

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République Algérienne Démocratique et Populaire

و البحث العلمي وزارة التعليم العالي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université MUSTAPHA Stambouli

Mascara



جامعة مصطفى اسطمبولي

معسكر

Faculté des Sciences et de la Technologie

Département de Génie Mécanique

Laboratoire LSTE

THESE DE DOCTORAT

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Génie Mécanique

Intitulée

**Endommagement des Matériaux Adhésifs dans les Assemblages
Métal - Composite**

Présentée par : BELKHEIR Faiza

soutenue Le : 18/12/2025

Devant le jury :

Président	Mr MEROUANE Habib	Pr	Université - Mascara
Examineur	Mr SALEM Mokadem	Pr	Université - Sidi Bel-Abbes
Examinatrice	Mme REMIL Aicha	MCA	Université- Mascara
Examinatrice	Mme FEKIRINI Hamida	Pr	Université - Sidi Bel-Abbes
Directeur de thèse	Mr MERDJI Ai	Pr	Université- Mascara
Co- Directeur de thèse	Mr BACHIR BOUIADJRA Bel Abbes	Pr	Université - Sidi Bel-Abbes

Année Universitaire : 2025-2026

Dédicaces

✚ *A ma mère et mon Père*

✚ *A ceux qui sont présent dans mon cœur :*

Ma sœur et mes frères.

✚ *A Oussama , Mohamed, Farouk, Anis,*

Tamani , Amir ,Ibrahim et Abderrahmane.

✚ *À tous ceux qui m'ont encouragé tout au long de ce travail.*

Remerciements

Je tiens à remercier notre dieu tout puissant pour la réalisation de ce travail

Nos remerciements s'adressent à toutes les personnes qui nous ont soutenus à l'élaboration de ce travail,

Mes très vifs remerciements sont destinés à mes deux directeurs de thèse

*Mr le Professeur **Ali Merdji** et Professeur **Bachir Bouiadjra Bel Abbas** pour leurs orientations continues, leurs encouragements et conseils*

J'adresse également mes remerciements à tous les enseignants qui ont été généreux dans ma formation et auprès desquels j'ai beaucoup appris

Je tiens aussi à remercier tous les membres du jury qui ont présidé mon modeste travail

Enfin, J'exprime mes remerciements à mes amis qui m'ont accompagné tout au long de mon parcours d'études.

الملخص

تحلل هذه الدراسة تأثير أحمال الإجهاد الزائد (السرعات أو الأحمال الفائقة في التعب) على أداء الإصلاحات المركبة المصقفة المطبقة على سبائك الألمنيوم المستخدمة في مجال الطيران T3-2024 و T6-7075 .

وقد أجريت اختبارات تجريبية للتعب على عينات متشققة من نوع SENT , جرى اصلاحها باستخدام رقعة مركبة من الكربون /الايبوكسي ملصقة وذلك بالتوازي مع محاكاة عددية معتمدة على طريقة العناصر المحدودة , بهدف تحليل اللدونة المتولدة بفعل احمال الاجهاد الزائد في منطقة مجاورة لطرف الشق. وقد تمت دراسة مستويين من الحمل الزائد (9 كيلو نيوتن و 14 كيلو نيوتن).

تظهر النتائج ان اصلاح المركب يحسن بشكل ملحوظ العمر التشغيلي تحت التعب, ولا سيما في ظل ظروف الاحمال الزائدة . ففي حين ان حملا زائدا مقداره 9 كيلو نيوتن يكون تأثيره ضعيفا على سبيكة T6-7075 غير المصلحة ، فانه يؤدي الى زيادة قدرها 75% في عمر التعب لسبيكة T3-2024 . وعند تطبيق حمل زائد قدره 14 كيلو نيوتن , يصبح عمر التعب شبه لا نهائي لكلا السبكتين , ويعزى هذا السلوك الى ازدياد التشوه اللدن حول طرف الشق , كما تؤكد التحليلات العددية

الكلمات المفتاحية : BCR؛ انتشار التصدع التعب؛ سبائك الألمنيوم؛ الحمل الزائد؛ اللدونة ؛ طريقة العناصر المحدودة.

Abstract

This study examines how fatigue overload affects the performance of adhesively bonded composite repairs in aeronautical aluminum alloys 2024-T3 and 7075-T6.

Experimental fatigue tests were conducted on cracked SENT specimens repaired with a bonded carbon/epoxy composite patch, alongside numerical simulations using the finite element method to analyze overload-induced plasticity near the crack tip. Two overload levels (9 KN and 14 KN) were investigated. The results show that composite repair significantly improves fatigue life, particularly under overload conditions. While a 9 KN overload has little effect on unrepaired 7075-T6, it increases fatigue life 75% in 2024-T3. When combined with composite repair, fatigue life increases up to two times for 7075-T6 and five times for 2024-T3. At a 14 KN overload, fatigue life becomes nearly infinite for both alloys, due to increased plastic deformation around the crack tip, as confirmed by numerical analysis.

Key words: BCR; Fatigue crack propagation; Aluminum alloy; Overload; Plasticity; Finite element method.

Résumé

Cette étude évalue l'effet des surcharges de fatigue sur l'efficacité des réparations composites collées appliquées aux alliages d'aluminium aéronautiques 2024-T3 et 7075-T6. Des essais de fatigue ont été réalisés sur des éprouvettes fissurées de type SENT réparées par un patch composite carbone/époxy, complétés par des simulations numériques basées sur la méthode des éléments finis afin d'analyser la plasticité induite par les surcharges au niveau de la pointe de fissure. Deux niveaux de surcharge (9 KN et 14 KN) ont été considérés. Les résultats montrent que la réparation composite améliore significativement la durée de vie en fatigue , en particulier sous conditions de surcharge. La combinaison surcharge-réparation peut conduire à une durée de vie en fatigue quasi infinie, phénomène attribué à l'augmentation de la plasticité autour de la pointe de fissure.

Mots clés : BCR ; propagation des fissures de fatigue ; alliage d'aluminium ; surcharge ; plasticité ; méthode des éléments finis .

Liste des figures

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I: GENERALITES SUR LE COLLAGE

Figure I-1	Le degré d'étalement est caractérisé par l'angle de contact, θ , mesuré entre tangentes au solide et liquide. (a) Mauvais mouillage : $\theta > 90^\circ$, (b) Bon mouillage : $\theta < 90^\circ$.	09
Figure I-2	Exemple d'un mouillage pour l'ancrage mécanique (a) bon mouillage, (b) mauvais mouillage	10
Figure I-3	Attraction électrostatique adhésif et substrat	11
Figure I-4	Mécanisme réactionnel entre un adhésif époxyde et un métal	11
Figure I-5	Mouillage d'un solide par une goutte de liquide	12
Figure I-6	Définition de l'angle de mouillage	13
Figure I-7	Interdiffusion de chaînes à l'interface entre deux polymères	13
Figure I-8	Interaction entre les différentes couches de faible cohésion, l'adhésif et le substrat	14
Figure I-9	Décomposition du processus de collage suivant les principaux mécanismes d'adhésion mis en jeu	15
Figure I-10	Représentation schématique de différentes géométries d'assemblage	16
Figure I-11	Mode de sollicitation d'un joint collé	17
Figure I-12	Le joint adhésif collé (à simple recouvrement).	18
Figure I-13	Contraintes dans l'adhésif.	19
Figure I-14	Modèle de Goland et de Reissner.	20
Figure I-15	Distribution des contraintes de cisaillement de l'adhésive de cisaillement et de pelage (a)-Volkersen; (b)-Goland et Reissner pour des adhérents d'alliage d'aluminium et un adhésif époxyde.	21
Figure I-16	Le comportement de plasticité dans l'adhésif selon Hart -Smith.	22
Figure I-17	Distribution des contraintes de cisaillement avec ou sans prise en compte de l'effet de bords libres.	24
Figure I-18	Dans le bleu le défaut initial, en rouge la propagation des fissures (a) Joint déformé ; (b) chemin de fissure du côté d'avancement .	26
Figure I-19	Maillage par l'élément fini	26
Figure I-20	Différents modes de ruptures.	30
Figure I-21	Défauts typiques présents dans un joint de colle.	31
Figure I-22	Différents modes de sollicitations mécaniques	31

CHAPITRE II : COMPORTEMENT MECANIQUE DES ASSEMBLAGES COLLES

Figure II-1	Principaux types de rupture pour un joint collé (a) rupture adhésive et cohésive (b) rupture du substrat.	37
Figure II-2	Les deux principaux modes de déformation d'une couche d'adhésif (a) pelage (b) cisaillement	39
Figure II-3	Eprouvette de cisaillement à simple recouvrement et les contraintes générées dans le Joint de colle	40
Figure II-4	Montage Arcan	40
Figure II-5	Les 3 modes de rupture	42
Figure II-6	Essai Double Cantilever Beam (DCB)	44
Figure II-7	Configuration de l'essai DCB selon les hypothèses de la théorie des poutres simple	45
Figure II-8	Essai End Notched Flexure (ENF).	49
Figure II-9	Essai Mixed Mode Bending (MMB)	54
Figure II-10	Efforts extérieurs appliqués à l'éprouvette MMB	54
Figure II-11	Décomposition des efforts extérieurs en modes purs	55

CHAPITRE III : MODELISATION PAR ELEMENT FINI

Figure III-1	Géométrie de l'assemblage collé aluminium-composite	59
Figure III-2	Maillage du modèle entier, conditions aux limites et condition de chargement	60
Figure III-3	courbe de contrainte-déformation pour FM73M adhésive époxy	61
Figure III-4	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'assemblage collé	62
Figure III-5	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif	63
Figure III-6	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un module de young $E_a=3000$ Mpa	64
Figure III-7	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa	64

Figure III-8	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle $e_p=0.10$ mm	65
Figure III-9	Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle $e_p=0.25$ mm	65
Figure III-10	Répartition de la contrainte de cisaillement (S12) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=3000$ Mpa	66
Figure III-11	Répartition de la contrainte de cisaillement (S12) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa	66
Figure III-12	Répartition de la contrainte de cisaillement (S12) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,10 mm	67
Figure III-13	Répartition de la contrainte de cisaillement (S12) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,25 mm	67
Figure III-14	Répartition de la contrainte normale(S33) pour un module de young $E_a=3000$ Mpa	68
Figure III-15	Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa	68
Figure III-16	Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,10 mm	69
Figure III-17	Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,25 mm	69
CHAPITRE IV : LISTE DES FIGURES		
Figure IV 1	Modèle géométrique de l'assemblage (plaque d'aluminium, pièce composite et adhésif	72
Figure IV 2	Courbes contrainte-déformation de l'Al2024 T3 et de l'Al 7075 T6	73
Figure IV 3	Courbe contrainte-déformation de l'adhésif époxy Araldite 20212	73
Figure IV 4	Modèle de maillage typique de l'assemblage et de la région de la fissure	74
Figure IV 5	Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL sans OL	76
Figure IV 6	Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL+OL (9KN)	77
Figure IV 7	Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL+OL (14 KN)	78
Figure IV 8	évolution des faces de la fissure au cours d'un cycle de fatigue (charge+surcharge) (a) stries observées sur une surface de fracture de fatigue,(b) et mécanismes de propagation par émoussement et affûtage de la pointe de la fissure	79
Figure IV 9	Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL	80
Figure IV 10	Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL+P+OL (9KN)	81
Figure IV 11	Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL+P+OL (14KN)	82
Figure IV 12	Observation au MEB de la surface de rupture des échantillons réparés soumis à une surcharge a) 2024 T3 b) 7075 T6	83
Figure IV 13	L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al non réparée (contrainte appliquée 70 MPa , $a= 3$ mm)	84
Figure IV 14	L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al non réparée (contrainte appliquée 140 MPa , $a= 3$ mm)	84
Figure IV 15	L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al réparée (contrainte appliquée 70 MPa, $a=3$ mm)	85
Figure IV 16	L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al réparée (contrainte appliquée 140 MPa, $a=3$ mm)	86
Figure IV 17	Rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure sur les faces non patchées des plaques réparées (contrainte appliquée 140 MPa)	87
Figure IV 18	Rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure dans les faces rapiécées des plaques réparées (contrainte appliquée 140 MPa)	87
Figure IV 19	Type de Chargement	88

Liste des tableaux

Liste des tableaux

	CHAPITRE I	
Tableau I-1	Energies des différents types de liaisons intermoléculaires.	15
	CHAPITRE III	
Tableau III.1	Propriété élastique pour différents matériaux	61
	CHAPITRE IV	
Tableau IV.1	Les caractéristiques élastiques des matériaux	75

Table des matières

Table des matières

ملخص	i
Abstract	ii
Résumé	iii
Liste des figures	iv
Liste des tableaux	v
Introduction générale	01
CHAPITRE I: GENERALITES SUR LE COLLAGE	
Introduction.	04
I-1 Définition du collage :	04
I-2 Caractéristiques des adhésifs et des substrats	04
I-2.1. Les Adhésifs : Types, Compositions et Applications	04
I-2.2. Adhésifs structuraux	05
I-2.3. Les époxydes	05
I-2.4. Autre types d'adhésifs structuraux	06
I-2.5. Adhésifs Non-structuraux	07
I-2.6. Choix de l'adhésif	07
I-3. Substrats	08
I-3.1. L'état de surface	08
1.4. Les différentes approches théoriques de l'adhésion	09
1.4.1. L'adhésion mécanique	10
1.4.2. L'adhésion spécifique	10
électrostatique	10
L'adhésion chimique	11
La théorie de l'adsorption ou du mouillage	12
La théorie de la diffusion	13
1.4.3 L'adhésion massique	14
La théorie rhéologique	14
La théorie de la "couche de faible cohésion"	14
Les étapes et mécanismes de l'adhésion dans le processus de collage	15
I-5. Les Assemblages Collés en Applications Aéronautiques : Techniques et Géométries"	16
I-5.1. Les sollicitations mécaniques et les modes de rupture dans les assemblages collés en structure industrielle	16
I-6. Recherche sur les assemblages collés:	18
I.6.1. Approches analytiques	18
I.6.2. Approches numériques	24
Analyse par éléments finis	24
Analyse bidimensionnelles (2D)	25
Analyse tridimensionnelles (3D)	26
I-7. Le comportement des assemblages collés	28
I-7.1. La longueur de recouvrement	28
I-7.2. La rigidité des substrats	28
I-7.3. La rigidité de l'adhésif	29
I-7.4. Le comportement mécanique des adhésifs	29
I-8. Les défauts dans les assemblages collés	29
I-8.1. Procédés non destructifs de contrôle des assemblages collés	30
I-8.2. Procédés destructifs de contrôle des assemblages collés	31

I-9. Les avantages et les inconvénients du collage	32
I-9.1. Avantages du collage	32
I-9.2. Inconvénients du collage	32
I-10. Conclusion	33
<u>CHAPITRE II : COMPORTEMENT MECANIQUE DES ASSEMBLAGES COLLES</u>	
II-1 Introduction	34
II-2 Les Techniques de Traitement de Surface Mécanique et leur Importance	34
II.2.1 Les traitements chimiques	35
a) Le décapage	35
b) Le dégraissage et le nettoyage	35
c) Les conversions	36
II.3. Modes de rupture et facteurs influençant l'endommagement des joints collés	37
Caractérisation des assemblages collés : mécanique de la rupture ou de l'endommagement	38
La mécanique de l'endommagement	38
Analyse de la fissuration et de la résistance des assemblages adhésifs : modèles et approches	41
II.4. Approches de la résistance mécanique des liaisons collées : enjeux et méthodes"	43
II.5. Les Tests de Fissuration par Liaison Collée : Modélisation, Méthodes et Analyse de Ténacité"	43
II.5.1. Essai en Mode I – essai DCB	44
II.5.1.1. Modèles poutre des éprouvettes de fissuration	45
II.5.1.2. Modèles poutre des éprouvettes de fissuration avec correction	47
II.5.1.3. Approches empiriques poutre des éprouvettes de fissuration	47
II.5.2. Essai en Mode II	48
II.5.2.1. Analyse de l'essai ENF	50
II.5.2.2. Modélisation et Correction de la Longueur de Fissure dans les Essais de Type DCB	50
II.5.2.3. Complaisance déterminée par la méthode de calibration de la complaisance	52
II.5.2.4. Complaisance déterminée par la méthode de complaisance combinée	52
II.5.3. Essai en Mode mixte	53
Cadre de l'étude	56
II.6. Conclusion	57
<u>CHAPITRE III : MODELISATION PAR ELEMENT FINI DES ASSEMBLAGES COLLES</u>	
III-1 Introduction	58
III.2 PRESENTATION DU CODE DE CALCUL «ABAQUS»	58
III.3 Modèle géométrique	59
III-4 Chargement et conditions aux limites:	59
III-5. Le maillage	60
III.6 Comportement des matériaux	61
III.7. Analyse numérique	61
III.7.1 Etude paramétrique	61
III.8 Conclusion	70

CHAPITRE IV : APPLICATION DU COLLAGE A LA REPARATION DE LA STRUCTURE FISSUREE	
IV-I Introduction	70
IV -2 Dispositif expérimental	70
IV -3. Modèle d'éléments finis	71
IV -4 Discussion et résultats	74
IV 4.1 Analyse expérimentale	74
IV 4.1.1 Comportement à la fatigue des plaques d'Al non réparées	74
IV 4.1.2 Comportement à la fatigue des plaques d'Al réparées soumises à une surcharge	78
IV -5 Résultats numériques	82
IV -6 Conclusion :	87
Annex	88
CONCLUSION GENERALE	89
References bibliographiques	90

INTRODUCTION GENERALE

Depuis le milieu du vingtième siècle, les avancées en sciences des matériaux ont favorisé le développement de nouvelles méthodes d'assemblage structural, notamment le collage , afin de concevoir des structures plus légères , résistantes et fiables. Dans le secteur aéronautique, la durabilité des assemblages collés constitue un enjeu majeur en raison des exigences élevées en matière de sécurité et de longévité.

Les structures aéronautiques sont fréquemment soumises à des surcharges en fatigue , lesquelles peuvent influencer positivement ou négativement leur durée de vie selon la ductilité du matériau et l'amplitude de la surcharges [1-3] . Peut entraîner un émoussement du front de fissure, ralentissant ainsi sa propagation, [4-5]. phénomène connu sous le nom de retard de surcharge. Bien que des études aient montré que les surcharges améliorent la durée de vie en fatigue des alliages d'aluminium 2024-T3 et 7075-T6 [6-8] leur utilisation comme méthode de réparation reste peu réalisée en conditions opérationnelles.

Le collage de patches composites constitue une solution efficace pour la réparation des structures fissurées[9-14]. Les matériaux composites, tels que le carbone/époxy, offrent une rigidité élevée et une faible densité, permettant une amélioration significative de la durabilité en fatigue des structures réparées. Toutefois, la dégradation des propriétés des composites et des adhésifs sous l'effet de l'environnement (humidité, UV) demeure un facteur limitant, en particulier en raison du risque de décollement de l'adhésif sous chargement en fatigue[15-23]..

La majorité des travaux existant portent sur des chargements d'amplitude constante , tandis que les études relatives aux réparations composites collées soumises à des charges variables et à des surcharges restent limitées. Certaines recherches indiquent que l'application d'une surcharge après la pose du patch améliore sensiblement la durabilité en fatigue, grâce à un émoussement important du front de fissure [24-34].

L'objectif de cette étude est d'analyser, par des approches expérimentale et numérique, l'effet de l'amplitude de la surcharge sur l'efficacité des réparations composites collées. Des essais de fatigue seront menés sur des éprouvettes en alliages d'aluminium 2024-T3 et 7075-T6 réparées par un patch carbone/époxy. Une modélisation par éléments finis permettra d'évaluer la zone plastique en arrière de la pointe de fissure afin de mieux comprendre l'influence des surcharges sur la durée de vie en fatigue des structures réparées.

La thèse débute par une introduction générale, s'articule ensuite autour de quatre chapitres et s'achève par une conclusion générale.

Le premier chapitre est consacré aux généralités sur le collage, nous proposons une revue de la littérature axée sur plusieurs aspects. Dans une première section, nous rappellerons les caractéristiques des adhésifs et des substrats, ainsi que les différentes théories couramment évoquées pour expliquer le phénomène d'adhésion. La deuxième section fera le point sur l'état actuel des connaissances concernant la modélisation du comportement mécanique des assemblages collés, en analysant notamment les premiers travaux sur l'analyse des joints adhésifs, aussi bien d'un point de vue analytique que numérique. Enfin, la dernière section sera consacrée à une description générale du comportement des assemblages collés, en abordant notamment les défauts possibles dans ces assemblages, ainsi que les avantages et inconvénients de la technique du collage.

Le deuxième chapitre est consacré à une étude bibliographique. Il nous a paru utile de présenter un état de connaissances actuelles sur le comportement mécanique des assemblages collés.

Le troisième chapitre est étudié l'impact des paramètres géométriques (épaisseur, surface de collage, type d'adhésif, etc.) sur le comportement en rupture des assemblages collés.

Dans le quatrième chapitre, est consacré à une étude expérimental et numérique pour étudier l'effet de l'amplitude de la surcharge sur l'efficacité des réparations composites collées (BCR), présenté et commenté les résultats numériques obtenus pour évaluer les dimensions de la zone plastique derrière la pointe de la fissure réparée, des composites collées (BCR).

Enfin, ce manuscrit se termine par une conclusion générale permettant de mettre l'accent sur les différents résultats originaux de ce travail.

CHAPITRE I

GENERALITE SUR LE COLLAGE

Introduction

La technique de collage, c'est une méthode d'assemblage qui connaît un large essor dans de nombreux domaines industriels tels que l'automobile, la construction navale, l'aéronautique et le bâtiment, en raison des progrès constants en sciences des matériaux, en particulier dans le domaine des matériaux composites [35].

Cette technique présente de nombreux avantages, notamment la capacité à assembler des matériaux très différents, une meilleure répartition des contraintes, un gain de poids et une réduction des points de corrosion. Cependant, le collage demeure une technique d'assemblage complexe.

La préparation des surfaces doit être effectuée avec soin, les réactions de réticulation des adhésifs peuvent être longues, et la résistance mécanique des assemblages dépend fortement des propriétés de l'adhésif. De plus, la durée de vie de ces assemblages n'est jamais totalement prévisible.

Grâce à ces avantages, le collage remplace souvent les méthodes traditionnelles telles que le boulonnage, le rivetage, le vissage, l'agrafage ou même le soudage. Sur le plan industriel, si cette technique est intéressante en termes de coûts et d'allègement des structures, il reste difficile d'évaluer précisément la fiabilité à long terme et en conditions de service des joints collés. Cette incertitude est encore plus accentuée lorsque les assemblages sont exposés à des environnements agressifs (forte humidité, températures élevées, produits corrosifs, etc.) Par conséquent, cette situation suscite une certaine réticence dans les bureaux d'études à adopter pleinement cette technique [36].

I-1 Définition du collage :

Le collage structural est une technique d'assemblage qui consiste à joindre des éléments matériels, appelés « substrats », à l'aide d'un agent de liaison appelé « adhésif ». Les adhésifs dits structuraux sont spécialement conçus pour transmettre des efforts mécaniques importants entre les composants d'une structure. L'évaluation de la fiabilité et des performances de ces assemblages par collage repose principalement sur deux propriétés : la cohésion et l'adhésion de l'adhésif. La cohésion correspond à la capacité du matériau à résister aux sollicitations mécaniques, tandis que l'adhésion désigne la capacité de l'adhésif à maintenir une liaison solide entre le substrat et lui-même.

I-2 Caractéristiques des adhésifs et des substrats

I-2.1. Les Adhésifs : Types, Compositions et Applications

Un adhésif est généralement constitué de résines synthétiques polymères ou de résines d'origine naturelle, ainsi que de produits inorganiques. À ces composants de base, on ajoute des additifs et des modificateurs qui influencent les propriétés chimiques et physiques du produit, ou qui facilitent son application.

On distingue habituellement les adhésifs dits « structuraux » et « non-structuraux ». Cette distinction est en réalité assez subjective et dépend principalement du domaine d'utilisation de l'adhésif. Les adhésifs structuraux offrent une résistance mécanique et une rigidité supérieures à celles de leurs homologues non-structuraux.

Il est également possible de classer les adhésifs selon leur nature : thermodurcissables ou thermoplastiques, en fonction de leur rigidité, de leur état avant durcissement, ou encore selon leur conditionnement et leur mode d'application.

Les applications dites non-structurales sont celles qui requièrent une faible résistance mécanique ou pour lesquelles la fixation est simplement temporaire (réversible).

I-2.2. Adhésifs structuraux

Les adhésifs structuraux se caractérisent par une résistance mécanique élevée, que certains définissent arbitrairement à partir d'un seuil de 7 MPa en cisaillement [37]. À ce jour, le collage structural reste une méthode d'assemblage non démontable, ce qui signifie qu'il doit garantir une durée de vie équivalente à celle de la structure qu'il assemble. Les propriétés d'utilisation de ces adhésifs ne doivent pas être significativement altérées en cas de vieillissement « modéré ».

Généralement, les adhésifs structuraux sont formulés à partir de résines thermo durcissables, qui nécessitent une réaction de réticulation, souvent par ajout d'un agent de durcissement ou par application de chaleur. Les résines utilisées sont habituellement classées comme thermodurcissables ou hybrides modifiées. Certains élastomères thermodurcissables à haute résistance, comme le polyuréthane, peuvent également être considérés comme des adhésifs structuraux.

I-2.3. Les époxydes

Parmi les principales familles de résines utilisées pour les adhésifs structuraux, on trouve les résines époxydes [38], qui feront l'objet de notre étude en raison de leur prédominance dans le secteur de l'aérospatial. Commercialisées dès 1946, les adhésifs époxy sont aujourd'hui employés dans de nombreux domaines, allant de la médecine (dentisterie, prothèses orthopédiques) au génie civil, en passant par les transports (aéronautique et industrie automobile) [39]. Leur polyvalence est largement reconnue, car ils adhèrent efficacement à une grande variété de substrats et peuvent être facilement modifiés pour offrir un large éventail de propriétés.

Ces modifications prennent généralement l'une des formes suivantes :

- L'ajout simple de charges organiques ou inorganiques,
- Le mélange de résines aux propriétés différentes,
- Le choix d'un agent de durcissement ou d'un mécanisme de réaction spécifique.

Parmi les composants secondaires des adhésifs époxy, on trouve des diluants réactifs pour ajuster la viscosité, des charges minérales pour modifier cette viscosité ou le coefficient de dilatation thermique,

ainsi que des charges fibreuses pour améliorer la thixotropie et la cohésion. Les résines époxy sont souvent mélangées avec d'autres types de résines afin d'améliorer certaines propriétés essentielles à leur application. Ces modifications prennent fréquemment la forme d'ajouts d'élastomères, destinés à renforcer la dureté ou la résistance au pelage. Il est donc incorrect de parler de façon générique d'adhésifs époxy, car cette dénomination englobe en réalité une grande diversité de matériaux aux caractéristiques et comportements très variés.

Les époxydes réticulés possèdent une structure moléculaire de thermodurcissables. Ils offrent une excellente résistance à la traction et au cisaillement, mais une résistance au pelage plus faible lorsqu'ils ne sont pas modifiés. Leur résistance aux agressions chimiques est remarquable, notamment face à la présence de solvants, d'huiles ou d'humidité. Lors de la réticulation, ils présentent peu de retrait et assurent une bonne tenue mécanique en fluage. Enfin, ces résines époxy sont peu volatiles pendant le processus de réticulation.

Ce type d'adhésif se présente sous diverses formes : liquides, pâtes, films ou solides. Il est principalement composé d'une résine époxy et d'un durcisseur, qui peut être incorporé directement dans la résine (adhésif mono-composant) ou fourni séparément pour prolonger la durée de conservation. Dans ce dernier cas, le mélange résine/durcisseur doit être réalisé par l'utilisateur juste avant l'application.

En général, une température de polymérisation élevée favorise une densité de réticulation accrue, ce qui améliore la résistance au cisaillement et augmente la température de transition vitreuse du matériau. Cependant, cette augmentation peut réduire la ténacité et la résistance au pelage.

I-2.4. Autre types d'adhésifs structuraux

Outre les époxydes, d'autres types d'adhésifs structuraux, issus de différentes familles de produits, sont également pris en compte. Parmi eux, on trouve les polyesters [40], qui sont des matériaux synthétiques aux propriétés très variées et généralement moins coûteux.

Les polyuréthanes [41] occupent également une place importante sur le marché des adhésifs structuraux. Disponibles sous forme solide ou liquide, en mono- ou bi-composant, ils peuvent durcir à température ambiante ou à des températures plus élevées, selon leur formulation. Contrairement aux époxydes, les polyuréthanes offrent une flexibilité appréciable et présentent une résistance élevée au cisaillement ainsi qu'au décollement. Ces adhésifs sont fabriqués à partir de résines à base d'isocyanates.

Enfin, le grand public connaît bien les adhésifs cyanoacrylates [42], qui ont gagné en popularité dans les années 1970 avec la commercialisation de la Super-Glue. Ces adhésifs mono-composants, sous forme de liquides à faible viscosité, durcissent rapidement en présence d'humidité ambiante. Ils offrent une excellente résistance au cisaillement et se réticulent en quelques secondes à température ambiante, sans nécessiter de primaire d'adhésion.

I-2.5. Adhésifs Non-structuraux

Les adhésifs dits non-structuraux, parmi les plus couramment utilisés, sont généralement à base d'élastomères et/ou de thermoplastiques. Ces systèmes présentent une résistance relativement faible, mais offrent en revanche une mise en œuvre rapide et facile. C'est pourquoi on les retrouve dans de nombreuses applications domestiques, sous forme d'adhésifs autocollants, de mastics, de thermo-fusibles ou d'émulsions thermoplastiques. Ils représentent la majorité du marché des adhésifs en termes de volume et de chiffre d'affaires. De la même manière, dans le secteur aéronautique, qui nous concerne particulièrement, les adhésifs non-structuraux jouent un rôle important, notamment pour l'habillage intérieur des cabines des avions civils ou pour assurer des fonctions non structurales telles que la fixation temporaire ou l'étanchéité, par exemple.

I-2.6. Choix de l'adhésif

Dans ce travail, nous étudions trois adhésifs structuraux : Hysol® EA9321, Hysol® EA9394 et Hysol® EA9395, qui sont des colles époxy bicomposantes chargées de particules minérales et/ou métalliques. Ces produits ont été définis par le CNES, qui envisage leur utilisation pour les futurs lanceurs. Leur particularité est qu'ils réticulent à température ambiante sur une période relativement longue, ce qui facilite la manipulation et l'assemblage de structures de grande dimension.

Dans le cadre de cette étude, le mélange des composants (résine et durcisseur) est effectué manuellement avant leur application sur les pièces et leur assemblage, de manière similaire à certains procédés industriels. Cependant, cette opération peut introduire une certaine variabilité dans le comportement de l'adhésif, qu'il sera intéressant d'évaluer tant au niveau du produit lui-même qu'au niveau de l'assemblage final.

La résistance d'une liaison mécanique collée ne dépend pas uniquement des propriétés de l'adhésif, mais aussi d'un grand nombre de paramètres liés à la géométrie, aux propriétés des éléments constitutifs de la liaison, ainsi qu'au procédé de collage. Par exemple, nous étudierons l'influence du type d'adhésif, du temps et de la température de réticulation sur le comportement de l'adhésif, en mettant en évidence son caractère visqueux. En conséquence, nous analyserons à l'échelle du joint l'impact de la vitesse de chargement sur la résistance mécanique, ainsi que l'effet de la géométrie (épaisseur de l'adhésif et des substrats), que l'on peut modéliser à l'aide de modèles simples.

Enfin, la performance d'une liaison collée est fortement liée à la qualité des interfaces adhésif/substrat, qui constituent souvent le maillon faible de ces assemblages. La certification d'un collage en conditions industrielles nécessite donc un contrôle rigoureux des procédures de préparation de surface, parfois complexes, qui seules garantissent la fiabilité du système.

Dans ce travail, nous cherchons à identifier les sources de variabilité dans la mise en œuvre de ces adhésifs et leurs effets potentiels sur le comportement à la fois du matériau et de la liaison.

Nous montrerons notamment, à l'aide d'une analyse statistique de Weibull, le lien entre la microstructure, en particulier les porosités, et la résistance mécanique apparente de la colle.

Le comportement de l'adhésif seul ne suffit pas à prédire celui de l'assemblage, comme mentionné précédemment, car les conditions de préparation de surface jouent un rôle crucial.

I-3. Substrats

Les surfaces et interfaces jouent un rôle essentiel dans la performance mécanique d'un joint collé. En effet, la résistance d'une liaison dépend non seulement des propriétés de l'adhésif lui-même, mais aussi de sa capacité à s'accrocher ou adhérer à la surface des substrats assemblés. Cette adhésion résulte de mécanismes complexes qui impliquent :

Le mouillage de l'adhésif sur la surface des substrats, ainsi que la pénétration de la résine dans les porosités du matériau, ce qui favorise un ancrage mécanique.

La formation de liaisons physiques ou chimiques aux interfaces, ces dernières étant directement liées aux propriétés de mouillage.

Pour garantir un comportement reproductible de la liaison, il est important que la rupture, lorsqu'elle se produit, ait lieu au sein de la couche de colle (rupture cohésive). Cela implique de prêter une grande attention à la préparation des surfaces à coller, afin de maximiser la résistance mécanique de l'interface entre l'adhésif et le substrat. Cette étape de préparation nécessite souvent des procédés spécifiques, adaptés au système considéré (type d'adhésif, matériau du substrat, application).

Il est crucial de respecter strictement les conditions de fabrication, car la présence de défauts d'adhésion, par exemple dus à des contaminants, reste difficile à détecter à l'heure actuelle.

De plus, tout processus de vieillissement peut modifier le comportement de la liaison et le mode de rupture.

I-3.1. L'état de surface

Les caractéristiques d'un collage dépendent à la fois des interactions physico-chimiques et mécaniques entre la surface du substrat et l'adhésif. Par exemple, la présence de groupes chimiques réactifs en surface facilite la formation de liaisons chimiques solides entre le substrat et l'adhésif. En revanche, la présence d'agents contaminants en surface peut considérablement réduire l'adhérence, en dégradant ces liaisons ou en empêchant tout contact efficace entre l'adhésif et le substrat. Au-delà de la composition chimique des surfaces, leur topographie et leur géométrie, souvent désignées par le terme « rugosité », jouent un rôle crucial dans la résistance mécanique.

En effet, elles favorisent un ancrage mécanique de l'adhésif dans les aspérités de la surface.

Pour éviter que des porosités ne se forment entre ces aspérités, il est essentiel que les surfaces à assembler soient suffisamment mouillables par l'adhésif. Autrement dit, l'adhésif doit pouvoir s'étaler uniformément et remplir toutes les irrégularités du substrat. Plusieurs paramètres géométriques permettent

de caractériser la topographie de la surface et peuvent être liés à la qualité de l'adhésion [43]. Ces paramètres aident notamment à évaluer la surface réelle de contact, qui diffère souvent de la surface moyenne apparente.

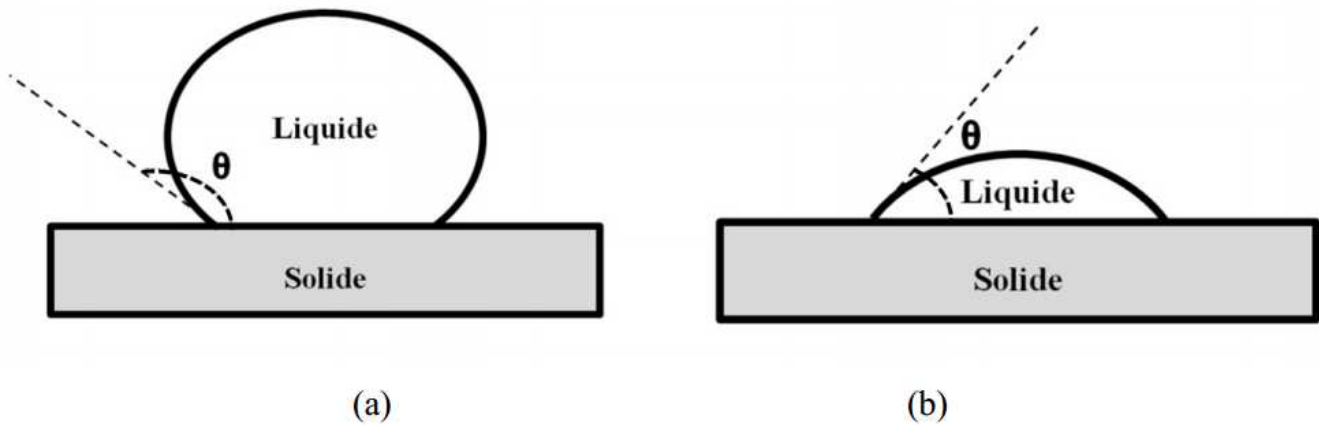


Fig. I-1. Le degré d'étalement est caractérisé par l'angle de contact, θ , mesuré entre tangentes au solide et liquide. (a) Mauvais mouillage : $\theta > 90^\circ$, (b) Bon mouillage : $\theta < 90^\circ$.

La préparation des surfaces constitue une étape cruciale dans le processus de collage.

Elle vise à éliminer les contaminants et les couches superficielles peu cohésives, telles que certains composés de faible masse moléculaire ayant migré à la surface, les oxydes fragiles ou encore les résidus de corrosion [44]. Une préparation maîtrisée doit également permettre d'obtenir une surface reproductible.

L'application de l'adhésif doit intervenir peu de temps après le nettoyage pour éviter toute recontamination.

Le délai entre le nettoyage et le collage est donc un paramètre important à contrôler. Enfin, il existe diverses méthodes de traitement et de préparation de surface, qui diffèrent par leur nature (physico-chimique ou mécanique) et leur objectif, et que nous résumons ci-dessous.

I.4. Les différentes approches théoriques de l'adhésion

Il existe une difficulté au niveau des considérations théoriques, car il n'existe pas de théorie unifiée de l'adhésion. Au contraire, de nombreux modèles existent, chacun abordant le problème selon une perspective différente. Par exemple, les chimistes expliquent l'adhésion par la formation de liaisons covalentes fortes, tandis que les physiciens la considèrent plutôt en termes de dissipations d'énergie.

Certaines publications ont tenté de regrouper ces divers modèles en fonction de différentes approches. C'est notamment le cas de la revue de Shanahan, qui a proposé une classification en distinguant l'adhésion mécanique, spécifique et massique.

I.4.1. L'adhésion mécanique

Cette théorie, également appelée théorie de « l'ancrage mécanique », explique le phénomène d'adhérence par le fait que l'adhésif s'insère dans les pores et les aspérités du substrat. Elle met en avant l'importance de la rugosité du support ainsi que du mouillage, c'est-à-dire la capacité d'un liquide à occuper la plus grande surface possible lorsqu'il est étalé sur une surface solide.

