

**BADJI MOKHTAR – ANNABA UNIVERSITY** جامعة باجي مختار – عنابة  
**UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA**



**FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIORAT** Année 2012  
**DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE**

## **THESE**

Présentée en vue de l'obtention du diplôme de **DOCTORAT**

### **Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue**

**Spécialité : Génie Mécanique**

**Option : Construction**

**Par**

**Chemami Abdenacer**

**DIRECTEUR DE THESE : Kamel BEY MCA** Université B.M Annaba

#### **DEVANT LE JURY**

<b>PRESIDENT</b>	<b>: A. HAIAHEM</b>	<b>Professeur</b>	<b>E.P.S.T Annaba</b>
<b>EXAMINATEURS :</b>	<b>M. GHERS</b>	<b>Professeur</b>	<b>Université B.M Annaba</b>
	<b>B. REDJEL</b>	<b>Professeur</b>	<b>Université B.M Annaba</b>
	<b>M. ASSAS</b>	<b>Professeur</b>	<b>Université de Batna</b>
	<b>S. BOUTTABA</b>	<b>MCA</b>	<b>Université de Guelma</b>
<b>MEMBRE INVITE :</b>	<b>Z. AZARI</b>	<b>Professeur</b>	<b>ENIM de Metz France</b>

# REMERCIEMENTS

Ma gratitude et ma profonde reconnaissance s'adressent tout d'abord à Monsieur K. BEY maître de conférences au Département de Génie Mécanique qui a accepté la charge de diriger cette thèse. Il a su orienté ce travail au moyen de nombreuses discussions que nous avons eues, tout en me laissant une complète autonomie.

Je remercie Monsieur Z. AZARI Professeur à l'Ecole Nationale d'Ingénieurs de Metz et Monsieur J. Gilgert Maître de Conférence à l'Ecole Nationale d'Ingénieurs de Metz pour leur aide et leur disponibilité.

Je remercie le Professeur A HAIHEM, Directeur de l'Ecole Préparatoire Sciences et Techniques de Annaba, pour sa participation au jury de cette thèse.

Je tiens également à remercier Messieurs les Professeurs M. GHERS, B. REDJEL de l'université Badji Mokhtar de Annaba et M. ASSAS de l'université de Batna, ainsi que Monsieur S. BOUTTABA maître de conférences au Département de Mécanique de Guelma, qui ont bien voulu accepter la lourde tâche d'être examinateurs de ce travail.

Que tous mes collègues et amis du Laboratoire (en particulier Belkacem BOUZITOUNA) trouvent ici l'expression de mes remerciement, aussi bien pour l'ambiance sympathique dans laquelle s'est déroulée la préparation de cette thèse.

Enfin, je remercie ma femme, mes enfants, ma mère, mes frères et sœurs pour leur soutien, sans lequel ce travail n'aurait pu voir le jour.

## **Résumé :**

Le problème des composants supportant des charges réside principalement dans les phénomènes de flambage, fragilisation et corrosion. Il peut être résolu par l'introduction des matériaux composites de type sandwich, qui allient rigidité, légèreté et résistance à la corrosion d'où la résistance à la fatigue.

Dans cette thèse, nous effectuons une analyse des essais statique et de fatigue « flexion trois points » sur deux types de matériaux sandwich à renforts unidirectionnels et croisés SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

Les essais statiques en flexion 3 points ont permis de déterminer les caractéristiques mécaniques nécessaires aux essais de fatigue cyclique et mis en évidence leur comportement mécanique. Les essais de fatigue réalisés en contrôle force ont mené à des courbes de comportement qui renseignent parfaitement sur la durée de vie de ces deux matériaux. L'observation des faciès de rupture des éprouvettes testées a permis de relever les différents modes d'endommagement les entraînant à la ruine. Leurs durées de vie sont caractérisées par les courbes de Wöhler. En considérant le même spectre de chargement, cette étude a mis en évidence l'influence de l'orientation du renfort sur leur comportement en endurance, évaluant ainsi leurs performances.

L'étude analytique en fatigue, basée sur le modèle de la dégradation de la rigidité, a été menée et vérifiée expérimentalement. Deux modèles d'endommagement cumulatifs linéaire et non linéaire, déduits de l'équation de dégradation de rigidité, ont été examinés. Les résultats analytiques et expérimentaux ont été comparés d'où, on relève une parfaite concordance.

**Mots clés :** Matériaux composites / Flexion 3-points/fatigue/ Durée de vie/Endommagement

## **Abstract :**

The problems for load carrying elements consist mainly in buckling, brittleness and corrosion. These problems can be solved by the introduction of composite materials of a sandwich type. These materials combine lightness, rigidity and resistance to corrosion.

In this thesis, we carried out static and fatigue tests, in three points bending, on two types of sandwich materials with unidirectional and crossed reinforcements SMS [0<sub>4</sub>] and SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

The tests in the static mode permitted the determination of the mechanical characteristics necessary to the fatigue tests and the mechanical behaviour of the materials. The fatigue tests made in controlled force gave curves which inform about the lifetimes of the materials. The observations of the fracture surfaces revealed the different modes of damages causing the material fracture. The lifetimes are characterized by the Wöhler curves. This study evidenced the influence of the reinforcement orientation on endurance of the studied material.

The second is to address such fatigue behaviour by using a damage model and check it experimentally. This fatigue damage model is based on stiffness degradation, which is used as a damage indicator. Non-linear cumulative damage model derived from the chosen stiffness degradation equation are examined. Predicted results are compared with available experimental data.

**Keywords:** composite materials/3-points bending/ fatigue/ Lifetime/damage

## ملخص:

إن مشكلة عناصر الآلات المعرضة لأحمال تكمن أساساً في ظاهرة الانحناء الطولي والتقصف والصدأ، ويمكن التغلب عليها باستخدام المواد المركبة على شكل شطائر التي ترتبط مكوناتها بشكل يضيف إليها صلابة عالية مع خفة أوزانها ومقاومتها الممتازة للصدأ.

لقد تم في هذه الأطروحة إنجاز تحليل نتائج اختبارات استاتيكية وكلل "انحناء ذو ثلاث نقاط" على نوعين من المواد المركبة الشطائرية المدعمة طولياً والمدعمة بالتشابك  $SMS [0_4]$  و  $SMS [0/90_2/0]$ .

الاختبارات الاستاتيكية للانحناء ذو ثلاث نقاط سمحت بتحديد الصفات الميكانيكية اللازمة لإجراء اختبارات الكلل الدوري وحددت سلوكها الميكانيكي. اختبارات الكلل المنجزة أدت للتعرف على منحنيان سلوك المتعلق بعمر لكلي النوعين من المواد المركبة المختبرة. ملاحظة الانهيار السطحي للعينات المختبرة سمح بتوضيح أنماط الإلتلاف التي أدت إلى الانهيار. أعمار عناصر تلك المادتين تم تبيينهما بمنحنيات فولر "Wöhler". باعتبار نفس مجال التحميل فإن هذه الدراسة وضحت تأثير اتجاه الدعم على سلوك حد مقاومة المادتين وتقييم حسن الأداء.

أنجزت الدراسة التحليلية للكلل المعتمدة على نموذج تناقص الصلابة وتم تأكيدها بالتجربة. وهناك نموذجين للإلتلاف التراكمي الخطي والملاخطي المستخرجين من معادلة تناقص الصلابة تم التأكد منهما. ولقد تمت المقارنة بين النتائج التحليلية ونتائج التجارب.

**كلمات مفتاحية:** المواد المركبة/ انحناء ذو ثلاث نقاط/ كلل/ حياة/ تلف

Introduction Générale.....	7
<b>Chapitre I : Etude Bibliographique</b>	
<b>I.1 Généralités sur les composites sandwichs.....</b>	<b>13</b>
<b>I.2 Constituants d'un sandwich.....</b>	<b>15</b>
I.2.1. Les peaux.....	15
I.2.2. L'âme.....	16
I.2.3. L'interface.....	17
I.2.4. Caractéristique géométrique des sandwichs.....	17
<b>I.3 Intérêt des composites sandwichs.....</b>	<b>18</b>
<b>I.4 Mode d'endommagement et ruine des structures sandwichs.....</b>	<b>19</b>
I.4.1. Flambement généralisé des peaux.....	19
I.4.2 Flambement généralisé des peaux « crimping ».....	20
I.4.3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling ».....	21
I.4.4 Rupture des peaux en traction ou en compression.....	22
I.4.5 Mode de rupture par indentation localisée.....	22
I.4.6 Rupture de l'âme en cisaillement.....	22
I.4.7 Dégradation de l'adhésif.....	23
<b>I.5 Théorie adaptée aux poutres sandwichs en flexion.....</b>	<b>23</b>
<b>I.6. Comportement des sandwichs en flexion .....</b>	<b>27</b>
I.6.1 Comportement des sandwichs en flexion trois points.....	27
I.6.2 Comportement des sandwichs en flexion quatre points.....	33
<b>I.7. Fatigue et mécanismes d'endommagement des composites.....</b>	<b>34</b>
I.7.1 Etude expérimentale de l'essai de fatigue.....	35
I.7.2 Mode opératoire de l'essai de fatigue.....	37
I.7.3. Modélisation de l'endommagement des matériaux mousse.....	38
I.7.4. Mécanique de l'endommagement.....	39
<b>I.8. Aspects phénoménologiques de l'endommagement.....</b>	<b>40</b>
I.8.1. Représentation mécanique de l'endommagement.....	40
I.8.2 Concept de la contrainte effective.....	41
I.8.3 Principe d'équivalence des déformations.....	41
I.8.4 .Mesures d'endommagement.....	42
I.8.5 Mesures directes ou microstructurales de l'endommagement.....	42
I.8.6. Evolution des propriétés mécanique et physique choisies comme paramètres d'endommagement.....	44
I.8.6.1 Mesure basée sur la variation du module d'élasticité.....	45
I.8.6.2. Evolution de la vitesse de propagation des ondes ultrasonores.....	46
I.8.6.3 Mesure basée sur la variation de la densité.....	47
I.8.6.4 Mesure basée sur l'émission acoustique.....	47
I.8.6.5 Mesure basée sur la variation de la flèche d'une poutre chargée en flexion.....	47
I.8.6.7 Lois d'endommagement de fatigue.....	47
<b>I.9. Approche de dégradation de rigidité en cisaillement.....</b>	<b>52</b>
I.9.1. Introduction.....	52
I.9.2. Concept du module de fatigue.....	53
I.9.3. Equation de la dégradation.....	53

---

I.9.4. Equation Contrainte/Nombre de Cycles.....	54
I.9.5. Equation d'endommagement cumulatif.....	55
<b>I.10. Différents résultats donnés dans la littérature.....</b>	<b>56</b>
<b>I.11. Conclusion.....</b>	<b>59</b>
<b>Chapitre II : Comportement des sandwichs sous sollicitation statique</b>	
<b>II.1. Introduction.....</b>	<b>61</b>
<b>II.2 Matériaux.....</b>	<b>63</b>
II.2.1 Procédé d'élaboration du sandwich .....	63
II.2.2 Caractéristiques mécanique et géométrique du sandwich étudié.....	64
<b>II.3. Conditions expérimentales / Bancs d'essais.....</b>	<b>66</b>
<b>II.4. Résultats expérimentaux des essais statiques de flexion trois points.....</b>	<b>67</b>
<b>II.5. Observations des faciès de rupture après essais en flexion statique.....</b>	<b>71</b>
<b>II.6. Caractérisation structurale du matériau.....</b>	<b>73</b>
II.6.1. Détermination de la fraction volumique (méthode de la calcination ou pyrolyse).....	73
II.6.2. Détermination des modules d'élasticité.....	75
<b>II.7. Simulation numérique des sandwichs en flexion 3 points.....</b>	<b>78</b>
<b>II.8. Conclusion.....</b>	<b>82</b>
<b>Chapitre III : Comportement des sandwichs sous sollicitation cycliques</b>	
<b>III.1. Introduction.....</b>	<b>84</b>
<b>III.2. Essais de fatigue en flexion trois points.....</b>	<b>86</b>
<b>III.3. Résultats et discussions.....</b>	<b>88</b>
III.3.1. Analyse des résultats.....	88
III.3.2. Progression de la fissuration pendant la fatigue des sandwichs.....	92
III.3.3. Mode de rupture en fatigue.....	93
<b>III.4. Conclusions.....</b>	<b>96</b>
<b>Chapitre IV : Endommagement en fatigue</b>	
<b>IV.1. Introduction.....</b>	<b>98</b>
<b>IV.2. Concept du module de fatigue.....</b>	<b>98</b>
<b>IV.3. Equation de dégradation.....</b>	<b>99</b>
<b>IV.4. Equation Contrainte/Nombre de cycles.....</b>	<b>100</b>
<b>IV.5. Equation d'endommagement cumulatif.....</b>	<b>100</b>
<b>IV.6. Evolution de la flèche en fonction du nombre de cycle.....</b>	<b>102</b>
<b>IV.7. Courbe de fatigue (Charge/Nombre de cycles à rupture).....</b>	<b>103</b>
<b>IV.8. Application des modules.....</b>	<b>104</b>
IV.8.1. Initiation de la fissure par fatigue.....	104
IV.8.2 Détermination expérimentale du module de fatigue en cisaillement.....	105
IV.8.3. Détermination des paramètres du modèle de dégradation en fatigue.....	108
IV.8.4 Comparaison entre la durée de vie expérimentale et calculée.....	116
IV.8.5. Représentation des courbes d'endommagement D.....	118
<b>IV.9. Conclusion.....</b>	<b>122</b>
<b>Conclusion générale.....</b>	<b>125</b>
<b>Bibliographie.....</b>	<b>129</b>
<b>Annexe.....</b>	<b>135</b>

## Liste des Tableaux

Tableau II.1 : Caractéristiques mécanique de la résine époxyde SR 1500/SD 2505.....	64
Tableau II.2 : Caractéristiques des fibres de verre.....	65
Tableau II.3 : Caractéristiques mécaniques en traction /compression mousse PVC Herex C 70 200.....	65
Tableau II.4 : Caractéristiques mécaniques en cisaillement mousse PVC Herex C 70 200.....	65
Tableau II.5 : Caractéristiques thermomécaniques mousse PVC Herex C 70 200.....	66
Tableau II.6 : Résultats des essais statique des sandwichs SMS [0 <sub>4</sub> ].....	68
Tableau II.7 : Résultats statistiques des sandwichs SMS [0 <sub>4</sub> ].....	68
Tableau II.8 : Résultats des essais statique des sandwichs SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	69
Tableau II.9 : Résultats statistiques des sandwichs SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	70
Tableau II.10 : Résultats obtenus de la pyrolyse des deux sandwichs.....	75
Tableau II.11 : Caractéristique physique des matériaux étudiés.....	78
Tableau III.1 : niveau de chargement utilisé.....	88
Tableau III.2 : Résultats des essais de fatigue du Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	89
Tableau III.3 : Résultats des essais de fatigue du Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	90
Tableau IV.1 : Constantes du modèle d'endommagement D lissage exponentiel Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	113
Tableau IV.2 : Constantes du modèle d'endommagement D lissage exponentiel Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	114
Tableau IV.3 : Constantes du modèle d'endommagement D, lissage polynomial Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	115
Tableau IV.4 : Constantes du modèle d'endommagement D, lissage polynomial Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	115
Tableau IV.5 : Comparaison des durées de vie, Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	116
Tableau IV.6 : Comparaison des durées de vie, Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	116

## Liste des Figures

Figure 1 : Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme pleine.....	9
Figure 2 : Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme creuse.....	9
Figure I.1 : Schéma représentatif d'un sandwich.....	18
Figure I.2 : Différentes sollicitations (M , N , T) appliquées sur un sandwich.....	19
Figure I.3 : Mode de ruine par « flambement généralisé » des peaux du sandwich.....	20
Figure I.4 : Mode de ruine par flambement généralisé « general buckling » de l'âme du sandwich.....	20
Figure I.5: Mode rupture par flambement localisé « wrinkling ».....	21
Figure I.6 : Mode rupture par flambement localisé « dimpling ».....	21
Figure I.7: Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich.....	22
Figure I.8: Mode de rupture par indentation localisée.....	22
Figure I.9: Mode de rupture par cisaillement de l'âme.....	23
Figure I.10: Répartition des chargements dans une poutre sandwich.....	24
Figure I.11 : Poutre sandwich chargée en flexion trois points.....	28

Figure I.12: Répartition des contraintes de flexion planes dans le cœur et les peaux du sandwich.....	29
Figure I.13: Répartition des contraintes de cisaillement dans le cœur et les peaux du sandwich.....	30
Figure I.14: Déformée d'une poutre en flexion et en cisaillement.....	31
Figure I.15: Méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement $G_{eq}$ de l'âme du sandwich.....	32
Figure I.16: Poutre sandwich chargée en flexion quatre points.....	33
Figure I.17: Diagramme de l'effort tranchant $T_z(x)$ et du moment de flexion $M(x)$ .....	34
Figure I.18: Caractéristiques des cycles de chargement.....	36
Figure I.19: Diagramme d'endurance et courbe de Wöhler.....	38
Figure I.20 : Variation du module d'élasticité avec l'endommagement pour le cuivre 99,9%.....	42
Figure I.21 : Histogramme des longueurs de microfissures (Acier à rotor, Nombre de cycles 400).....	43
Figure I.22: Evolution de la longueur cumulée de microfissures de fatigue En fonction du nombre de cycles appliqués.....	44
Figure I.23 : Mesure de l'endommagement ductile du cuivre en traction (cuivre 99,9%).....	45
Figure I.24 : Evolution de l'endommagement fragile du béton en compression.....	46
Figure I.25 : Evolution linéaire et non linéaire de l'endommagement en fonction de la fraction de vie.....	48
Figure I.26 : Evolution de l'endommagement non linéaire de Corten Dolan Pour deux niveaux de contraintes $\sigma_1$ et $\sigma_2$ .....	49
Figure I.27 : Evolution en "S " de l'endommagement en fonction de la fraction de vie.....	52
Figure I.28 : Concept de module de fatigue.....	54
Figure II.1 : Mise en œuvre des plaques sandwichs.....	64
Figure II.2 : Dimension d'une éprouvette sandwich selon la norme AFNOR NF 54-606.....	66
Figure II.3 : Machine ZWICK Z250/SN5A.....	67
Figure II.4 : Dispositif d'essai flexion 3-points.....	67
Figure II.5: Evolution de la charge en fonction de la flèche du sandwich SMS $[0_4]$ en flexion 3-point.....	68
Figure II.6 : Evolution de la charge en fonction de la flèche du sandwich SMS $[0/90_2/0]$ en flexion 3-point.....	69
Figure II.7 : Comparaison des deux courbes moyennes d'évolution de la charge en fonction de la flèche en flexion 3-points.....	70
Figure II.8 : Observations macroscopique des faciès de rupture du sandwich SMS $[0_4]$ .....	71
Figure II.9 : Observations microscopique des faciès de rupture du sandwich SMS $[0_4]$ .....	72
Figure II.10 : Observations macroscopique des faciès de rupture du sandwich SMS $[0/90_2/0]$ .....	72
Figure II.11 : Observations microscopique des faciès de rupture du sandwich SMS $[0/90_2/0]$ .....	73
Figure II.12 : Four de cuisson et éprouvette de calcination.....	74
Figure II.13 : Modélisation de la flexion 3 points sur ABAQUS.....	79



Figure II.14 : Contraintes de Von Mises du sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	79
Figure II.15 : Contraintes de Von Mises du sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	80
Figure II.16 : Déplacements du sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	80
Figure II.17 : Déplacements du sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	80
Figure II.18 : Comparaison expérimentale et numérique pour le sandwich [0 <sub>4</sub> ]	81
Figure II.19 : Comparaison expérimentale et numérique pour le sandwich [0/90 <sub>2</sub> /0]	81
Figure III.1 : Machine d'essai INSTRON 1341	87
Figure III.2 : Signal appliqué	87
Figure III.3 : Dispositif d'essai en fatigue flexion 3-points	88
Figure III.4 : Courbe de fatigue (charge/nombre de cycles à la rupture) Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	89
Figure III.5 : Courbe de fatigue (charge/nombre de cycles à la rupture) Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	90
Figure III.6 : Comparaison entre les courbes de fatigue des deux sandwichs	91
Figure III.7: Schéma de propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue	93
Figure III.8 : Observations macroscopique et microscopique de la propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue du sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	94
Figure III.9 : Observations macroscopique et microscopique de la propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue du sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	95
Figure IV.1 : Concept du module de fatigue	99
Figure IV.2 : Rupture par cisaillement du cœur pour les deux configurations SMS [0/90 <sub>2</sub> /0] et SMS [0 <sub>4</sub> ]	102
Figure IV.3 : Evolution de la flèche en fatigue en fonction du nombre de cycles	103
Figure IV.4 : Courbe de fatigue (niveau de charge/ N <sub>R</sub> )	104
Figure IV.5 : Schéma de flexion trois point	105
Figure IV.6 : Courbes de dégradation du module de fatigue Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	107
Figure IV.7 : Courbes de dégradation du module de fatigue Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	107
Figure IV.8 : Comparaison entre deux courbes de module de dégradation en fatigue pour les sandwichs SMS [0 <sub>4</sub> ] et SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	108
Figure IV.9 : Variation exponentielle du module de dégradation G <sub>0</sub> – G <sub>f</sub> (n) Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	109
Figure : IV.10 : Variation exponentielle du module de dégradation G <sub>0</sub> – G <sub>f</sub> (n) Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	110
Figure IV.11 : Variation polynomiale du module de dégradation G <sub>0</sub> – G <sub>f</sub> (n) Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	111
Figure IV.12 : Variation polynomiale du module de dégradation G <sub>0</sub> – G <sub>f</sub> (n) Sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	112
Figure IV.13 : Courbe de fatigue r/N, pour les nombres de Cycles à l'initiation n <sub>if</sub> et à la rupture N <sub>R</sub> , sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ]	113
Figure IV.14 : Courbe de fatigue r/N, pour les nombres de Cycles	

à l'initiation $n_{if}$ et à la rupture $N_R$ , sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	114
Figure IV.15 : Evolution du paramètre C du module de dégradation en fatigue, Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	117
Figure IV.16 : Evolution du paramètre A du module de dégradation en fatigue, Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	118
Figure IV.17 : Evolution du paramètre A en fonction du paramètre C, Sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	118
Figure IV.18 : Modèles d'endommagement cumulatifs pour le sandwich SMS [0 <sub>4</sub> ].....	119
Figure IV.19 : Modèles d'endommagement cumulatifs pour le sandwich SMS [0/90 <sub>2</sub> /0].....	120
Figure IV.20 : Comparaison entre l'endommagement D (modèle II) des deux sandwichs.....	120

## Introduction générale

Le matériau a souvent eu un 'rôle simplifié' dans la mise en place et la réussite d'un projet tant que les techniques de fabrication, de dimensionnement, de maîtrise des propriétés apparaissaient performantes et suffisantes et que la prédictibilité des comportements assurait au concepteur une approche sécurisante. Inévitablement, cette exigence impose la nécessité de stabiliser et renforcer les surfaces minces pour leurs permettre de supporter des efforts souvent complexes et combinés. Pour évaluer une nouvelle structure, le concepteur doit prendre en compte un certain nombre de considérations importantes. La nouvelle structure doit être, économique à construire et à faire fonctionner, fiable et confortable. Il existe évidemment plusieurs façon de satisfaire à ces exigences et le matériau de construction joue là un rôle prépondérant.

Par ailleurs, le développement des technologies modernes exige que l'on utilise des matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont les masses volumiques soient faibles. L'objectif est notamment de réduire la masse des structures. Les matériaux composites sont des matériaux qui répondent aux exigences précédentes. Ils sont des matériaux solides, inhomogènes et anisotropes, constitués par l'association à l'échelle microscopique de deux ou plusieurs autres matériaux aux caractéristiques complémentaires. Cette association leurs confère à l'échelle macroscopique un ensemble de propriétés notamment mécanique, que chacun des constituants pris séparément ne possède pas. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment dans le domaine de l'aéronautique. De nos jours, la diminution de leurs coûts de production permet l'utilisation de ces matériaux dans des applications de plus en plus variées (automobile, navigation, construction, etc.).

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et les polymères par le fait qu'ils sont constitués :

- de deux semelles ou peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance.
- d'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité.

Peaux et âmes sont séparables mécaniquement. On peut par conséquent modifier les propriétés de ces matériaux en variant les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes. Ces ajustements permettent donc d'atteindre les propriétés souhaitées pour répondre à des applications bien identifiées.

L'usage des sandwichs se répand aussi dans l'industrie du bâtiment, et cette fois, ce sont leurs excellentes caractéristiques d'isolation thermique qui sont prises en compte. Il existe aussi d'autre raison : coût, stabilité, sûreté, résistance au choc, durée de vie propriétés à la fatigue, dégradation de l'environnement, plus grande capacité de charge, maintenance réduite et facilité de réparation et capacité d'atténuation des vibrations. Un tel matériau composite est constitué de deux peaux qui supportent l'essentiel du chargement mécanique imposé et d'une âme dont la fonction est de transmettre par cisaillement le chargement mécanique entre les deux peaux. Ces matériaux sandwichs peuvent être réalisés en éléments très divers :

- aluminium, acier, bois, plastique, résines renforcées de fibres organiques ou inorganiques (matériaux composites), ...pour les peaux ;
- pour l'âme, le balsa, les nids d'abeilles (NIDA) [confectionnés en polypropylène, en aluminium, en Nomex (papier aramide enduit de résine phénolique)], les mousses alvéolaires.

De nombreux paramètres structuraux influent sur le comportement mécanique de ces systèmes complexes :

- la nature des matériaux constitutifs (densité, propriétés mécaniques, propriétés physiques, propriétés chimiques) ;
- les séquences d'empilement ;
- les épaisseurs relatives des différentes couches.

Parmi les diverses familles de composites, on citera les matériaux composites qui résultent généralement de l'association de deux peaux et d'une âme (figure 1). L'âme se présente sous différentes formes (figure 2, 3 et 4) :

- a) âme plein, en mousses, bois...

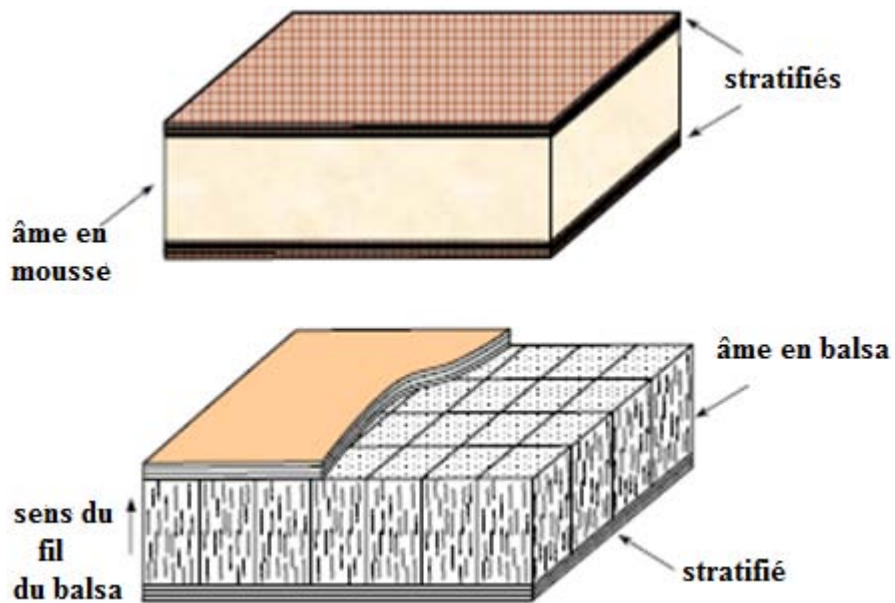


Figure 1 : Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme pleine

b) âme creuse.

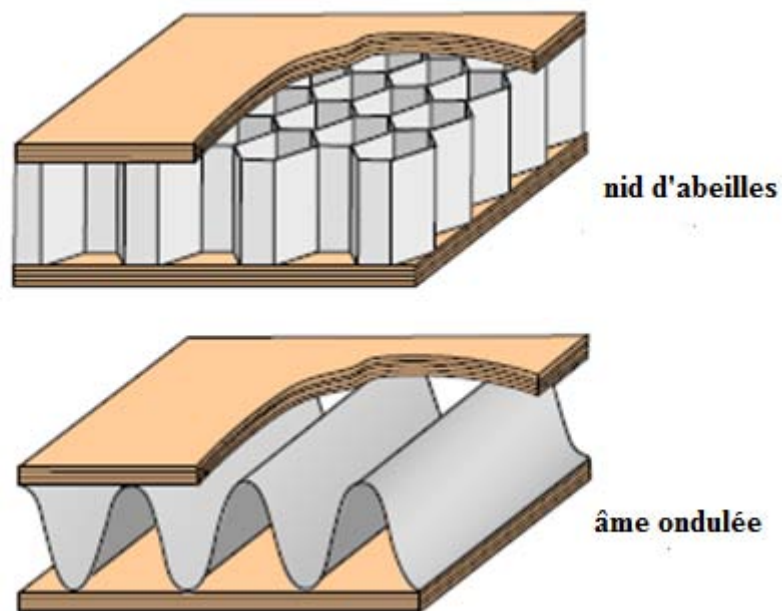


Figure 2 : Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme creuse.

Le principal inconvénient des matériaux sandwichs tient dans leur « nouveauté ». Il est, en effet nécessaire, de faire des études sur le comportement à long terme, sur leur fatigue, mais aussi de définir des procédures d'essais mécaniques et de contrôle non destructifs fiables et de standardiser les méthodes de production. Cette nouveauté nécessite, aussi, le

développement de nouveaux domaines d'applications et l'augmentation du degré d'automatisation de la fabrication. Actuellement, les ingénieurs et les concepteurs n'ont pas suffisamment de connaissance des avantages et des utilisations des matériaux sandwichs malgré les multitudes d'applications assez variées, mais toujours en tant qu'éléments non primaires.

Les structures sandwichs offrent donc de grandes potentialités aux concepteurs dans des secteurs très divers. Le principal objectif est donc d'augmenter le rapport rigidité/poids en remplissant l'âme de la structure avec des matériaux légers tels que la mousse, le bois et le nid d'abeille. On peut songer à des applications structurales classiques pour lesquelles il faut allier légèreté et rigidité comme l'industrie aéronautique, ou plus généralement les transports (TGV). Leur résistance à la corrosion, quand les divers constituants ne sont pas métalliques, en fait également un matériau de choix pour la construction navale. A titre d'exemples, on peut citer quelques domaines d'utilisation des matériaux sandwich :

- Dans le secteur ferroviaire, les nouveaux modes de transport demandent des matériaux révolutionnaires. Le matériau sandwich Airex R82 à noyau structural en mousse à rendement élevé est utilisé dans la construction du train à sustentation magnétique allemand Transrapid, capable d'atteindre des vitesses de 550 Km/h.
- Dans le secteur transport par route, les bus et les cars de tourisme sont parmi les premiers dans lesquels les panneaux en métal ont été remplacés par des panneaux en matériaux composites. Bien que pour les parties planes les panneaux en aluminium soient préférés, les structures tridimensionnelles sont réalisées en matériaux composites. Un gain significatif du poids sur certains éléments peut être réalisé en utilisant des panneaux sandwichs.
- Dans le secteur aéronautique, les propriétés anti-feu des panneaux sandwichs sont primordiales pour leurs utilisations intérieures de cabine. La norme anti-feu est très stricte et parfois difficile à atteindre, ce qui limite l'utilisation de ces matériaux.

Notre étude s'intéresse à des matériaux sandwichs dont les peaux sont des stratifiés constitués de plis croisés ou non en fibres de verre et résine époxyde, et dont l'âme est une mousse cellulaire expansée en polychlorure de vinyle (PVC).

Dans cette thèse, nous avons étudié le comportement en flexion trois points sous chargement statique et cyclique de deux types de composites sandwichs (mousse/stratifiés).

Des résultats expérimentaux du comportement en fatigue de ces structures et de leur endommagement seront présentés et analysés. Un code de calcul par éléments finis a été utilisé pour la modélisation numérique de la flexion statique.

Le chapitre I est consacré à l'historique du concept sandwich, à la présentation succincte de la théorie des poutres sandwich, à la description des modes de dégradation et de ruine des matériaux sandwichs. Dans ce chapitre, un aperçu sera donné quant aux méthodes expérimentales utilisées en flexion pour la caractérisation de ces structures. Une large partie de ce chapitre sera consacrée à l'étude bibliographique des aspects liés à la fatigue et l'endommagement.

Le chapitre II est dédié entièrement à l'étude expérimentale du comportement statique en flexion trois point des deux types de matériaux. Il sera présenté l'analyse des observations des modes de rupture et la modélisation numérique de leur comportement en flexion statique.

Le chapitre III est consacré au comportement en fatigue de deux types de structures sandwichs. Les courbes de fatigue seront présentées dans ce chapitre ainsi que les modes de rupture par fatigue des deux matériaux.

Enfin, dans le dernier chapitre IV, des modes d'endommagement utilisant les approches de dégradations de rigidité et la durée de vie en fatigue à travers le module de cisaillement en fatigue de l'âme pour ces structures sandwichs sont présentés.

# **Chapitre I**

## **Etude Bibliographique**



## I.1 GENERALITES SUR LES COMPOSITES SANDWICHS

Dès la seconde guerre Mondiale, les structures sandwichs sont apparues dans les structures de l'avion «Mosquito» *Zinkert (1997) [1]*. L'introduction des composites sandwichs dans la plupart des secteurs d'activités a conduit les chercheurs à développer des théories de plaques sandwichs, dédiées à l'analyse et à la prévision de leur comportement et de leur tenue en service. D'autre part, Le concept sandwich est très répandu dans la nature. Les branches d'un arbre ou les os d'un squelette sont certainement de bons exemples. Ces structures répondent, naturellement, à un principe d'optimisation structurelle : usage minimum de matière pour des performances maximales.

Les structures sandwichs dont l'utilisation n'a cessé d'augmenter depuis un demi-siècle, sont les composites les plus utilisés en tant que pièces de structures travaillantes, grâce à des propriétés de flexion supérieures à celles des composites monolithiques ou stratifiés. A l'origine, les sandwichs étaient considérés comme des matériaux «high-tech» réservés aux secteurs de pointe comme l'industrie aéronautique où ils ont été introduits dès la seconde guerre mondiale. Depuis, les sandwichs ont envahi tous les secteurs d'activités. Ils sont maintenant utilisés dans les secteurs de grande consommation comme l'automobile, le génie civil, la navigation ou le sport *Hamelin (1994) [2]*. Leur introduction dans le secteur ferroviaire est d'actualité avec la conception et la réalisation d'un premier prototype de TGV 2 niveaux en composite sandwich *Cléon (1994) [3] et Erguez (1992) [4]*.

Leurs propriétés mécaniques exceptionnelles de flexion viennent de leur géométrie particulière en « sandwich ». Ces structures sont composées de deux peaux (ou semelles) qui enserrant une âme (ou cœur) définie par une couche de matériau plus épaisse. Les peaux sont constituées par un matériau dense, résistant et rigide (métal, stratifiés, contreplaqués, thermoplastiques...) et l'âme, par un matériau de plus faible densité et de moins bonnes caractéristiques mécaniques (mousses, nids d'abeille, balsas...). Le rôle mécanique des peaux est de reprendre les efforts de tension et de compression, celui de l'âme de maintenir l'écartement des peaux et de transmettre les efforts de cisaillement d'une peau à l'autre *Hamelin 1994[2] et Bertelot J.-M (1999) [5]*.

Ce concept de structure permet ainsi d'augmenter l'inertie de flexion des plaques stratifiées en augmentant les moments quadratiques de flexion qu'induit l'éloignement des plans moyens des peaux par rapport à celui de la structure. Ainsi, les sandwichs reprennent mieux les moments de flexion au niveau des peaux et les efforts tranchants au niveau de l'âme.

L'avantage majeur de ce type de matériau multicouche est donc sa haute rigidité en flexion proportionnellement à son poids (rapport  $EI/\rho$ ) où le poids représente un facteur très important. La réduction de ce poids permet d'obtenir, pour les structures des corps en mouvement, des vitesses plus élevées, une gamme assez vaste, moins de puissance motrice et une amélioration de l'économie fonctionnelle. Ainsi, chaque kilomètre gagné sur le lanceur représente pour la fusée Ariane E.S.A (EUR) un gain de 30 000 dollars U.S, *Gay D. (1991) [6]*. La configuration du sandwich a été choisie principalement en raison de ses propriétés non magnétiques, et de ses capacités de résistance aux explosions sous marines *Zinkert (1995) [7]*. Le comportement en fatigue des structures sandwich joue un rôle très important quant à leurs utilisations dans l'aéronautique et dans la marine. C'est à partir de ces hypothèses que les études de fatigue sur les plaques sandwich ont commencé. Les principes fondamentaux des constructions sandwich et des examens des méthodes expérimentales et analytiques sont décrits dans les premiers travaux par *Allen H.G(1969) [8]*, *Zenkert et al. (1997 et 1995) [2, 7]* et *Clark et al. (1999) [9]*. Leurs résultats évaluent l'évolution des matériaux composites.

Les structures sandwichs en composite représentent un domaine de recherche très vaste et d'applications immenses tant il est possible de modifier à volonté leur composition et leur architecture pour obtenir de ces matériaux les propriétés recherchées. La conception et l'élaboration de ces matériaux nécessitent le développement d'outils d'analyse adaptés à leurs spécificités géométriques et matérielles. Ce sont en général des outils bâtis à partir de modèles mécaniques.

La connaissance des propriétés statique est insuffisante. Le développement de l'emploi des sandwichs nécessite une information complémentaire sur leurs propriétés en fatigue et leur durabilité. L'âme la plus utilisée dans les sandwichs à âme pleine est la mousse de polymère, tel que le polyuréthane (PU), polychlorure de vinyle (PVC) ou polyméthacrylimide (PMI). Les mousses en polychlorure de vinyle (PVC) [10, 11, 12] sont des polymères thermoplastiques obtenues par polymérisation de monomères de chlorure de vinyle. Ces mousses PVC, rigides, à cellules fermées, peuvent être réticulées ou linéaire dont les propriétés mécaniques, thermique et phonique permettent leurs utilisations comme âme de sandwich ou élément de flottabilité. Dans les structures sandwich, on utilise le plus souvent la mousse de polymère en nids d'abeilles qui possèdent plusieurs avantages *Lee S. M. (1993) [13]*. Les mousses possèdent des propriétés mécaniques remarquables. Elles résultent de leur structure et de leurs propriétés de base. La première approche de la mécanique des mousses consiste à relier leurs propriétés physiques avec leurs structures, approche introduite par

*Ashby M.F. et al. (1997) [14]* et *Plantema F.J. (1966) [15]*. Les chercheurs du milieu de la construction navale ont trouvés des champs d'applications pour la réalisation des coques, de ponts, de superstructures et cloisons. A titre d'exemple, la marine nationale des états unis utilise des panneaux sandwich en mousse PVC dans la construction de cloisons et hangars d'hélicoptère, pour réduire le poids au dessus de la ligne de flottaison.

En général, la fabrication d'un sandwich met en jeu trois couches de natures différentes liées par un film de colle ou par soudure ; la liaison entre deux couches successives est communément appelée interface.

## **I.2 CONSTITUANTS D'UN SANDWICH**

### **I.2.1 Les peaux**

Généralement de faible épaisseur, les peaux sont réalisées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Les peaux des sandwichs sont généralement constituées de fibres (mat ou tissu) enrobées d'une matrice à base de résine. Il existe plusieurs types de fibres parmi lesquelles on trouve :

- Les fibres de verre, qui sont produites à partir du verre en fusion passant à travers des filières de 3 à 25  $\mu\text{m}$  où il est refroidi. Les propriétés des fibres de verre dépendent de la nature du verre (pourcentage d'oxydes métalliques) et peu de leur technique de fabrication.
- Les fibres de Kevlar ou aramide, qui sont produites par polymérisation de polyamides, ayant des modules allant de 60 à 180 GPa et une masse volumique d'environ 1400 kg/m<sup>3</sup>. Ces fibres ont deux avantages particuliers, elles sont les moins denses et les plus résistantes à l'impact.
- Les fibres de carbone, qui sont fabriquées à partir d'un précurseur (polyacrylonitrile) qui est oxydé, carbonisé et graphité. Les fibres de carbone ont des modules qui varient de 150 à 800 GPa et une masse volumique en général inférieure à 2000 kg/m<sup>3</sup>. Sa résistance à l'impact est mauvaise, d'autre part il est inflammable et conduit l'électricité.

Le choix de la nature et la séquence des couches dépendront de l'usage auquel est destinée la structure sandwich. Considérées sans rigidité propre en cisaillement, les peaux ont pour but de

reprendre les efforts de flexion traduits par des contraintes normales (traction ou compression).

### I.2.2 L'âme

Légère, l'âme a en général une très faible résistance à la flexion. Son but est de reprendre les efforts de compression et de cisaillement. Par ailleurs l'âme doit pouvoir supporter des charges localisées de poinçonnement. Les âmes creuses, en particulier les nids d'abeilles, sont généralement utilisées pour les structures à hautes performances mécaniques. Elles ont des performances relativement élevées mais ont un coût de fabrication relativement élevé et se limite généralement à des structures planes. Les âmes pleines, telle que les mousses ou le balsa, permettent la réalisation des structures sandwichs planes ou courbées avec un rapport performance-prix relativement élevé. Parmi les différents types d'âmes qui existent sur le marché on trouve :

- Les mousses : se sont les plus fréquemment utilisées, elles sont produites à partir de polychlorure de vinyle, polystyrène, polyuréthane ou d'autres polymères synthétiques. Leurs masses volumiques varient de 30 à 300 kg/m<sup>3</sup> et leurs épaisseurs de 3 à 40 mm. L'échantillonnage moyen est de 80 kg/m<sup>3</sup> de masse volumique et 15 mm d'épaisseur. Elles sont thermo formables et permettent donc de réaliser des pièces de formes complexes. Leurs propriétés mécaniques sont bonnes, elles adhèrent bien à la résine et absorbent peu d'eau. Néanmoins leur point faible réside dans une faible résistance à l'impact.
- Le bois : il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage. Le balsa est la variété la plus courante car c'est la plus légère : 100 kg/m<sup>3</sup> de masse volumique. Le bois est le matériau le moins cher, mais il est le plus poreux.
- Le nid d'abeilles : c'est une structure hexagonale qui peut être réalisée en divers matériaux comme le papier et l'aluminium. Ses caractéristiques mécaniques dépendent du matériau et de la taille des cellules. Sa masse volumique varie de 15 à 100 kg/m<sup>3</sup> et son épaisseur de 3 à 50 mm. On peut le courber modérément, mais les cellules se déforment et alors les propriétés mécaniques changent selon l'orientation. Le collage peut aussi être un problème, car il se réalise sur la tranche de la structure. Leurs propriétés sont exceptionnelles, mais ils sont difficiles à former et leurs prix sont

élevés. Les variétés les plus courantes sont le Nomex et le Korex et sont fabriquées à partir de Kevlar.

