



Université Mohamed Khider de Biskra
Faculté des sciences et de la technologie

MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques
Filière : Génie mécanique
Spécialité : Construction mécanique

Réf. : Entrez la référence du document

Présenté et soutenu par :

BOUTEBBA Hasna

Le : Dimanche 7 juillet 2021

Analyse de la rupture en mode I des structures sandwichs à base des palmiers dattiers

Jury:

Dr.	BELHI Guerira	MCA	Université de Biskra	Président
Dr.	DJIMAI Hocine	MCB	Université de Biskra	Rapporteur
Pr.	SEDIRA Lakhdar	MCA	Université de Biskra	Examineur

Année universitaire: 2020 - 2021

Remerciements

Tout d'abord, je remercie Allah, il m'aide toujours et me donne La patience et le courage d'apprendre des langues au fil des années.

Je tiens à remercier tout particulièrement le *Dr. DJIMAI Hocine*,

Mon patron, accepte la direction de ce travail, exprime Je le remercie profondément et sincèrement pour ses efforts et ses critiques Constructif et confiant et ouvre-moi la porte Fournir des conseils et des encouragements pendant cette période de recherche difficile. J'exprime mon profond respect et ma gratitude au Professeur *DJEBNOUNE Yousef*, remerciez-le pour ses précieux conseils et encouragements.

Je tiens également à remercier *Dr. BILHI Guerira*, membre du jury Et *Dr. SDIRA Lakhder*, merci pour l'honneur qu'ils m'ont fait Accepter de juger mon travail.

Mes sincères remerciements au Professeur *BENMACHICHE Nacer* et *DJRADI Farouk, Bubacar, Yassine, walid, Mounib Salah*.

Enfin, nous tenons également à remercier ma famille et mes amis respectifs, je Sans votre soutien, ce travail ne sera jamais terminé.

Dédicace

Je dédie ce mémoire

A ma Mère et mon Père pour leur amour inestimable, leurs sacrifices, leur confiance, leur soutien et toutes les valeurs qu'ils ont su m'inculquer.

A mes grands-parents pour toute l'affection qu'elle m'a donnée et pour son précieux encouragement.

A mes sœurs NAHLA, SELSABIL, SOUAD et mes frères HASSEN, OKBA, ANES, pour leur tendresse, leur complicité et leur présence et leurs mots d'encouragement et leur gentillesse.

A tous mes amis, FATIMA, HOUDA, MANAR, NOUR, et de l'Université Mohamed Khider de Biskra

*En fin. je dédie ce travail à **DELENDI Nour**, qui je la considère
comme une sœur pour moi.*

*اللهم أدخله دارا خيرا من داره، وأهلا خيرا من أهله، وأدخله الجنة، وأعذه من عذاب القبر،
ومن عذاب النار، اللهم عامله بما أنت أهله، ولا تعامله بما هو أهله، اللهم اجزه عن الإحسان
إحسانا، وعن الإساءة عفوا وغفورا، اللهم إن كان محسنا فزد من حسناته، وإن كان مسيئا
فتجاوز عن سيئاته، **أدخلك الله فسيح جناتك وجعلك من أهل فردوسه الأعلى.***

Boutelba Hasna

Table des matières

Sommaire

Remerciements.....	I
Dédicaces.....	II
Table des matières	III
Liste des Figures	VIII
Liste des Tableaux	IX
Introduction Générale	1

Chapitre I

Généralités sur les matériaux composites

I. Introduction	4
II.A. Généralités sur les matériaux composites	4
II.1. Définition d'un matériaux composites	4
II.2. Les types des matériaux composites	4
➤ Grande diffusion.....	5
➤ Hautes performances	5
II.3. Matériaux isotropes et orthotropes.....	5
II.3.1. Matériaux isotropes	5
II.3.2. Matériaux orthotropes	6
II.4. Structures sandwichs.....	7
II.4.1. Définition des structures sandwichs.....	7
II.4.2. Domaine d'application des structures sandwichs.....	7
II.4.3. Constituent des structures sandwichs	8
II.4.3.1. Ame	8
II.4.3.2. Peaux.....	9
II.4.3.3. Adhésif	10
II.5. Comportement mécanique des structures sandwichs	10
Conclusion	11
Bibliographes Chapitre I	12
II. Introduction.....	23

II.1. Endommagement des structures sandwichs	23
II.2. Création des structures sandwichs par laminage	24
II.3. Mécanique linéaire de la rupture	24
II.3.1. Mécanique de la rupture	24
II.3.2. Les modes de rupture	25
II.2.3. Approche énergétique	26
II.3.4. Approche en contrainte	27
II.3.5. Détermination de l'énergie de délaminage sur une éprouvette (DPE)	29
II.2.6. Méthode de la compliance pour les structures sandwichs:	29
Bibliographes Chaitre II	32

Chapitre III

Etude expérimentale

III. Introduction	34
III.1. Protocole de préparation des fibres de rachis	34
III.2. Matériaux utilisés	36
III.2.1. Cœur	37
III.2.2. Peaux	39
III.3. Elaboration des sandwichs	39
III.4. Géométrie d'éprouvette	41
III.5. Délaminage en mode I d'ouverture	41
III.6. Résultats et discussions	Erreur ! Signet non défini.
III.7. images macroscopique	48
Conclusion général	50
Bibliographes Chaitre III	51
Résumé	

Liste des Figures

Chapitre I

Généralités sur les matériaux composites

Figure I.1: Matériaux composite.....	4
Figure I.2 : Matériaux isotrope transverse.....	5
Figure I.3 : Les directions X, Y et Z pour un matériau orthotrope lorsqu'un plan est utilisé comme géométrie de référence	6
Figure I.4 : Les directions radiale (X), tangentielle (Y) et axiale (Z) pour un matériau orthotrope lorsqu'un axe est utilisé comme géométrie de référence	6
Figure I.5 : Les directions X, Y et Z d'un matériau orthotrope pour une coque plane	6
Figure I.6 : Les directions X et Y d'un matériau orthotrope pour une coque cylindrique	6
Figure I.7 : plaque Sandwich.....	7

Chapitre II

Comportement mécaniques et l'endommagement des structures sandwichs

Figure II. 1 : Différents modes de rupture dans les pales de turbine.	24
Figure II. 2 : Schématisation des trios modes de rupture.....	24
Figure II. 3 : Fissure débouchant dans une éprouvette chargée en mode I.	26
Figure II.4 : Fissure de Griffith.....	27
Figure II. 5 : Profil de contraintes en front de fissure.	28
Figure II. 6 : Eprouvette Double Poutre Encastrée (D.P.E).	29
Figure II.7 : Eprouvette de sandwich (D.P.E).	29
Figure II. 8: Détermination les paramètres m et Δ selon la théorie de la poutre modifiée	31

Chapitre III

Etude expérimentale

Figure III.1: rouissage.....	34
Figure III. 2 : extraction de fibre.	34
Figure III. 3 : Fibre long.....	34
Figure III. 4 : Broyage	35
Figure III. 5 : Tamiseuse à vibration type D407.	35
Figure III. 6 : Deuxième nettoyage.....	36
Figure III. 7 : Séchage.....	36
Figure III. 8 : Composant du palmier dattier.....	36
Figure III. 9 : Protocole de préparer le pétiole raboté.....	37
Figure III. 10 : Protocole de préparer le cœur a partie de pétiole aggloméré.....	38
Figure III. 11 : Préparation de la résine..	39
Figure III. 12: Protocole de préparation de sandwich.....	40
Figure III. 13 : géométrique d'éprouvette.....	41
Figure III. 14 : Eprouvette différenciée par pré défaut	42
Figure III. 15 : Dispositif de liaison.....	43
Figure III. 16 : Assemblage des deux charnières sur l'éprouvette (DPE).....	43
Figure III. 17 : présente la position de l'éprouvette entre les deux mâchoires de la machine d'essai.	43
Figure III. 18 : Essai de délaminage	44
Figure III. 19: Eprouvette après l'essai.....	44
Figure III. 20 : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a0 60.....	45
Figure III. 21: Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a0 50.....	45
Figure III. 22 : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a0 40.....	45
Figure III. 23: Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a0 30.....	46
Figure III. 24 : Courbe $C_{1/3} = f(a)$, déterminer de m et $ \Delta $	47
Figure III. 25: Eprouvette de sandwich avant l'essai	48
Figure III. 26 : Eprouvette de sandwich avant l'essai.....	48
Figure III. 27: Eprouvette de sandwich après l'essai.....	48
Figure III. 28 : Eprouvette de sandwich après l'essai.....	48

Liste des Tableaux

Chapitre III

Etude expérimentale

Tableau III.1. la taille d'éprouvette41
Tableau III.2. Détermination de G_{I_s} dans les sandwichs47

INTRODUCTION

GÉNÉRAL

Introduction général

Alors que la technologie continue d'évaluer nous constatons qu'elle affecte de nombreux domaines comme (la science la social la vie ... ext)

A partie de la les matériaux faisaient partie de ces domaines touches par le développement particulièrement les matériaux composites qui devenu d'une grande importance et ont de nombreuses utilisations dans tous les domaines

De ce point de vue l'utilisation de ce type de matériaux devenu un indicateur de développement dans les pays qui l'utilise

Les matériaux composites sont connu par les égyptiens a l'an 1500 avant JC mais elle n'a pas acquis beaucoup de connaissances et d'attention jusqu'à ce que nous atteignons le XXe siècle a partir de ce moment les matériaux composites devenu un concurrent des métaux dans les domaines d'application comme (l'aéronautique ,l'automobile ,le sport).

Le composite à matrice polymère est composé d'un matériau de renfort sous forme de fibres et d'une matrice polymère. Leur assemblage permet d'obtenir un matériau plus performant que chaque composant. Ils sont de plus en plus utilisés, notamment dans le domaine aéronautique, ils présentent de nombreux avantages. En premier lieu, Leur fabrication permet aux solutions de conception de nécessiter moins de pièces que les solutions métalliques.

Le principal avantage de ces matériaux est la possibilité de choisir la formule Résine ou matériau renforcé, selon dans quelles circonstances la pièce se retrouvera Son but. Par conséquent, la charge d'antimoine peut être ajoutée pour faire Matériau ignifuge (résistant au feu) ou utiliser de la fibre d'aramide pour fournir Bonne résistance aux chocs. Mais les principaux avantages de ces matériaux Pour l'industrie aéronautique, ils sont légers et possèdent d'excellentes propriétés mécaniques.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, les matériaux sandwichs retiendront l'attention. La structure sandwich est différente des autres matériaux, tels que le métal, Céramiques et polymères parce qu'ils sont faits de :

- Deux semelles ou peaux, de faible épaisseur. Ces peaux sont faites de Matériau relativement résistant qui supporte la plupart des charges Application mécanique et pliage.
- Une âme ou un cœur plus épais et moins dense, sa fonction est Cisailier la charge mécanique entre les deux peaux.