La rugosité apparaît donc comme un facteur favorable lorsque l'adhésif mouille bien, car cela augmente la surface de contact et améliore l'ancrage mécanique, mais cela reste valable dans une certaine limite.

Plus précisément, si le mouillage ne se fait pas dans les creux, cela peut créer des points faibles susceptibles de provoquer la rupture de l'assemblage. De plus, des concentrations de contraintes peuvent apparaître au sommet des aspérités.

Il semble également qu'une surface obtenue par grenaillage ou sablage, caractérisée par un rayon de courbure faible des aspérités, soit préférable pour assurer une meilleure adhérence.

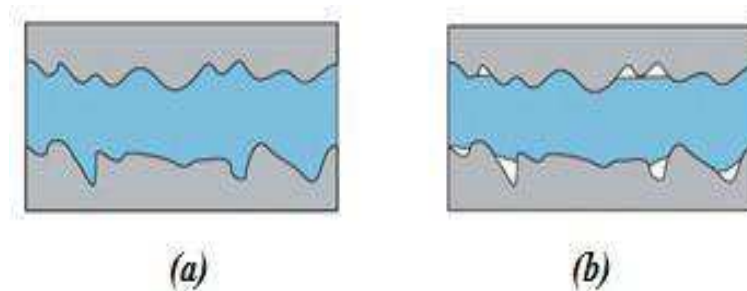


Figure I-2 : Exemple d'un mouillage pour l'ancrage mécanique

(a) bon mouillage, (b) mauvais mouillage.

I.4.2. L'adhésion spécifique

électrostatique (Deryagin et Krotova)

Il décrit un modèle proposé en 1948 qui compare l'assemblage collé à un condensateur plan, en imaginant que des charges électriques se dissipent entre deux matériaux. Bien que ce modèle ne soit plus considéré comme très crédible aujourd'hui, il a eu le mérite d'introduire la notion de forces à longue distance, de nature dipolaire, pouvant expliquer l'adhésion.

Ce qui est particulièrement intéressant, c'est que ce modèle considère l'adhésif et le substrat comme les plaques d'un condensateur, et que l'énergie d'adhésion correspondrait au travail nécessaire pour séparer ces plaques. Cependant, il est aussi mentionné que la provenance des charges électriques n'est pas clairement expliquée dans ce modèle, laissant penser qu'elles pourraient être une conséquence de l'adhésion plutôt que sa cause. [45].

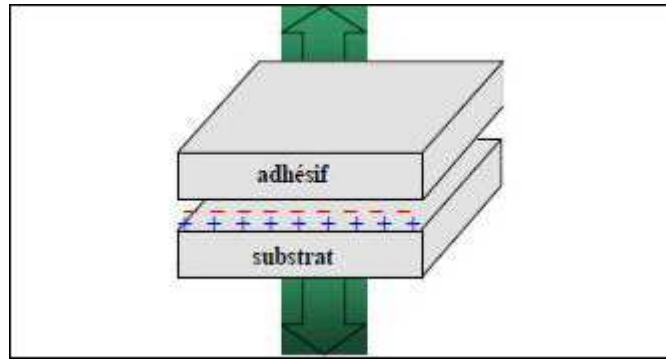


Figure I-3 : Attraction électrostatique adhésif et substrat [36].

L'adhésion chimique

Cette théorie explique l'adhésion par la formation de liaisons covalentes entre le substrat et l'adhésif. Il est évident que cette contribution est prédominante dans certains systèmes, notamment lors de l'utilisation d'un primaire d'adhésion. Cependant, cette théorie ne suffit pas à elle seule pour expliquer l'ensemble du phénomène d'adhésion.

Dans ce contexte, l'adhésion s'explique par la formation de liaisons chimiques entre l'adhésif et le substrat. C'est notamment le cas pour certaines résines époxy et certains métaux, ou encore entre le laiton et le caoutchouc.

En présence d'eau, les molécules H_2O se fixent aux oxydes en formant des groupes hydroxyles.

La surface devient ainsi fortement polarisée, avec la présence d'un atome d'hydrogène et d'un atome d'oxygène électronégatif.

Cette surface polarisée peut alors interagir avec les groupes polaires présents dans la résine époxy, ce qui favorise l'adhésion (voir Figure I-4).

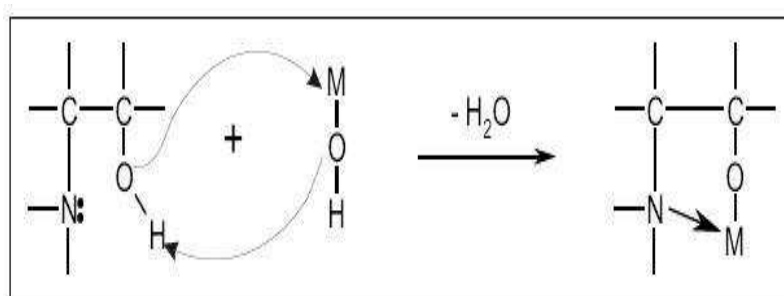


Figure I-4 : Mécanisme réactionnel entre un adhésif époxyde et un métal.

✚ La théorie de l'adsorption ou du mouillage (Zisman)

Pour assurer une bonne adhésion, la mouillabilité de l'adhésif sur le substrat doit être aussi optimale que possible. Dans ce cas, des interactions à courte distance, telles que les liaisons de Van der Waals, peuvent alors se développer, permettant ainsi l'adhérence. Cela implique la prise en compte de plusieurs notions. L'énergie de surface d'un liquide, ou tension superficielle, caractérise la capacité de la surface du liquide à minimiser sa surface totale. Elle reflète également la cohésion interne du liquide, puisqu'il faut fournir de l'énergie pour vaincre ces forces de cohésion afin d'augmenter la surface. L'énergie de surface d'un solide représente quant à elle la quantité de travail nécessaire pour créer cette surface, ce qui correspond au travail effectué pour rompre les liaisons atomiques à pression et température constantes. Imaginez alors une goutte de liquide posée sur une surface solide (voir Figure I-5).

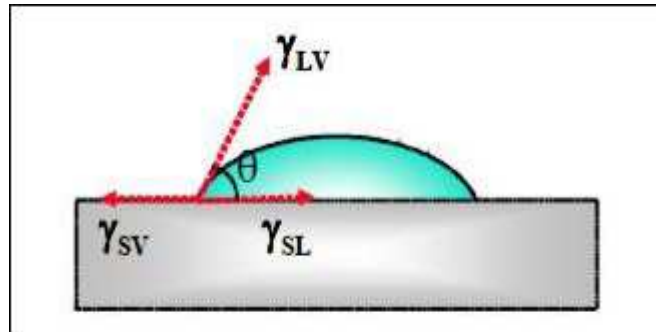


Figure I-5 : Mouillage d'un solide par une goutte de liquide.

L'équilibre des forces au point A donne l'équation suivante (équation de Young) :

$$\gamma_s - \gamma_{SL} = \gamma_L \cos \theta \quad (I - 1)$$

Où γ_s est l'énergie de surface du solide, γ_L est l'énergie superficielle du liquide et γ_{SL} est l'énergie interfaciale liquide-solide. Le liquide est alors parfaitement étalé quand θ est nul, ce qui correspond à une valeur critique γ_c de l'énergie superficielle du solide :

- si $\gamma_L < \gamma_c$ alors $\theta = 0$: **Le mouillage est bon**
- si $\gamma_L > \gamma_c$ alors $\theta > 0$: **Le mouillage est mauvais.**

Les énergies superficielles des principales colles donnent des valeurs comprises entre 25 et 50 mN/m ; les métaux ont tous des valeurs d'énergie superficielle critique supérieures.

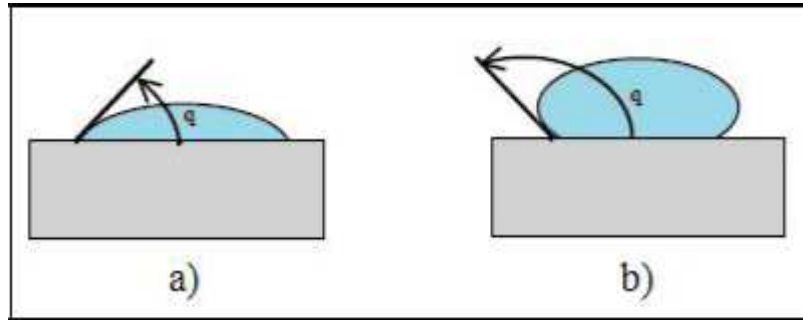


Figure I-6 : Définition de l'angle de mouillage.

- ✓ Bon mouillage (a) : L'étalement est caractérisé par un petit angle de contact entre la goutte et la surface.
- ✓ Mauvais mouillage (b) : L'étalement est caractérisé par un grand angle de contact entre la goutte et la surface.

➤ **La théorie de la diffusion (Voyutskii)**

Selon cette théorie, principalement appliquée aux matériaux macromoléculaires, l'adhésion résulterait de la diffusion de segments moléculaires de chaque côté de l'interface. L'enchevêtrement des chaînes, pouvant aller jusqu'à faire disparaître l'interface, garantit la cohésion entre les deux solides. Il est important de noter que cette théorie est essentiellement limitée au collage de polymères chimiquement compatibles.

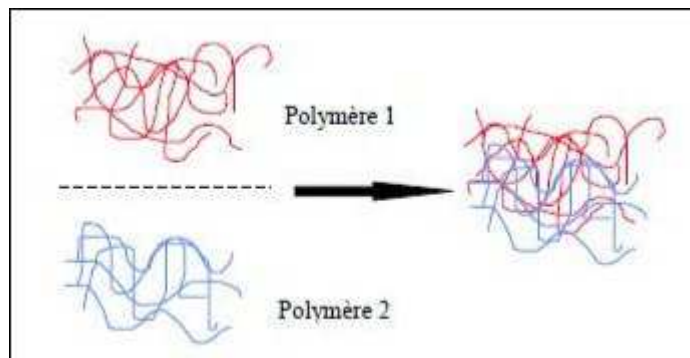


Figure I-7 : Interdiffusion de chaînes à l'interface entre deux polymères.

I.4.3 L'adhésion massique

La théorie rhéologique (Lake, Schultz et Gent)

Cette théorie prend en considération les phénomènes de dissipation d'énergie qui se produisent lors des tests mécaniques, tels que le pelage, et cherche à les quantifier afin de revenir à l'énergie d'adhésion.

L'énergie nécessaire W_{adh} pour séparer réversiblement 1cm^2 d'interface solide/liquide s'écrit :

$$W_{adh} = (1 + \cos\theta)\gamma_L \quad (I - 2)$$

Cette énergie ne dépend que des propriétés de surface des substrats, Il y a adhérence si :

$$W_{adh} \geq (1 + \cos\theta)\gamma_L \quad (I - 3)$$

L'énergie de rupture W_{rupt} d'un assemblage est reliée à l'énergie d'adhésion réversible par :

$$W_{rupt} = W_{adh}f(V, T, \dots) \quad (I - 4)$$

Où :

f est une fonction des propriétés de l'adhésif qui dépend de la vitesse V de séparation, de température T , ... Elle décrit l'énergie dissipée irréversiblement dans le processus de séparation. Ce modèle élargit et complète le modèle thermodynamique précédent.

La théorie de la "couche de faible cohésion"

Cette théorie, connue sous le nom de « Théorie des couches faibles », a été initialement proposée en 1961 par Bikermann. Elle ne vise pas à expliquer l'adhésion elle-même, mais plutôt à émettre des hypothèses concernant la rupture des joints collés. Lors de la séparation d'une surface collée, la rupture ne se propage pas strictement à l'interface, mais suit un chemin proche de celle-ci, là où l'une des deux surfaces présente une faiblesse mécanique locale. Ces zones faibles correspondent à la présence de bulles d'air piégées, d'impuretés à l'interface ou à des réactions entre les composants et le milieu : ce sont ce que l'on appelle les couches interfaciales de faible cohésion [45].

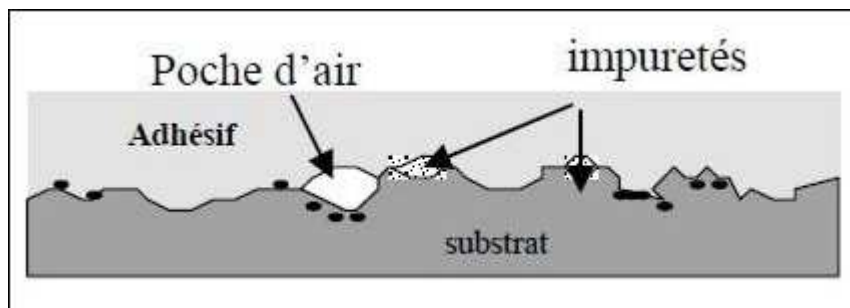


Figure I-8: Interaction entre les différentes couches de faible cohésion, l'adhésif et le substrat.

Les étapes et mécanismes de l'adhésion dans le processus de collage

Chaque théorie proposée explique certains phénomènes spécifiques, mais aucune ne permet à elle seule de décrire l'ensemble des mécanismes d'adhésion. Cependant, on peut considérer que le processus de collage se déroule en plusieurs étapes principales, impliquant ces différents mécanismes d'adhésion (voir Figure I-9) :

- La mise en contact des surfaces des substrats avec la colle.
- La formation de liaisons, plus ou moins fortes et avec des portées variables, qui assurent la cohésion de l'assemblage. Les énergies associées à ces différents types de liaisons sont détaillées dans le tableau (I-1).

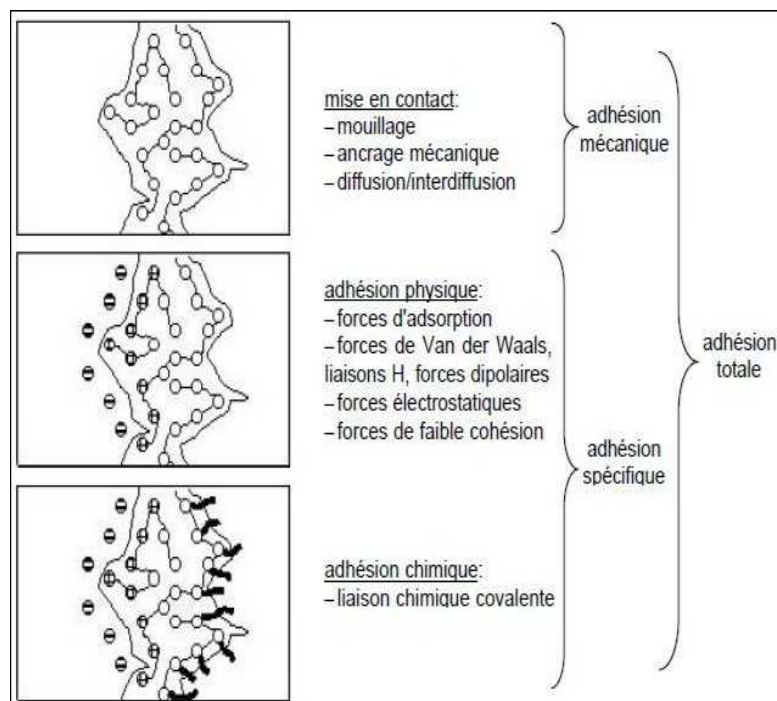


Figure I-9:Décomposition du processus de collage suivant les principaux mécanismes d'adhésion mis en jeu.

Tableau I-1:Energies des différents types de liaisons intermoléculaires.

Type de liaison		Energie
Liaisons chimiques	Ionique	100-250
	Covalente	15-170
	Métallique	27-83
Liaisons intermoléculaires	Liaison hydrogène ou acide/bas	<12
	Dispersion (London)	<10
	Dipôle-dipôle(Keesom)	<5
	Dipôle-dipôle induit (Debye)	<0.5

I-5. Les Assemblages Collés en Applications Aéronautiques : "Techniques et Géométries"

Les assemblages par collage présentent une efficacité remarquable. Ils permettent de répartir les efforts transférés sur une surface plus étendue. Ces joints collés peuvent relier deux métaux ou encore une structure composée de stratifié et de métal. Dans le cadre des applications aéronautiques qui nous intéressent, ces assemblages sont conçus de manière à ce que le joint de colle fonctionne principalement en cisaillement dans son plan. La configuration de base consiste en un recouvrement simple ou double. Afin de réduire les contraintes de pelage, deux géométries spécifiques peuvent être privilégiées : la jonction en escalier et la jonction biseautée. Il est important de noter que ces jonctions peuvent être réalisées en version simple ou double, comme illustré à la Figure I.10.

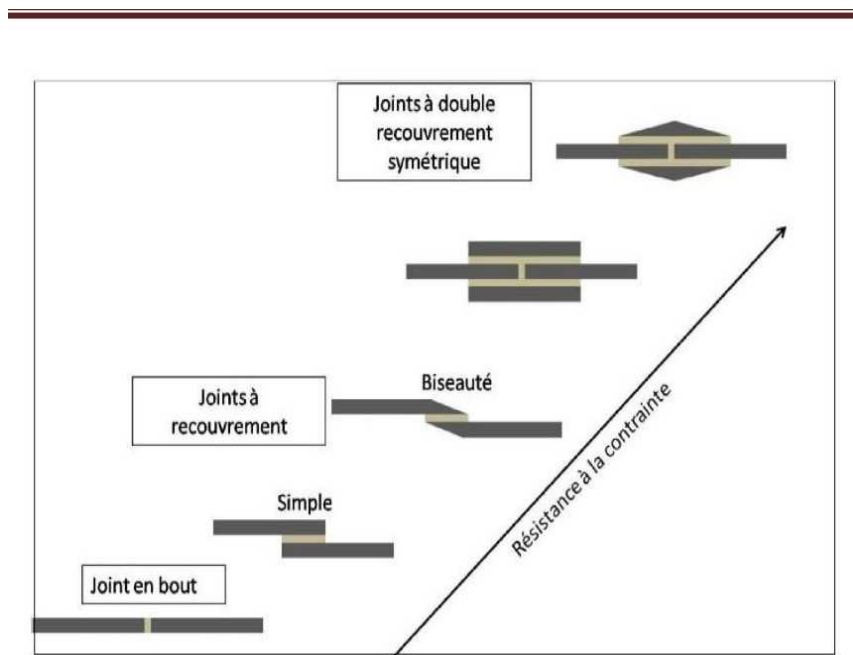


Figure I-10 : Représentation schématique de différentes géométries d'assemblage.

Un joint à simple recouvrement, qui est apprécié pour sa simplicité et son efficacité. En effet, ce type de joint est largement utilisé dans diverses applications en raison de sa facilité d'installation et de ses bonnes performances mécaniques. De plus, il sert souvent de référence ou de spécimen standard lors des essais pour évaluer les propriétés mécaniques des adhésifs, ce qui montre à quel point il est fiable et représentatif dans le domaine de la recherche et du développement des matériaux adhésifs [46].

I-5.1. Les sollicitations mécaniques et les modes de rupture dans les assemblages collés en structure industrielle

Un assemblage collé intégré dans une structure industrielle peut être soumis à diverses sollicitations mécaniques (voir Figure I.11). Ces sollicitations se classent en fonction de l'état de contraintes qu'elles induisent dans la couche de colle. Par exemple, le cisaillement consiste à appliquer un effort axial de

traction sur un substrat, ce qui permet d'obtenir une répartition relativement homogène des contraintes de cisaillement. La traction, qui consiste à tirer un substrat perpendiculairement au plan de collage, génère principalement des contraintes de traction, mais entraîne également un peu de cisaillement en raison de l'effet Poisson sur la colle. Pour simplifier l'analyse, on considère souvent que les substrats sont très rigides par rapport à la colle et ne se déforment pas.

Lorsqu'on tire sur l'extrémité d'un substrat tout en maintenant l'autre immobile, cela crée un moment de flexion qui induit un état de contrainte plus complexe dans l'adhésif. Le phénomène de pelage, quant à lui, se rapproche du clivage, à la différence près qu'un des substrats peut se déformer.

Dans une structure industrielle, ces différentes sollicitations ne se produisent généralement pas isolément, mais se superposent, rendant l'étude de leur comportement particulièrement complexe.

Il est reconnu que les efforts de traction peuvent entraîner des ruptures prématurées des assemblages, notamment par l'ouverture de microcavités présentes dans la couche de colle ou à l'interface (par exemple, bulles d'air dans l'adhésif ou mauvais collage).

La rupture d'un assemblage collé est également une problématique complexe, en raison de la nature hétérogène de l'ensemble (métal/adhésif/métal). La rupture peut se produire dans la colle ou dans un des substrats, ce qui correspond à une rupture cohésive. Alternativement, la rupture peut intervenir à l'interface entre la colle et un des substrats, par décollement ou par rupture de l'interphase, cette zone de transition possédant ses propres propriétés. On parle alors de rupture adhésive ou interfaciale.

Dans certains cas, la rupture peut débuter dans la colle et se propager à l'interface ou dans le substrat, ce qui correspond à un mode de rupture mixte[47].

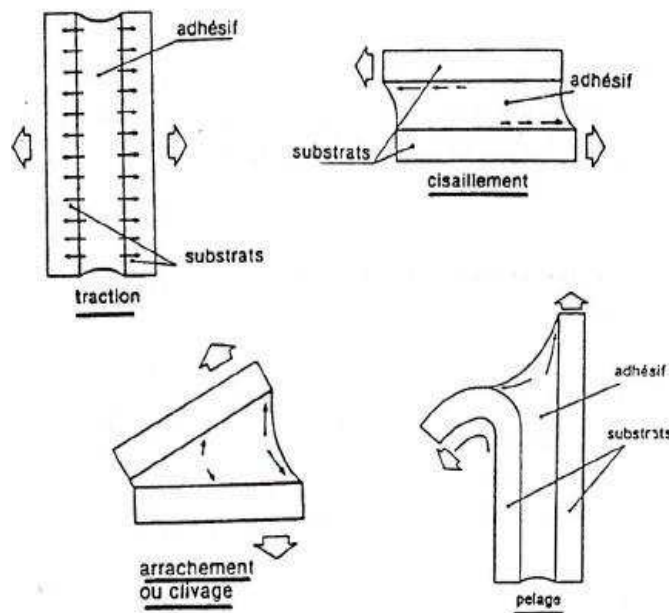


Figure I-11 : Mode de sollicitation d'un joint collé.

I-6. Recherche sur les assemblages collés:

Un joint adhésif collé est une structure constituée de deux éléments (ou adhérents) reliés entre eux par un adhésif. Selon Adams et Wake, l'adhésif est défini comme « un matériau polymère qui, une fois appliqué sur les surfaces, peut assurer leur liaison et résister à la séparation », tandis que les adhérents sont les membres d'une structure qui sont assemblés par cet adhésif.

De nombreux modèles pour les joints adhésifs collés ont été élaborés, notamment ceux utilisant des géométries de joints à simple recouvrement (voir Figure I-12). Cette configuration a été adoptée par la société américaine des matériaux d'essai comme norme pour les tests mécaniques visant à déterminer la résistance au cisaillement [48].

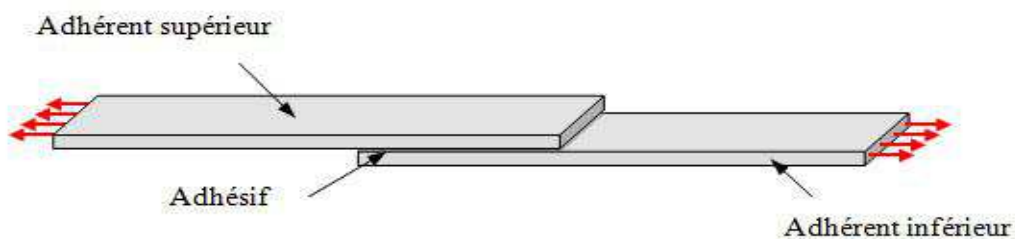


Figure I-12: Le joint adhésif collé (à simple recouvrement).

Il existe deux approches fondamentales pour analyser les joints adhésifs collés : l'approche analytique et l'approche numérique. Dans la première, un ensemble d'équations et d'états de frontière est établi. Les solutions de ces équations sont des expressions analytiques qui permettent de déterminer les valeurs des contraintes à n'importe quel point du joint. La seconde approche consiste à obtenir des solutions par des méthodes numériques, en représentant le problème par un modèle discret dès le départ.

Dans ce cas, un système d'équations algébriques est dérivé, généralement basé sur des fonctions d'énergie.

I.6.1. Approches analytiques

Les méthodes analytiques de détermination des contraintes trouvent leur justification pour plusieurs raisons. Tout d'abord, elles peuvent s'imposer en l'absence d'outils de calcul plus avancés. Utilisées dans des situations simples, elles permettent également de valider des modèles plus complexes de détermination des contraintes. En homogénéisant les caractéristiques des substrats de joints collés en matériaux composites, ces méthodes offrent aussi la possibilité d'estimer, avec un degré variable de précision, le niveau de contrainte auquel l'adhésif est soumis. Ce type d'application, fréquent dans les études de pré-dimensionnement, n'est pas à négliger. La caractéristique commune à la majorité des modèles analytiques réside dans la simplicité de leurs hypothèses. De cette simplicité découle, comme nous allons le voir, une description plus ou moins précise et réaliste de l'état de contrainte recherché.

La majorité des études analytiques classiques adoptent une approche bidimensionnelle pour l'état des contraintes, principalement pour des raisons de simplicité. Cependant, cette approche peut présenter certaines limitations, notamment lorsqu'il s'agit de substrats composites. Une autre hypothèse couramment formulée suppose qu'il n'y a pas de variation des contraintes dans l'épaisseur ni dans la largeur de la couche d'adhésif. Cette hypothèse repose sur la très faible épaisseur de cette couche par rapport à celle des substrats. La seule variation des contraintes considérée est alors le long de l'axe longitudinal (axe de chargement). L'état de contrainte supposé dans l'adhésif se résume donc le plus souvent aux composantes suivantes (voir Figure I-13) :

- ✓ La contrainte de cisaillement, σ_{xy}
- ✓ La contrainte normale, dite de pelage, σ_{yy}
- ✓ Et parfois la contrainte longitudinale, σ_{xx}

La dernière composante citée est dans les faits souvent négligée. Cette simplification se justifie par la grande différence de module d'Young entre l'adhésif et les substrats ($E_s \gg E_a$), qui entraîne de très faibles contraintes longitudinales dans l'adhésif.

Tout d'abord, on peut mentionner la formule de dimensionnement la plus simple. Bien qu'elle ne soit pas totalement réaliste, elle est largement utilisée pour des estimations rapides et est adoptée dans plusieurs normes. Cette méthode consiste à évaluer la contrainte moyenne de cisaillement dans l'adhésif en considérant que les substrats sont parfaitement rigides.

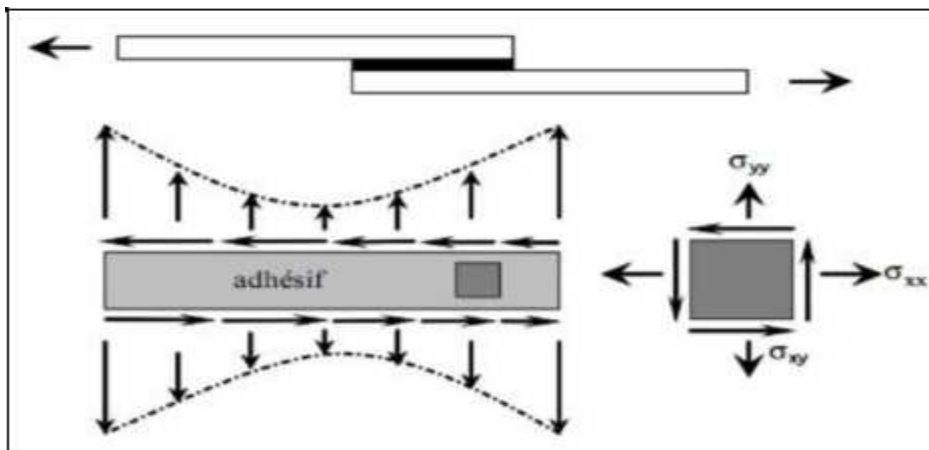


Figure I-13 : Contraintes dans l'adhésif.

Les premiers calculs ont été réalisés par Volkersen, qui a proposé la première approche en 1938 pour analyser l'état de contrainte dans un joint collé à simple recouvrement. Il considère que l'adhésif ainsi que les substrats sont parfaitement élastiques et isotropes. Il néglige les contraintes de cisaillement dues à la flexion des substrats, en supposant qu'ils fonctionnent en contraintes planes, et se concentre sur la

distribution des contraintes de cisaillement au sein de la couche de colle [45]. Ainsi, Volkers en exprime la distribution des contraintes de cisaillement dans l'adhésif :

$$\tau(x) = \tau_m \frac{\omega l}{2} \left(\frac{\cosh \omega X}{\sinh \omega l / 2} + \frac{|E_1 e_1 - E_2 e_2|}{E_1 e_1 + E_2 e_2} \frac{\sinh \omega x}{\cosh \omega l / 2} \right) \quad (I - 5)$$

Dans la quelle on a :

$$\omega = \sqrt{\frac{G_c}{e_c} \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right)} = \sqrt{\frac{E_c}{2e_c(1 + \nu)} \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right)} \quad (I - 6)$$

Dans laquelle E_1 , e_1 et E_2 , e_2 correspondent respectivement au module d'Young et à l'épaisseur de chaque substrat, G_c et e_c au module de Coulomb et à l'épaisseur de l'adhésif et l à la longueur du recouvrement.

Goland et Reissner proposent que le chemin excentrique de charge d'un joint adhésif collé en simple recouvrement engendre un moment de flexion (M) ainsi qu'une force transversale (V) appliquée au joint, en plus de la charge de tension exercée par unité de largeur (P), conformément aux indications de la figure (I-14). En raison de ce moment de flexion, le joint va tourner, modifiant la direction de la ligne de charge et tendant à suivre la ligne des forces de tension appliquées.

Puisque le joint tourne, le moment de flexion diminuera, ce qui entraîne un problème géométrique non linéaire, où il est nécessaire de prendre en compte les effets des grands débattements des adhérents.

Les premiers à étudier ces effets ont été Goland et Reissner. Ils ont introduit un facteur de moment de flexion (k) et un facteur de force transversale (k'), qui mettent en relation la charge de tension par unité de largeur (P) avec le moment de flexion (M) et la force transversale (V) aux extrémités du recouvrement.

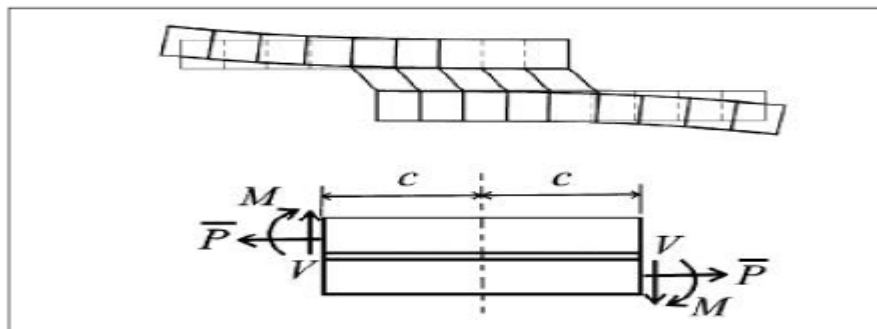


Figure I-14 : Modèle de Goland et de Reissner.

Il ne fait aucun doute que les premiers travaux réalisés principalement par Volkersen, Goland et Reissner ont constitué une avancée majeure dans l'analyse des contraintes des joints adhésifs collés. Cependant, leur approche comportait plusieurs limitations :

- Ils n'expliquaient pas les variations des contraintes adhésives en fonction de la direction de l'épaisseur, notamment au niveau de l'interface soumise à une contrainte, ce qui est crucial lorsque la défaillance se produit près de cette interface.
- Les contraintes de cisaillement maximal apparaissent aux extrémités du recouvrement, ce qui viole l'état de contrainte libre, comme le montre la figure I-15.
- En résumé, les adhérents ont été considérés comme des faisceaux minces, en ignorant le cisaillement traversant l'épaisseur ainsi que les déformations normales. Or, le cisaillement dans les adhérents est particulièrement important dans le cas d'adhérents souples, comme dans les composites [49].

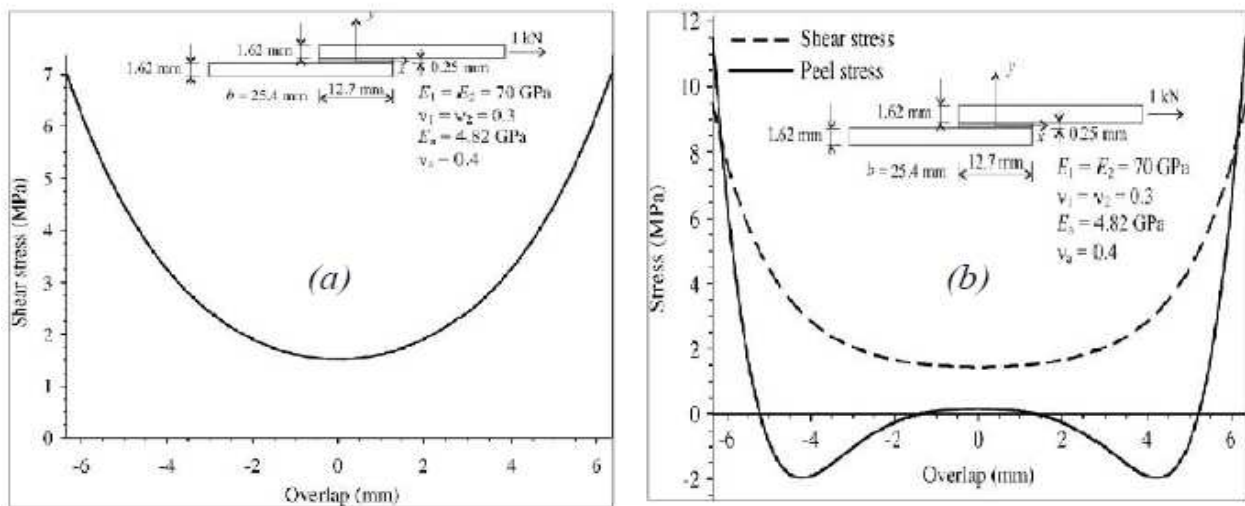


Figure I-15 : Distribution des contraintes de cisaillement de l'adhésive de cisaillement et de pelage (a)-Volkersen; (b)-Goland et Reissner pour des adhérents d'alliage d'aluminium et un adhésif époxyde.

Les contraintes maximales se situent aux extrémités du joint et ont pour valeur :

$$T_{max} = \left(\frac{1 + 3k_{GR}}{4} \eta_v L \coth(\eta L) + \frac{3(1 - k)}{4} \right) T_{moy} \quad (I - 7)$$

Et :

$$S_{max} = \frac{e_1}{bL^2\Delta} (0,5\lambda^2 k_{GR} (\sinh(2\lambda) - \sin(2\lambda)) - \lambda k' (\cosh(2\lambda) + \cos(2\lambda))) \quad (I - 8)$$

Dans le cas de substrats indéformables ($kGR = 1$), la contrainte de cisaillement maximale est deux fois plus importante que la valeur prévue par Volkersen ; d'où l'importance de tenir compte de la rotation du joint.

Hart-Smith a édité une série de documents concernant des joints à simple recouvrement, double recouvrement, en escalier et biseautés, et faire un modèle de mécanique des continus dans lequel les adhérents étaient élastique isotrope ou anisotrope, et l'adhésif a été modelé comme l'élastique, l'élastique - plastique, ou bi-élastique.

Fondamentalement, la théorie classique de plaque a été adoptée pendant la dérivation de Hart - Smith. Cependant, les effets de la déformation transversale de cisaillement, qui s'est avérée importante quand le module transversal de cisaillement est petit. De plus, Hart-Smith s'intéresse au comportement non linéaire de l'adhésif : il a développé une approche élastique- plastique parfait (Figure I-16) [45].

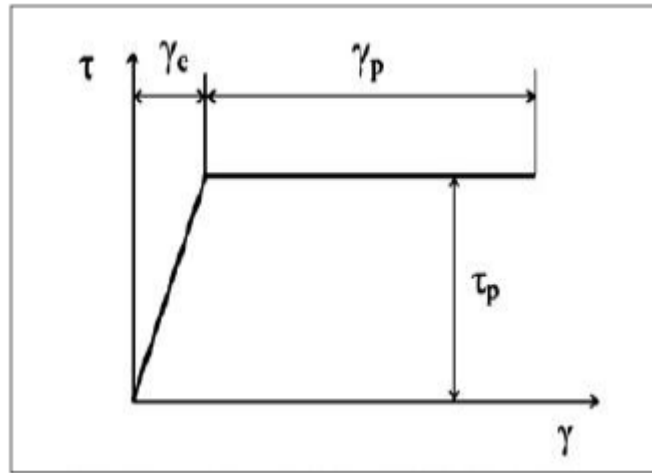


Figure I-16 : Le comportement de plasticité dans l'adhésif selon Hart -Smith.

Comme dans le cas précédent les zones en bord de joint assure la plus grande part du transfert; cependant pour de longs recouvrements, la zone intermédiaire est plus efficace que pour le double recouvrement. La contrainte de cisaillement s'écrit :

$$T(x) = A_a \cosh\left(2\lambda' \left(x - \frac{L}{2}\right)\right) + C_a \quad (I - 9)$$

où :

$$C_a = \frac{f}{bL} - \frac{A_a}{\lambda'L} \sinh(L\lambda') \lambda' = \frac{\eta_{HS}}{2} \sqrt{1 + 3\left(1 + \frac{e}{e_1}\right)} \quad (I - 10)$$

$$A_a = \frac{\lambda'}{b \sinh(\lambda' L)} \frac{1 + 3(1 + \frac{e}{e_1})K_H}{1 + 3(1 + \frac{e}{e_1})f} \quad (I - 11)$$

Oplinger a fourni une analyse alternative de Harf-Smith que la modification pour le joint à simple recouvrement en considérant de grands débattements des adhérents et les effets des contraintes de cisaillement adhésifs et en ignorant les effets de la déformation d'épaisseur.

De cette manière, on permet à des débattements adhésifs de découpler les deux moitiés du joint dans l'analyse de recourbement de débattement et l'analyse des contraintes d'adhésif.