### I.2.3 L'interface

L'assemblage de la structure sandwich peut être réalisé par collage, soudage ou brasage. Aussi est-il supposé que, quel que soit le mode d'assemblage des différentes couches, le lien est parfait. L'adhésif est un composant essentiel intervenant dans la fabrication d'un sandwich. Il permet un bon assemblage de la structure et une transmission de charges. Sa principale caractéristique mécanique est la résistance au cisaillement. Dans le cas de peaux en composites, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto adhésive.

### I.2.4 Caractéristique géométrique des sandwiches

Du fait de la fabrication des sandwiches, les propriétés mécaniques sont adaptées en faisant varier la nature des peaux (identiques ou non), de l'âme et de l'épaisseur de chacune des phases. En règle générale, les peaux ont la même épaisseur  $t_f$  et le rapport  $t_f/h_c$  ( $h_c$  étant l'épaisseur de l'âme) est compris entre 0,01 et 0,1. D'après *Allen [8]*, les sandwiches sont classés en trois catégories selon la valeur du rapport  $d/t_f$ ,  $d$  étant la distance entre les axes neutre des peaux du sandwich:

- Pour un rapport de  $d/t_f$  inférieur à 5.77, le sandwich est dit à peaux épaisses.
- Pour un rapport de  $d/t_f$  compris entre 5.77 et 100, le sandwich est dit à peaux fines.
- Pour un rapport de  $d/t_f$  supérieur à 100, le sandwich est dit à peaux très fines.

Ces bornes limites sont définies par rapport à la contribution de chaque constituant vis-à-vis de la rigidité en flexion et en cisaillement du sandwich.

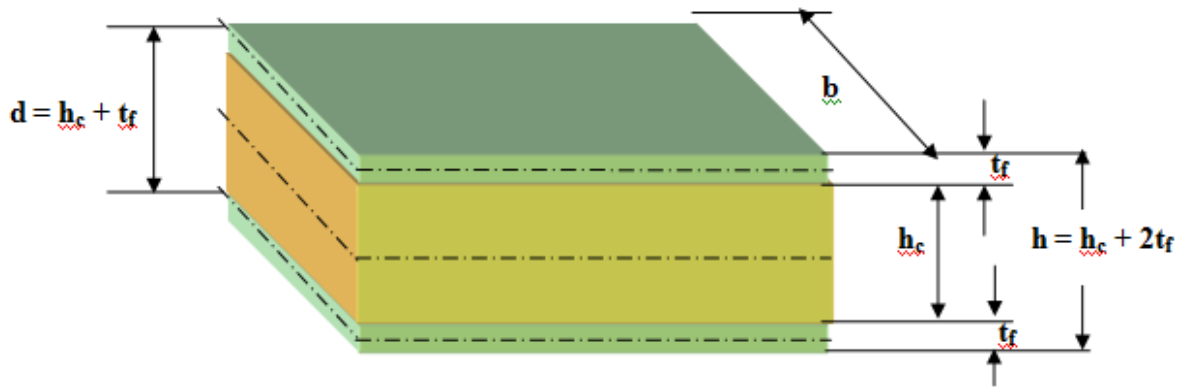


Figure I.1 : Schéma représentatif d'un sandwich

### I.3 INTERET DES COMPOSITES SANDWICHS

L'analogie entre une structure sandwich et un profilé en I (IPN) peut être établie : les peaux jouent le même rôle que les semelles du profilé. L'intérêt du composite sandwich est double : il permet une augmentation de la rigidité de la structure sans pour autant augmenter de façon significative la masse. En effet, l'augmentation de l'épaisseur d'une poutre conduit à l'augmentation de son moment quadratique et par suite sa rigidité. Cette augmentation de rigidité pour la structure sandwich, s'opère par une augmentation de l'âme. Puisque cette dernière possède une faible densité, la masse du composite sandwich n'évolue pas de façon importante.

Un grand intérêt de la construction composite est de permettre la fabrication des poutres de grande raideur, c'est-à-dire fléchissant peu sous charge, en utilisant des sandwiches. L'utilisation des matériaux composites permet des gains de masse variant de 10 à 50% sur le même composant en alliage métallique conventionnel, avec un coût inférieur de 10 à 20% L.J. Gibson (1988) [16].

L'association des trois couches permet de combiner la rigidité, la résistance mécanique élevée et la légèreté. Un exemple typique est le gain occasionné par la réalisation du sustentateur rotatif d'hélicoptère en structures sandwiches (peaux en couche de composite stratifiées unidirectionnelle orientées à  $\pm 45^\circ$ , l'âme en nida aluminium) Gibson L.J. (1989) [17].

## I.4 MODE D'ENDOMMAGEMENT ET RUINE DES STRUCTURES SANDWICHES

Les modes d'endommagement et ruine des structures sandwichs ont été étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [18, 19, 20, 21 et 22]. *Petras A. et al* [23, 24], ont montré que le processus des modes d'endommagement lors du chargement en flexion trois points, dépend de la charge, du rapport de la longueur entre appuis et de l'épaisseur des peaux et de la densité du cœur. *Triantafillou et Gibson (1987)* [25], répertorient les différents modes de dégradation d'un sandwich soumis à la flexion.

Ils existent sept modes principaux de dégradation :

- ✓ déformation plastique de la peau,
- ✓ flambement de la peau en compression ou "Wrinkling",
- ✓ flambement des cellules du cœur (l'âme),
- ✓ rupture en cisaillement du cœur,
- ✓ indentation du cœur et de la peau au point d'application de la charge centrale.

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwichs soumises aux sollicitations données par la figure I.2 [26].

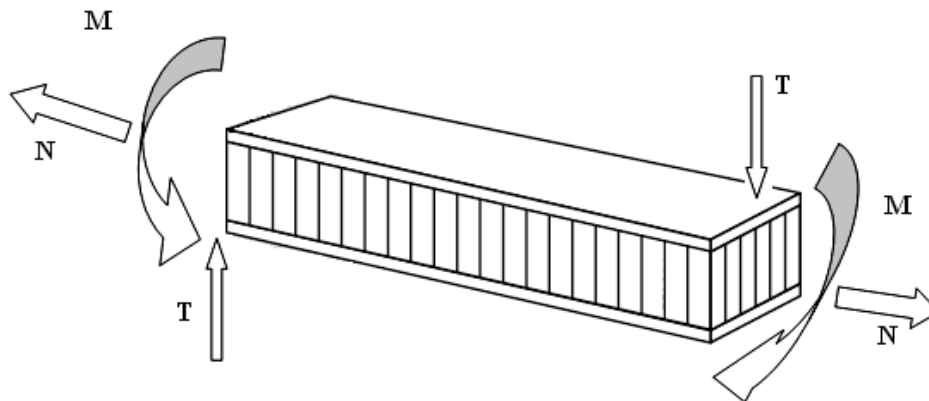


Figure I.2 : Différentes sollicitations (M , N , T) appliquées sur un sandwich

### I.4.1 Flambement généralisé des peaux

Une poutre sandwich soumise à de la compression, debout peut céder sous l'effet des conditions d'instabilité (Figure I.3). Le flambement généralisé peut aussi survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. La charge, causant le flambement du sandwich, dépend des paramètres tels que les dimensions dans le plans de la poutre et les conditions aux limites, qui ne peuvent être modifiées que partiellement lors de la conception.

D'autres grandeurs, également importantes dans la définition de la charge de flambement, dépendent directement du type de sandwich, exemple la rigidité de flexion du sandwich, l'épaisseur des peaux, les propriétés élastiques des peaux, l'épaisseur de l'âme, ou le module de cisaillement de l'âme. Si l'on craint un flambement généralisé, on peut utiliser des peaux ayant un module d'élasticité plus élevé, augmenter l'épaisseur des peaux, et l'épaisseur de l'âme, ou encore utiliser pour l'âme un matériaux de module de cisaillement plus élevé.

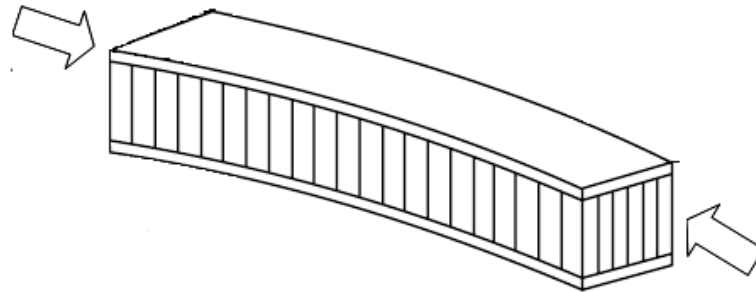


Figure I.3 : Mode de ruine par « flambement généralisé » des peaux du sandwich [26].

#### I.4.2 Flambement généralisé des peaux « crimping »

Si le rapport longueur sur épaisseur est relativement faible, et que la rigidité de cisaillement est négligeable devant la rigidité de flexion, le flambement généralisé prend la forme du flambement de l'âme (figure I.4). Le flambement de l'âme ne dépend pratiquement pas des propriétés des peaux, mais augmente de façon linéaire avec l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement dans l'âme. Pour augmenter la résistance à cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme de module de cisaillement plus élevé.

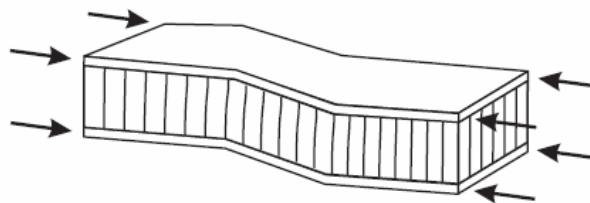


Figure I.4 : Mode de ruine par flambement généralisé « general buckling » de l'âme du sandwich [26].



### I.4. 3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling »

Les peaux considérées par elles-mêmes, sans connexion avec l'âme, flambent très facilement à cause de leur faible épaisseur. C'est l'âme qui empêche leur flambement. Cependant si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » se produit (figure I.5).

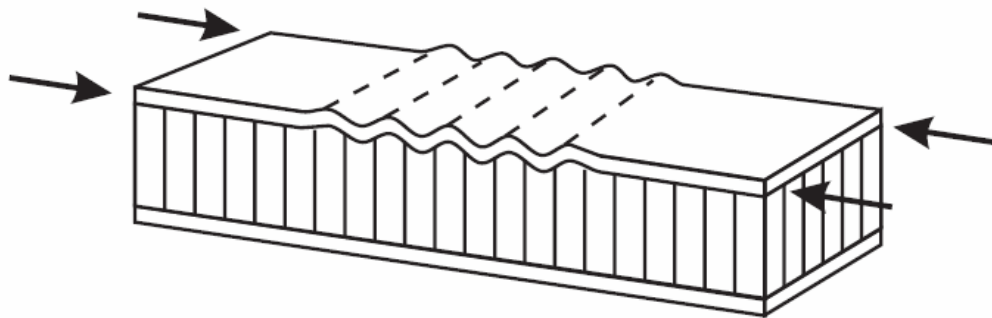


Figure I.5: Mode rupture par flambement localisé « wrinkling » [26].

Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes, qui ne dépendent ni de la géométrie de la structure ni des conditions aux limites. Par contre, il est influencé par les modules élastiques des peaux et de l'âme, et le module de cisaillement de l'âme.

Si l'on craint un flambement localisé de la peau, on peut soit utiliser pour les peaux un matériau de module élastique plus élevé, soit utiliser pour l'âme un matériau présentant des propriétés élastique plus élevées. Dans le cas d'une âme en nid d'abeille, mise à part les ruptures par « wrinkling », il peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes (figure I.6), appelée « dimpling ».

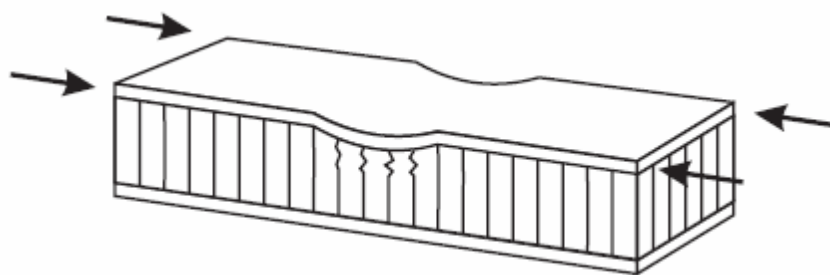


Figure I.6 : Mode rupture par flambement localisé « dimpling » [26].

#### I.4.4 Rupture des peaux en traction ou en compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles pour matériaux constituant les peaux (Figure I.7). Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, ou en augmentant l'épaisseur des peaux, ce qui réduit les contraintes appliquées, ou en augmentant l'épaisseur de l'âme, ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux.



Figure I.7: Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich [26].

#### I.4.5 Mode de rupture par indentation localisée.

L'indentation locale est un mode localisé de rupture due à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique (figure I.8).

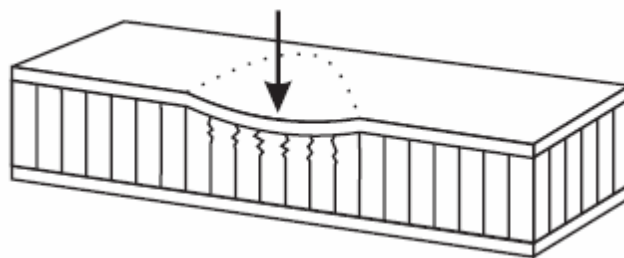


Figure I.8: Mode de rupture par indentation localisée [26].

#### I.4.6 Rupture de l'âme en cisaillement

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme (figure I.9). Dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau pour l'âme possédant une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur, n'aura aucun effet.

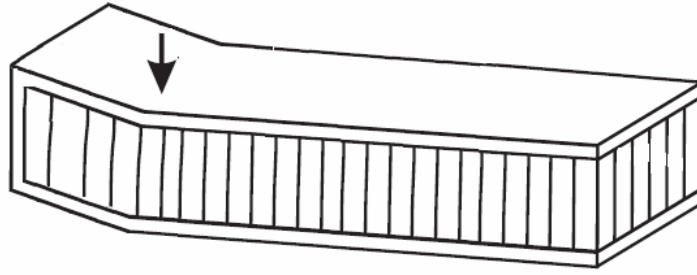


Figure I.9: Mode de rupture par cisaillement de l'âme.

#### **I.4.7 Dégradation de l'adhésif.**

Les panneaux sandwichs sont correctement conçus à résister à tous les types de dégradation pendant le service. La dégradation de l'adhésif provoque plusieurs mécanismes d'endommagement tel que : le flambage généralisé « crimpling », et le flambage localisé des peaux « wrinkling ».

La dégradation des attaches du nœud des cellules du sandwich diminue la rigidité en cisaillement du cœur et provoquant donc, une diminution de la résistance au flambage généralisée « crimpling », et au flambage « buckling - wrinkling » des peaux du panneau du sandwich. Aussi, elle peut réduire la stabilité au flambage général « general buckling stability».

### **I.5 THEORIE ADAPTEE AUX POUTRES SANDWICHES EN FLEXION**

La conception optimale d'une structure composite type sandwich nécessite une détermination précise des propriétés mécaniques du matériau. Les structures sandwiches, sont généralement chargées en flexion, traction-compression ou en flambement. Les essais de flexion (essai de flexion trois points ou quatre points) sont largement utilisés afin d'optimiser les caractéristiques des matériaux de l'âme et de la peau, pour une application donnée. Il convient de connaître leurs comportements pour ce type de sollicitation (comportement et endommagement).

La théorie des poutres simples est adaptée aux poutres sandwiches, avec quelques modifications mineures. L'utilisation de cette théorie permet de trouver une méthode simple permettant de calculer la rigidité en flexion et en cisaillement, les contraintes dans les peaux et les contraintes de cisaillement dans l'âme [27].

Dans le cas général, la répartition des chargements, dans une structure sandwich, est décrite sur la (figure I.10). Pour simplifier l'étude, la poutre sandwich sera soumise à un moment de flexion  $M_x$ , un effort normal  $N_x$  et une force transversale  $T_z$  [28].

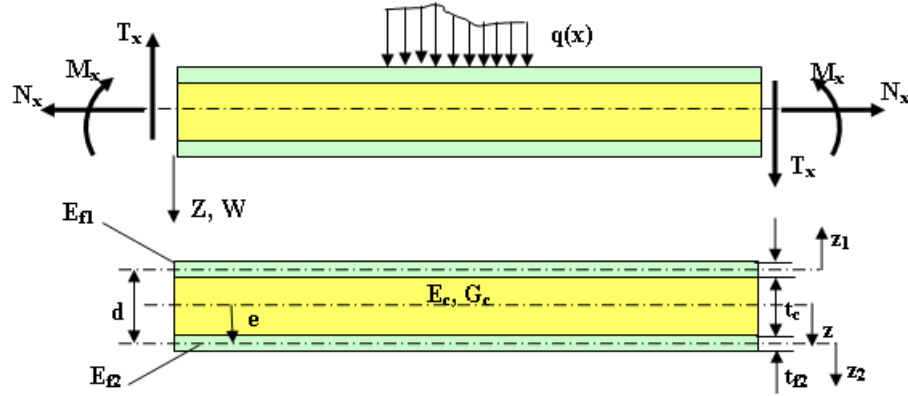


Figure I.10: Répartition des chargements dans une poutre sandwich dans le plan

Les indices « c » et « f » correspondent respectivement aux caractéristiques de l'âme (cœur) et des peaux (faces).

Supposant, dans un premier temps que la poutre est soumise à l'action d'un moment de flexion. La déformation, à une distance  $z$  de l'axe neutre du sandwich, est donnée par :

$$\varepsilon_x = \frac{M_x z}{D} \quad (1)$$

$D$  désigne la rigidité en flexion du sandwich [26] :

$$D = \int E z^2 dz = \frac{E_1 b t_1^3}{12} + \frac{E_2 b t_2^3}{12} + \frac{E_c b t_c^3}{12} + E_{f1} b t_{f1} (d - e)^2 + E_{f2} b t_{f2} e^2 + E_c b t_c \left( \frac{t_c + t_2}{2} - e \right)^2 \quad (2)$$

où  $E_f, E_c, t_c$  et  $t_f$  sont respectivement les modules d'Young en contrainte plane et les épaisseurs des peaux et du cœur.  $d$  est la distance séparant les plans moyens des peaux et  $b$  la largeur du panneau sandwich, figure(1). Dans le cas d'un sandwich à peaux fines, les deux premiers termes du second membre peuvent être négligés, et même le troisième et le sixième terme, pour une âme à module d'élasticité faible. Pour un sandwich symétrique (même épaisseur et matériau), dont les deux conditions citées sont satisfaites, l'équation (2) devient :

$$D = \int E z^2 dz = \frac{E_f b t_f^3}{6} + \frac{E_f b d^2}{2} + \frac{E_c b t_c^3}{12} \quad (3)$$

$$- \text{ si } \left(\frac{d}{t_f}\right)^2 \geq 100, \quad \text{ on néglige le premier terme} \quad (4)$$

$$- \text{ si } \left(\frac{6E_f t d^2}{G_c t_f^3}\right) \geq 100, \quad \text{ on néglige le troisième terme} \quad (5)$$

Le calcul de la rigidité en flexion est ainsi limité à :

$$D = \frac{E_f b d^2}{2} \quad (6)$$

Dans cette étude, la position de l'axe neutre vérifie la condition suivante :

$$\int \sigma_x dz = 0 \quad (7)$$

Pour une intégration sur la totalité de la section transversale, figure I.10, la rigidité est donnée par :

$$E_1 t_1 \left(\frac{t_1}{2} + t_c + \frac{t_2}{2}\right) + E_c t_c \left(\frac{t_c}{2} + \frac{t_2}{2}\right) = e[E_1 t_1 + E_c t_c + E_2 t_2] \quad (8)$$

Pour un sandwich symétrique (même peau pour un module d'élasticité élevé et faible épaisseur), la position de l'axe neutre est au milieu du cœur. Les contraintes de traction ou de compression dans les peaux peuvent être calculées en utilisant l'équation (1) :

$$\sigma_x = E \varepsilon_x = E \frac{M_x z}{D} \quad (9)$$

La contrainte de compression dans la peau supérieure est :

$$\sigma_1 = E_1 \frac{M_x (d-e)}{D} \approx - \frac{M_x}{t_f b d} \quad (10)$$

La contrainte de traction dans la peau inférieure est :

$$\sigma_2 = E_2 \frac{M_x e}{D} \approx + \frac{M_x}{t_f b d} \quad (11)$$

La contrainte de cisaillement est calculée en utilisant une définition plus générale de l'équation d'équilibre :

$$\sigma_{ij,j} = 0 \Rightarrow \frac{d\sigma}{dx} + \frac{\tau_{xz}}{dz} = 0 \Rightarrow \tau_{xz}(z) = \int_z^{(d+t_f/2)} \frac{d\sigma_x}{dx} dz \quad (12)$$

Sachant que  $\tau_{xz}$  est égale à zéro pour  $z = d/2 + t_f$  et en utilisant  $dM_x/dx = T_z$ , l'équation

(12) devient :

$$\tau = \frac{T_z}{D} \int_z^{(d+t_f/2)} E z dz = \frac{T_z B(z)}{D} \quad (13)$$

B(z) est le moment surfacique, d'ordre 1 donné par :

$$B(z) = \int_z^{(d+t_f/2)} E z dz \quad (14)$$

Les contraintes de cisaillement dans les peaux et l'âme sont calculées par :

- Dans la peau supérieure pour  $-d + e - \frac{t_1}{2} \leq z \leq -d + e + \frac{t_1}{2}$ .

$$\tau_1(z) = \frac{T_z}{D} \frac{E_1}{2} \left[ \left( d - e + \frac{t_1}{2} \right)^2 - z^2 \right] \quad (15)$$

- Dans la peau inférieure pour  $e - \frac{t_2}{2} \leq z \leq e + \frac{t_2}{2}$ .

$$\tau_2(z) = \frac{T_z}{D} \frac{E_2}{2} \left[ \left( e + \frac{t_2}{2} \right)^2 - z^2 \right] \quad (16)$$

- Dans l'âme pour  $-d + e - \frac{t_1}{2} \leq z \leq 0$ .

$$\tau_c(z) = \frac{T_z}{D} \left[ E_1 t_1 (d - e) + \frac{E_c}{2} \left\{ \left( d - e - \frac{t_1}{2} \right)^2 - z^2 \right\} \right] \quad (17)$$

- Dans l'âme pour  $0 \leq z \leq e - \frac{t_2}{2}$ .

$$\tau_c(z) = \frac{T_z}{D} \left[ E_2 t_2 e + \frac{E_c}{2} \left\{ \left( e - \frac{t_2}{2} \right)^2 - z^2 \right\} \right] \quad (18)$$

Pour un sandwich symétrique de même peau fine avec  $E_1 = E_2$ ,  $t_1 = t_2$  et  $e = d/2$  et une âme de faible module d'élasticité, la contrainte de cisaillement reste constante dans l'âme :

$$\tau_c = \frac{T_z}{bd} \quad (19)$$

La faible densité du matériau sandwich, composant le noyau et une contrainte de cisaillement plus ou moins constante dans la section transversale, fait que, dans toute analyse mécanique de ce type de structure, la prise en compte des déformations de cisaillement est primordiale. On peut admettre que la déformation est composée d'une contribution classique due à la flexion, notée  $w_f$ , et d'une autre due au cisaillement notée  $w_c$ . Pour une poutre sandwich de peaux fines, l'analyse mécanique est plus simple. On peut définir la courbure totale comme étant la contribution d'une flexion et d'un cisaillement :

$$\frac{d^2 W}{dx^2} = -\frac{M_x}{D} + \frac{1}{S} \frac{dT_z}{dx} \quad (20)$$

La rigidité en cisaillement S est donnée par la relation :

$$S = \frac{Gd^2}{k} \quad (21)$$

G est le module de cisaillement du cœur, d la distance entre les axes neutres du sandwich et k le facteur de cisaillement égal à 1,2 pour une section transversale rectangulaire homogène. La rigidité en cisaillement peut être calculée en utilisant l'équation d'équilibre énergétique [7].

Pour un sandwich de peaux fines  $t_{1,2} < t_c$  et de cœur de faible module élastique  $E_c < E_{1,2}$  cette rigidité est donnée par :

$$S = \frac{G_c b d^2}{t_c} \quad (22)$$

## I.6 COMPORTEMENT DES SANDWICHS EN FLEXION

Dans les structures sandwiches, les contraintes normales dans les peaux diminuent en fonction du carré de l'épaisseur de l'âme. Cela augmente très rapidement la rigidité en flexion de la structure. Les contraintes normales dues à la flexion se concentrent dans les peaux. L'âme a un rôle primordial dans la cohésion de l'ensemble : elle empêche en particulier le flambage des peaux.

La flexion induit des contraintes de traction dans la peau inférieure, de la compression dans la peau supérieure. Celles-ci ont tendance à se rapprocher de la fibre neutre (compression de l'âme) et s'éloigner (traction de l'âme). Le rôle du «cœur » d'une structure sandwich est donc de résister aux contraintes importantes d'arrachement, de compression et de cisaillement. Les structures sandwiches sont généralement chargées en flexion (traction-compression) ou en flambement. Les essais de flexion trois points ou quatre points sont largement utilisés pour la caractérisation du comportement et de l'endommagement. Il est donc convenable de connaître le comportement mécanique de l'âme et des peaux pour ces types de sollicitations. Les essais de flexion jouent un rôle beaucoup plus important dans les matériaux composites sandwichs que dans les métaux. L'essai de flexion est préférable à l'essai de traction. Il est beaucoup moins sensible aux amorces de ruptures provoquées par l'usinage des éprouvettes. Nous aborderons les cas de la flexion 3 points et 4 points, le dispositif expérimental et les essais effectués reposent sur ces sollicitations.

### I.6.1 Comportement des sandwichs en flexion trois points

L'essai de flexion trois points offre la possibilité d'étudier le comportement d'un matériau, privilégiant d'une part en flexion une rupture par contrainte normale  $\sigma_x$  due au

moment de flexion  $M_x$ , avec un effort tranchant  $T_z$  presque négligeable, et d'autre part en cisaillement, une rupture par contrainte de cisaillement  $\tau$  due à l'effort  $T_z$ ). Ceci est réalisé par l'adoption de conditions d'appuis fixées par la norme de l'élanement  $L/h$ . La contrainte ultime peut être due à la rupture en traction de la peau tendue ou à la rupture en compression de la peau comprimée, si l'élanement  $l/h$  est grand. Dans le cas contraire, l'éprouvette peut se fendre dans le plan médian sous l'effet des efforts tranchants. Les contraintes de poinçonnement, induites par le rouleau supérieur, risquent de provoquer une rupture prématurée en compression. Nos premiers essais reposent sur ce type de sollicitation (figure I.11).

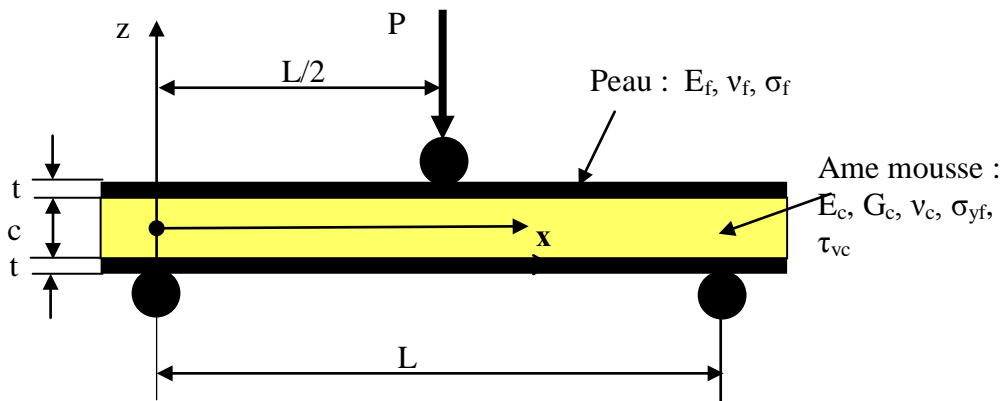


Figure I.11 : Poutre sandwichée chargée en flexion trois points

Dans ce cas de chargement central (figure I.11), le moment fléchissant vaut :

$$\text{Pour } 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad M = \frac{P}{2} x \quad (23)$$

$$\text{Pour } \frac{L}{2} \leq x \leq L \quad M = \frac{P(L-x)}{2} \quad (24)$$

$P$  étant la charge appliquée et  $x$  la distance par rapport à l'origine.

L'effort tranchant  $T_z$  :

$$\text{Pour } 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad T_z = -\frac{P}{2} \quad (25)$$

$$\text{Pour } \frac{L}{2} \leq x \leq L \quad T_z = \frac{P}{2} \quad (26)$$

- Les contraintes de traction ou de compression dans les deux peaux et l'âme du sandwich sont :

- Peaux



$$\sigma_p = \pm \frac{M_x}{t d b} \quad (27)$$

Le maximum étant obtenu pour  $x = \frac{l}{2}$  et  $z = \pm(\frac{c}{2} + t)$  ce qui donne :

$$\sigma_{p,max} = \pm \frac{P.L}{4.t.d.b} \quad (28)$$

- Ame

Nous obtenons pour  $x = \frac{l}{2}$  et  $z = \pm(\frac{t}{2})$  :

$$\sigma_c = \frac{2M_x}{E_f b.t.d} E_c \quad (29)$$

Les contraintes planes maximales dans le cœur sont :

$$\sigma_c = \pm \frac{PLc}{2.b.t.d} \frac{E_c}{E_f} \quad (30)$$

Pour une âme de faible module d'élasticité  $E_c \ll E_f$ , les contraintes planes dans le cœur sont presque négligeables devant celles des peaux. La (figure I.12) montre la répartition des contraintes planes dans une poutre sandwich soumise à une flexion 3 points.

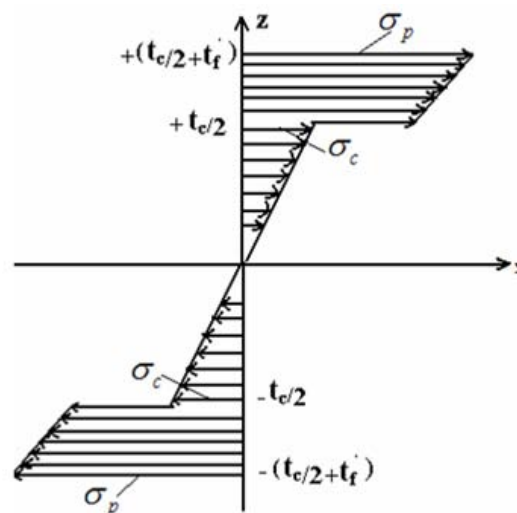


Figure I.12: Répartition des contraintes de flexion planes dans le cœur et les peaux du sandwich.

➤ Contraintes de cisaillement dans le cœur du sandwich :

Pour un sandwich symétrique, de peaux fines  $t \leq c$  et de cœur de faible module élastique  $E_c \leq E_f$ , soumis à la flexion trois points, les contraintes de cisaillement sont données par :

$$\tau_{max} \text{ est obtenue pour } z = \pm \frac{t}{2}$$

$$\tau_{c,max} = \pm \frac{P}{4D} (E_f \cdot t \cdot d) \quad (31)$$

L'expression de la rigidité en flexion D pouvait être réduite au second membre de son expression globale, on obtient :

$$\tau_{c,max} = \frac{P}{2b \cdot d} \quad (32)$$

Nous constatons que la répartition de  $\tau_{c,max}$  est constante dans l'épaisseur de l'âme (figure I.13).

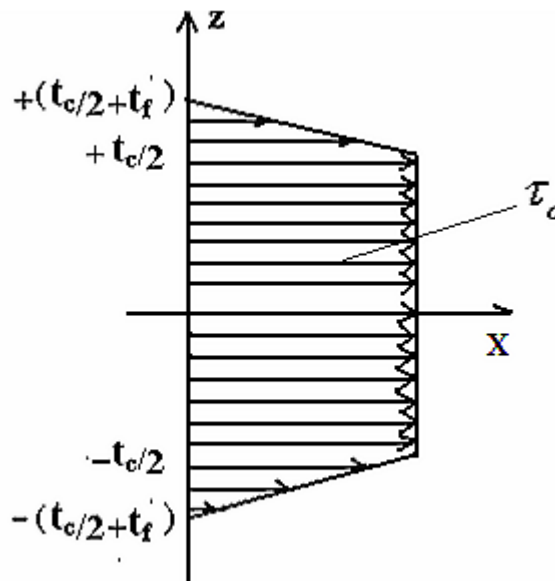


Figure I.13: Répartition des contraintes de cisaillement dans le cœur et les peaux du sandwich [29].

➤ Déformation en flexion et en cisaillement :

Si on observe une portion de la poutre soumise à la flexion (Figure I.14), nous constatons que les points a, b, c et d, qui étaient alignés avant le chargement (Figure I.14 a) ne le restent pas : les sections droites des peaux, par rapport à leur propre axe neutre restent droites, ce qui n'est pas le cas pour l'âme, qui subit une forte déformation en cisaillement.

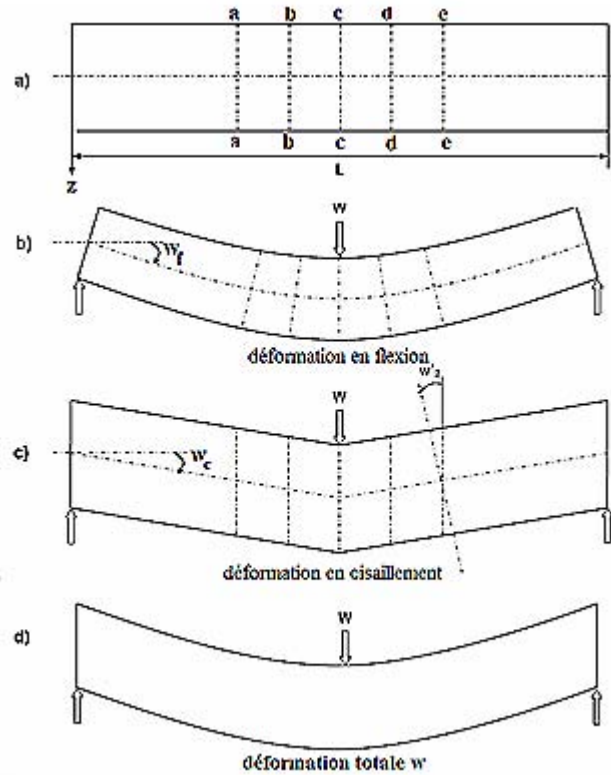


Figure I.14: Déformée d'une poutre en flexion et en cisaillement.

Pour une poutre sandwich, de flèche  $w$  au point de chargement est égale à la somme des flèches des peaux et du cœur [30] et [31].

$$w = w_f + w_c \quad (33)$$

Avec 
$$w_f = \frac{PL^3}{48D} \quad (34)$$

$$w_c = \frac{PL}{4S} \quad (35)$$

Soit 
$$w = w_f + w_c = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4S} \quad (36)$$

La méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement équivalent  $G_{\text{eq}}$  du matériau de l'âme du sandwich par des essais de flexion trois points est décrite comme suit [31] :

L'équation de la flèche  $w$  (36) pour une poutre sandwich au point de chargement est :

$$w = w_f + w_c = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4S} \quad \text{avec} \quad A = \frac{b d^2}{c}$$

On constate que la relation de la flèche  $w$ , d'une éprouvette sandwich de longueur  $L$ , est liée à la charge appliquée  $P$ , et à la rigidité en flexion  $D$  de la poutre.

La relation (36) s'écrit sous la forme suivante :  $y = aL^2 + b$  (37)

$$\text{On a : } \frac{W}{PL} = \frac{L^2}{48D} + \frac{1}{4AG} \quad (38)$$

$$\text{Avec : } y = \left(\frac{\Delta W}{\Delta P}\right) \frac{1}{L} \quad , \quad a = \frac{1}{48D} \quad \text{et} \quad b = \frac{1}{4AG}$$

Pour déterminer les paramètres (a) et (c), on effectue des essais de flexion trois points sur plusieurs éprouvettes, à différentes distances entre appuis  $L$  ( $L_1, L_2, L_3, \dots$ ). Les points de (y) calculés à partir de l'inverse de la pente ( $P/w$ ) des courbes d'essai sont tracés en fonction de  $L^2$ . Ensuite après le lissage de la courbe tracée, on détermine les paramètres (a) et (b). Enfin, Le module de cisaillement  $G_{\text{eq}}$  est calculé d'après la relation du paramètre (b). Un exemple est illustré par le graphe (Figure I.15).

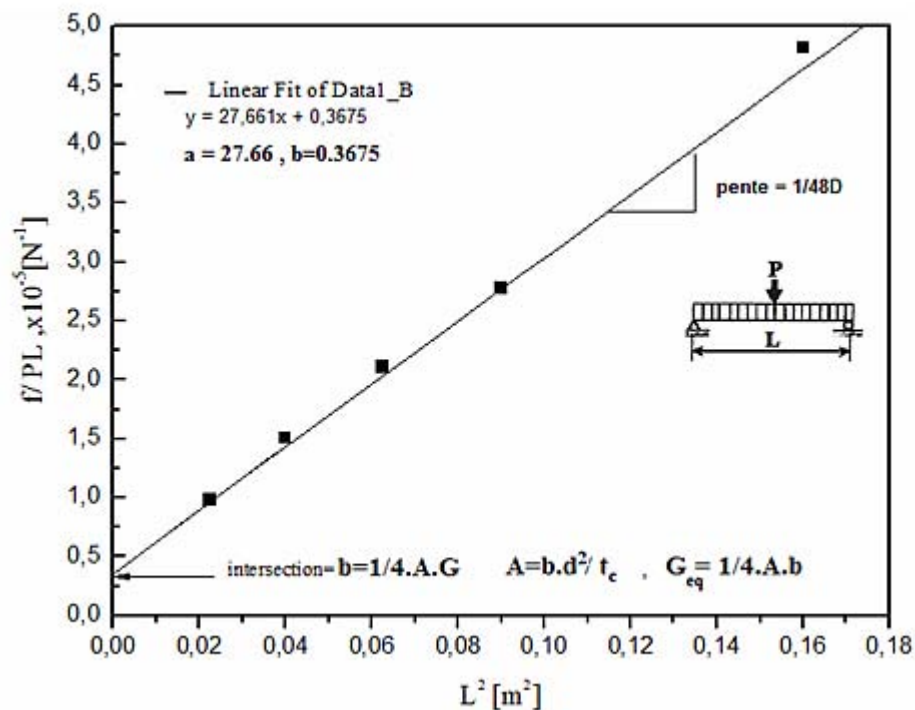


Figure I.15: Méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement  $G_{\text{eq}}$  [32] de l'âme du sandwich.

## I.6.2 Comportement des sandwichs en flexion quatre points

L'essai de flexion 4 points (Figure I.16) est un essai fondamental. Il a prouvé une efficacité dans l'étude de la rupture par cisaillement des structures sandwich. Son intérêt

essentiel, réside dans le fait que dans la région entre appuis interne et externe, l'effort tranchant est constant et est égal à  $P$ . Ceci s'explique par des considérations de géométrie et de matériaux. Le cisaillement est approximativement constant sur une grande partie de la poutre. L'avantage inhérent de l'essai de flexion quatre points est l'absence de concentration de contrainte aux points d'application de la charge (entre appuis intérieurs).

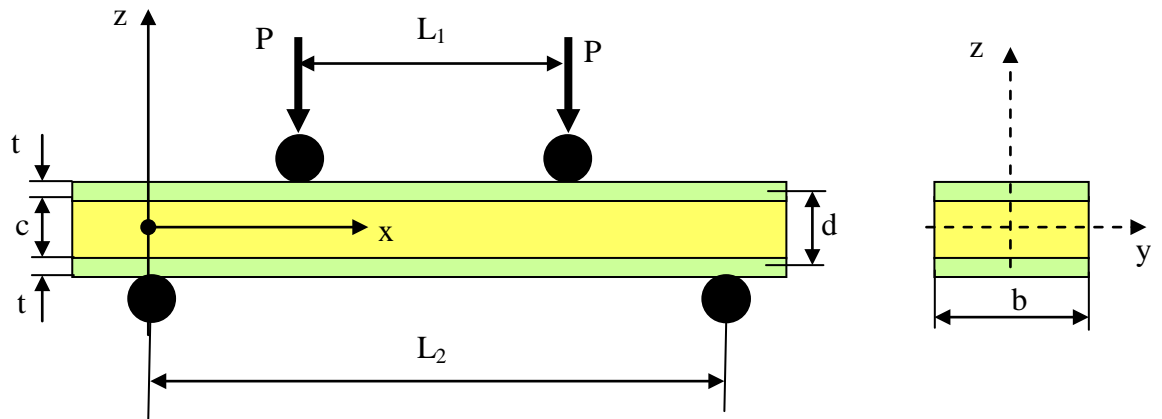


Figure I.16: Poutre sandwich chargée en flexion quatre points.

