abeille en cisaillement transverse, le comportement plastique du potting et les dégradations de la peau composite par poinçonnement a été développée et permet une bonne prédiction de la loi d'arrachement ainsi que des charges de dégradation des différents composants et la charge à rupture. Une modélisation du poinçonnement a été développée basée sur un critère quadratique de dégradation initiale suivi par un critère en déformation maximale correspondant à la rupture des fibres par cisaillement transverse. Une étude de sensibilité a été effectuée et permet de proposer des solutions optimisées. La modélisation a aussi été appliquée à une technologie d'insert de faible capacité de charge et permet de déterminer les charges limites pour cette technologie. Cette étude montre que le dimensionnement des inserts ne peut être correctement effectué qu'après avoir identifié expérimentalement les divers modes de ruptures propres à chaque technologie et en implémentant les comportements non-linéaires associés.

### MOTS-CLES :

INSERT    STRUCTURE SANDWICH    COMPOSITES    POINÇONNEMENT

## *Abstract*

In this study the pull-out behavior of inserts in sandwich structure made of honeycomb core and carbon skin is analysed. The technology of inserts used is obtained by filling resin in the honeycomb making a potting. During pull-out test, many damages interior of the specimen are noted. The scenario of degradations is identified by the cycled progressive load tests, the tests stopped before ultimate load and pull-out test on special specimen without honeycomb core. A 3D numerical model is proposed by implementing the shear-modulus damage law of honeycomb, the elastoplastic law behaviour of resin and the degradation law of the skin identified by a quadratic criterion according to the out-of-plan strength of the skin. This model chronologically simulates the same degradations than the test and the critical load is also predicted. This model is then used to make a sensitivity analysis to propose optimized solutions. The model is also applied to molded-in metallic insert. The model is able to predict the behavior until the limit loads. Globally, this study demonstrates that dimensioning of insert is possible by identifying the failure modes and non-linear finite element modelling.

### KEY-WORDS :

INSERT    SANDWICH STRUCTURE    COMPOSITES    PUNCH TEST