Là existent une bonne corrélation dans le facteur **k** de moment de bord entre les prévisions d'Oplinger et ceux de Goland et de Reissner [50]. La distribution de la contrainte de cisaillement s'exprime ainsi :

$$T(x) = \frac{\mu_1}{2e_1} \Delta_{h1} \frac{\cosh(\mu_1 \frac{x-L}{e_1})}{\sinh(\mu_1 \frac{\lambda}{2})} + \frac{\mu_2}{2e_1} \Delta_{h2} \frac{\cosh(\mu_2 \frac{x-L}{e_1})}{\sinh(\mu_2 \frac{\lambda}{2})} \quad (I - 12)$$

Où :

$$\Delta_{hj} = \frac{2\beta^2 \mu_j^2}{\mu_j^2 - 2\beta^2} \frac{E_1}{1 - \nu^2} \frac{e_1}{2} k_{2j} \quad (I - 13)$$

$$K_{21} = \frac{1 + R^2 C_2 - k_0}{1 + R^2 C_1} k_{22} = R^2 C_1 \frac{1 + R^2 C_2 - k_0}{1 + R^2 C_1} - R^2 C_2 \quad (I - 14)$$

Concernant la contrainte de pelage, Oplinger parvient à obtenir une équation quasiment identique à celle de Goland et Reissner, ce qui signifie qu'il suffit simplement d'ajuster le facteur de moment fléchissant. Il en déduit que l'analyse de Goland et Reissner reste valable pour des substrats épais, mais ne l'est pas pour des substrats plus minces, qui sont davantage sensibles à la flexion.

Delale et Erdogan intègrent un modèle Zener dans la loi de comportement de l'adhésif afin de simuler l'effet de la viscoélasticité, tout en considérant que les substrats restent élastiques. Ils montrent que les contraintes de pelage ont tendance à se relâcher plus lentement que les contraintes de cisaillement, ce qui peut être particulièrement nuisible pour la durabilité de la structure en fatigue, par exemple [51].

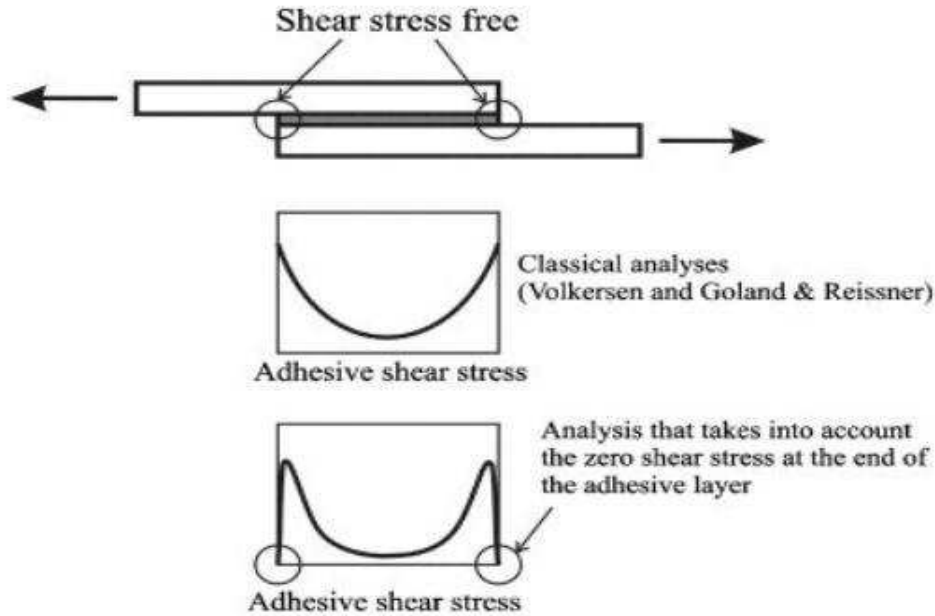


Figure I-17 : Distribution des contraintes de cisaillement avec ou sans prise en compte de l'effet de bords libres.

I.6.2. Approches numériques

Une large gamme de modèles a été conçue pour l'analyse des joints adhésifs collés.

Parmi ces techniques, certaines utilisent des méthodes numériques, qui offrent un outil polyvalent pour étudier des géométries variées et des conditions de charge arbitraires. Parmi ces méthodes numériques, l'analyse par éléments finis a été largement utilisée avec succès. Toutefois, ce type d'analyse nécessite la génération d'un grand nombre de données afin d'obtenir des résultats suffisamment précis.

Analyse par éléments finis

L'analyse par éléments finis est une technique largement utilisée dans de nombreux domaines scientifiques et technologiques, tels que l'étude des flux de fluides, la conduction thermique, ou encore l'analyse structurale.

Dans cette revue, nous nous concentrons spécifiquement sur l'application de la méthode des éléments finis pour l'étude des joints adhésifs collés. Les premiers calculs par éléments finis (EF) ont été réalisés en deux dimensions, en utilisant des éléments très simples (triangulaires ou rectangulaires, linéaires) et pour des comportements purement élastiques.

Avec l'évolution des méthodes EF, les modèles sont devenus plus sophistiqués : passage à la 3D, augmentation du nombre de degrés de liberté, intégration de couplages mécanique et thermique, ainsi que l'incorporation de critères de rupture...

Analyse bidimensionnelles (2D)

Un grand nombre d'analyses par éléments finis bidimensionnelles des joints adhésif collés ont été exécutées. Tandis que ces analyses produisent des résultats précis pour quelques situations et exigent moins d'effort de modélisation que des analyses tridimensionnelles, elles peuvent encore exiger une quantité considérable de temps de machine et de génération des données.

L'analyse par éléments finis bidimensionnelle des joints adhésifs collés peut être effectuée des éléments de contrainte plane conventionnelle ou des contraintes planes.

Quand cette approche est suivie, des mailles très fines sont exigées, en particulier dans la couche adhésive, afin d'obtenir une exactitude raisonnable [48].

Une des premières analyses par éléments finis de joint à simple recouvrement a été éditée par plusieurs auteurs.

Bigwood et Crocombe ont présenté une analyse élastique complète du joint adhésif qui calcule le cisaillement d'adhésif et les contraintes de traction dans la région de recouvrement.

Et cette analyse a été validée pour une gamme des cas de charge utilise un programme d'élément fini. Dans leurs analyses, le

joint adhésif est modelé comme sandwich à adhésif-adhérent avec n'importe quelle combinaison du chargement de tension, de cisaillement et de moment appliqué aux extrémités des deux adhérents [53].

Wooly et Carver Ils ont employé la méthode d'élément fini élastique linéaire pour l'analyse de joint à simple recouvrement. Ils ont employé les triangles constants de contrainte idéalisant les joints en tant que cas de contrainte plane. Ils ont conclu que la concentration de contrainte s'est produite sur les extrémités de recouvrement [54].

Penado, afin d'augmenter l'efficacité informatique, a présenté une approche basée sur la technique substrat-structure. Dans cette approche, la réponse générale du joint collé à simple recouvrement est obtenue analytiquement à partir de la solution des états d'équilibre de force-moment. Les valeurs analytiquement évaluées de force -moment aux extrémités de recouvrement sont alors employées comme état de frontière normale pour une analyse par éléments finis bidimensionnelle fortement détaillée du joint de recouvrement dans la prétention que les extrémités de recouvrement sont simplement soutenues [55].

Une conclusion semblable a été obtenue par **Silva et Adams** dans le cas des joints à simple recouvrement. On le sait que la résistance au cisaillement de recouvrement diminue à mesure que l'épaisseur adhésive augmente, mais la gamme des épaisseurs adhésives étudiées dépasse rarement 1 millimètre. Les résultats présentés montrent ce qui se produit jusqu'à une épaisseur très épais (3 millimètre), avec et sans filet d'épanchement. La raison de la diminution de la force commune comme augmentations de l'épaisseur d'adhésifs est encore controversée [56].

Sheppard, Anderson et Ban ont proposé la théorie de zone de dommages , qui peut prévoir les charges d'échec de joint à simple recouvrement utilisé un critère d'échec approprié de référence. A prévu les charges d'échec des joints adhésifs en employant la théorie de mécanique de rupture et les défauts dans l'adhésif dû à de petits vides, a suggéré le rapport de zone de dommages pour prévoir des forces communes d'échec d'adhésifs [57].

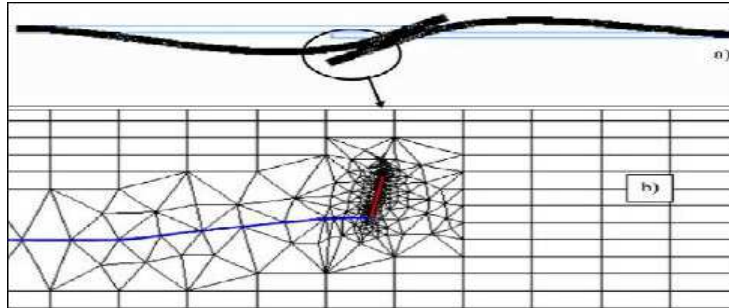


Figure I-18 : Dans le bleu le défaut initial, en rouge la propagation des fissures (a) Joint déformé ; (b) chemin de fissure du côté d'avancement.

Analyse tridimensionnelles (3D)

Des contraintes dans les joints adhésifs sont parfois obtenus avec l'exactitude raisonnable d'une ou les analyses bidimensionnelles. Cependant, il y a beaucoup de cas où une analyse bidimensionnelle ne s'applique pas ou ne produit pas l'exactitude acceptable.

Même pour le joint à simple recouvrement, une analyse tridimensionnelle peut être exigée si la détermination précise des variations des contraintes à travers la largeur est désirée (Figure I-19). Dans les cas où une analyse tridimensionnelle est exigée, les modèles d'élément fini sont le meilleur outil disponible.

L'avantage principal en employant cette méthode est qu'aucune prétention spéciale n'est nécessaire. L'inconvénient principal est l'augmentation de la préparation de données et du temps de machine. Des études tridimensionnelles notamment sont entreprises.

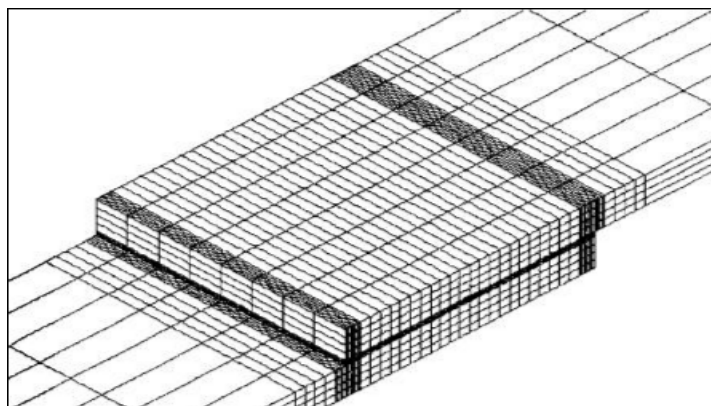


Figure I-19 : Maillage par l'élément fini [52].

Adams, Peppiatt, Adams et Harris ont utilisé des critères pour prévoir la résistance des joints avec succès. Cependant, en raison de la singularité des contraintes aux coins de réentrée des joints, celles-ci dépendent de la taille du maillage utilisé et de la manière dont les contraintes près des points singuliers sont absorbées. En pratique, des valeurs de contraintes calculées aux points de Gauss proches de la singularité, ou par extrapolation de ces valeurs, ont été employées. Par conséquent, il est important de faire preuve de prudence lors de l'utilisation de ce critère. Bien que ce dernier soit sensible à la taille du maillage, la compréhension physique du processus d'échec reste claire : ce sont principalement les contraintes principales maximales qui sont responsables de la rupture des joints métalliques avec des adhésifs fragiles, car ce sont ces contraintes qui initient et propagent les fissures dans la direction normale à ces contraintes maximales [57].

Andruet et ses collègues ont développé un modèle pour l'analyse tridimensionnelle des joints adhésifs, basé sur des éléments de coque et des éléments pleins. Les éléments de coque modélisent les adhérents, tandis que la couche adhésive est représentée par des éléments pleins avec des nœuds d'excentration dans les adhérents. La formulation de cet élément intègre des non-linéarités géométriques ainsi que des effets liés à l'humidité et au courant ascendant. En plus de prendre en compte la nature tridimensionnelle des joints, l'analyse se concentre principalement sur le calcul précis des contraintes aux interfaces entre l'adhérent et l'adhésif. La rupture des joints adhésifs survient généralement soit dans l'adhésif (échec cohésif), soit à l'interface entre l'adhésif et l'adhérent (échec adhésif). Il est à noter que l'échec cohésif se produit souvent près de cette interface. Cependant, les éléments finis classiques, basés uniquement sur les déplacements, ne garantissent pas la continuité du vecteur de contrainte aux interfaces [53].

Ding, Kumosa, Ding et leurs collègues ont appliqué cette méthode pour déterminer le champ de contrainte singulier près de l'intersection d'une interface bimétallique avec les bords libres dans les joints adhésifs. Bien que cette approche soit efficace pour une interface bimétallique, avec ou sans fissures, elle présente des limites : le nombre d'itérations nécessaires pour atteindre la convergence est élevé, et il est difficile d'imposer la continuité des composantes de traction à travers l'interface.

De plus, la précision et la taux de convergence dépendent des propriétés matérielles et de la discrétisation des déplacements lors des itérations. La zone où le champ de contrainte devient singulier, notamment près de la jonction entre deux matériaux différents, peut conduire à des résultats imprécis, ce qui est un point critique pour le déclenchement d'échecs. Cette inexactitude est souvent liée aux limitations des éléments finis utilisés dans cette analyse [58].

Taylor a quant à lui élaboré un modèle tridimensionnel simplifié d'un joint adhésif collé.

Dans ce modèle, les adhérents sont représentés par des éléments de plaque à neuf nœuds, tandis que l'adhésif est modélisé par des éléments de brique à dix-huit nœuds excentrés. À l'instar du modèle bidimensionnel, l'adhésif et les adhérents partagent des nœuds, ce qui réduit le nombre de degrés de

liberté du joint. Les déplacements des deux composants sont compatibles aux interfaces, évitant ainsi la formation de trous lors de la déformation. Grâce à cette approche, les résultats obtenus par maillage brut sont précis. Cette technique a été utilisée pour analyser un joint à recouvrement simple ainsi que des géométries de fente-pièce rapportées. Les résultats ont permis de mettre en évidence la variation des contraintes de pelage et de cisaillement le long de la largeur du spécimen [48].

I-7. Le comportement des assemblages collés

Les travaux de Goland et Reissner, ainsi que ceux de Hart-Smith, sont considérés comme des références majeures dans ce domaine. En effet, Goland et Reissner ont été les premiers à prendre en compte la flexion des substrats, tandis que Hart-Smith, en s'appuyant sur leurs travaux, analyse les assemblages collés dans toutes leurs configurations. Par conséquent, ces études peuvent facilement servir de référence pour d'autres analyses.

À partir de ces analyses, il est possible d'identifier le comportement général en fonction des paramètres suivants :

- La longueur de recouvrement ;
- La rigidité des substrats, déterminée par leur épaisseur et leur module d'élasticité ;
- La rigidité de l'adhésif, également liée à son épaisseur et à son module d'élasticité ;
- Le comportement mécanique de l'adhésif.

I-7.1. La longueur de recouvrement

Les contraintes adhésives maximales en bord de joint augmentent lorsque la longueur de recouvrement s'accroît ; ainsi, la force est principalement transférée aux extrémités du joint. La charge moyenne à la rupture augmente avec la longueur de recouvrement jusqu'à atteindre un plateau, ce qui indique l'existence d'une valeur optimale de recouvrement. Cette longueur optimale est celle qui permet de supporter un effort maximal tout en minimisant la surface de collage.

I-7.2. La rigidité des substrats

L'augmentation de l'épaisseur des substrats diminue la concentration des contraintes de cisaillement et augmente la concentration de contrainte de pelage. De Bruyne, montre que la résistance au cisaillement et le rapport $\frac{\sqrt{e}}{L}$ sont liés.

L'augmentation de la rigidité de flexion permet de diminuer la concentration des contraintes de cisaillement aux extrémités du joint. Cependant, l'augmentation de la rigidité des substrats par une augmentation de leur épaisseur ou de leur module d'Young augmente le facteur de moment fléchissant et donc une augmentation des contraintes de pelage. Un facteur important est le rapport de la rigidité relative du substrat sur la rigidité relative de la colle : Eie / Eei . Plus ce rapport sera élevé, plus les contraintes de pelage seront faibles.

I-7.3. La rigidité de l'adhésif

Théoriquement, on pourrait penser que la résistance du joint collé augmente avec l'épaisseur de l'adhésif. Cependant, les résultats expérimentaux montrent que la charge moyenne à la rupture augmente d'abord, puis diminue lorsque l'épaisseur dépasse un certain seuil. Dans la référence [45], l'auteur explique que cette baisse de résistance au cisaillement est due au développement de contraintes d'arrachement aux extrémités du joint, qui croissent avec l'épaisseur de l'adhésif. Son étude met en évidence que, aux extrémités du joint, il existe des zones où le gradient de contraintes de pelage est très élevé, ce qui entraîne une annulation des contraintes de cisaillement aux bords libres. De plus, il montre que lorsque l'épaisseur augmente, les ruptures du joint ont tendance à être adhésives plutôt que cohésives, ce qui indique que ce n'est pas la structure interne de la colle qui s'affaiblit, mais plutôt que les contraintes à l'interface entre le substrat et l'adhésif deviennent plus élevées lorsque le joint est plus épais. Enfin, il explique que lorsque le module de cisaillement de la colle augmente, la résistance au cisaillement diminue, ce qui pourrait s'expliquer par le fait que les contraintes maximales adhésives augmentent avec le module de l'adhésif.

I-7.4. Le comportement mécanique des adhésifs

Selon les hypothèses simplificatrices adoptées par Hart-Smith, l'auteur démontre que l'intégration du comportement plastique de l'adhésif permet d'obtenir une concordance entre les résultats théoriques et expérimentaux. Cela souligne ainsi l'importance de considérer le comportement adhésif dans l'analyse. De plus, il apparaît que des modélisations où l'adhésif est représenté par des ressorts agissant dans le plan et hors plan sont suffisantes, même si l'état de contrainte nul en bord libre n'est pas toujours respecté. La prise en compte du comportement visqueux des adhésifs met en évidence l'évolution dans le temps des assemblages collés. Par conséquent, considérer la variation temporelle des propriétés mécaniques des matériaux permet de prévoir le comportement de l'assemblage collé au fil du temps.

I-8. Les défauts dans les assemblages collés

Selon les hypothèses simplificatrices adoptées par Hart-Smith, l'auteur montre que l'intégration du comportement plastique de l'adhésif permet d'obtenir une correspondance entre les résultats théoriques et expérimentaux. Cela met en évidence l'importance de prendre en compte le comportement de l'adhésif dans l'analyse. De plus, il apparaît que des modélisations où l'adhésif est représenté par des ressorts agissant dans le plan et hors plan sont suffisantes, même si l'état de contrainte nul en bord libre n'est pas toujours respecté. La prise en compte du comportement visqueux des adhésifs souligne l'évolution dans le temps des assemblages collés. Par conséquent, considérer la variation temporelle des propriétés mécaniques des matériaux permet d'anticiper le comportement de l'assemblage collé au fil du temps.

I-8.1. Procédés non destructifs de contrôle des assemblages collés

L'objectif de ces procédés de mesure est d'établir une corrélation directe entre la résistance mécanique du joint et diverses grandeurs mécaniques, physiques ou chimiques, sans pour autant endommager ou détruire le joint, contrairement aux méthodes traditionnelles. Ces techniques permettent de localiser ou d'identifier d'éventuels défauts qui pourraient compromettre les performances ou la longévité de l'assemblage. On distingue deux zones principales pour l'évaluation des propriétés de l'adhésif : la partie cohésive, qui permet d'analyser les caractéristiques intrinsèques du joint, et la zone interfaciale, qui sert à évaluer la résistance du lien entre l'adhésif et le substrat. Par ailleurs, la présence de cavités, de décollements localisés ou de porosité constitue une catégorie supplémentaire de défauts à inspecter. Avant d'aborder les méthodes non destructives permettant d'identifier ces défauts susceptibles d'affaiblir la résistance du joint, il est essentiel de bien comprendre leur nature.

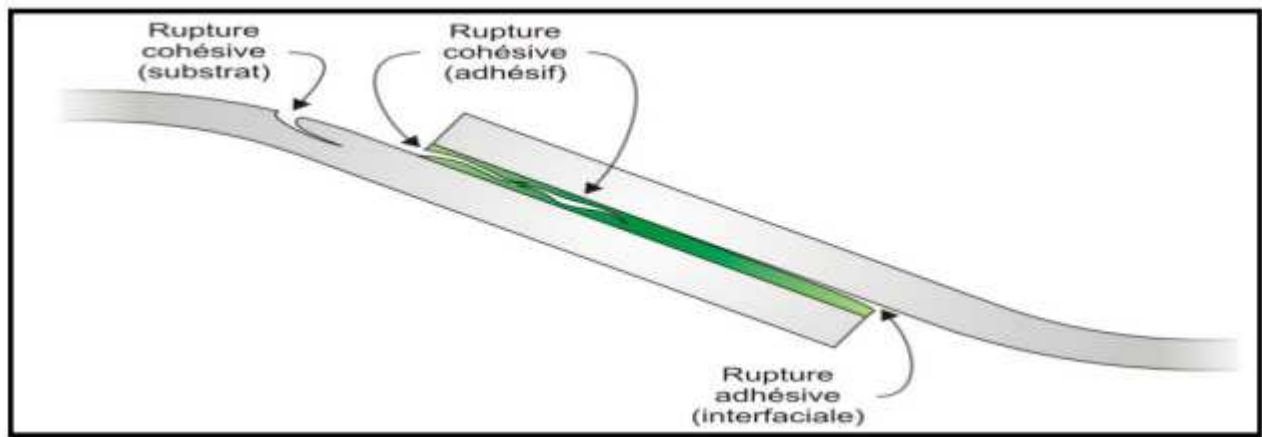


Figure I-20: Différents modes de ruptures.

La nature des défauts que l'on peut rencontrer dans un assemblage collé varie selon le phénomène à l'origine de ce défaut. On peut ainsi trouver :

- Une porosité due à des gaz de polymérisation ou de l'air emprisonné pendant la fabrication de l'assemblage. Des micros fissures dues à un fluage de l'adhésif, des contraintes résiduelles ou à des phénomènes de fatigue.
- Des zones de faible polymérisation causées par exemple par un mauvais mélange de l'adhésif, un mauvais dosage des composants ou un temps de polymérisation insuffisant.
- Des cavités dues à une mauvaise application de l'adhésif ou à des dégagements gazeux durant la polymérisation.
- Des zones de décollements pouvant être conséquentes et provenant généralement d'une déficience de la préparation de surface du substrat, de phénomènes de condensation à l'interface, ou à la présence de contaminants lors du collage.

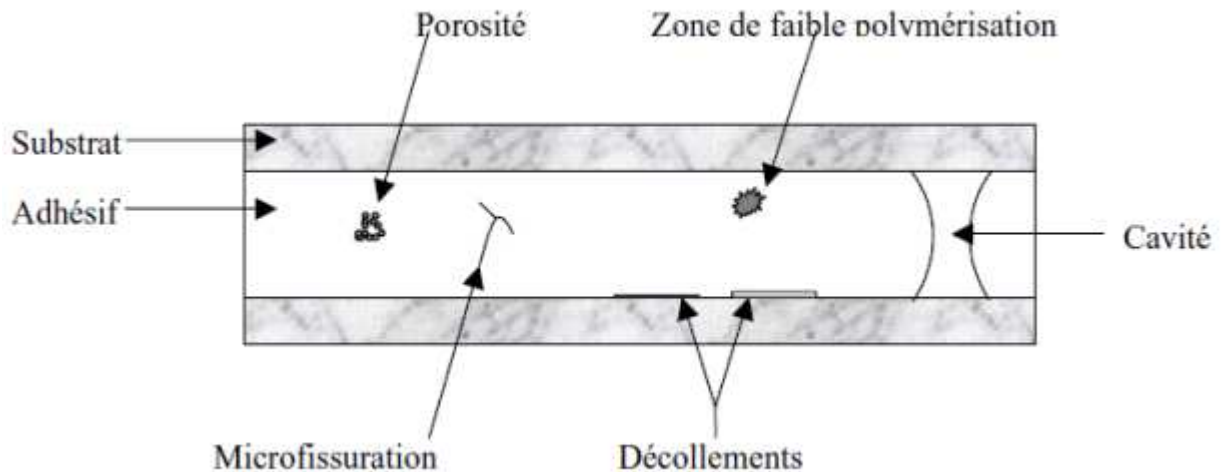


Figure I-21: Défauts typiques présents dans un joint de colle.

Lors de la réalisation d'un assemblage collé, de nombreux types de défauts sont susceptibles d'être créés. Ces défauts sont évidemment des sites préférentiels pour l'amorçage de la rupture. La figure I-21. Représente les défauts typiques d'un assemblage collé.

I-8.2. Procédés destructifs de contrôle des assemblages collés :

Même si ces méthodes permettent d'identifier des paramètres pouvant affecter la résistance intrinsèque de l'assemblage et son vieillissement, les essais de contrôle les plus usités restent les essais de séparation des substrats. Avec le choix du test s'impose en réalité la nature des contraintes mises en jeu. On peut imposer à un joint de colle les sollicitations suivantes :

- ✚ Des contraintes normales au plan du joint (traction, compression).
- ✚ Des contraintes tangentielles au plan du joint (cisaillement).
- ✚ Des contraintes de pelage lorsque au moins l'un des matériaux est souple.
- ✚ Des contraintes de clivage qui résultent de l'application de la force à l'extrémité d'un assemblage de matériaux rigides [35].

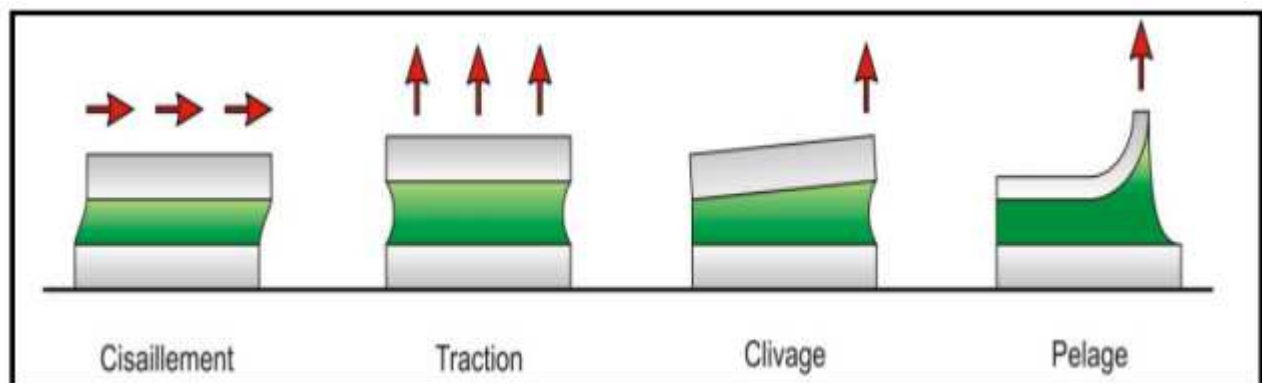


Figure I-22: Différents modes de sollicitations mécaniques

I-9. Les avantages et les inconvénients du collage

I-9.1. Avantages du collage

Le collage est une technique d'assemblage performante et les avantages sont nombreux.

Cette technique est utilisée par de nombreuses industries : automobile, bâtiment, électroménager, électronique, loisirs, aéronautique, mécanique ...

-  Le collage est une technique universelle puisqu'à priori il est possible de tout coller, si nous conditionnons convenablement les surfaces à assembler.
-  Le collage altère peu les substrats puisque seul le traitement de surface des substrats intervient (dans le sens où le décapage dégrade la surface mais moins que le perçage).
-  Le collage permet d'obtenir une meilleure répartition des contraintes, due au transfert de charge continu, ceci implique une meilleure tenue aux chocs, aux vibrations.
-  Le collage permet d'assembler des matériaux composites, sans en rompre les fibres.
-  Le collage diminue le risque de corrosion galvanique entre deux métaux différents.
-  Le collage permet de réduire le poids de la structure assemblée (comparée à une structure boulonnée).
-  Le collage permet d'obtenir des structures lisses (avantage aérodynamique).
-  Le collage permet d'assembler entre eux des matériaux différents sans précaution particulière (corrosion).

I-9.2. Inconvénients du collage

Les colles ont une tenue limitée en température. Dans le cas de l'aéronautique, l'intervalle de température de travail est -50°C $+70^{\circ}\text{C}$; par conséquent, cela ne semble pas être un problème.

-  Le collage résiste mal au vieillissement humide. L'humidité diminue l'adhésion en s'infiltrant aux interfaces ; elle dégrade aussi la résine et diminue ses performances mécaniques.
-  Il convient donc d'isoler la zone collée par un joint étanche.
-  Le collage exige une préparation des surfaces soignée et précise, ce qui peut être contraignant dans une chaîne d'assemblage.
-  Le temps de prise des colles peut être incompatible avec les cadences industrielles.
-  Le collage ne permet pas un démontage aisé des structures assemblées. Les techniques utilisées (chauffage, refroidissement, utilisation de solvant, cisaillement) peuvent altérer les substrats.
-  Les colles possèdent une mauvaise conductivité électrique pour évacuer les courants de Foucault sur avion.
-  De plus, l'épaisseur de colle doit être maîtrisée au niveau de l'assemblage, afin de prédire la tenue de l'assemblage obtenu. Cette maîtrise de l'épaisseur représente une contrainte industrielle supplémentaire.

I-10.Conclusion

Ce chapitre a fait l'objet d'une étude bibliographique centrée sur plusieurs points : dans une première partie, nous rappellerons les caractéristiques des adhésifs et des substrats, les différentes théories généralement évoquées pour expliquer le phénomène d'adhésion. La seconde partie fera le point sur l'état actuel des connaissances concernant la modélisation du comportement mécanique des assemblages collés, en analysant notamment les premiers travaux sur l'analyse des joints adhésifs, tant sur le plan analytique que numérique. Enfin, la dernière partie sera consacrée à une description générale du comportement des assemblages collés, en abordant notamment les défauts possibles dans ces assemblages, ainsi que les avantages et inconvénients de la technique du collage.

CHAPITRE II

COMPORTEMENT MECANIQUE
DES ASSEMBLAGES COLLES

II-1 Introduction

Pour dimensionner une structure assemblée par collage, il est essentiel d'évaluer les caractéristiques mécaniques des composants du joint. Cela implique de définir les types d'essais à réaliser et, surtout, d'interpréter les résultats obtenus en tenant compte du comportement en service de l'assemblage (fluage, fatigue, vieillissement, etc.). Malgré de nombreux efforts de recherche, le dimensionnement de ces jonctions reste complexe et pose encore plusieurs défis.

En effet, une structure collée est fondamentalement hétérogène, ce qui nécessite, pour prévoir ses performances mécaniques :

- ✓ une maîtrise rigoureuse de la mise en œuvre, afin d'assurer la fiabilité et la reproductibilité du collage,
- ✓ une connaissance approfondie à la fois des comportements mécaniques intrinsèques de l'adhésif et des supports, des flux de contrainte dans le joint, ainsi que des seuils de résistance des matériaux et des interfaces.

De plus, ces structures présentent généralement une variabilité importante de comportement, qu'il est crucial de prendre en compte lors du dimensionnement. Il faut également en identifier les causes pour fiabiliser les liaisons structurales collées.

La variabilité du comportement observée, notamment au niveau des liaisons collées, constitue un obstacle majeur à leur utilisation dans des domaines exigeant une fiabilité élevée, comme l'aéronautique. Des études ont été menées pour analyser l'origine de ces dispersions et leur modélisation statistique [59], notamment à l'aide du modèle de Weibull et de la théorie du maillon faible, [60] bien que leur applicabilité dans le cas spécifique d'une liaison collée reste discutée.

La résistance mécanique d'une structure est généralement évaluée par des essais destructifs, qui permettent aussi de déterminer les lois de comportement des matériaux et d'identifier les mécanismes d'endommagement. De nombreux essais normalisés (ou non) existent pour caractériser le comportement mécanique des joints collés, en fonction du mode de sollicitation ou de la géométrie des éprouvettes [61]. Cependant, l'analyse mécanique de ces essais reste un sujet de débat, et la représentativité des résultats obtenus sur des éprouvettes d'essai par rapport aux liaisons collées réelles n'est pas toujours garantie. Par ailleurs, peu d'essais reproduisent fidèlement les sollicitations mécaniques réelles en service (fluage, fatigue, vieillissement, etc.).

II-2 Les Techniques de Traitement de Surface Mécanique et leur Importance

Les traitements de surface mécanique ont pour objectif d'éliminer les couches de faible cohésion (comme lors du décapage) et d'accroître la rugosité des surfaces (ce qui augmente la surface effective). Plusieurs techniques peuvent être employées à cette fin. Dans le cadre de ce travail, les méthodes utilisées

incluent le ponçage avec des toiles ou papiers abrasifs, le sablage et le grenaillage. Après ces traitements, il est essentiel de procéder à un nettoyage ou un dégraissage des pièces afin d'éliminer les résidus de particules abrasives, ainsi que les graisses qui peuvent provenir de l'atelier ou des conduites d'air comprimé, et qui pourraient s'être déposées lors des opérations.

II.2.1 Les traitements chimiques

Des traitements plus sophistiqués permettent non seulement de modifier la topographie de la surface, mais aussi d'altérer la nature des espèces chimiques présentes en surface, ce qui favorise une meilleure adhérence avec l'adhésif. Ces traitements chimiques remplissent trois fonctions principales : le dégraissage ou nettoyage, le décapage et la conversion.

a) Le décapage [62]

Cette étape vise à éliminer les composés indésirables qui sont étroitement liés à la surface, tels que les oxydes, peintures, vernis ou revêtements métalliques. Généralement, on privilégie les procédés de décapage mécanique pour les pièces de géométrie simple, car ils sont plus rapides et plus précis. En revanche, pour des pièces aux formes complexes, les procédés chimiques restent indispensables. Par exemple, sur des métaux où la surface est souvent polluée par des oxydes ou hydroxydes, le décapage chimique permet de dissoudre ou de briser ces couches indésirables, révélant ainsi la surface nue de la pièce. Les décapants utilisés sont principalement composés d'acides ou de bases, enrichis d'additifs pour renforcer leur efficacité. Le décapage peut s'effectuer par aspersion ou par immersion. Il est crucial de bien rincer les pièces après cette étape, car la présence de résidus peut compromettre la qualité de l'adhérence.

Pour les matériaux plastiques, le décapage chimique est moins courant. On préfère généralement recourir à des traitements physiques tels que le sablage ou le ponçage.

b)- Le dégraissage et le nettoyage

Le dégraissage constitue une étape préalable essentielle à tout traitement de surface. Il permet d'éliminer non seulement les matières grasses, mais aussi la poussière et autres contaminants qui forment une couche intermédiaire peu cohésive [63]. Il existe deux grandes familles de dégraissage chimique [64] :

- ✓ Le dégraissage par solvant : il consiste à solubiliser les corps gras sans modifier ni le corps dissous ni le solvant lui-même. Les solvants utilisés peuvent être oxygénés (moins courants mais plus respectueux de l'environnement), hydrocarbonés, chlorés (très efficaces, ininflammables, mais ayant un impact environnemental), ou fluorés (offrant une large gamme de propriétés).
- ✓ Le dégraissage alcalin : effectué en phase aqueuse, il repose sur deux actions principales : la saponification des matières grasses et la mise en émulsion des corps gras et des particules solides restantes. Les pièces à dégraisser sont immergées dans un bain contenant une « lessive » adaptée, composée de 60 à 90 % de matières minérales et de 10 à 40 % de matières organiques.

Le rinçage qui suit ce dégraissage alcalin est une étape cruciale, car il permet d'éliminer les tensioactifs, évitant ainsi toute altération de l'adhérence.

c)- Les conversions

Enfin, avant l'application de l'adhésif, il est parfois nécessaire d'effectuer une opération de conversion. Cette étape consiste à créer de nouvelles espèces chimiques à la surface du substrat, soit par modification superficielle du matériau, soit en déposant une couche fonctionnelle. Les traitements de conversion chimique sont principalement utilisés pour les métaux, avec des procédés courants tels que la phosphatation, la chromatisation, l'anodisation, la métallisation ou encore le dépôt de primaires. La couche ainsi formée doit présenter une bonne affinité à la fois avec le substrat et avec l'adhésif. Ces traitements permettent également de protéger les surfaces métalliques contre la corrosion, contribuant ainsi à la stabilité des systèmes exposés à des environnements physiques et chimiques agressifs. De plus, ils modifient la topographie de la surface, et la structure des dépôts est généralement optimisée pour améliorer l'adhérence de l'adhésif, notamment en augmentant la surface effective et en créant des points d'ancrage mécanique.

Parmi ces opérations de conversion, l'anodisation est particulièrement courante, notamment sur les alliages d'aluminium et de titane. Elle consiste à former de manière contrôlée une couche d'oxyde à la surface des substrats. Ces oxydes « artificiels », mieux structurés que les oxydes naturels, possèdent de meilleures propriétés d'adhérence. L'anodisation est notamment très utilisée dans l'industrie aéronautique [65]. Sur un alliage d'aluminium, cette couche d'oxyde est créée par anodisation avec des acides comme l'acide chromique (CAA) ou l'acide phosphorique (PAA), offrant une excellente base pour le collage, bien supérieure à celle des couches d'oxyde plus minces formées par d'autres traitements [66]. Ces oxydes apportent également une protection naturelle contre la corrosion. La structure de la couche anodisée présente souvent une porosité ouverte, ce qui permet aux primaires d'adhésion de faible viscosité de remplir les pores, formant ainsi un « micro-composite » [68] qui présente une forte affinité avec l'adhésif, comparé à la surface non conditionnée [67].

L'anodisation par acide chromique, combinée à une attaque chimique à base de bichromate de potassium et d'acide sulfurique, forme un film très résistant contenant du chrome dans ses états Cr (VI) et Cr(III) [69]. Cependant, en raison des normes environnementales strictes, l'utilisation du chrome hexavalent (Cr(VI)), très toxique et cancérigène, est désormais proscrite. Cela pousse les industriels à rechercher des procédés de remplacement [69]. En Europe, l'anodisation à l'acide borique [68] a été mise en avant, tandis qu'aux États-Unis, l'anodisation à l'acide phosphorique, notamment celle proposée par Boeing, est privilégiée. Ce procédé produit une couche d'oxyde électro chimiquement stable, comparable à la surface de métal nue. Ces procédés d'anodisation sont encadrés par la norme ASTM D3933-98(2010) [70], qui fournit un guide pour la préparation des surfaces en aluminium en vue d'un collage structural.

Enfin, il existe également des traitements dits « énergétiques », principalement utilisés pour les matériaux plastiques. La fluoration, les traitements par plasma froid, le flammage ou encore les traitements laser permettent d'augmenter l'énergie de surface des polymères, améliorant ainsi leur aptitude à l'adhésion.

II.3. Modes de rupture et facteurs influençant l'endommagement des joints collés

L'origine et la nature des dommages d'un joint collé sont influencées par de nombreux facteurs, au-delà des conditions de chargement. Parmi les plus importants, on trouve le type d'adhésif, le cycle de réticulation, l'environnement physique et chimique, ainsi que la préparation de la surface. Le mode de rupture d'un joint collé est un élément clé dans l'analyse, car il révèle la partie la plus faible de la structure et permet au concepteur d'optimiser la conception. En général, on distingue trois principaux modes de rupture pour un joint collé :

Rupture cohésive dans l'adhésif : lorsque la rupture se produit à l'intérieur de l'adhésif, indiquant que la résistance en volume de l'adhésif est inférieure à celle de l'interface entre l'adhésif et le substrat (voir Fig. II-1a).