Contraintes et déformation en flexion 4 points :

1) Contraintes dans le sandwich :

Dans les peaux : 
$$\sigma_{p,max} = \frac{P_{max} (L_2 - L_1)}{2t \cdot b \cdot d} \quad (39)$$

Dans l'âme : 
$$\tau_{c,max} = \frac{P}{b \cdot d} \quad (40)$$

2) Rigidité en flexion :

$$D \approx \frac{E b t d^2}{2} \quad (41)$$

3) Rigidité en cisaillement :

$$S = \frac{G_c b d^2}{c} \quad (42)$$

4) Les déformations en flexion dans le sandwich

Le déplacement  $w$ , au point de chargement  $\frac{L_2}{2}$ , est :

$$W = \frac{P}{b} \left( \frac{11L_2^3}{768D} + \frac{L_2}{8S} \right) \quad (43)$$

Le déplacement  $w$  au point de chargement  $\frac{L_2-L_1}{2}$  est :

$$W\left(\frac{L_2-L_1}{2}\right) = \frac{P(L_2-L_1)^2(L_2-2L_1)}{24D} + \frac{P(L_2-L_1)}{2S} \quad (44)$$

La déformation en flexion des peaux  $\varepsilon_p$  est :

$$\varepsilon_p = \frac{P(L_2-L_1)h}{4D} \quad \text{Avec : } h = t_f + t_c \quad (45)$$

La déformation en cisaillement  $\gamma_c$  du cœur est :

$$\gamma_{c,max} = \frac{P_{max}}{G_c b d} \quad (46)$$

La (Figure I.17) illustre les diagrammes de l'effort tranchant et du moment de flexion suivant la longueur  $L$ .

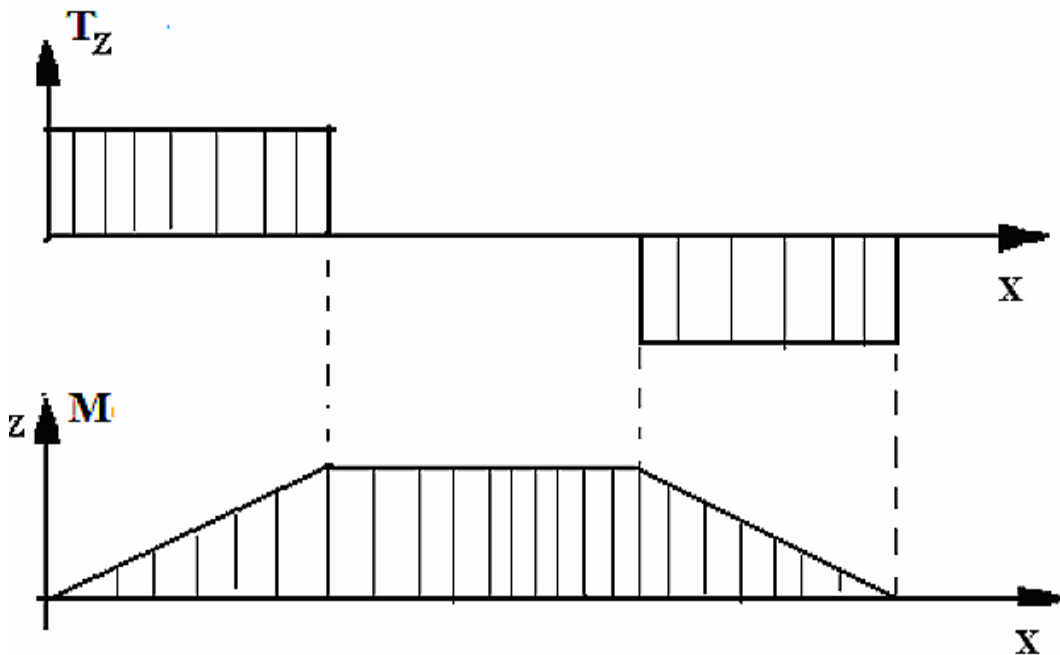


Figure I.17: Diagramme de l'effort tranchant  $T_z(x)$  et du moment de flexion  $M(x)$ .

## 1.7. FATIGUE ET MECANISMES D'ENDOMMAGEMENT DES COMPOSITES

La fatigue est définie comme une dégradation de l'intégrité d'une pièce sous l'effet de sollicitations extérieures variables au cours du temps. Ces sollicitations externes sont souvent d'origine mécanique mais peuvent prendre d'autres formes comme l'effet thermique ou l'effet de l'humidité. La bonne tenue d'une pièce est souvent mesurée à l'aide de propriétés

mécaniques telles que la raideur et la résistance. La perte de raideur peut créer une instabilité dans la structure du matériau et la perte de la résistance est directement liée à la défaillance du composant. Une telle défaillance de la pièce peut survenir à un très faible niveau de contrainte après application d'un nombre important de cycle.

En comparaison avec les métaux, les matériaux composites modernes possèdent une plus grande limite de résistance à la fatigue et à la corrosion. L'endommagement dû à la fatigue dans un matériau composite est très complexe. La conséquence de cet endommagement est qu'un matériau composite ne se rompe pas après la formation d'une seule fissure macroscopique mais à cause d'une série d'endommagement plus au moins indépendants les uns des autres. La fatigue dans les matériaux composites est donc provoquée par le cumul de dommage qui sont créés et propagent durant la sollicitation cyclique et l'exposition de l'environnement.

En fatigue, même pour un chargement très inférieur à la résistance à la rupture en statique, une chute progressive des caractéristiques due à l'endommagement est observée. La dégradation des propriétés peut dépendre, en partie, des défauts initiaux (inclusions, bulles d'air) lors de la fabrication des composite [33].

### **I.7.1 Etude expérimentale de l'essai de fatigue**

Les structures sont souvent soumises à des sollicitations variables dans le temps à des fréquences déterminées. Pour caractériser le matériau en fatigue, nous soumettons la structure à des sollicitations imposées. La forme du cycle est définie par le rapport  $R$  du chargement. Ce dernier est exprimé en fonction du chargement maximal et du minimal imposé à la structure. Suivant le mode de pilotage, ce rapport peut être exprimé en déplacement (déformation) ou en effort (contrainte). Les machines électrohydrauliques asservies (large gamme de fréquences et de formes des cycles de charge) sont les plus utilisées pour les essais de fatigue.

Le rapport  $R$  est égal :

$$R = \frac{P_{min}}{P_{max}} \quad \text{ou} \quad R = \frac{d_{min}}{d_{max}} \quad (47)$$

Le phénomène de fatigue se caractérise par la charge appliquée. Cette charge est définie par l'amplitude maximale atteinte au cours d'un cycle ( $P_{max}$ ), par le rapport du chargement  $R$ , par la valeur moyenne de la contrainte :

$$P_{moy} = \left| \frac{P_{max} + P_{min}}{2} \right| \quad (48)$$

et la composante alternative :

$$P_a = \left| \frac{P_{max} - P_{min}}{2} \right| \quad (49)$$

Selon les valeurs alternatives de  $P_a$  et  $P_{moy}$ , on distingue :

- $R = -1$ ,  $P_{moy} = 0$  correspond à essai sous sollicitation alternée symétrique (Figure I.18 a).
- $-1 < R < 0$ ,  $0 < P_{moy} < P_a$  correspond à essai sous sollicitation alternée dissymétrique (Figure I.18b).
- $R = 0$ ,  $P_{moy} = P_a$ ,  $P_{min} = 0$  correspond à un essai sous sollicitation répétée (Figure I.18 c).
- $0 < R < 1$ ,  $P_{moy} > P_a$  correspond à un essai sous sollicitation ondulée en traction ou en compression (Figure I.18 d).

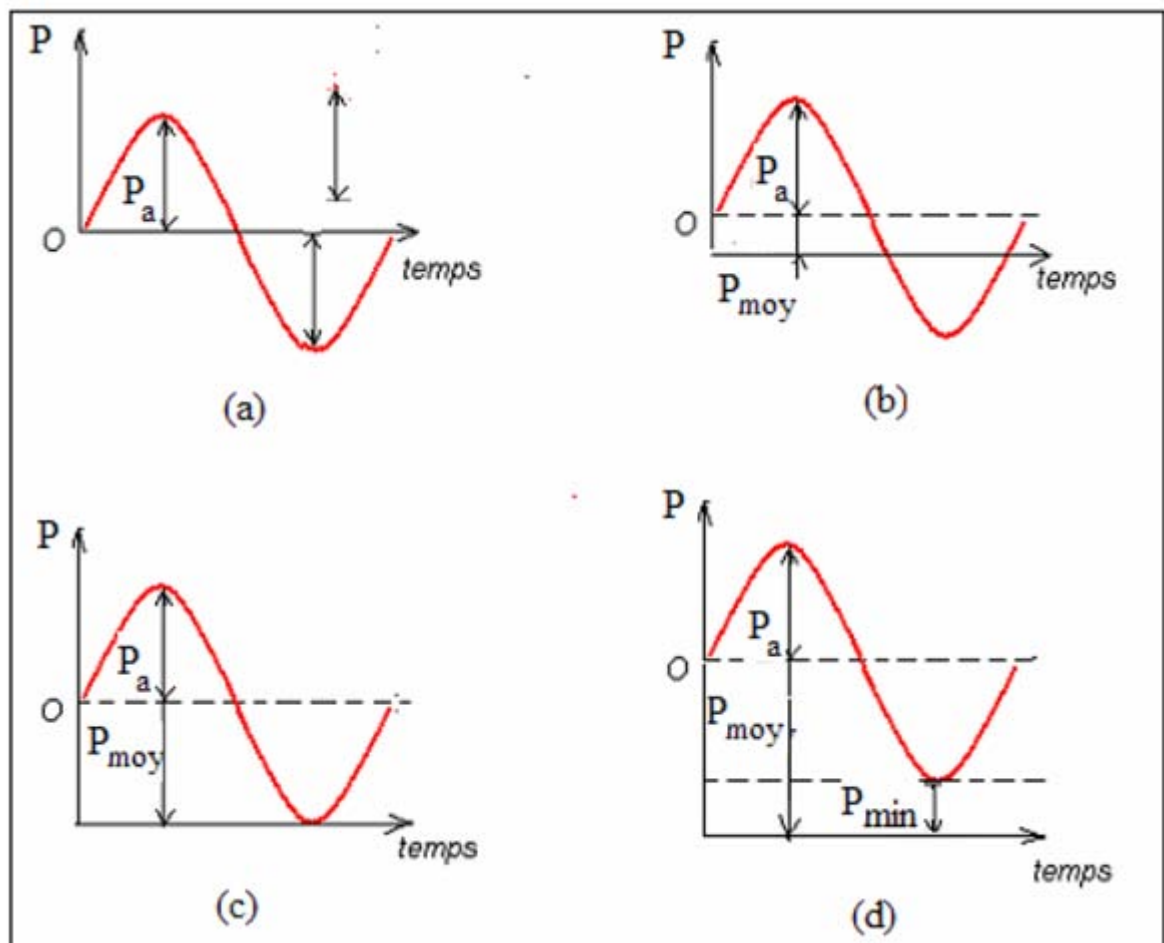


Figure I.18: Caractéristiques des cycles de chargement.



### I.7.2 Mode opératoire de l'essai de fatigue

L'ensemble des résultats obtenus de l'essai qui consiste à solliciter plusieurs éprouvettes à des cycles d'efforts périodiques, de fréquence constante, et pour différents niveaux de charge. L'essai de fatigue le plus simple consiste à soumettre chaque éprouvette à des cycles d'efforts périodiques, d'amplitude maximale et de fréquence constantes, et à noter le nombre de cycles  $N_R$  au bout duquel la rupture se produit. On reporte ce nombre  $N_R$ , en général sur une échelle logarithmique, en fonction de la contrainte maximale des cycles. À chaque éprouvette correspond un point du plan  $(\sigma, N_R)$  et, à partir d'un lot d'éprouvettes soumises à des contraintes maximales différentes, on obtient une courbe qui a l'allure de celle représentée sur la (Figure I.19). Sur cette courbe, connue sous les noms de **courbe de Wöhler** et **courbe S-N** (Stress-Number of cycles), on peut distinguer en général trois domaines [34] :

- zone de fatigue plastique oligocyclique, sous forte contrainte ; la rupture survient après un très petit nombre d'alternances et est précédée d'une déformation plastique notable ;
- zone de fatigue ou d'endurance limitée, où la rupture est atteinte après un nombre limité de cycles, nombre qui croît quand la contrainte décroît ;
- zone d'endurance illimitée ou zone de sécurité, sous faible contrainte, pour laquelle la rupture ne se produit pas avant un nombre  $N$  donné de cycles :  $10^7$ ,  $3 \times 10^7$  et même  $10^8$  ou  $10^9$ , supérieur à la durée de vie envisagée pour la pièce.

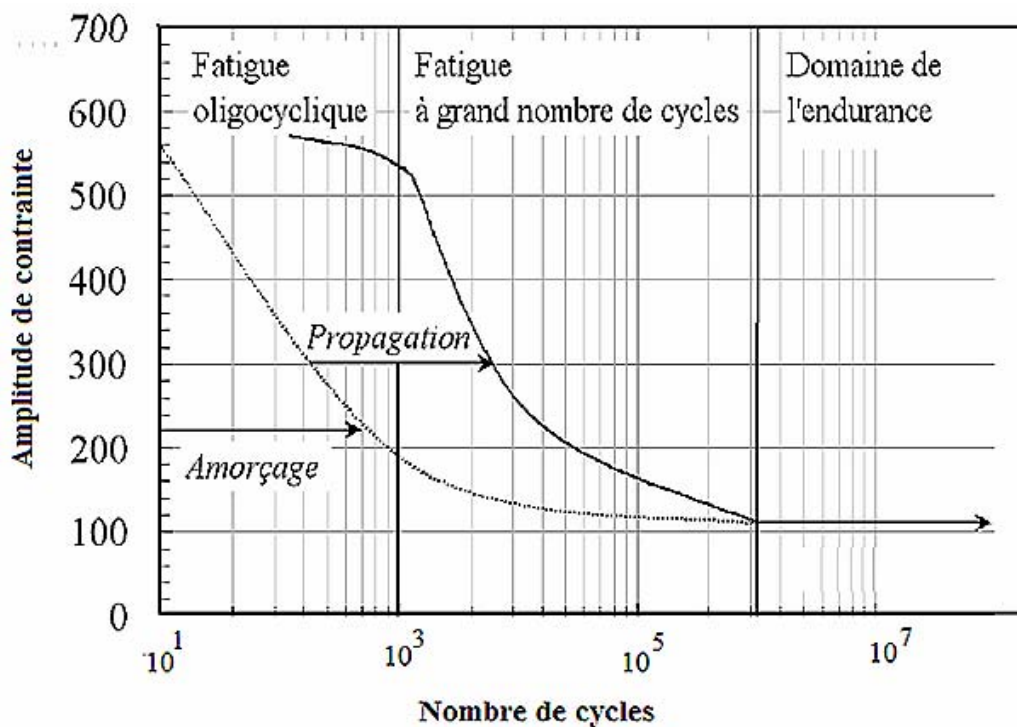


Figure I.19: Diagramme d'endurance et courbe de Wöhler.

### I.7.3. Modélisation de l'endommagement des matériaux mousse

A chaque type de rupture des matériaux composites sandwichs correspond un modèle d'endommagement bien spécifique. De nombreuses propriétés peuvent être utilisées pour identifier l'endommagement (Module d'élasticité, module de cisaillement, flèche, densité, ductilité en compression, dureté, limite d'endurance en fatigue et énergie dissipée dans la boucle d'hystérésis).

L'endommagement par fatigue des composites, en général y compris les sandwichs, est souvent modélisé par deux approches (approche de la résistance résiduelle ou approche de la dégradation de rigidité). La résistance résiduelle est déterminée à partir d'un essai statique et un chargement cyclique. Une série d'essais est nécessaires pour déterminer une seule courbe. Une distribution statistique des contraintes déterminées à partir des essais statiques jusqu'à rupture, est souvent utilisée pour relier la dispersion statique à la dispersion des contraintes résiduelles de fatigue [34, 35]. Cette hypothèse semble être valable pour une large gamme de matières plastiques renforcées de fibres où la dispersion dans les données sur la fatigue est due principalement aux variations de la résistance statique, à condition que le mode de défaillance reste inchangé [34].

Les méthodes de dégradation de la rigidité ont l'avantage de permettre une mesure efficace au cours de la fatigue cyclique sans destruction de l'échantillon, de sorte que la courbe de dégradation de la rigidité peut être obtenue à partir d'un seul essai. Un plus petit nombre de spécimens sont nécessaires, et la moyenne des résultats est utilisée au lieu d'une analyse statistique. Cependant la rigidité peut être définie de différentes manières. Habituellement, elle est considérée comme un module qui définit la réduction de la rigidité qui peut être mesurée sur la partie linéaire de la courbe contrainte déformation à différents nombre de cycle. *Yang et al.* [36] ont supposé que la vitesse de dégradation est une fonction puissance du nombre de cycle  $n$ . *Hwang et Han* [37] a présenté un modèle basé sur le concept de module de fatigue. Au cours de la fatigue cyclique, Le changement de la courbe contrainte/déformation, entraîne une réduction du module de fatigue. Cette solution est applicable dans le cas où la rupture est dominée par le cisaillement du cœur du sandwich. Le modèle est donc plus approprié pour décrire le comportement en fatigue des mousses polymères.

#### **1.7.4. Mécanique de l'endommagement**

L'endommagement évolue au cours du chargement et au cours du temps. La maîtrise de sa loi d'évolution est essentielle pour connaître la fraction non endommagée restante, et donc la capacité de résistance ou la durée de vie résiduelle du matériau ou de la structure. L'endommagement des propriétés mécaniques est sensible à l'amplitude de chargement, à sa direction ou à sa durée. Toute modification de ces paramètres conduit à un changement de la loi d'évolution de l'endommagement.

La mécanique de l'endommagement est l'étude, au travers de variables mécaniques, des mécanismes mis en jeu dans la détérioration d'un matériau soumis à un chargement. Cette détérioration peut être décrite schématiquement par trois phases, une première phase de formation de nouveaux défauts ponctuels, une deuxième phase de microfissuration générée par les défauts ponctuels, et une dernière phase correspondant à la croissance des microfissures par décohésion pour des réunir en une microfissure qui constitue l'amorçage d'une fissure.

Pour rendre compte de cette détérioration jusqu'à sa phase ultime de rupture, en vue d'une prévision phénoménologique par calculs, il est intéressant d'introduire une variable d'endommagement qui vient s'ajouter aux variables classiques du comportement des solides : déformations et contraintes

La première approche sur la notion de l'endommagement remonte à 1958 où *Kachanov* [38] puis *Rabotnov en 1968* [39] ont introduit la notion de contrainte effective et une loi d'évolution d'une variable endommagement. Elle est représentée par une variable scalaire  $D$ . Cette notion a été reprise dans les années 1970 [40, 41, 42, 43, 44], et étendue au cas de la rupture ductile et de la rupture par fatigue. La variable  $D$  traduit l'état de dégradation des propriétés macroscopique (niveau d'endommagement) au sein du matériau.

## I.8. ASPECTS PHENOMENOLOGIQUES DE L'ENDOMMAGEMENT

### I.8.1. Représentation mécanique de l'endommagement

La propriété dont la détérioration sert d'indicateur de l'endommagement est appelée paramètre d'endommagement. De nombreuses propriétés peuvent être utilisées comme paramètre d'endommagement que ce soit des propriétés microstructurales, physiques ou mécaniques.

La théorie de *Kachanov* [9] considère que la perte de rigidité du matériau est le paramètre d'endommagement. Le même aspect particulier de l'endommagement a été repris par *Lemaître et Chaboche* [43].

L'endommagement représenté par le paramètre  $D$  a le sens physique d'un affaiblissement de section ou de volume résistant par développement de microfissures et micro-défauts. Un endommagement est dit isotrope si l'orientation des microfissures et défauts est distribués uniformément dans toutes les directions. Dans ce cas, la valeur de la variable d'endommagement ne dépend pas de l'orientation. Cette variable est définie selon *Kachanov* :

$$D = \frac{S_D}{S} = \frac{S - \tilde{S}}{S} \quad (50)$$

Avec :  $S_D$  : Surface endommagée,

$S$  : Surface usuelle de l'intersection du plan avec l'élément de volume,

$\tilde{S}$  : Surface sans les microfissures et défauts.

### I.8.2 Concept de la contrainte effective

L'application de la relation (40) pose une très grande difficulté pratique par la mesure de la variation de surface. Pour palier cette difficulté, J. Lemaitre a développé une méthode qui consiste à mesurer l'endommagement en supposant que les matériaux endommagés se comportent de façon élastique.

La notion de contrainte effective indique la contrainte rapportée à la section qui résiste effectivement aux efforts, à savoir ( $S - S_D$ ).

$$\tilde{S} = S - S_D = S(1 - D)$$

D'où l'expression de la contrainte effective :

$$\tilde{\sigma} = \frac{\sigma}{1-D} \quad (51)$$

Avec :  $\sigma$  : Contrainte macroscopique usuelle,

$\tilde{\sigma}$  : Contrainte effective.

Le cas tridimensionnel général est fort complexe, car l'opérateur endommagement, qui fait passer de la contrainte usuelle à la contrainte effective, est tensoriel d'un ordre qui peut être différent selon les définitions adoptées [45]. L'endommagement isotrope tridimensionnel est représenté par le scalaire  $D$  et le tenseur des contraintes effectives  $\tilde{\sigma}_{ij}$  défini par :

$$\tilde{\sigma}_{ij} = \frac{\sigma_{ij}}{1-D} \quad (52)$$

### I.8.3 Principe d'équivalence des déformations [15]

L'utilisation de la notion de contrainte effective repose sur l'hypothèse suivante : les relations de comportement du matériau endommagé s'écrivent sous la même forme que les matériaux vierges, en remplaçant seulement les contraintes par les contraintes effectives.

La loi d'élasticité linéaire unidimensionnelle d'un matériau endommagé s'écrit :

$$\varepsilon_e = \frac{\tilde{\sigma}}{E} = \frac{\sigma}{E(1-D)} \quad (53)$$

Le module d'élasticité du matériau endommagé est défini :

$$\tilde{E} = \frac{\sigma}{\varepsilon_e} = E(1 - D) \quad (54)$$

L'endommagement est donc couplé, dans cette approche, à la perte de rigidité du matériau. La (Figure I.20) montre un exemple de variation du module d'élasticité lors d'un endommagement ductile [44].

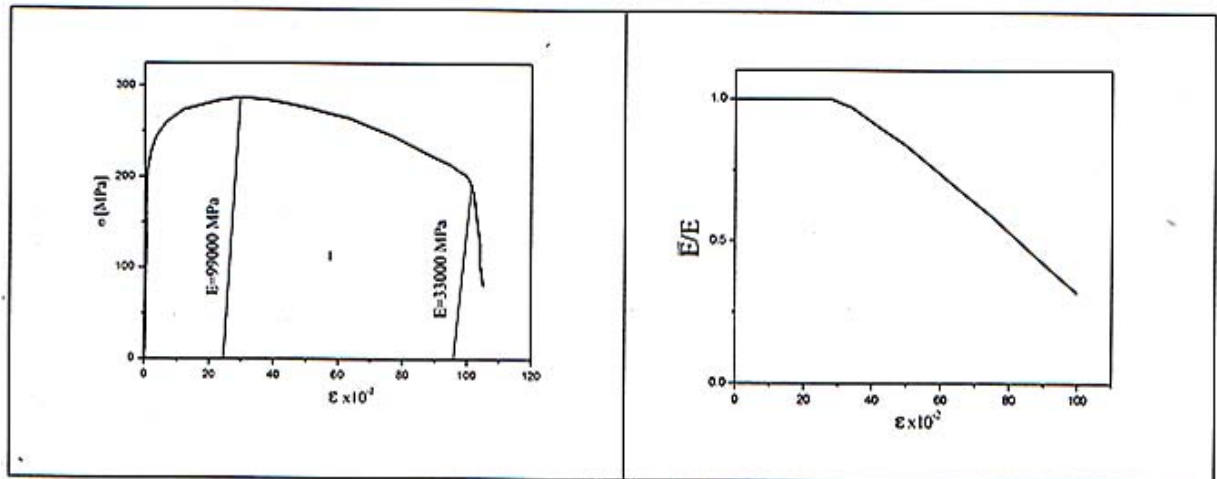


Figure I.20 : Variation du module d'élasticité avec l'endommagement pour le cuivre 99,9% [44]

#### I.8.4 .Mesures d'endommagement

Aux variables classiques du comportement des solides : déformations et contraintes, correspondent des moyens d'observation et de mesure qui en font des variables concrètes. Il n'en est pas de même pour l'endommagement non directement accessible aux mesures.

La quantification de la variable d'endommagement n'est pas aisée. Il n'est pas simple de passer de l'observation microscopique qualitative des microfissures au sein de toute la matière, à une mesure qui quantifierait l'endommagement. Pour cela, cette mesure passe indubitablement par des méthodes indirectes, nécessitant l'évaluation de certains paramètres physiques du matériau (tels que le module d'Young, la densité, ...) au cours de l'endommagement. La variation de ces paramètres physique est liée à la variation d'endommagement.

#### I.8.5 Mesures directes ou microstructurales de l'endommagement

##### a) Mesure des surfaces fissurées [44, 45]

La mesure directe consiste à évaluer la totalité des surfaces fissurées SD se trouvant dans la surface S. L'observation est réalisée sur un faciès de rupture à l'aide d'un microscope, et l'évaluation des surfaces fissurées déterminées de façon approximative. La méthode est destructive et difficile à mettre en pratique.

Les microfissures n'étant pas réparties de manière homogène, le plan d'observation peut ne pas contenir de micro-défaut ou seulement des lignes représentant l'intersection des microfissures avec le plan d'observation. L'endommagement peut être déterminé en supposant que les microfissures sont de forme carrée :

$$D \cong \frac{\sum a_i^2}{S} \quad (55)$$

$a_i$  : longueurs des fissures (supposées de surface carrées).

### **b) Mesure de la longueur cumulée des microfissures**

Le processus de fatigue s'accompagne très rapidement de la création de nombreuses microfissures en surfaces. Au cours de la durée de vie du matériau, le nombre et la longueur des microfissures augmente durant la période appelée stade I (figure I.21).

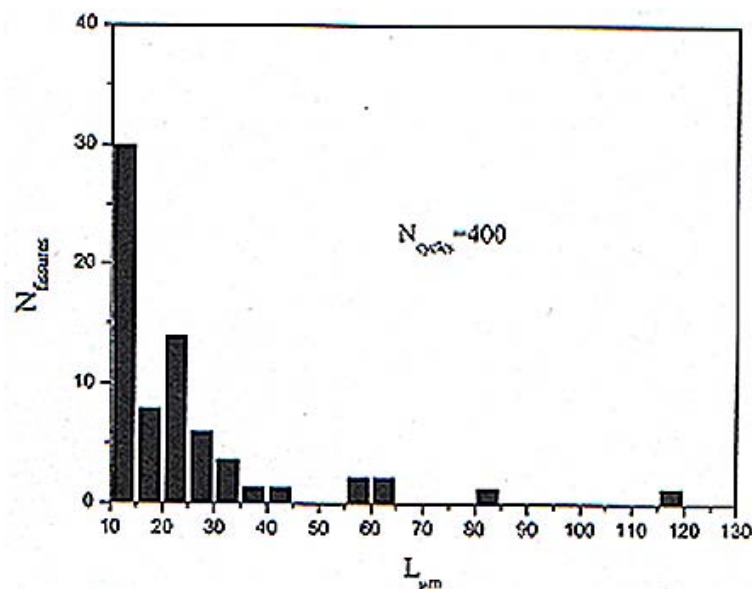


Figure I.21 : Histogramme des longueurs de microfissures (Acier à rotor, Nombre de cycles 400) [45]

Lorsque la plus grande des microfissures dépasse une certaine taille, de l'ordre de quelques distances inter granulaires, elle continue de s'accroître seule en prenant la totalité de l'énergie

élastique stockée pour sa propagation, c'est le stade II du phénomène de fatigue. Un exemple d'histogramme de longueur de fissure relatif à un essai de fatigue oligocyclique sur acier à rotor est présenté dans la (Figure I.20). Sur la (Figure I.21) est reportée la longueur de fissure  $L_c$  cumulée en fonction du nombre de cycles appliqué. Dans ce cas l'endommagement est défini par :

$$D = \frac{L_{c,i}}{L_{c,r}} \quad (56)$$

Où  $L_{c,i}$  est la longueur cumulée des microfissures au  $i^{\text{ème}}$  cycle ;  $L_{c,r}$ , celle de la rupture finale.

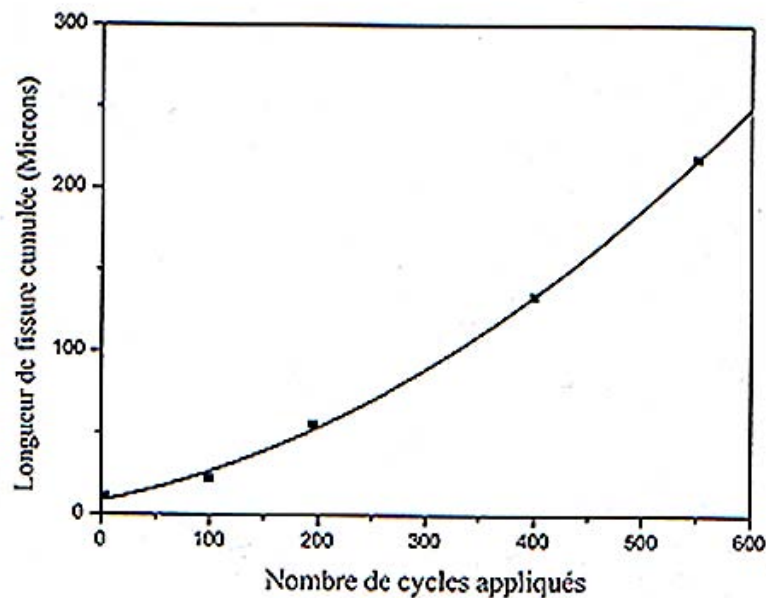


Figure I.22: Evolution de la longueur cumulée de microfissures de fatigue En fonction du nombre de cycles appliqués.

### I.8.6. Evolution des propriétés mécaniques et physiques choisies comme paramètres d'endommagement

De nombreuses propriétés mécaniques ont été utilisées pour mesurer l'évolution de l'endommagement au cours d'un chargement statique ou cyclique :

- Le module d'élasticité,
- La ductilité en compression,
- La dureté,
- La limite d'endurance en fatigue,
- L'énergie dissipée dans la boucle d'hystérésis, etc.



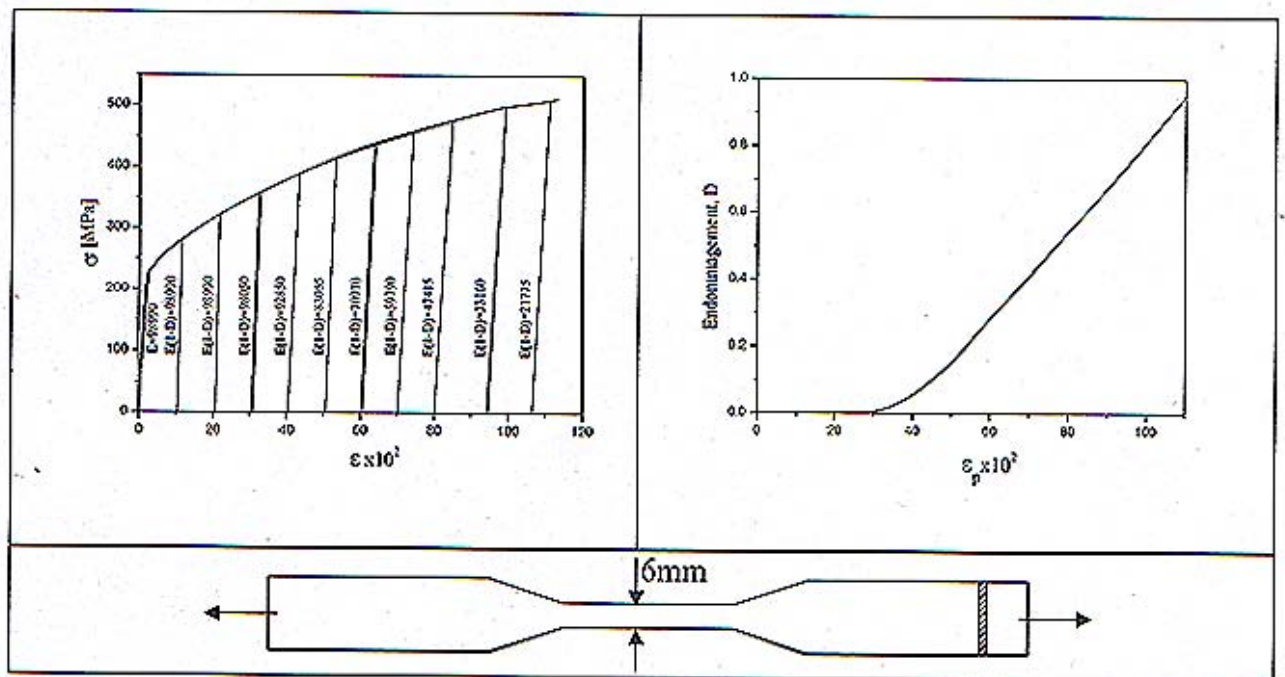
Certains paramètres mettent en évidence l'évolution de l'endommagement en début de vie, d'autres en fin de vie. De façon générale, la loi d'évolution de l'endommagement dépend du paramètre indicateur utilisé.

### I.8.6.1 Mesure basée sur la variation du module d'élasticité [43, 45]

La méthode est indirecte et repose sur l'influence de l'endommagement sur l'élasticité à travers l'état de couplage déformation - endommagement. Ce dernier permet de quantifier la variable d'endommagement en utilisant la variation du module de Young. L'expression de l'endommagement à partir de cette variation est :

$$D = 1 - \frac{\tilde{E}}{E} \quad (57)$$

$\tilde{E}$ , représentant le module d'élasticité du matériau endommagé, est mesuré lors des déchargements à partir des courbes  $\sigma = f(\varepsilon)$ . Deux exemples sur les (Figures I.22 et I.23) indiquent l'évolution du paramètre d'endommagement D respectivement en traction et en compression.



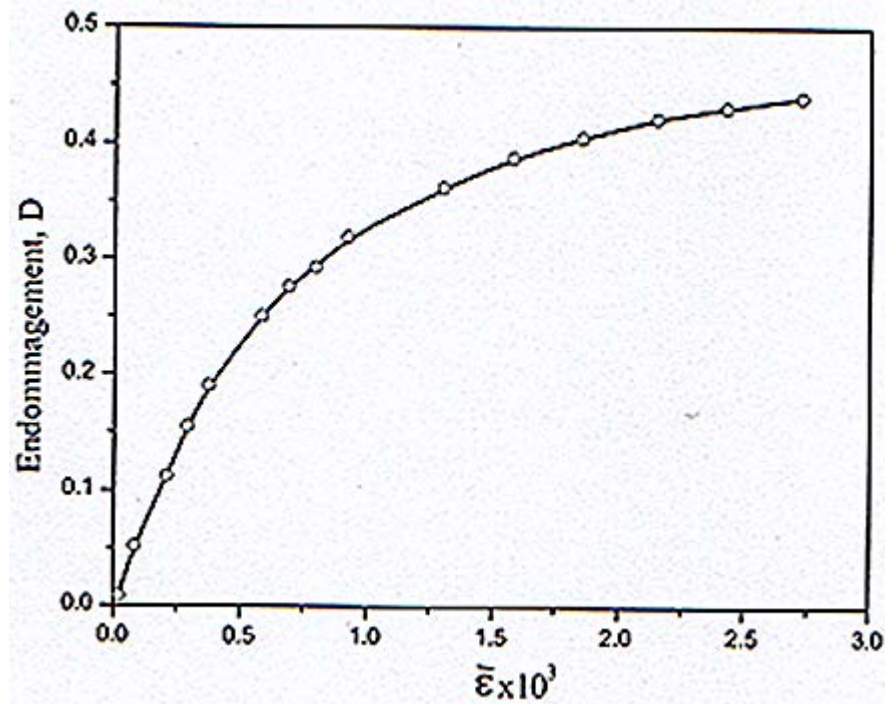


Figure I.24 : Evolution de l'endommagement fragile du béton en compression [43, 44].

### I.8.6.2. Evolution de la vitesse de propagation des ondes ultrasonores [43, 44].

En dynamique et en propagation d'ondes ultrasonores, pour des fréquences dépassant 200 kHz, la vitesse d'onde longitudinale  $v_L$  et la vitesse transversale  $v_T$  dans un cylindre élastique isotrope sont :

$$v_L^2 = \frac{E}{\rho} \frac{1-\nu}{(1-\nu)(1-2\nu)} \quad , \quad v_T^2 = \frac{E}{\rho} \frac{1}{2(1+\nu)} \quad (58)$$

Sachant que :  $\rho$  - densité volumique, E : module d'Young et  $\nu$  : coefficient de poisson.

La mesure de la vitesse d'onde longitudinale d'un matériau endommagé donne :

$$\tilde{v}_L^2 = \frac{\tilde{E}}{\tilde{\rho}} \frac{1-\nu}{(1-\nu)(1-2\nu)} \quad (59)$$

$\tilde{E}$  et  $\tilde{\rho}$ , représentent respectivement le module d'élasticité et la densité volumique du matériau endommagé

Pour des dommages mettant en jeu principalement des microfissures et de petits micro-défauts ( $\frac{\tilde{\rho}}{\rho} \cong 1$ ), l'endommagement d'exprime :

$$D = 1 - \frac{\tilde{v}_L^2}{v_L^2} \quad (60)$$

### I.8.6.3 Mesure basée sur la variation de la densité [44]

Cette méthode est utilisée dans le cas d'un endommagement ductile, où les défauts sont considérés de forme sphérique. Cela induit que le volume augmente avec les dommages. La diminution de la densité correspondante est mesurée par des appareils utilisant le principe d'Archimède.

### I.8.6.4 Mesure basée sur l'émission acoustique [46]

L'endommagement peut être mesuré par l'utilisation de la technique d'émission acoustique et cela grâce à un capteur piézo-électrique mis sur le matériau pour « écouter » et comptabiliser les bruits relatifs aux dommages produit par l'amorçage des fissures.

$$D = \frac{C_i}{C_r} \quad (61)$$

### I.8.6.5 Mesure basée sur la variation de la flèche d'une poutre chargée en flexion [47]

La mesure de l'endommagement d'une poutre en bois, soumise à la flexion en fluage, en introduisant dans l'expression du paramètre de dommage la flèche de la poutre, Kirsh [47] a montré que :

$$D = \frac{f_i - f_0}{f_r - f_0} \quad (62)$$

$f_i$  : Flèche à l'instant  $t_i$ ,

$f_r$  : Flèche à la rupture,

$f_0$  : Flèche à l'instant  $t = 0$ .

### I.8.6.7 Lois d'endommagement de fatigue

Les lois d'évolution de l'endommagement en fonction de la durée de vie sont diverses et peuvent être classées en lois linéaires et non-linéaires.

#### Loi linéaire de Miner [43]

Cette loi d'évolution est la plus utilisée, bien que l'évolution de l'endommagement soit rarement linéaire. La (Figure I.24) présente deux types d'évolution de l'endommagement en fonction de la fraction de vie, l'un linéaire et l'autre non linéaire.

$$dD = C_1 \cdot dN \quad (63)$$

Avec comme conditions aux limites :  $D = 0$  pour  $N = 0$  et  $D = 1$  pour  $N = N_R$ .

La constante  $C_1$  vaut :

$$C_1 = \frac{1}{N_R} \quad (64)$$

$N_R$  est le nombre de cycles à rupture.

L'endommagement  $D$  s'écrit :

$$D_i = \frac{N_i}{N_R} = \beta \quad (65)$$

Avec  $\beta$  : durée de vie.

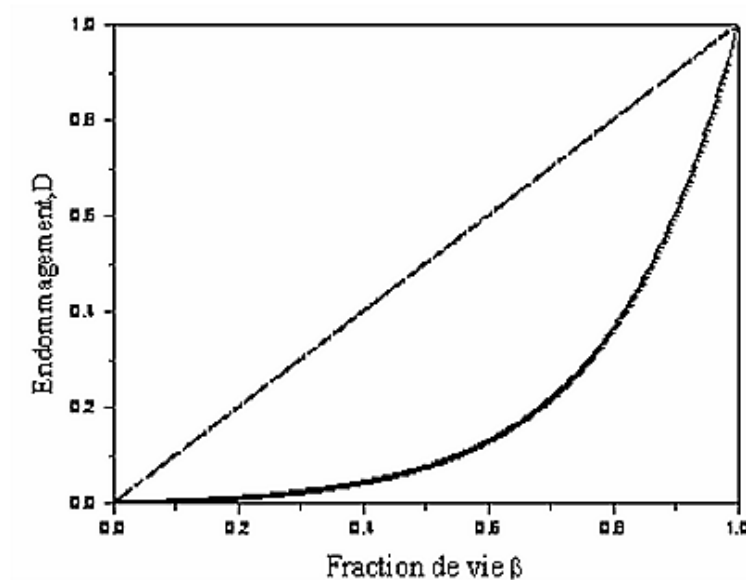


Figure I.25 : Evolution linéaire et non linéaire de l'endommagement en fonction de la fraction de vie.

✚ *Loi de Corten Dolan [48]*

Cette loi d'évolution de l'endommagement est non linéaire.  $D$  est une fonction puissance de la fraction de vie (Figure I.25.). L'exposant de cette fraction dépend du matériau utilisé et du niveau de chargement.