Dans ce travail nous étudions l'endommagement qui se produit sur les composites sandwichs, et se compose a trois chapitre.

- **Chapitre I** : Généralités sur les matériaux composites.
- **Chapitre II** : Comportement mécaniques et l'endommagement des structures sandwichs
- **Chapitre III** : Etude expérimentale et les résultats obtenus.

Chapitre I
GÉNÉRALITÉ SUR
LES MATÉRIAUX
COMPOSITES

I. Introduction

À l'heure actuelle, et avec le développement continu dont le monde est témoin, nous constatons que les matériaux composites sont devenus impliqués dans divers domaines de fabrication, et à partir de là, dans ce chapitre, nous aborderons la définition des matériaux composites et leurs types, et nous nous concentrerons sur structures Sandwich, ses types, ses domaines d'utilisation et tout ce qui s'y rapporte.

II.A. Généralités sur les matériaux composites

II.1. Définition d'un matériaux composites

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [1].

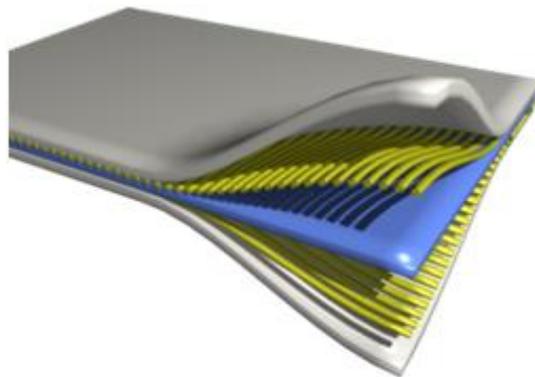


Figure I.1 : Matériau composite [2].

II.2. Les types des matériaux composites

Il existe 3 grandes familles qui répertorient les matériaux composites en fonction de la matrice qui les compose [3]:

- Le CMO (Composite à Matrice Organique) qui est le plus utilisé aujourd'hui grâce à son coût plus bas permettant une production en série.
- Le CMC (Composite à Matrice Céramique) qui est majoritairement utilisé pour des domaines très spécifiques à haute technicité et à température élevée : spatial, militaire ou encore nucléaire

- Le CMM (Composite à Matrice Métallique) qui est composé d'aluminium, zinc ou magnésium par exemple qui peut être utilisé pour diverses applications comme l'automobile, les loisirs ou encore l'électronique.

Pour chacune de ces familles, les renforts utilisés pour compléter la matrice sont différents.

Dans la famille de composite la plus répandue aujourd'hui, le composite à matrice organique, on distingue deux catégories [4]:

➤ **Grande diffusion**

Les matériaux composites à grande diffusion offrent des avantages essentiels, qui sont : Optimisation des coûts par diminution des prix de revient, sa composition de polyester avec des fibres de verre longues ou courtes (sous forme de mat ou tissu) et la simplicité du principe des matériaux (moulage par contact, SMC et injection) .

➤ **Hautes performances**

Les matériaux composites à hautes performances sont utilisés dans le domaine d'aéronautique où le besoin d'une grande performance déduite des hautes valeurs ajoutées. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%. Ces composites sont élaborés par les procédures suivantes : - drapage autoclave, enroulement filamentaire, RTM. - beaucoup de procédés encore manuels.

II.3. Matériaux isotropes et orthotropes

II.3.1. Matériaux isotropes

Un matériau est dit isotrope si ses propriétés mécaniques et thermiques sont identiques dans toutes les directions. Les matériaux isotropes peuvent avoir des structures microscopiques homogènes ou non-homogènes. Par exemple, l'acier a un comportement isotrope mais sa structure microscopique n'est pas homogène [5].

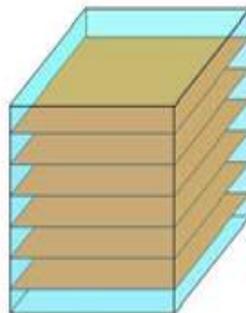


Figure (I.2) : Matériaux isotrope transverse [6].

III.3.2. Matériaux orthotropes

Un matériau est dit orthotrope si ses propriétés mécaniques ou thermiques sont différentes et indépendantes dans trois directions perpendiculaires les unes aux autres. Le bois, un grand nombre de cristaux et les métaux laminés sont des exemples de matériaux orthotropes.

Par exemple, les propriétés mécaniques du bois en un point sont décrites dans les directions longitudinale, radiale et tangentielle. L'axe longitudinal (1) est parallèle à la direction du grain (fibre). L'axe radial (2) est normal par rapport aux anneaux d'accroissement. L'axe tangentiel (3) est tangent par rapport aux anneaux d'accroissement [7].

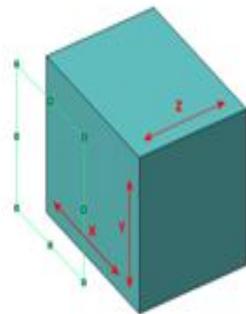


Figure (I.3): Les directions X, Y et Z pour un matériau orthotrope lorsqu'un plan est utilisé comme géométrie de référence [8].

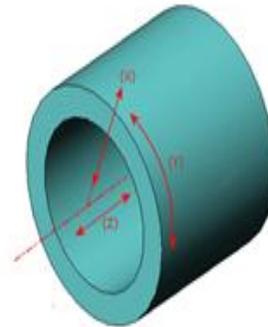


Figure (I.4): Les directions radiale (X), tangentielle (Y) et axiale (Z) pour un matériau orthotrope lorsqu'un axe est utilisé comme géométrie de référence [8].

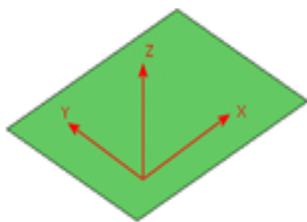


Figure (I.5): Les directions X, Y et Z d'un matériau orthotrope pour une coque plane [8].

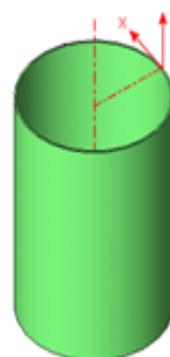


Figure (I.6): Les directions X et Y d'un matériau orthotrope pour une coque cylindrique [8].

II.4. Structures sandwichs

II.4.1. Définition des structures sandwichs

Une structure sandwich (Figure I.7.) est un matériau constitué de deux peaux en matériaux composites et une âme en matériau alvéolé (par exemple « mousse plastique » ou « nid d'abeille ») ou en bois (balsa ou contreplaqué).

L'avantage de cette structure d'avoir une grande rigidité en flexion, pour une masse minimale en schématisant, l'âme est ultralégère (la plupart des mousses utilisées ont une masse volumique de l'ordre de 40 à 100 Kg/m³, c'est-à-dire une densité de 0,04 à 0,1) n'est soumise qu'à une compression dans son épaisseur et ne sert qu'à « maintenir un écart » entre deux plaques minces de matière ce qui donne la rigidité maximale en conception cette structure sandwich en matériaux composites est comparée, généralement, à une plaque métallique nervurée [9].

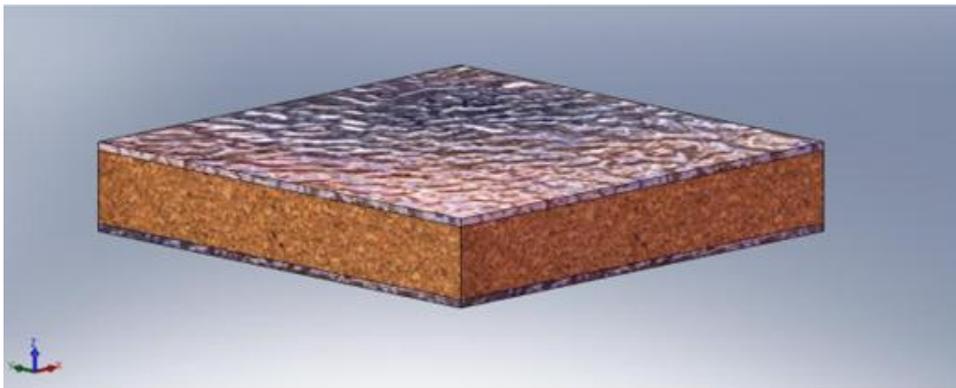


Figure (I.7): plaque Sandwich [9].

II.4.2. Domaine d'application des structures sandwichs

Le nid d'abeille est léger, résistant à la compression et au cisaillement, ainsi qu'au feu et à la corrosion Il ne pourrait pas et est recyclable.

Les applications du nid d'abeille en aluminium sont nombreuses et touchent à des domaines très différents le secteur des moyens de transport (transport ferroviaire, nautique/naval), ou bien dans les secteurs des machines-outils, de la sérigraphie, de l'aéroulque, du bâtiment, etc. ...

IL est aussi employé en tant que noyau pour des panneaux sandwichs: planchers, plafonds, portes, cloisons, façades, surfaces pour machines automatiques et pour tous les produits qui nécessitent d'atteindre un rapport rigidité/poids optimal.

Le nid d'abeille en aluminium employé en tant que noyau des panneaux est la solution idéale pour remplir les besoins suivants :

- Légèreté.
- Rigidité.
- Résistance au feu.
- Résistance à la compression, au cisaillement et à la corrosion.
- Planéité.

Utilisé seul, sans tôles, en tant que déflecteur, il canalise et lamine les flux d'air, tandis qu'utilisé en tant que tampon, en compression, il absorbe l'énergie cinétique (absorbeur d'impact).

L'épaisseur de la section d'aluminium peut varier de 3 à 300 mm, le diamètre des alvéoles de 3 à 19 mm et la densité du nid d'abeille (liée à l'épaisseur de la feuille et au diamètre des alvéoles) de 20 kg/m³ à 80 kg/m³ [10].

II.4.3. Constituent des structures sandwichs

II.4.3.1. Ame

Le rôle principal de l'âme dans le matériau sandwich est de résister aux efforts de cisaillement par ailleurs, l'âme doit pouvoir supporter des charges localisées de poinçonnement.

Dans les faits, c'est le constituant de l'âme qui permet de classer les différentes structures en matériau sandwich [11].

L'âme est souvent épaisse et de faible masse volumique l'épaisseur élevée de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique [12].

Parmi les âmes les plus utilisées, citons celles en mousse, en nid d'abeilles et en bois de balsa:

- **Mousses** : Ce sont les plus fréquemment utilisées, elles sont produites à partir de polychlorure de vinyle, polystyrène, polyuréthane ou d'autres polymères synthétiques. 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.

- **Bois** : Il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage le bois le plus utilisé comme matériau d'âme est le balsa les âmes en balsa ont été utilisées pour la première fois dans les années 1940 sur des hydravions le bois de balsa est aussi un isolant thermique mais pour conserver cette propriété, il doit être traité avec un produit hydrofuge puisqu'il est très hygroscopique.