Rupture adhésive : lorsque la rupture se produit à l'interface entre le substrat et l'adhésif, ce qui suggère une mauvaise préparation de la surface, une faible affinité entre l'adhésif et le substrat, ou éventuellement un vieillissement du système (voir Fig. II-1a).

Rupture cohésive dans le substrat : lorsque la rupture se produit dans le matériau du substrat, notamment dans le cas d'un composite, ce qui indique que la résistance interlaminaire du composite est inférieure à celle de l'adhésif et de l'interface (voir Fig. II-1b).

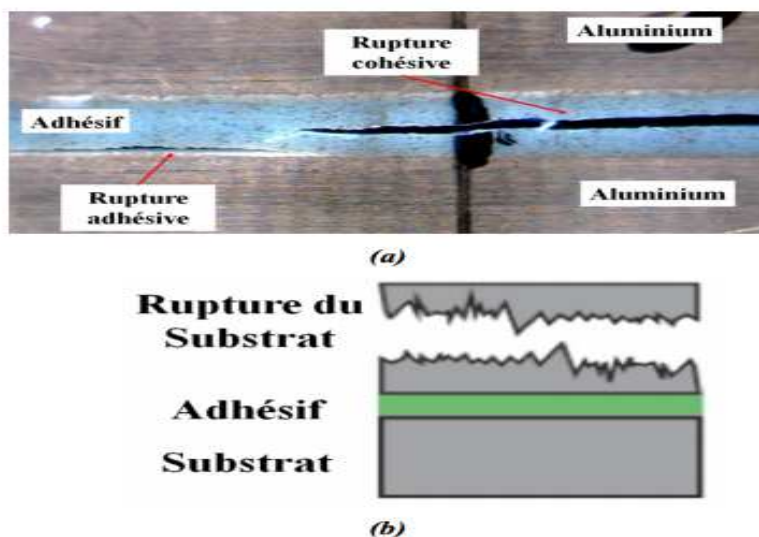


Fig. II-1. Principaux types de rupture pour un joint collé (a) rupture adhésive et cohésive (b) rupture du substrat.

Lorsqu'une rupture adhésive se produit, on considère généralement que le processus de collage n'est pas maîtrisé, peu importe la charge supportée. Même si des résistances mécaniques élevées sont souvent observées, ce seul critère ne suffit pas à qualifier le procédé. En revanche, lorsqu'une rupture cohésive survient, cela indique que la résistance de la liaison est principalement déterminée par le comportement de l'adhésif, considéré comme reproductible, ce qui est un signe de fiabilité du procédé.

Caractérisation des assemblages collés : mécanique de la rupture ou de l'endommagement

Dans cette section, nous présentons les méthodes utilisées pour caractériser le comportement mécanique des assemblages collés, en mettant particulièrement l'accent sur leur résistance. Nous commencerons par discuter des deux principales familles d'essais et des critères qui leur sont associés, reposant soit sur la théorie de l'endommagement (approche en contrainte), soit sur la mécanique de la rupture (approche en énergie). Ensuite, nous reviendrons sur les essais les plus couramment employés pour évaluer la ténacité ou l'énergie de rupture des liaisons, en dressant un bilan des protocoles d'analyse de ces tests et en soulignant leurs éventuelles lacunes.

Pour étudier la résistance en service, décrire la défaillance d'un assemblage collé, et fournir aux bureaux d'études un outil de calcul simple et fiable pour dimensionner ces liaisons, la littérature distingue principalement deux approches :

- ✓ Les essais mécaniques qui analysent la fissuration en provoquant une fissure spécifique dans l'assemblage. La résistance mécanique est alors principalement caractérisée par l'évolution de la longueur ou de la vitesse de propagation de la fissure au fil du temps, ce qui est lié à une énergie de rupture.
- ✓ Les essais qui sollicitent la structure dans sa globalité jusqu'à la rupture, permettant ainsi de caractériser divers phénomènes tels que l'endommagement ou la plasticité.

La mécanique de l'endommagement

Contrairement à l'étude de la fissuration, qui repose sur des critères énergétiques globaux pour décrire la propagation d'une fissure existante, la mécanique de l'endommagement intervient au niveau des matériaux pour détecter l'amorçage et le développement de zones endommagées.

Un endommagement est généralement provoqué par l'état de contrainte local, souvent à partir de défauts issus de la mise en œuvre (hétérogénéités, microfissures, micro-vides...) ou d'une conception inadéquate (concentration de contrainte dans des zones géométriques singulières).

Selon le type de chargement appliqué à un joint collé, deux modes de déformation principaux dominent la réponse de la couche adhésive : la déformation de pelage et la déformation en cisaillement (voir Fig. II-2). La traction directe est, quant à elle, évitée autant que possible.

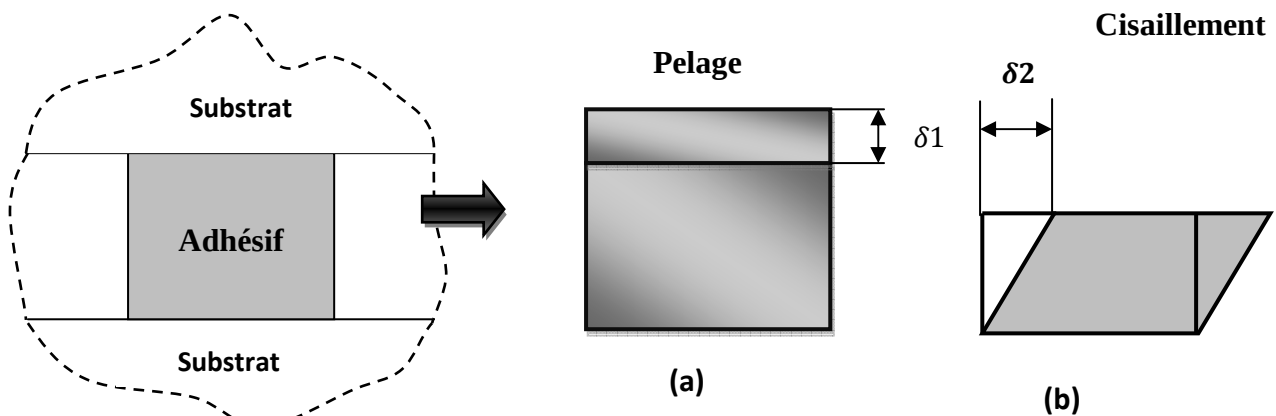


Fig. II-2. Les deux principaux modes de déformation d'une couche d'adhésif (a) pelage (b) cisaillement.

Plusieurs tests mécaniques permettent de solliciter une structure jusqu'à sa rupture. En effet, l'adhésif en place se trouve dans un état de contrainte différent de celui d'un film libre, ce qui entraîne un type de déformation distinct. Le test le plus couramment utilisé à ce jour reste l'essai de traction ou de cisaillement sur une éprouvette à recouvrement simple. Le test de cisaillement plan, simple recouvrement, illustré à la Fig. II-3, est une méthode simple, rapide et très répandue dans l'industrie. Cependant, il induit des déformations importantes du substrat (notamment un effort de flexion conséquent) et complique l'analyse mécanique en raison de l'hétérogénéité des contraintes dans le film adhésif.

Les concentrations de contrainte de cisaillement sont particulièrement élevées sur les bords des joints ; pour limiter ces effets, ceux-ci sont souvent biseautés ou conçus avec des débordements à 45° [71]. Bien que ce test soit très technologique, il ne permet pas de reproduire l'ensemble des sollicitations auxquelles un film adhésif est soumis en service.

Plus récemment, des essais de type Arcan [72] ont été développés pour les liaisons collées. Ces essais permettent d'appliquer un chargement homogène en traction, en cisaillement ou en mode mixte, offrant ainsi une évaluation plus précise des lois de comportement d'un film de colle.

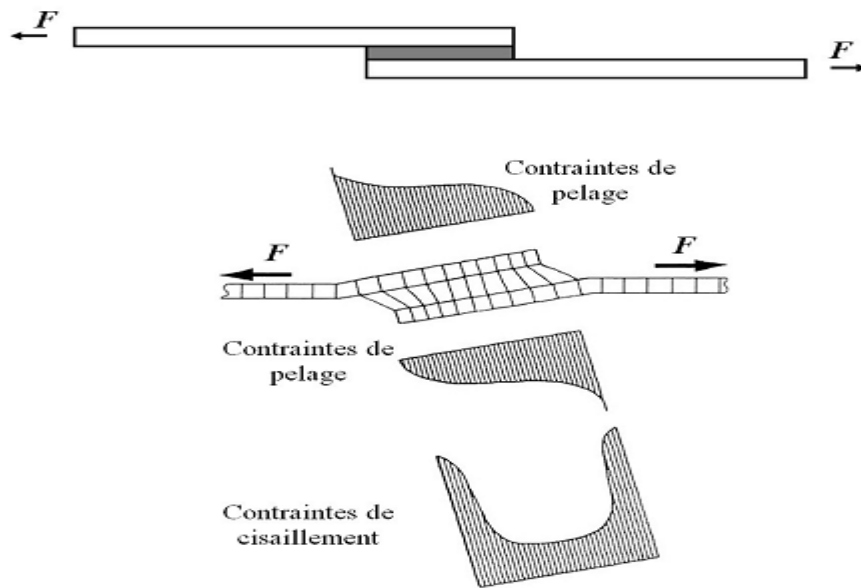


Fig. II-3. Epreuve de cisaillement à simple recouvrement et les contraintes générées dans le Joint de colle [73].

L'essai Arcan, illustré à la Fig. II-4, est couramment utilisé pour étudier l'assemblage collé soumis à des sollicitations mixtes. Le montage se compose généralement de deux demi-disques en acier, reliés par une éprouvette collée de forme parallélépipédique. Les disques sont percés de trous permettant d'orienter le plan de joint par rapport à la direction de la sollicitation.

Cela permet d'obtenir une sollicitation mixte combinant tension et cisaillement.

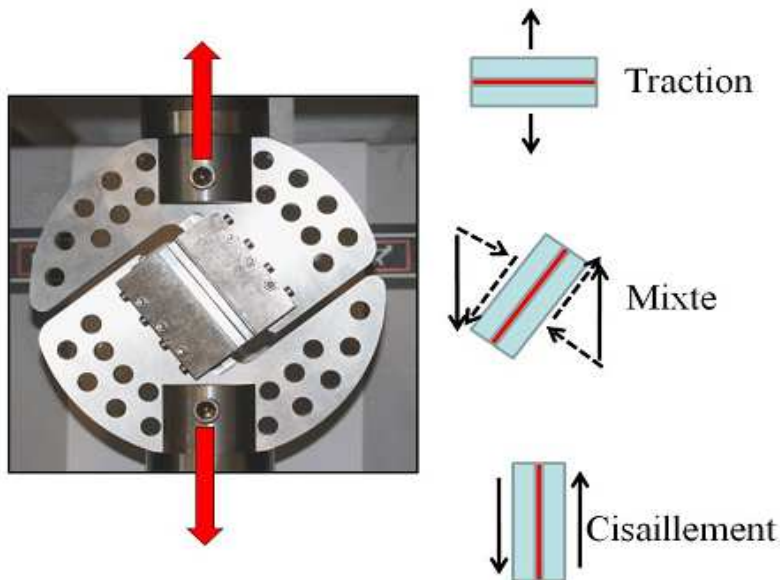


Fig. II-4. Montage Arcan [72].

Ce dispositif a été récemment mis en place dans le cadre de la thèse de G. Bresson [72], portant sur l'adhésif EA9394, qui fait l'objet de notre étude. Une sensibilité accrue aux défauts d'alignement a été observée, ce qui complique la maîtrise de cet essai lorsqu'on utilise des adhésifs rigides en couches de faible épaisseur. De plus, la rupture de l'éprouvette lors de cet essai est souvent contrôlée par la présence de pics et de singularités de contrainte au niveau du bord du joint.

Pour remédier à ce problème, un travail important d'optimisation de la géométrie des éprouvettes d'essai a été réalisé par Davies et al. [74], Cognard et al. [75], ainsi que Bresson et al. [72], ce qui a permis d'améliorer la fiabilité de l'essai. Cependant, l'un des principaux inconvénients de cette méthode reste l'utilisation nécessaire de substrats massifs, ce qui complique sa mise en œuvre sur des éléments minces (tels que des plaques métalliques ou composites), courants dans le domaine aéronautique, nécessitant ainsi des adaptations délicates.

Ces tests de résistance mécanique, qui reposent sur un critère « en contrainte » de rupture, restent intéressants pour évaluer le comportement de l'adhésif, mais aussi pour mettre en évidence les paramètres géométriques et « structurels » influençant la résistance mécanique d'une liaison collée.

Ainsi, quel que soit le type de test considéré, une attention particulière doit être portée à :

- La géométrie des bords d'assemblage,
- Le seuil de plasticité du substrat par rapport à celui de l'adhésif,
- L'épaisseur du joint adhésif.

Analyse de la fissuration et de la résistance des assemblages adhésifs : modèles et approches

Au sein d'une liaison adhésive, il arrive souvent que des singularités de contraintes se développent, ce qui peut entraîner l'amorce de fissures. La résistance de l'assemblage dépend donc également de la propagation de ces fissures sous chargement mécanique. Cette propagation peut être étudiée en utilisant le formalisme classique de la mécanique de la rupture. On distingue généralement trois modes de sollicitation(cf. Fig. II-5) , qui peuvent aussi se combiner (modes mixtes) :

- ✓ Mode I (mode d'ouverture) : Correspond à un déplacement opposé des lèvres de la fissure, associé à une contrainte de tension perpendiculaire au plan de la fissure.
- ✓ Mode II (mode de glissement droit) : Provoqué par un cisaillement dans le plan de la fissure, où le déplacement relatif des lèvres est perpendiculaire au front de la fissure.
- ✓ Mode III (mode de glissement vis) : Causé par un cisaillement anti-plan, avec un déplacement relatif parallèle au front de la fissure.

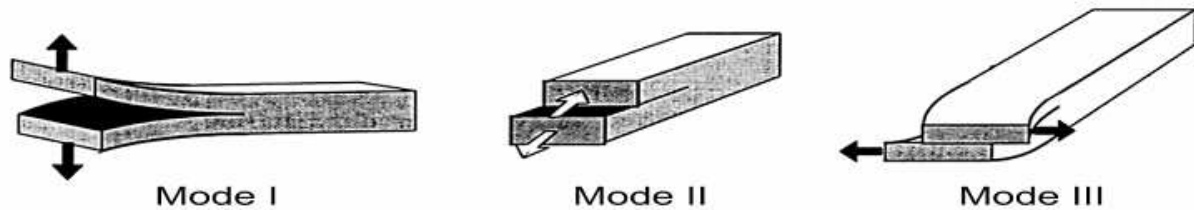


Fig. II-5. Les 3 modes de rupture.

Au niveau de l'adhésif, ces différents modes de chargement sollicitent le film adhésif, et en pratique, le joint collé est soumis à une combinaison de ces modes élémentaires jusqu'à sa rupture.

De nombreux travaux, tant expérimentaux que théoriques, dans le domaine du collage se concentrent sur l'analyse de la fissuration dans les assemblages collés. Deux approches principales sont généralement utilisées : celles issues de la mécanique de la rupture et celles plus récentes qui mettent en œuvre des modèles d'interface de type zone cohésive.

Il existe trois approches distinctes, basées sur les travaux d'Irwin [76], Griffith [77] et Williams [78] :

- L'approche en contraintes (approche locale) : elle considère que la contrainte en pointe de fissure dépend d'un facteur d'intensité de contrainte, noté K , qui dépend du chargement et de la géométrie du matériau. La fissure se propage lorsque K dépasse une valeur critique, K_c (critère d'Irwin, 1957) [76].
- L'approche énergétique (approche globale) : elle repose sur la minimisation de l'énergie libérée lors de l'avancement de la fissure, en fonction de l'évolution d'un taux de restitution d'énergie G . La propagation de la fissure est évaluée selon le critère de Griffith : celle-ci se produit lorsque le taux de restitution d'énergie dépasse une valeur critique, G_c , qui correspond à la somme des énergies de surface et des énergies dissipées (par exemple, par plasticité ou frottement).
- Les intégrales de contour (approche globale) : la singularité du champ de contraintes près de la pointe d'une fissure peut également être analysée à l'aide de certaines intégrales de contour dérivées de la loi de conservation de l'énergie, comme celles proposées par Eshelby [79].

Ces intégrales ont la particularité d'être équivalentes au taux de restitution d'énergie et sont indépendantes du contour d'intégration choisi. Parmi les plus connues, on peut citer l'intégrale J de Rice [80], qui permet d'établir des critères de rupture en présence de comportements non linéaires.

Les problèmes de fissuration peuvent être abordés en utilisant les modèles de zone cohésive, introduits à l'origine par Barenblatt [81] et Dugdale [82]. Dans ce cadre, on suppose que les forces de cohésion s'appliquent sur une zone limitée à la tête de la fissure. Le modèle de zone cohésive (CZM) établit une

relation entre la contrainte appliquée et la déformation, permettant ainsi de prévoir les conditions d'amorçage et de propagation des fissures.

Ce type de modèle est largement utilisé aujourd'hui, car il permet d'analyser la rupture de divers matériaux, avec des géométries et des conditions de chargement variées, comme par exemple les joints collés [83] ou les ruptures intra laminaire et inter laminaire dans les matériaux composites.

Des études ont montré que la forme de la loi du CZM joue un rôle crucial dans la prédiction de la résistance à la rupture du matériau. Williams et al. [84], Nairn [85], et Alfano [86] ont proposé différentes formes simplifiées d'évolutions contrainte-déformation, telles que des lois élastiques linéaires, rigides-plastiques ou à contrainte constante, ainsi que des formes triangulaires, bilinéaires, trapézoïdales ou cubiques.

Ces modèles de zone cohésive et d'interface peuvent également être utilisés pour étudier des phénomènes de fissuration assistés par l'environnement, la diffusion le long des interfaces, ainsi que les réactions physico-chimiques au sein du joint adhésif, qui peuvent être intégrés dans la modélisation [87].

II.4. Approches de la résistance mécanique des liaisons collées : enjeux et méthodes"

Pour évaluer la résistance mécanique des liaisons collées, nous privilégions les approches basées sur la mécanique de la rupture pour plusieurs raisons. En effet, les flux de forces au sein d'un assemblage sont généralement complexes, car très hétérogènes et multiaxiaux, rendant la détermination de lois de comportement et de critères de rupture pour l'adhésif particulièrement difficile. De plus, des singularités de contrainte, liées à la présence de singularités géométriques, sont presque systématiquement observées dans ces structures, où des fissures peuvent se former, souvent à l'origine de la rupture de la liaison.

Les critères d'amorçage de fissure au niveau de telles singularités restent mal maîtrisés. Il est donc souvent plus pratique, dans une approche dite « tolérance aux dommages », de dimensionner de manière conservatrice en supposant que la couche d'adhésif est « pré fissurée ».

II.5. Les Tests de Fissuration par Liaison Collée : Modélisation, Méthodes et Analyse de Ténacité"

Les liaisons collées sont particulièrement adaptées au développement de tests de fissuration, où l'analyse repose sur un bilan énergétique ainsi que sur des mesures et calculs de complaisance, comme le proposent notamment Griffith [77]. Dès les années 1960, Ripling et Mostovoy [88] ont introduit un premier test appelé Double Cantilever Beam (DCB), qui reste encore aujourd'hui une référence pour étudier la rupture de joints collés soumis en mode I. La même géométrie d'éprouvette peut également être utilisée pour analyser la rupture en mode II ou en mode mixte I / II [89], simplement en modifiant les conditions de sollicitation.

Étant donné que les substrats encollés sont généralement allongés, ils peuvent être modélisés comme des poutres, ce qui permet d'obtenir des relations analytiques facilitant l'exploitation des résultats d'essai.

Par la suite, nous avons adopté ce même type de géométrie pour nos propres tests. Nous rappelons ici les principes généraux concernant la modélisation de ces essais mécaniques, ainsi que les méthodes d'analyse des résultats expérimentaux, qui visent principalement à déterminer la ténacité du système.

II.5.1. Essai en Mode I – essai DCB

La sollicitation de type mode I, ou ouverture, est souvent considérée comme la plus critique, car elle demande moins d'énergie pour provoquer une rupture [90]. Le test le plus couramment utilisé pour déterminer la ténacité d'un collage soumis à une sollicitation en mode I est l'essai DCB (Double Cantilever Beam) [88]. Dans sa configuration la plus simple, l'échantillon se compose de deux substrats ou lames de même nature (même matériau et même géométrie), assemblés par un adhésif (voir Fig. II-6). Ces lames sont séparées en appliquant une charge symétrique par rapport au plan de joint, comme illustré par la Fig. II-6, où deux forces opposées sont appliquées aux extrémités de chaque substrat, perpendiculairement au plan de joint.

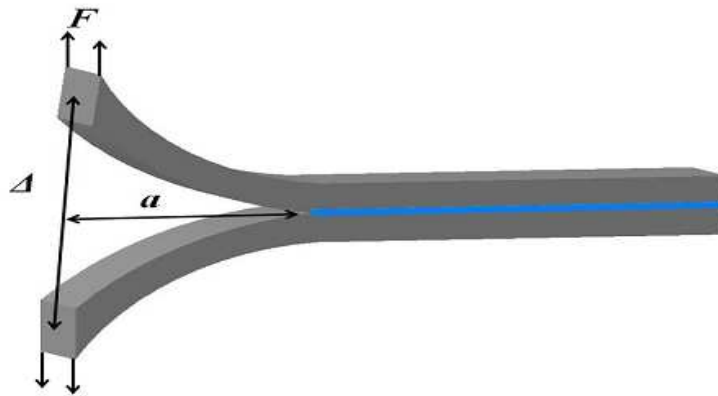


Fig. II-6. Essai Double Cantilever Beam (DCB)

Ces essais de mécanique de la rupture ont pour objectif de mesurer le taux de restitution d'énergie, ou « énergie de rupture », en se basant sur un bilan énergétique, conformément à la théorie de Griffith. Les éprouvettes, qui sont flexibles, fournissent l'énergie nécessaire à la propagation de la fracture en restituant l'énergie potentielle élastique stockée dans les substrats déformés élastiquement. Ainsi, l'analyse de ces essais est facilitée lorsque l'on dispose d'une solution théorique permettant d'évaluer la souplesse de la structure. En effet, selon la relation proposée par Irwin et Kies [91], le taux de restitution d'énergie, G , est relié à la souplesse de la structure, C (déplacement/force appliquée), par la relation :

$$G = \frac{F^2}{2b} \frac{\partial C}{\partial a} \quad II - 1$$

où F est la force instantanée appliquée, b la largeur de l'éprouvette et a la longueur de la fissure. La valeur critique du taux de restitution d'énergie se propage est associée à la valeur maximale, F_{max} , relevée au cours de l'essai.

La difficulté réside ensuite dans l'évaluation, qu'elle soit théorique ou expérimentale, de $\partial C / \partial a$, pour laquelle de nombreuses méthodes ont été proposées [91]. Nous rappelons ici trois des méthodes les plus couramment utilisées, qui nécessitent toutes, dans leur application, une estimation de la longueur géométrique de la fissure. Les corrections et méthodologies introduites visent à mieux prendre en compte, lors de l'analyse des données expérimentales, l'influence de la complaisance de l'interface [92], ainsi que les caractéristiques spécifiques des substrats, mais aussi divers artefacts expérimentaux.

Pour tenir compte de la complaisance de l'interface sur la déformation globale de l'éprouvette, il est possible de modéliser cette dernière comme une poutre reposant sur des appuis élastiques [93], également appelés « fondation élastique ». Cette contribution peut être traduite par une correction géométrique de la longueur de la fissure. Des modèles plus avancés ont été proposés pour prendre en considération la non-linéarité du comportement de l'adhésif, et donc de l'interface. Cette non-linéarité est liée à la déformation plastique ou à l'endommagement [94], par exemple.

Cependant, à ce jour, les analyses théoriques proposées restent très macroscopiques, et surtout très théoriques, dans la mesure où aucun travail expérimental ne vient étayer de manière concrète les hypothèses sous-tendant ces corrections.

II.5.1.1. Modèles poutre des éprouvettes de fissuration

Traditionnellement, les éprouvettes de fissuration sont composées de deux substrats minces et élancés, pour lesquels les modèles de poutres sont particulièrement appropriés. Ainsi, dans le cas des essais DCB (Double Cantilever Beam), l'analyse la plus simple suppose que chaque substrat se comporte comme une poutre en flexion simple, c'est-à-dire qu'il est encastré au niveau du front de fissure et soumis à une force à l'autre extrémité (voir Fig. II-7).

Cette approche ne prend pas en compte la souplesse de la couche adhésive. Elle ne considère pas non plus la rotation du substrat causée par la flexibilité de l'adhésif et le cisaillement entre les substrats.

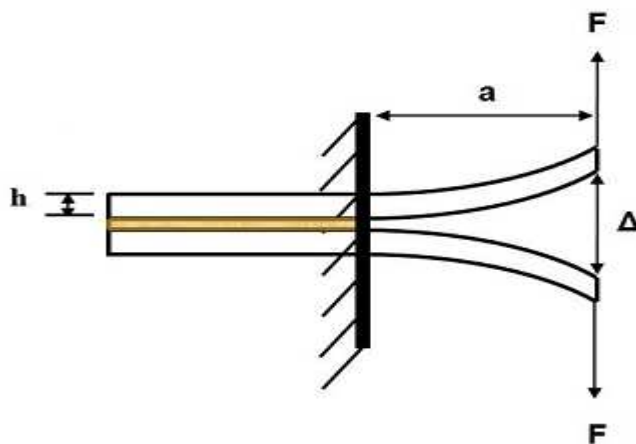


Fig. II-7. Configuration de l'essai DCB selon les hypothèses de la théorie des poutres simple.

Lorsqu'il s'agit de substrats minces, la théorie classique d'Euler-Bernoulli peut être appliquée. En revanche, pour des pièces plus épaisses ou lorsqu'on étudie des structures composites (comme le collage ou le délaminage), il est nécessaire d'utiliser des modèles de poutres plus sophistiqués.

Pour prendre en compte la déformation par cisaillement, Timoshenko [95] a introduit une variable cinématique supplémentaire, φ , qui représente la rotation angulaire de la section transversale à mi-surface.

La théorie des poutres d'Euler-Bernoulli suppose qu'une section droite reste perpendiculaire à la ligne neutre dans l'état déformé. Cependant, dans le cas de sections épaisses, cette hypothèse doit être ajustée pour intégrer l'effet du cisaillement transverse. En première approximation, selon la théorie de Timoshenko, cela revient à introduire un paramètre cinématique supplémentaire, en séparant la rotation θ de la section de la déflexion.

Ces paramètres sont liés à l'effort tranchant par la relation suivante :

$$T = kGS \left[\frac{dv}{dx} - \varphi \right] \quad (II - 2)$$

Le facteur de correction de section réduite, noté k , a été défini de manière exhaustive par Cowper [96]. Il a également établi des relations explicites permettant de calculer k dans le cas de milieux isotropes, que ce soit pour des poutres à section pleine ou à paroi mince. Ainsi, pour des poutres homogènes et isotropes, il a observé que k dépend uniquement de la géométrie de la section et du coefficient de Poisson, ν . En particulier, pour une section rectangulaire pleine, la formule correspondante peut être déterminée.

$$k = \frac{10(1 + \nu)}{12 + 11\nu} \quad (II - 3)$$

On observe que k tend vers 5/6 lorsque ν tend vers zéro.

Ainsi, en modélisant les substrats par des poutres de Timoshenko, plutôt que des poutres d'Euler-Bernoulli, on obtient l'expression suivante de la complaisance :

$$C = \frac{2a^3}{3EI} + \frac{h^3(1 + \nu)a}{2EI} \quad (II - 4)$$

où h est l'épaisseur du substrat et où le moment quadratique de la poutre supposée à section rectangulaire vaut $I = bh^3/12$. E et ν désignent respectivement le module d'Young et le coefficient de Poisson du matériau, supposé isotrope. Cette expression se décompose en deux termes, le premier correspond à la complaisance d'une poutre de Euler-Bernoulli, le second correspond à une souplesse supplémentaire engendrée par le cisaillement transverse. Selon l'expression (I-1), en supposant de façon classique que le coefficient de Poisson vaut 1/3, on trouve l'expression suivante du taux de restitution d'énergie :

$$G_{c,E,B}(F, a) = \frac{12 F^2 a^2}{E b^2 h^3} G_{c,T}(F, a) = \frac{4 F^2}{E b^2} \left[\frac{3a^2}{h^3} + \frac{1}{h} \right] \quad (II - 5) \quad (a, b)$$

Ceci montre que, lorsque le film d'adhésif est supposé infiniment rigide, la contribution du cisaillement transverse n'est sensible que lorsque l'épaisseur du substrat est proche de la longueur de la fissure.

Par l'utilisation de l'équation (II-4) trois expressions alternatives à l'équation (II-5a) peuvent être obtenues [97]:

$$G_{c,E,B}(F, a, \Delta) = \frac{3F\Delta}{2ba}, G_{c,E,B}(F, \Delta) = \frac{F^2}{E Ib} \left(\frac{3EI\Delta}{2F} \right)^{2/3}, G_{c,E,B}(\alpha, \Delta) = \frac{9EI\Delta^2}{4ba^4} \quad (II-6) (a,b,c)$$

Les équations (II-5a,b) et (II-6a,c) présentent une sensibilité variable en ce qui concerne la précision de la mesure de la longueur de la fissure. En revanche, l'équation (II-6b) est indépendante de cette longueur, mais elle nécessite la mesure du déplacement du point d'application de la force.

Il existe des normes telles que l'ASTM D3433 [98] et la norme BS7991 [99], qui définissent des protocoles à suivre pour la conduite et l'exploitation d'un essai DCB. Les analyses s'appuient principalement sur l'utilisation de la relation (II-5b). De plus, cet essai DCB a été adapté pour étudier la durabilité des liaisons collées.

Pour cela, on précontraint l'éprouvette en insérant un coin d'épaisseur Δ entre les deux lames, ce qui permet de réaliser un essai de relaxation appelé « essai de clivage en coin » ou « Boeing wedge test » (ASTM D3762 [100]). La stabilité du système dans le temps est caractérisée par la vitesse à laquelle la fissure se propage le long du plan de joint, ainsi que par la position d'arrêt du front de fissure.

II.5.1.2. Modèles poutre des éprouvettes de fissuration avec correction

En raison de la complaisance de l'interface, la complaisance globale de l'éprouvette de test est plus importante que celle prévue par un modèle de poutre encastree libre. Par conséquent, la fissure semble plus longue qu'elle ne l'est réellement d'un point de vue géométrique. Pour représenter cet effet, il est possible d'augmenter « fictivement » la longueur de la fissure en introduisant une correction géométrique notée χ^h dans l'équation (II-4) [101]. Ainsi, en négligeant la déformation de cisaillement, l'évolution de la complaisance devient proportionnelle à $(a + \chi h)^3$. En extrapolant l'évolution de $C^{1/3}(a)$ en fonction de la longueur de fissure a , mesurée visuellement, on peut déterminer, par extrapolation à $a = 0$, la valeur de la correction χh . Lorsque la déformation de cisaillement ne peut pas être négligée et que $a > 2h$, Tada et ses collègues [102] proposent d'adopter pour le paramètre χh la valeur $h/3$. En conséquence, les équations (I-6a) et (I-5b) sont remplacées par les équations (I-7a,b) :

$$G_{c,EBc}(F, a, \Delta) = \frac{3F\Delta}{2b(a+\chi h)} G_{c,Tc}(F, a) = \frac{4F^2}{Eb^2} \left[\left(\frac{3(a+\chi h)^2}{h^3} \right) + \frac{1}{h} \right] \quad (II-7) (a,b)$$

II.5.1.3. Approches empiriques poutre des éprouvettes de fissuration

Plutôt que d'utiliser une méthode basée sur la correction de la longueur de fissure et une expression de la complaisance reposant sur la théorie des poutres, il est possible de préférer le calibrage de l'évolution de la complaisance en fonction de la longueur de fissure, selon la méthode proposée par Berry [103].

L'équation (I-1) peut alors être appliquée directement. En général, on suppose que la complaisance suit une loi de puissance :

$$C = ka^n, \quad (\text{II-8})$$

où n et k sont des constantes déterminées expérimentalement. D'après la relation (II-1), on obtient :

$$G_{c,B} = \frac{F^2}{2b} k n a^{n-1} \quad (\text{II} - 9).$$

Enfin, en utilisant l'équation (II-8), on peut remplacer le coefficient k et obtenir l'expression suivante pour le taux de restitution d'énergie :

$$G_{c,B} = \frac{nF\Delta}{2ba} (\text{II} - 10).$$

De nouveau, l'exposant n est déterminé expérimentalement en traçant l'évolution de la complaisance C en fonction de la longueur géométrique de la fissure a , sur une échelle logarithmique. La valeur de n correspond alors à la « pente » de la courbe. Dans le cas où le système se comporte comme un modèle de poutre d'Euler-Bernoulli encastrée-libre, on trouve théoriquement $n = 3$.

II.5.2. Essai en Mode II

Les sollicitations en mode I sont souvent considérées comme les plus risquées pour la tenue en service des liaisons collées, ce qui conduit fréquemment les concepteurs à les éviter autant que possible. En conséquence, les assemblages collés fonctionnent généralement en cisaillement, une situation qui, en cas de fissuration, est liée à une sollicitation de type mode II [104]. Pour évaluer la résistance au cisaillement en termes de contrainte à la rupture, on recourt habituellement à des essais sur éprouvettes à recouvrement simple [105]. Cependant, ce type de test est peu fiable, car il est sensible à de nombreux artefacts ainsi qu'aux effets liés aux matériaux ou à la structure [106].

Pour les mêmes raisons évoquées précédemment, il est préféré, dans le cadre du dimensionnement, d'utiliser une approche basée sur la mécanique de la rupture plutôt que sur la contrainte pure. Cela implique d'utiliser un essai permettant de caractériser la ténacité des assemblages soumis à une sollicitation en mode II. Ce type d'essai peut être réalisé en utilisant la même géométrie que celle des essais DCB (Double Cantilever Beam), mais en modifiant le mode de sollicitation. Parmi les essais les plus couramment employés, on trouve :

-  L'essai de flexion en trois points sur éprouvette ENF (End Notched Flexure) [107] (voir Fig. II-8).
-  L'essai de flexion à quatre points sur éprouvette ENF (4-ENF) [108].
-  L'essai de flexion sur éprouvette encastrée/libre : l'End Loaded Split (ELS) [109].
-  L'essai de flexion sur éprouvette TENF (Tapered End Notched Flexure) [106].

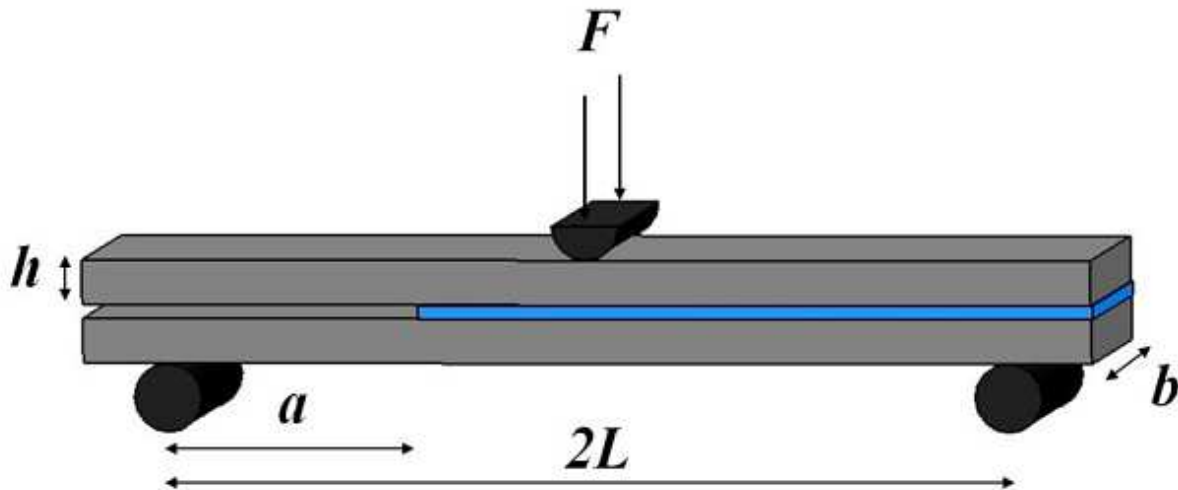


Fig. II-8. Essai End Notched Flexure (ENF).

En raison de leur simplicité de mise en œuvre ainsi que de la facilité de réalisation des éprouvettes d'essai, les essais sur éprouvettes ENF (Flexion à Notch Finalisée) sont parmi les plus couramment utilisés. Une norme décrivant ces essais est actuellement en cours de rédaction par l'ASTM, notamment pour la caractérisation de la rupture inter laminaire des stratifiés soumis en mode II [110].

L'essai de flexion à trois points sur éprouvette ENF a été introduit par Barrett et Foschi en 1977 [107], dans le but d'étudier la rupture de poutres en bois soumises à un effort de cisaillement. Dès 1982, Russell et Street [111] ont proposé une première expression analytique de l'énergie de rupture, G_{II} , ainsi que de la complaisance des éprouvettes pour ce type de sollicitation, en s'appuyant à nouveau sur la théorie des poutres. Cet essai consiste simplement à appliquer une flexion à trois points sur les mêmes éprouvettes que celles utilisées pour les essais DCB. Si ces éprouvettes sont symétriques et que la fissure se propage le long de l'axe neutre du bilame, on obtient une sollicitation pure en mode II [112].

Cependant, lors d'un essai de flexion à trois points, la fissure tend à se propager dans la direction du point où le moment de flexion est le plus élevé (le point d'appui central), ce qui peut entraîner une propagation instable de la fissure [113]. Ce problème a été étudié par Carlsson et ses collègues en 1986, dans le cas d'une couche d'adhésif supposée rigide. Ils ont conclu que la fissure se propage de manière stable à condition que la longueur initiale de la fissure soit supérieure à une valeur critique, un quart de celle de l'éprouvette.

Des travaux plus approfondis ont également été consacrés à l'analyse, à la modélisation et à la conception de l'essai ENF [113]. La mise en œuvre de ces essais repose sur des principes théoriques et des méthodologies similaires à celles utilisées pour les essais DCB.