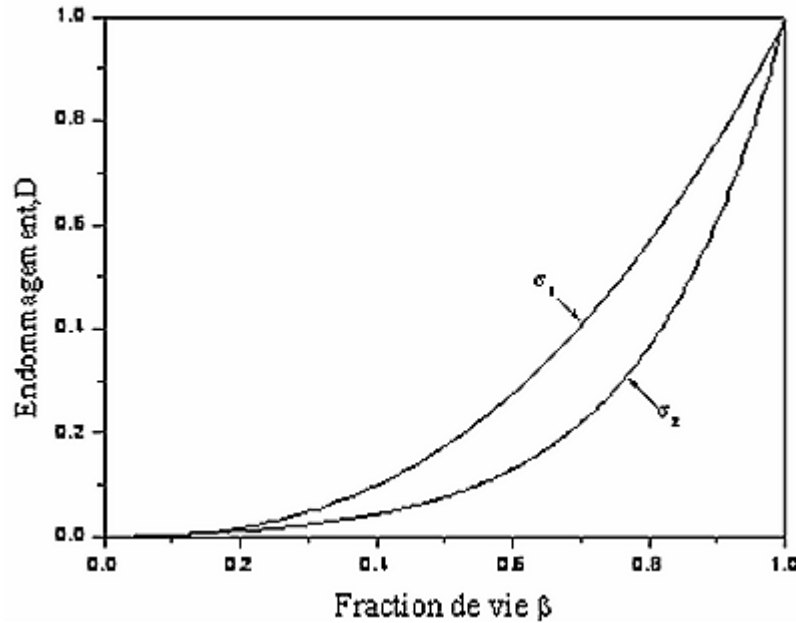


Figure I.26 : Evolution de l'endommagement non linéaire de Corten Dolan Pour deux niveaux de contraintes  $\sigma_1$  et  $\sigma_2$  [41].

L'évolution non linéaire de l'endommagement est une fonction puissance du nombre de cycles appliqués  $N$  :

$$D = C_2 \cdot N^a \quad (66)$$

$a$  et  $C_2$  sont des constantes.  $C_2$  dépend du niveau de contrainte.

#### ✚ *Modèle de Chaboche* [43, 44]

Ce modèle, plus élaboré, rend compte de l'effet de cumulation non linéaire de l'endommagement et suppose que l'on peut écrire la relation intégrée  $\frac{\partial D}{\partial N}$  en fonction de l'amplitude de la contrainte effective :

$$\Delta \tilde{\sigma} = \frac{\sigma_M - \sigma_m}{1-D} \quad \text{et de la contrainte moyenne :} \quad \bar{\sigma} = \frac{1}{2} \frac{\sigma_M - \sigma_m}{1-D}$$

$$\frac{\partial D}{\partial N} = (1 - (1 - D)^{\delta+1})^{\alpha(\sigma_M, \bar{\sigma})} \left( \frac{\sigma_M - \bar{\sigma}}{M(\bar{\sigma})(1-D)} \right)^{\delta} \quad (67)$$

L'exposant  $\alpha$  dépend du chargement ( $\sigma_M, \sigma$ ),  $\delta$  une constante du matériau,  $\sigma_M$  et  $\bar{\sigma}$  respectivement la contrainte maximale et la contrainte moyenne et  $M(\bar{\sigma})$  une fonction de la contrainte moyenne.

Soit le changement de variable suivant :

$$\begin{aligned}
 u &= (1 - D)^{1+\delta} \quad \Rightarrow \quad du = -(1 + \delta)(1 - D)^\delta \cdot dD \\
 -\frac{du}{1+\delta} &= (1 - u)^\alpha \cdot \left(\frac{\sigma_M - \bar{\sigma}}{M(\bar{\sigma})}\right)^\delta \cdot N \quad \text{d'où : } N = \left(\frac{(1-u)^{1-\alpha}}{(1-\alpha)(1+\delta)}\right) \cdot \left(\frac{\sigma_M - \bar{\sigma}}{M(\bar{\sigma})}\right)^{-\delta} \\
 N &= \left(\frac{(1-(1-D)^{1+\delta})^{1-\alpha}}{(1-\alpha)(1+\delta)}\right) \cdot \left(\frac{\sigma_M - \bar{\sigma}}{M(\bar{\sigma})}\right)^{-\delta} \quad (68)
 \end{aligned}$$

Sachant que pour  $N = N_R$  ;  $D = 1$  :

$$N_R = \left(\frac{1}{(1-\alpha)(1+\delta)}\right) \cdot \left(\frac{\sigma_M - \bar{\sigma}}{M(\bar{\sigma})}\right)^{-\delta} \quad (69)$$

En faisant le rapport des équations (68) et (69), on obtient l'expression de l'endommagement

en fonction de la fraction de vie  $\beta = \frac{N}{N_R}$

$$D = 1 - \left[1 - \beta \left(\frac{1}{1-\alpha}\right)\right]^{\frac{1}{1-\delta}} \quad (70)$$

$\delta$  est une constante du matériau et  $\alpha$  un exposant qui dépend de l'amplitude de la charge appliquée. Ces deux constantes sont déterminées à partir des données expérimentales (courbe de Wöhler).

#### ✚ **Modèle de Lemaitre-Plumtree [43]**

Similaire au modèle de Chaboche, ce modèle [43, 44] fait état d'un seul paramètre qui dépend de l'amplitude des charges appliquées. La forme différentielle de l'équation d'endommagement est celle de Kachanov [38] modifiée, pour tenir compte de la cumulation non linéaire de l'endommagement.

L'endommagement par fatigue est donnée par :

$$D = 1 - \left[1 - \beta \left(\frac{1}{1+\delta}\right)\right] \quad (71)$$

✚ *Loi d'évolution de l'endommagement en « S » Mankowsky [49]*

Dans certain cas, la loi d'évolution de l'endommagement se présente sous la forme d'une courbe en "S" caractérisée par la relation non –linéaire de Mankowsky [49] :

$$D = a \cdot \frac{t^b}{1-t^c} \quad (72)$$

$D$  : Paramètre d'endommagement,

$t = \frac{t_i}{t_R} = \left( \frac{\text{temps à un instant } i}{\text{temps à rupture}} \right)$  étant le temps normalisé,  $a$ ,  $b$  et  $c$  les paramètres du matériau.

Cette évolution a été établie par Dinkel et al. [50, 51], (Figure I.26).

Il est clair que la variable d'endommagement  $D$  tend vers l'infini pour un temps normalisé  $t$  égal à l'unité :

$$\lim_{t \rightarrow 1} D = \infty \quad (73)$$

Afin de retrouver les conditions aux limites de la variable d'endommagement, une modification au niveau du dénominateur de la relation non-linéaire de Mankowsky a été adoptée par Azouaoui et al. [52].

$$\lim_{t \rightarrow 0} D = 0 \quad \text{et} \quad \lim_{t \rightarrow 1} D = 1 \quad (74)$$

Ce qui donne la relation finale suivante :

$$D = a \cdot \frac{t^b}{(\alpha+1)-t^c} \quad (75)$$

Les paramètres  $a$ ,  $b$  et  $c$  contrôlent respectivement le niveau de la seconde zone de la courbe d'endommagement (Figure 43), la pente de la première zone et le début de la troisième zone.

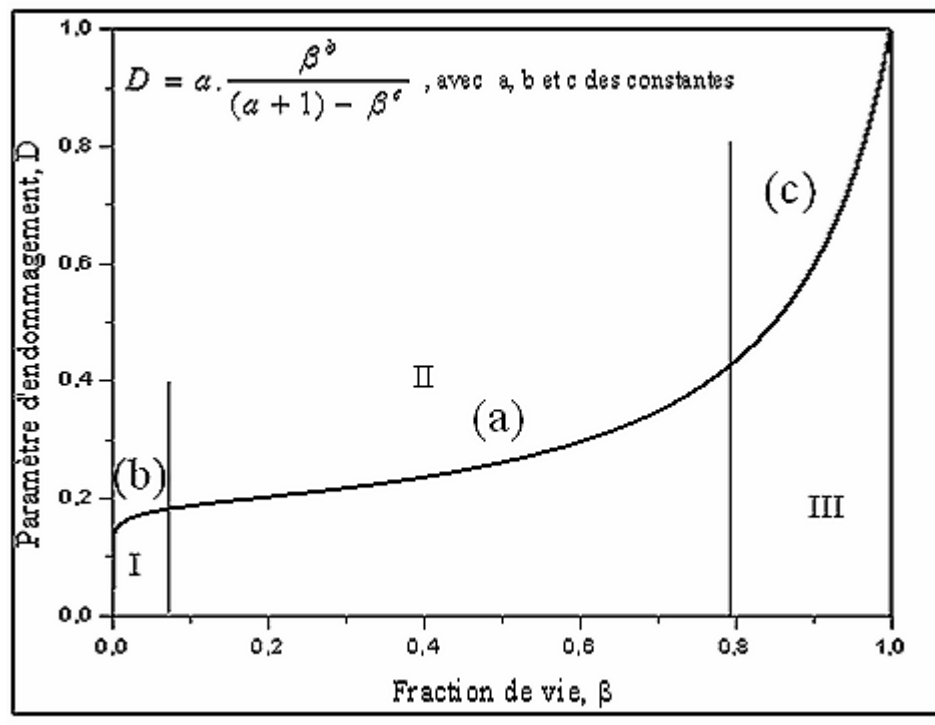


Figure I.27 : Evolution en "S " de l'endommagement en fonction de la fraction de vie.

## I.9. APPROCHE DE DEGRADATION DE RIGIDITE EN CISAILLEMENT

### I.9.1. Introduction

L'endommagement par fatigue des composites, y compris les sandwichs, a été souvent modélisé par les approches de la résistance résiduelle ou celles de la dégradation de rigidité. La résistance résiduelle est déterminée à partir d'un essai statique sur une éprouvette cyclée. Cependant une série d'essais sera nécessaire pour tracer (ou déterminer) une seule courbe de cette résistance résiduelle. Les approches de dégradation de rigidité ont l'avantage de permettre la mesure de la rigidité effective durant le cyclage, sans détruire l'échantillon, de telle sorte qu'une courbe de dégradation de rigidité peut être obtenue à partir d'un seul essai.

La rigidité peut être définie de plusieurs manières. Elle est prise comme le terme représentant le module de dégradation de rigidité en fatigue  $G(n)$ , qui peut être mesuré à partir de la portion linéaire de la courbe (contrainte /déformation) pour différents cycles (Figure I.27). *Yang et al.* [36] ont supposé que la vitesse de dégradation est une fonction puissance du nombre de cycle  $N$ .



### I.9.2. Concept du module de fatigue

Dans cette approche, la réduction de la rigidité est supposée être proportionnelle à la progression de la flèche mesurée en fonction du nombre de cycles. Dans notre étude, l'approche basée sur le concept de module de fatigue proposé par *Hwang et Han* [37] sera utilisée. Cela est applicable dans le cas où la rupture du matériau est dominée par le cisaillement du cœur.

Le terme "module de fatigue" est le rapport entre la contrainte appliquée et la déformation résultante pour un nombre de cycle donné, (Figure I.27). Lorsque le nombre de cycle augmente, pour une contrainte de cisaillement appliquée  $\tau_a$ , la résultante de la déformation par cisaillement à un  $n$  cycles devient plus grande jusqu'à ce qu'elle atteigne une rupture par déformation de cisaillement. Il est supposé que le critère de déformation est valable quand la déformation en fatigue, dépendant du cycle, est égale à la déformation de rupture en statique c.à.d.  $\gamma(N_R) = \gamma_u$ . Le module de fatigue  $G_f(n, r)$ , pour un rapport de charge  $r$  et un nombre de cycles  $n$ , peut être exprimé par :

$$G_f(n, r) = \frac{\tau_a}{\gamma(n)} \quad (76)$$

Ainsi la connaissance de la courbe contrainte/déformation pour chaque nombre de cycles  $n$  n'est pas exigée, la mesure du module de fatigue peut être directement effectuée par la connaissance de l'historique de la déformation pour un matériau donné.

### I.9.3. Equation de la dégradation

La vitesse de décroissance du module de fatigue proposé par *Hwang et Han* [37] peut être liée à une fonction puissance empirique de la forme  $An^c$ . La relation théorique de la réduction du module de fatigue peut être exprimée par :

$$G_f(n) = G_0 - An^c \quad (77)$$

Où  $G_f(n)$  et  $G_0$  sont respectivement le module de fatigue transitoire et le module statique instantané.  $A$  et  $c$  sont des constantes du matériau déterminées expérimentalement.

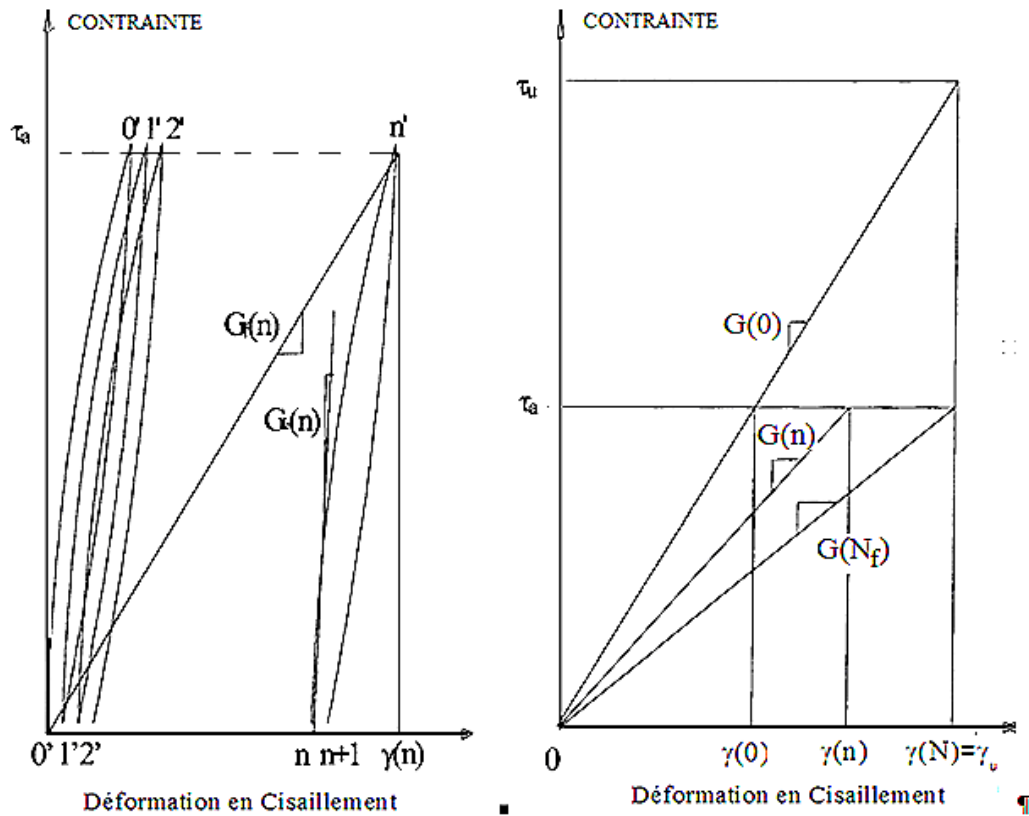


Figure I.28 : Concept de module de fatigue [37].

Le processus de fatigue consiste en une phase d'initiation, suivie par d'une phase de progression de l'endommagement. Le nombre de cycles  $n$ , définissant l'initiation de l'endommagement par fatigue, est donné par  $n_{if}$ . Le modèle utilisé sera modifié pour être applicable dans le domaine correspondant

à  $n \geq n_{if}$ . L'équation (77) a été modifiée par l'utilisation d'une fonction exponentielle de la forme  $Ae^{nc}$  [9] :

$$G_f(n) = G_0 \quad \text{pour } n \leq n_{if} \tag{78}$$

$$G_f(n) = G_0 - Ae^{(n-n_{if})c} \quad \text{pour } n \geq n_{if}$$

#### I.9.4. Equation Contrainte/Nombre de Cycles

La courbe non linéaire (Contrainte-Nombre de Cycles) peut être obtenue à partir de l'équation de dégradation non linéaire du module de fatigue du cœur (éq. 67). En supposant la déformation de cisaillement cyclique à la rupture égale à la déformation de cisaillement

statique maximale ( $\gamma_f(N_R) = \gamma_u$ ), le module de fatigue à la rupture devient  $G_f(N_R) = \frac{\tau_a}{\gamma_u}$ . Cela suppose que la courbe contrainte /déformation soit linéaire. Le rapport de charge appliqué  $r = \frac{\tau_a}{\tau_u}$  s'écrit :

$$\frac{G_f(N_R)}{G_0} = \frac{\tau_a}{\gamma_n} \times \frac{\gamma_u}{\tau_u} = \frac{\tau_a}{\tau_u} = r \quad (79)$$

$r$  est le rapport entre la contrainte appliquée et la contrainte statique à rupture :  $r = \frac{\tau_a}{\tau_u}$ . En remplaçant  $n$  par  $N_R$  dans l'expression de  $G_f(n)$  (éq. 67), l'équation (75) devient :

$$N_R = n_{if} + \frac{\ln[B(1-r)]}{c} \quad (80)$$

$$B = \frac{G_0}{A}$$

L'équation (80) peut être utilisée pour prédire le nombre de cycles à la rupture pour différents niveaux de contraintes appliquées.

### I.9.5. Equation d'endommagement cumulatif

Les lois d'évolution de l'endommagement en fonction de la durée de vie sont diverses et peuvent être classées en lois linéaires et non-linéaires. Il a été supposé [9] que l'endommagement est initié à  $n = n_{if}$ . Pour  $n = N_R$  l'endommagement  $D$  est égal à 1. Pour de tous les modèles d'endommagement cumulatifs, il est supposé que :

$$D(n) = 0 \quad \text{pour} \quad n \leq n_{if} \quad (81)$$

$$0 \leq D(n) \leq 1 \quad \text{pour} \quad n_{if} \leq n \leq N_R$$

**Modèle I** [9] : Ce modèle basé sur l'endommagement cumulatif linéaire, est proposé par Miner [53]. L'état de l'endommagement équivalent à un nombre de cycle  $n$  donné est le rapport du nombre de cycle actuel par le nombre de cycle provoquant la rupture par fatigue. Dans ce cas, le modèle d'endommagement produit après initiation de l'endommagement s'écrit :

$$D(n) = \frac{(n-n_{if})}{(N_R-n_{if})} \quad \text{pour} \quad n \geq n_{if} \quad (82)$$

**Modèle I I [9]** : la fonction d'endommagement  $D$  est définie à partir du module de cisaillement en fatigue :

$$D(n) = \frac{G_0 - G_f(n)}{G_0 - G_f(N_R)} \quad (83)$$

$G_0$ : Module en cisaillement statique,

$G_f(n)$ : Module de fatigue transitoire,

$G_f(N_R)$ : Module de fatigue à la rupture.

En utilisant l'équation (78), l'expression (83) devient :

$$D(n) = \frac{e^{(n-n_{if})c}}{e^{(N_R-n_{if})c}} \quad \text{pour } n \geq n_{if} \quad (84)$$

**Modèle I II [9]** Ce modèle est défini en s'appuyant sur l'évolution de la déformation en cisaillement du cœur. La fonction de l'endommagement  $D$  est donnée par :

$$D(n) = \frac{\gamma(n) - \gamma(0)}{\gamma(N_R) - \gamma(0)} \quad (85)$$

En utilisant l'équation (78) et la relation contrainte-déformation dérivée de la (Figure I.27), la fonction de l'endommagement devient :

$$D(n) = \left[ \frac{r}{1-r} \right] \frac{e^{(n-n_{if})c}}{B - e^{(n-n_{if})c}} \quad \text{pour } n \geq n_{if} \quad (86)$$

Modèle IV [52] : dans ce cas, l'endommagement apparaît après initiation de fissure :

$$D(n) = \frac{k\beta^l}{(k+1) - \beta^m} \quad \text{pour } n \geq n_{if} \quad (87)$$

$$\beta = \frac{n - n_{if}}{N_f - n_{if}} \quad 1, k \text{ et } m \text{ sont des constantes du matériau}$$

## I.10. DIFFERENTS RESULTATS DONNES DANS LA LITTERATURE

Le premier papier de recherche sur les matériaux ou structures sandwichs a été écrit par Marguerre en Allemagne en 1944 sur le comportement des panneaux en sandwich soumis aux charges de compression dans le plan. L'analyse par éléments finis appliqués aux composites sandwichs, a été introduite en 1989. C'est en 1995, qu'un article sur les structures sandwich, réalisé par *Noor, Burton et Bert* [54], fourni plus de 800 références. Plusieurs travaux de recherche dans le domaine de sandwich mousse PVC ont été réalisés. En effet, un

autre défi a été relevé pour une utilisation plus large des composites de type sandwich mousse, axé sur l'influence des endommagements sur le comportement des différentes parties d'une structure en service. Les modèles et les résultats expérimentaux montrent que la résistance mécanique d'une mousse de polymère est énormément affectée par sa densité. Des expressions, développées par *Gibson et al.* [16,17] prédisent l'effet de la densité de la mousse sur la force de fermeture des pores des mousses, dans le cadre de divers états de contrainte. *Deshpande et Fleck* [55] ont présenté le rendement des surfaces pour les mousses PVC, sur la base de résistance à la traction et de compression sous des charges axisymétriques. *Lolive E.* (2000) [56] a développé une modélisation pour évaluer le comportement non linéaire des matériaux sandwichs à âmes en mousses en poinçonnement et en flexion 3-point en fonction des caractéristiques des constituants. Il montre que des résultats, identiques à la loi de comportement global d'une structure, peuvent être obtenus à partir de différentes hypothèses du comportement local des constituants. Deux années plus tard, *Lolive É. et J. M. Berthelot* [57] ont évalué par simulation numérique les mêmes comportements pour les mêmes matériaux. L'analyse prend en compte le comportement fortement non linéaire des mousses PVC et considère le cas des grandes déformations. Les résultats de la simulation sont validés en les comparant aux résultats expérimentaux de poinçonnement. *Bezazi A. et al.* (2003) [58] se sont intéressés au comportement et à l'endommagement, des matériaux composites sandwichs à peaux stratifiées croisées en fibre de verre/époxy et à âme en mousse de différente densité, sollicités en flexion trois points. Ils montrent que les sandwichs à âmes les plus denses sont les plus rigides et se comportent mieux à la fatigue. *El mahi A et al.* (2004) [59] ont étudié le comportement en fatigue (flexion 3 points) des matériaux composites sandwich à âme en mousse expansée et peaux

en stratifiés croisés [0/90]<sub>s</sub>, à fibre de verre longue. L'approche utilisée, basée sur l'interpolation de simples fonctions empiriques dont les paramètres ont été obtenus à partir des résultats expérimentaux, évalue la dégradation de la fatigue des matériaux composites sandwichs. Un bon accord entre l'expérience et les résultats de l'analyse a été trouvé. Les analyses d'endommagement, en flexion 3 points des sandwichs (stratifiés- mousse), ont montré l'importance du phénomène de décohésion entre la peau et l'âme au voisinage de l'appui central, entraînant la rupture du sandwich, *M. Assarar, & al.* [60] et *N. Carrière et al.* [61], ont présenté une méthodologie appliquée à l'étude de la rupture des matériaux sandwichs soumis à des essais de flexion 3 points, pour différentes longueurs entre appuis. Les résultats sont en bon accord avec l'expérience. Les comportements statique et à la fatigue,

des composites sandwichs à âme en nid d'abeilles, (fibres d'aramide et aluminium), ont fait l'objet d'une investigation en flexion quatre points, *S. Belouettar et al. (2009) [62]*. Cette étude a permis de constater que la rigidité n'est pas un bon paramètre pour surveiller la qualité d'une structure.

Le sandwich doit relever des défis majeurs liés au comportement en fatigue de ce type de structures, aux méthodes de simulation, à la détection des endommagements en service, à la conception, à la fabrication, à la réparation et à l'introduction de nouvelles fonctionnalités.

## I.11. CONCLUSION

Les sandwichs à âme en mousses sont de nouveaux matériaux particulièrement utilisés dans le domaine de l'aéronautique, bâtiments et de l'aérospatial. Leurs avantages résident principalement dans la forte rigidité en flexion, l'excellente résistance à la fatigue, l'isolation thermique et le faible poids. Ces derniers ont poussé d'autres industries telle que l'automobile et le ferroviaire à s'y intéresser. Le seul problème est leur mode de rupture ou de ruines qui reste imprévisible :

- ✚ Indentation du cœur,
- ✚ Cisaillement du cœur,
- ✚ Rupture des peaux,
- ✚ Dégradation de l'adhésive.

Il est donc nécessaire de connaître leur comportement en statique et en fatigue afin d'exploiter entièrement toutes leurs possibilités. La recherche bibliographique concernant les sandwichs à âme en mousse, nous a permis de montrer que leur comportement a été décrit en détail, cependant très peu d'études sont répertoriées sur leur fatigue. Les travaux existants sur la fatigue de ces matériaux portent essentiellement sur le type d'endommagement, l'influence de la densité de la mousse et l'influence de la fréquence d'essais. Les modèles d'endommagement appliqués sont basés essentiellement sur la dégradation de la rigidité. Le modèle choisi dépend fortement du mode de rupture observé lors des essais de fatigue. Dans le cas où la rupture est due à un cisaillement de l'âme, l'endommagement est basé sur le module de cisaillement en fatigue  $G$ . Si la rupture est due à une fissuration par contrainte traction/compression des peaux, l'endommagement est basé sur le module d'élasticité longitudinal de fatigue  $E$ .

## **Chapitre II**

# **Comportement des Sandwichs Sous Sollicitation Statique**



## II.1. Introduction

Dans les matériaux composites, une catégorie nous intéresse plus particulièrement de par ses possibilités de conception et de développement : les structures composites qui résultent d'une manière générale de l'assemblage d'un matériau de peau présentant une grande rigidité et d'un matériau d'âme de faible densité. Dans le cas d'une structure sollicitée en flexion, la rigidité et la résistance en flexion augmentent avec l'épaisseur des stratifiés constituant la structure. Toutefois, pratiquement seules les couches externes supportent les charges imposées à la structure. Un accroissement des propriétés spécifiques en flexion est obtenu en remplaçant les couches internes par un matériau léger et en l'interposant entre les couches externes pour obtenir un matériau sandwich. Les propriétés finales de ce type de matériau sont directement dépendantes des propriétés des différentes parties constituantes et de la qualité de leur assemblage. Afin d'apporter des solutions aux industriels, de nombreux développements et études au cours de ces dernières années, ont pour but l'optimisation du rapport performance mécanique/densité. En effet, la bibliographie nous donne de nombreuses informations sur l'optimisation des matériaux des peaux, des matériaux d'âme et de leur assemblage. Cette étude a été entreprise avec le même objectif, mais en ayant une stratégie d'optimisation se focalisant plus particulièrement sur le matériau des peaux. Notre démarche repose sur l'empilement du matériau des peaux suivant une séquence bien précise.

Le comportement mécanique élastique d'une structure constituée de matériaux sandwichs est généralement analysé par la théorie des plaques sandwichs [5, 63]. Cette théorie est dérivée de la théorie des stratifiés prenant en compte le cisaillement transverse qui est basé sur une évaluation des champs des déplacements qui considère qu'une normale au plan moyen d'un stratifié reste un segment de droite lors de la déformation. Cette déformée ne restant toutefois pas normale à la déformée du plan moyen. La théorie des plaques sandwichs considère que seule l'âme du matériau sandwich est soumise à une déformation en cisaillement transverse. La théorie des stratifiés avec cisaillement transverse et la théorie des plaques sandwichs sont les outils qui peuvent être utilisés usuellement pour analyser le comportement élastique des structures en matériaux sandwichs, soit par une analyse par éléments finis ou par une approche analytique.

Les essais de flexion (essai de flexion trois points ou quatre points) sont largement utilisés pour la caractérisation du comportement et de l'endommagement, notamment les composites sandwichs [4].

L'objectif de cette étude est l'analyse de l'influence, sur les propriétés mécaniques, de la séquence d'empilement de couches du matériau des peaux.

Dans le cas de la flexion 3-points d'une poutre, la relation exprimant, dans le domaine élastique, la charge exercée en fonction de la flèche au centre est donnée par la relation (1). Cette relation introduit le coefficient de cisaillement fonction d'une part du rapport  $E_x / G_{xz}$  des modules de flexion et de cisaillement et d'autre part de l'élancement  $L / h$  de la poutre. Pour des distances entre appuis élevées, telles que:

$$\frac{E_x}{G_{xz}} \left( \frac{h}{l} \right)^2 > 1 \quad (1)$$

La poutre est sollicitée en flexion simple et la flèche ne dépend que du module de flexion. Elle est exprimée par:

$$w_c = \frac{P}{4E_x b} \left( \frac{l}{h} \right)^3 \quad (2)$$

Pour de faible distance entre appuis, telle que:

$$\frac{E_x}{G_{xz}} \left( \frac{h}{l} \right)^2 < 1 \quad (3)$$

La poutre est sollicitée en cisaillement transverse et la flèche ne dépend que du module de cisaillement. Elle est exprimée par:

$$w_c = \frac{P}{4G_{xz} b} \frac{l}{h} \quad (4)$$

Pour les distances intermédiaires entre appuis, la poutre est sollicitée en flexion avec cisaillement transverse. Par ailleurs, les essais de flexion 3-points entre appuis rapprochés font apparaître des phénomènes de l'indentation au voisinage des appuis et de la charge localisée au centre. L'essai de flexion 3-points a ainsi été choisi de manière à pouvoir mettre en évidence et analyser ces divers phénomènes.

Les peaux utilisées dans ce travail sont des stratifiés à fibres de verre E, élaborés au laboratoire d'Acoustique de l'Université du Maine Lemans France, à partir de fil long. La matrice utilisée est une résine époxyde (SR1500 avec le durcisseur SD2505) fournie par la société SICOMIN.

Deux types de peaux en stratifiés ont été étudiées dans ce travail [0<sub>4</sub>] et [0/90<sub>2</sub>/0].

Les essais sont réalisés au sein du laboratoire de Mécanique, Biomécanique, Polymère, Structure de l'école Nationale d'Ingénieur (ENIM) de Metz.

La recherche des normes a permis de faire un état de l'art des méthodes d'essais existantes sur les poutres sandwiches, et de préciser les modes opératoires, les dimensions des éprouvettes et l'exploitation des résultats. Nous citons les normes CEN, les normes AFNOR, les normes ASTM etc. Nos essais ont été effectués selon les normes AFNOR NF 54-606.

## **II.2 Matériaux**

### **II.2.1 Procédé d'élaboration du sandwich**

La mise en œuvre des sandwichs est réalisée par moulage sous vide, par la technique dite du "sac". L'élaboration est effectuée en une seule étape : la polymérisation de la résine contenant les fibres constituant les peaux et l'adhésion peaux-âme se font en même temps. L'âme et les différentes couches sont imprégnées à température ambiante, puis moulées sous vide entre le moule et le contre moule après interposition de divers tissus de moulage (figure II.1). Le Peeltex est un tissu de délaminage dont la fonction est de préparer les surfaces du stratifiés pour assurer, après délaminage du tissu, une bonne interface pour toute opération de collage (sur l'âme par exemple) ou de finition. Le tissu Peeltex est ensuite recouvert d'un film plastique perforé, le "Perforex". Ce film permet d'assurer l'homogénéité de la résorption de la résine. Enfin un composant final, le "Pleedex" est déroulé sur le Perforex, de manière à assurer un vide uniformément réparti. Cet ensemble est mis dans une poche dans laquelle on fait un vide (dépression de 30 kPa) pendant 10 heures à température ambiante. L'interposition d'un moule et d'un contre moule permet de contrôler l'épaisseur des plaques réalisées. La découpe des plaques sous forme d'éprouvettes est réalisée ensuite à l'aide d'une tronçonneuse à disque diamanté.

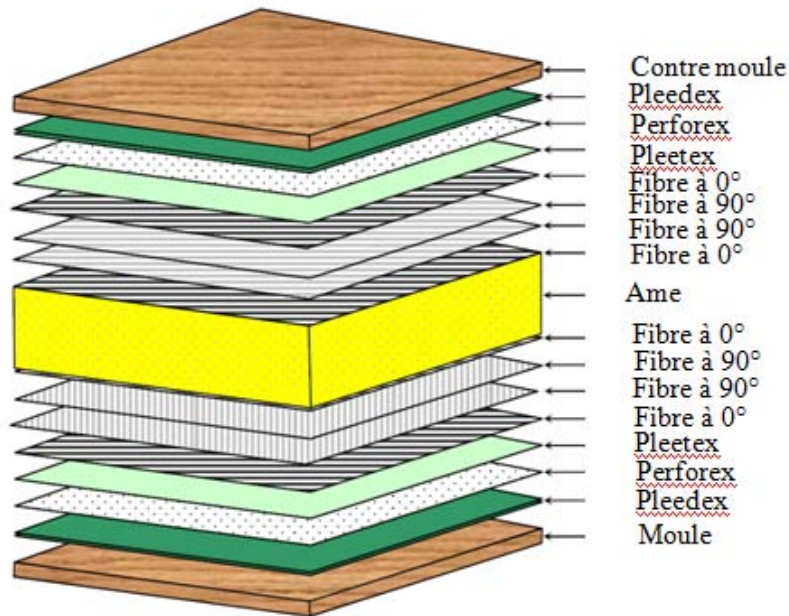


Figure II.1 : Mise en œuvre des plaques sandwichs

### II.2.2 Caractéristiques mécanique et géométrique des sandwichs étudiés

Deux types de sandwichs, différenciés par le type de peaux sont utilisés. Le premier type de peau est un stratifié à quatre couches  $[0_4]$  constituées d'un tissu de fibres de verre unidirectionnelles de masse surfacique (736g [100x30] cm x 0.85) et de résine époxyde SR 1500/SD 2505 (690g de résine et 230g de durcisseur). Le deuxième type de peau est aussi un stratifié croisé à quatre couches  $[0/90_2/0]$  constituées d'un tissu de fibres de verre unidirectionnelles de masse surfacique (677g [90x30] x 0.85cm) et de la même résine (600g de résine et 200g de durcisseur). Les deux peaux ont la même épaisseur  $h_p = 2$  mm.

Les constituants des stratifiés utilisés sont commercialisés par la société SICOMIN et leurs caractéristiques principales sont données dans les tableaux 1 et 2.

Module d'Young (GPa)	Résistance à la traction (MPa)	Résistance à la flexion (MPa)
2.8	74	115

Tableau II.1 : Caractéristiques mécaniques de la résine époxyde SR 1500/SD 2505.

Masse Surfaccique (g/m <sup>2</sup> )	Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )	Module d'élasticité longitudinal (GPa)	Module de cisaillement (GPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture en traction sur mèche (MPa)	Allongement à la rupture (%)
300	2540	73	30	0.22	2500	4.8

Tableau II.2 : Caractéristiques des fibres de verre

Un seul type d'âme en mousse, Herex C 70 200, d'épaisseur  $h_c = 8$  mm, a été utilisé. Les principales caractéristiques de cette mousse sont données dans le tableau II.3. Ce constituant est fabriqué aussi par la société SICOMIN. La mise en œuvre des sandwichs est réalisée par moulage sous vide, par la technique dite du sac. Le sandwich est imprégné à température ambiante, puis moulé sous vide. Les éprouvettes ont été découpées à l'aide d'une tronçonneuse à disque diamanté, à partir de plaques de 300 x 300 mm<sup>2</sup> selon la norme AFNOR NF 54-606.

Type de Mousse	Densité Nominale [kg/m <sup>3</sup> ]	Contrainte de Compression [N/mm <sup>2</sup> ]	Module E de Compression [N/mm <sup>2</sup> ]	Contrainte de Traction [N/mm <sup>2</sup> ]	Module E de Traction [N/mm <sup>2</sup> ]
C 70. 200	200	4.8	255	6.6	178

Tableau II.3 : Caractéristiques mécaniques en traction /compression de la mousse PVC Herex C 70 200

Type de Mousse	Contrainte de cisaillement [N/mm <sup>2</sup> ]	Module de cisaillement [N/mm <sup>2</sup> ]	Rupture de cisaillement [%]
C 70. 200	3.5	81	35

Tableau II.4 : Caractéristiques mécaniques en cisaillement PVC Herex C 70 200.

Type de Mousse	Conductivité Thermique [W/Mk]	Température Maximale d'utilisation [°C]	Résistance de choc [Kj/m <sup>2</sup> ]
C 70. 200	0,034	80	6.6

Tableau II.5 : Caractéristiques thermomécaniques PVC Herex C 70 200.

Les dimensions des éprouvettes ont été définies suivant les spécifications de la norme AFNOR NF 54-606 figure II.1. La largeur  $b$  de l'éprouvette est fixée à 25 mm afin de répondre aux exigences de la norme. L'épaisseur  $t_f$  des peaux est d'environ 2mm, celle de l'âme  $c$  est 8 mm et celle de la structure  $h$  est de 12 mm. La longueur  $L$  totale de l'éprouvette est de 200 mm.

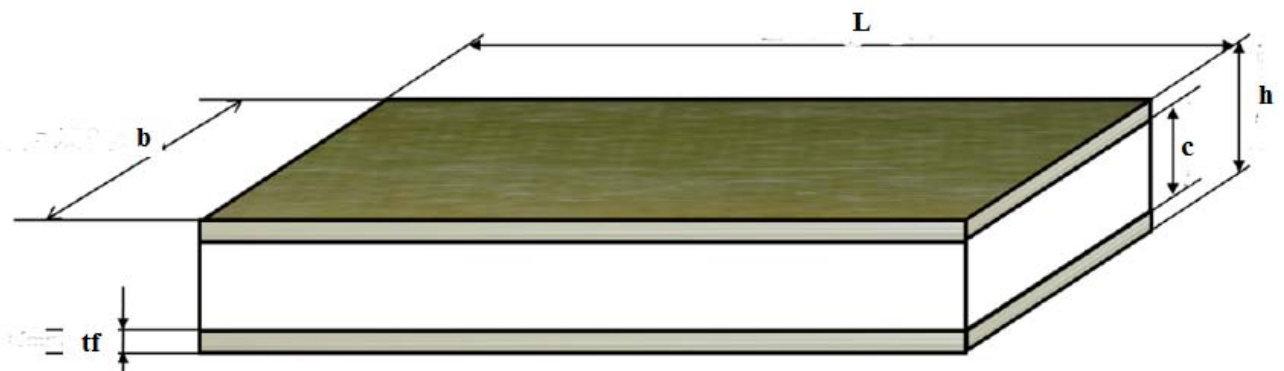


Figure II.2 : Dimension d'une éprouvette sandwich selon la norme AFNOR NF 54-606.

### II.3. Conditions expérimentales / Bancs d'essais

Les éprouvettes sont sollicitées en flexion 3-points sur une machine d'essais universelle type ZWICK Z250/SN5A dotée d'un capteur de force de 250 KN et pilotée par ordinateur. La distance  $l$  entre appuis est de 142 mm. Cinq essais au moins sont réalisés pour chaque type de sandwich, avec une vitesse d'essai de 5 mm/min (figure II.3).



Figure II.3 : Machine ZWICK Z250/SN5A.

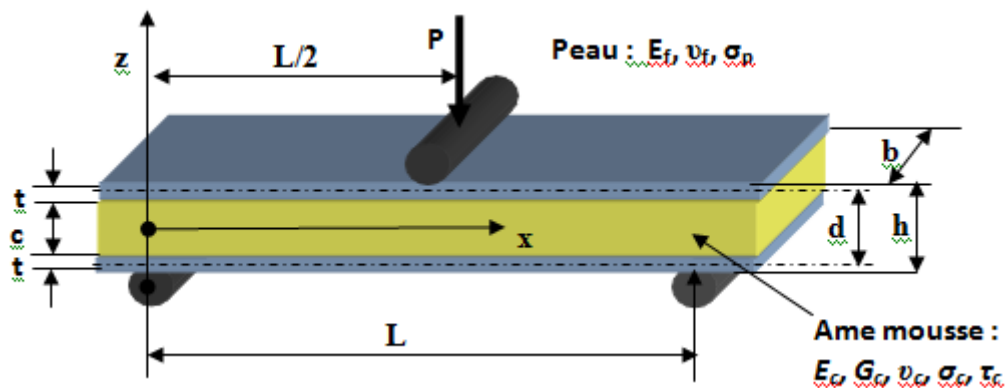


Figure II.4 : Dispositif d'essai flexion 3-points.

## II.4. Résultats expérimentaux des essais statiques de flexion trois points

Les figures II.5 et II.6 donnent l'évolution de la charge appliquée en fonction de la flèche prise au milieu de la poutre, pour différentes éprouvettes et pour les deux configurations, dans le cas des essais statiques, sollicités en flexion 3 points dont les caractéristiques sont représentées au tableau 6. Dans le cas des deux types de structure composite testés, le comportement en flexion est similaire et peut se décomposer en 3 phases principales, à savoir:

- La première phase correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée  $P$  avec la flèche  $w$  ;
- La deuxième phase de comportement non linéaire, dans laquelle la charge maximale est atteinte ;
- La troisième et dernière phase où l'on observe une diminution de la charge appliquée jusqu'à la rupture totale de l'éprouvette.

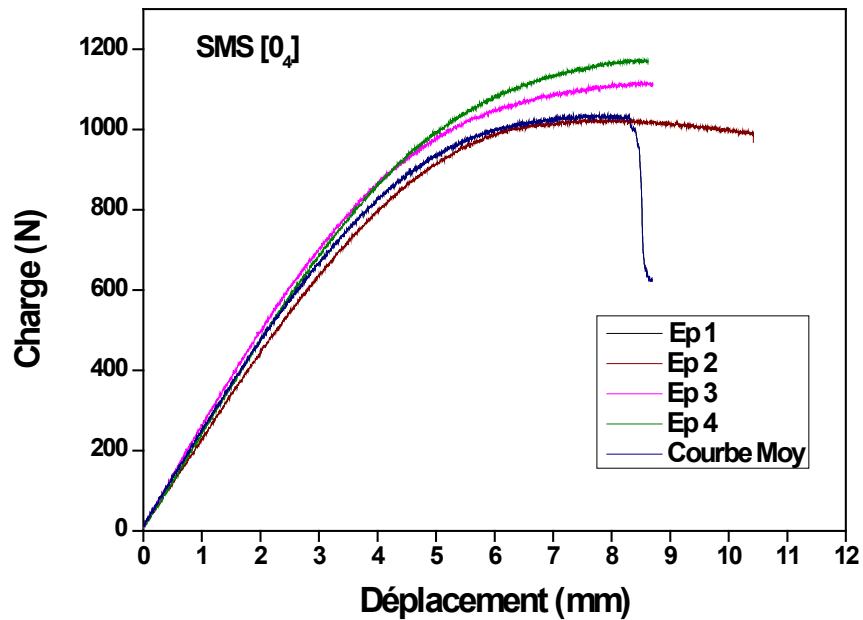


Figure II.5: Evolution de la charge en fonction de la flèche du sandwich SMS [0<sub>4</sub>] en flexion 3-points.