- **Nid d'abeilles** : L'âme en nid d'abeilles, connue sous le nom « Nida », est un matériau structural souple constitué de mailles hexagonales elle est réalisée à partir de différents matériaux comme par exemple le papier ou l'aluminium le Nida étant une structure anisotrope, ses propriétés varient selon le sens transversal ou longitudinal des alvéoles (taille de mailles) de plus, la taille de celles-ci, l'épaisseur des parois du Nida et la méthode de mise en œuvre sont des paramètres qui influencent la résistance au cisaillement transversal et longitudinal du Nida les variétés les plus courantes sont le Nomex et le Korex et sont fabriquées à partir du Kevlar [11].

II.4.3.2. Peaux

Le but des peaux est de reprendre les efforts dans le plan de bonnes propriétés de raideur et de résistance en traction et compression sont donc nécessaires de plus, la résistance à l'impact, la finition de surface, la résistance à l'environnement et la résistance à l'usure peuvent être des propriétés importantes selon les applications deux principaux types de peaux peuvent être envisagés : métalliques et non métalliques dans la catégorie non métallique, les matériaux les plus intéressants sont les composites à base de fibres en effet, ils peuvent offrir de bonnes propriétés de raideur et de résistance pour une masse moins importante que les matériaux métalliques ils sont anisotropes : l'orientation des fibres permet de reprendre les efforts dans une ou plusieurs directions préférentielles les types de fibres les plus utilisés sont les fibres de verre, les fibres d'aramide (souvent connues sous le nom commercial Kevlar) et les fibres de carbone les fibres de verre ont l'avantage d'être peu coûteuses, mais ont un module d'élasticité moins élevé et une masse volumique plus importante que les autres fibres utilisées couramment les fibres d'aramide ont une faible masse volumique, un module et une résistance élevés cependant, leur résistance à l'usure les rend difficiles à usiner les fibres de carbone sont très rigides et résistantes, mais sont coûteuses. Elles sont largement utilisées dans les applications aérospatiales.

II.4.3.3. Adhésif

Le film d'adhésif est d'une importance cruciale, d'une part, il solidarise l'âme et les peaux et d'autre part il permet un bon assemblage de la structure en formant une liaison continue, non poreuse et d'épaisseur constante par ailleurs, une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre est nécessaire, pour cela, la principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto-adhésive [12].

II.5. Comportement mécanique des structures sandwichs

On 2005 L. A Carlsson RC Mattoso, F. Aviles, D.C. Loup à l'États-Unis. Faire une étude de fissure dans les échantillons de facture sandwich DCB à noyau de mousse et leur contenu est Une analyse simple d'une poutre feuilletée est fournie pour l'analyse de la trajectoire d'une fissure symétrique et asymétrique avec une poutre en porte-à-faux double avec une âme en mousse polymère.

L'analyse était essentiellement cohérente avec les prédictions de l'angle de rupture obtenues à partir de la modélisation détaillée des éléments finis et des chemins de fissures expérimentaux dans les échantillons de DCB à noyau de mousse H100.

On 2007 F. Aviles.L. A Carlsson. À l'États-Unis une étude a analyse de l'échantillon sandwich DBC pour caractérisation du débord et cette étude contient qu'Analyse de l'ajustement et du taux de libération d'énergie de l'échantillon de poutre double en porte-à-faux pré-soumis. Les analyses de poutre, d'élasticité et d'éléments finis sont présentées et comparées aux données de conformité mesurées expérimentalement et aux taux de libération d'énergie corrigés de la conformité sur une large gamme de longueurs de fissures avec des modèles sandwich avec mousse DCB. On constate que l'analyse des faisceaux fournit une estimation prudente de la compatibilité et du taux de restitution d'énergie.

On 2009. J. Bonhomme, A. Arguelles. J. Vina, I. In asturaisspain faire étude sur validation numérique et expérimentale de modèles de calcul pour la rupture de rupture composite de mode I que contient Nic et la méthode d'extension en deux étapes. L'étude montre que, dans l'état de mode pur I, les résultats obtenus par la méthode en deux étapes sont cohérents avec un calcul simple du changement d'énergie élastique dans le système. Les résultats du calcul VCCT sont légèrement inférieurs à ceux obtenus par la méthode en deux étapes utilisant quatre facteurs de déformation plane.

L'étude montre que, dans l'état de mode pur I, les résultats obtenus par la méthode en deux étapes sont cohérents avec un calcul simple du changement d'énergie élastique dans le système. Les résultats du calcul VCCT sont légèrement inférieurs à ceux obtenus par la méthode en deux étapes utilisant quatre éléments de nœud de déformation plane.

On 2010 D.A Ramantani, MF.S.F. de Moura, RD.S.G campilko, A.T.marques a Portugal faire une étude à caractérisation de rupture des interfaces de structures sandwich en mode de chargement I et leur contenu est La prédiction précise de la rupture de structures sandwich à l'aide de modèles d'endommagement cohésifs en mode mixte dépend de la caractérisation précise des modèles cohérents lors du chargement en mode propre. Des tests DCB ont été réalisés et la méthodologie proposée pour obtenir une fracture par séparation d'énergie a été suivie. Les essais expérimentaux ont été simulés numériquement et un modèle d'endommagement cohérent a été utilisé pour reproduire la propagation des fissures. Avec une valeur définie de l'énergie de rupture et de la résistance de cohésion, la loi de cohésion pour la fracture I à l'interface est caractérisée.

On 2012 Mohammadrezakhoshvavan, farhad.AsgariMehrabadi in Iran faire étude à l'analyse de la facture dans matériau composite adhésif/ joints d'aluminium sous chargement en mode I approches expérimentales et numériques cette étude contient que L'évaluation des caractéristiques de fracture est très importante dans une articulation cohésive pour obtenir un régime sûr. Dans cet article, la fracture est étudiée en mode I dans des composites adhésifs / espaceurs en alliage d'aluminium. À cette fin, des poutres en porte-à-faux doubles sont utilisées pour évaluer la fracture sous des charges de mode I. La liaison obtenue par les adhésifs époxy est l'un des adhésifs les plus importants et les plus largement utilisés, largement utilisés dans les industries aérospatiale et automobile.

Conclusion

Enfin, dans ce chapitre, nous avons fait un tour d'horizon des matériaux composites, en particulier structures sandwich, où nous connaissons les composants les plus importants, les domaines d'utilisation, les actions mécaniques, etc....

Bibliographes Chapitre I

- [1]. LE JURY, D.S., Simulation numérique du comportement mécanique en statique de l'emboiture d'une prothèse fémorale.
- [2]. Disponible sur :
<https://www.air-cosmosboutique.com/produit/materiaux-composites-air-et-cosmos-magazine-2725-du-5-mars-2021/> Le : 23/06/2021
- [3]. EL HADJI BABACAR, L. Y. Nouveaux matériaux composites thermo formables à base de fibres de cellulose. 2008. PhD Thesis. PhD thesis, Institut National Polytechnique de Grenoble.
- [4]. GHIZLANE, YAICH, et al. Rapport à propos les composites et nano composites.
- [5]. GIRARD, Gautier. Caractérisation et modélisation thermomécaniques de matériaux et de structures circuits imprimés complexes destinés aux applications spatiales radiofréquences et micro-ondes. 2018. PhD Thesis. Université de Lorraine.
- [6]. Disponible sur :
<https://www.semanticscholar.org/paper/Estimation-de-l%27état-de-contrainte-initial-in-situ-Mazuyer/5399a63ceec71a1003899aebc88448f4736869e5/figure/13> Le : 23/06/2021
- [7]. ABERKANE, Mourad. Implémentation numérique et calibrage d'un modèle d'endommagement ductile pour la glace atmosphérique. Université du Québec à Chicoutimi, 2012.
- [8]. Disponible sur :
http://help.solidworks.com/2011/french/SolidWorks/cworks/LegacyHelp/Simulation/Materials/Isotropic_and_Orthotropic_Materials.htm Le : 23/06/2021
- [9]. Disponible sur :
<http://cdoc.ensm-douai.fr/EBs/EB-608666.pdf> Le : 23/06/2021
- [10]. AL-MAGHRIBI, Abir. Comportement des matériaux composites à fibres courtes: applications à l'impact basse vitesse. 2008. PhD Thesis. Université de Toulouse, Université Toulouse III-Paul Sabatier.

- [11]. Moustapha IDRISSE, Analyse expérimentale et par éléments finis du comportement statique et vibratoire des matériaux composites sandwichs sains et endommagés. Thèse de doctorats, Université du Maine. 201
- [12]. MAROUENE, Aymen. Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test. 2010. PhD Thesis. École Polytechnique de Montréal.

Chapitre II
COMPORTEMENT
MÉCANIQUES ET
L'ENDOMMAGEMENT
DES STRUCTURES
SANDWICHES

II. Introduction

Dans ce chapitre, nous discuterons de la création de structures sandwich par laminage, et l'endommagement qui fait a les structure sandwichs , et travailler avec la mécanique de la rupture, notamment dans la mode I sur laquelle s'appuie notre recherche.

II.1. Endommagement des structures sandwichs

L'endommagement des structures sandwichs a été étudié par plusieurs chercheurs les propriétés analyses varient selon les domaines d'application des structures sandwichs [1].

En 2002 ont étudiés le comportement des pales de la turbine éolienne sous l'effet des charges appliquées. Les sections du sandwich dans les pales de la turbine sont soumises à une combinaison complexe des contraintes dans le plan et hors plan ces contraintes doivent être prises en considération dans la conception et dans les étapes de fabrication des pales de la turbine ces effets peuvent causer différents modes de rupture comme illustré à la **Figure II.1** [2].

Les deux modes de rupture (a) et (b) sont les résultats des charges hors plan où en (a) la rupture du stratifié est causée par la compression ou la traction, en (b) la rupture du cœur est par cisaillement les deux autres modes de rupture (c et d) sont décrites comme étant le flambage local.

La rupture peut survenir de deux façons, dans la première manière une ride devenant instable peut devenir une indentation (c) ou le stratifié peut boucler vers l'extérieur ces défauts sont causés par un manque à la résistance de compression du cœur ou des peaux donc la résistance au flambage de la structure dépend de trois propriétés ; le module de flexion du stratifié et le module de cisaillement et le module de compression ou de traction du cœur deux propriétés ont une relation avec le cœur cependant la façon la plus décisive pour améliorer les propriétés mécaniques de la structure est d'augmenter l'épaisseur et la densité du cœur.

Le défaut (e) est connu sous le nom d'un flambement général et il est causé par une charge en plan. [2, 3].