En pratique, on exploite principalement la réponse force-déplacement mesurée globalement tout au long de l'expérience. Ces résultats sont ensuite analysés en termes de propagation de la fissure, suivie

« visuellement », ainsi que de l'évolution de la complaisance et de l'énergie de rupture. L'analyse s'appuie sur des expressions simples, élaborées en modélisant les éprouvettes d'essai et en utilisant la théorie des poutres. Des corrections peuvent être appliquées pour tenir compte de l'effet du cisaillement transverse, de la complaisance de l'interface, du glissement des points d'appui, etc. Plus récemment, des travaux ont été proposés pour intégrer des comportements plus complexes au niveau de l'interface dans le calcul de la réponse globale [114].

II.5.2.1. Analyse de l'essai ENF

La modélisation la plus simple que l'on puisse envisager consiste à considérer que l'éprouvette se divise en deux parties [115]. Dans la zone non fissurée, l'éprouvette est assimilée à une poutre d'Euler-Bernoulli d'épaisseur $2h$. En revanche, dans la zone fissurée, elle est modélisée comme deux poutres d'Euler-Bernoulli d'épaisseur h , libres de glisser l'une par rapport à l'autre.

Ce modèle simple permet d'estimer la complaisance, qui, dans le cas d'une sollicitation en flexion à trois points, s'exprime par la formule suivante :

$$C = \frac{\Delta}{F} = \frac{2L^3 + 3a^3}{8Eb h^3} \quad (\text{II-11})$$

De plus, le taux de restitution d'énergie, noté G_{II} , se calcule ainsi :

$$G_{II} = \frac{F^2}{2b} \frac{\partial C}{\partial a} = \frac{9F^2 a^2}{16Eb^2 h^3} \quad (\text{II-12})$$

II.5.2.2. Modélisation et Correction de la Longueur de Fissure dans les Essais de Type DCB

Tout comme pour l'essai DCB, les comportements prédits par des modèles poutres trop simplistes s'écartent des résultats expérimentaux observés. Ces écarts s'expliquent notamment par la « complaisance » supplémentaire introduite par l'interface, qui n'est pas parfaitement rigide, ainsi que par l'effet du cisaillement transverse dans les substrats, sans oublier divers effets géométriques. L'équation (II-11) a également été modifiée pour mieux représenter ces écarts. Ainsi, Williams propose une correction de la longueur de fissure, notée χh [101] :

$$C = \frac{\Delta}{F} = \frac{2L^3 + 3(a + \chi h)^3}{8Eb h^3} \quad (\text{II-13})$$

Pour estimer la valeur de cette correction χh , on peut modéliser l'éprouvette comme deux poutres reliées par des ressorts, qui travaillent en traction/compression et en cisaillement (poutre sur appuis élastiques). La correction de la longueur de fissure, χh , dépend alors des modules d'élasticité des matériaux en présence, ainsi que des épaisseurs (substrats et film adhésif). Diverses approximations et méthodes de résolution ont été proposées dans la littérature [70]. Parmi celles-ci, les solutions numériques proposées

par Wang et Williams [101], ainsi que Wang et Qiao [116], sont parmi les plus faciles à exploiter. Selon Wang et Williams, la correction χh s'écrit :

$$\sqrt{\frac{1}{13k} \left(\frac{E_x}{G_{xy}} \right) \left\{ 3 - 2 \left(\frac{\Gamma}{1+\Gamma} \right)^2 \right\}} h \quad (\text{II-14})$$

où :

G_{xy} est le module de cisaillement du substrat, E_x son module d'Young, $k = 0.85$, et Γ vaut :

$$\Gamma = \frac{\sqrt{E_x E_y}}{k G_{xy}} \quad (\text{II} - 15)$$

avec E_y le module d'Young dans la direction transversale.

Wang et Qiao propose une expression plus simple de

$$\chi h : \chi h = \sqrt{\frac{E_x}{12\alpha G_{xy}}} h \quad (\text{II-16})$$

où α est un paramètre déterminé expérimentalement ou par simulation. Par exemple, à l'aide de calculs par éléments finis, Wang et Qiao ont trouvé ($\alpha=5$) [116].

Plutôt que d'évaluer théoriquement le coefficient χh , il est aussi possible de le mesurer ou de le calibrer expérimentalement. Selon la relation (II-13), on peut écrire :

$$\chi h = \sqrt[3]{\frac{8}{3} b h^3 C - \frac{2}{3} L^3 - a} \quad (\text{II-17})$$

De plus, en tenant compte de l'effet du cisaillement transverse dans les substrats [116], la relation devient :

$$C = \frac{2L^3 + 3(a^3 + 3\chi h a^2 + 3\chi^2 h^2 a)}{8E_x b h^3} + \frac{L}{4k G_{xy} b h} \quad (\text{II-18})$$

Lorsque la longueur géométrique de fissure (a) est connue, χh peut être déterminé en résolvant l'équation (I-18) :

$$\chi^h = \left(-\frac{D_2}{2D_1} + \sqrt{\frac{D_2^2 - 4D_1 D_3}{2D_1}} \right) h \quad (\text{II} - 19)$$

avec :

$$D_1 = \frac{9}{8E_x b} \left(\frac{a}{h} \right) \quad (\text{II} - 20)$$

$$D_2 = \frac{9}{8E_x b} \left(\frac{a}{h} \right)^2 \quad (\text{II} - 21)$$

$$D_3 = \frac{L}{4K G_{xy} b h} + \frac{L^3}{4E_x b h} + \frac{3}{8E_x h} \left(\frac{a}{h} \right)^3 - C \quad (\text{II} - 22)$$

Enfin, le taux de restitution d'énergie est obtenu en appliquant cette correction de longueur de fissure dans la relation (II-12), en utilisant notamment :

$$G_{11} = \frac{9F^2(a + \chi h)^2}{16Eb^2h^3} \quad (II - 23)$$

II.5.2.3. Complaisance déterminée par la méthode de calibration de la complaisance

De la même manière que la méthode de Berry pour l'essai DCB, il est possible d'évaluer le taux de restitution d'énergie lors d'un essai ENF en calibrant au préalable l'évolution de la complaisance du système en fonction de la longueur de la fissure. Hojo et al. [117], ainsi que Davidson et al. [118], ont mis en œuvre cette technique.

Hojo et ses collègues proposent d'interpoler l'évolution de la complaisance en fonction de la longueur géométrique de la fissure à l'aide d'un polynôme de degré 3 :

$$C = \xi_0 + \xi_1 a^3 \quad (II - 24)$$

$$G_{11} = \frac{3F^2}{2b} \xi_1 a^2 \quad (II - 25)$$

De leur côté, Davidson et ses collaborateurs suggèrent également d'utiliser une interpolation de degré 3, mais en conservant tous les termes du polynôme :

$$C = C_0 + C_1 a + C_2 a^2 + C_3 a^3 \quad (II-26)$$

où C_0, C_1, C_2 et C_3 sont déterminés expérimentalement par calibration de la complaisance, effectuée indépendamment de l'essai de rupture. Dans ce cas, l'énergie de rupture est donnée par l'expression suivante :

$$G_{11} = \frac{F^2}{2b} (C_1 + 2C_2 a + 3C_3 a^2) \quad (II - 27)$$

II.5.2.4. Complaisance déterminée par la méthode de complaisance combinée

Le calcul de l'énergie de rupture selon la méthode corrigée de Williams nécessite de mesurer la valeur du module d'élasticité des substrats ou d'effectuer une série de mesures de complaisance pour la calibration, afin d'établir l'évolution de $C(a)$. Afin d'éviter ces mesures supplémentaires, il est possible d'utiliser la méthode de complaisance combinée [119], qui ne requiert qu'un seul essai de fissuration. Cette technique consiste à mesurer la déformation longitudinale, ε_x , sur la face extérieure des substrats à un point fissuré de l'éprouvette (où $a < x < 2L$)

$$\varepsilon_x = \frac{3F_x}{4E_x b h^2} \quad II - 28$$

La complaisance, C_s , est alors définie par :

$$C_s = \frac{3x}{4E_x b h^2} \quad (II - 29)$$

Elle relie la déformation à la force appliquée, ainsi que le rapport entre la flèche et l'effort. En utilisant les équations (II – 13), (II – 28) et (II – 29), on peut en déduire :

$$a + \chi h = \left(2hx \frac{C}{C_s} - \frac{2}{3} L^3 \right)^{\frac{1}{3}} \quad (II - 30)$$

Pour éliminer $a + \chi h$ de cette expression, on combine les relations (II – 23) et (II – 30), afin d'obtenir la formule suivante pour l'énergie de rupture, G_{II} :

$$G_{II} = \frac{3F^2 C_s}{4bLh} \left(2hx \frac{C}{C_s} - \frac{2}{3} L^3 \right)^{\frac{2}{3}} \quad (II - 31)$$

Il est important de noter que les effets du cisaillement transverse et de la complaisance de l'interface ne sont pas explicitement représentés dans cette expression, mais ils sont pris en compte implicitement à travers la correction appliquée.

II.5.3. Essai en Mode mixte

En pratique, les structures ne subissent que rarement des sollicitations pures, il est donc essentiel d'étudier leur comportement lorsqu'elles sont soumises à des efforts combinés. Dans le cas présent, nous nous sommes concentrés sur les essais de fissuration en mode mixte I/II, qui correspondent à la configuration la plus couramment rencontrée. À cette fin, de nombreux tests de caractérisation ont été proposés. Parmi les plus utilisés en mode mixte I/II, on trouve : le Crack Lap Shear [115], l'essai DCB asymétrique [120], le Single Leg Bend (SLB) [121], et la flexion à 4 points (Four Point Bend, FPB) [122]. Aujourd'hui, l'essai le plus fréquemment adopté est le MMB (Mixed Mode Bending) [122].

Cet essai, développé par Reeder et Crews en 1988 [123], a été conçu pour étudier le délaminage dans les composites. Il permet de contrôler précisément le rapport entre les deux modes de sollicitation grâce à un dispositif spécifique, et il est désormais normalisé par l'ASTM depuis 2006 [123]. En résumé, un essai MMB peut être décrit comme la combinaison d'un test DCB (mode I) et d'un test ENF (mode II) en flexion à trois points (voir Fig. II-9) [124]. Cette combinaison est réalisée à l'aide d'un système de leviers, dont le choix des paramètres géométriques permet d'ajuster le rapport entre l'intensité des deux modes de sollicitation (voir Fig. II-9).

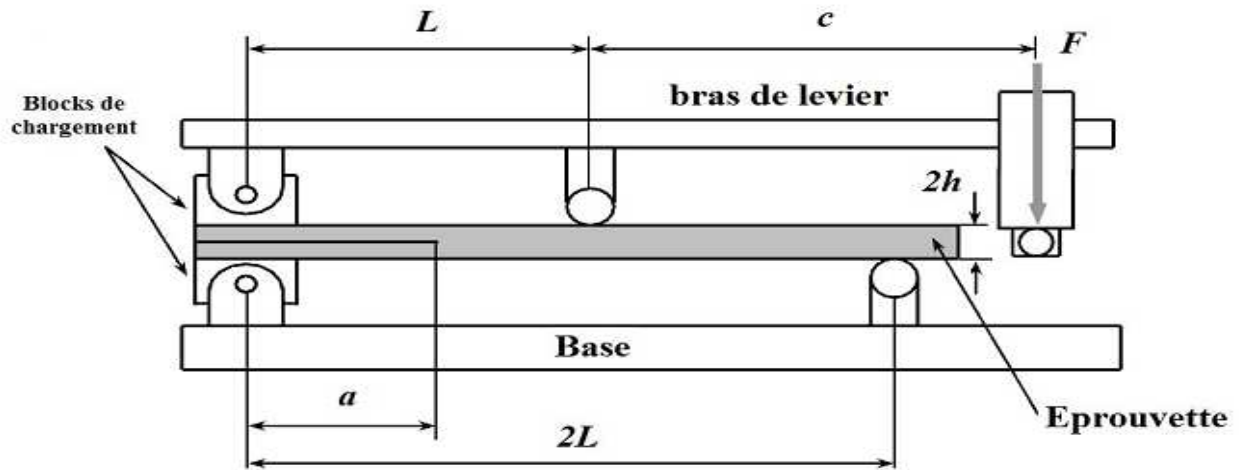


Fig. II-9. Essai Mixed Mode Bending (MMB) [124].

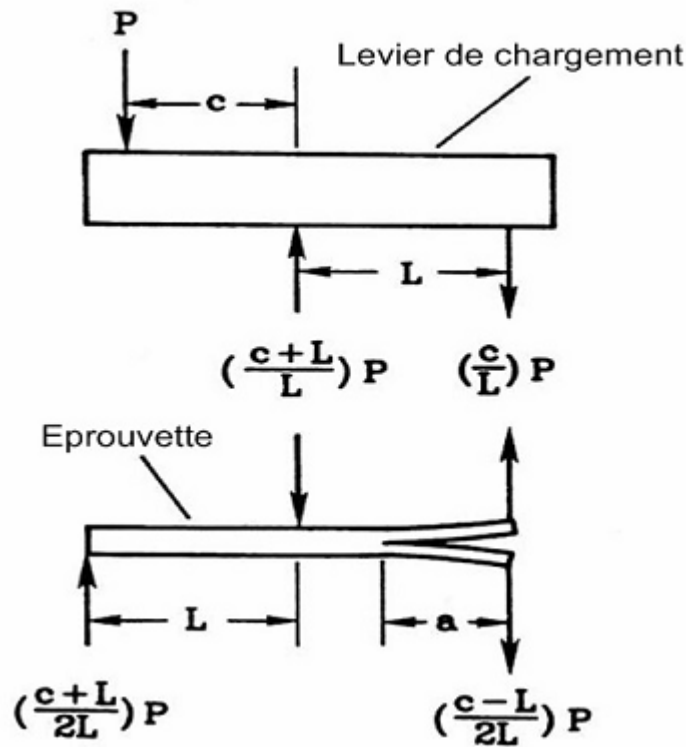


Fig. II-10. Efforts extérieurs appliqués à l'éprouvette MMB [124].

Sur la Fig. II-10 sont montrés les efforts qui sont appliqués sur le bras de chargement, ainsi que sur l'éprouvette. La Fig.II-11 montre la partition du chargement en termes de modes de sollicitations pures, dont les expressions sont données par [120] :

$$F_1 = F \left(\frac{3C - L}{4L} \right) \quad (II - 32)$$

$$F_2 = F \left(\frac{C + L}{L} \right) \quad (II - 33)$$

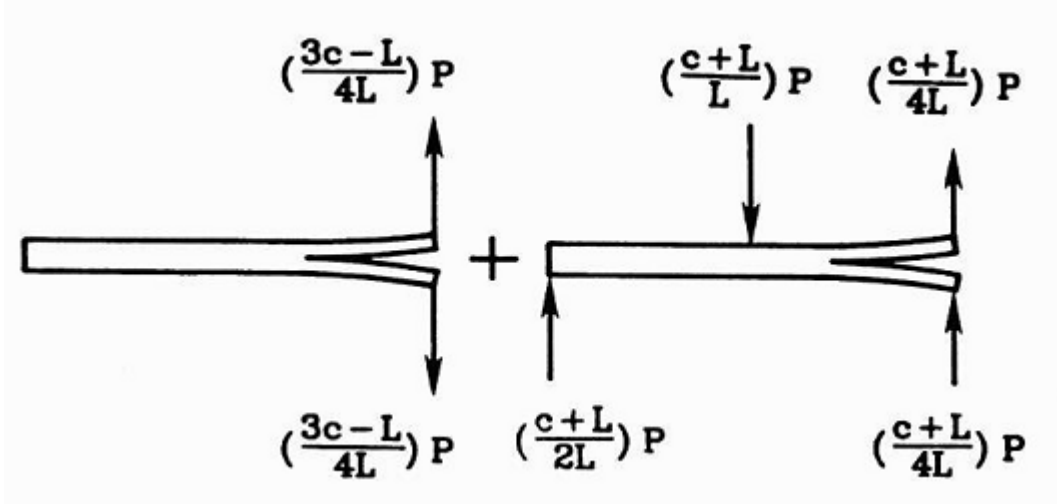


Fig. II-11. Décomposition des efforts extérieurs en modes purs [124].

La rotation du bras de chargement pendant l'essai peut être significative et entraîner des effets de non-linéarité géométrique. Pour remédier à ce problème, la position du point d'application du chargement a été abaissée, ce qui permet de réduire les erreurs de non-linéarité à moins de 3 % sur le système modifié, lorsque des matériaux rigides sont testés [125].

Comme pour les deux essais précédents (DCB et ENF), plusieurs méthodes ont été proposées pour analyser les résultats expérimentaux obtenus lors de l'essai MMB. Les méthodes les plus courantes ne sont souvent qu'une simple adaptation de celles déjà développées pour l'analyse des essais DCB et ENF.

En effet, selon la Fig. II-13, la répartition des efforts au niveau de l'éprouvette se traduit par les expressions suivantes pour les énergies de rupture en mode I et II [115]:

$$G_I = \frac{12 F_1^2 a^2}{E b^2 h^3} \quad (II - 34)$$

$$G_{II} = \frac{9 F F_{II}^2 a^2}{16 E b^2 h^3} \quad (II - 35)$$

$$\frac{G_I}{G_{II}} = \frac{4}{3} \left[\frac{3c - L}{C + L} \right]^2 \quad (II - 36)$$

ou $3C \geq L$

Dans cette analyse, les différents artefacts expérimentaux ainsi que les paramètres liés aux matériaux sont pris en compte en appliquant une correction géométrique de la longueur de la fissure. De plus, la norme ASTM [124] recommande de calculer les énergies de rupture associées aux modes I et II lors d'un essai MMB, en utilisant les expressions proposées par Hashemi et al. [126] ainsi que Kinloch et al. [127].

$$G_I = \frac{12 F^2 (a + \chi h)^2 (3C - L)^2}{16 E b^2 h^3 L^2} \quad (II - 37)$$

$$G_{II} = \frac{9 F^2 (a + 0.42 \chi h)^2 (C - L)^2}{16 E b^2 h^3 L^2} \quad (II - 38)$$

où χh désigne la correction géométrique de la longueur de fissure qui peut être évaluée avec l'expression suivante:

$$\chi^h = \sqrt{\frac{E_x}{G_{xy}} \left\{ 3 - 2 \left(\frac{\Gamma}{1+\Gamma} \right)^2 \right\}} h \quad (II-39)$$

Dans cette configuration, on suppose que les énergies de rupture sont additives, le mode III étant négligeable. L'énergie totale restituée s'écrit comme suit :

$$G = G_I + G_{II} = \frac{3F^2(4(a+\chi h)^2(3C-L)^2 + 3(a+0,42\chi h)^2(C+L)^2)}{16Eb^2h^3L^2} \quad (II-40)$$

$$\frac{G_{II}}{G} = \frac{3(a+0,42\chi h)^2(C+L)^2}{4(a+\chi h)^2(3C-L)^2 + 3(a+0,42\chi h)^2(C+L)^2} \quad (II-41)$$

Le rapport G_I/G_{II} est fixé par le choix de la longueur, c , correspondant à la distance entre le rouleau central et le point d'application d'effort sur les bars de chargement. Selon la norme ASTM [123], pour un rapport donné, G_{II}/G , la distance c vaut en première approximation :

$$C = 8 \frac{\sqrt{3 + 9 \left(\frac{G_{II}}{G} \right) + 3 \left(\frac{G_{II}}{G} \right) \left(1 - \left(\frac{G_{II}}{G} \right) \right)}}{39 \left(\frac{G_{II}}{G} \right) - 3} L \quad (II-42)$$

Une évaluation plus précise de c nécessite un calcul itératif en utilisant l'équation (II-41). A défaut on peut utiliser l'équation suivante obtenue par interpolation :

$$C = (0.167 + 0.000137 \left(\frac{a}{\chi h} \right)^2 - 0.108 \sqrt{\ln \left(\frac{a}{\chi h} \right) \left(\frac{G_{II}}{G} \right)^4}) L + \left(\frac{-1400 + 0.725 \left(\frac{a}{\chi h} \right) - 302 \ln \left(\frac{G_{II}}{G} \right)}{219 - 5000 \left(\frac{G_{II}}{G} \right) + 55 \ln \left(\frac{a}{\chi h} \right)} \right) L \quad (II-43)$$

Cadre de l'étude

Analyse des Difficultés et Développements pour la Fiabilisation des Essais de Résistance des Joints Collés Structuraux"

Nous avons examiné les difficultés rencontrées lors de la mise en œuvre des essais mécaniques visant à déterminer la résistance des joints collés structuraux, ainsi que leur interprétation.

Plus précisément, cette étude bibliographique a mis en évidence plusieurs défis pour assurer une utilisation fiable du collage en tant que solution d'assemblage structural :

- ✚ Le choix de l'adhésif, ainsi que l'impact des microstructures fortement hétérogènes sur la dispersion des résultats lors de la caractérisation mécanique ;
- ✚ La sélection des substrats et l'importance du traitement de surface pour garantir la reproductibilité du procédé de collage et la performance en service de l'assemblage ;
- ✚ La conception de l'assemblage ;
- ✚ Les procédés de mise en œuvre ;

- ✚ Les conditions de stockage et les problématiques liées au vieillissement ;
- ✚ Le choix des essais destructifs et des techniques expérimentales adaptées pour caractériser les assemblages collés ;
- ✚ Les moyens d'exploitation des essais de fissuration, qui restent souvent globaux et peu fiables, ne permettant pas une description précise de l'évolution de l'endommagement ni des phénomènes observés au niveau de la pointe de fissure.

Parmi ces différents points, nous nous sommes concentrés sur certaines tâches relevant des mécaniciens et des spécialistes des matériaux. Étant donné que la fiabilité, réelle ou supposée, du procédé de collage découle d'une variabilité importante des résultats d'essai, il est essentiel d'en étudier l'origine.

II.6. Conclusion

Dans ce travail, nous avons concentré sur l'analyse de la dispersion des propriétés mécaniques des colles et des assemblages collés utilisés dans le secteur aérospatial. Les adhésifs étudiés sont des résines époxy bicomposants, contenant des charges minérales et/ou métalliques. En plus de ces particules, ces adhésifs comportent un grand nombre de pores emprisonnés lors du mélange, opération réalisée manuellement. Cela donne une microstructure très hétérogène, ce qui contribue souvent à la dispersion des propriétés d'usage de ces adhésifs (module de Young, contrainte et allongement à la rupture, etc.), malgré leur haute performance, nous avons concentré notamment sur les essais de fissuration et de ténacité, que nous souhaitons améliorer afin de caractériser de manière fiable le comportement intrinsèque des interfaces collées. Après avoir abordé brièvement certains aspects de la mécanique de la rupture, nous justifierons l'utilisation privilégiée de certains tests mécaniques en nous appuyant sur une revue de la littérature concernant ce sujet.

Chapitre III

Modélisation par élément finis des Assemblages Colles

III-1 Introduction :

Dans cette étude, nous abordons plusieurs problématiques liées au collage. La première approche est purement mécanique : il s'agit de développer un essai simple, appelé « **essai de flexion à levier unique** » ou « Single Cantilever Beam adhésion » (SCB), dans lequel une charge constante est appliquée à une extrémité libre d'un substrat. Cela génère un moment de flexion nécessaire à la rupture progressive du joint.

Grâce à cet essai, différents phénomènes (pré-fissuration, plasticité, etc.) ont été observés et analysés afin d'étudier les énergies de rupture dans les joints collés. Les modèles analytiques utilisés permettent de prédire les effets globaux avec une bonne précision, mais ils sont moins adaptés lorsque des phénomènes locaux se manifestent.

Une deuxième approche par éléments finis a été mise en œuvre pour prendre en compte ces phénomènes, notamment en modélisant le contact entre le matériau composite, adhésif et l'Aluminium trois surfaces de nature différente. Cette modélisation vise à étudier l'impact des paramètres géométriques (épaisseur, surface de collage, type d'adhésif, etc.) sur le comportement en rupture des assemblages collés.

III.2 PRESENTATION DU CODE DE CALCUL «ABAQUS» [129] :

Abaqus est considéré comme l'un des logiciels de simulation les plus puissants à l'heure actuelle. Basé sur la méthode des éléments finis, il peut traiter des problèmes allant des analyses linéaires simples aux simulations non linéaires très complexes. Sa bibliothèque riche en éléments permet de modéliser virtuellement n'importe quelle géométrie, et il dispose d'un grand nombre de modèles de matériaux pour simuler le comportement de matériaux courants tels que les métaux, le caoutchouc, les polymères ou encore les composites. Développé par Hibbit, Karlsson & Sorensen (HKS) depuis plus de 30 ans, Abaqus a été amélioré au fil du temps pour intégrer les avancées en théorie des éléments finis et répondre aux besoins des entreprises. En octobre 2005, la société a été rachetée par Dassault Systèmes.

Le cœur du logiciel, appelé moteur de calcul, fonctionne à partir d'un fichier de données au format.inp, qui décrit l'ensemble du problème mécanique. À partir de ce fichier, Abaqus analyse les données, réalise les simulations demandées, et génère les résultats dans un fichier .odb. Deux étapes principales restent à effectuer : le pré-traitement, qui consiste à créer le fichier de données, et le post-traitement, qui permet d'exploiter les résultats contenus dans le fichier .odb. La structure de ce fichier peut rapidement devenir complexe, puisqu'il doit contenir toutes les définitions géométriques, le maillage, les matériaux, les chargements, etc., selon une syntaxe précise.

Il est également important de noter que le prétraitement et le post-traitement peuvent être réalisés à l'aide d'autres logiciels. Abaqus propose en complément le module Abaqus CAE, une interface graphique qui facilite la gestion de toutes les opérations liées à la modélisation : génération du fichier de données, lancement des calculs, et exploitation des résultats.

III.3 Modèle géométrique

La géométrie adoptée dans cette simulation numérique est celle d'un assemblage collé simple recouvrement sous sollicitations de traction. En effet, la plaque est divisée en deux zones : une première zone correspond à la zone de la surface de recouvrement (zone de concentration de contrainte) et la deuxième correspond à la zone hors surface de recouvrement (Figure III. 1).

Le modèle géométrique pour le joint adhésif collé à simple recouvrement utilisé dans l'analyse par éléments finis est effectué sur une plaque mince en aluminium 2024-T3 et un matériau composite Bron/epoxy assemblées par l'adhésif époxyde Adhésif(FM73) (Figure III-1). Les dimensions associées sont comme suit, la longueur $H=115\text{mm}$ des adhérents supérieurs et inférieurs, avec une largeur de $W=25\text{mm}$, l'épaisseur des adhérents $e_t=2\text{ mm}$, l'épaisseur de l'adhésif est varié ($a=0.1\text{mm}$ - $a=0.2\text{mm}$ - $a=0.25\text{mm}$)

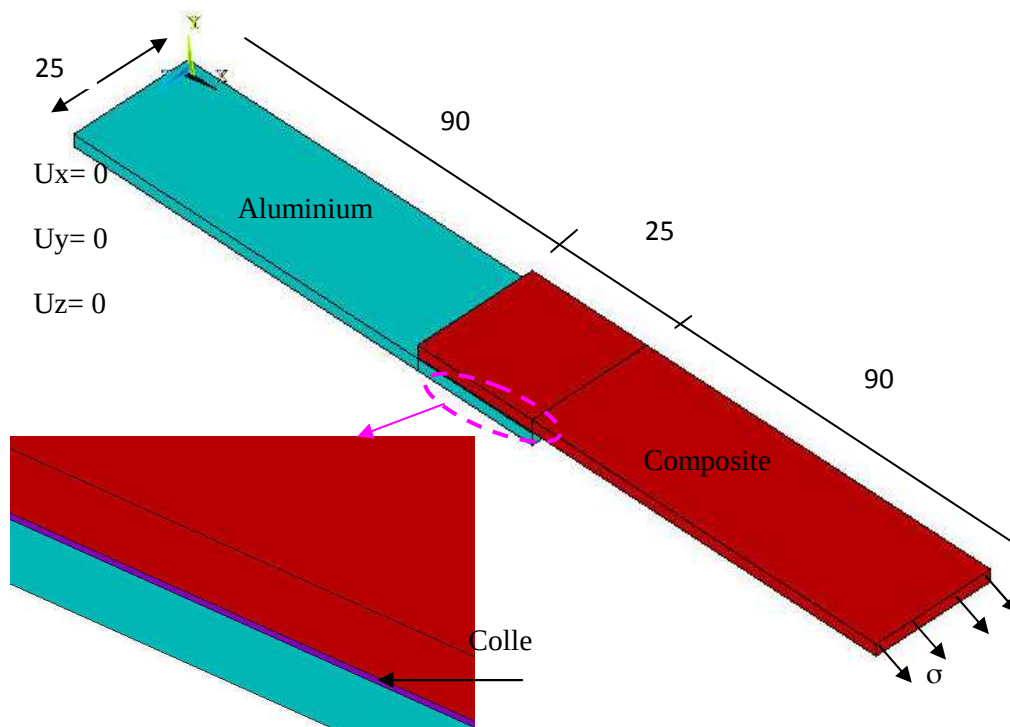


Figure III. 1 Géométrie de l'assemblage collé aluminium-composite

III-4 Chargement et conditions aux limites:

- Contrainte de traction « $\sigma=50\text{ MPa}$ - $\sigma=100\text{ MPa}$ - $\sigma=150\text{ MPa}$ et $\sigma=200\text{ MPa}$ » appliquée normalement à la section transversale du structure et parallèlement à l'axe « z ».

- Coté fixe, la face supérieure et la face inférieure de la plaque:

$$u_1 = u_2 = u_3 = 0.$$

$$R_1 \neq 0 ; R_2 \neq 0 ; R_3 \neq 0$$

- Coté mobile, la face supérieure et la face inférieure de la plaque:

$$u_1 = u_2 = 0 ; u_3 \neq 0 ;$$

$$R_1 \neq 0 ; R_2 \neq 0 ; R_3 \neq 0.$$

III-5. Le maillage

Le maillage est automatiquement généré à partir de la construction de domaines correspondant aux zones géométriques. D'habitude on choisit un maillage carré ou triangulaire mais rien n'interdit de choisir des maillages plus complexes. Il n'est pas non plus nécessaire que le maillage soit régulier et l'on a tendance à resserrer le maillage près des endroits d'intérêts (par exemple aux endroits où l'on pense que la solution va beaucoup varier). Plus ce maillage est resserré plus la solution que l'on obtient par la méthode des éléments finis sera précise et proche de la « vraie » solution [128].

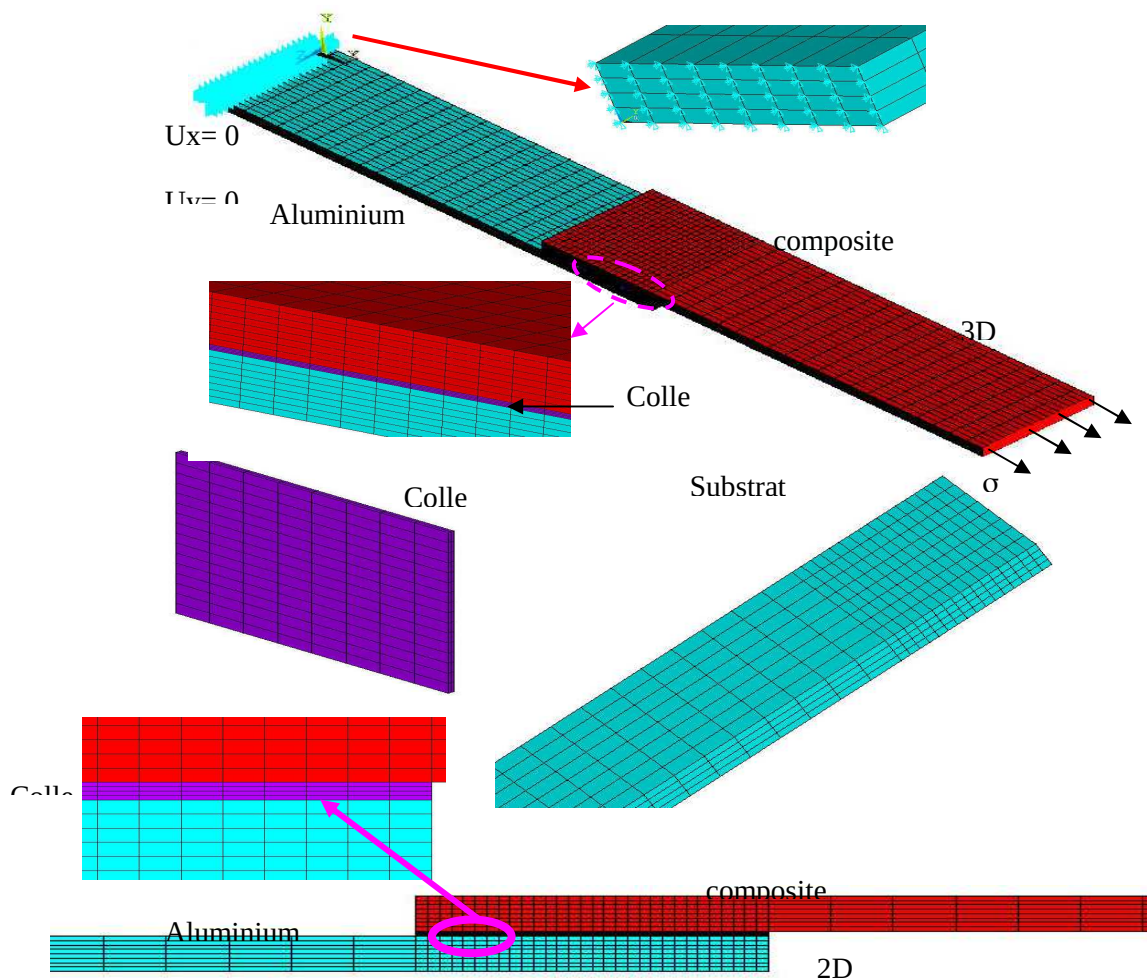


Figure III. 2 Maillage du modèle entier, conditions aux limites et condition de chargement

III.6 Comportement des matériaux

La figure III 3 courbe de contrainte-déformation pour FM73M adhésive époxy et le tableau III.1 présente propriété élastique pour différents matériaux.

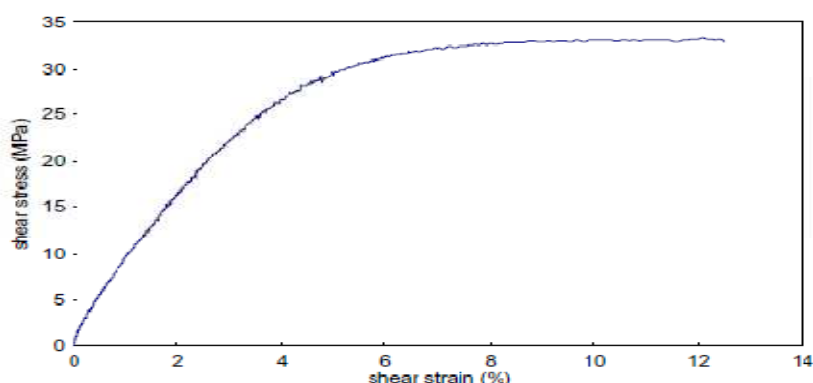


Figure III.3 : courbe de contrainte-déformation pour FM73M adhésive époxy [130].

Propriétés	Matériaux		
	Aluminium alloy T3	Bron/epoxy	Adhésif(FM73)
Module de Young Longitudinal E_1 (GPa)	72	200	4.2
Module de Young Transversal E_2 (GPa)		19.6	
Module de Young Transversal E_3 (GPa)		19.6	
Coefficient de Poisson Longitudinal ν_{12}	0.33	0.3	0.32
Coefficient de Poisson Transversal ν_{13}		0.28	

Tableau III.1 : Propriété élastique pour différents matériaux

III.7. Analyse numérique

III.7.1 Etude paramétrique

Le contour de la contrainte équivalente de Von Mises dans l'assemblage collé sous des contrainte de 100 MPa est illustré dans la Figure III. 4. C'est autour de la surface de collage que les contraintes équivalentes de Von Mises sont les plus élevées, Ces contraintes sont relativement importantes par comparaison avec les propriétés mécaniques de la colle. Mais ces contraintes sont localisées à l'interface substrat/colle, ce qui est raisonnable si en tenant compte que cette position c'est une zone singulière (comportement mécanique des matériaux différents, effet de la géométrie au coin, etc.).

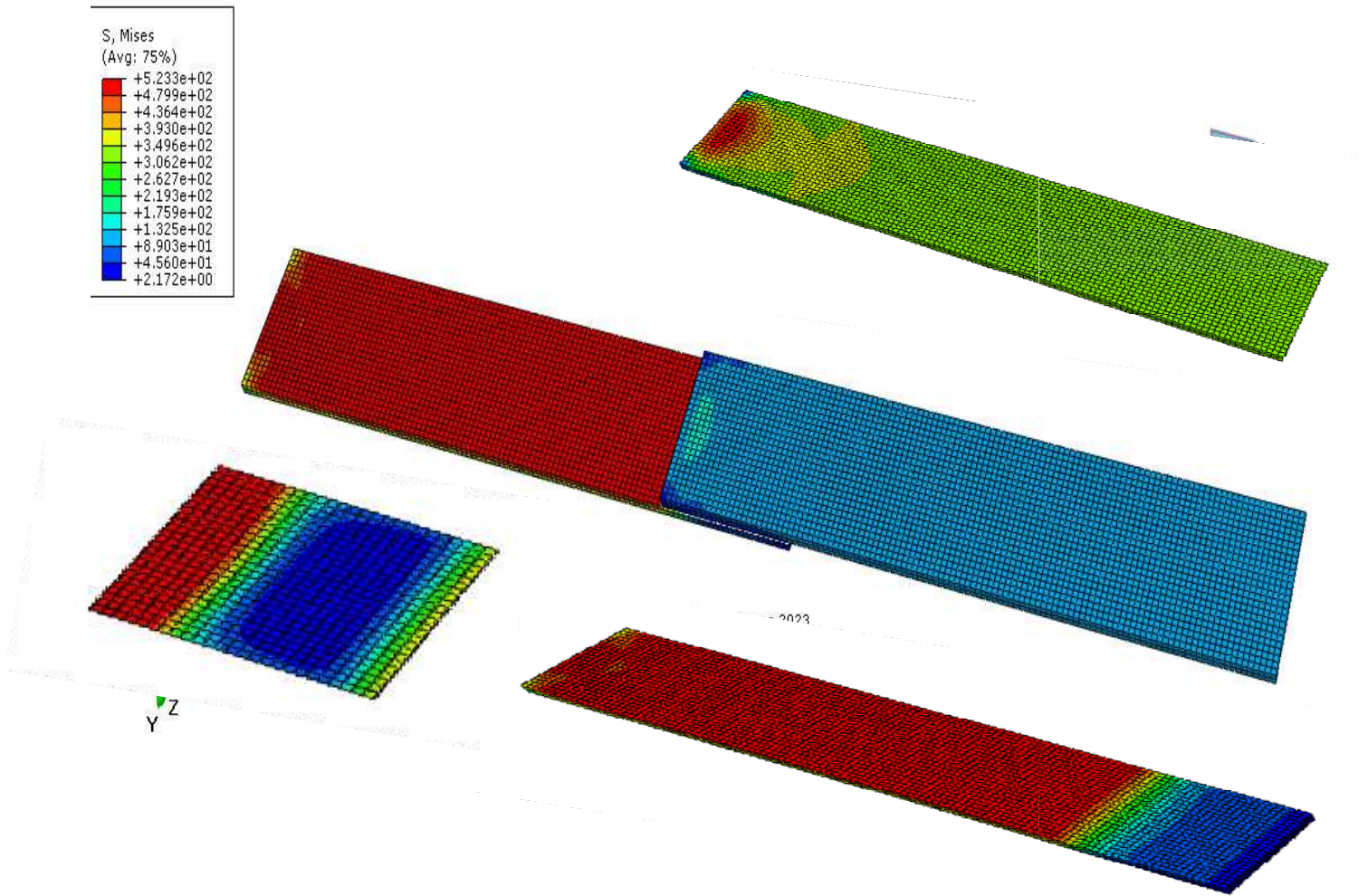


Figure III. 4 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'assemblage collé

Ces résultats nous amènent à analyser le niveau des contraintes dans la colle. La Figure III. 5 présente le contour des contraintes de Von-Mises à l'adhésif seulement. Le gradient des contraintes le plus élevé est situé à proximité des extrémités libres de la couche d'adhésif. On remarque dans ce cas que le maximum de la contrainte est fortement concentré à l'interface entre l'adhésif et le substrat aux extrémités libres du joint simple recouvrement. Ce phénomène peut s'expliquer par le fait, une bonne adhérence dans le milieu de la zone de recouvrement et le risque de décollement (initiation de fissure) est située dans le bord libre de l'assemblage collé. Une distribution de contrainte semblable a été trouvée dans la zone de recouvrement pour d'autres conditions de chargement (une haute tension située au niveau des extrémités libres de la couche d'adhésif). Ce comportement est en accord avec les observations de Cheuk [131].