Nr	a <sub>0</sub> mm	b <sub>0</sub> mm	F <sub>max</sub> N	N° épreuve	F <sub>Rup</sub> N	ε-Rupt %
1	11,57	25,16	1037,22	1	621,55	77,94
2	11,39	25,07	1011,98	2	1007,19	77,58
3	11,27	25,11	1028,95	3	968,01	93,56
4	11,82	25,2	1121,23	4	1111,65	75,20
5	11,55	25,03	1174,76	5	1163,01	74,68

Tableau II.6 : Résultats des essais statiques des sandwichs SMS [0<sub>4</sub>]

Série n = 5	a <sub>0</sub> mm	b <sub>0</sub> mm	F <sub>max</sub> N	N° épreuve	F <sub>Rup</sub> N	ε-Rupt %	ε-F <sub>max</sub> %
$\bar{X}$	11,52	25,11	1074,83	3	974,28	79,79	70,71
S	0,2078	0,06804	70,02	1,581	212,15	7,83	3,81
v	1,80	0,27	6,51	52,70	21,78	9,81	5,37

Tableau II.7 : Résultats statistiques des sandwichs SMS [0<sub>4</sub>]



$\bar{X}$  : valeur moyenne

S : écart type

V : coefficient de variance

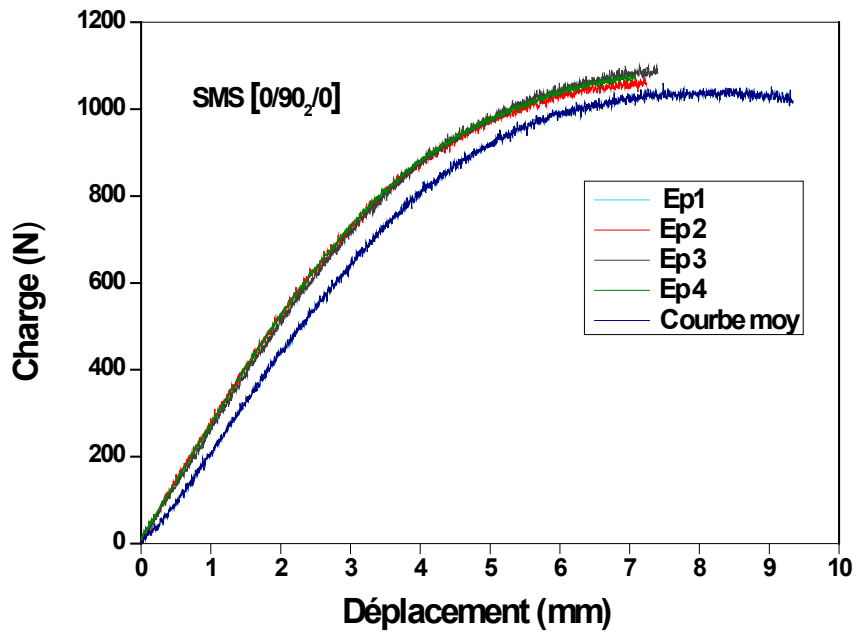


Figure II.6 : Evolution de la charge en fonction de la flèche du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] en flexion 3-points.

Nr	a <sub>0</sub> mm	b <sub>0</sub> mm	F <sub>max</sub> N	N° épreuve	F <sub>Rup</sub> N	ε-Rupt %
1	10,57	24,96	1059,85	1	1018,94	86,61
2	11,37	25,05	1071,17	2	1058,11	65,87
3	11,12	24,14	1101,20	3	1082,05	67,51
4	10,97	25,06	1065,51	4	1055,07	65,65
5	11,09	25,1	1078,14	5	1067,69	64,63

Tableau II.8 : Résultats des essais statiques des sandwichs SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

Série n = 5	a <sub>0</sub> mm	b <sub>0</sub> mm	F <sub>max</sub> N	N° éprouvette	F <sub>Rup</sub> N	ε-Rupt %	ε-F <sub>max</sub> %
$\bar{X}$	11,02	24,86	1075,18	3	1056,37	70,05	65,93
S	0,2925	0,4068	16,05	1,581	23,42	9,31	1,97
v	2,65	1,64	1,49	52,70	2,22	13,29	2,90

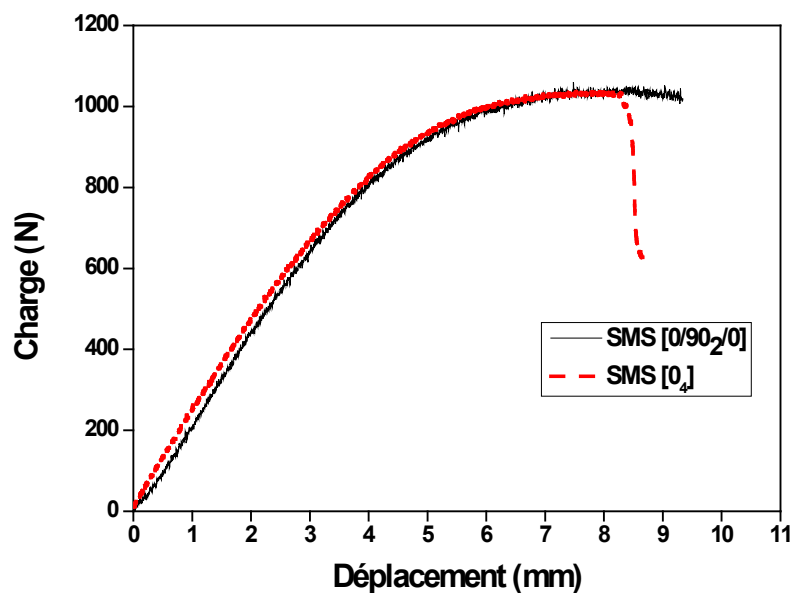
Tableau II.9 : Résultats statistiques des sandwichs SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

Figure II.7 : Comparaison des deux courbes moyennes d'évolution de la charge en fonction de la flèche en flexion 3-points.

Les figures II.5, II.6 et II.7 montrent les évolutions de la charge en fonction de la flèche des deux types de sandwich. Le comportement linéaire correspond essentiellement au travail des peaux en traction et en compression. Le comportement non linéaire dépend principalement des propriétés de l'âme sous l'effet des efforts de cisaillement.

L'analyse des résultats obtenus (tableau II.7 et II.9) nous permet de mettre en évidence l'influence du type de peau sur le comportement statique des sandwichs étudiés. Les sandwichs ayant les peaux unidirectionnelle SMS [0<sub>4</sub>] sont plus rigides. Nous constatons aussi que le déplacement et la charge à la limite de la partie linéaire du sandwich constitué de peaux croisées sont supérieurs à ceux de l'autre sandwich.

## II.5. Observations des faciès de rupture après essais en flexion statique

L'analyse des observations macroscopique et microscopiques des éprouvettes rompues des sandwichs testés, nous a permis de mettre en évidence les mécanismes de rupture suivants :

- La rupture des deux sandwichs dépend fortement du type du stratifié formant les peaux (croisé ou unidirectionnel).
- Pour les sandwichs SMS  $[0_4]$ , l'endommagement se manifeste par une décohésion entre l'âme et la peau supérieure comprimée proche de l'appui central (évènement 1) ensuite par la propagation d'une fissure initiée par cisaillement en zig zag de l'âme (évènement 2) ce qui entraîne une autre décohésion entre l'âme et la peau inférieure (évènement 3) et donc la ruine finale du sandwich (figures II.8 et II.9).
- Pour les sandwichs SMS  $[0/90_2/0]$ , la rupture est obtenue généralement au niveau de la peau supérieure par compression au voisinage de l'appui central (figure II.10 et II.11). Cette rupture est causée essentiellement par poinçonnage (indentation) qui provoque le cisaillement de la matrice et les fibres orientées à  $0^\circ$ .

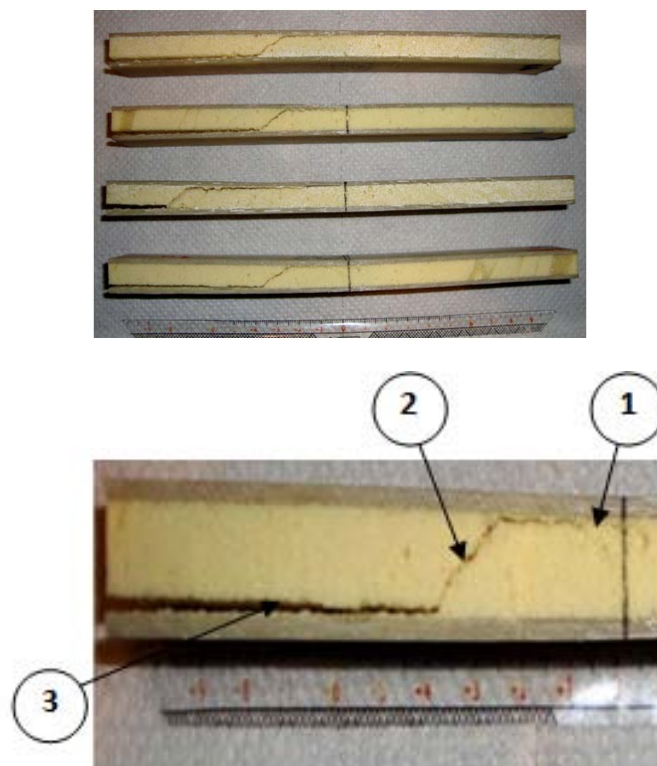


Figure II.8 : Observations macroscopique des faciès de rupture du sandwich SMS  $[0_4]$

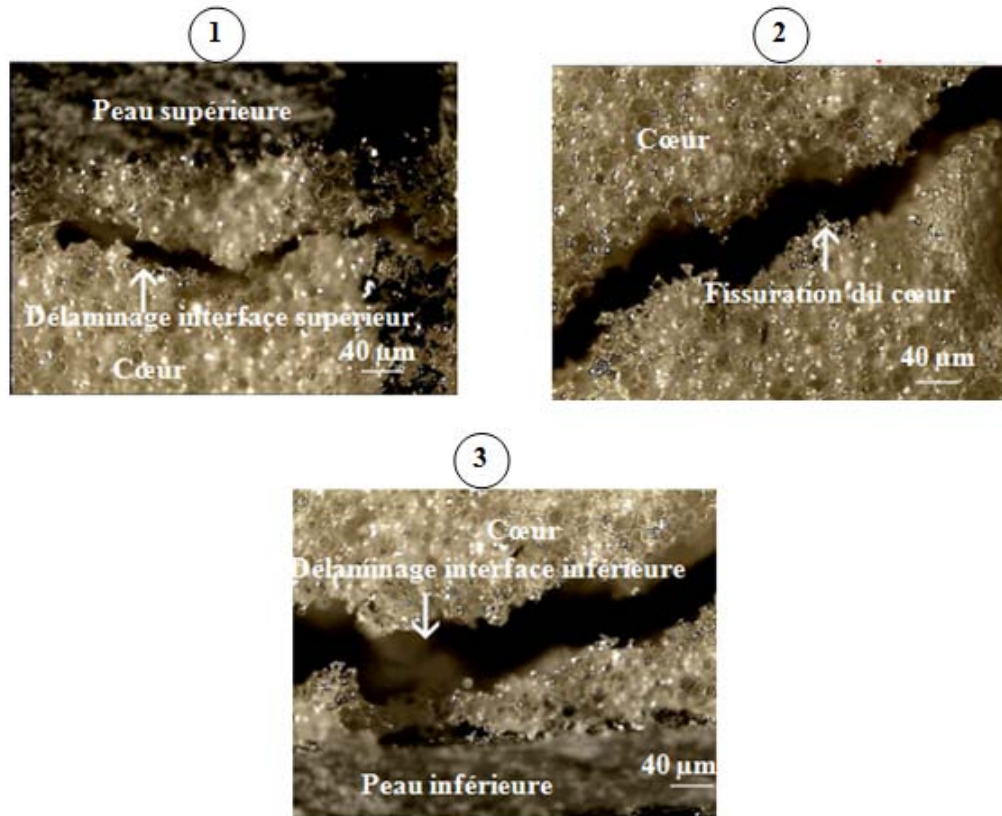


Figure II.9 : Observations microscopique des faciès de rupture du sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

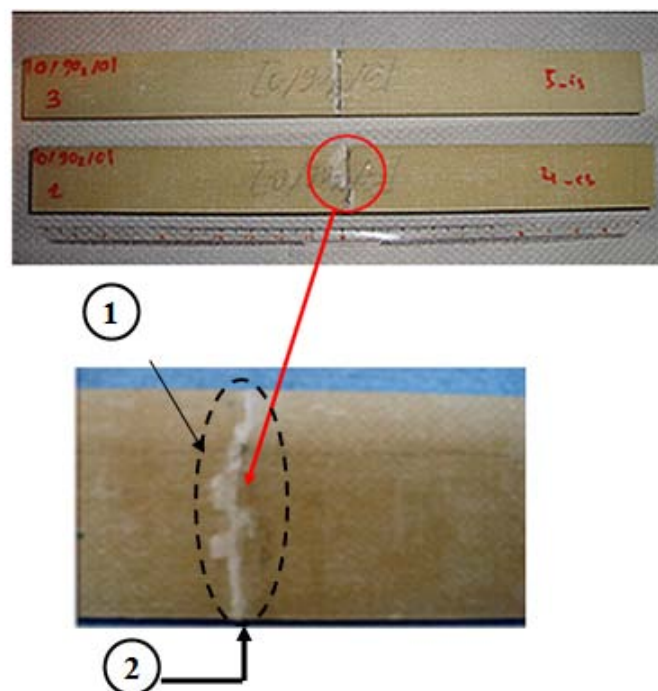


Figure II.10 : Observations macroscopique des faciès de rupture du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

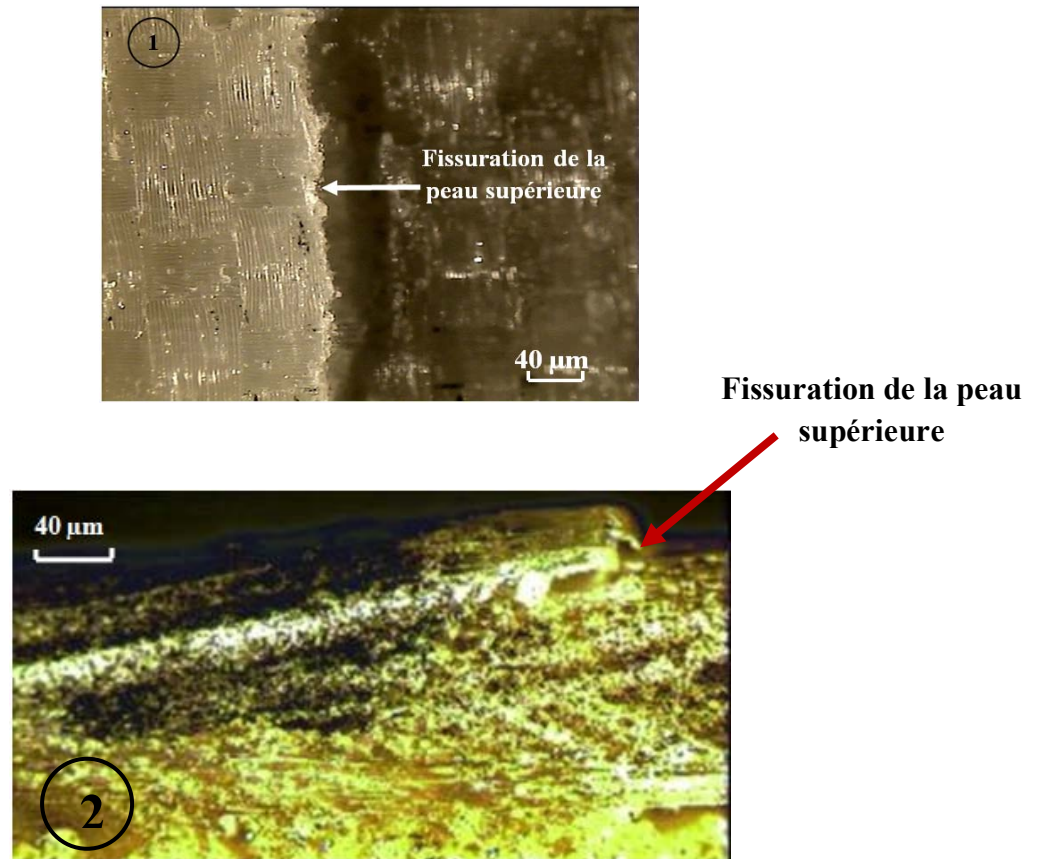


Figure II.11 : Observations microscopiques des faciès de rupture du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

## II.6. Caractérisation structurale des matériaux

### II.6.1. Détermination de fraction volumique (méthode de la calcination ou pyrolyse)

Pour vérifier les taux de résine et de renforts contenus dans chaque matériau nous avons eu recours à une technique appelée pyrolyse [64]. Les propriétés mécaniques de l'éprouvette dépendent de la quantité de fibres constituant le composite. Il est donc nécessaire après fabrication de vérifier le taux volumique de fibres dans les éprouvettes d'essai. Le principe de la méthode est donné par la norme NF EN ISO 1172. Une éprouvette de forme carrée (par exemple Longueur x largeur x épaisseur = 25 mm x 25 mm x 2 mm) est pesée avant et après calcination. Les échantillons sont alors fixés dans un four à renouvellement d'air enflammé, la calcination a lieu à 600°C pour une durée de 10 heures. La teneur en matière non combustible (verre plus charge) est obtenue par la différence de masse de l'éprouvette avant et après calcination.

Dans le cas présent, nous testons des éprouvettes sans charges, le taux de fibres est alors directement obtenu en faisant la différence de masse.



Figure II-12 : Four de cuisson et éprouvette de calcination

Après refroidissement le résidu de verre est pesé de masse notée  $M_2$  en gramme, la perte de résine par calcination est :

$$M = M_1 - M_2 \quad (1)$$

le taux de résine en pour cent est alors :

$$R\% = \frac{M}{M_1} 100\% \quad (2)$$

Le taux de fibres de verre en pour cent est donc :

$$F\% = 100 - R \quad (3)$$

Les résultats obtenus sont représentés sur le tableau II.10.

Matériaux	Echantillon	Poids (g)			Fraction massique			
		Avant pyrolyse	Après pyrolyse	Résine	Fibre	Moyen fibres	Résine	Moyen résine
SMS [0 <sub>4</sub> ]	1	1,504	0,727	0,777	0,483	0,495	0,517	0,5048
	2	1,449	0,724	0,725	0,500		0,500	
	3	1,508	SMD	0,751	0,502		0,498	
	4	1,466	0,731	0,735	0,499		0,501	
	5	1,550	0,763	0,787	0,492		0,508	
SMD [0/90 <sub>2</sub> /0]	1	1,461	0,758	0,703	0,519	0,524	0,481	0,4762
	2	1,423	0,770	0,653	0,541		0,459	
	3	1,536	0,772	0,764	0,503		0,497	
	4	1,310	0,740	0,570	0,565		0,435	
	5	1,522	0,747	0,775	0,491		0,509	

Tableau II.10 : Résultats obtenus de la pyrolyse des deux sandwichs

Le taux de fraction volumique se calcule avec la formule suivante :

$$V_{\text{fibre}} = \frac{M_{\text{fibre}} / \rho_{\text{fibre}}}{M_{\text{fibre}} / \rho_{\text{fibre}} + M_{\text{matrice}} / \rho_{\text{matrice}}} \quad (4)$$

Où  $V_{\text{fibre}}$  est le taux volumique de fibre de verre dans le composite,  $M_{\text{fibre}}$  est la masse de fibres,  $\rho_{\text{fibre}}$  est la masse volumique de fibres,  $M_{\text{matrice}}$  est la masse de la résine,  $\rho_{\text{matrice}}$  est la masse volumique de la résine.

### II.6.2. Détermination des modules d'élasticité (Par approche simplifiée [5])

A partir de la fraction volumique des fibres  $V_f$ , les propriétés mécaniques des couches constituant les peaux sont évaluées par des modèles micromécaniques ( loi des mélanges ). En utilisant les expressions (11) à (16) et en sachant que le module d'élasticité et le coefficient de

Poisson de la fibre de verre et de la matrice époxyde sont respectivement  $E_f = 73$  GPa,  $E_m = 2,8$  GPa,  $\nu_f = 0,3$ , et  $\nu_m = 0,22$ .

Modules des fibres et de la matrice

- Pour les fibres :

Module de cisaillement :

$$G_f = \frac{E_f}{2(1+\nu_f)} \quad (5)$$

Module de compressibilité :

$$k_f = \frac{E_f}{3(1-2\nu_f)} \quad (6)$$

Module de compression latérale :

$$K_f = k_f + \frac{G_f}{3} \quad (7)$$

- ❖ Pour la matrice :

Module de cisaillement

$$G_m = \frac{E_m}{2(1+\nu_m)} \quad (8)$$

Module de compressibilité :

$$k_m = \frac{E_m}{3[(1-2\nu_m)]} \quad (9)$$

Module de compression latérale :

$$K_m = k_m + \frac{G_m}{3} \quad (10)$$

**a) Module d'élasticité longitudinal  $E_L$**

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) + \frac{4V_f(1 - V_f)(\nu_f - \nu_m)^2}{\frac{V_f}{K_m} + \frac{1}{G_m} + \frac{1 - V_f}{K_f}}$$



$$\approx E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (11)$$

**b) Coefficient de Poisson  $\nu_{LT}$**

$$\begin{aligned} \nu_{LT} &= \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f) + \frac{V_f (1 - V_f) (\nu_f - \nu_m) \left( \frac{1}{K_m} - \frac{1}{K_f} \right)}{\frac{V_f}{K_m} + \frac{1}{G_m} + \frac{1 - V_f}{K_f}} \\ &\approx \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f) \end{aligned} \quad (12)$$

**c) Module de cisaillement  $G_{LT}$**

$$G_{LT} = G_m \frac{G_f (1 + V_f) + G_m (1 - V_f)}{G_f (1 - V_f) + G_m (1 + V_f)} \quad (13)$$

**d) Module de compression latéral  $K_L$**

$$K_L = K_m + \frac{V_f}{\frac{1}{k_f - k_m + \frac{(G_f - G_m)}{3}} + \frac{1 - V_f}{k_m + \frac{4}{3} G_m}} \quad (14)$$

**e) Module de cisaillement transversal  $G_{TT'}$**

$$G_{TT'} = G_m \left( 1 + \frac{V_f}{\frac{G_m}{G_f - G_m} + \frac{k_m + \frac{7}{3} G_m}{2 k_m + \frac{8}{3} G_m} (1 - V_f)} \right) \quad (15)$$

**f) Module d'élasticité transversal  $E_T$  :**

$$E_T = \frac{2}{\frac{1}{2 K_L} + \frac{1}{2 G_{TT'}} + 2 \frac{\nu_{LT}^2}{E_L}} \quad (16)$$

En utilisant les équations (11) à (16), nous avons écrit un programme en FORTRAN (annexe) permettant le calculer des caractéristiques physique des peaux à savoir les modules

d'élasticité  $E_L$  et  $E_T$ , les modules de cisaillement  $G_{LT}$  et  $G_{TT}$ , le module de compression latéral  $K_L$  et les coefficients de Poisson  $\nu_{LT}$  et  $\nu_{TT}$ . Les résultats obtenus pour les deux types de sandwich sont obtenus par un programme développé en FORTRAN et sont illustrés dans le tableau II.11. :

Matériau	Fraction volumique fibre	$E_L$ (GPa)	$E_T$ (GPa)	$G_{LT}$ (GPa)	$G_{TT}$ (GPa)	$K_L$ (GPa)	$\nu_{LT}$	$\nu_{TT}$
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,252	20,49	4,656	1,736	1,6	4.565	0,279	0,454
SMS	0,257	20,84	4,694	1,753	1,614	4,595	0,279	0,454

Tableau II.11 : Caractéristiques physiques des matériaux étudiés.

## II.7. Simulation numérique des sandwichs en flexion 3 points

L'étude numérique a pour but le développement de modèles fiables et prédictifs pour la simulation numérique du comportement des structures. Ces modèles numériques permettent de vérifier les résultats obtenus expérimentalement.

L'étude de la flexion 3 points a été effectuée en 3D (Figure II.13), en utilisant le code Abaqus. La modélisation par éléments finis du sandwich à âme en mousse, consiste en un empilement de 9 plis dont chacune des peaux est constituée de 4 plis de 0,5 mm d'épaisseur. La mousse est considérée comme un pli isotrope de 8 mm d'épaisseur. L'interface entre les couches des plis du composite est modélisée en utilisant des éléments cohésifs disponibles dans Abaqus. La poutre est sollicitée en flexion 3- points. Pour simuler les conditions d'essai, le spécimen est soumis à une charge verticale croissante.

L'étude a été effectuée sur un élément quadratique linéaire à quatre nœuds et six degrés de liberté.

Les conditions aux limites appliquées sont:

- au niveau des appuis : fixation de la translation  $U_z$ ,
- au niveau de la symétrie : fixation  $U_x, U_y$ .

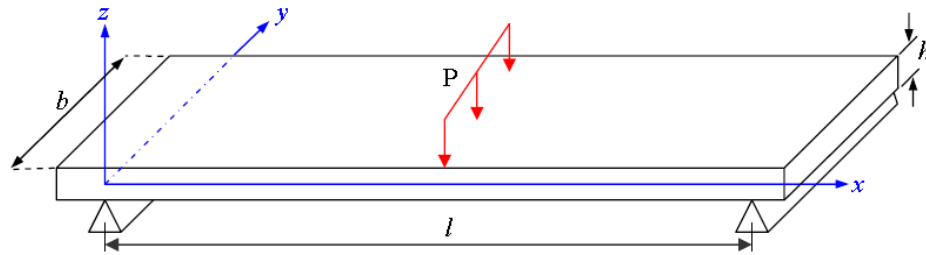


Figure II.13 : Modélisation de la flexion 3 points sur ABAQUS.

Les caractéristiques mécaniques des peaux sont :

- **Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]**

$$\begin{array}{lll}
 E_L = 20490,40 \text{ MPa} & \nu_{LT} = 0,279 & G_{LT} = 1736,68 \text{ MPa} \\
 E_T = 4656,14 \text{ MPa} & \nu_{TT} = 0,454 & G_{TT} = 1600,63 \text{ MPa}
 \end{array}$$

- **Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]**

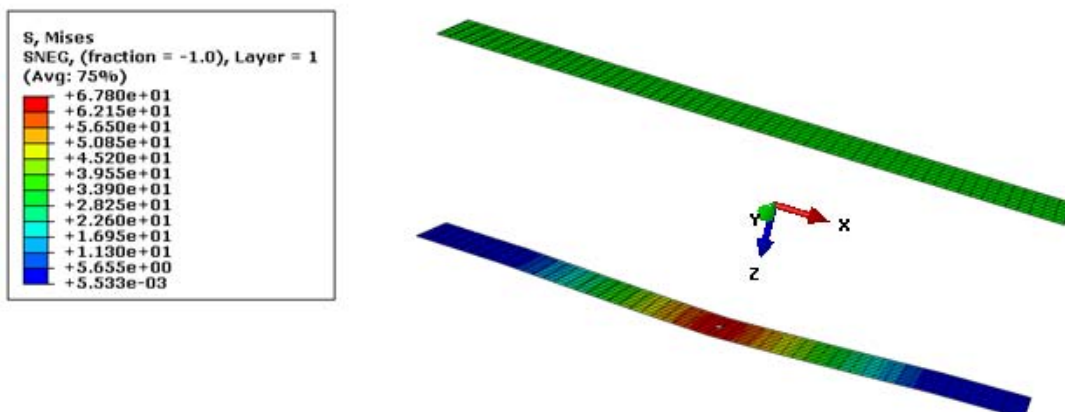
$$\begin{array}{lll}
 E_L = 20490,40 \text{ MPa} & \nu_{LT} = 0,279 & G_{LT} = 1736,68 \text{ MPa} \\
 E_T = 4656,14 \text{ MPa} & \nu_{TT} = 0,454 & G_{TT} = 1600,63 \text{ MPa}
 \end{array}$$

Les caractéristiques mécaniques du cœur (mousse PVC Herex C 70 200 considérée comme un matériau isotrope) sont déduites par le constructeur:

$$E = 110 \text{ MPa} \quad \nu = 0,25 \quad G = 81 \text{ MPa}$$

La convergence du maillage est acquise à 385 éléments du type S4R S4 et un nombre de nœuds de 448, répartis en 54 éléments suivant X et 07 éléments suivant Y.

## RESULTATS ET DISCUSSION

Figure II.14 : Contraintes de Von Mises du sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

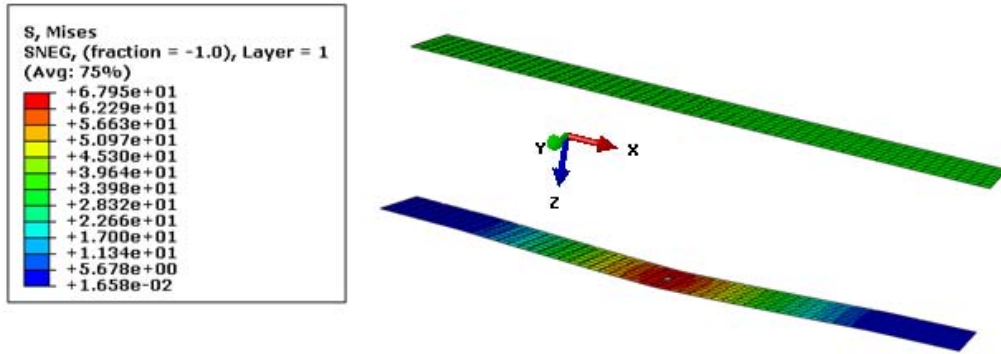


Figure II.15 : Contraintes de Von Mises sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

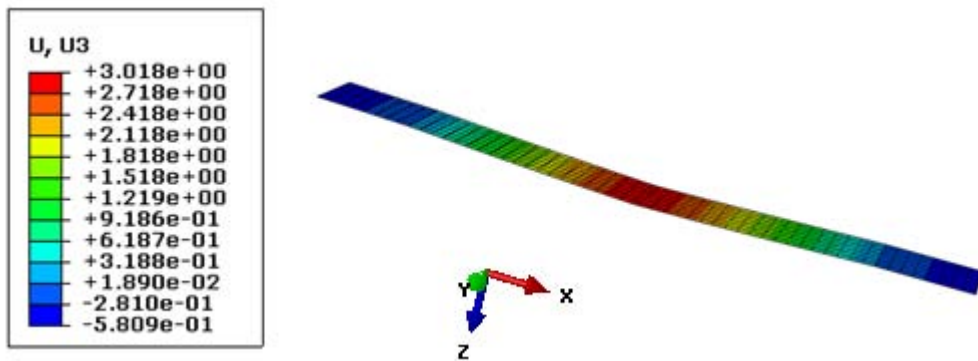


Figure II.16 : Déplacements du sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

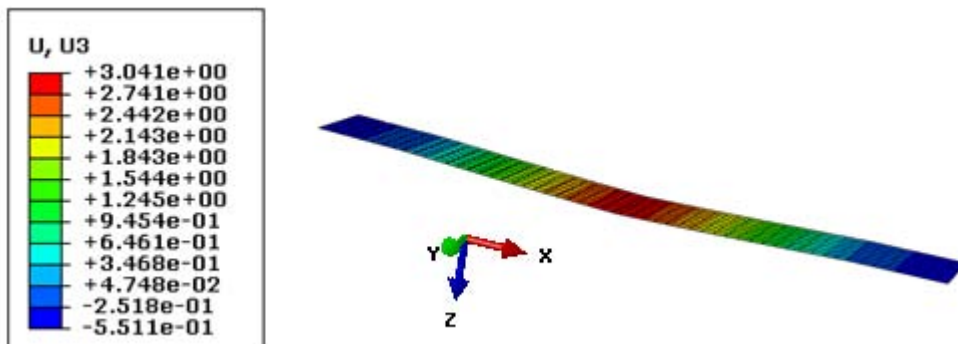


Figure II.17 : Déplacements du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

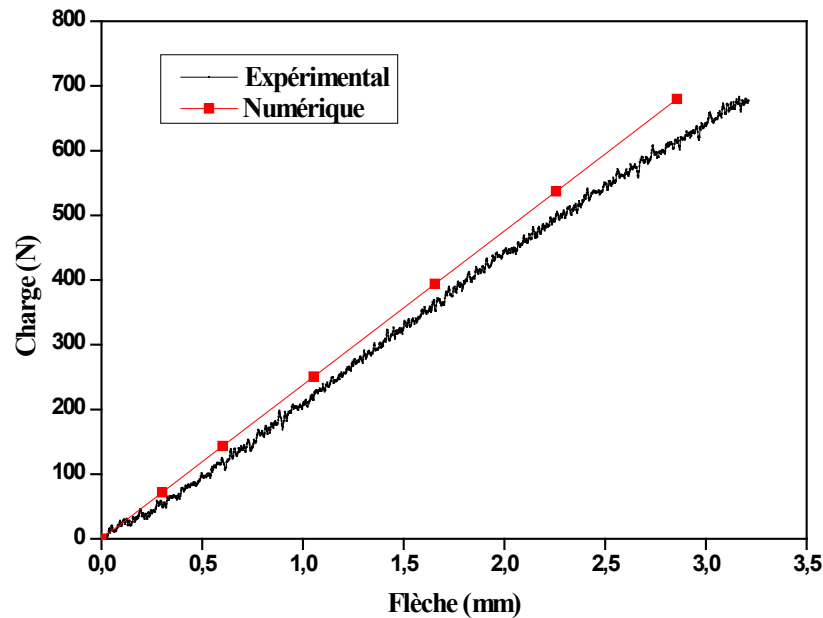


Figure II.18 : Comparaison expérimentale et numérique pour le sandwich [0<sub>4</sub>] (Charge-flèche)

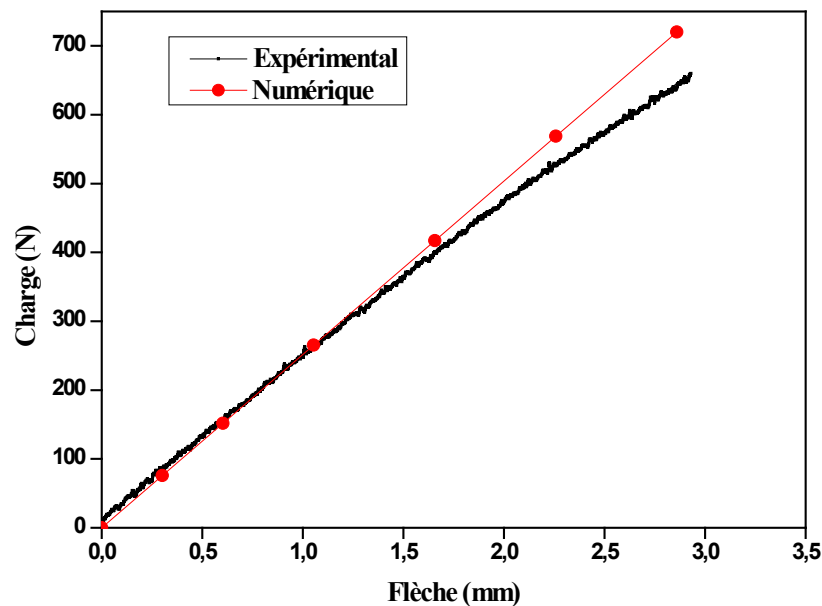


Figure II.19 : Comparaison expérimentale et numérique pour le sandwich [0/90<sub>2</sub>/0] (Charge-flèche)

Sur les Figures II.14 et II.15 sont illustrées les distributions des contraintes de Von Mises dans les deux types de sandwich. On remarque que, pour le sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0], ces contraintes sont légèrement supérieures à celles de sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

Les figures II.16 et II.17 montrent les déplacements dans les deux types de sandwich. Ces résultats confirment d'abord une similitude entre les deux types de sandwichs d'une part

et une bonne concordance avec les résultats obtenus expérimentalement pour chacun des matériaux surtout dans le domaine linéaire.

Sur les Figures II.18 et II.19, sont illustrées les comparaisons entre résultats expérimentaux et simulations numériques. Elles représentent la flèche en fonction de la charge appliquée sur les sandwichs étudiés. Nous constatons un léger écart entre la simulation numérique et l'expérimental. Cet écart reste très raisonnable en tenant compte des défauts possibles lors du processus de fabrication, notamment les incertitudes des appareils utilisés.

## II.8. Conclusion

Les deux types de matériaux composites sandwichs ont été étudiés en flexion statique 3 points. Les résultats obtenus ont permis de déterminer leur comportement mécanique et les types d'endommagements subis.

Le comportement (effort/déplacement) des éprouvettes lors de la flexion statique (chargements monotones) est représenté par des courbes ayant la même allure et composées de trois phases principales : évolution proportionnelle linéaire de la charge en fonction du déplacement, suivie d'un comportement non linéaire jusqu'à la charge maximale. Finalement on assiste à une diminution de cette dernière jusqu'à la rupture de l'éprouvette. La rupture finale n'est obtenue qu'après une baisse soudaine de la charge. L'examen des faciès de rupture, des deux types de sandwich, a montré que dans le cas des sandwichs SMS [0<sub>4</sub>], la rupture est obtenue par délaminage entre la peau comprimée et l'âme, puis un cisaillement de la mousse et enfin une décohésion de la peau inférieure mousse. Pour les sandwichs SMS [0/90<sub>2</sub>/0], elle est obtenue au niveau de la peau supérieure par compression au voisinage de l'appui central (poinçonnage).

La simulation numérique des sandwichs étudiés en flexion 3 points a permis de valider les résultats expérimentaux. La comparaison des résultats expérimentaux avec ceux obtenus par la simulation numérique des structures sandwichs étudiées montre un léger écart. Cet écart reste très raisonnable en tenant compte des défauts possibles du processus de fabrication.

Ainsi, l'étude statique a montré que la rigidité en flexion du sandwich SMS [0<sub>4</sub>] est plus importante que celle du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

## **Chapitre III**

# **Comportement des Sandwichs Sous Sollicitation Cyclique**

### III.1. Introduction

Le phénomène de fatigue du matériau se caractérise par sa rupture après application d'un grand nombre de sollicitations dont l'amplitude est inférieure à la résistance à la rupture statique du matériau. Ce phénomène est rencontré fréquemment dans de nombreux domaines industriels qui mettent en jeu des sollicitations cycliques, sollicitations par vibration, etc. Les premières études fondamentales du phénomène de fatigue ont été entreprises par Wöhler sur les métaux. À l'heure actuelle, ce sont les matériaux pour lesquels on dispose des connaissances les plus étendues sur ce sujet. Sur d'autres matériaux complexes tel que les matériaux composites, en particulier les composites sandwichs, le phénomène de fatigue reste peu maîtrisé ce qui limite leur utilisation. Au cours des ces dernières années les travaux effectués dans la littérature ont montré que le phénomène de fatigue dépend de plusieurs paramètres (nature de sollicitation, chargement, fréquence de sollicitation, etc.). Parmi les travaux qui ont abordé l'influence de ces paramètres sur la fatigue des matériaux composites, nous n'avons considéré que quelques-uns d'entre eux ayant conduit à des résultats importants.

Des travaux expérimentaux ont été développés [65, 66, 67, 68] sur les matériaux composites sandwichs. Ils ont montré qu'au cours des essais de fatigue l'augmentation de la fréquence de sollicitation se traduit par l'augmentation de la température interne des éprouvettes et en particulier pour les matériaux polymères. Shenoï et Benue [69] ont montré qu'au cours des essais de fatigue sur des matériaux sandwichs, la fréquence ne doit pas être élevée, afin d'éviter une augmentation significative de la température de la mousse. Cette augmentation de la température entraînerait une diminution des propriétés en cisaillement de l'âme.

D'autres essais ont été effectués par Burman et Zenkert [70, 71] sur l'influence du rapport de chargement et du niveau de chargement sur le comportement et les mécanismes d'endommagement au cours de la fatigue des sandwichs. Zenkert et Vikstrom [72] ont étudié le comportement en cisaillement de l'âme dans les structures sandwichs. Ils ont utilisé deux méthodes pour analyser et détecter la fissuration par cisaillement. La première méthode est de nature non destructive et basée sur la technique d'infrarouge. La deuxième méthode consiste à faire une estimation de la contrainte résiduelle en cisaillement dans la poutre sandwich en utilisant l'approche de la mécanique d'endommagement. Ils ont trouvé un bon accord entre les deux méthodes et les résultats obtenus expérimentalement. D'autres travaux de Zenkert [73] ont montré que la décohésion au niveau du plan médian de l'âme réduit rigoureusement



la résistance du sandwich. Ils ont montré que la propagation des fissures dans l'âme peut-être produite par un surchargement par fatigue ou par impact. Une simulation par éléments finis de la propagation des fissures au cours de la fatigue a été développée, en se basant sur le calcul de la diminution de la contrainte en cisaillement. Les résultats obtenus par cette simulation ont été validés par ceux expérimentaux.

Clark et al. [9] ont développé un modèle analytique permettant d'évaluer la réduction du module au cours de la fatigue. Ils ont considéré que le processus d'endommagement en fatigue se déroule en deux périodes: une première période d'initiation de l'endommagement, puis une deuxième de l'évolution et de la multiplication de cet endommagement. L'évolution de la déformation en fonction de nombre de cycles est ensuite explicitée suivant une fonction de type exponentielle. A partir de cette expression, le module en fatigue est déterminé en fonction du nombre de cycles et du niveau de chargement. Enfin les auteurs ont utilisé les courbes de Wöhler pour caractériser la durée de vie des composites sandwichs.