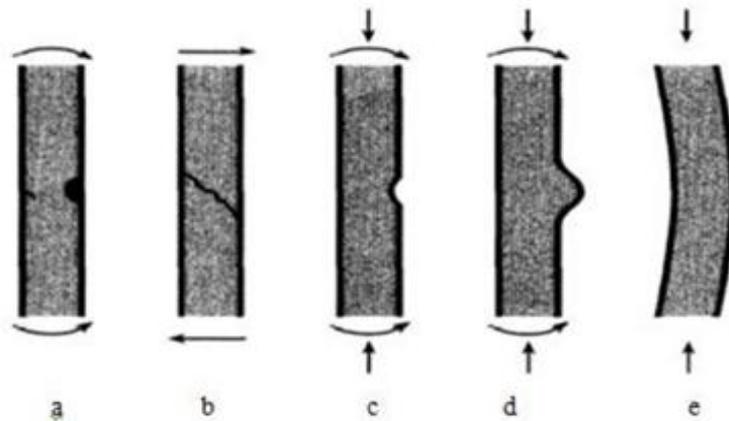


Figure (II.1) : Différents modes de rupture dans les pales de turbine [2].

II.2. Création des structures sandwich par laminage

Le laminage crée des sandwichs d'isolation sur mesure, des structures composites contenant plusieurs couches de caoutchouc conférant des propriétés particulières selon les exigences de votre application [4].

II.3. Mécanique linéaire de la rupture

II.3.1. Mécanique de la rupture

La mécanique de la rupture tend à définir une propriété du matériau qui peut se traduire par sa résistance à la rupture fragile (Fracture) ou ductile.

Car si les structures sont calculées pour que les contraintes nominales ne dépassent pas, en règle générale, la limite d'élasticité du matériau et soient donc par voie de conséquence à l'abri de la ruine par rupture de type ductile ; elles ne sont pas systématiquement à l'abri d'une ruine par rupture de type fragile, que ce soit à partir d'une fissure préexistante à la mise en service ou créée en service par fatigue ou par corrosion sous contrainte [5].

II.3.2. Les modes de rupture

La propagation d'une fissure peut se faire suivant trois modes de déplacement des faces de la fissure dans un plan défini. Elle peut aussi se faire suivant des modes mixtes qui les combinent tous les trois. La figure (II.6) illustre les trois modes de rupture.

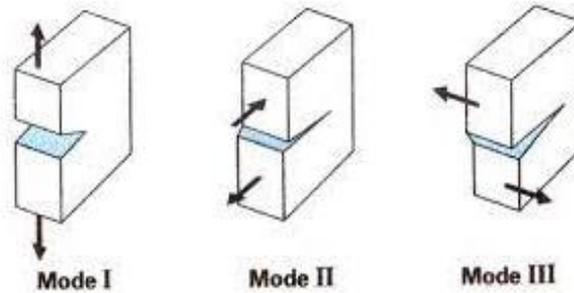


Figure (II.2) : Schématisation des trois modes de rupture [6].

- **Mode I** : Les surfaces de la fissure se déplacent perpendiculairement l'une par rapport à l'autre, c'est le mode par ouverture.
- **Mode II** : Les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan, et dans une direction perpendiculaire au front de fissure. Il est appelé aussi mode par glissement droit.
- **Mode III** : Les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de fissure, c'est le mode de glissement vis.

Le mode I est considéré comme le plus dangereux en raison de l'ouverture par traction qui favorise l'initiation et la propagation des fissures.

C'est le type le plus répandu dans le cas des matériaux fragiles par conséquent, il est le plus étudié [6].

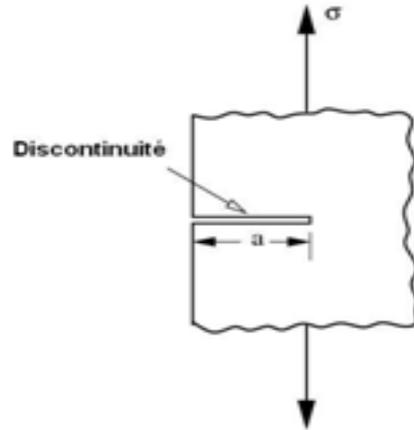


Figure (II.3) : Fissure débouchant dans une éprouvette chargée en mode I [7].

II.2.3. Approche énergétique

Résout le problème de l'amorçage et de la propagation d'une fissure par une approche thermodynamique. Cette approche propose que l'instabilité d'une fissure ait lieu lorsque l'énergie potentielle mécanique libérée lors de son extension est supérieure à l'énergie absorbée par cette extension: l'énergie potentielle du système (Milieu contenu considéré + Fissure) diminue à mesure que la fissure se propage [8,9].

Considérons le cas représenté par la figure (II.4). Une fissure de longueur $2a$, qui a la forme d'une ellipse étroite, est créée à travers l'épaisseur d'une plaque soumise à un champ de contraintes axiales σ . Le bilan énergétique dans le solide s'écrit:

$$dU - dW + d\Gamma + dT = 0 \quad (\text{II.1})$$

Avec

U: L'énergie de déformation élastique au sein de la plaque.

T: L'énergie cinétique.

W: Le travail des forces appliquées (contraintes).

Γ : L'énergie nécessaire pour la création des nouvelles surfaces de fissure.

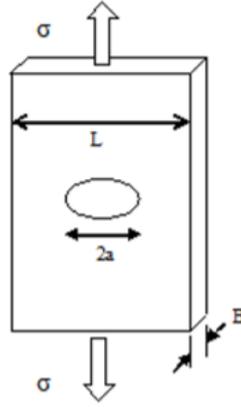


Figure II.4. Fissure de Griffith [8,10].

$$\frac{1}{B} \left[\frac{d}{da} (W - U) - \frac{d\Gamma}{da} \right] = 0 \quad (I.2)$$

B est épaisseur de la plaque.

Le terme $\frac{1}{B} \left[\frac{d}{da} (W - U) \right]$ caractérise l'énergie disponible pour faire propager la fissure.

Irwin a utilisé la notion du "taux de restitution d'énergie élastique" (G), qui est en fait l'énergie unitaire de propagation de la fissure.

(G) dépend de la charge appliquée, la géométrie du solide et de l'orientation de la fissure.

Le $\frac{1}{B} \left[\frac{d\Gamma}{da} \right]$ représente l'énergie de propagation de la fissure.

II.3.4. Approche en contrainte

Pour un matériau contenant une fissure, soumis à un champ de contrainte axiale (Figure II.8), A.A.Griffith limite l'énergie nécessaire pour refermer une fissure à la seule énergie thermodynamique, par contre l'analyse de G.R.Irwin est plus générale. Irwin a substitué une approche basée sur la détermination du champ de contraintes existant autour d'une fissure.

Il considère une région en front de la fissure considérée comme suffisamment petite par rapport au solide considéré, mais suffisamment grande vis-à-vis des dimensions atomiques en accord avec la théorie de l'élasticité linéaire.

A partir des relations de Westergard, Irwin introduit un facteur K_I qui permet d'écrire les champs singuliers de contrainte à une distance quelconque "r" du fond de fissure, avec $r \ll a$ (longueur de fissure).

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{r}} f_{ij}(\theta) \quad (\text{II.3})$$

Où K_I caractérise l'intensité de contrainte en mode I de rupture.

Il existe une relation (pour chaque mode) entre la contrainte de rupture (σ) et le défaut de la rupture (a), le paramètre constant défini comme le facteur d'intensité de contrainte, cette relation est:

$$K_I = Y_\sigma \sqrt{a_0} \quad (\text{II.4})$$

Où Y est un facteur de forme, qui dépend de la géométrie de l'éprouvette et du type de sollicitation.

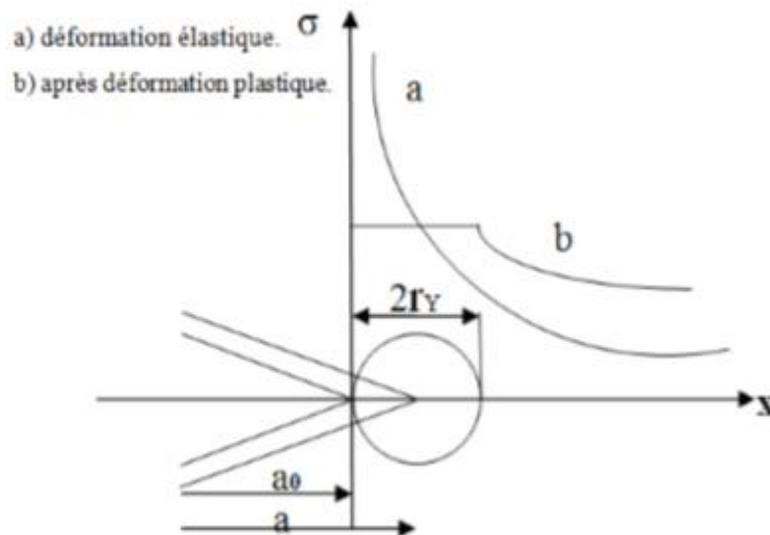


Figure (II.5) : Profil de contraintes en front de fissure [8].

La rupture se produira lorsque le paramètre K_I atteindra une valeur critique notée K_{IC} (K_{IC} , en mode I; K_{IIC} , en mode II et K_{IIIC} dans le mode III).

Pour un calcul rigoureux du KIC, il est donc nécessaire de prendre en considération la taille de la zone plastique. En effet, la longueur de fissure est corrigée par une longueur effective ($a+r_y$) (Figure II.5).

II.3.5. Détermination de l'énergie de délaminage sur une éprouvette (DPE)

Vu la simplicité de la réalisation des éprouvettes de types double poutre encastree "D.P.E" (Figure II.6) et leur aptitude à caractériser le délaminage en mode I; elles sont largement utilisées par plusieurs auteurs [8,9 et 10].

Le taux de restitution d'énergie peut être déterminé par la méthode de compliance.

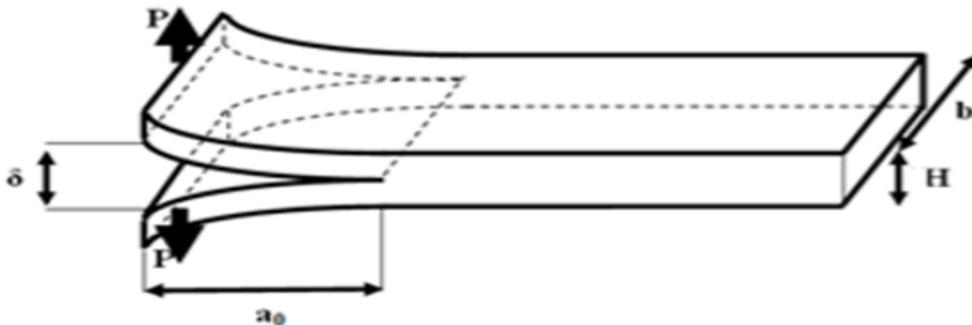


Figure (II.6) : Eprouvette Double Poutre Encastree (D.P.E) [8,9 et 10].

II.2.6. Méthode de la compliance pour les structures sandwichs:

Nous supposons que les peaux sont des stratifiés considérés comme des matériaux orthotropes, de modules de flexion E_{f1} et E_{f2} , où les indices 1 et 2 se rapportent aux peaux inférieure et supérieure, respectivement (Figure .II.7) [11].