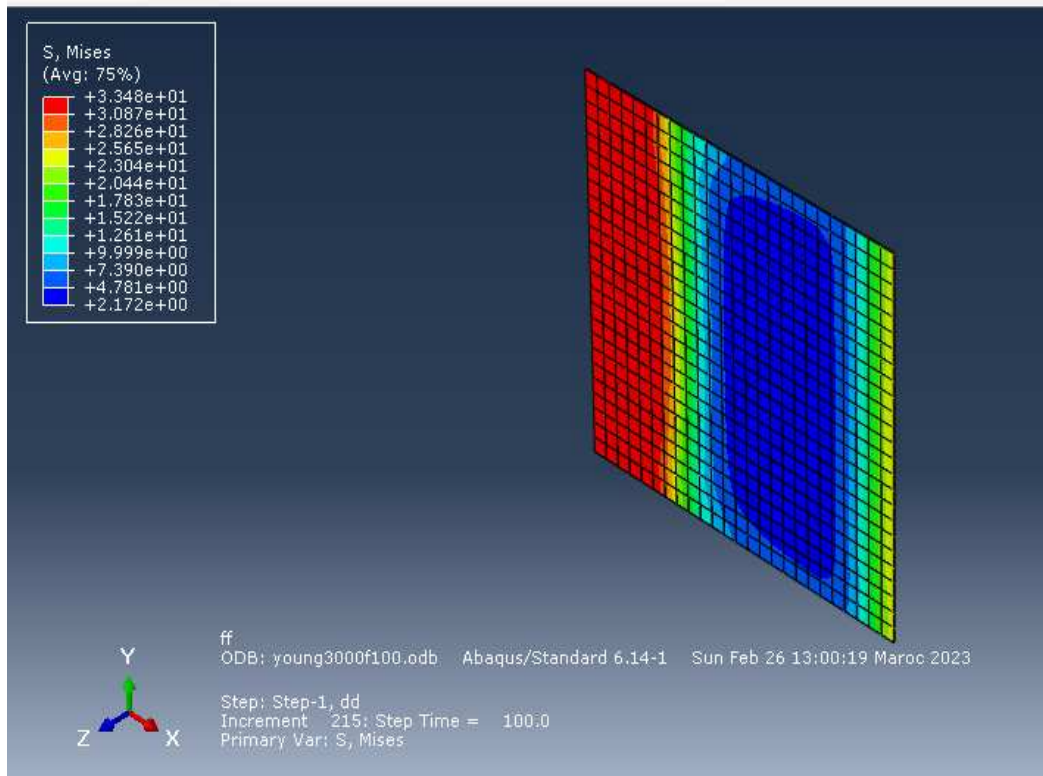


Figure III. 5 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif

Nous avons fait une étude paramétrique en variant la force appliquée, le module de Young et l'épaisseur de l'adhésif afin de voir l'influence de ces paramètres sur la distribution des contraintes dans le joint adhésif.

La figure III-6 présente la distribution des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un module d'élasticité de l'adhésif de 3000 MPa, une épaisseur de l'adhésif 0,1mm et pour différentes forces appliquées (50 N, 100 N et 200 N). On remarque sur cette figure que l'augmentation de la force induit une augmentation des contraintes dans l'adhésif. En effet, l'étendue de la contraintes maximales (couleur rouge) augmente considérablement avec l'augmentation de la force appliquée. Ce ci s'explique par le fait qu'en augmentant la force appliquée, l'absorption des contraintes par l'adhésif est plus importante.

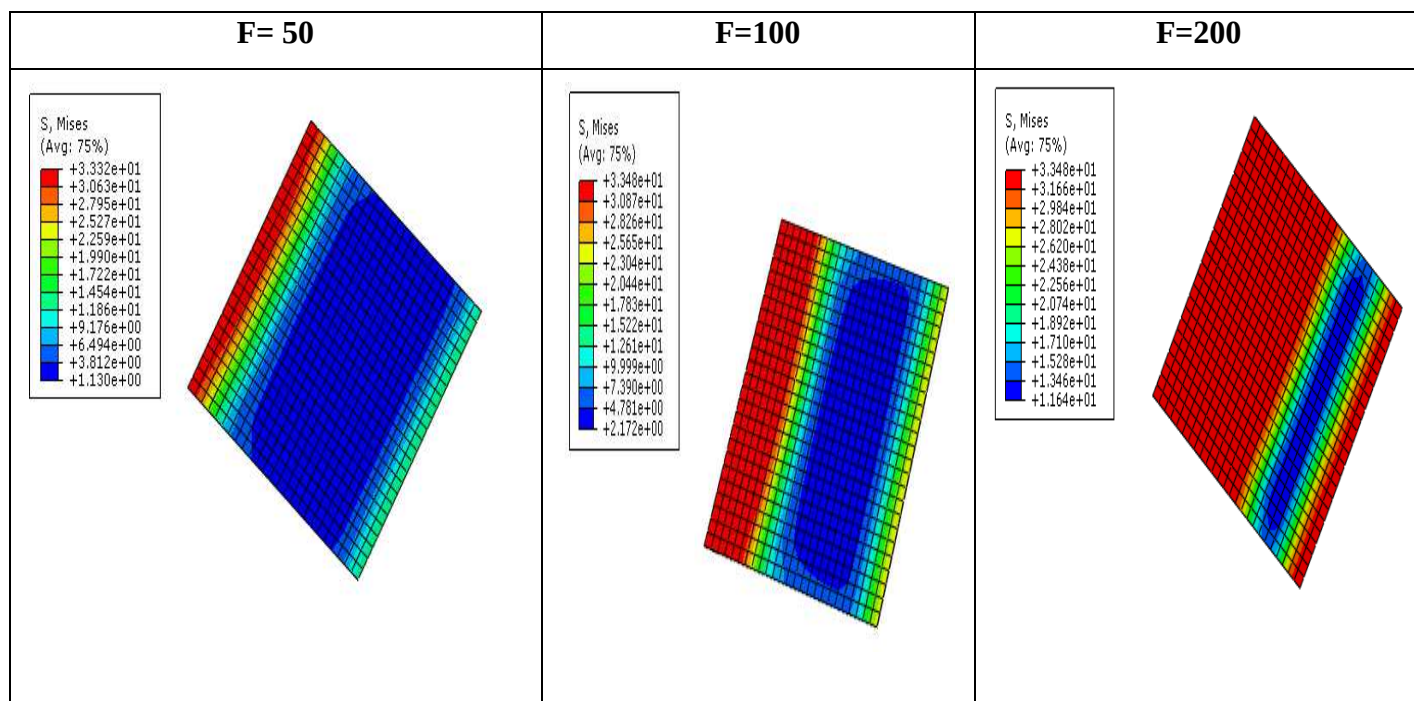


Figure III. 6 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un module de young $E_a=3000$ Mpa

Sur la figure III-7 nous avons présenté les contraintes de Von Mises pour différentes forces appliquées (50,100 et 200 N) , un module de Young de 4500 MPa et épaisseur de 0,1 mm pour l'adhésif. On remarque une légère augmentation de la contraintes maximales dans l'adhésif. Avec module de Young plus élevé, l'adhésif absorbe plus de contraintes

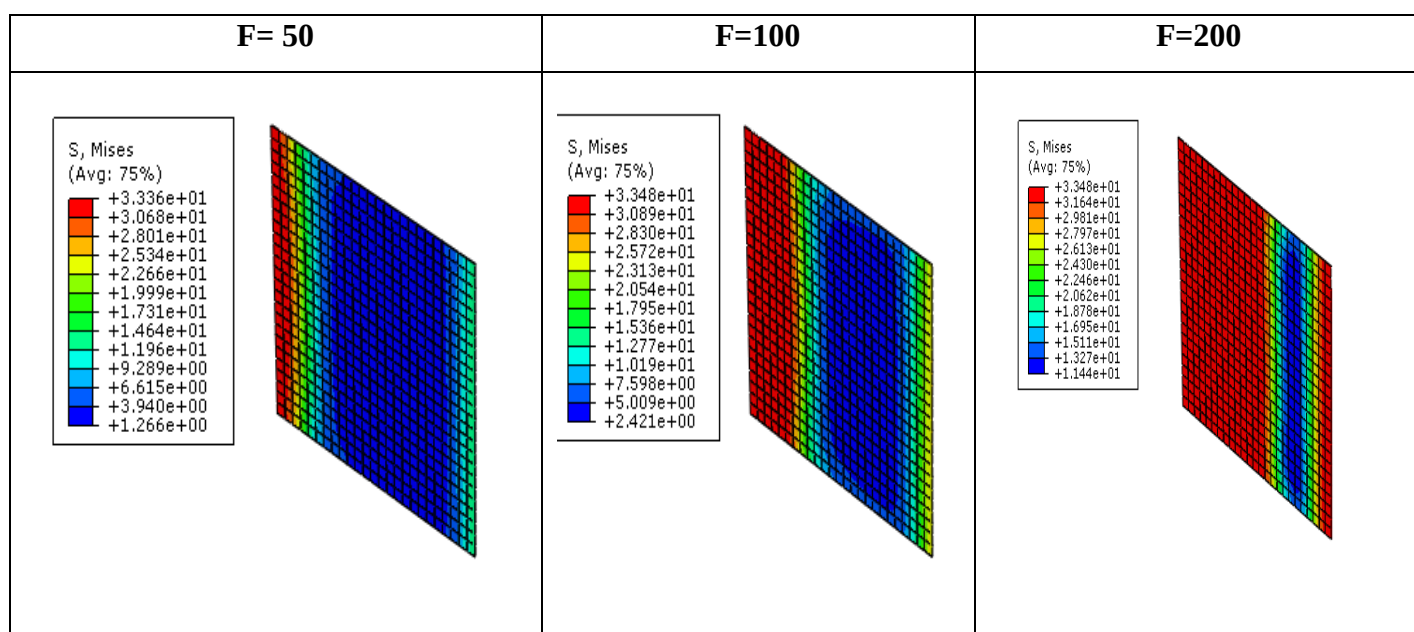


Figure III. 7 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa

La figure III-8 présente la distribution des contraintes de Von-Mises dans l'adhésif pour une épaisseur de l'adhésif de 0.1 mm MPa, un module de Young de l'adhesif de 3000 et pour différentes forces appliquées (50,100 et 200 N). On remarque sur cette figure que l'augmentation de la force induit une augmentation des contraintes dans l'adhésif. L'étendu de la contraintes maximales (couleur rouge) augmente lorsque la force appliquée augmente .

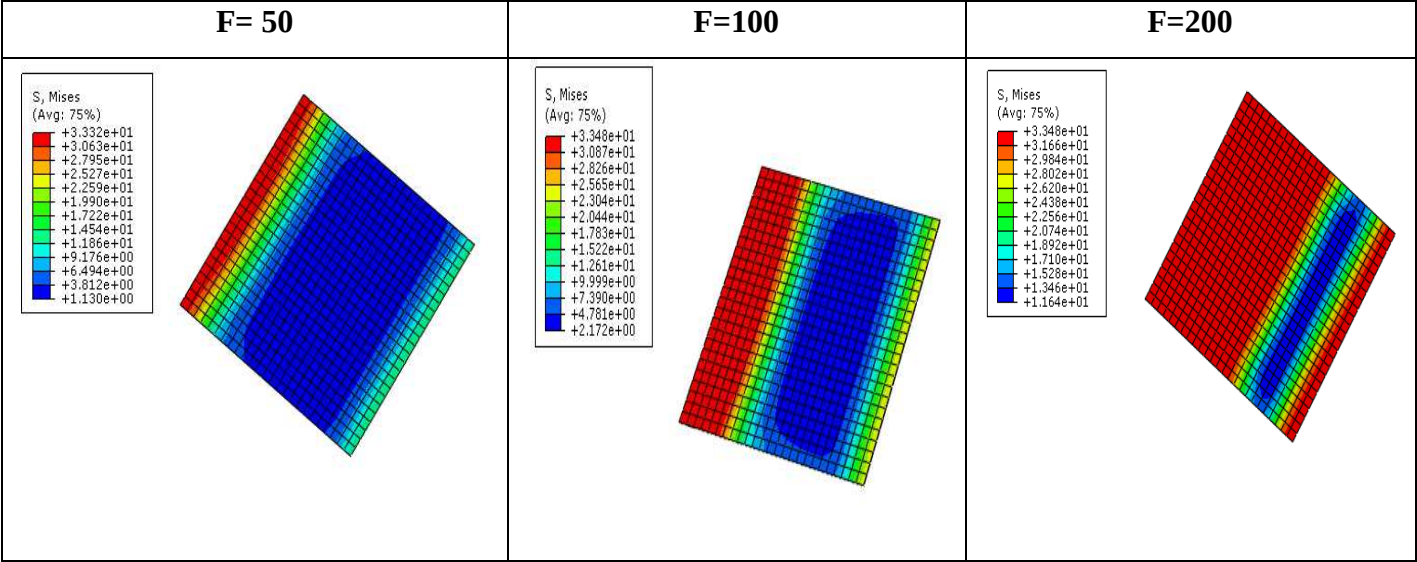


Figure III. 8 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l’adhésif pour un épaisseur de la colle ep=0.10 mm

Sur la figure III-9 nous avons présenté les contraintes de Von Mises pour différentes forces appliquées (50,100 et 200 N) et une épaisseur de l'adhésif de 0.25 mm. On remarque une légère augmentation de la contraintes maximales dans l'adhésif. Avec une épaisseur élevée celui ci absorbe plus de contraintes.

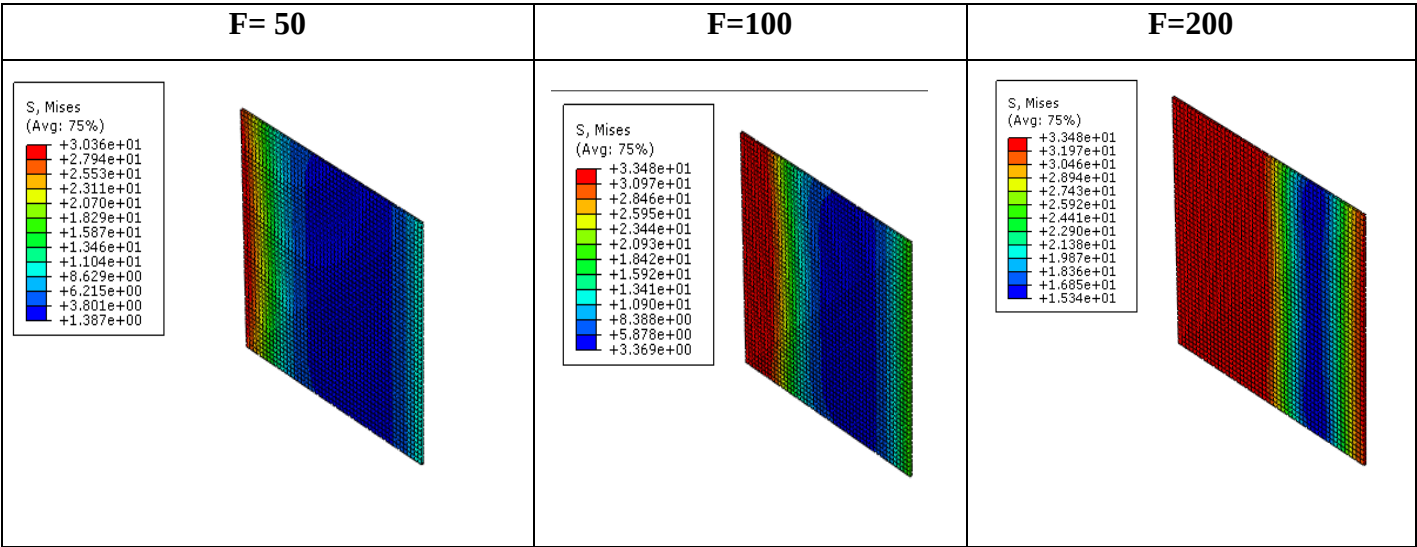


Figure III. 9 Répartition des contraintes de Von-Mises dans l’adhésif pour un épaisseur de la colle ep=0.25 mm

Sur la figure III-10 , la distribution des contraintes de cisaillement S_{12} dans l'adhésif est présenté avec un module de Young de 3000 MPa , une épaisseur de 0.1 mm et un module de young de 3000 et pour différentes forces appliquées (50, 100, 200 N). On remarque que la contraintes de cisaillement maximale est localisée au bord de la surface de recouvrement c'est à dire que le risque de décollement est élevée au niveau de la surface de recouvrement. Le décollement peut se propager le long de cette surface.

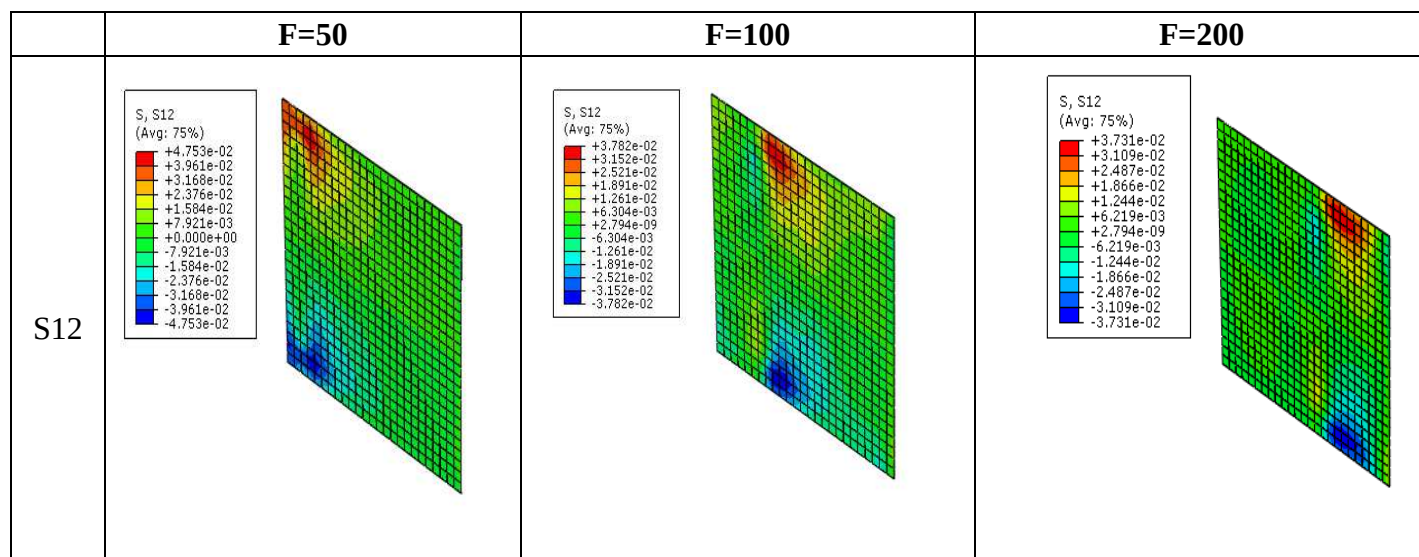


Figure III. 10 Répartition de la contrainte de cisaillement (S_{12}) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=3000$ Mpa

En augmentant le module d'élasticité à 4500 MPa (Figure III-11), on remarque que l'étendue de la contraintes maximales augmente aussi

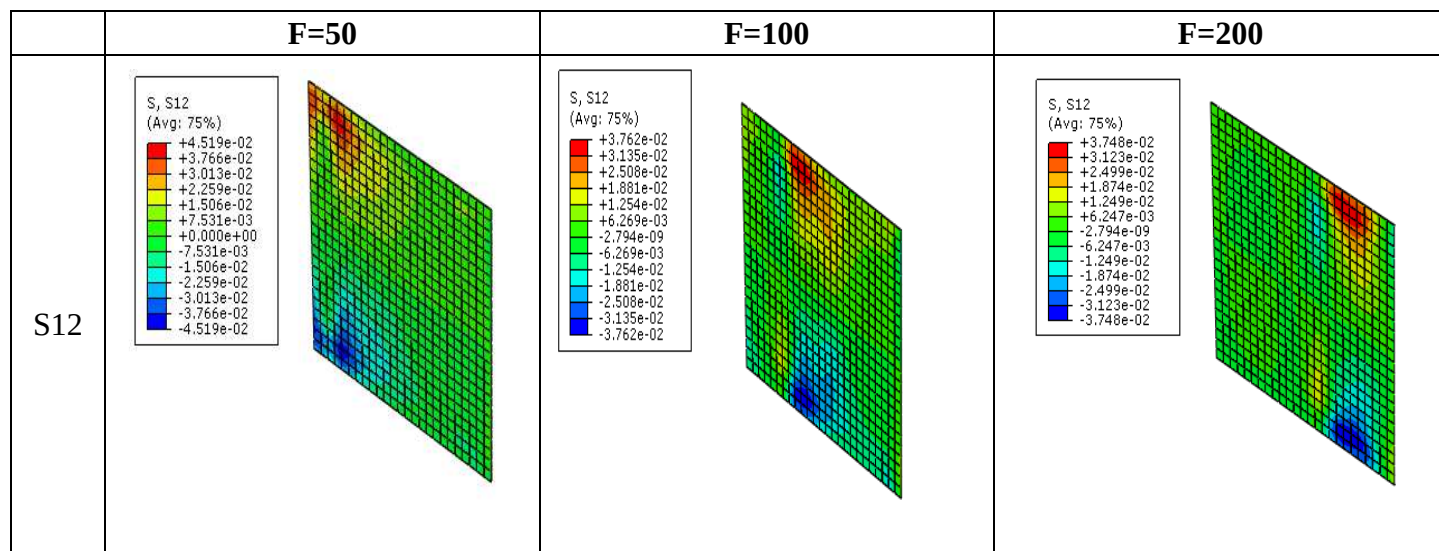


Figure III. 11 : Répartition de la contrainte de cisaillement (S_{12}) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa

Sur la figure III-12, la distribution des contraintes de cisaillement S_{12} dans l'adhésif est illustrée. L'adhésif possède un module de Young de 3000 MPa, une épaisseur de 0,1 mm, et le même module de Young est utilisé pour différentes forces appliquées, à savoir 50, 100 et 200 N.

On observe que la contrainte de cisaillement maximale est localisée au bord de la surface de recouvrement. Cela indique que le risque de décollement est plus élevé à cet endroit, car la contrainte y est la plus importante. De plus, le décollement peut se propager le long de cette surface, ce qui souligne l'importance de surveiller cette zone lors de l'utilisation de l'adhésif.

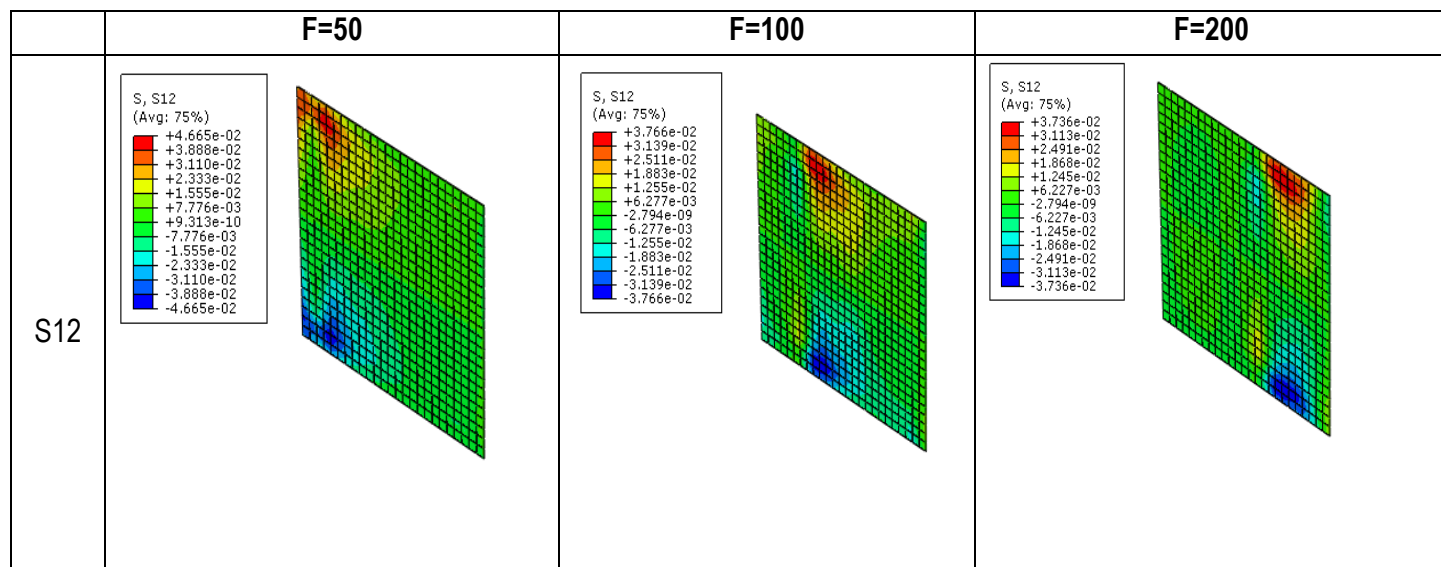


Figure III. 12 : Répartition de la contrainte de cisaillement (S_{12}) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,10 mm

« En augmentant l'épaisseur de l'adhésif à 0,25 mm (voir Figure III-13), on observe également une extension de la contrainte maximale. »

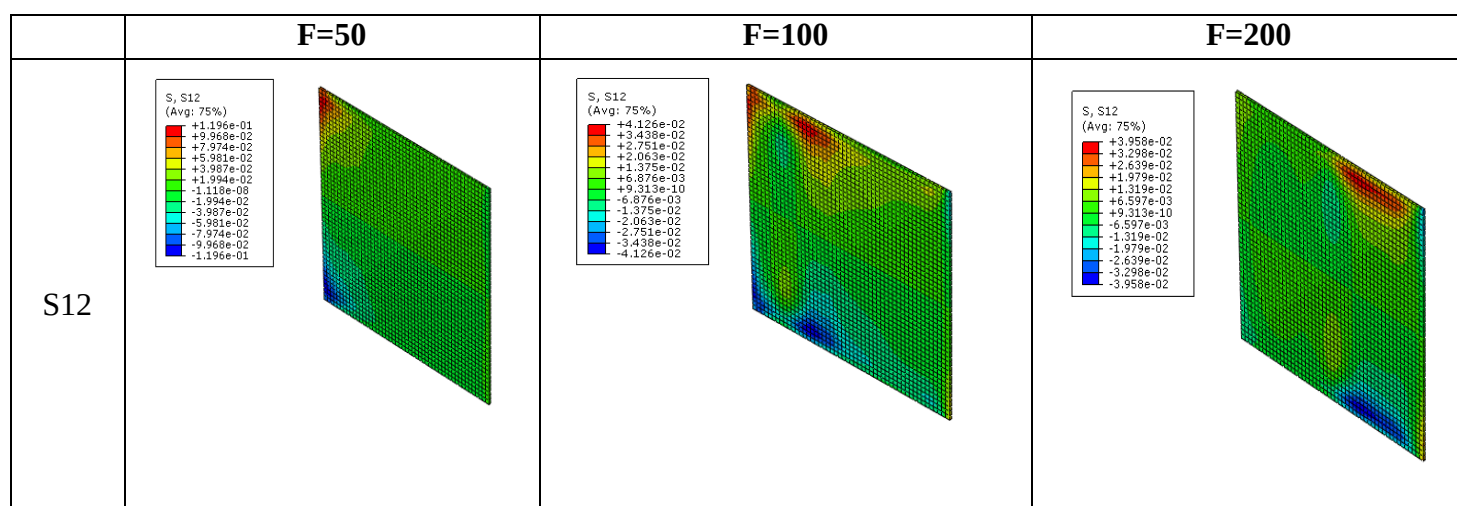


Figure III. 13 : Répartition de la contrainte de cisaillement (S_{12}) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,25 mm

La figure III-14 présente la distribution des contraintes de pelage (S33) dans la couche adhésive pour un module de Young de 3000 MPa et pour différentes forces (50,100, 200 N) avec l'épaisseur de l'adhésif 0,1 mm. Cette contraintes elle est très importante puisqu'elle prédise le risque de décollement par pelage. On remarque sur la figure III-14 que les contraintes maximales sont concentrées au bord de la couche adhésive ce qui montre que le risque de rupture par pelage est maximale au niveau de cette zone. En plus , on peut aussi remarquer que la contraintes maximales de pelage peut facilement dépasser la résistance à la traction de l'adhésif ce qui augmente le risque de rupture de l'adhésion. La force appliquée a un effet sensible sur la distribution des contraintes de pelage.

En augmentant le module de Young de l'adhésif à 4500 MPa (figure III-15) on remarque un effet similaire.

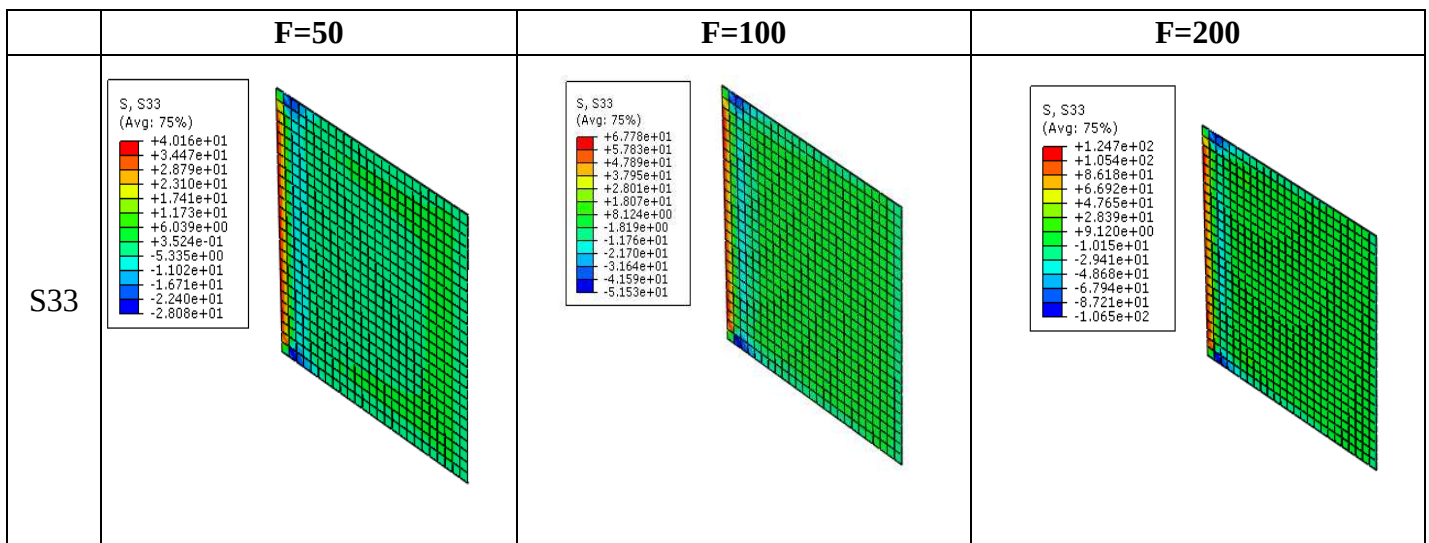


Figure III. 14 Répartition de la contrainte normale(S33) pour un module de young $E_a=3000$ Mpa

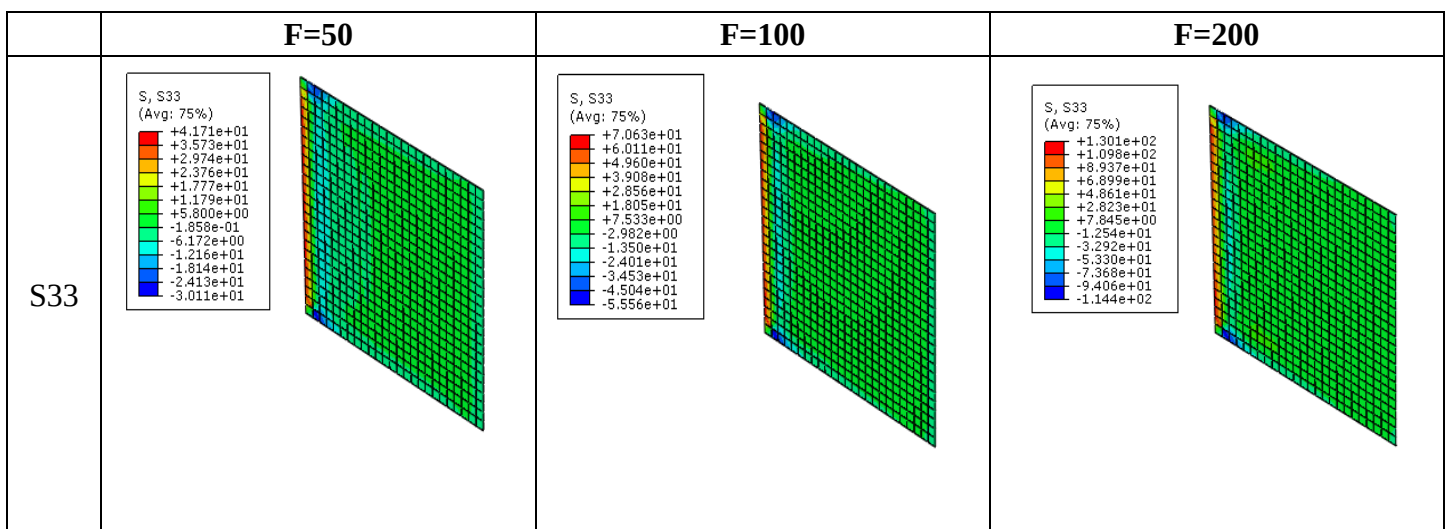


Figure III. 15 : Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un module de young $E_a=4500$ Mpa

La figure III-16 illustre la distribution des contraintes de pelage (S33) au sein de la couche adhésive, pour un module de Young de 3000 MPa, et pour différentes forces appliquées (50, 100, 200 N), avec une épaisseur d'adhésif de 0,1 mm. Ces contraintes sont particulièrement importantes car elles permettent d'évaluer le risque de décollement par pelage. On observe sur cette figure que les contraintes maximales se concentrent au niveau du bord de la couche adhésive, ce qui indique que le risque de rupture par pelage est le plus élevé dans cette zone. De plus, il est notable que ces contraintes maximales peuvent facilement dépasser la résistance à la traction de l'adhésif, augmentant ainsi le risque de rupture de l'adhésion. La force appliquée influence de manière significative la distribution des contraintes de pelage.

En augmentant l'épaisseur de l'adhésif à 0,25 mm (figure III-17), un effet similaire est observé.