Kulkarni et al [74] ont constaté que la rupture en fatigue par flexion du sandwich est contrôlée par la rupture de l'âme. En effet, ils ont montré que la propagation de la fissuration se fait en trois phases: d'abord la décohésion entre l'âme et la peau supérieure, ensuite le cisaillement de l'âme suivie par une autre décohésion entre la peau inférieure et l'âme. La première phase représente environ 85% de la durée de vie en fatigue et correspond à une dégradation de la rigidité de 10% environ. Les auteurs ont mis en place des essais de fatigue de telle sorte que l'endommagement se manifeste par la propagation des fissures dans l'âme. En se basant sur ces résultats, ils ont développé un modèle de fatigue qui consiste à simuler la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles pour différents niveaux de chargement. Ce modèle a permis d'obtenir des résultats avec une erreur inférieure à 7.5% par rapport aux résultats expérimentaux.

Farooq et al [75] ont étudié l'influence de l'épaisseur de l'âme sur le comportement en flexion du sandwich au cours de la fatigue. Ils ont choisi le critère  $M_0$  correspondant à une réduction de 10% de la rigidité par rapport à sa valeur initiale pour tracer les courbes de Wöhler de ces matériaux. Ces auteurs ont montré que pour un niveau de chargement donné, la durée de vie du sandwich diminue lorsque l'épaisseur de l'âme augmente.

Dans cette partie d'étude nous proposons une analyse plus approfondie des mécanismes d'endommagement par fatigue cyclique des matériaux sandwichs présentés dans le paragraphe précédent. Ce type de matériau, qui associe de bonnes performances

mécaniques est bien adapté aux applications industrielles. Le présent travail a pour but d'étudier l'influence de la séquence d'empilement des plis constituant les peaux des sandwichs sur le comportement en fatigue de ces matériaux, et d'en déduire la durée de vie en fonction du chargement.

### III.2. Essais de fatigue en flexion trois points

Les essais de fatigues sont réalisés sur un banc d'essai (figures III.1), composé d'un vérin servo-hydraulique INSTRON de capacité  $\pm 100\text{kN}$  à charge contrôlée à la température ambiante du laboratoire. La grande flèche de l'éprouvette observée lors du cyclage ne permet pas d'atteindre des fréquences élevées. Le vérin est piloté par ordinateur avec le logiciel LABTRONIC 8800 (INSTRON). Deux types de structures sandwiches  $[0_4]$  et  $[0/90_2/0]$  ont été testés. Le cœur du sandwich est en mousse et les peaux sont purement en stratifiés unidirectionnels ou croisés (mêmes matériaux étudiés en statique). Les essais de fatigue en flexion trois points ont été effectués sur plusieurs éprouvettes, de même dimension que celles utilisées précédemment en statique, pour différentes valeurs de niveau chargement ( $r = F_{\text{app}}/F_{\text{sta,max}}$ ) tableau III.1. Pour chaque niveau de chargement appliqué, on obtient le nombre de cycles  $N_R$  à la rupture du sandwich. Ces essais ont été réalisés à charge imposée avec une fréquence de 3Hz. Le signal est sinusoïdal à amplitude constante (figure III.2), de rapport de chargement  $R = 0,1$ .

Les essais sont conduits à rupture de l'éprouvette qui est définie par une augmentation durant le cyclage de la flèche de l'éprouvette de deux fois l'amplitude du déplacement du vérin. La consigne d'arrêt est donc calculée pour chaque chargement. Cette définition de la rupture conduit à un endommagement très important de l'éprouvette soit par à un effondrement complet ou une fissuration importante de la peau inférieure subissant la traction.

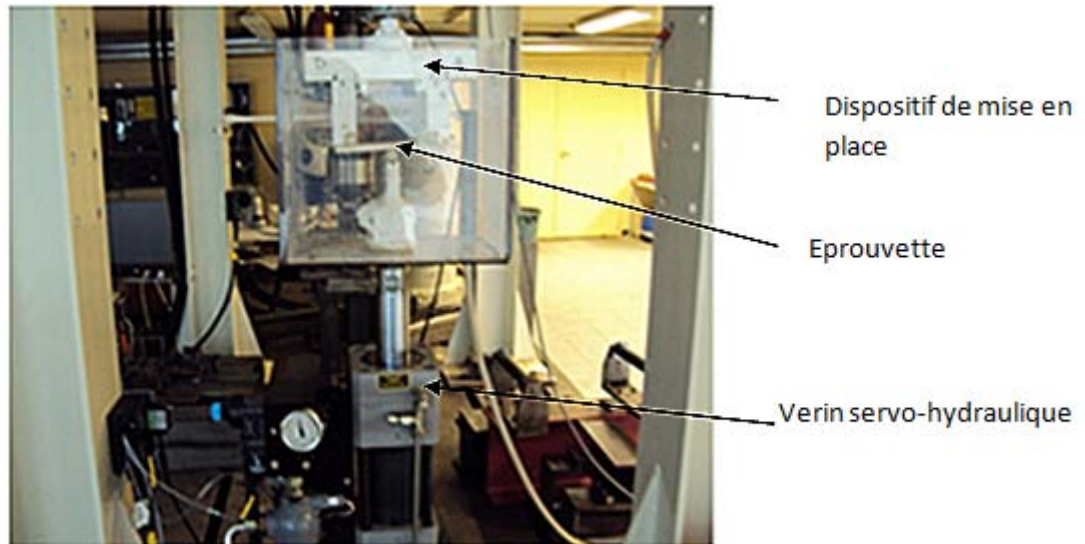


Figure III.1 : Machine d'essai INSTRON 1341

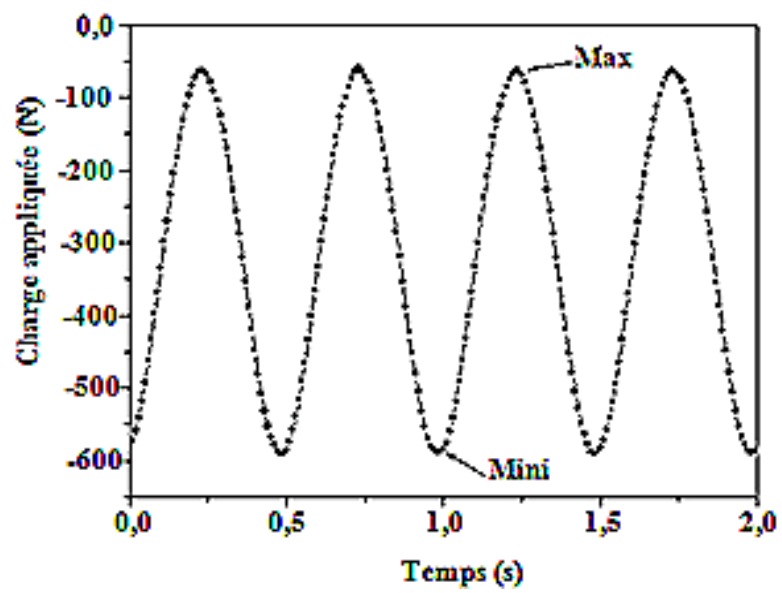


Figure III.2 : Signal appliqué.

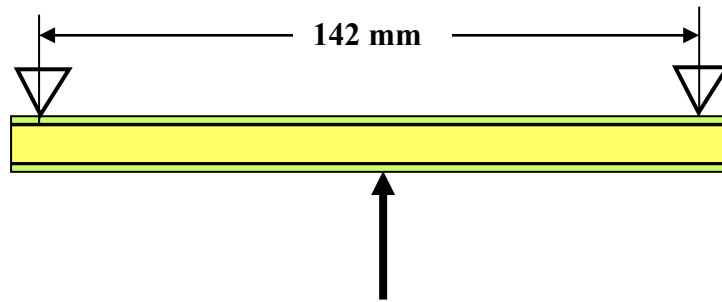


Figure III.3 : Dispositif d'essai en fatigue flexion 3-points

$\Delta F$ (N)	$F_{\text{maxi}}$ (N)	$F_{\text{mini}}$ (N)	$F_{\text{moy}}$ (N)	$F_{\text{amp}}$ (N)	$F_{\text{app}}$ (N)	$r$ SMS [0 <sub>4</sub> ]	$r$ SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]
800	888,89	88,88	488,89	400	720	0,82	0,75
700	777,78	77,77	427,78	350	630	0,71	0,65
650	722,22	72,22	397,22	325	585	0,65	0,61
600	666,67	66,66	366,67	300	540	0,60	0,55
550	611,11	61,11	336,11	275	495	0,55	0,52
500	555,56	55,55	305,56	250	450	0,51	0,48
490	544,44	54,44	299,44	245	441	0,50	0,45
475	527,78	52,77	290,28	237,5	427,5	0,48	0,44
450	500,00	50,00	275,00	225	405	0,45	0,42
400	444,44	44,44	244,44	200	360	0,40	0,38

Tableau III.1 : niveau de chargement utilisé.

### III.3. Résultats et discussions

#### III.3.1. Analyse des résultats

Au cours d'essai, l'évolution de déplacement en fonction du nombre de cycle a été enregistrée à l'aide d'un ordinateur connecté à la machine. Les valeurs du nombre de cycle à rupture  $N_R$ , obtenues pour chaque charge appliquée ( $\Delta F$ ), sur les deux types de sandwichs testés SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0] sont illustrés sur les tableaux III.2 et III.3. Nous avons illustré sur les figures III.4 et III.5 avec une échelle semi-logarithmique les courbes de fatigue

(charge,  $\Delta F$ )/Nombre de cycle à rupture,  $N_R$ ) pour les différents matériaux étudiés. La figure III.6 montre la comparaison entre les courbes de fatigue des deux types de sandwich.

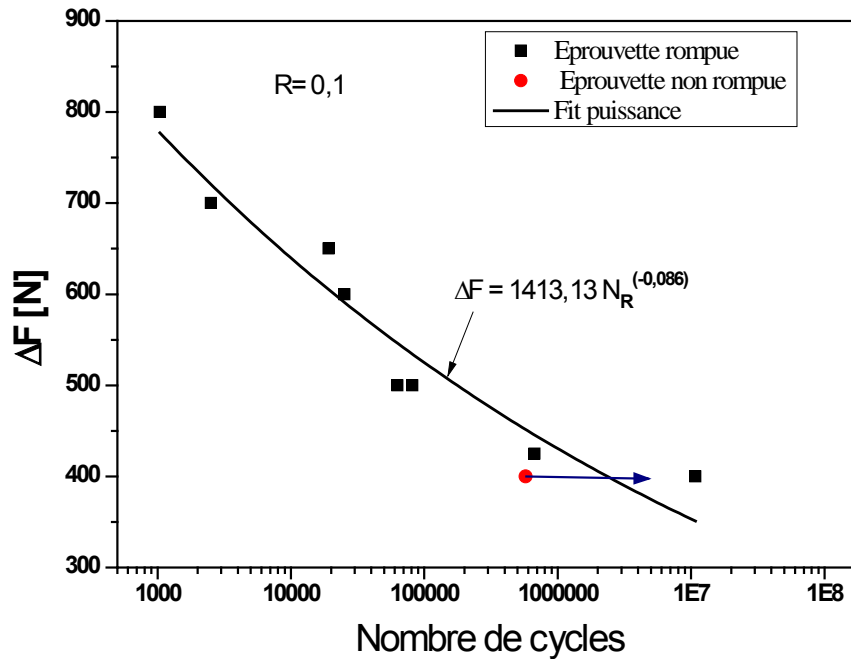


Figure III.4 : Courbe de fatigue (charge/nombre de cycles à la rupture) Sandwich SMS  $[0_4]$

Eprouvette	$\Delta F$ (N)	$N_R$ (cycles)	Observation
F1	800	1 043	rupture de l'âme
F2	400	5 076 120	Pas de rupture
F3	600	25 267	rupture de l'âme
F4	500	63 018	rupture de l'âme
F5	425	670 513	rupture de l'âme
F6	400	10 755 446	rupture de l'âme
F7	700	2 510	rupture de l'âme
F8	650	19 187	rupture de l'âme
F9	500	81 557	rupture de l'âme

Tableau III.2 : Résultats des essais de fatigue du Sandwich SMS  $[0_4]$ .

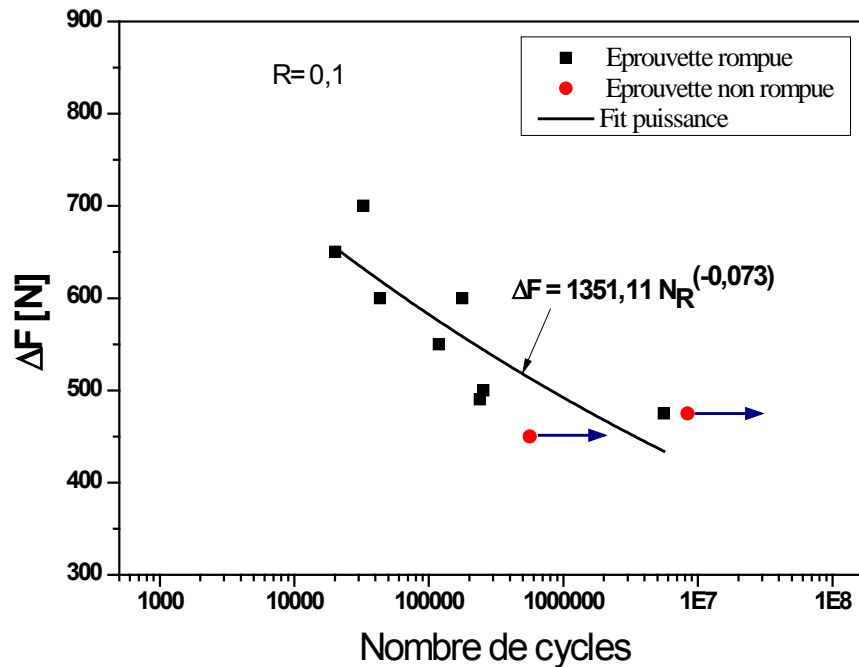


Figure III.5 : Courbe de fatigue (charge/nombre de cycles à la rupture)  
Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

Eprouvette	$\Delta F$ (N)	$N_R$ (cycles)	Observation
E1	500	254 551	rupture de l'âme
E2	450	564 000	Pas de rupture
E3	475	8 368 300	Pas de rupture
E4	490	239 134	rupture de l'âme
E5	475	5 584 561	rupture de l'âme
E6	600	177 527	rupture de l'âme
E7	*****	*****	rupture de l'âme
E8	550	118 887	rupture de l'âme
E9	650	20 128	rupture de l'âme
E10	600	43 344	rupture de l'âme
E11	700	32 630	rupture de l'âme

Tableau III.3 : Résultats des essais de fatigue du  
Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

Les courbes de fatigue obtenues, se caractérisent par une dispersion des valeurs de la durée de vie, pour une charge ( $\Delta F$ ). En outre, les éprouvettes n'ont pas toujours des caractéristiques comparables : fraction volumique, distribution des défauts, résistance à la rupture en statique, etc. La rupture en fatigue dépend d'une série de processus aléatoires dont la conjugaison se traduit par une dispersion dans les résultats de durée de vie, entre les éprouvettes soumises à un même chargement ( $\Delta F$ ) et sollicitées dans les mêmes conditions. Nous constatons bien évidemment que la durée de vie augmente avec la diminution de la charge dans tous les cas de figures, alors que pour des valeurs élevées de ( $\Delta F$ ) la rupture est observée au bout de quelques centaines de cycles. L'analyse des résultats montre que le comportement jusqu'à rupture, sous sollicitations cycliques dépend à la fois du chargement et de la nature des peaux.

Lorsque le chargement est faible correspondant à une faible amplitude, la propagation des mécanismes d'endommagement se fait très lentement et donc la durée de vie est ainsi élevée.

Lorsque le niveau de chargement est important correspondant à une grande amplitude, la vitesse de croissance d'endommagement est très importante correspondant à une durée de vie très faible.

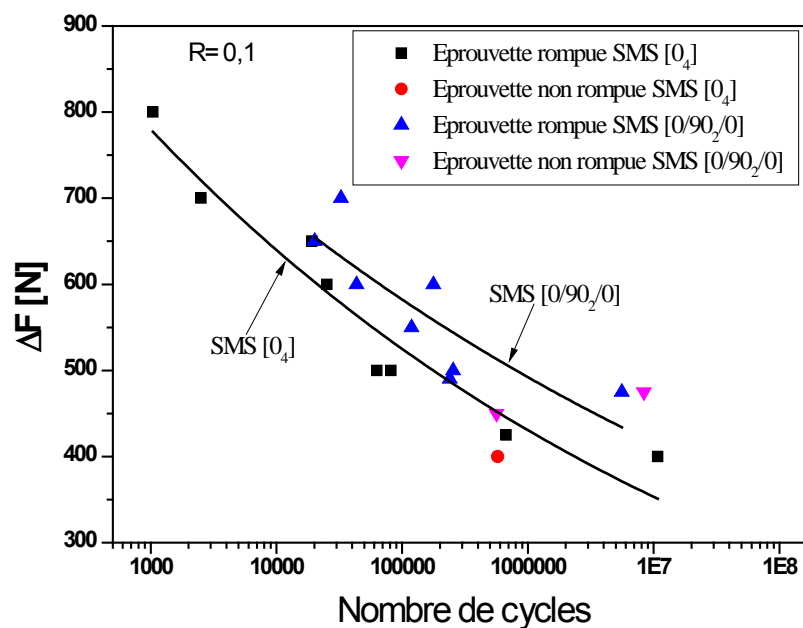


Figure III.6 : Comparaison entre les courbes de fatigue des deux sandwichs

De la comparaison entre les courbes de fatigue des deux types de sandwich, on constate un parallélisme des courbes, et que la durée de vie du matériau (SMS [0/90<sub>2</sub>/0]) est supérieure à celle du matériau SMS [0<sub>4</sub>], pour tout chargement (figure III.6).

L'analyse des résultats obtenus (tableau III.2 et III.3) nous ont permis de constater que les sandwichs constitués de peaux croisées [0/90<sub>2</sub>/0] ont une bonne résistance à la fatigue en flexion trois-points.

Pour les deux configurations, l'endommagement des éprouvettes se localise entre le support mobile (support charge) et le support fixe. Il se traduit, dans tous les cas, par une fissure diagonale traversant l'âme du sandwich.

### III.3.2. Progression de la fissuration pendant la fatigue des sandwichs

L'analyse des résultats des essais de fatigue a montré que le mode de rupture observé dans le cas des deux types de sandwichs, est dû à un cisaillement du cœur (figure III.7). L'amorçage des fissures par fatigue, durant les essais, est visible, mais se produit juste avant la rupture de l'éprouvette. Il a été constaté que trois événements préjudicieux distincts ont lieu avant la rupture des éprouvettes.

Le premier événement de l'endommagement (1) (figures III.7) a été l'ouverture et la propagation d'une fissure au niveau de l'interface peau-cœur (délaminage), sur le côté de la compression. On a remarqué que cette fissure n'a jamais été à l'interface cœur /peau, mais environ à 1mm en dessous de l'interface. Il a été révélé, dans la littérature que la résine pénètre dans le matériau du cœur par cette profondeur [75]. Cette fissure est parallèle à l'axe de la poutre et se propage à partir du point d'ouverture vers le support d'extrémité, comme indiqué dans la figure III.7. Ce premier événement occupe environ 80% de la durée de vie en fatigue.



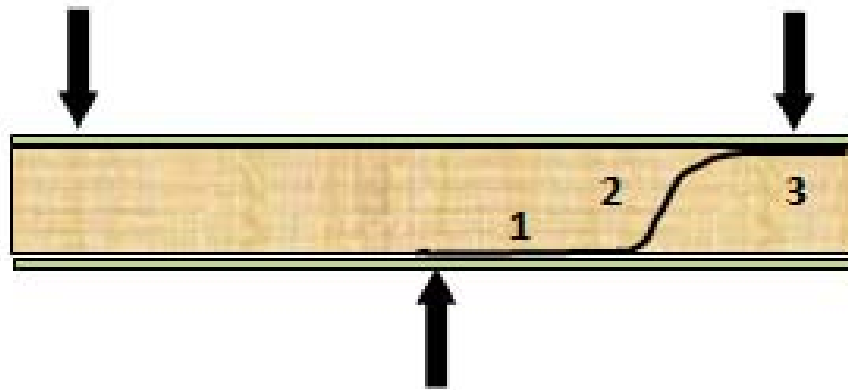


Figure III.7: Schéma de propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue

Le deuxième évènement de l'endommagement (2) (figures III.7) s'enchaînant avec l'évènement (1) a été le cisaillement de l'âme ou du cœur du sandwich suivant son épaisseur jusqu'à l'interface peau/ cœur.

Le troisième évènement de l'endommagement (3) (figures III.7) suit le cisaillement du cœur et se compose d'un délaminage à l'interface tendue, entraînant la séparation de la peau et du cœur. Comme le cisaillement du cœur se propage à un rythme plus rapide, l'énergie à la pointe de la fissure est suffisamment élevée pour provoquer un sillon à travers l'interface en atteignant la peau rigide où elle est déviée le long de l'interface. Le spécimen finira par rompre après cet évènement. Ce dernier évènement est rapide et occupe le restant de la durée de vie en fatigue du sandwich, soit 7 à 8%.

Dans la plus part des cas, l'endommagement se localise entre le support fixe et l'appui de la charge, où la contrainte de cisaillement est maximale.

### III.3.3. Mode de rupture en fatigue

L'analyse des observations sur des éprouvettes rompues par fatigue, à l'aide du microscope optique, montre que la rupture des deux sandwichs dépend fortement de la séquence d'empilement des peaux du sandwich. Pour les deux types de matériau SMS [04] et SMS (0/902/0] et à tous les niveaux de chargement (figure III.8 et III.9), l'endommagement se manifeste par une décohésion entre l'âme et la peau comprimée proche de l'appui central ensuite par la propagation d'une fissure initiée par cisaillement dans l'âme (sous un angle de  $45^\circ$ ) ce qui entraîne une autre décohésion entre l'âme et la peau tendue et donc la ruine finale du sandwich. La croissance de ces fissures accélère brutalement la perte de rigidité de

matériau, menant à une rupture finale de l'éprouvette. La localisation et la taille de ces fissures dépendent fortement de la charge appliquée. Pour des niveaux de chargement très proches, la taille des fissures dans le matériau SMS [04] est plus grande que celle du matériau SMS [0/902/0].

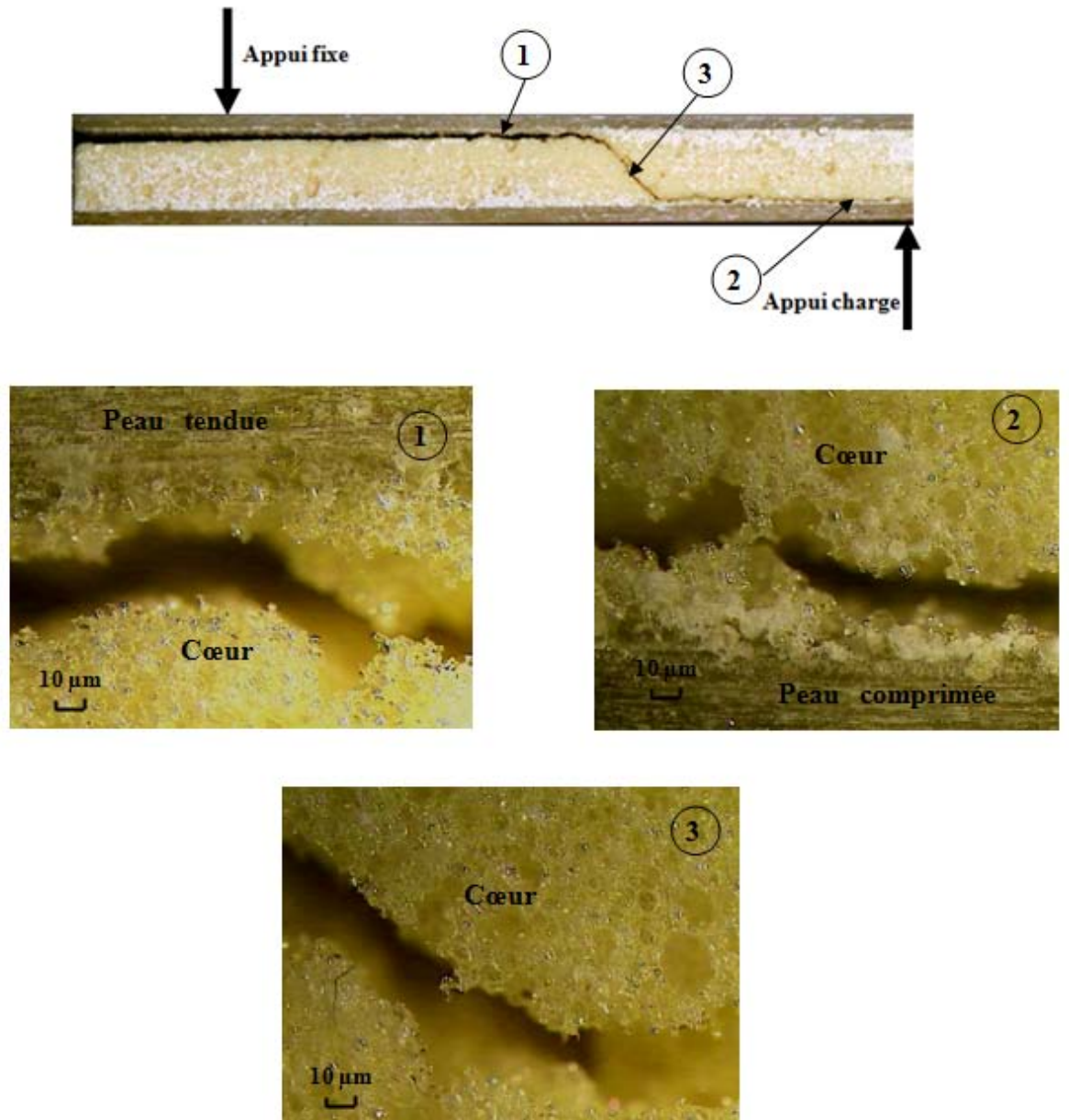


Figure III.8 : Observations macroscopique et microscopique de la propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue du sandwich SMS [04]

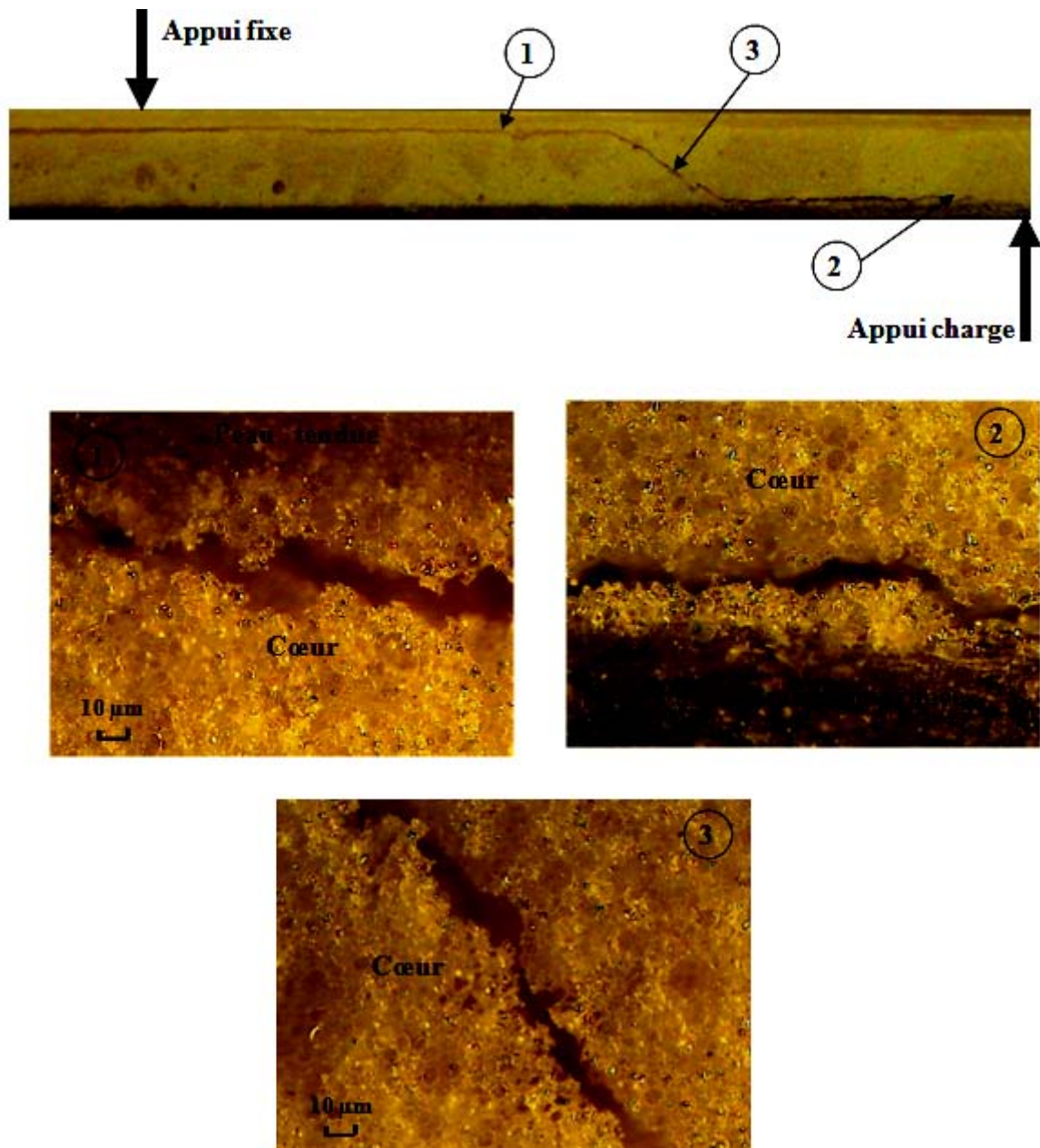


Figure III.9 : Observations macroscopique et microscopique de la propagation de la fissure pendant l'essai de fatigue du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

### III.4. Conclusions

Nous avons réalisé des essais de fatigue en flexion trois points sur deux types de matériaux sandwichs, en variant la séquence d'empilement des peaux.

Les courbes de fatigue obtenues, se caractérisent par une dispersion des valeurs de la durée de vie, pour une charge. Nous constatons que la durée de vie augmente avec la diminution de la charge dans tous les cas de figures, alors que pour des valeurs élevées de la charge, la rupture est observée au bout de quelques centaines de cycles. L'analyse des résultats montre que le comportement jusqu'à rupture, sous sollicitations cycliques dépend à la fois du chargement et de la nature des peaux. A partir des résultats obtenus, on constate que la durée de vie du matériau (SMS [0/90<sub>2</sub>/0]) est supérieure à celle du matériau SMS [0<sub>4</sub>], pour tout chargement.

Le mode de rupture observé dans le cas des deux types de sandwichs, est dû à un cisaillement du cœur. L'amorçage des fissures par fatigue, durant les essais, est visible, mais se produit juste avant la rupture de l'éprouvette. Il a été constaté que trois événements distincts ont lieu avant la rupture des éprouvettes :

- Le premier évènement se traduit par l'ouverture et la propagation d'une fissure au niveau de l'interface peau-cœur (délaminage), au niveau de la peau comprimée.
- Le deuxième évènement s'enchaînant avec le premier et se traduit par le cisaillement de l'âme du sandwich suivant son épaisseur sous un angle d'environ 45° jusqu'à l'interface peau/ cœur.
- Le troisième évènement de l'endommagement suit le cisaillement du cœur et se compose d'un délaminage à l'interface tendue, entraînant la séparation de la peau et du cœur.

## **Chapitre IV**

### **Modélisation de l'endommagement en fatigue des sandwichs à âme en mousse**

## IV.1. Introduction

L'endommagement par fatigue des composites, y compris les sandwichs, a été souvent modélisé par les approches de la résistance résiduelle ou de la dégradation de rigidité. La résistance résiduelle est déterminée à partir d'un essai statique sur une éprouvette soumise auparavant à un chargement cyclique. Cependant une série d'essais seront nécessaires pour déterminer une seule courbe de cette résistance résiduelle. Les approches de dégradation de rigidité ont l'avantage de mesurer la rigidité effective durant le cyclage, sans détruire l'échantillon. La courbe de dégradation de rigidité peut être obtenue à partir d'un seul essai. La rigidité peut être définie de plusieurs manières. Elle est prise comme le terme représentant le module de dégradation de rigidité en fatigue,  $G(n)$ , qui peut être mesuré à partir de la partie linéaire de la courbe (contrainte/déformation) pour différents cycles (Figure IV.1). Yang et al. [37] ont supposé que la vitesse de dégradation est une fonction puissance du nombre de cycle  $n$ . L'objectif de ce chapitre est d'étudier l'évolution du paramètre d'endommagement  $D$ , en se basant sur le module de cisaillement en fatigue  $G(n)$ .

## IV.2. Concept du module de fatigue [53]

Dans cette approche, la réduction de la rigidité est supposée être proportionnelle à la progression de la flèche mesurée en fonction du nombre de cycle. Dans notre étude, l'approche basée sur le concept de module de fatigue proposé par Hwang et Han [37] sera utilisée. Cette solution est applicable dans le cas où la rupture du matériau est dominée par le cisaillement du cœur.

Le terme « module de fatigue » est le rapport entre la contrainte appliquée et la déformation résultante, pour un nombre de cycle donné, (Figure IV.1). Lorsque le nombre de cycles augmente pour une contrainte cisaillement appliquée,  $\tau_a$  la résultante de la déformation par cisaillement à un  $n$  cycles devient plus grande jusqu'à ce qu'elle atteigne une rupture par déformation de cisaillement. Il est supposé que le critère de déformation est valable quand la déformation en fatigue, dépendant du cycle, est égale à la déformation de rupture en statique,  $\gamma(N_R) = \gamma_u$ . Le module de fatigue  $G_f(n, r)$ , pour un niveau de charge  $r$  et un nombre de cycles  $n$ , peut être exprimé par :

$$G_f(n, r) = \frac{\tau_a}{\gamma(n)} \quad (1)$$

Ainsi, la connaissance de la courbe contrainte/déformation pour chaque nombre de cycles n'est pas exigée. La mesure du module de fatigue peut être directement effectuée par la connaissance de l'historique de la déformation, pour un matériau donné.

### IV.3. Equation de dégradation

La vitesse de décroissance du module de fatigue, proposé par Hwang et Han [37], peut être liée à une fonction puissance empirique de la forme  $An^c$ . La relation théorique de la réduction du module de fatigue peut être exprimée par :

$$G_f(n) = G_0 - An^c \quad (2)$$

Où  $G_f(n)$  et  $G_0$  sont respectivement le module de fatigue transitoire et le module statique instantané. A et c sont des constantes du matériau déterminées expérimentalement.

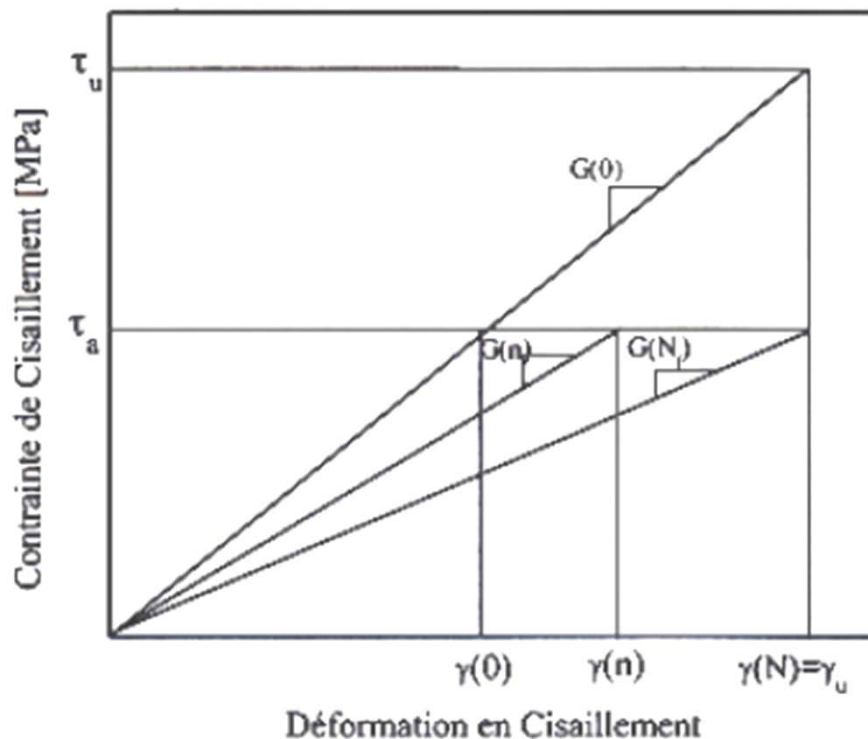


Figure IV.1 : Concept du module de fatigue

Le processus de fatigue consiste en une phase d'initiation, suivie par une phase de progression de l'endommagement. Le nombre de cycles  $n$ , définissant l'initiation de l'endommagement par fatigue, est donné par  $n_{if}$ . Le modèle utilisé sera modifié pour être

applicable dans le domaine correspondant à  $n \geq n_{if}$ . L'équation (2) a été modifiée par l'utilisation d'une fonction exponentielle de la forme  $Ae^{nc}$  [53] :

$$G_f(n) = G_0 \quad \text{pour } n \leq n_{if} \quad (3)$$

$$G_f(n) = G_0 - Ae^{(n-n_{if})c} \quad \text{pour } n \geq n_{if}$$

#### IV.4. Equation Contrainte/Nombre de Cycles

La courbe non linéaire (Contrainte de cisaillement/Nombre de Cycles) peut être obtenue à partir de l'équation de dégradation non linéaire du module de fatigue du cœur (éq. 3). En supposant la déformation de cisaillement cyclique à la rupture égale à la déformation de cisaillement statique maximale ( $\gamma_f(N_R) = \gamma_u$ ), le module de fatigue à la rupture devient  $G_f(N_R) = \frac{\tau_a}{\gamma_u}$ . Cela suppose que la courbe contrainte /déformation soit linéaire. Le rapport de charge appliqué  $r = \frac{\tau_a}{\tau_u}$  s'écrit :

$$\frac{G_f(N_R)}{G_0} = \frac{\tau_a}{\gamma_n} \times \frac{\gamma_u}{\tau_u} = \frac{\tau_a}{\tau_u} = r \quad (4)$$

$r$  est le rapport entre la contrainte appliquée et la contrainte statique à rupture :  $r = \frac{\tau_a}{\tau_u}$ .

En remplaçant  $n$  par  $N_R$  dans l'expression de  $G_f(n)$  (éq. 67), l'équation (75) devient :

$$N_R = n_{if} + \frac{\ln[B(1-r)]}{c} \quad (5)$$

$$B = \frac{G_0}{A}$$

L'équation (5) peut être utilisée pour prédire le nombre de cycles à la rupture pour différents niveaux de contraintes appliquées.

#### IV.5. Equation d'endommagement cumulatif

Les lois d'évolution de l'endommagement en fonction de la durée de vie sont diverses et peuvent être classées en lois linéaires et non-linéaires. Il a été supposé [53] que l'endommagement est initié à  $n = n_{if}$ . Pour  $n = N_R$  l'endommagement  $D$  est égal à 1.

Pour tous les modèles d'endommagement cumulatifs, il est supposé que :



$$D(n) = 0 \quad \text{pour} \quad n \leq n_{if} \quad (6)$$

$$0 \leq D(n) \leq 1 \quad \text{pour} \quad n_{if} \leq n \leq N_R$$

**Modèle I** : Ce modèle basé sur l'endommagement cumulatif linéaire, est proposé par Miner [16]. L'état de l'endommagement équivalent à un nombre de cycle  $n$  donné est le rapport du nombre de cycle actuel par le nombre de cycle provoquant la rupture par fatigue. Dans ce cas, le modèle d'endommagement produit après initiation de l'endommagement s'écrit :

$$D(n) = \frac{(n-n_{if})}{(N_R-n_{if})} \quad \text{pour} \quad n \geq n_{if} \quad (7)$$

**Modèle II** [9] : La fonction d'endommagement  $D$  est définie à partir du module de cisaillement en fatigue :

$$D(n) = \frac{G_0 - G_f(n)}{G_0 - G_f(N_R)} \quad (8)$$

$G_0$ : Module en cisaillement statique,

$G_f(n)$ : Module de fatigue transitoire,

$G_f(N_R)$ : Module de fatigue à la rupture.

En utilisant l'équation (3), l'expression (8) devient :

$$D(n) = \frac{e^{(n-n_{if})c}}{e^{(N_R-n_{if})c}} \quad \text{pour} \quad n \geq n_{if} \quad (9)$$

L'analyse des résultats des essais de fatigue a montré que le mode de rupture observé dans le cas de ces matériaux SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0], est dû à un cisaillement du cœur (Figure IV.2). L'amorçage des fissures par fatigue, durant les essais, est visible, mais se produit uniquement pour un nombre de cycles limité, juste avant la rupture finale de l'éprouvette. Ces fissures se propagent diagonalement dans le cœur du sandwich. Dans tous les cas, L'endommagement se localise entre le support fixe et l'appui de la charge, où la contrainte de cisaillement est maximale. Le cisaillement, (Figure IV.2), sera pris comme paramètre d'endommagement dans cette étude.

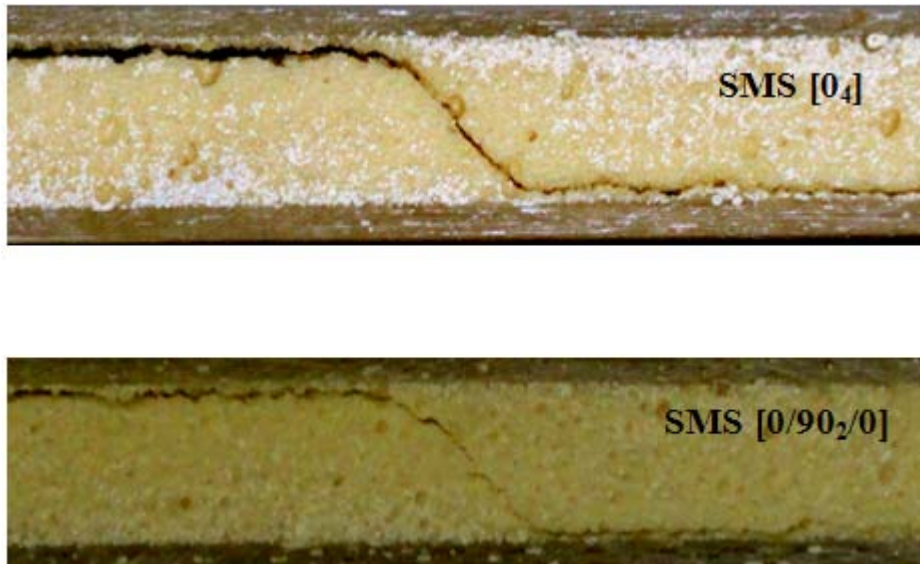


Figure IV.2 : Rupture par cisaillement du cœur pour les deux configurations SMS [0/90<sub>2</sub>/0] et SMS [0<sub>4</sub>].