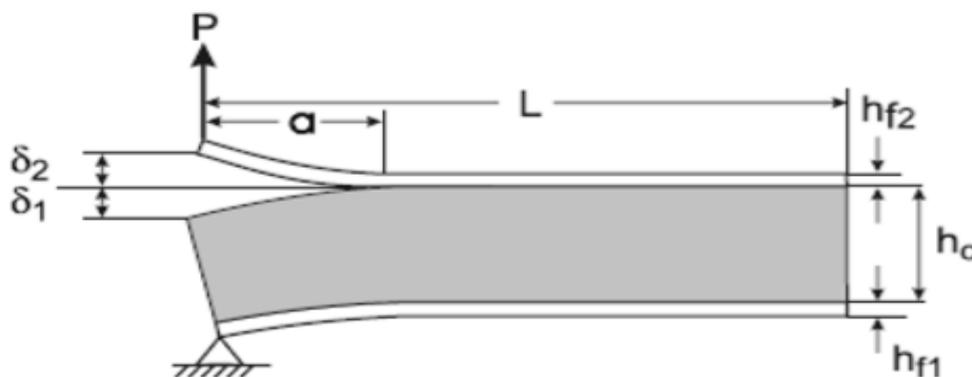


Figure (II.7) : Eprouvette de sandwich (D.P.E) [11].

La peau supérieure est considérée comme une poutre encastree de longueur a, et de largeur b, qui se déplace avec δ_2 sous l'effet de la charge appliquée P [11, 12].

$$\sigma_2 = \frac{Pa^3}{3E_{f2}I_{f2}} \quad (II.5)$$

Avec (I_{f2}) le moment d'inertie de la section transversale de la face supérieure. A partir de la théorie des poutres le déplacement (δ_1) du cœur de l'éprouvette (D.P.E) est donné par [11, 12] :

$$\delta_1 = \frac{Pa^3}{bh_c G_{xz}} + \frac{Pa^3}{3b \left(D - \frac{B^2}{A} \right)} \quad (II.6)$$

Où G_{xz} est le module de cisaillement du cœur, et A, B et D sont définis par [11]:

$$A = E_{f1}h_c + (E_c h_c)$$

$$B = h_{f1}h_c \frac{(E_c - E_{f1})}{2}$$

$$D = \frac{1}{12} [E_{f1}(h_{f1}^3 + 3 h_{f1}h_c^2) + E_c(h_c^3 + 3h_c h_{f1}^2)] \quad (II.7)$$

La compliance dans les sandwichs est définie comme dans les stratifiés :

$$C = \frac{\delta}{P} \quad (II.8)$$

$$\text{Avec : } \delta = \delta_1 + \delta_2$$

Le taux de restitution d'énergie G_{IC} est donné par la formule :

$$G_{IC} = \frac{P^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (II.9)$$

Dans ce cas pour déterminer le rapport (dC/da) on utilise la méthode du poutre modifiée MBT(Modified Beam Theory) [11].

Le graphe $C^{1/3} = f(a)$ est théoriquement un droite (Figure II.8):

$$C^{1/3} = m(a + |\Delta|) \quad (II.10)$$

Les paramètres m et Δ sont obtenus à partir de la compliance à l'amorçage de plusieurs éprouvettes différenciées par la taille de la fissure entre la peau supérieure et le cœur. Ces paramètres deviennent intrinsèques au matériau.

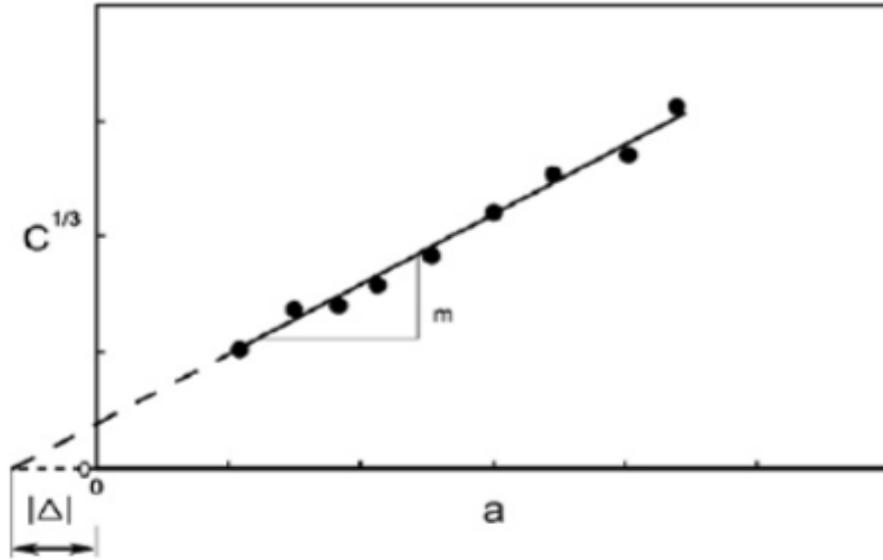


Figure (II.8) : Détermination des paramètres m et Δ selon la théorie de la poutre modifiée [11].

Le taux de restitution d'énergie est exprimé par:

$$G_{IC} = \frac{2P^2 C}{2b(a+|\Delta|)} \quad (\text{II.11})$$

Bibliographes Chapitre II

- [1]. SEZGIN, Fatma Erinç, et al. Mechanical behavior of polypropylene-based honeycomb-core composite sandwich structures. *Journal of reinforced plastics and composites*, 2010, 29.10: 1569-1579.
- [2]. SEZGIN, FatmaErinç. Mechanical behavior and modeling of honeycomb cored laminated fiber/polymer sandwich structures. 2008. Master's Thesis. Izmir Institute of Technology.
- [3]. NORLIN, P.; REUTERLOV, S. The role of sandwich composites in turbine blades. *Reinforced Plastics (UK)*, 2002, 46.3: 32-34.
- [4]. BÉCAN, Gwenaél. Conception et caractérisation de microdispositifs en technologie titane pour implants médicaux. 2021. PhD Thesis. Université Paris-Saclay.
- [5]. SANZ, G. Essai de mise au point d'une méthode quantitative de choix des qualités d'aciers vis-à-vis du risque de rupture fragile. *Revue de Métallurgie*, 1980, 77.7: 621-642.
- [6]. DJEBLOUN, Youcef. Étude de la rupture en mode I d'ouverture des matériaux composites. 2004. PhD Thesis. Université Mohamed KhiderBiskra.
- [7]. Disponible sur:
https://fr.wikipedia.org/wiki/Mécanique_de_la_rupture Le : 29/06/2021.
- [8]. HECINI, M. 'Etude des mécanismes de délaminage dans les socomposites stratifié carbone/epoxy. Mémoire de DEA, Université de Compiègne, France, 1988.
- [9]. ALBOUY, William. De la contribution de la visco-élasto-plasticité au comportement en fatigue de composites à matrice thermoplastique et thermodurcissable. 2013. PhD Thesis. INSA de Rouen.
- [10]. LAKSIMI, A., et al. Mode I interlaminar fracture of symmetrical cross-ply composites. *Composites science and technology*, 1991, 41.2: 147-164.
- [11]. AVILES, F.; CARLSSON, L. A. Analysis of the sandwich DCB specimen for debond characterization. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75.2: 153-168.
- [12]. SHIVAKUMAR, Kunigal; CHEN, Huanchun; SMITH, Steven A. An evaluation of data reduction methods for opening mode fracture toughness of sandwich panels. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2005, 7.1: 77-90.

Chapitre III

ETUDE

EXPERIMENTALE

III. Introduction

Les matériaux composites doivent répondre à des contraintes mécaniques. Imposer des choix judicieux par des renforts et des matrices. L'utilisation de ces matériaux dans les domaines spécifiques (aviation, automobile, aérospatiale, L'isolation etc...) représente un avantage considérable car on peut concevoir un matériau composite satisfaisant aux contraintes.

Dans ce chapitre on présente les matériaux et les techniques expérimentales considérées dans notre travail, qui consiste à étudier des sandwichs. Ce travail a été divisé en plusieurs parties :

- **Première partie** indique les matériaux de base utilisés et les procédés d'élaboration de ces structures sandwichs.
- **Deuxième partie** est consacrée à analyser la rupture en mode I. Nous avons procédé à l'essai du délaminage dans un sandwich (fibre de rachis/ pétiole brute) différenciées par un pré défaut entre la peau supérieure et le cœur. Les essais sont destinés pour déterminer la ténacité de ces matériaux.
- **Troisième partie** est consacrée à analyser les résultats obtenus.

III.1. Protocole de préparation des fibres de rachis

Les fibres sont extraites par l'élimination de la lignine après trempage de la partie rachis pour les deux types de palme (Elghars et Deglet-Nour) sont codés comme suit (FPRG) et (FPRD) dans l'eau distillée pendant 10 jours (technique de rouissage) pour faciliter le processus mécanique d'extraction. Ensuite, les fibres longues de diamètre (0.3-0.8) mm sont soumises à un premier lavage à l'eau distillée puis un séchage naturel.



Figure (III.1) :
rouissage



Figure (III.2) :
extraction de fibre.



Figure (III.3) : Fibre
long.

A

près le séchage naturel, certaines de ces fibres semis longues (FPRG) et (FPRD) sont coupées dans un broyeur électrique à lames à une vitesse de 300 tr/min pendant 60 secondes **Figure(II.3).**



Figure (III.4) : Broyage

Les fibres courtes obtenues sont soumises à un tamisage intensif sur une succession de tamis métalliques figure III.5 (tamiseuse à vibration) pendant 15 minutes. Pour obtenir les différentes tailles de fibres:

Taille 1 : $d > 0,8$ mm où d est le diamètre des pores du tamis

Taille 2 : $0,5 < d < 0,8$ mm

Taille 3 : $0,2 < d < 0,5$ mm

Taille 4 : $0,125 < d < 0,2$ mm

Taille 5 : $d < 0,125$ mm



Figure(III.5) : Tamiseuse à vibration type D407.

Enfin, les fibres choisies de la taille (0.2-0.125) mm sont lavées à la vapeur d'eau une seconde fois pour assurer leur propreté et puis sont séchées dans une étuve électrique pendant 48 heures à une température de 60°C. Figure.III.6.



Figure (III.6) : Deuxième nettoyage



Figure(III.7) : Séchage

III.2. Matériaux utilisés

Les plaques sandwichs proposés dans notre travail sont constituées en deux peaux en (fibre rachis 10% /époxy) d'épaisseur 3 mm et un cœur en (pétiole aggloméré 80% /colle blanche) d'épaisseur 20 mm.