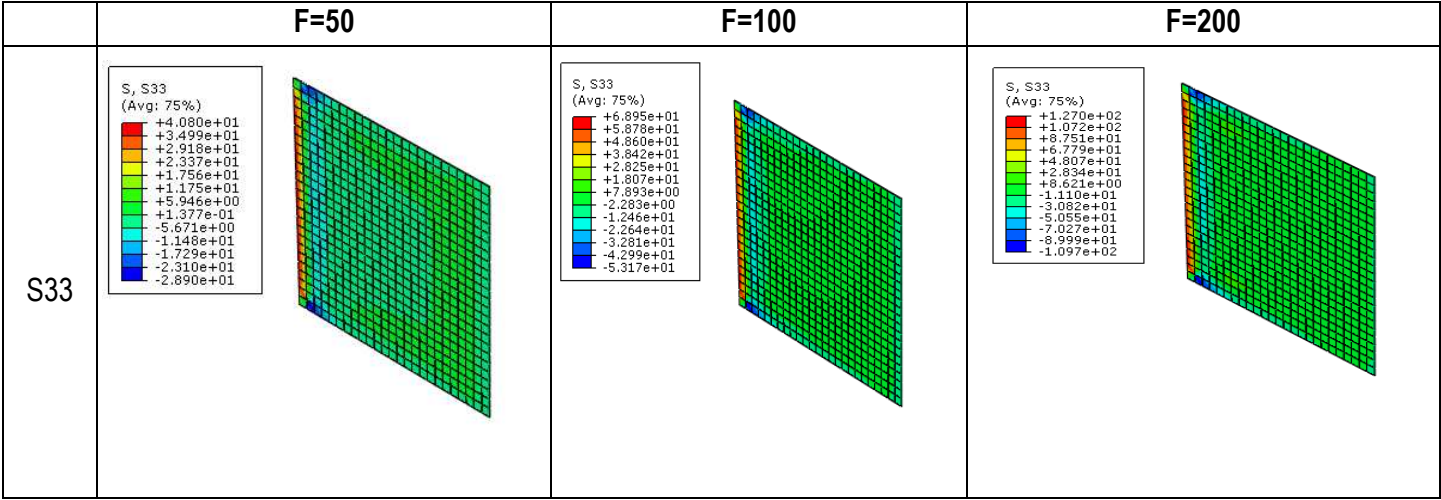


Figure III. 16 : Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,10 mm

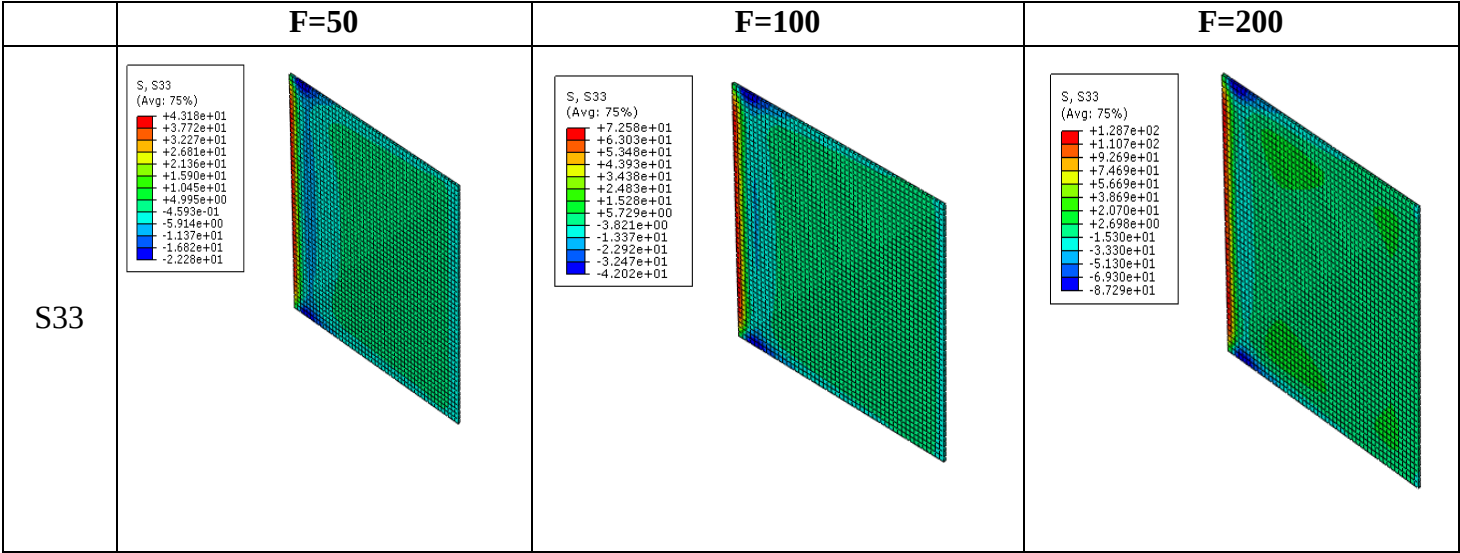


Figure III. 17 : Répartition de la contrainte normale(S33) dans l'adhésif pour un épaisseur de la colle 0,25 mm

III.8 Conclusion

Notre étude se concentre sur une analyse par éléments finis et de modéliser un modèle précis d'un prototype physique. Ce modèle inclut tous les nœuds, éléments, propriétés des matériaux, constantes, conditions aux limites, et autres caractéristiques nécessaires pour représenter fidèlement le système réel.

L'objectif ultime est de voir l'impact des paramètres globaux (charge, surface de collage, propriétés mécaniques) sur le comportement local, notamment à l'interface entre substrat et colle dans un assemblage collé en traction. Ainsi d'obtenir des informations sur les phénomènes locaux tels que le pelage, le cisaillement, la délamination ou la rupture, en utilisant un comportement élastoplastique pour la colle et élastique pour l'aluminium et le composite.

CHAPITRE IV
APPLICATION DU COLLAGE A LA
REPARATION DE LA STRUCTURE
FISSUREE

IV-I Introduction

Ce travail propose d'étudier numériquement l'effet de l'amplitude de surcharge sur l'efficacité des réparations composites collées, en utilisant des alliages d'aluminium 2024 T3 et 7075 T6. L'objectif est de mieux comprendre comment ces surcharges influencent la durée de vie en fatigue des structures réparées

IV-2 Dispositif expérimental

Des éprouvettes de fatigue de type SENT avec une encoche en V ont été fabriquées à partir de feuilles d'alliage d'aluminium 2024 T3 et 7075 T6, dont les dimensions sont indiqués à la figure IV 1. Ces éprouvettes ont été soumises à une charge de fatigue sur une machine Instron (capacité de 100 KN) pour la préfissuration, atteignant une longueur de fissure de 3 mm.

Des plaques unidirectionnelles en carbone/époxy, composées de huit 8 couches de fibres de carbone pré-imprégnées de résine époxy, ont été fabriquées. Ces plaques composites, mesurant 50x50x1,5 mm, ont été découpées pour servir de patches de réparation pour les plaques d'aluminium fissurées. Les composites ont été collés sur une seule face de l'échantillon d'aluminium à l'aide de l'adhésif structurel époxy Araldite 2012, un adhésif à deux composants qui durcit à température ambiante. Les dimensions de la plaque métallique et de l'assemblage composite sont indiquées dans la figure IV.1. Le tableau 1 présente les caractéristiques élastiques des alliages d'aluminium, du matériau composite et de l'adhésif. Les assemblages de plaques et de patches ont ensuite été soumis à une charge de fatigue selon les historiques de charge suivants :

✓ CAL : (Charge d'amplitude constante) : Appliqué jusqu'à la rupture totale sur des spécimens non patchés . Une contrainte maximale de 70 MPa est appliquée avec un rapport de charge $R=$ de 0,1. Cette contrainte représente environ 20 % de la limite d'élasticité de l'alliage 2024 -T3 et environ 13% de celle de l'alliage d'aluminium 7075-T6.

✓ CAL+P:(Charge d'amplitude constante + patch) : Appliqué à la rupture totale des échantillons réparés, en utilisant les mêmes conditions de chargement.

✓ CAL+OL : (charge d'amplitude constante + surcharge d'un cycle) :Appliqué aux plaques non réparées. La contrainte maximale constante de CAL est de 70 MPa avec $R=$ 0,1, suivie d'une surcharge unique appliquée à $a=$ **3 mm**. Trois amplitudes de surcharge ont été testées : **90 MPa, 120 MPa et 140 MPa (voir annex)**

✓ CAL+P+OL: (Chargement constant+ surcharge sur plaque réparée). Les mêmes conditions de chargement que dans l'essai CAL sont appliquées, ainsi que les mêmes amplitudes de surcharge.

La surcharge a été appliquée à une longueur de fissure de 3mm après le colmatage. Pour analyser le comportement en fatigue pour chaque cas de charge, les surfaces de rupture des échantillons réparés soumis à une surcharge ont été examinées à l'aide d'un microscope électronique à balayage (MEB) JEOL JSM-6610LV. La surveillance des fissures (mesure de la longueur des fissures) a été effectuée à l'aide d'une caméra fixée sur la machine de fatigue. Les courbes de durée de vie en fatigue corrélant la taille de la fissure (a) au nombre de cycles de chargement (N) ($a=f(N)$) ont été tracées pour chaque essai de fatigue.

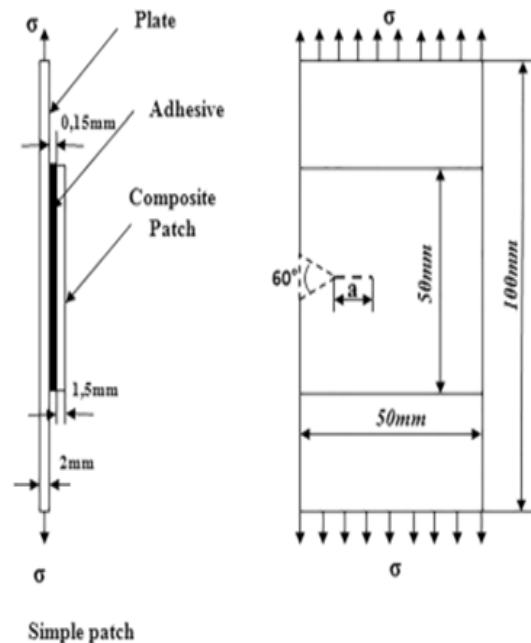


Figure IV 1 : Modèle géométrique de l'assemblage (plaque d'aluminium, pièce composite et adhésif

IV-3. Modèle d'éléments finis

Nous avons utilisé le logiciel Abaqus pour modéliser l'évolution du contour de la zone plastique derrière la fissure d'une plaque d'aluminium patchée avec un patch composite. Le modèle géométrique utilisé pour la simulation FE est présenté dans la figure IV.1. Il se compose d'une plaque d'aluminium à encoche en V en 2024 T3 ou 7075 T6 assemblée avec une pièce rectangulaire en carbone/époxy qui présente une encoche en V de mêmes dimensions. La pièce couvre la totalité de la plaque, et l'encoche de la pièce composite est précisément alignée sur celle de la plaque d'aluminium. Un adhésif époxy (Araldite 2012) est utilisé pour coller la plaque d'aluminium et le composite.

Les dimensions de la plaque d'aluminium, du patch et de l'adhésif sont indiquées dans la figure IV 1.

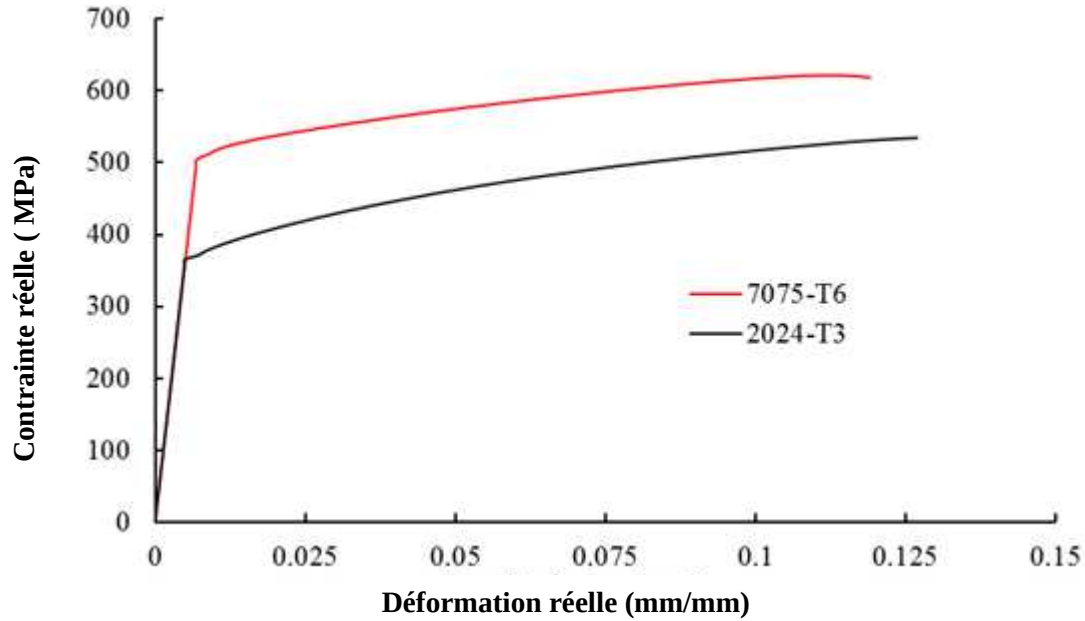


Figure IV 2 : Courbes contrainte-déformation de l'Al2024 T3 et de l'Al 7075 T6 [132]

La plaque d'Aluminium et l'adhésif sont modélisés comme matériaux élastiques-plastiques et le composite est considéré comme élastique orthotrope. Les courbes de traction de l'Al 2024 T3 et de l'Al 7075 T6 sont présentées dans la figure IV 2, et la courbe contrainte-déformation de l'adhésif est présentée dans la figure IV 3. Les caractéristiques élastiques des matériaux utilisés sont résumées dans le tableau 1. La plaque d'aluminium est soumise à une charge de traction de deux amplitudes : 70 MPa et 140 MPa.

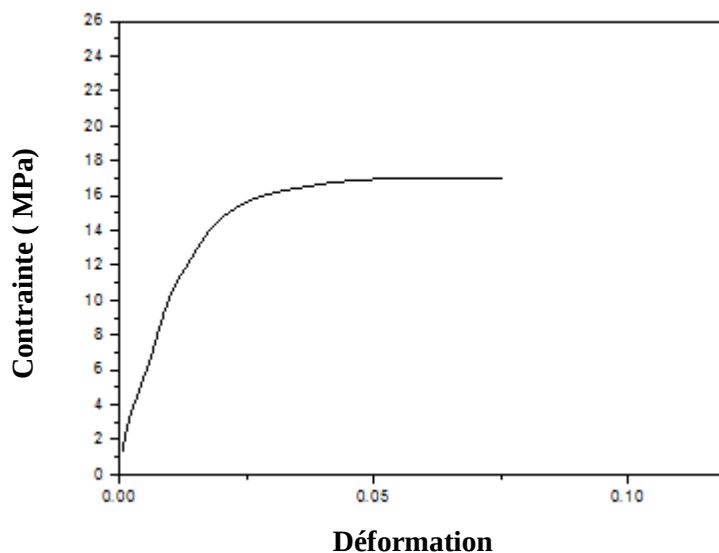


Figure IV 3 : Courbe contrainte-déformation de l'adhésif époxy Araldite 20212 [132]

Nous avons utilisé le code FEA Abaqus pour effectuer l'analyse numérique. Le modèle FE est composé de trois sous-couches : L'échantillon d'aluminium avec une fissure, la couche adhésive et le patch carbone/époxy. Les couches ont été maillées séparément à l'aide d'éléments de briques à 20 nœuds, un maillage similaire étant appliqué à toutes les surfaces de contact. Le composite a été modélisé à l'aide d'éléments de briques avec un comportement élastique orthotrope, tandis que l'adhésif a été modélisé à l'aide d'éléments d'adhésif. Pour garantir des calculs précis près du front de la fissure, le maillage a été affiné dans cette région.

Le modèle se compose de 17 128 éléments : 12 316 éléments pour la plaque d'aluminium et 31 208 éléments pour la pièce composite. La couche adhésive contient 1 704 éléments.

La figure IV 4 montre le modèle de maillage FE pour l'ensemble de la structure et la zone de fissure.

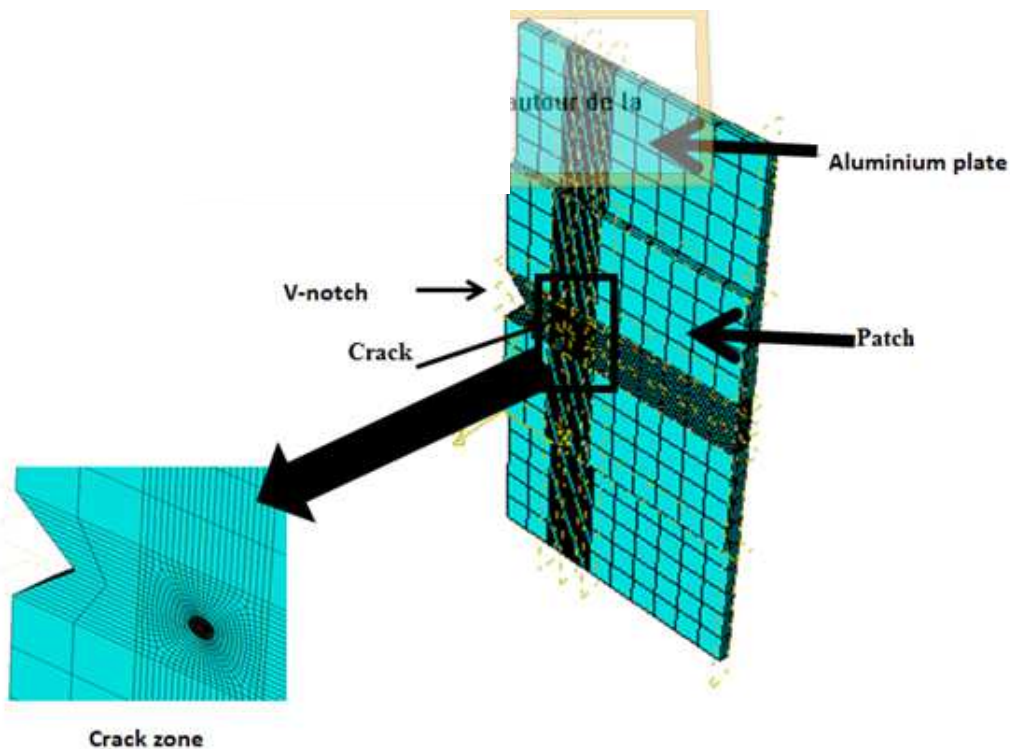


Figure IV 4 : Modèle de maillage typique de l'assemblage et de la région de la fissure

Pour tenir compte du comportement non Linéaire des matériaux, nous avons appliqué le critère de plasticité de Von-Mises, y compris la théorie de la plasticité incrémentale. Les équations non linéaires de la FE ont été résolues avec la méthode itérative de Newton-Raphson, un maximum de 100 étapes a été utilisé avec des incréments de 10,5 et 1. La zone plastique est définie par les nœuds où la déformation dépasse le seuil élastique.

Propriétés	Matériaux			
	Al 7075-T6	Al 2024-T3	Carbone/Epoxy	Adhésif (Araldite)
Module d'Young longitudinal (GPa)	71,7	72,4	130	2,52
Module d'young transversal (GPa)	71,7	72,4	9	2,52
Rapport de poisson longitudinal	0,33	0,33	0,33	0,36
Rapport de poisson transversal	0,33	0,33	0,03	0,36
Dureté, HV	39,1	29,5		
Allongement à la rupture (%)	10	18		
Module de cisaillement (GPa)	28	26,9		0,954
Limite d'élasticité (MPa)	503	370		

Tableau IV.1 : Les caractéristiques élastiques des matériaux

IV-4 Discussion et résultats

IV 4.1 Analyse expérimentale

IV 4.1.1 Comportement à la fatigue des plaques d'Aluminium non réparées

La figure IV 5 présente les données relatives à la durée de vie en fatigue de deux plaques non réparées : l'une fabriquée en alliage d'aluminium 2024 T3 et l'autre en alliage d'aluminium 7075 T6, soumises à une charge d'amplitude constante (CAL) jusqu'à la rupture totale. Il est évident que l'alliage 2024 T3 présente une meilleure résistance à la traction par fatigue que l'alliage 7075 T6. La plus longue durée de vie en fatigue de l'alliage 2024 T3 est attribuée à sa plus grande ductilité, qui améliore sa résistance à la propagation des fissures. Comme le montre la figure IV 5, la différence relative de résistance à la fatigue entre les deux alliages pour les échantillons non réparés est d'environ 34 %. Cette différence est principalement due à la plasticité. La plus grande ductilité du 2024 T3 se traduit par une zone plastique plus large, conduisant à un émoussement plus important du front de fissure, ce qui ralentit la propagation de la fissure et, à son tour, prolonge la durabilité de la fatigue de l'aluminium 2024 T3.

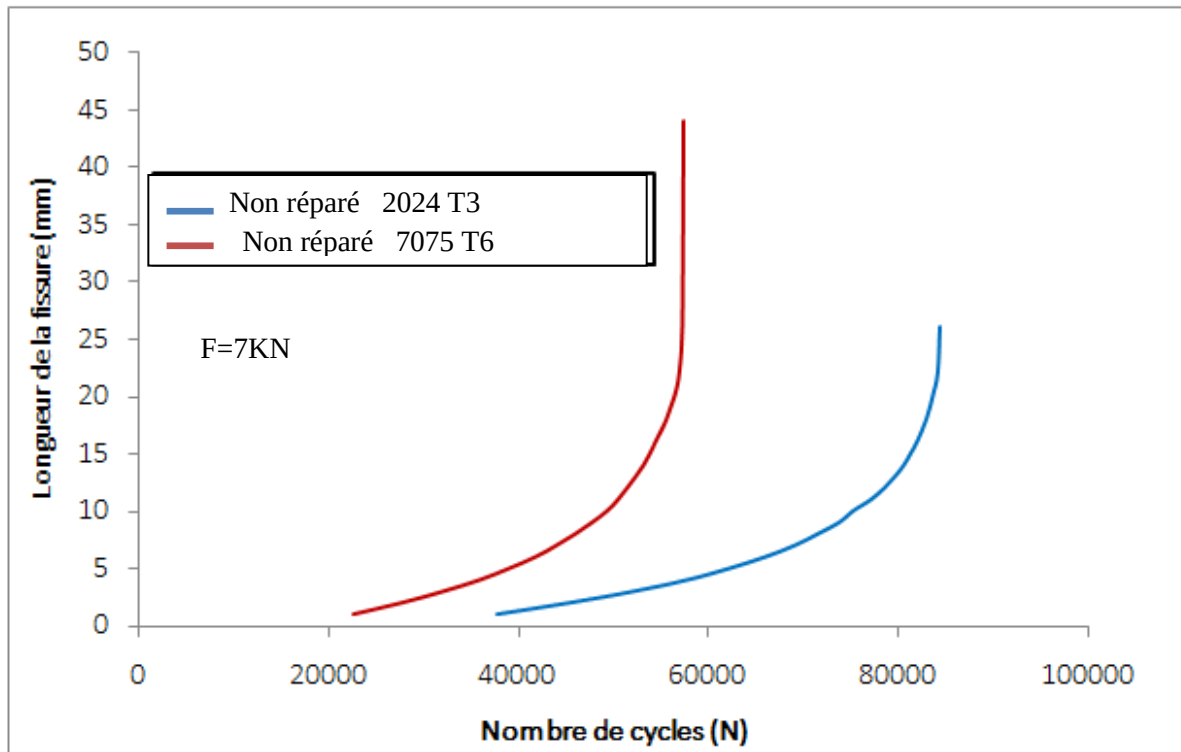


Figure IV 5 : Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL sans OL

La figure IV 6 illustre les courbes de résistance à la fatigue d'échantillons non réparés sous CAL, avec l'ajout d'une surcharge unique appliquée à une longueur de fissure de 3 mm (CAL+OL). L'amplitude de la surcharge étant de 90 MPa (9KN) pour les deux alliages d'aluminium. Les résultats montrent clairement que la surcharge améliore la durée de vie en fatigue de l'alliage 2024 T3, tandis que la durée de vie en fatigue de l'alliage 7075 T6 reste pratiquement inchangée. Pour cette magnitude de surcharge (90 MPa), l'effet de retardement de la propagation des fissures dû à la surcharge n'est perceptible que pour le 2024 T3. Dans le cas du 7075 T6, la surcharge appliquée est insuffisante pour générer une zone plastique suffisamment grande pour ralentir de manière significative la propagation des fissures.

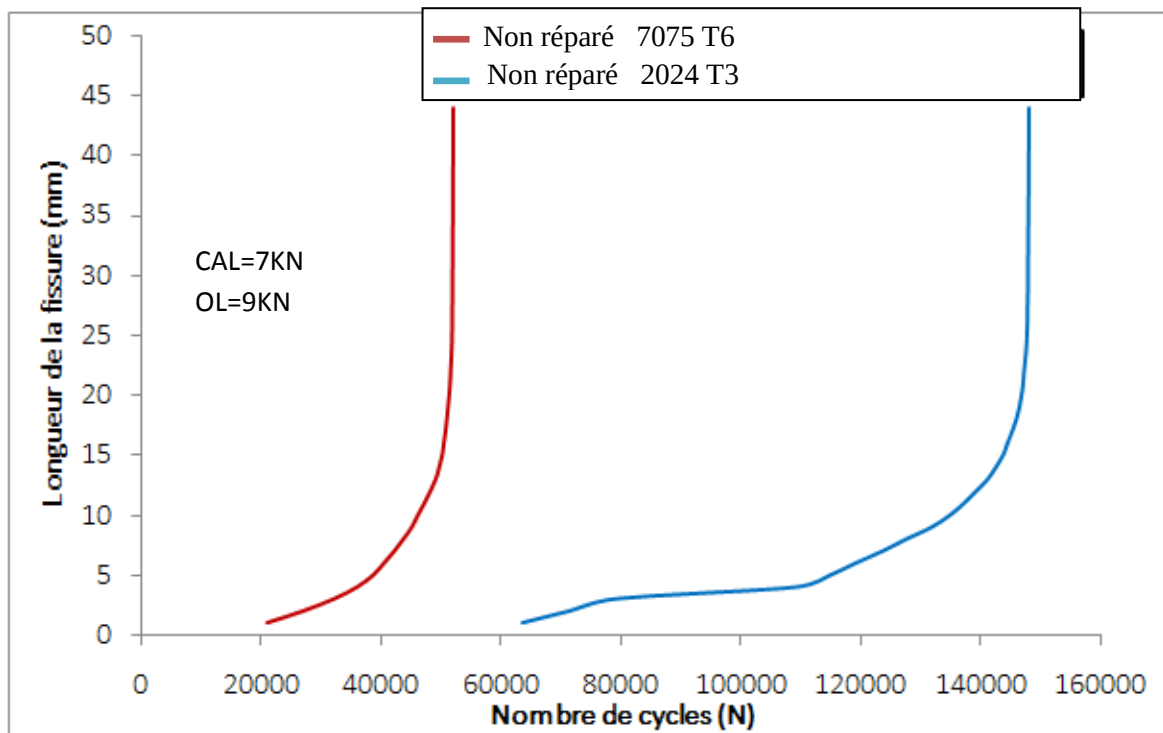


Figure IV 6 : Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL+OL (9KN)

L'augmentation de l'amplitude de la surcharge à 14 KN (140 MPa) accentue le retard dans la propagation des fissures dû à la surcharge pour l'Al 2024 T3, comme le montre la figure IV 7.

Pour cet alliage, la durée de vie augmente de 85% lorsque l'amplitude de la surcharge est de 14 KN. En revanche, l'augmentation de la durée de vie pour l'alliage Al 7075 T6 est moins importante, avec seulement 20%. Ceci est principalement dû à la ductilité élevée de l'alliage 2024 T3. L'amplitude de la surcharge (140MPa) représente 43% de la limite d'élasticité de cet alliage (324 MPa), alors que pour l'alliage 7075 T6, cette amplitude ne représente que 27% de la limite d'élasticité (503MPa). L'amélioration de la durée de vie en fatigue de l'alliage 2024 T3 est évidente, ce qui peut être attribué à la plastification importante autour du front de la fissure.

Cette plastification entraîne soit un effet de fermeture des lèvres de la fissure, soit un émoussement du front de la fissure, ce qui stoppe momentanément la propagation de la fissure.

Laird [133] a été le premier à expliquer l'apparition de ces stries par une succession d'émoussement et d'aiguillages dus à la plasticité. Pour comprendre le mécanisme du modèle de propagation de Laird, nous allons suivre l'évolution des faces de fissures au cours d'un cycle de fatigue (charge+surcharge) (figure IV-8). Au début du chargement, les faces sont déplacées par une simple ouverture élastique. Au fur et à mesure que la charge augmente, une zone plastique apparaît à la pointe de la fissure, et cette zone commence à s'étendre. Du fait de cette plasticité, la fissure commence à s'émousser au fur et à mesure que la charge augmente.

Ceci s'accompagne de la création de nouvelles surfaces dues à la plasticité. Au début de la décharge, la fissure se referme élastiquement, et comme les champs semi-éloignés sont élastiques, à charge nulle, la déformation imposée à la zone plastique est nulle. L'extrémité de la fissure subit donc une déformation plastique en retour, qui se produit en fin de cycle lorsque la fissure est presque fermée et ne peut pas compenser exactement la déformation plastique qui s'est produite lorsqu'elle était ouverte. La fissure se propage, de sorte que la longueur de la fissure est approximativement égale au rayon de la zone émoussée. Pour ce mécanisme de propagation, l'extension de la fissure est le résultat de la déformation plastique cyclique à la pointe de la fissure, et le comportement plastique cyclique du matériau joue donc un rôle important dans la propagation de la fissure.

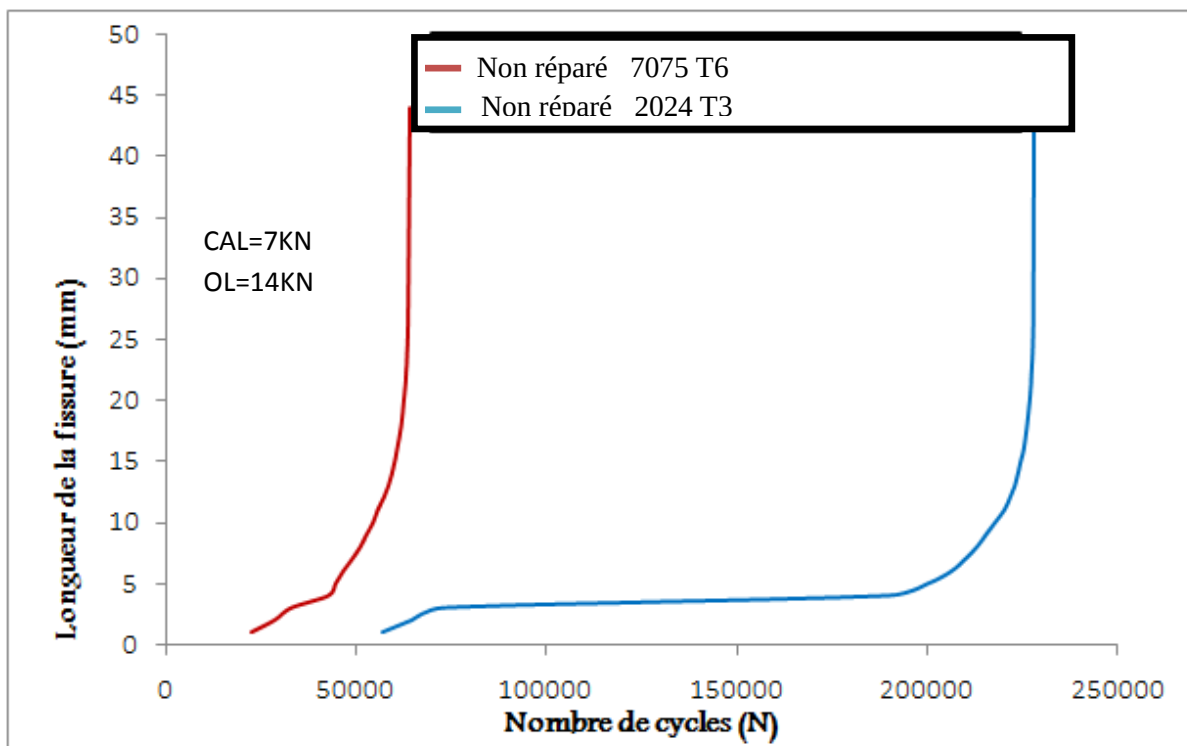


Figure IV 7 : Durée de vie en fatigue de plaques d'aluminium non réparées sous CAL+OL (14 KN)

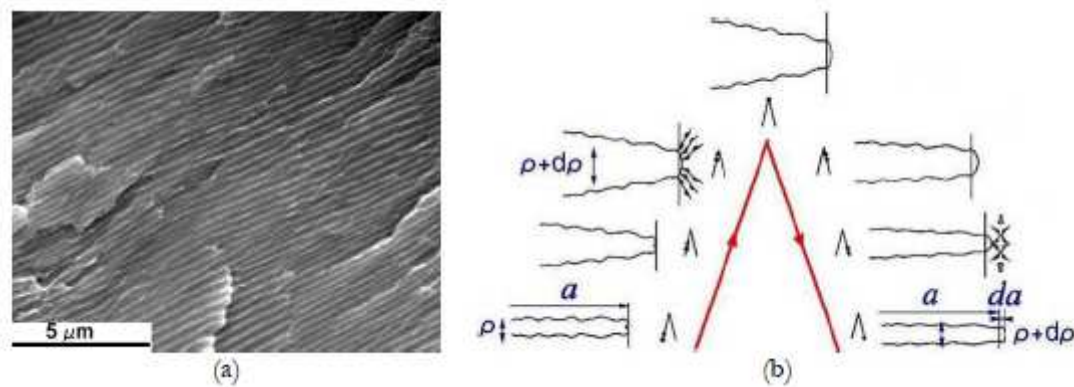


Figure IV8 : évolution des faces de la fissure au cours d'un cycle de fatigue (charge+surcharge) [133]

(a) stries observées sur une surface de fracture de fatigue,(b) et mécanismes de propagation par émoussissement et affûtage de la pointe de la fissure[133]

IV-4.1.2 Comportement à la fatigue des plaques d'Aluminium réparées soumises à une surcharge

La figure IV9 montre la variation des courbes de résistance à la fatigue pour les plaques réparées des deux alliages d'aluminium, soumises à CAL+P. Il est évident que la pièce composite améliore de manière significative la durée de vie en fatigue des plaques réparées, quel que soit l'alliage d'aluminium utilisé. Plus précisément, pour l'alliage 2024 T3, la durée de vie en fatigue est passée de 85 000 cycles (échantillons non réparés) à 180 000 cycles après réparation, ce qui représente une amélioration de 2,1 fois. De même, pour l'alliage 7075 T6, la durée de vie en fatigue est passée de 57 000 cycles à 75 000 cycles, soit une amélioration de 1,3 fois. Ces résultats confirment que la réparation par pièce composite améliore la durée de vie en fatigue des deux alliages en transférant la charge de la plaque réparée au composite par l'intermédiaire de l'adhésif.

Même avec le patch de réparation en place, l'aluminium 2024 T3 présente toujours une durée de vie en fatigue plus longue, ce qui souligne le rôle critique de la ductilité et de la plasticité, même avec des réparations composites. Le composite étant plus rigide que l'aluminium, il a tendance à absorber les contraintes de la plaque d'aluminium, en particulier les contraintes élevées autour de la face de la fissure, ce qui entraîne un pont de contrainte à travers la couche d'adhésif. La réduction des contraintes dans la plaque d'aluminium retarde la propagation du front de la fissure, ce qui augmente la durée de vie en fatigue de la plaque réparée. Cette augmentation de la durée de vie en fatigue dépend des propriétés mécaniques de la pièce, de l'adhésif et des propriétés géométriques de la plaque d'aluminium, de la pièce composite et de l'adhésif

Lorsque la ductilité du matériau réparé est plus importante , les niveaux de contrainte sont plus élevés, ce qui entraîne un transfert de contrainte plus important de la plaque réparée vers la pièce composite.

Cela augmentera certainement l'efficacité de la réparation. Ce comportement explique pourquoi les performances de réparation sont meilleures pour l'alliage d'aluminium 2024 T3.

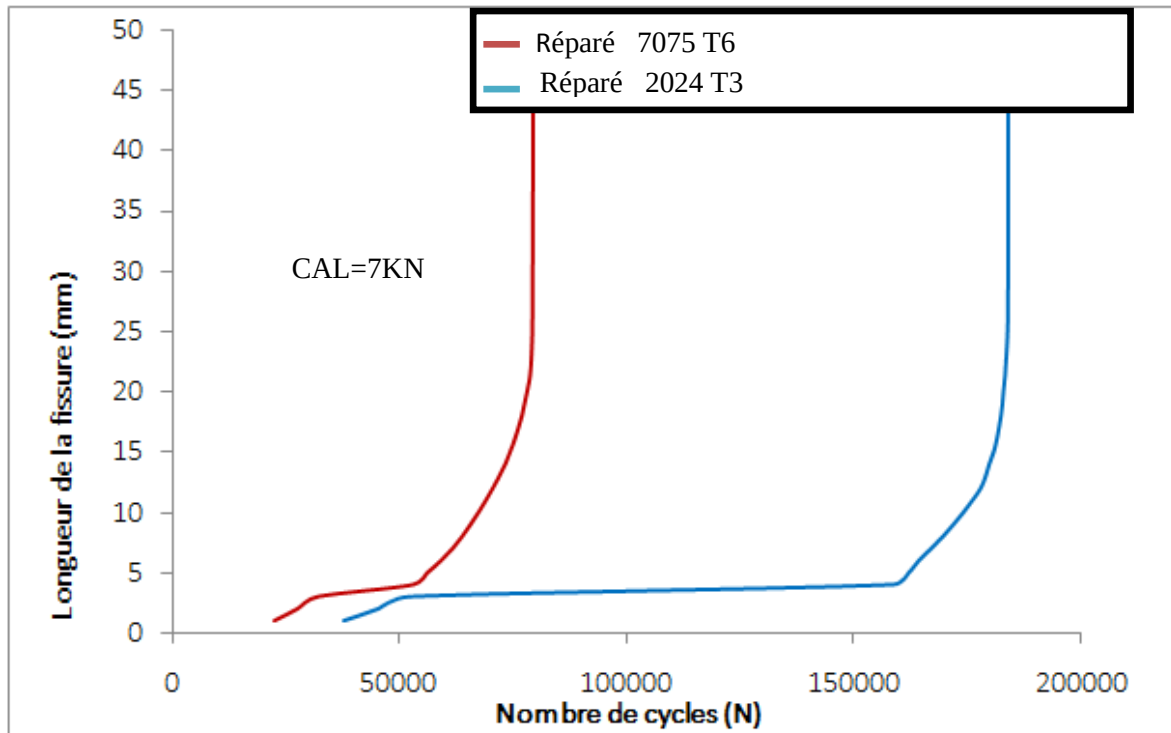


Figure IV 9 : Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL

La figure IV 10 présente les courbes de résistance à la fatigue d'échantillons d'Al 2024 et d'Al 7075 réparés, soumis à une charge d'amplitude constante avec une surcharge supplémentaire de 90 MPa (9 KN). La combinaison des effets de réparation et de surcharge améliore considérablement la durée de vie en fatigue de l'alliage 2024 T3, qui passe de 150 000 cycles (surcharge sans réparation) à 480 000 cycles. Cela indique que l'effet de retardement du patch de réparation est plus prononcé que l'effet de la surcharge seule, en particulier lorsque l'amplitude de la surcharge n'est pas suffisamment élevée.

Pour l'alliage 7075 T6, une amélioration de la durée de vie en fatigue est observée uniquement en raison de la réparation du patch, car l'effet de la surcharge est presque négligeable à cette amplitude (90 MPa).