#### IV.6. Evolution de la flèche en fonction du nombre de cycle

Au cours des essais, l'évolution de la flèche maximale (minimale) en fonction du nombre de cycles  $n$  a été enregistrée. La Figure IV.3 montre un résultat typique d'un essai de fatigue, et représente l'évolution du déplacement maximum en fonction du nombre de cycles. Les résultats obtenus montrent que la perte de rigidité (mesurée par la flèche) jusqu'à la rupture de l'éprouvette se déroule en trois phases :

- La première phase se manifeste par une augmentation rapide du déplacement dès les premiers cycles.
- La seconde phase montre une évolution très lente (presque constante), correspondant à la quasi-totalité de la durée de vie de l'éprouvette.
- La troisième phase très courte, ou la perte de rigidité s'accélère brutalement jusqu'à la rupture finale de l'éprouvette.

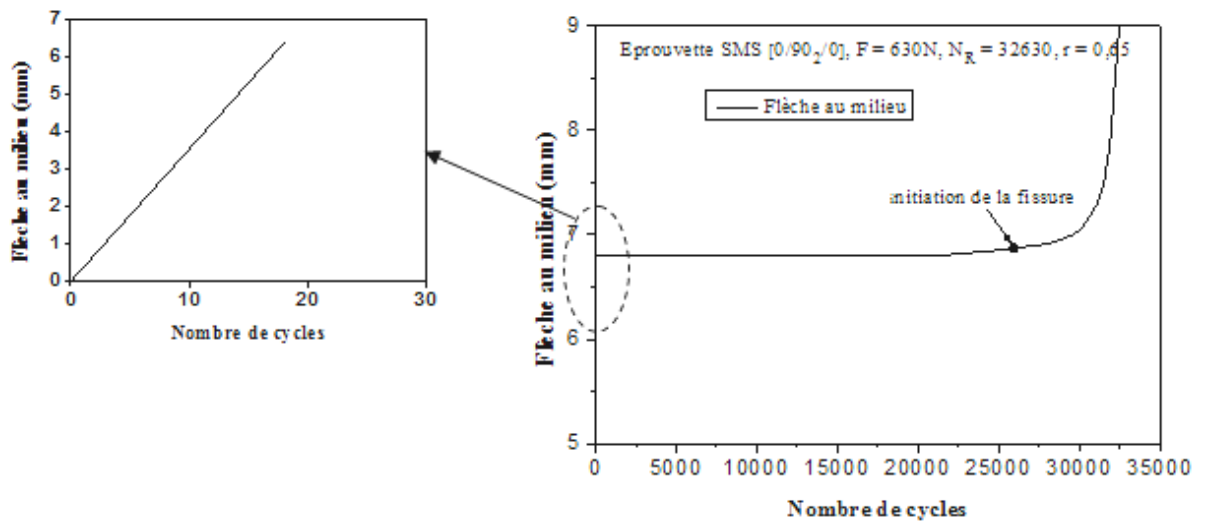
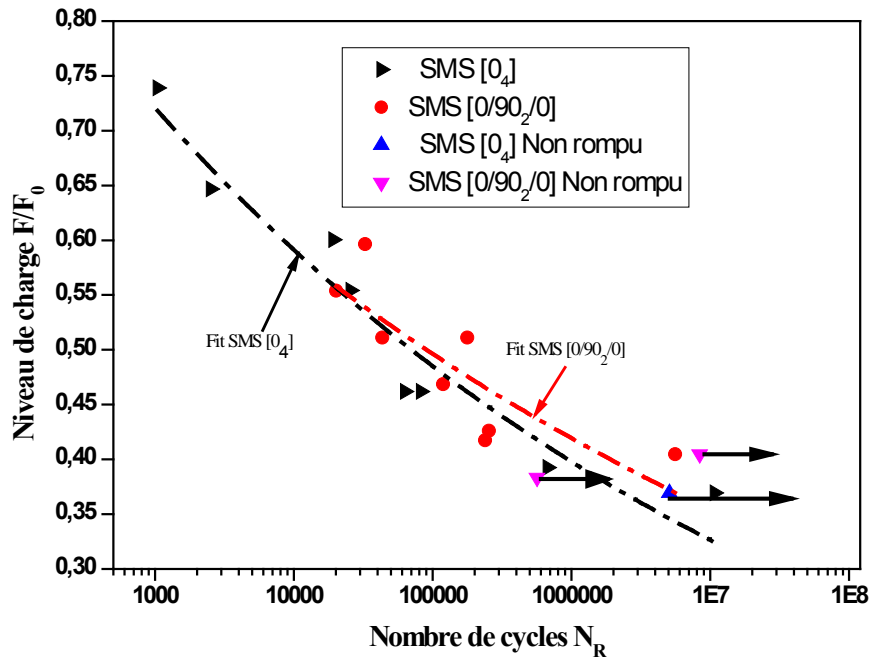


Figure IV.3 : Evolution de la flèche en fatigue en fonction du nombre de cycles sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

#### IV.7. Courbe de fatigue (Charge/Nombre de cycles à rupture)

Les données des essais de fatigue ont permis de tracer la courbe (Figure IV.4), qui représente le niveau de charge appliqué en fonction du nombre de cycles à rupture ( $N_R$ ). Cette courbe se caractérise par une dispersion des valeurs de la durée de vie, pour un rapport de charge  $r$ . D'une manière générale, cette dispersion est liée à la nature hétérogène du sandwich. En outre, les éprouvettes n'ont pas toujours des caractéristiques comparables : fraction volumique, distribution des défauts, résistance à la rupture en statique, etc. La rupture en fatigue dépend d'une série de processus aléatoires dont la conjugaison se traduit par une dispersion dans les résultats de durée de vie, entre les éprouvettes soumises à un même niveau de chargement  $r$  et sollicité dans les mêmes conditions. La Figure IV.4 montre que la durée de vie du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] présente un écart élevé par rapport au sandwich SMS [0<sub>4</sub>], pour les niveaux de charge bas. Tandis que pour les grandes charges cet écart diminue et atteint presque zéro pour les niveaux de charge de l'ordre de 0,55.

Figure IV.4 : Courbe de fatigue (niveau de charge/ N<sub>R</sub>)

## IV.8. Application des modules

### IV.8.1. Initiation de la fissure par fatigue

Le nombre de cycles à l'initiation ( $n_{if}$ ) de la fissure par fatigue, pour les deux configurations est déterminé à partir de la courbe flèche/Nombre de cycle (Figure IV.3). Il a été observé que l'initiation par fatigue se produit quand la courbe (flèche/nombre de cycles) commence à croître rapidement dans la zone proche de la rupture finale (Figure IV.3). Autrement dit, ce nombre de cycles à l'initiation correspond à une chute moyenne d'environ 4% de la courbe du module de cisaillement en fatigue  $G(n)$ . Le nombre de cycles à l'initiation de la fissure par fatigue, pour différents niveau de charge, est déterminé en utilisant les résultats des essais tableau IV.1 et tableau IV.2. Ce nombre de cycles en fonction de la charge appliquée est montré sur les Figures IV.13 et IV.14. L'analyse des résultats expérimentaux a montré que pour le niveau de charge élevé (74% de la charge maximale à rupture pour le sandwich SMS [0<sub>4</sub>] et 60% pour le sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]), le nombre de cycles à l'initiation de la fissure par fatigue, exprimé par un pourcentage de la durée de vie totale, est très élevée par rapport aux faibles niveaux de charges. Dans le cas où la charge appliquée dépasse 40% de la charge statique maximale à rupture, l'initiation de la fissure par fatigue se produit pour un pourcentage supérieur à 40% de la durée de vie totale pour les deux types de sandwich. Pour les faibles niveaux de charge allant de 30% jusqu'à 40% de la charge

maximale à rupture, l'initiation de la fissure par fatigue se produit pour un faible pourcentage de la durée de vie totale soit de 20%.

#### IV.8.2 Détermination expérimentale du module de fatigue en cisaillement

Pour le calcul du module de fatigue en cisaillement, une méthode basée sur le calcul direct de  $G_f(n)$  à partir de l'équation de la flèche, sera proposée. Dans notre cas, il est supposé que les peaux subissent des contraintes de traction/compression et le cœur des contraintes de cisaillement. Ainsi, les résultats des essais de fatigue, sur les deux types de sandwich où le cisaillement du cœur est le mode de rupture observé, peuvent être traités uniquement par le changement du module de cisaillement en fatigue avec le nombre de cycles, en supposant l'absence d'effet d'interaction peau/cœur. Pour un essai de flexion sur des poutres sandwiches Figure IV.5, la flèche totale est la somme d'une composante principale due à la flexion et d'une composante due au cisaillement. Dans le cas où la dégradation par fatigue est dominée uniquement par le cisaillement du cœur, le module de fatigue en cisaillement peut être calculé par des mesures expérimentales de la flèche. Pour une poutre sandwich soumise à la flexion trois points sous une charge  $P$ , l'équation de la flèche totale est donnée par :

$$w_{totale} = w_{flexion} + w_{cis}(n)$$

où 
$$w_{cis}(n) = \frac{P L}{4AG(n)} \quad (11)$$

et 
$$w_{flexion} = \frac{P L^3}{48(EI)_{eq}}$$

$w_{cis}(n)$  : Flèche en cisaillement

$w_{flexion}$  : Flèche en flexion

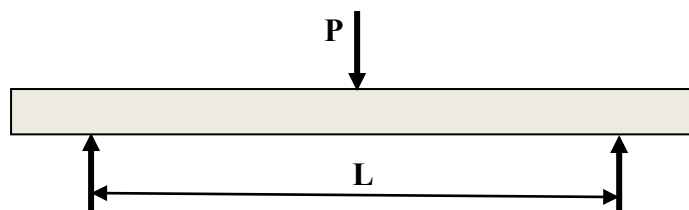


Figure IV.5 : Schéma de flexion trois point.

$G(n)$  est le module de cisaillement en fatigue cyclique ;  $n$  le nombre de cycles ;  $L$  la distance entre supports fixes,  $(EI)_{eq}$  et  $A$  sont simultanément la rigidité en flexion et la section transversale effective respectivement définies dans le chapitre I.

La flèche de cisaillement  $\delta_{cis}$ , en fonction du nombre de cycles, peut être calculée directement à partir des résultats expérimentaux après soustraction de la flèche de la flexion statique indépendamment du nombre de cycles, en supposant que la dégradation se fait uniquement par cisaillement du cœur.

$$w_{cis}(n) = w_{totale}(n) - w_{flexion} \quad (12)$$

Une fois la flèche du cisaillement obtenue, le module de cisaillement en fatigue du cœur du sandwich  $G(n)$  peut être calculé par :

$$G(n) = \frac{P L}{4A w_{cis}(n)} \quad (13)$$

Les modules de dégradation en fatigue calculés directement par l'équation 13, pour trois niveaux de charge et pour les deux configurations, sont illustrés sur les (Figures IV.(6-7)). La comparaison entre deux courbes du module de dégradation en fatigue, pour un même niveau de charge ( $r = 0,64$  et  $0,6$ ) est montrée sur la Figure IV.8. Ces courbes montrent dans un premier temps, que le module de cisaillement en fatigue reste constant et égal au module statique jusqu'à l'initiation de l'endommagement par fatigue (région 1). Dans un deuxième temps, on détermine le cycle d'initiation  $n_{if}$  correspondant au changement d'évolution du module de cisaillement. La région 2, correspondant à une chute rapide de  $G$ , montre le faible nombre de cycles jusqu'à la rupture finale. Pour les faibles niveaux de charges, le taux de diminution du module de fatigue augmente en fonction du nombre de cycles.

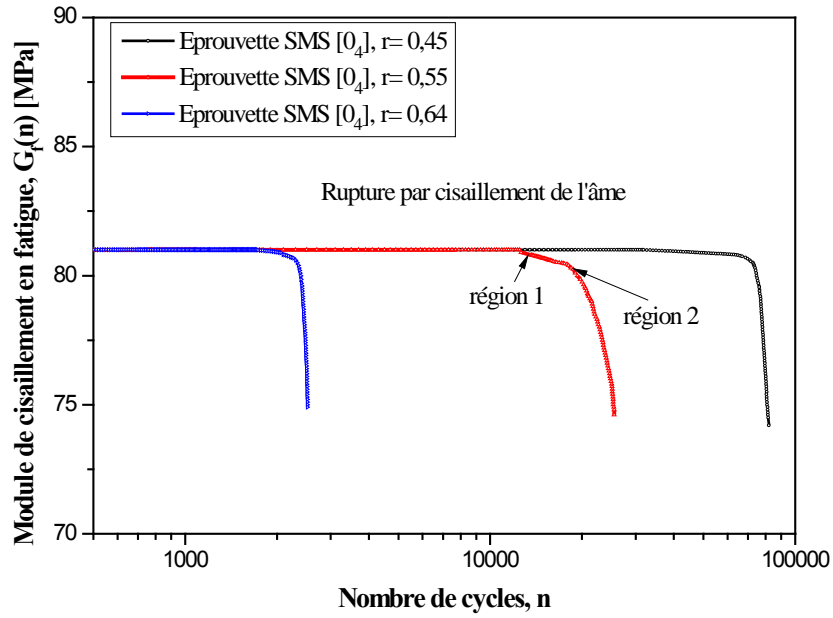


Figure IV.6 : Courbes de dégradation du module de fatigue Sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

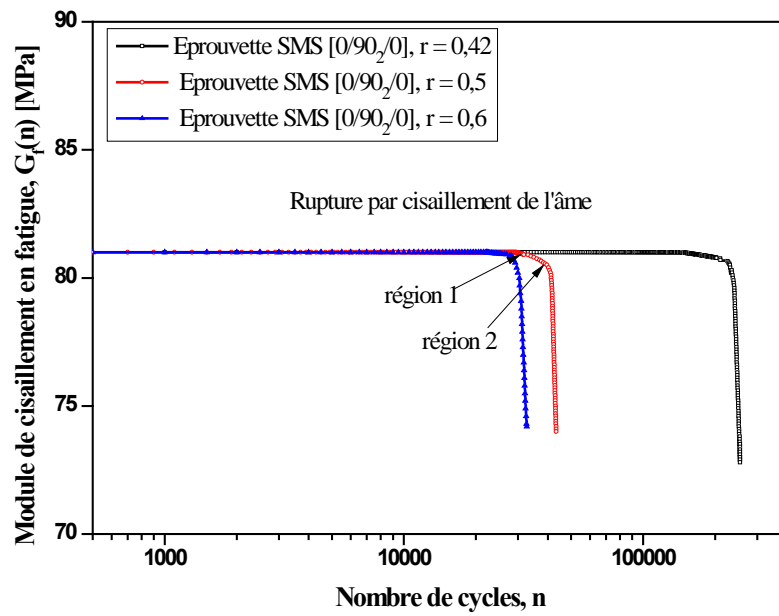


Figure IV.7 : Courbes de dégradation du module de fatigue Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

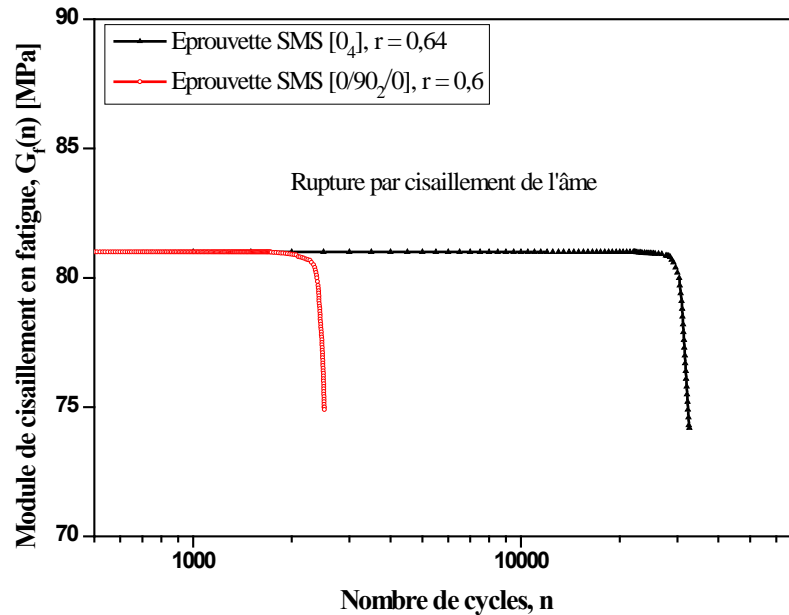


Figure IV.8 : Comparaison entre deux courbes de module de dégradation en fatigue pour les sandwichs SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

### IV.8.3. Détermination des paramètres du modèle de dégradation en fatigue

Les paramètres A et C du modèle de dégradation de rigidité (équation 3), pour les deux configurations SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0], sont déterminés à partir des courbes expérimentales du module de dégradation Figures IV.(9-10). Par contre les Figures IV.(11-12) montrent le type de la fonction de corrélation utilisé pour les deux configurations. L'endommagement par fatigue se produit uniquement après initiation de fissures dans le cœur. Le nombre de cycles est donné par  $(n - n_{if})$ . L'équation exponentielle utilisée, pour le lissage des courbes (module de fatigue – nombre de cycles) est donnée par :

$$G(n - n_{if}) = Ae^{(n - n_{if})C} \quad (14)$$

Un exemple de cette approche est montré sur les figures pour les deux configurations les paramètres de l'équation (14) ont été calculés en utilisant les techniques des moindres carrés, pour différents niveaux de charge (tableau 1 et 2). Les Figures IV.(11-12), montrent l'évolution de la fonction polynomiale utilisée.

Les Figures IV.(9-10) montrent l'évolution du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  en fonction du nombre de cycles après initiation  $(n - n_{if})$ . Le lissage des courbes par une fonction exponentielle a permis de déterminer les paramètres A, B et C. Les valeurs de ces paramètres sont montrées dans les tableaux.



- **Dégradation du module de cisaillement en fatigue du sandwich SMS [0<sub>4</sub>] lissage exponentiel**

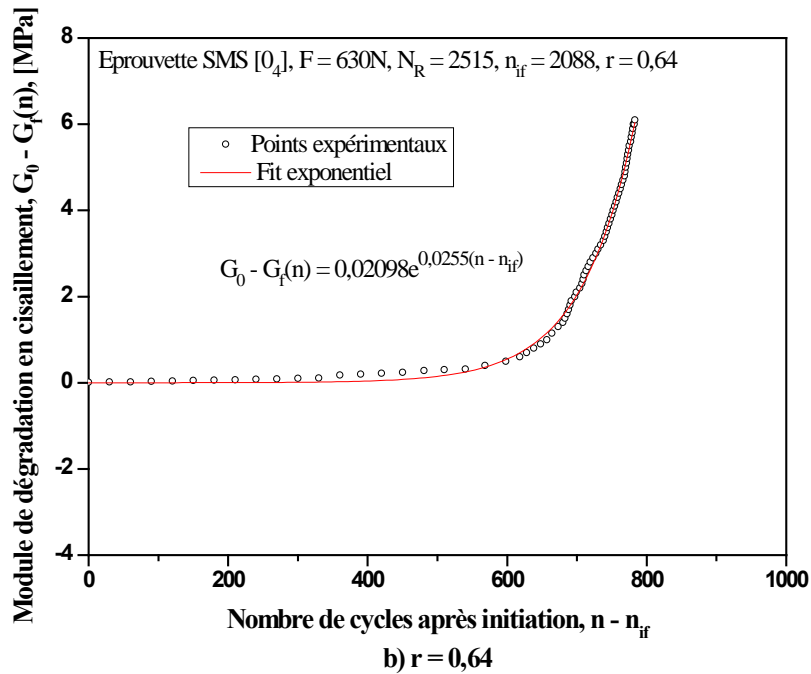
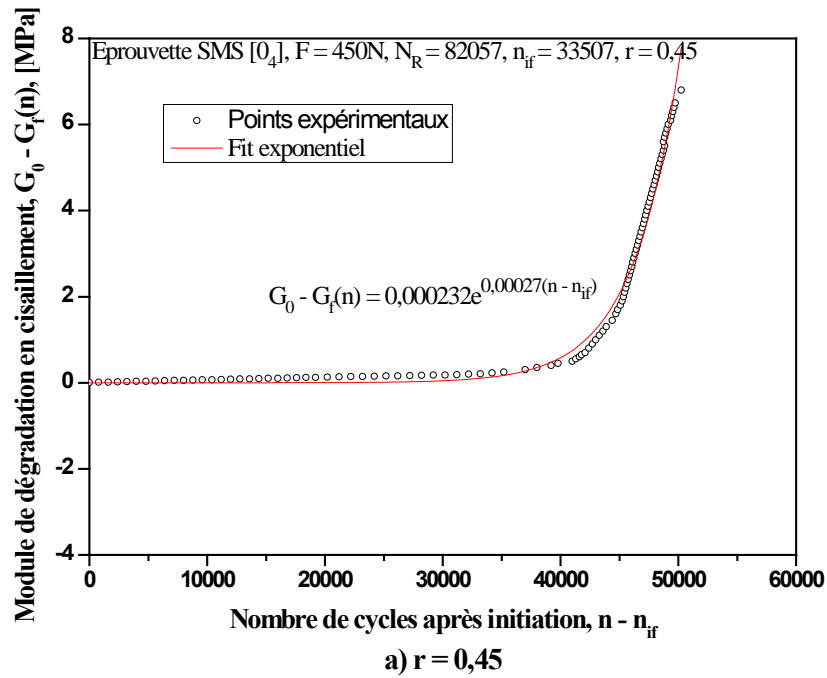


Figure IV.9 : Variation exponentielle du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  Sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

- **Dégradation du module de cisaillement en fatigue sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] lissage exponentiel**

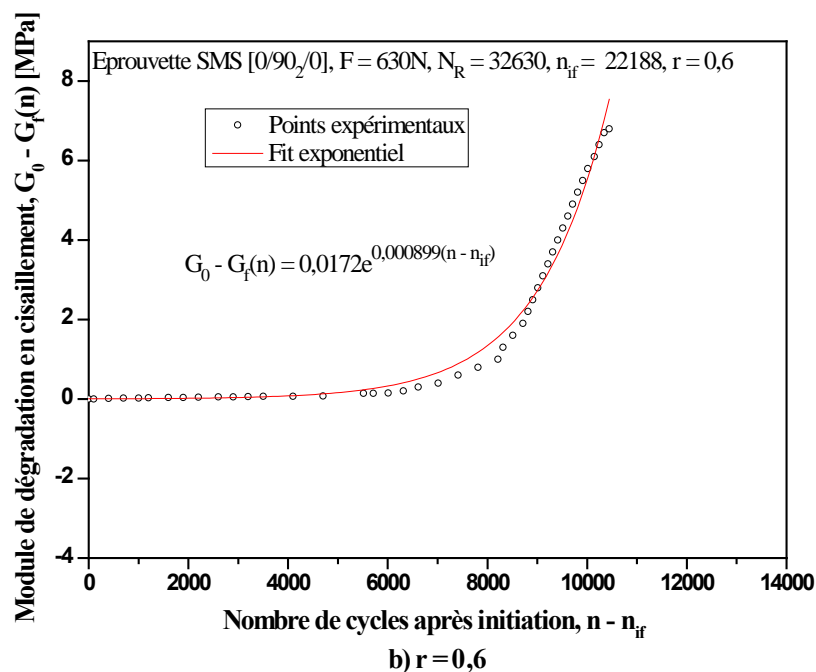
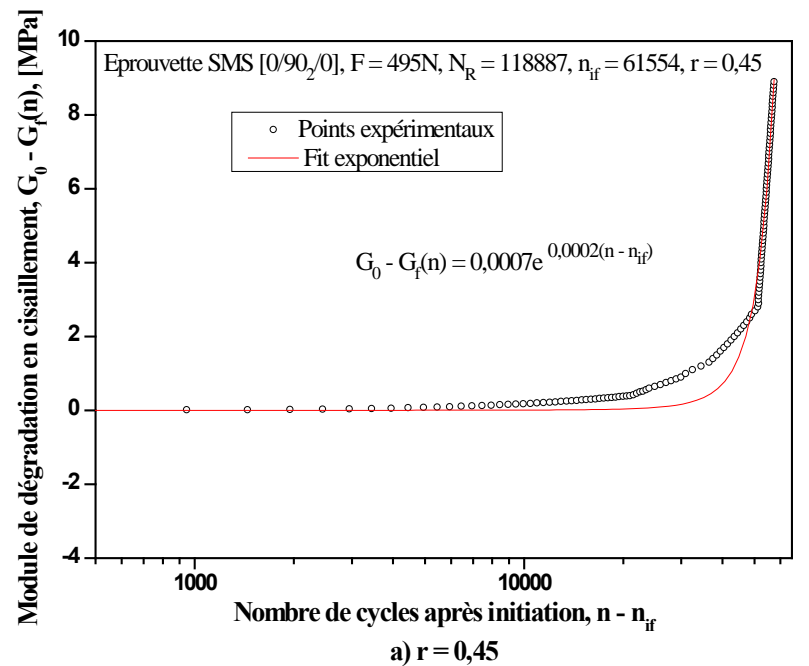


Figure : IV.10 : Variation exponentielle du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

Ces courbes montrent que le paramètre A, déterminant la valeur de  $G_0 - G_f(n)$  à l'initiation de l'endommagement, croît avec l'augmentation du rapport de charge ( $r = F_{app}/F_{sta,max}$ ). Quant au

paramètre C, déterminant la vitesse de l'endommagement après initiation, il croit en augmentant le rapport du niveau de chargement, et influe sur la vitesse d'endommagement.

- **Dégradation du module de cisaillement en fatigue du sandwich SMS [0<sub>4</sub>] lissage polynomial**

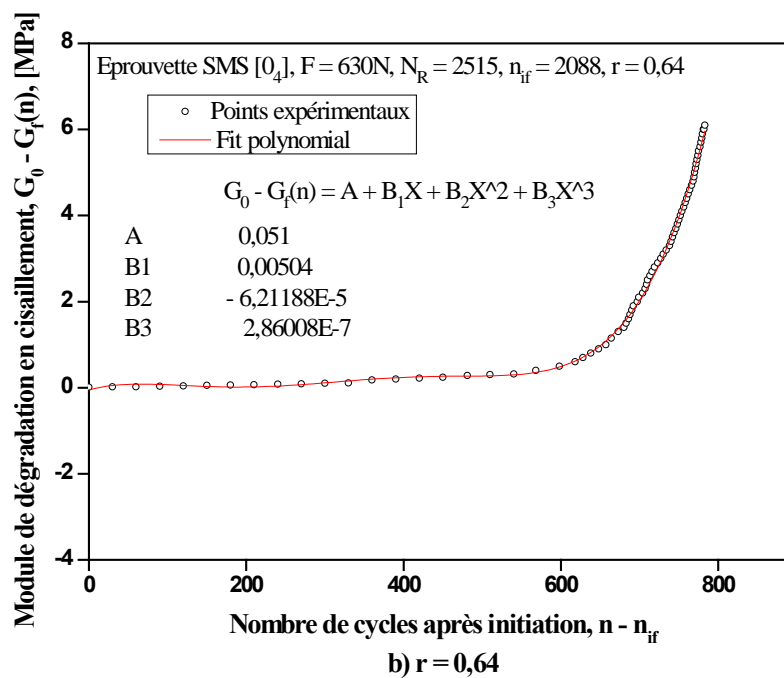
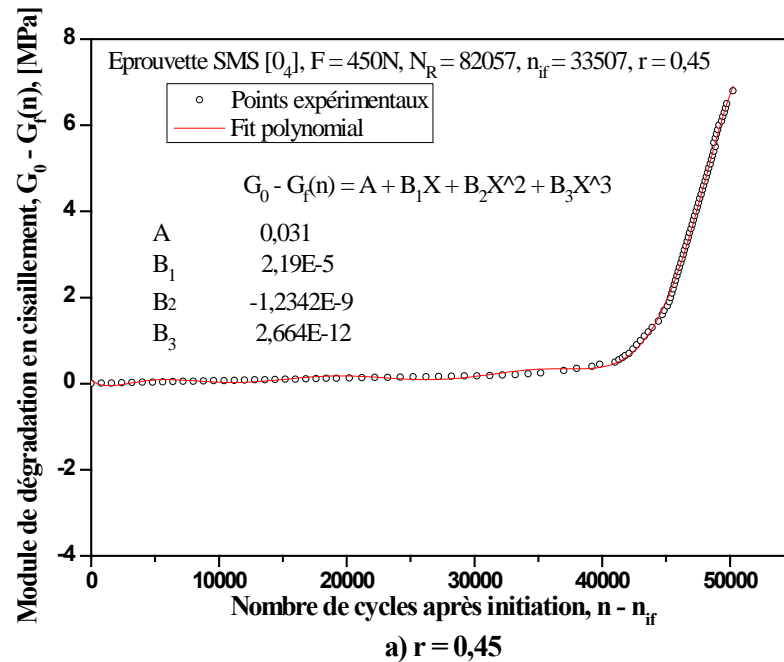


Figure IV.11 : Variation polynomiale du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  Sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

- **Dégradation du module de cisaillement en fatigue sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] lissage polynomial**

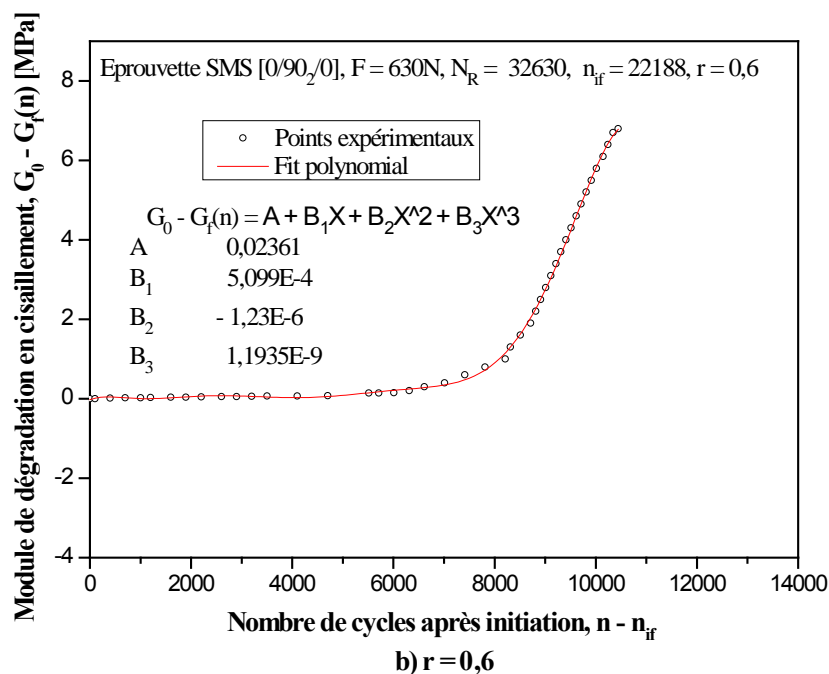
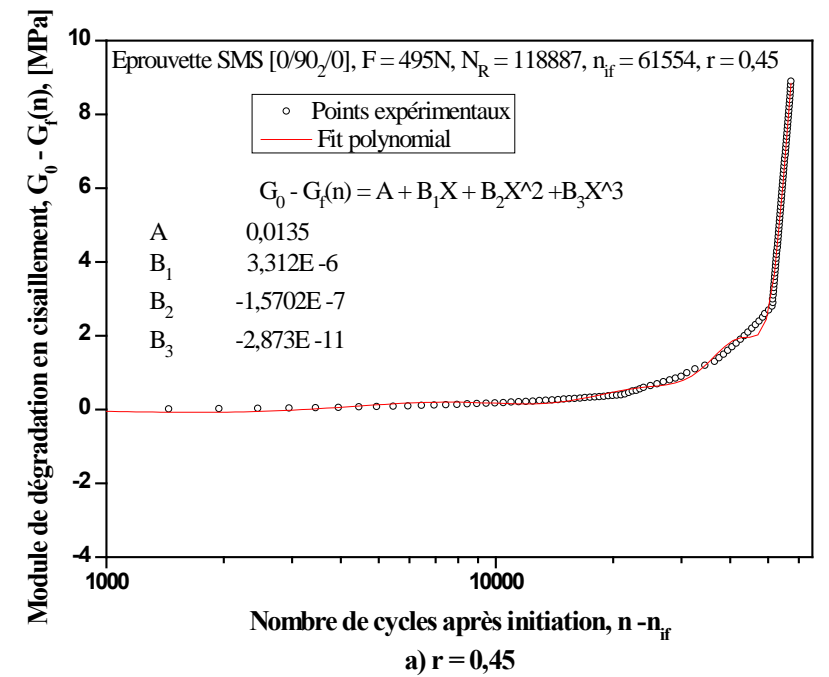


Figure IV.12 : Variation polynomiale du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

Nous avons représenté sur les Figures IV.11 et IV.12 l'évolution du module de dégradation  $G_0 - G_f(n)$  en fonction du nombre de cycles après initiation ( $n - n_{if}$ ) pour les deux

configurations. Le lissage des courbes par une fonction exponentielle a donné un faible coefficient de corrélation. Par contre le lissage par une fonction polynomiale favorise cette corrélation, preuve que l'application d'une fonction exponentielle n'est pas un cas général, mais dépend du matériau étudié. Les paramètres de la fonction de lissage utilisée sont montrés dans les tableaux IV.3 et IV.4.

• **Constantes du modèle d'endommagement D, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>], lissage exponentiel.**

Rapport de charge r	Charge appliquée [N]	Nombre de cycles à l'initiation	Nombre de cycles à rupture	A	C	B
0,74	720	812	1043	0,0235	0,03999	3446,80851
0,64	630	2088	2515	0,02098	0,0255	3860,81983
0,55	540	12934	25510	0,00209	0,00087	38755,9809
0,45	450	33507	82057	0,0003328	0,0002731	243389,423
0,4	382,5	151153	670513	0,0000881	0,000028	919409,762

Tableau IV.1 : Constantes du modèle d'endommagement D lissage exponentiel Sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

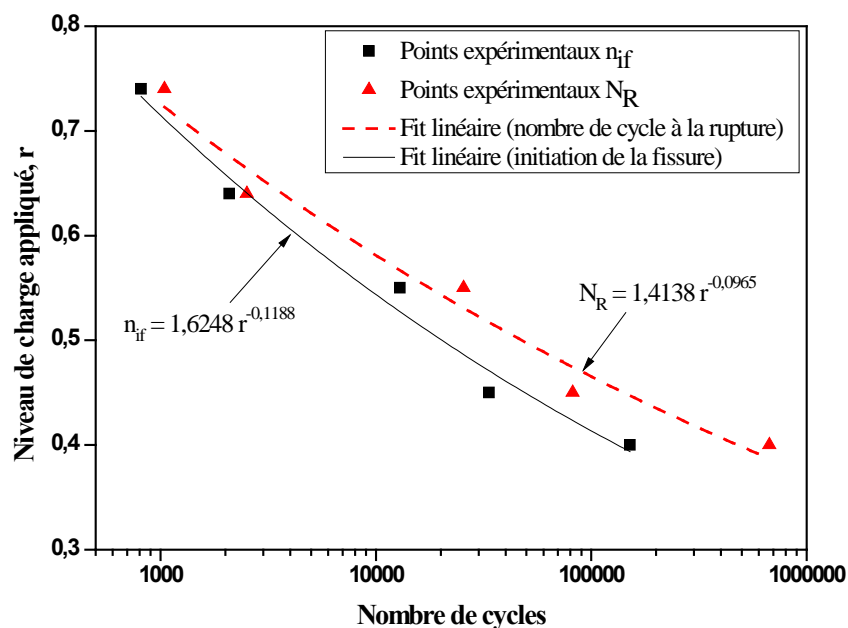


Figure IV.13 : Courbe de fatigue r/N, pour les nombres de Cycles à l'initiation n<sub>if</sub> et à la rupture N<sub>R</sub>, sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

- **Constantes du modèle d'endommagement D, Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0], lissage exponentiel.**

Rapport de charge r	Charge appliquée [N]	Nombre de cycles à l'initiation	Nombre de cycles à rupture	A	C	B
0,6	630	22188	32630	0,0172	8,99E-04	4709,30233
0,5	540	29300	43344	1,33E-02	7,92E-04	60902,2556
0,45	495	61554	118887	0,000702	2,00E-04	115384,615
0,42	450	145180	254551	9,74E-05	6,88E-05	831792,976
0.38	405	340000	564000	2,28E-05	7,80E-05	3557468,49

Tableau IV.2 : Constantes du modèle d'endommagement D lissage exponentiel Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

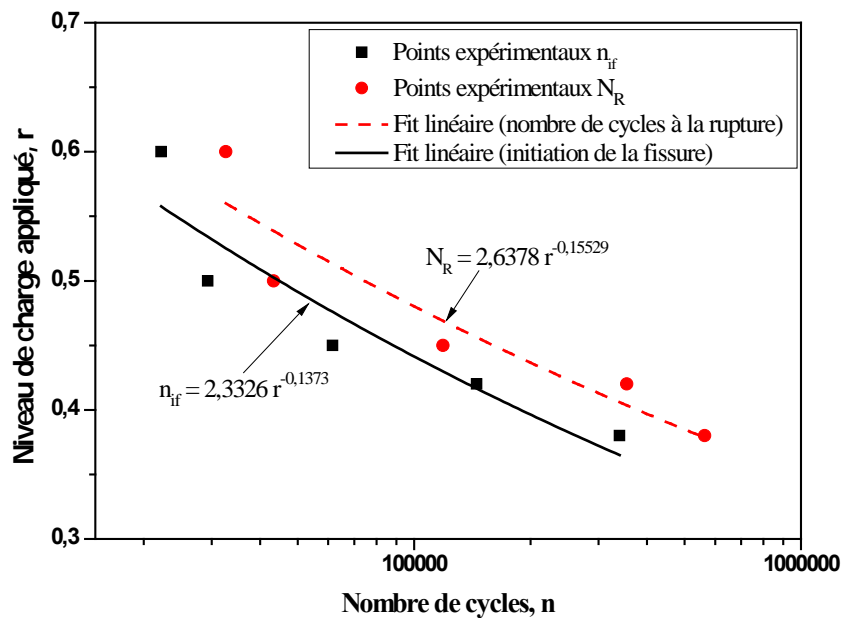


Figure IV.14 : Courbe de fatigue  $r/N$ , pour les nombres de Cycles à l'initiation  $n_{if}$  et à la rupture  $N_R$ , sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].

• **Constantes du modèle d'endommagement D, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>], lissage polynomial.**

Rapport de charge r	Charge appliquée [N]	Nombre de cycles à l'initiation	Nombre de cycles à rupture	Equation de Fit
0,74	720	812	1043	$G_0 - G_f(n) = 0,084 + 0,0126(n-n_{if}) - 3,977E-4(n-n_{if})^2 + 3,865E-6(n-n_{if})^3$
0,64	630	2088	2515	$G_0 - G_f(n) = 0,051 + 0,00504(n-n_{if}) - 6,2118E-5(n-n_{if})^2 + 2,86E-7(n-n_{if})^3$
0,55	540	12934	25510	$G_0 - G_f(n) = 0,0412 + 1,146E-4(n-n_{if}) - 2,3135E-8(n-n_{if})^2 + 3,883E-12(n-n_{if})^3$
0,45	450	33507	82057	$G_0 - G_f(n) = 0,031 + 2,19E-5(n-n_{if}) - 1,2342E-9(n-n_{if})^2 + 2,664E-12(n-n_{if})^3$
0,4	382,5	151153	670513	$G_0 - G_f(n) = 0,029 + 2,6649E-6(n-n_{if}) - 1,571E-10(n-n_{if})^2 + 3,89E-15(n-n_{if})^3$

Tableau IV.3 : Constantes du modèle d'endommagement D, lissage polynomial Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

Rapport de charge r	Charge appliquée [N]	Nombre de cycles à l'initiation	Nombre de cycles à rupture	Equation de Fit
0,6	630	22188	32630	$G_0 - G_f(n) = 0,02361 + 5,099E-4(n-n_{if}) - 1,23E-6(n-n_{if})^2 + 1,1935E-9(n-n_{if})^3$
0,5	540	29300	43344	$G_0 - G_f(n) = 0,014 + 9,644E-5(n-n_{if}) - 3,2356E-7(n-n_{if})^2 + 3,1816E-10(n-n_{if})^3$
0,45	495	61554	118887	$G_0 - G_f(n) = 0,0135 + 3,312E-6(n-n_{if}) - 1,5702E-7(n-n_{if})^2 + 2,873E-11(n-n_{if})^3$
0,42	450	145180	254551	$G_0 - G_f(n) = 0,0106 + 2,0178E-6(n-n_{if}) - 2,188E-8(n-n_{if})^2 + 9,0781E-13(n-n_{if})^3$
0,38	405	340000	564000	$G_0 - G_f(n) = 0,0098 + 3,7851E-7(n-n_{if}) - 2,089E-8(n-n_{if})^2 + 1,0077E-14(n-n_{if})^3$

Tableau IV.4 : Constantes du modèle d'endommagement D, lissage polynomial Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

D'après les tableaux IV.1 et IV.2, on remarque que les valeurs du paramètre A (valeur du module de dégradation en fatigue à l'initiation de l'endommagement  $(n - n_{if})$ , pour le sandwich SMS [0<sub>4</sub>], sont supérieures à celles du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]. En effet le rapport

des paramètres A entre les deux types de sandwich varie de 1,36 à 3,86. Par contre, les valeurs du paramètre C, présentent des rapports qui augmentent avec le niveau de charge et variant de 0,47 à 4,45.