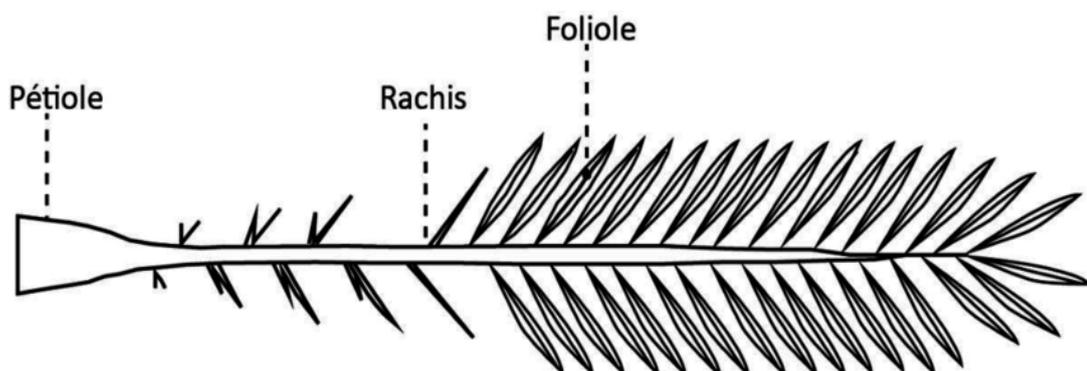


Figure (III.8) : Composant du palmier dattier

III.2.1. Cœur

Le cœur de notre étude est le pétiole aggloméré d'épaisseur 20 mm.



Figure (III.9) : Protocole de préparer le pétiole raboté.

Pour préparer le pétiole aggloméré, on peut suivre ces étapes:

- Passé 120 g (20 %) de pétiole raboté et 490 g (80%) de colle blanche (naturelle) puis mélanger entre eux. Le poids total du mélange est 610 g (100%).
- Remplir le moule de dimension (140x180x20) mm³ par le nouveau mélange, puis fermer ce moule par une tôle.
- Presser le dispositif sur une presse avec une pression de 10 bars pendant 20 minutes.
- Laisser ce dispositif dans une étuve à 50°C pendant 24 heures.
- Démouler la plaque résultante (plaque du pétiole aggloméré), puis poser dans une étuve à 70°C pendant 3 heures juste pour sécher.
- Laisser les plaques à température ambiante pendant 15 jours pour bien sécher.
- Après le séchage des plaques nous découpons par un disque des éprouvettes de forme rectangulaire (140x20x20) mm³.
- Enfin, on peut résumer ces étapes d'élaborations du pétiole aggloméré par ces protocoles (**Figure III.9**)

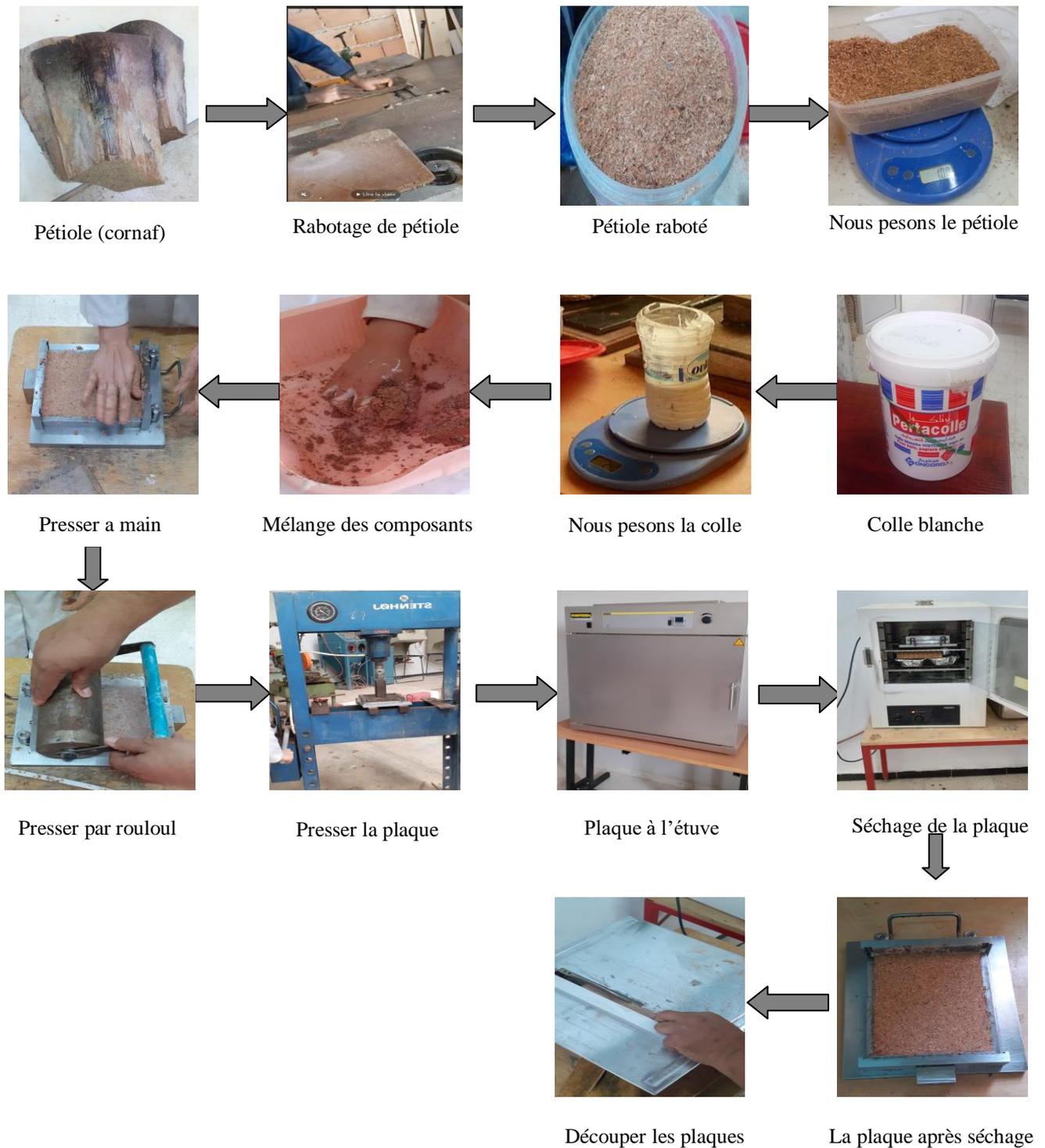


Figure (III.10) : Protocole de préparer le cœur a partie de pétiole aggloméré.

III.2.2. Peaux

Les peaux utilisées dans notre étude sont les mêmes composites qui sont utilisées par **guermit** et **mertil** dans notre étude. Ces peaux sont constituées par des fibres de rachis et de résine d'époxy de type scapa. La préparation des fibres de rachis a été mentionnée précédemment.

La matrice utilisée dans notre matériau est une matrice thermodurcissable (époxy résine scapa polymériques 41). Elle est utilisée pour l'isolation dans les câbles électriques. Elle est composée de deux liquides : une résine époxyde et un durcisseur. La couleur du mélange est ambrée. Sa densité est de 1.03 g/cm³. La préparation de la résine s'effectue à une température ambiante d'environ à 30°C pendant 5 minutes.



Figure (III.11) : Préparation de la résine.

III.3. Elaboration des sandwichs

Après l'élaboration des cœurs du pétiole aggloméré. La mise en œuvre des sandwichs est réalisée au niveau du hall technique de département de génie mécanique à l'université de Biskra par la méthode de collage. Cette étude est effectuée un sandwich défini par deux peaux (fibres de rachis / résine d'époxy) d'épaisseur 3mm avec un cœur en pétiole aggloméré d'épaisseur 20 mm.

Pour élaborer ce type de sandwich, on peut suivre ces étapes:

- Peser 10g des fibres de rachis et de 90g résine d'époxy. mélanger les deux composants entre eux (fibres de rachis +résine d'époxy).

- Remplir le moule (150x130x3) mm³ par ce mélange résultant pour obtenir le composite (fibres de rachis/résine d'époxy).
- Placer les éprouvettes du pétiole aggloméré sur ce composite pour obtenir la première peau, puis laisser dans une température ambiante pendant 24 heures juste pour sécher, ensuite démoulé le semi sandwich (sandwich avec une seule peau).
- Préparer une autre plaque du composite pour utilisé comme deuxième peau du sandwich.
- Placer le semi sandwich (la face sans peau) sur la plaque précédente pour obtenir la deuxième peau et laisser aussi pour sécher.
- Enfin démouler l'éprouvette du sandwich préparé.
- Découper ces plaques à taille des éprouvettes appliquées à eux pour utiliser dans les essais.
- On peut résumer ces étapes dans un protocole suivant **figure (III.5)** :

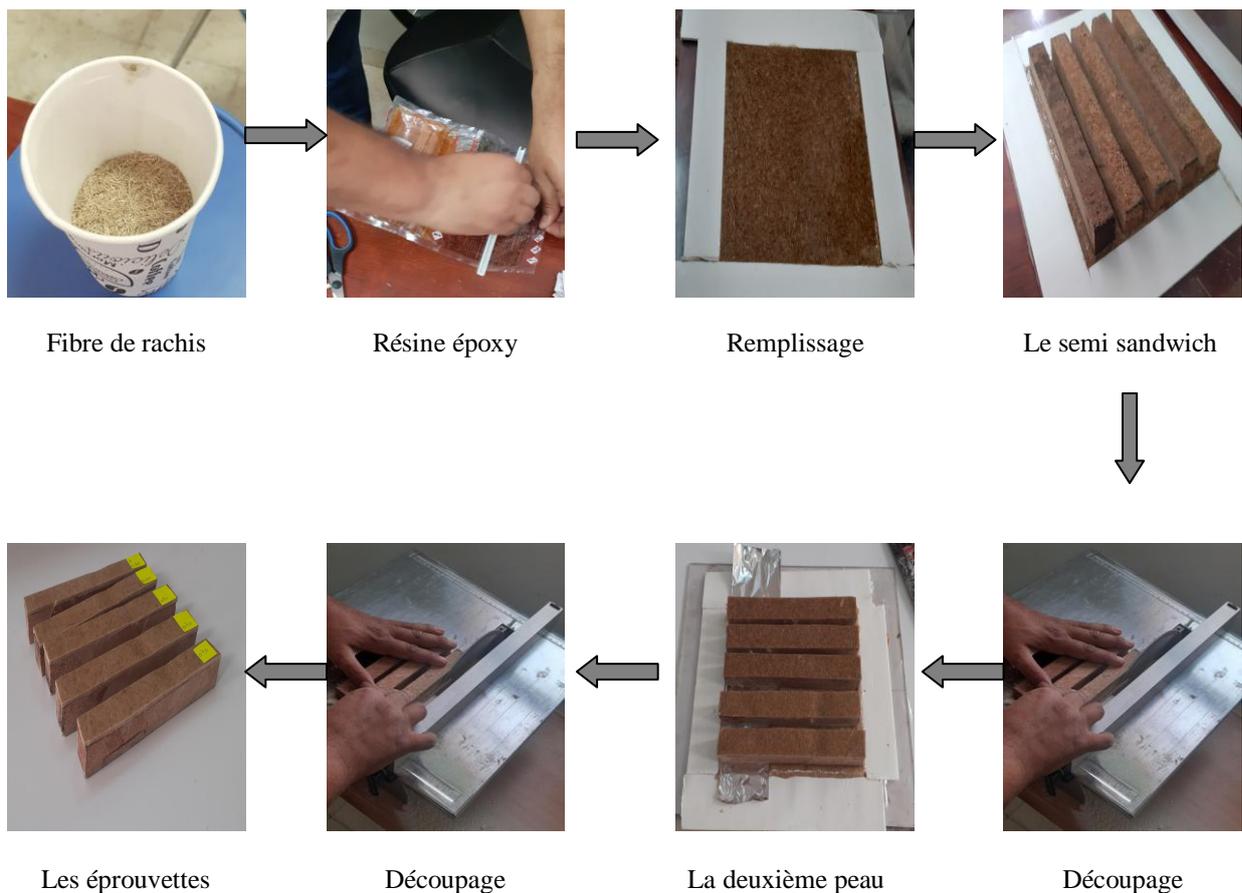
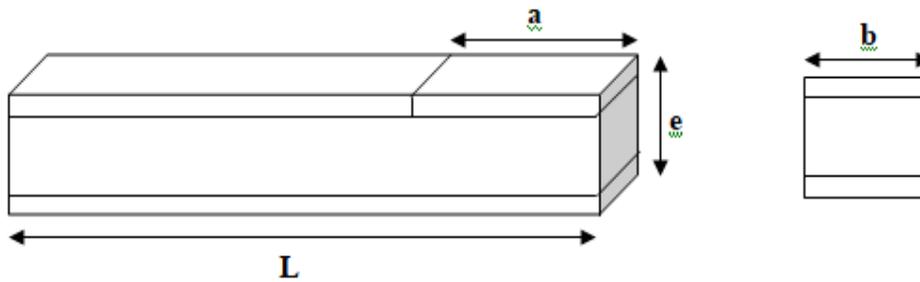