#### IV.8.4 Comparaison entre les durées de vie expérimentale et calculée.

Les nombres de cycles expérimental et calculé (équation 5), pour les deux configurations de sandwich sont illustré dans les tableaux (IV.5 et IV.6).

##### • Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

Niveau de charge r	Nombre de cycles expérimentaux	Nombre de cycles calculés	Erreur %
0,74	1043	981,99	5,84
0,64	2515	2371,8	5,69
0,55	25510	24159,89	5,29
0,45	82057	78039,92	6,49
0,4	670513	643290,78	7,03

Tableau IV.5 : Comparaison des durées de vie, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

##### • Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

Niveau de charge r	Nombre de cycles expérimentaux	Nombre de cycles calculés	Erreur %
0,6	32630	31595,45	3,17
0,5	43344	42335,2	2,33
0,45	118887	116844,95	1,72
0,42	354551	335392,37	4,02
0,38	564000	542568,202	3,8

Tableau IV.6 : Comparaison des durées de vie, Sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

Les tableaux IV.5 et IV.6, montrent que le nombre de cycles calculé, pour les deux types de sandwichs étudiés, est plus proche de la valeur expérimentale. L'erreur entre les cycles calculés et expérimentaux est très faible variant entre 5,29% et 7,03% pour le sandwich SMS [0<sub>4</sub>] et entre 2,33% et 4,02 pour le sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0].



Nous avons observé que la fonction de lissage proposée pour les deux paramètres A et C, présente un écart important avec les données expérimentales pour le sandwich SMS [0<sub>4</sub>]. Cet écart devient très important dans le cas du paramètre A, (figures IV.15 et IV.16). La forme des courbes de lissage des deux paramètres est loin d'être évidente. Pour  $r = 0$ , les deux paramètres A et C tendent vers zéro, c'est-à-dire,  $G_f(n) = G_0$ , dans ce cas on n'observe aucun endommagement apparent. Tandis que pour  $r$  proche de 1, les valeurs de A et C sont importantes, ce qui explique une dégradation importante du matériau, qui se manifeste par la propagation des fissures macroscopiques le long du cœur du sandwich. Les figures IV.15 et IV.16 montrent l'évolution des paramètres A et C en fonction du nombre de cycles. Tandis que la figure IV.17 représente l'évolution du paramètre A en fonction du paramètre C pour le sandwich SMS [0<sub>4</sub>].

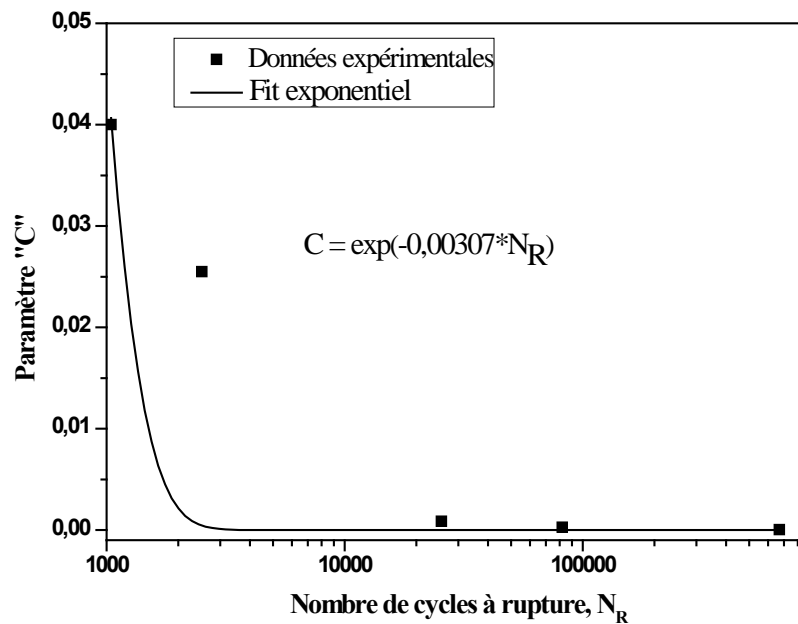


Figure IV.15 : Evolution du paramètre C du module de dégradation en fatigue, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

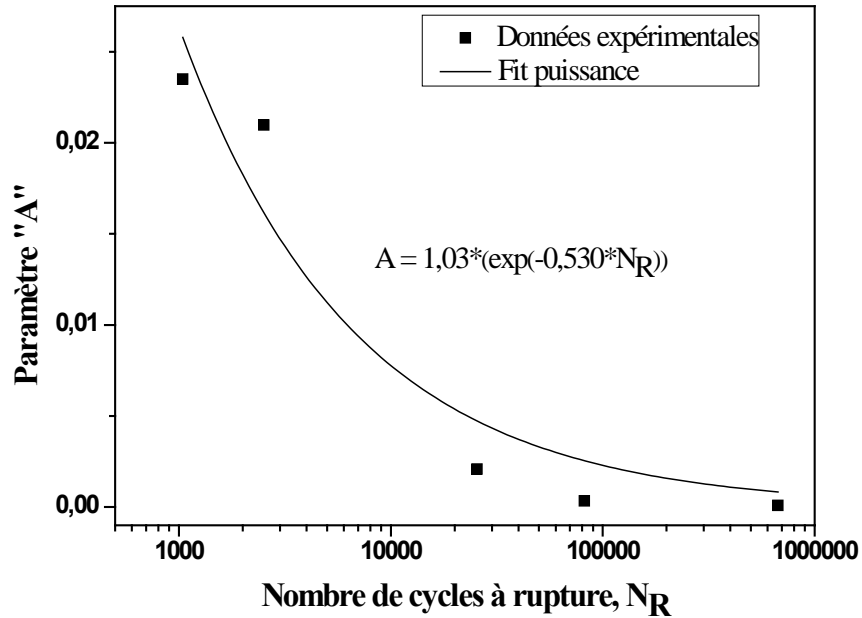


Figure IV.16 : Evolution du paramètre A du module de dégradation en fatigue, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

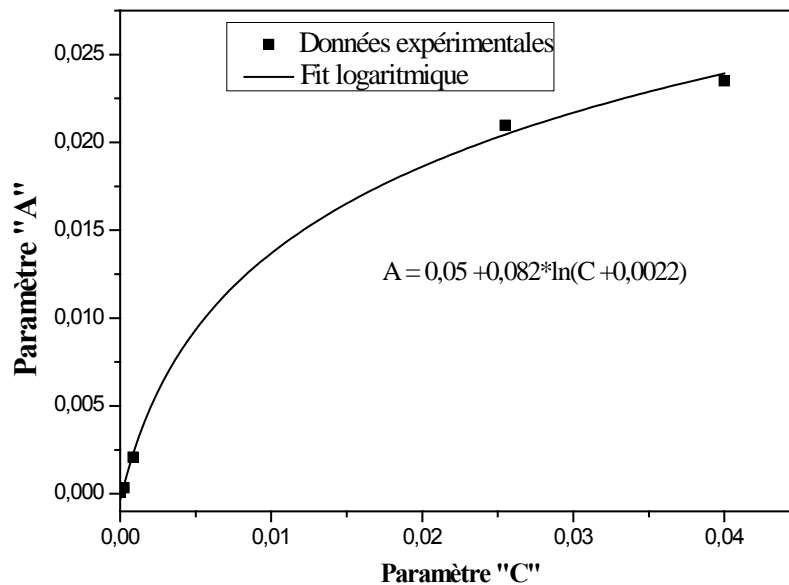


Figure IV.17 : Evolution du paramètre A en fonction du paramètre C, Sandwich SMS [0<sub>4</sub>]

#### IV.8.5. Représentation des courbes d'endommagement D

Les deux courbes d'endommagement cumulatif, déterminé à partir des équations, (7) et (9) pour des rapports de charge égal à 0,64 pour le sandwich [0<sub>4</sub>] et 0,6 pour le sandwich [0/90<sub>2</sub>/0] sont représentées sur les figures IV.18 et IV.19. On peut observer que le premier

modèle est linéaire (Miner), par contre le deuxième modèle (Modèle II) est non linéaire. La courbe du modèle non linéaire avec le nombre de cycles fait apparaître trois zones distinctes.

- La première zone, présente un palier presque horizontal, où l'endommagement est très faible.
- Dans la deuxième zone, à partir de 90% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0_4]$  et à partir de 82% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0/90_2/0]$ , on observe une augmentation lente de l'endommagement.
- Dans la troisième zone, à partir de 95% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0_4]$  et à partir de 91% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0/90_2/0]$ , l'endommagement augmente d'une manière exponentielle jusqu'à la rupture finale de l'éprouvette.

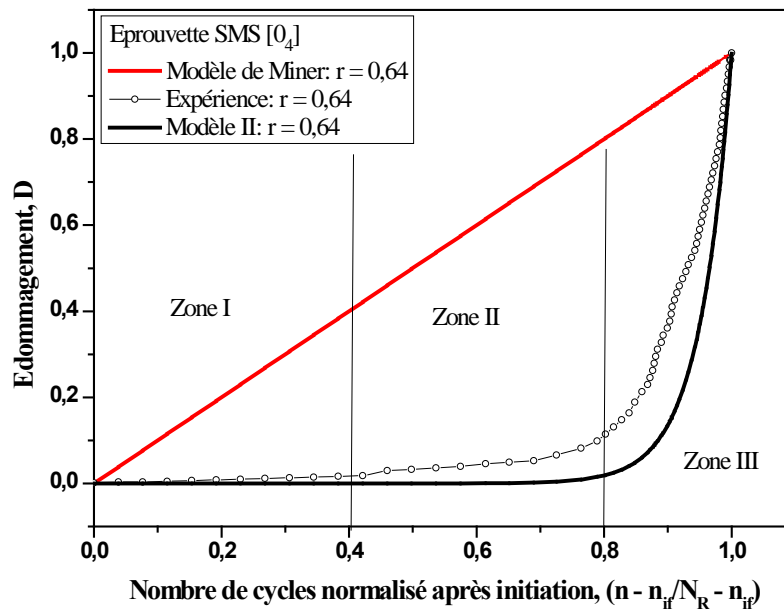


Figure IV.18 : Modèles d'endommagement cumulatifs pour le sandwich SMS  $[0_4]$

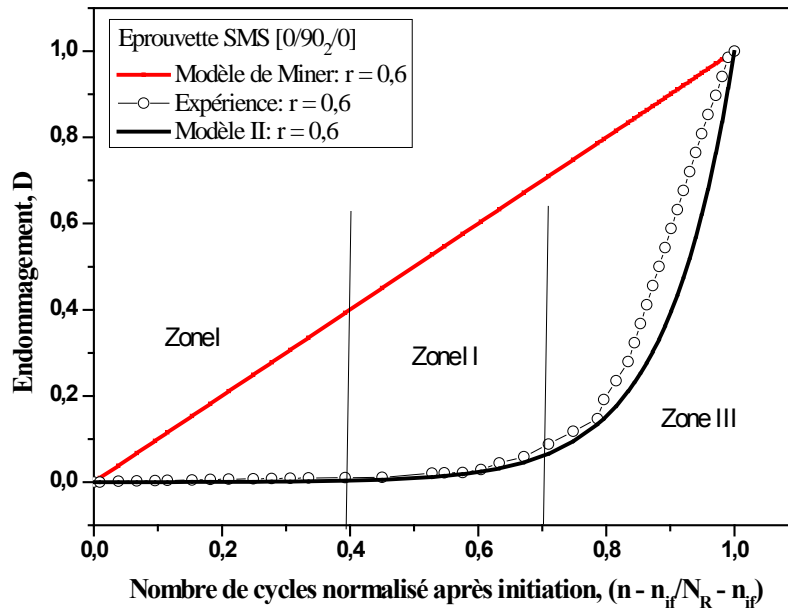


Figure IV.19 : Modèles d'endommagement cumulatifs pour le sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0]

La figure IV.20 montre l'évolution de l'endommagement  $D$  des modèles non linéaires, en fonction du nombre de cycles normalisé après initiation  $(n - n_{if}) / (N_R - n_{if})$  pour les deux sandwichs. La comparaison entre ces deux courbes montre que pour une même valeur du nombre de cycles  $n$  l'endommagement  $D$  du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] est largement supérieur à celui du sandwich SMS [0<sub>4</sub>]. Ce résultat confirme que ce dernier matériau résiste mieux à la fatigue.

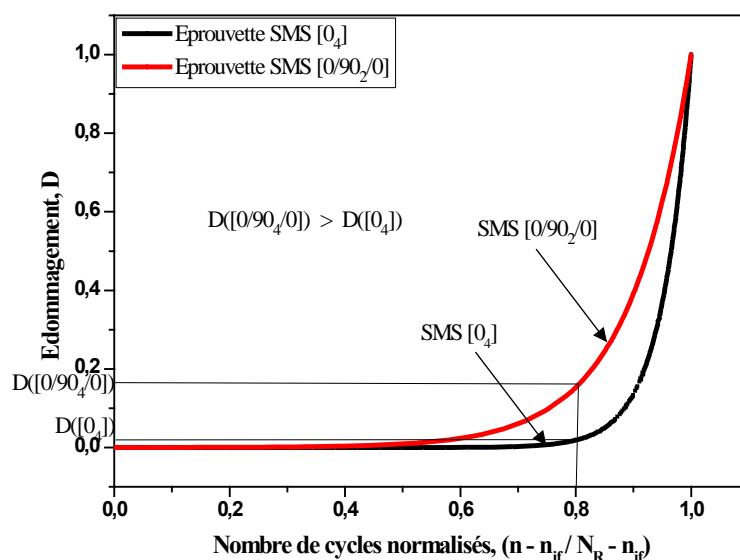


Figure IV.20 : Comparaison entre l'endommagement  $D$  (modèle II) des deux sandwichs

Ce résultat est mis en évidence par les essais statiques, montrant que le sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] résiste mieux que le SMS [0<sub>4</sub>].

### *Synthèse*

Matériau	Niveau de charge r	Nombre de cycles expérimentaux	Nombre de cycles calculés
SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	0,6	32630	31595,45
SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	0,5	43344	42335,2
SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	0,45	118887	116844,95
SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	0,42	354551	335392,37
SMS [0/90 <sub>2</sub> /0]	0,38	564000	542568,202
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,74	1043	981,99
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,64	2515	2371,8
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,55	25510	24159,89
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,45	82057	78039,92
SMS [0 <sub>4</sub> ]	0,4	670513	643290,78

## IV.9. Conclusion

Dan ce chapitre, nous avons choisi le module de cisaillement en fatigue  $G$  comme paramètre essentiel pour définir l'endommagement  $D$ . La méthode utilisée est basée sur l'équation de la flèche.

L'évolution du module de cisaillement  $G$  en fonction du nombre de cycles a mis en évidence deux régions :

- Une première région où le module de cisaillement en fatigue reste constant et égal au module statique jusqu'à l'initiation de l'endommagement par fatigue ;
- Une deuxième région où le module de cisaillement chute rapidement jusqu'à la rupture finale.

L'évolution de la dégradation du module de cisaillement  $G_0 - G_f(n)$ , en fonction du nombre de cycles après initiation de l'endommagement a été analysée, d'une part, par une loi exponentielle de la forme :

$$G_0 - G_f(n) = A e^{(n - n_{if})C}$$

et d'autre part, par un loi polynomiale du type :

$$G_0 - G_f(n) = A + B_1(n - n_{if}) + B_2(n - n_{if})^2 + B_3(n - n_{if})^3$$

Pour les deux types de sandwich, le lissage des courbes par une fonction exponentielle a donné un faible coefficient de corrélation. Par contre le lissage par une fonction polynomiale favorise cette corrélation, preuve que l'application d'une fonction exponentielle n'est pas un cas général, mais dépend du matériau étudié.

On montre que lorsque le rapport de charge ( $r = F_{app}/F_{sta,max}$ ) est élevé alors la constante  $A$  définit l'endommagement à l'initiation et  $C$  définit la vitesse de l'endommagement sont important.

Les évolutions des paramètres  $A$  et  $C$  en fonction du nombre de cycles de l'équation précitée sont tracées et analysées, pour les deux types de sandwich étudiés:

- Pour  $r$  tendant vers zéro, les deux paramètres  $A$  et  $C$  tendent vers zéro, c-à-d,  $G_f(n) = G_0$ , dans ce cas on n'observe aucun endommagement apparent.

- Pour  $r$  tendant vers 1, les valeurs de  $A$  et  $C$  sont importantes, ce qui explique une dégradation importante du matériau qui se manifeste par la propagation des fissures macroscopiques le long du cœur du sandwich.

L'évolution de deux courbes d'endommagement cumulatif sont représentées et analysées :

Les courbes d'évolution pour le modèle non linéaire avec le nombre de cycles font apparaître trois zones distinctes :

- La première zone, présente un palier presque horizontal, où l'endommagement est très faible.
- Dans la deuxième zone, à partir de 90% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0_4]$  et à partir de 82% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0/90_2/0]$ , on observe une augmentation lente de l'endommagement.
- Dans la troisième zone, à partir de 95% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0_4]$  et à partir de 91% du nombre de cycles total pour le sandwich  $[0/90_2/0]$ , l'endommagement augmente d'une manière exponentielle jusqu'à la rupture finale de l'éprouvette.

La comparaison entre les courbes du modèle non linéaire (modèle II) pour les deux types de sandwich montre que l'endommagement  $D$  du sandwich SMS  $[0/90_2/0]$  est largement supérieur à celui SMS  $[0_4]$ .

## **Conclusion Générale**



Les travaux de recherche présentés dans cette thèse concernent l'étude expérimentale du comportement en statique et en fatigue de matériaux composites du type sandwich. Les matériaux en question ont été mis en œuvre au laboratoire et sont constitués de deux types de peaux stratifiées (fibre de verre E et résine époxyde) à quatre plis unidirectionnels ou croisés et d'une même âme en mousse polychlorure de vinyle (PVC).

La connaissance des propriétés mécaniques est la première étape dans la maîtrise du comportement des matériaux sandwichs.

Un premier chapitre bibliographique a permis de faire le point sur les connaissances dans le domaine de la flexion trois points en statique et en fatigue des matériaux composites sandwich et plus particulièrement sur les modes d'endommagements et les paramètres influents.

Une série d'essais statique et en fatigue ont été réalisés et les conclusions suivantes ont été tirés :

### **A. Essais statiques**

- Les propriétés mécaniques des sandwichs varient avec l'orientation des fibres dans les plis des peaux.
- Dans le cas des deux types de structures composites sandwichs testés SMS [0<sub>4</sub>] et SMS [0/90<sub>2</sub>/0], le comportement en flexion 3 points est similaire et peut se décomposer en 3 phases principales. Un comportement linéaire correspondant essentiellement au travail des peaux en traction et en compression, un comportement non linéaire, pour lequel la charge maximale est atteinte, dépend principalement des propriétés de l'âme sous l'effet des efforts de cisaillement et enfin, une diminution de la charge appliquée jusqu'à la rupture totale.
- Le déplacement et la charge à la limite de la partie linéaire du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] sont supérieurs à ceux du sandwich SMS [0<sub>4</sub>]
- Les sandwichs ayant les peaux unidirectionnelles SMS [0<sub>4</sub>] sont plus rigides.
- Les observations, au microscope optique des éprouvettes rompues, montrent que la rupture des deux sandwichs dépend fortement du type de peaux. En effet, la rupture dans le cas du sandwich SMS [0<sub>4</sub>] se caractérise par une

décohésion entre l'âme et la peau supérieure comprimée proche de l'appui central, ensuite par la propagation d'une fissure initiée par cisaillement en zig zag de l'âme, ce qui entraîne une autre décohésion entre l'âme et la peau inférieure et donc la ruine finale du sandwich. Par contre, pour les sandwichs SMS [0/90<sub>2</sub>/0], la rupture est obtenue généralement au niveau de la peau supérieure par compression au voisinage de l'appui central. Cette rupture est causée essentiellement par poinçonnage (indentation) qui provoque le cisaillement de la matrice et des fibres orientées à 0°.

- La simulation numérique des sandwichs étudiés en flexion 3 points a permis de valider les résultats expérimentaux. La comparaison des résultats expérimentaux avec ceux obtenus par la simulation numérique des structures sandwichs étudiés montre un léger écart. Cet écart reste très raisonnable en tenant compte des défauts possibles du processus de fabrication.

### **B. Essais de Fatigue**

- L'analyse effectuée montre que le comportement jusqu'à rupture, sous sollicitations cycliques dépend à la fois du chargement et de la nature des peaux.
- Pour les deux types de sandwich, la durée de vie augmente avec la diminution de la charge, alors que la rupture est observée au bout de quelques centaines de cycles, pour des valeurs élevées de la charge.
- La durée de vie du matériau (SMS [0/90<sub>2</sub>/0]) est supérieure à celle du matériau SMS [0<sub>4</sub>], pour tout chargement.
- L'endommagement des éprouvettes, pour les deux types de sandwich, se localise entre l'appui charge et l'appui fixe
- l'endommagement se manifeste par une décohésion entre l'âme et la peau comprimée proche de l'appui central ensuite par la propagation d'une fissure initiée par cisaillement dans l'âme (sous un angle de 45°) ce qui entraîne une autre décohésion entre l'âme et la peau tendue et donc la ruine finale du sandwich. La croissance de ces fissures accélère brutalement la perte de rigidité du matériau, menant à une rupture finale de l'éprouvette.
- La localisation et la taille de ces fissures dépendent fortement de la charge appliquée. Pour des niveaux de chargement très proche, la taille des fissures

dans le matériau SMS [04] est plus grande que celle du matériau SMS [0/902/0].

### **C. Etude de l'endommagement**

Pour déterminer le module de cisaillement en fatigue une méthode basée sur l'équation de la flèche est utilisée.

L'évolution du module de cisaillement  $G$  en fonction du nombre de cycles à mis en évidence deux régions :

- Une première région où le module de cisaillement en fatigue reste constant et égal au module statique jusqu'à l'initiation de l'endommagement par fatigue.
- Une deuxième région où le module de cisaillement chute rapidement jusqu'à la rupture finale.

L'évolution de la dégradation du module de cisaillement  $G_0 - G_f(n)$  en fonction du nombre de cycles, après initiation de l'endommagement est exprimée, d'une part par une loi exponentielle du type :

$$G_0 - G_f(n) = Ae^{(n - n_{if})C}$$

et d'autre part, par un loi polynomiale du type :

$$G_0 - G_f(n) = A + B_1(n - n_{if}) + B_2(n - n_{if})^2 + B_3(n - n_{if})^3$$

Nous avons constaté que cette évolution, pour les deux types de sandwich étudiés obéit mieux à loi polynomiale.

Les deux courbes d'endommagement cumulatif sont représentées et analysées.

La courbe d'évolution du module non-linéaire avec le nombre de cycles fait apparaître trois zones distinctes :

- La première zone, représentée par un palier presque horizontal, où l'endommagement est très faible.

- Dans la deuxième zone, à partir de 90% du nombre de cycles total pour le sandwich [0<sub>4</sub>] et à partir de 82% du nombre de cycles total pour le sandwich [0/90<sub>2</sub>/0], on observe une progression lente de l'endommagement.
- Dans la troisième zone, à partir de 95% du nombre de cycles total pour le sandwich [0<sub>4</sub>] et à partir de 91% du nombre de cycles total pour le sandwich [0/90<sub>2</sub>/0], l'endommagement augmente d'une manière exponentielle jusqu'à la rupture finale de l'éprouvette.

La comparaison entre les courbes du modèle non linéaire (modèle II) pour les deux types de sandwich montre que l'endommagement D du sandwich SMS [0/90<sub>2</sub>/0] est largement supérieur à celui SMS [0<sub>4</sub>].

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] Zinkert D. « The Handbook of Sandwich Construction ». Emas publishing. 1997.
- [2] Hamelin P., « Le dimensionnement des structures sandwichs - Méthodologie et études de cas » Workshop Comett, Nevers, 1994.
- [3] Cléon L.M., « Allégement des structures de caisse: faisabilité de structures en matériaux composites », Comptes-rendus du Congrès Mondial de la Recherche Ferroviaire '94 (WCRR94), Vol.2, pp.673-680, 1994.
- [4] Erguez R., « Mutation de produit: Conception et modélisation de caisse de TGV à 2 niveaux en matériaux composites », Thèse de Doctorat, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, 1992.
- [5] Bertelot J.-M., « Matériaux Composites, Comportement Mécanique et Analyse des Structures ». 3<sup>e</sup> édition. Edition TEC & DOC, Paris 1999
- [6] Gay D. « Matériaux Composites ». 3<sup>e</sup> édition revue et augmentée, édition Hermès Paris 1991
- [7] Zinkert D., “An Introduction to sandwich Construction”, Emas , Solihull,UK, 1995.
- [8] Allen H. G., “Analysis And Design of Structural Sandwich Panels”, Pergamon Press, Oxford. 1969.
- [9] Clark S. D., Shenoï R. A., Allen H. G. 1999 “Modelling the fatigue behaviour of sandwich beams under monotonic, 2 step and block loading regimes”, Composites Science and Technology, Vol. 59, pp. 471-486.
- [10] Parneix P., Lucas D.,” Les Matériaux Composites en Construction Navale Militaire, Technique de l'ingénieur, AM 5 600, 16 p., 1998.
- [11] Biron M.,”Thermosets and Composites”, Technical Information For Plastics Users, Elsevier Ltd, 501 P., 2004.
- [12] Brion M.,”Polymère Alvéolaire, Monographie et Transformation, Technique de l'ingénieur, A 3.551,16 p., 2003.
- [13] Lee S. M.,(Ed), « handbook of Composite Reinforcements, VCH Publishers, 1993.
- [14] Ashby (Michael F.) et Gibson (Lorna J.). – Cellular solids. – Cambridge University press, 1997, second edition.
- [15] Plantema F. J., “Sandwich Construction” , John Wiley and Sons, New York, 1966.

- [16] Gibson L.J, Ashby M.F., “Cellular Solids Structure & Properties” Pergamon Press, Oxford, U.K., 1988.
- [17] Gibson L.J., Ashby M.F., Zhang J., Triantafillou T.C., “Failure surfaces for cellular materials under multiaxial loads, I. Modelling, Int J Mech Sci 31 (1989) 635.
- [18] Triantafillou T. C, Gibson L. J., Materials Science and Engng, 95:37-53, 1987.
- [19] Jin Dai, Hahn H., composite structure, 61: 247-253, 2003.
- [20] Avila A. F., composite structures, 81: 323-330, 2007.
- [21] Yoshi A., Advanced Composite Materials, 2(4): 289-305, 1992.
- [22] Thomesen O. T., Composite structures, 30: 85-101, 1995.
- [23] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation failure Analysis of sandwich Beams. Composite Structures 50, 2000, pp 311-318.
- [24] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation resistance of sandwich Beams. Composite structures 46 (1999), pp 413-424.
- [25] Triantafillou T.C, Gibson L.J., Materials Science and Engng, 95:37-53, 1987.
- [26] Hexcel Composite. Hex Web tm honeycomb sandwich design technology. <http://www.hexcelcomposite.com>, 2004.
- [27] Timoshenko S.P., “Résistance des Matériaux”. Dunod, Paris, Tome 1, 1968.
- [28] Magnus B., “Fatigue Crack Initiation and Propagation in Sandwich Structures” Ph.D thesis Department of Aeronautics Division of Lightweight Structures Stockholm Sweden, 1998.
- [29] Sandwich Concept, “DIAB sandwich handbook”, Available from, <http://www.diabgroup.com>
- [30] Engin M.R., “Characteristics of Innovative 3-D FRP Sandwich Panels”. Ph.D thesis, North Carolina State University, Raleigh, 2005.
- [31] Kelsey S, Gellatly RA, Clark BW., Aircraft Engng, 30 (3) : 249-308, 1958.
- [32] Arias F., Kenis Paul J.A., Xu B., Mater J. Res, 16: 597-605, 2001.
- [33] Baptiste D., Wang S.J. et François D., « Comportement en Fatigue d’un Unidirectionnel en Verre/époxy », AMAC, 1990.
- [34] Barnard P.M., Butler R.J., Curtis P.T., “The Strength-life Equal Rank Assumption and its Application to the Fatigue life Predictions of Composite Materials”. International Journal of Fatigue 1988, 10(3): 171-7.

- [35] Hahn HT, Kim RY., “Fatigue Behaviour of Composite Materials”. *Journal of Composite Materials*, 1976; 10:156-80.
- [36] Yang J.N., Jones D.L., Yang SH, Meskini A., “A stiffness degradation model for graphite/epoxy laminates”. *Journal of Composite Materials*, 1990; 24:753-69.
- [37] Hwang W. Han KS. “Fatigue of Composite Fatigue Modulus Concept and Life Prediction”. *Journal of Composite Materials*, 1986; 20:155-65.
- [38] Kachanov L. M., “Time of the Rupture Process under Creep Condition”, *Izvestiya Akademii nauk SSR Otd Tekh. Nauk*, n° 8, p. 26-31, 1958.
- [39] Rabotnov Y. N., “Creep Rupture”, *Proc. XII Int. Cong. Appl. Mech.*, Stanford, 1968, Ed.Springer.
- [40] Murakami S., “Mechanical Modelling of Material damage”, *J. Appl. Mech.*, n°. 55, p. 280-286, 1988.
- [41] Hult J., “Continuum Damage Mechanics, Capabilities, Limitation and Promises”, *Mechanisms of Deformation and Fracture*, Pergamon, Oxford, p.233-347, 1979.
- [42] Krajcinovic D., “Continuum Damage Mechanics”, *Applied Mechanic Review*, 37 (1), p.1-6, 1984.
- [43] Lemaître J. and Chaboche J; L., « Mécanique des Matériaux Solides », Dunod (2<sup>ième</sup> édition) Bordas, Paris, 1988.
- [44] Lemaître J., « A Course on Damage Mechanics », Springer Verlag (2<sup>ième</sup> édition), New York, 1996.
- [45] Chaboche J; L., « Description Thermodynamique et Phénoménologique de la Viscoplasticité cyclique avec endommagement », Thèse Université Paris VI, 1978.
- [46] Segard E., « Etude expérimentale et théorique de l’influence de la qualité de l’interface fibre/matrice sur le comportement en fluage d’un polypropylène chargé des fibres de verre courtes », thèse de doctorat à l’université de Technologie de Compiègne, 2001.
- [47] Kirsh X., Thèse de Doctorat à l’université de Metz, 2001.
- [48] Corten H. T., Dolan T.J., « Cumulative Fatigue Damage », *Proc. Int. Conf. On fatigue of metals Tust. Of Mech. Eng*, ASTM, p. 235-246, 1956.
- [49] Mankowsky V. A., “Non-Linear Parametric Creep Function”, *Mech. Composite Mater.*, n°, 4, p. 579-584, 1982.
- [50] Dinkel O., “Etude de l’endommagement des structures en bois collées”, Thèse de Doctorat à l’université de Metz.

- [51] Dinkel O., Jodin P., Pluvinage G., “Modelization of the damage and failure of finger joint”, *Damage and failure of interfaces*, Rossmanith (ed.) Balkema, Rotterdam, p.459-464, 1977.
- [52] Azouaoui K., “Etude de l’Endommagement des plaques Composites en Verre/Epoxy Soumise à la Fatigue par Chocs », Thèse de Doctorat, Université de Metz.
- [53] Miner M., « Cumulative Damage in Fatigue », *J. of Applied Mechanics Part A*, p. 159-164, 1945.
- [54] Noor A. K., Burton W. S. and Bert C. W., “Computational models for sandwich and shell”, *Appl. Mech Rev*, Vol 155 3, pp. 155-199, 1995.
- [55] V.S. Desphande, N.A. Fleck, Multi-axial yield behavior of polymer foams, *Acta Mater* 49 (2001) 1859.
- [56] Lolive É., 2000. "Analyse du comportement non linéaire de poutres en matériaux Sandwiches avec âme en mousse", Ph. D. thesis, Université du Maine, Le Mans, France (septembre 2000).
- [57] Éric Lolive, Jean-Marie Berthelot, “Non-Linear Behaviour of Foam Cores and Sandwich Materials, Part 2: Indentation and Three-Point Bending”, *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 4, No. 4, 297-352 (2002).
- [58] A. Bezazi, A. El Mahi, J. M. Berthelot, B. Bezzazi, “Analyse du comportement et de l’endommagement des matériaux composites sandwiches en flexion 3-points » 16ème Congrès Français de Mécanique, Nice, 1-5 septembre 2003.
- [59] A. El Mahi \*, M. Khawar Farooq, S. Sahraoui, A. “Bezazi, Modeling the flexural behaviour of sandwich composite materials under cyclic fatigue, ”*Materials and Design* 25 (2004) 199–208.
- [60] M. Assarar, & al., « Comportement en Flexion des Poutres en Matériaux Sandwichs » . *Mécanique & Industries* 6, 589–593 (2006).
- [61] Carrière N., Rollet Y., Louis F.H., Leroy et Maire J.F., « Stratégie de Calcul Robuste pour la Détermination des Structure Composite », 18<sup>ième</sup> Congrès Français de Mécanique, Grenoble 27-31 Août 2007.
- [62] S. Belouettar, A. Abbadi, Z. Azari, R. Belouettar, P. Freres, “Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests”, *Composite Structures* 87 (2009) 265–273.
- [63] Berthelot J.-M. 2006. *MATÉRIAUX COMPOSITES. Comportement mécanique et analyse des structures*, Éditions TEC & DOC, 4ème édition.
- [64] M. Geir, “Manuel qualité des composites”, *Technique et documentation*, Lavoisier 1989, France.



- [65] Hohne L. and Christine U. 1994,"Modelling of time strength behaviour of sodalime silica glass in moist environments", Glass Technology 67 No.8, pp. 87-95
- [66] Mandell J. F. and Meier U. 1983."Effect of stress ratio, frequency, and loading time on tensile fatigue of glass reinforced epoxy Long term behaviour of Composites ASTM STP 813, pp. 55-77.
- [67] Hohne L. and Christine U. 1994,"Modelling of time strength behaviour of sodalime silica glass in moist environments", Glass Technology 67 No.8, pp. 87-95
- [68] Demers C. 1997"E-glass Fibre-Reinforcement Polymeric Composites, Tension-Tension Axial Fatigue Life Diagram", The National Seminar on Advanced Composite Material Bridges May 5-7, FHWA Sponsor.
- [69] Benue, Echtermeyer et A. Tsund O."Fatigue properties of PVC foam core" Materials-part 1 technical report 91-2049 As Veritas research.
- [70] Burman. M et Zenkert. D 1997."Fatigue of foam core sandwich beams -1 : undamaged specimens", page551-561.
- [71] Burman. M, et Zenkert. D. 1996, "On crack initiation and growth in cellular foams subjected to fatigue shear loading", Fatigue 96, Proceeding of the Sixth International Fatigue Congress, 6-10 May, Berlin, Germany, Pergamum Press, Vol. 3, pp. 1549-1554.
- [72] Zenkert D. et Vikstrom M. 1992,"Shear cracks in foam core sandwich panels: Non-destructive testing and damage assessment", Journal of Composites Technology & Research, Vol. 14, No. 2, pp. 95-103.
- [73] Zenkert. D. 1990. "Strength of sandwich beam with mid plane debonding in core", Composite Structures, Vol. 15, pp. 279-299.
- [74] Kulkarni S.C. 2003"Uniaxial and biaxial ratchetting study of SA333 Gr.6 steel at room temperature", International Journal of Pressure Vessels and Piping, Volume 80, Issue 3, Pages 179-185.
- [75] Farooq M.-K, El Mahi A. et Sahraoui S. 2002 "Evaluation of fatigue behaviour in sandwich composite materials." European Conference on Composite Materials. ECCM 10, Bruges Belgium.

**Annexe**

## Programme de calcul des modules

```
integer T
  real Vf,Ef,Em,uf,um,kff,kmm,Kf,Km,Gf,Gm,s1,s2,s3,q1,q2
  real EL,ET,VLT,GLT,KL,GTT,VTT
  open (1,file='modcal.dat')
5  print *,'Tapez 1: pour fibre de verre E'
  print *,'Tapez 2: pour fibre de verre R'
  print *,'Tapez 3: pour fibre de Carbone HM'
  print *,'Tapez 4: pour fibre de Carbone HR'
  print *,'Tapez 5: pour fibre de Kevlar'
  print *,''
  read *,T
  IF (T.EQ.1) then
    Ef=73000
    uf=0.22
  elseif (T.EQ.2) then
    Ef=85500
    uf=0.22
  elseif (T.EQ.3) then
    Ef=390000
    uf=0.33
  elseif (T.EQ.4) then
    Ef=240000
    uf=0.33
  elseif (T.EQ.5) then
    Ef=130000
    uf=0.37
  else
    GOTO 5
  endif
  print *,'entrer la valeur du fraction volumique Vf ='
  read *,Vf
c  Matrice epoxide
  Em=2800
  um=0.3
  Gf=Ef/(2*(1+uf))
  Gm=Em/(2*(1+um))
  kmm=Em/(3*(1-2*um))
  kff=Ef/(3*(1-2*uf))
  Km=kmm+Gm
  Kf=kff+Gf/3
c  Module d'elasticité longitudinal EL
```

## Annexe

---

```
EL=Ef*Vf+Em*(1-Vf)
c  coefficient de poisson VLT
VLT=uf*Vf+um*(1-Vf)
c  module de cisaillement GLT
GLT=Gm*(Gf*(1+Vf)+Gm*(1-Vf))/(Gf*(1-Vf)+Gm*(1+Vf))
c  module de compression lateral KL
q1=kff-kmm+(Gf-Gm)/3
q2=kmm+Gm*4/3
KL=Km+(Vf/(1/q1+(1-Vf)/q2))
c  module de cisaillement transversal GTT
GTT=Gm+(Gm*Vf)/((Gm/(Gf-Gm))+((kmm+Gm*7/3)*(1-Vf)/(2*kmm+Gm*8/3)))
c  Module d'elasticité transversal ET
s1=1/(2*KL)
s2=1/(2*GTT)
s3=(2*VLT*VLT)/EL
ET=2/(s1+s2+s3)
c  coefficient de poisson VTT
VTT=(ET/(2*GTT))-1
write(1,*)' '
write(1,*)'Pour une valeur du fraction volumique '
write(1,*)'Vf =',Vf
write(1,*)' '
write(1,*)'Module d élasticité longitudinal EL '
write(1,*)'EL=',EL,'MPa'
write(1,*)' '
write(1,*)'Module d élasticité transversal ET '
write(1,*)'ET=',ET,'MPa'
write(1,*)' '
write(1,*)'Module de cisaillement GLT '
write(1,*)'GLT=',GLT,'MPa'
write(1,*)' '
write(1,*)'Module de cisaillement transversal GTT '
write(1,*)'GTT=',GTT,'MPa'
write(1,*)' '
write(1,*)'Module de compression lateral KL '
write(1,*)'KL=',KL,'MPa'
write(1,*)' '
write(1,*)'Coefficient de poisson VLT '
write(1,*)'VLT=',VLT
write(1,*)' '
write(1,*)'Coefficient de poisson VTT '
write(1,*)'VTT=',VTT
end
```

## I- TRAVAUX SCIENTIFIQUES EFFECTUES DANS LE CADRE DE LA PREPARATION DE CETTE THESE

### Publication

- **Internationale :**

**Chemami A., K. Bey, J. Gilgert, Z. Azari "Behaviour of composite sandwich foam-laminated glass/epoxy under sollicitation static and fatigue"**  
Composites: Part B 43 (2012) 1178–1184.

### Communications

- **Internationales :**

**Chemami A., K. Bey ; B. Bouzitouna "étude du frottement de glissement et de roulement en fonction de la nature du matériau et des paramètres de fonctionnement "**, 1<sup>er</sup> congrès International sur la Mécanique Avancée, Annaba, les 23, 24 et 25 Mai 2010.

**Chemami A., K. Bey, A. Kadem , Z. Azari " Comportement Mécanique des composites Sandwichs mousse-stratifiés verre/époxy en flexion statique 3-points et 4-points"**, 2<sup>ième</sup> Conférence Internationale sur les Matériaux et les Structures en Composite, Université Boudiaf Oran, 28, 29 et 30 Novembre 2011.

**N. Khélifa, K. Bey, A. Chemami, L. Fatmi, "Flexion 3-points d'un Stratifié Composite [0<sub>4</sub>/90<sub>4</sub>]<sub>s</sub> Sollicité en Fatigue"**, 2<sup>ième</sup> Conférence Internationale sur les Matériaux et les Structures en Composite, Université Boudiaf Oran, 28, 29 et 30 Novembre 2011.

**Kadem A., Chemami A., Bey K., Redjel B., "Comportement au Choc d'un Composite Stratifié à Fibre de verre"**, 2<sup>ième</sup> Conférence Internationale sur les Matériaux et les Structures en Composite, Université Boudiaf Oran, 28, 29 et 30 Novembre 2011.

- **National :**

**Chemami A., K. Bey, B. Bouzitouna, R. Bourenane, A. Haiahem, "Etude du Frottement dans des Contacts Mécaniques Secs et Lubrifiés en Fonction des Paramètres Dureté (H), Rugosité(Ra), Vitesse(n) et Charge (w) "**. 1<sup>ère</sup> Conférence Maghrebine sur la Mécanique, Centre Universitaire de Souk Ahras, 28 et 29 Avril 2009.

**N. Khélifa, K. Bey, R. Boudjelida, A. Chemami, L. Fatmi, "Comportement en Fatigue d'un Stratifié Composite en Flexion 3-points"**, 1<sup>er</sup> Colloque National en Aéronautique, Universté Mentouri Constantine, 02 et 03 Mai 2012.

## **II- PERSPECTIVES**

**Etude du comportement mécanique de ces mêmes sandwichs En flexion pure (flexion 4 points) en statique et en fatigue cyclique.**

**Etude du comportement mécanique en statique et Fatigue d'un composite polyéthylène/ fibre de verre.**

**Etude du comportement mécanique en statique et Fatigue d'un composite polyéthylène/ poudre de fer.**