Figure (III.12) : Protocole de préparation de sandwich.

III.4. Géométrie d'éprouvette



Figure(III.13) : géométrie d'éprouvette

b : largeur d'éprouvette.

a : longueur de fissure.

L : longueur d'éprouvette.

e : épaisseur d'éprouvette.

b (largeur)	L (longueur)	a (fissure)	e (épaisseur)
20mm	160 mm	[30 ; 70] mm	20mm

Tableau (III.1) : la taille d'éprouvette

III.5. Délaminage en mode I d'ouverture

Les testes effectués Dans cette étude sont les essais de délaminage en mode I d'ouverture des éprouvettes des sandwichs, sont de type DPE (double poutre encastrés).

La ténacité du matériau est définie dans cette étude par le taux de restitution d'énergie G_{Ic} qui sera calculé pour les différentes configurations en utilisant la théorie de la poutre modifiée **MBT** (Modified Beam Theory).

Le matériau des éprouvettes utilisées en époxy renforcé de fibre de rachis comme des peaux et pétiole aggloméré comme un cœur. Les éprouvettes de sandwich sont différenciées par la taille du pré défaut. Ce dernier est obtenu en plaçant lors de la mise en œuvre une feuille d'aluminium entre le cœur et la peau supérieure. Ces éprouvettes de types DPE possèdent des longueurs de pré défaut initiale a_0 différentes (30, 40, 50, 60 et 70mm) **figure (III.14)**.



Figure(III.14) : Eprouvettes différenciées par pré défaut

Pour la relation entre la machine et les éprouvettes des sandwichs on a réalisé un dispositif permettant la rotation libre des éprouvettes pendant l'essai pour éviter des efforts supplémentaires. Ce dispositif est constitué par une pièce de liaison, une charnière et une goupille (**Figure.III.15**). La liaison entre la machine d'essai et l'éprouvette est réalisée par l'intermédiaire de deux pièces de liaison qui relie avec deux charnières avec deux goupilles. Les deux charnières sont placées par collage à l'extrémité des lèvres de l'éprouvette (**Figure III.16**). La charge est transmise par des goupilles qui permettent une libre rotation des charnières pendant l'essai.

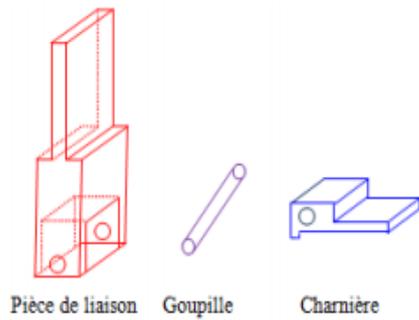


Figure (III.15) : Dispositif de liaison.

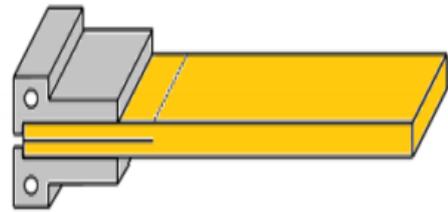


Figure (III.16) : Assemblage des deux charnières sur l'éprouvette (DPE).



Figure (III.17) : Epreuve dans la machine

La figure (III.17) : présente la position de l'éprouvette entre les deux mâchoires de la machine d'essai.



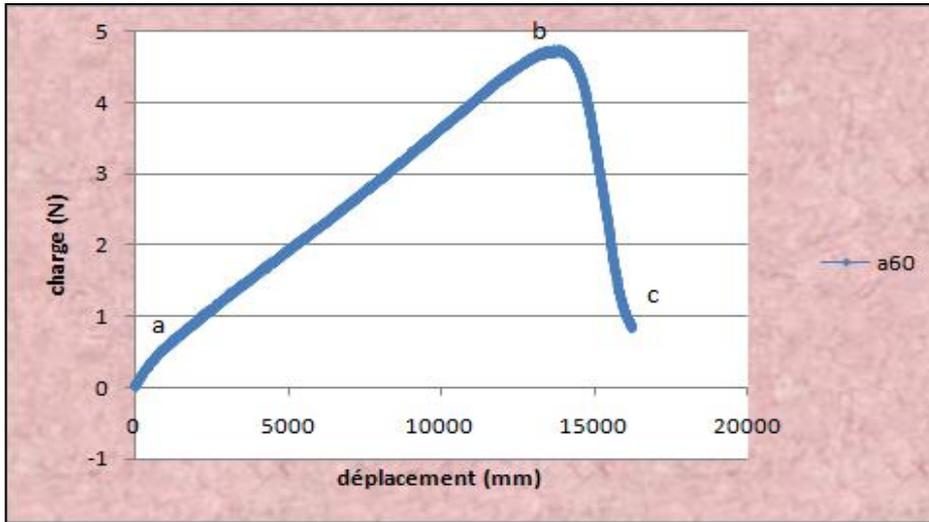
Figure (III.18) : Essai de délamination



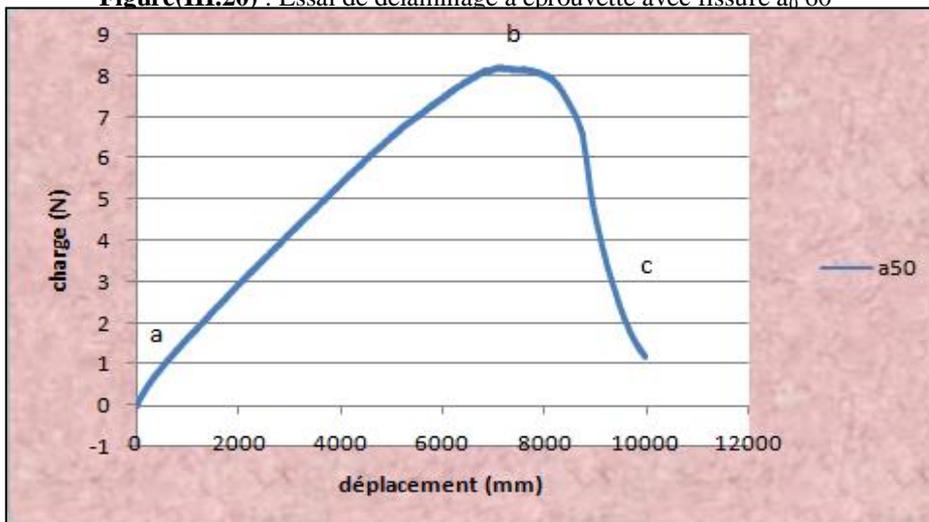
Figure (III.19) : Eprouvette après l'essai

Les figures (III.18 et III.19) présentent l'éprouvette après l'essai de délamination. Ces essais ont été effectués avec une vitesse d'essai de 2 mm/min sur une machine universelle de type INSTRON modèle 5969 de capacité 5 kN, avec pilotage et acquisition des données par logiciel Bluhill3.

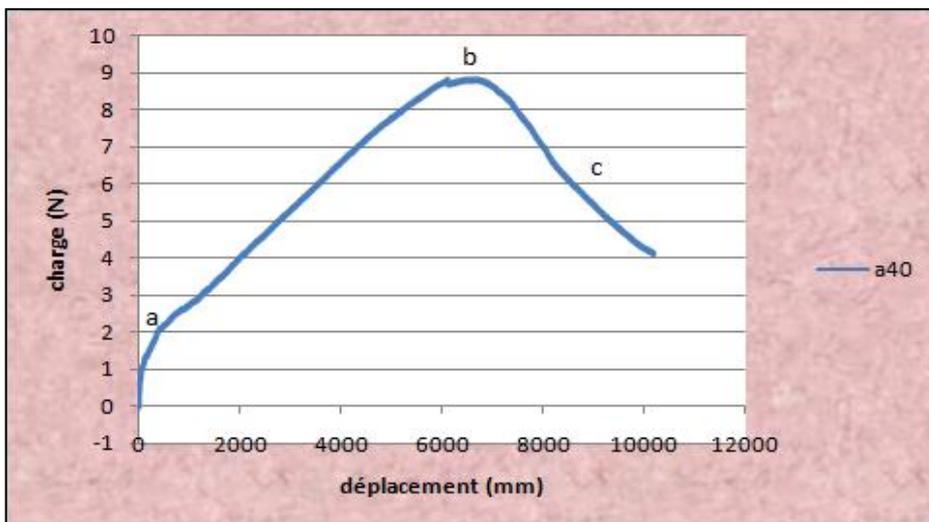
III.6. Résultats et discussions



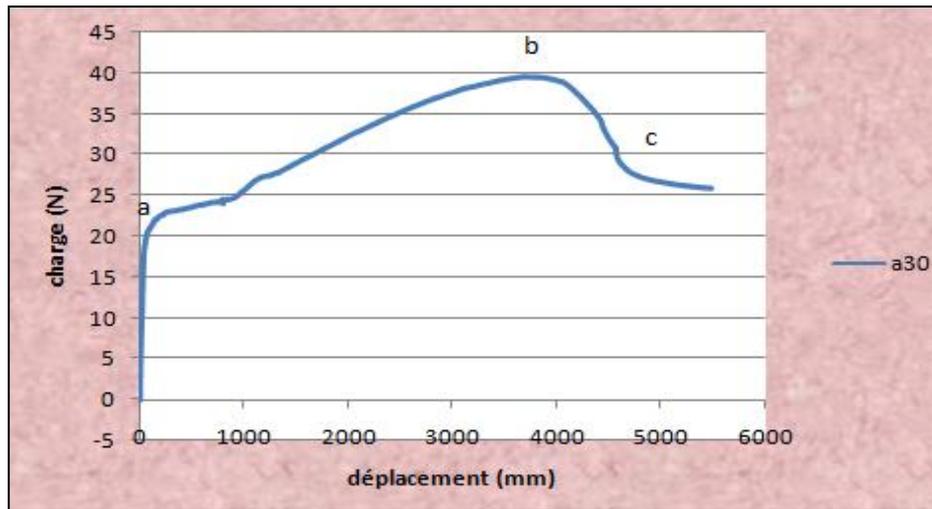
Figure(III.20) : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a_0 60



Figure(III.21) : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a_0 50



Figure(III.22) : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a_0 40



Figure(III.23) : Essai de délaminage a éprouvette avec fissure a_0 30

Les figures ces dessus présents des courbes (**charge-déplacement**) des différents types des éprouvettes différentes par la longueur de la fissure (30, 40, 50,60 et 70 mm) l'éprouvette de longueur de fissure 70mm sont éliminé.

L'analyse de ses courbes montre aussi trois zones bien distinctes différenciées par un changement de l'allure de la courbe.

- **Zone 1 (0A)**: C'est la partie linéaire de la courbe Charge – déplacement.
- **Zone 2 (AB)**: cette zone c'est la partie plastique c'est-à-dire le début de cette zone égale la fin de linéarité jusqu'à la charge maximale qui correspondent la fin de zone.la longueur de cette zone est variable et cordonner a la longueur de fissure a_0 .
- **Zone 3 (BC)**: Le début de cette partie est caractérisé par une chute franche de la charge. C'est l'amorçage qui a ce moment déclenche le processus de délaminage dans l'éprouvette.

Les points d'amorçage étant déterminés en utilisant la théorie de la poutre modifiée MBT exposé dans le deuxième chapitre qui permet de calculer le taux de restitution d'énergie GIC.

Les équations utilisées pour calculer le taux de restitution d'énergie GIC sont :

- La compliance : $C = \frac{\delta}{P}$

- Le taux de restitution d'énergie : $G_{Is} = \frac{3P^2 C}{2b(a+|\Delta|)}$

- Pour déterminer les paramètres m et Δ on utilise la théorie de la poutre modifier (MDF). $C^{1/3} = m(a + |\Delta|)$

Dans la figure (III.17) en représente la courbe $C^{1/3}$ en fonction de a

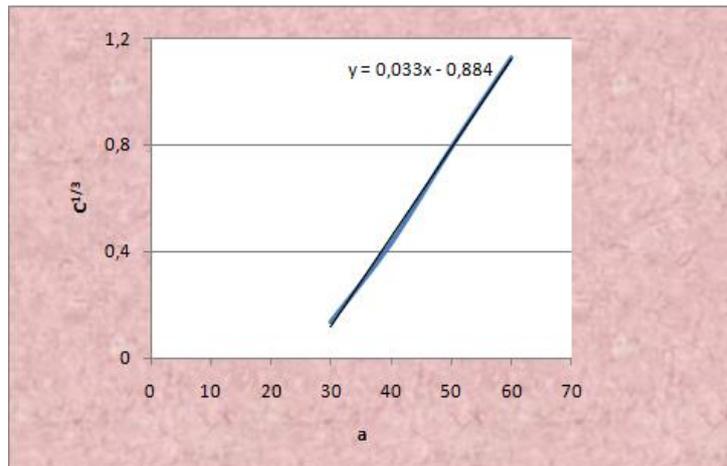


Figure (III.24) : Courbe $C^{1/3}=f(a)$, déterminer de m et $|\Delta|$.

Nous collectons les calculs dans le tableau suivant :

a (mm)	P (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{Is} (J/m ²)
a30	19.5	0.05	0.0025	1.27
a40	1	0.08	0.08	0.09
a50	0.8	0.4	0.5	0.316
a60	0.4	0.6	1.46	0.135
Moy G_{Is}				0,45275

$ \Delta $	b (mm)
26	20

Tableau (III.2) : Détermination de G_{Is} dans les sandwichs.

D’après les résultats précédents on remarque chaque fois que nous augmentions la longueur de la pré-fissure, les valeurs du taux de restitution d’énergie diminuent.

III.7.images macroscopique

Les figures (III.25 et III.26) représentent les éprouvettes avant l'essai.

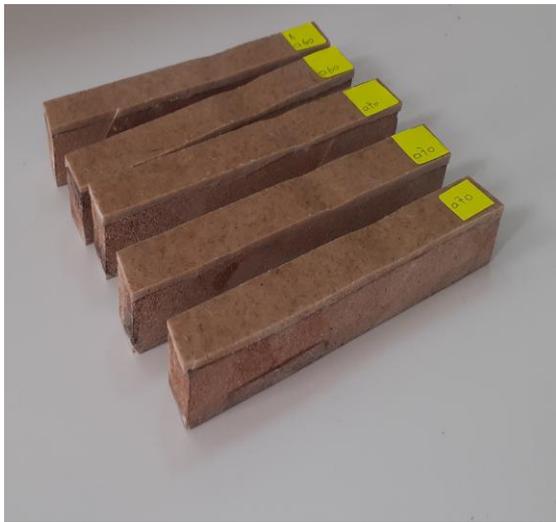


Figure (III.25) : Epreuve de sandwich avant l'essai



Figure (III.26) : Epreuve de sandwich avant l'essai

Les figures (III.27 et III.28) représentent les éprouvettes après l'essai.



Figure (III.27) : Epreuve de sandwich après l'essai



Figure (III.28) : Epreuve de sandwich après l'essai

CONCLUSION GÉNÉRAL

Conclusion général

A l'ère moderne, l'utilisation des panneaux sandwich est devenue importante du fait de leurs nombreuses utilisations dans divers domaines du fait de leur légèreté et de leur utilisation dans le domaine de l'isolation phonique ou thermique et froid...etc.

Le présent mémorandum traite de l'étude des matériaux composites, en particulier des panneaux sandwich, car ils offrent une protection efficace contre les conditions naturelles telles que la neige, la pluie et les tempêtes. Ils varient également dans leurs types pour atteindre une harmonie esthétique avec les conditions géographiques et l'état architectural du bâtiment. Les panneaux sandwich doivent fournir une isolation thermique, hydrique et acoustique, et doivent être économiques, esthétiques et de qualité.

Panneaux sandwich constitués d'une âme isolante (polyisocyanate, polyuréthane et laine de roche). Récemment, les panneaux sandwich sont utilisés dans notre pays comme matériau de revêtement des chambres froides ou des plafonds, des façades et des cloisons intérieures de nombreux bâtiments tels que les bâtiments de chantiers, les bâtiments sociaux et industriels, les usines, les entrepôts...etc. Les panneaux sandwich sont parmi les produits les plus appréciés d'un point de vue architectural en raison de leur production et installation rapides, leur durabilité élevée, leur construction légère et leurs propriétés isolantes élevées.

Le travail a été réalisé dans la salle technologique de l'Université de Biskra, où cinq panneaux sandwich ont été réalisés par le procédé de laminage, et ils sont constitués principalement de (Pétiole aggloméré + colle blanche) et les ont découpés en plusieurs échantillons afin de mener des expériences sur eux.

Et grâce à l'expérience de traction, ils ont été formés sous la forme de panneaux sandwich par le processus de stratification, puis ils ont été découpés en plusieurs échantillons pour effectuer des expériences de traction sur eux afin de tester la dureté des échantillons présentant des fissures de différentes tailles et épaisseurs. Comme suit (30 mm, 40 mm, 50 mm, 60 mm, 70 mm), dont il tire des schémas pour la conception optimale des panneaux sandwich présentés dans cette étude principalement à partir des résultats des exemples de la méthode génétique et c'est une tentative pour permettre à l'ingénieur en structure de concevoir les panneaux sandwich avec une variété de matériaux. De sorte que le concepteur n'a qu'à définir ou décrire les spécifications mécaniques des matériaux duplex et noyau (c'est-à-dire module d'élasticité, coefficient de Poisson, etc.) pour trouver les variables de conception optimales.

Conclusion général

Dans cette étude, l'échantillon avec longueur de fissure de fente de 30 mm a montré d'excellents résultats et plus de flexibilité que les échantillons précédents.

Bébliographies Chapitre III

- [1]. H. Djemai ; Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwiches. Thèse de Doctorat ; Université de Biskra, Soutenue publiquement le 08/01/2017.

Résumé

Le travail réalisé porte sur un matériau composite (pétiole aggloméré + colle blanche) qui a été formé sous forme de panneaux sandwich par le procédé de laminage, puis il a été découpé en plusieurs échantillons afin de réaliser des expériences de traction sur ceux-ci pour tester la dureté de Les échantillons présentaient des fissures de différentes tailles (30 mm, 40 mm, 50 mm, 60 mm, 70 mm), et l'échantillon contenant une fissure de 30 mm avait une meilleure rigid

Mots clés

Matériau composite, Pétiole aggloméré, Colle blanche, Panneaux sandwich, Laminage, Essaie de Traction.

Abstract

The work carried out relates to a composite material (agglomerated petiole + white glue) which was formed in the form of sandwich panels by the lamination process, then it was cut into several samples in order to carry out tensile experiments on them to test the hardness of The samples had cracks of different sizes (30mm, 40mm, 50mm, 60mm, 70mm), and the sample containing a 30mm crack had better rigid.

Keywords

Composite material, Agglomerated petiole, White glue, Sandwich panels, Lamination, Traction test.

ملخص

العمل المنفذ يتعلق بمادة مركبة (سويقات متكتلة + غراء أبيض) تكونت على شكل ألواح شطيرة بواسطة عملية التصفيح ، ثم تم تقطيعها إلى عدة عينات لإجراء تجارب الشد عليها لاختبار الصلابة من العينات كانت بها شقوق بأحجام مختلفة (30 مم ، 40 مم ، 50 مم ، 60 مم ، 70 مم) ، والعينة التي تحتوي على شقوق 30 مم كانت أفضل صلابة.

الكلمات مفتاحية

مادة مركبة ، سويقات متكتلة ، غراء أبيض ، ألواح ساندويتش ، تصفيح ، تجربة الشد.