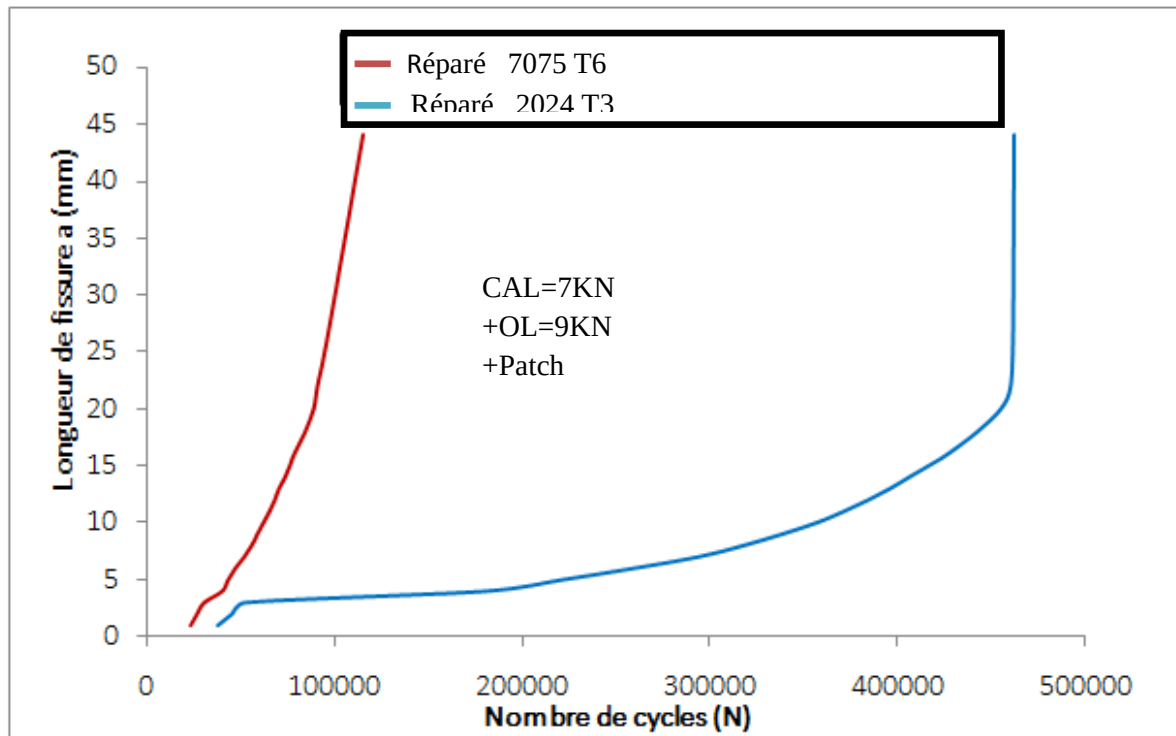


Figure IV 10 : Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL+P+OL (9KN)

La figure IV 11 montre le comportement en fatigue des deux alliages lorsque l'amplitude de la surcharge est portée à 140 MPa . A cette surcharge plus élevée , la durée de vie en fatigue des deux alliages devient presque infinie, approchant les 3 millions de cycles. La différence de durée de vie en fatigue entre les deux alliages est minime , ce qui montre que l'application de la pièce après la surcharge maximise son efficacité. Il est clair que le collage de la pièce après l'application de la surcharge de 14 KN entraîne une diminution considérable de la vitesse de propagation des fissures , le rapport da/dN diminuant sensiblement. Cette réduction de la vitesse de propagation de la fissure amène la fissure à une quasi-immobilisation pendant environ 2 700 000 cycles pour le 7075 T6 et 3 200 000 cycles pour l'Al 2024 T3.

Nous pouvons confirmer que, dans ce cas (surcharge et collage de patch), il y a un effet combiné positif entre les deux mécanismes de retard (patch et surcharge). En effet, l'application de la surcharge crée une zone plastique relativement large, conduisant à la fermeture des lèvres de la fissure et à l'émoussement de son front, ce qui induit un retard dans la vitesse de propagation de la fissure. En outre, le collage du patch après l'application de la surcharge réduit les contraintes autour du front de la fissure en contournant une partie de la charge de fatigue, ce qui fait que ces contraintes sont absorbées par le patch composite à travers la couche d'adhésif. La combinaison de ces deux mécanismes de retardement entraîne un arrêt de

la propagation des fissures pendant un très grand nombre de cycles, ce qui se traduit par une durée de vie en fatigue pratiquement infinie.

Nous pouvons en conclure que l'étude de la surcharge associée à la réparation des patches composites a mis en évidence des phénomènes assez complexes qu'il convient de mieux expliquer. Pour cette raison, nous opterons pour une analyse fractographique dans nos futurs travaux.

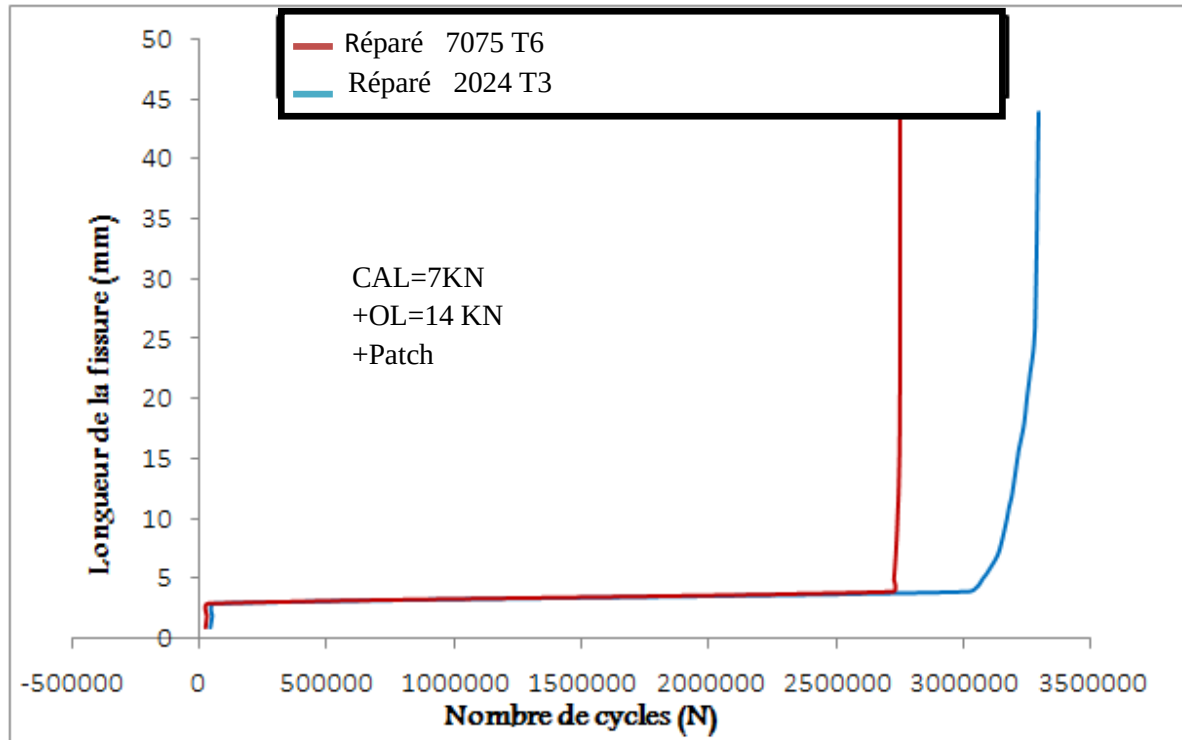
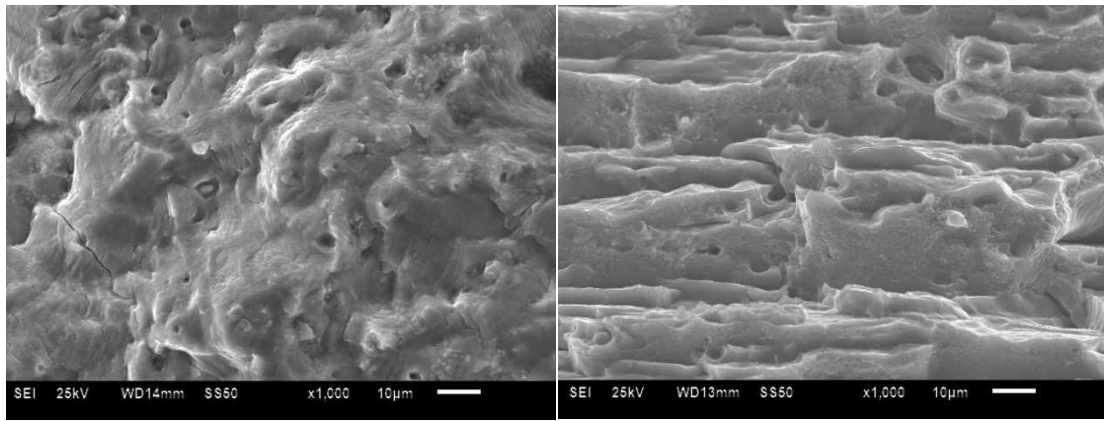


Figure IV 11 : Durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées sous CAL+P+OL (14KN)

Les figure IV 12 présentent des images MEB montrant les faciès de rupture d'échantillons réparés soumis à une surcharge de 12 KN pour les deux alliages d'aluminium (2024 T3 et 7075 T6). Une rupture mixte peut être observée dans les deux alliages (ductile+fragile).

Dans le cas du 2024 T3, la rupture ductile est caractérisée par la présence de microcavités et la rupture fragile par la présence de microfissures. Pour l'alliage 7075 T6, la présence de microcavités montre également la rupture ductile de cet alliage et les stries de fatigue montrent la rupture fragile. On constate également que la rupture ductile est plus importante dans l'alliage d'aluminium 2024 T3.



(a)

(b)

Figure 12 : Observation au MEB de la surface de rupture des échantillons réparés soumis à une surcharge a) 2024 T3 b) 7075 T6

IV-5 Résultats numériques

L'objectif de la partie numérique de cette étude est d'expliquer le comportement observé dans les deux alliages d'aluminium (2024 T3 et 7075 T6) après l'application d'une surcharge. Dans le modèle d'éléments finis, des charges de 70 MPa et 140 MPa ont été appliquées à la plaque d'aluminium réparée avec un patch carbone/époxy (pour les deux alliages), l'étendue de la zone plastique déterminée pour une longueur de fissure de 3 mm. Le rayon de cette zone plastique a été calculé en fonction de la longueur de la fissure et de la charge appliquée. Tous les calculs sont effectués à la fois pour le côté patché de la plaque d'aluminium (côté réparé) et pour le côté non patché (non réparé) de la plaque.

La figure IV 13 montre l'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure sur une plaque d'aluminium non réparée pour les deux alliages (2024 T3 et 7075 T6). La longueur de fissure utilisée pour la simulation est de 3 mm, avec une contrainte appliquée de 70 MPa .

On observe que l'alliage 2024 T3 présente une zone plastique plus large que l'alliage 7075 T6 en raison de sa plus grande ductilité. Plus précisément, la zone plastique de l'alliage 2024 T3 est 2,5 fois plus grande. Lorsque la contrainte appliquée est augmentée à 140 MPa (figure IV 14) , la zone plastique sur la face non décapée de la plaque s'agrandit considérablement .La largeur de la zone plastique augmente d'un facteur 5 pour les deux alliages ,même si la contrainte appliquée n'est que doublée.

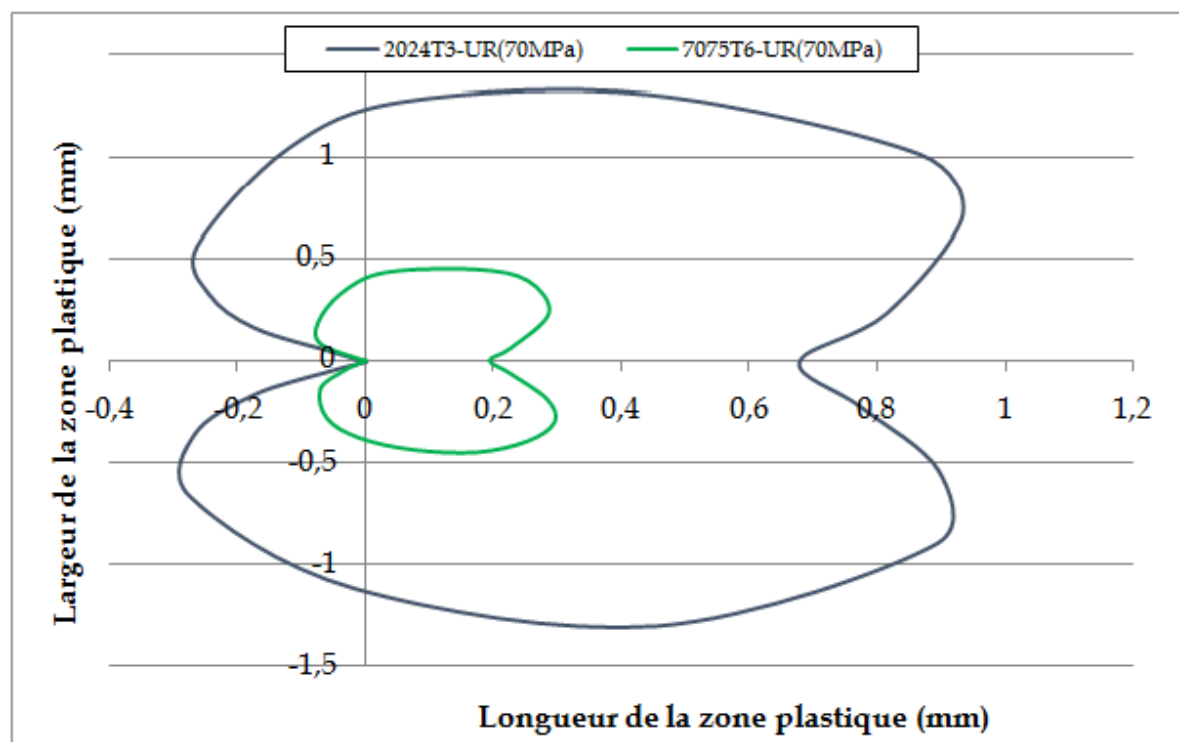


Figure IV 13 : L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al non réparée (contrainte appliquée 70 MPa , a= 3 mm)

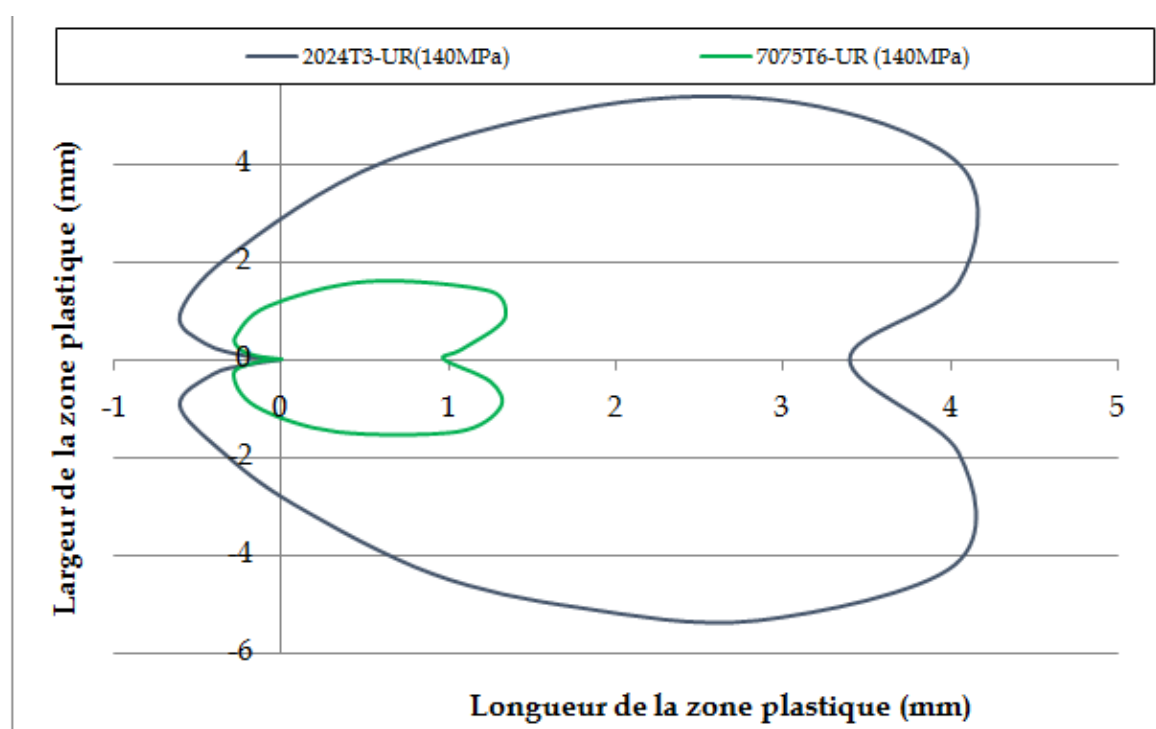


Figure IV 14 : L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al non réparée (contrainte appliquée 140 MPa , a= 3mm)

Les figures IV 15 et IV 16 présentent l'étendue des zones plastiques sur les faces patchées pour des contraintes appliquées de 70 MPa et 140 MPa, respectivement. La longueur de la fissure reste de 3 mm. Une réduction significative de la taille de la zone plastique est observée sur les faces patchées par rapport aux faces non patchées, en particulier pour l'alliage 2024 T3. Pour l'alliage 7075 T6, la longueur de la zone plastique sur la face patchée est réduite d'environ 25% pour une charge appliquée de 70 MPa, et de 40% pour 140 MPa. Pour l'alliage 2024 T3, la réduction de la longueur de la zone plastique est beaucoup plus importante, soit 66% pour 70 MPa et 72% pour 140 MPa. Cette réduction est principalement due au transfert de contrainte entre le patch et la plaque d'aluminium à travers la couche adhésive. Cependant, l'augmentation de la contrainte pendant le cycle de surcharge entraîne une plasticité plus élevée autour de la fissure, en particulier sur la face non patchée, ce qui provoque un durcissement du matériau dans cette région.

Ce durcissement, combiné à l'effet du patch, retarde considérablement la propagation de la fissure, ce qui augmente la durée de vie en fatigue.

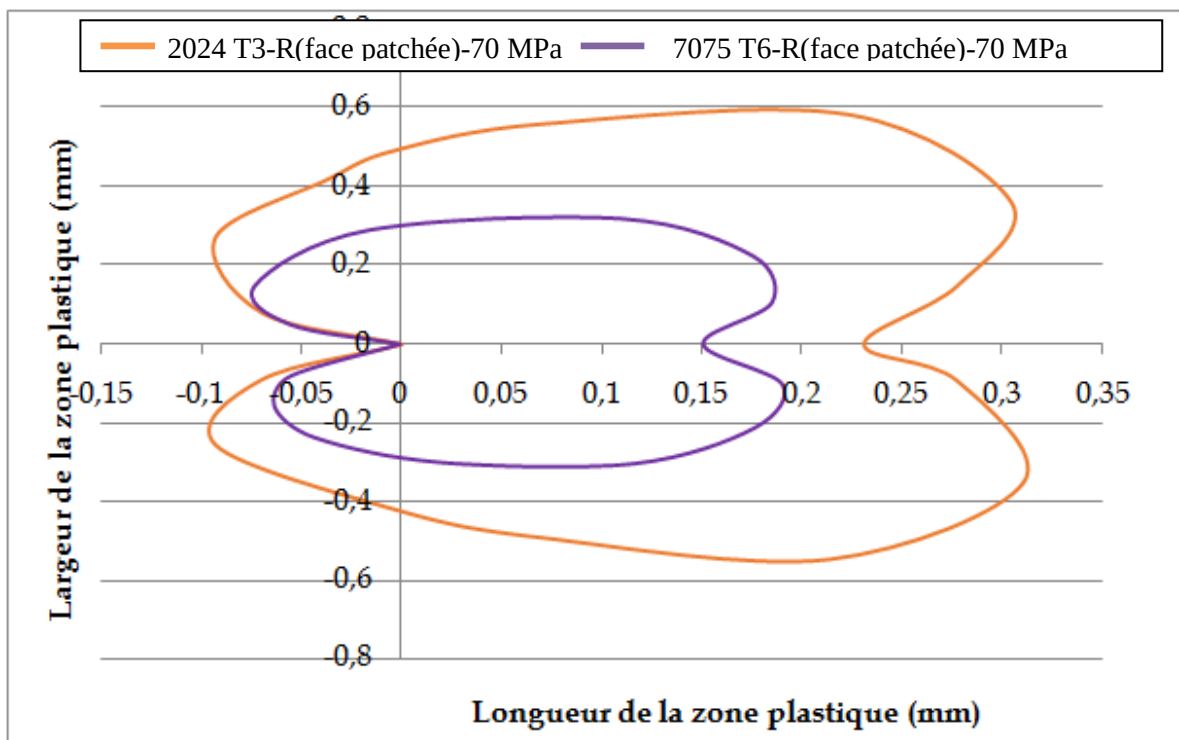


Figure IV 15 : L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al réparée (contrainte appliquée 70 MPa, $a=3$ mm)

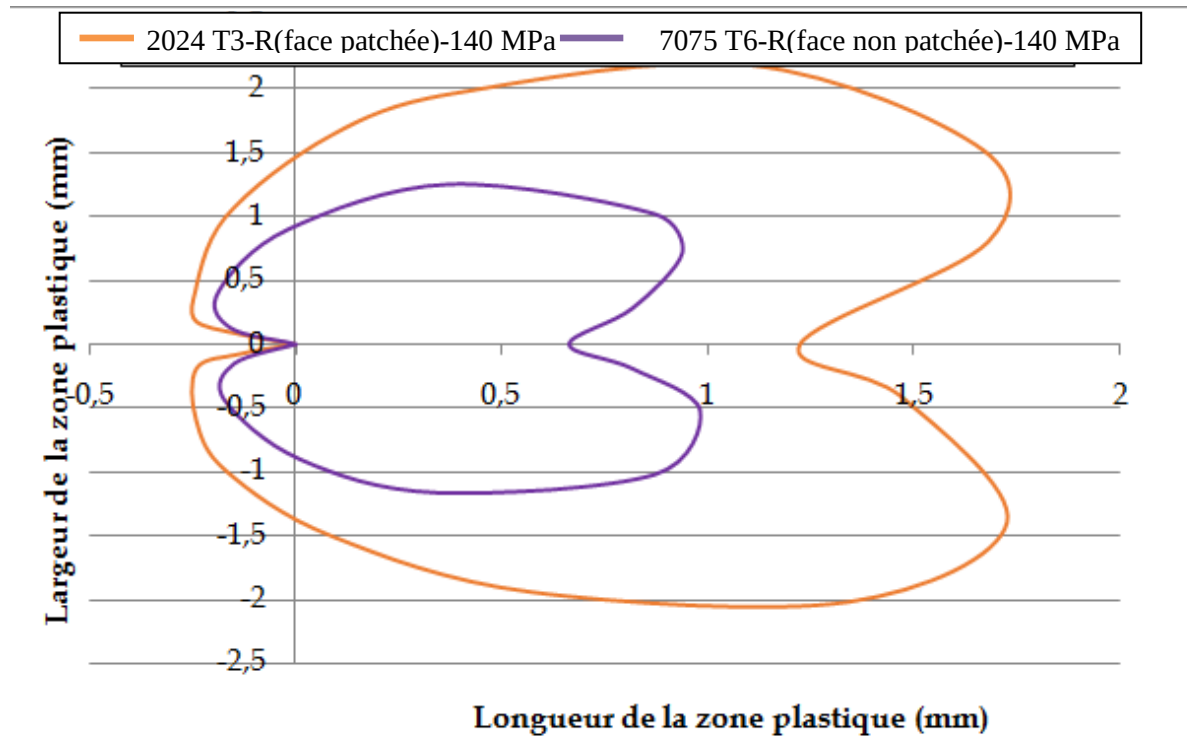


Figure IV 16 : L'étendue de la zone plastique autour de la pointe de la fissure pour une plaque d'Al réparée (contrainte appliquée 140 MPa, $a=3$ mm)

Les figures IV 17 et IV 18 montrent la variation du rayon de la zone plastique pour les faces patchées et non patchées sous une contrainte appliquée de 140 MPa . Les longueurs des fissures ont été considérées séparément dans les calculs par éléments finis, et le chargement a été supposé statique. On constate que le rayon de la zone plastique augmente avec la propagation de la fissure pour les deux alliages. Cette augmentation est due à l'accroissement des contraintes au fur et mesure que la longueur de la fissure augmente.

Pour la face non patchée, le rayon de zone plastique peut atteindre jusqu'à 30 mm pour une longueur de fissure de 16 mm dans l'alliage 2024T3, ce qui représente 60% de la largeur de l'éprouvette. En revanche, pour la face patchée, le rayon de la zone plastique n'atteint que 9 mm, soit seulement 18% de la largeur de la plaque .On peut donc affirmer que la face patchée de la plaque d'aluminium subit une déformation plastique moins importante en raison du transfert de contrainte entre le patch et la plaque d'aluminium.

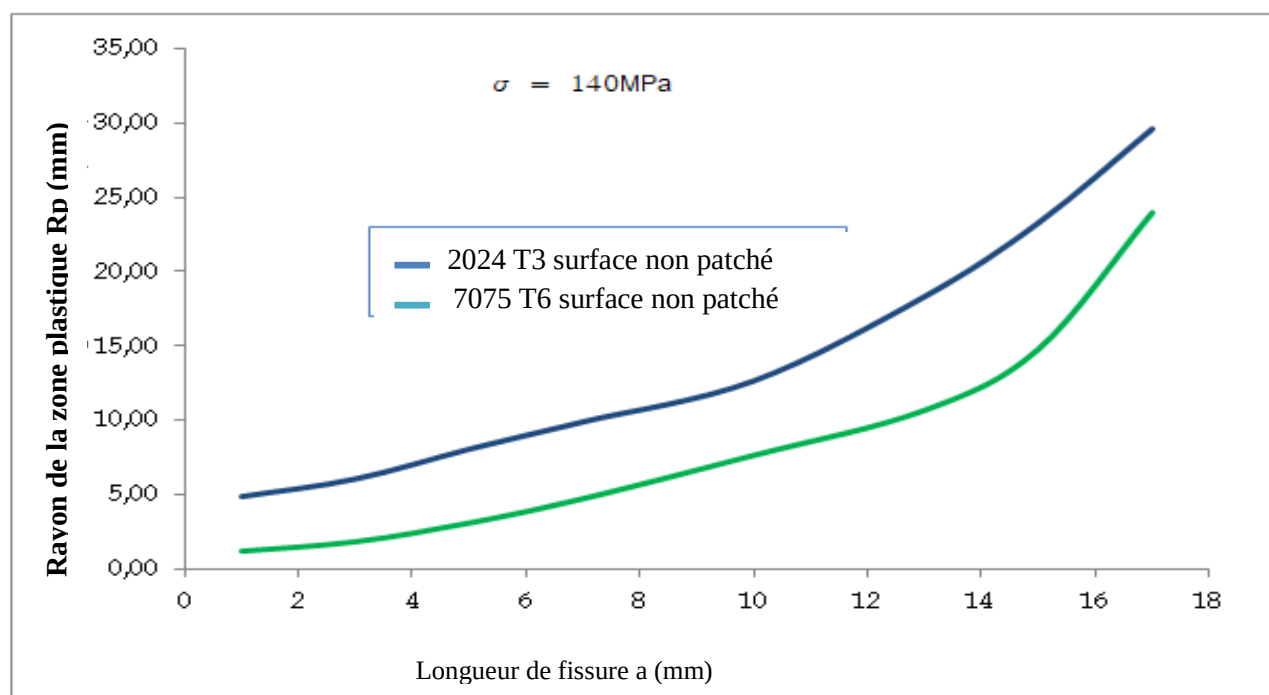


Figure IV 17 : Rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure sur les faces non patchées des plaques réparées (contrainte appliquée 140 MPa)

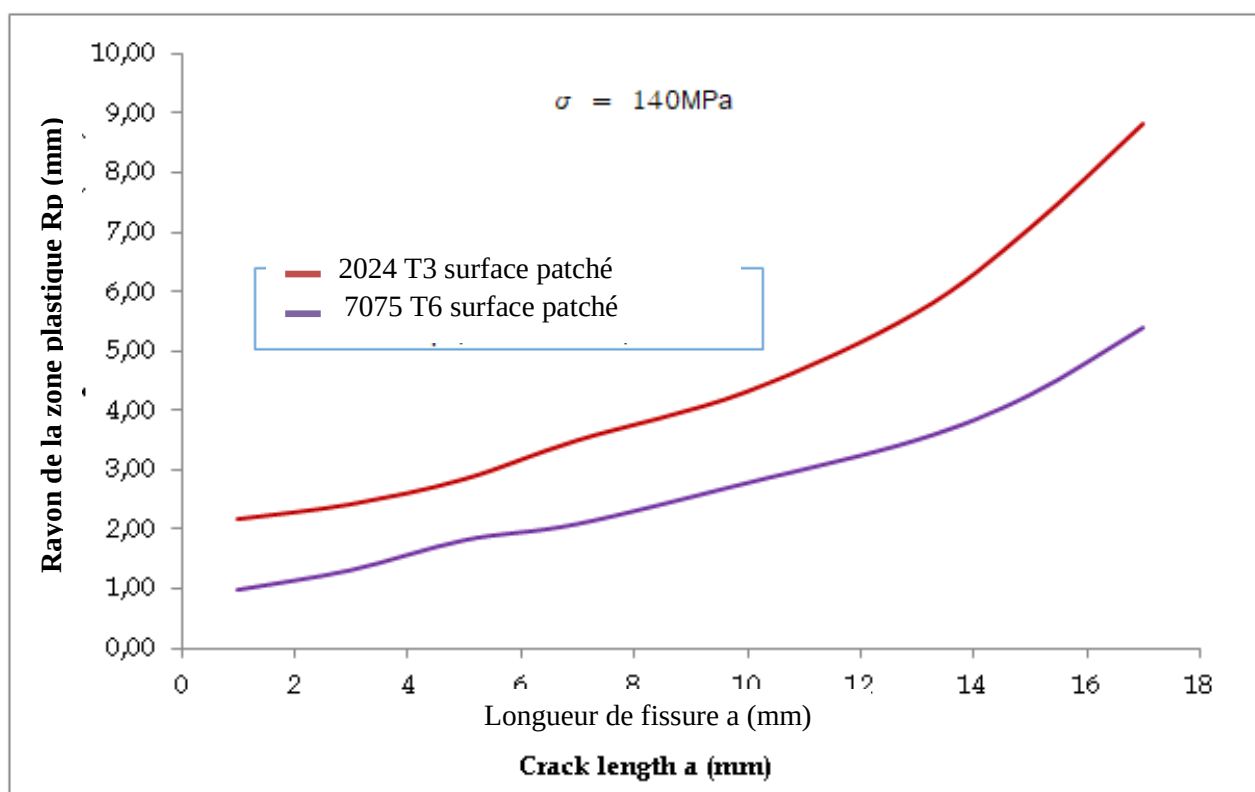


Figure IV 18 : Rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure dans les faces rapiécées des plaques réparées (contrainte appliquée 140 MPa)

IV-6 Conclusion :

Les résultats de cette étude démontrent que le collage d'une pièce composite et l'application d'une surcharge, lorsqu'ils sont considérés séparément, contribuent à retarder la propagation des fissures, améliorant ainsi la durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium.

L'augmentation de l'amplitude de la surcharge améliore encore la durée de vie en fatigue.

La combinaison de ces deux mécanismes de retardement-rapiéçage et surcharge- à un impact particulièrement bénéfique sur la résistance à la fatigue des plaques réparées. Il a été démontré que la plasticité induite par la surcharge influence directement la durée de vie en fatigue des plaques d'aluminium réparées avec des pièces composites. Au fur et à mesure que la surcharge augmente, l'étendue de la zone plastique s'accroît, ce qui entraîne un écrouissage local autour de la pointe de la fissure. Cet effet de durcissement entraîne un retard plus important dans la propagation des fissure. Ce qui prolonge encore la durée de vie en fatigue .

Les travaux futurs porteront sur l'analyse des effets des blocs de surcharge sur l'efficacité de la réparation, ainsi que sur l'étude de l'impact des sous – charges sur la durée de vie en fatigue.

ANNEX

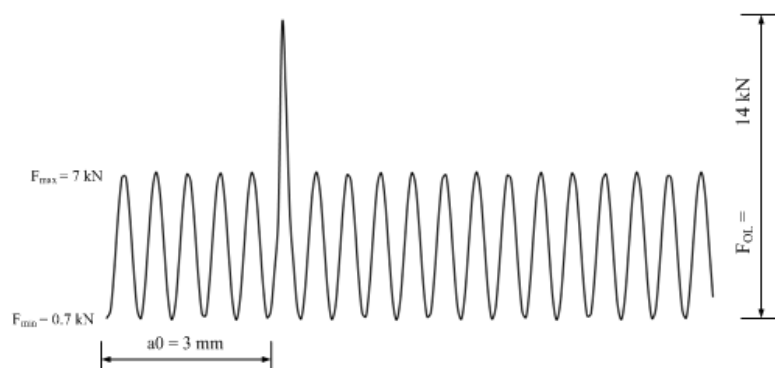
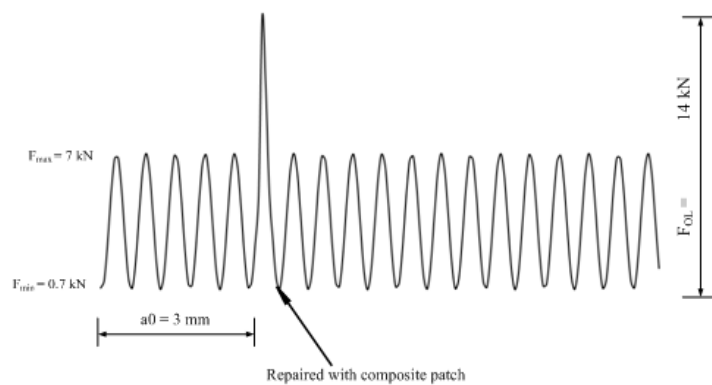


Figure IV 19 : Type de Chargement a) charge d'amplitude constante + surcharge d'un cycle CAL+OL



b- CAL+P+OL: (Chargement constant+ surcharge sur plaque réparée).

CONCLUSION GENERALE

CONCLUSION GENERALE

Cette étude analyse l'influence des surcharges de fatigue sur l'efficacité des réparations composites collées appliquées aux structures aéronautiques en alliages d'aluminium 2024-T3 et 7075-T6. Les surcharges peuvent soit prolonger soit réduire la durée de vie en fatigue selon la ductilité du matériau et l'amplitude de la surcharge, en raison de la plasticité induite autour de la fissure et du phénomène de retard de propagation.

Expérimentalement, des éprouvettes entaillées en V ont été soumises à différents profils de chargement, avec et sans réparation par patch carbone/époxy. Les résultats montrent que l'alliage 2024-T3, plus ductile, présente systématiquement une meilleure résistance à la fatigue que le 7075-T6. Les surcharges modérée améliorent la durée de vie du 2024-T3 grâce à une zone plastique plus développée, tandis que leur effet reste limité sur le 7075-T6. A forte amplitude de surcharge, la propagation des fissures est fortement retardée pour les deux alliages, conduisant à une durée de vie en fatigue très élevée, voire quasi infinie.

La réparation par patch composite améliore significativement la résistance à la fatigue des deux alliages en transférant les charges et en réduisant les contraintes au front de fissure. L'effet combiné du collage et de la surcharge se révèle particulièrement bénéfique, la réparation jouant un rôle dominant, surtout pour le 7075-T6.

Numériquement, des simulations par éléments finis 3D ont permis d'analyser l'évolution des zones plastiques autour des fissures. Les résultats confirment que l'alliage 2024-T3 développe des zones plastiques plus étendues que le 7075-T6 et que la présence du patch réduit fortement ces zones par transfert de contraintes via l'adhésif. Toutefois, lors des surcharges, l'extension contrôlée de la zone plastique induit un écrouissage local qui ralentit la propagation des fissures.

En conclusion, la plasticité induite par la surcharge et la réparation composite collée agissent de manière complémentaire pour améliorer durablement la résistance à la fatigue des structures en aluminium, l'alliage 2024-T3 restant le plus performant en raison de sa ductilité supérieure.

Les recherches futures se concentreront sur l'analyse de l'impact des blocs de surcharge sur l'efficacité des réparations, ainsi que sur l'étude de l'effet des sous-charges sur la durée de vie en fatigue.

REFERENCE

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Dai P, Li S and Li Z. The effects of overload on the fatigue crack growth in ductile materials predicted by plasticity-corrected stress intensity factor. *Eng Fract Mech* 2013; 111: 26–37.
- [2] Noroozi AH, Glinka G and Lambert S. Prediction of fatigue crack growth under constant amplitude loading and a single overload based on elasto-plastic crack tip stresses and strains. *Eng Fract Mech* 2008; 75: 188–206.
- [3] Borrego LP, Antunes FV, Costa JD, et al. Numerical simulation of plasticity-induced crack closure under overloads and high–low blocks. *Eng Fract Mech* 2012; 95: 57–71.
- [4] Schijve J. The application of small overloads for fractography of small fatigue cracks initiated under constant amplitude loading. *Int J Fatigue* 2015; 70: 63–72.
- [5] Verma BB, Kumar A and Ray PK. Fatigue crack growth delay following overload. *Trans Indian Ins Metals* 2000; 53: 591–595.
- [6] Aliaga D, Davy A and Schaff H Jr. Mechanics of fatigue crack closure. In: Newman JC (ed.) *Mechanics of Fatigue Crack Closure*, ASTM International, PA, 1988, pp.491–504.
- [7] Bichler C and Pippan R. Effect of single overloads in ductile metals: a reconsideration. *Eng Fract Mech* 2007; 74: 1344–1359.
- [8] McEvily AJ, Ishikawa S and Makabe C. The influence of the baseline R value on the extent of retardation after an overload. In: *Mechanism and mechanics of fracture: the John Knott symposium*. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), Warrendale, PA, 2002, pp.37–42.
- [9] Katnam KB, Da Silva LFM and Young TM. Bonded repair of aircraft structures: a review of scientific challenges and opportunities. *Prog Aerosp Sci* 2013; 61: 26–42.
- [10] Albedah A, Khan SMA, Benyahia F, et al. Effect of load amplitude change on the fatigue life of cracked Al plate repaired with composite patch. *Int J Fatigue* 2016; 88: 1–9.
- [11] Schubbe JJ, Bolstad SH and Reyes S. Fatigue crack growth behavior of aerospace and ship-grade aluminum repaired with composite patches in a corrosive environment. *Compos Struct* 2016; 144: 44–56.
- [12] Hu W, Barter S, Wang J, et al. On the USAF ‘risk of failure’ approach and its applicability to composite repairs to metal airframes. *Compos Struct* 2017; 167: 103–111.
- [13] Ibrahim NC, Boualem S and Belar’d M. Analysis of the crack-crack interaction effect initiated in aeronautical structures and repaired by composite patch. *Fratt ed Integrita` Strut* 2018; 46: 140–149.
- [14] Mechab B, Chama M, Kaddouri K, et al. Probabilistic elastic-plastic analysis of repaired cracks with bonded composite patch. *Steel Compos Struct* 2016; 20: 1173–1182.
- [15] Gaidi L, Ouldyyerou A, Aminallah L, et al. Using J-integral analysis to predict the failure of HDPE pipes under crack face load and internal pressure. *Proc IMechE, Part C: J Mechanical Engineering Science* 2024; 238: 5937–5944.
- [16] Talbi S, Salem M, Mechab B, et al. Numerical and analytical prediction of the propagation of delamination of bonded composite repair plates under mechanical loading. *J Serbian Soc Comput Mech* 2023; 17: 104–124.
- [17] Talbi S, Salem M, Mechab B, et al. New investigation of delamination using the VCCT method to predict the damage in bonded composite repair plates subjected to tensile load. *Int J Struct Integr* 2024; 15: 162–164.

- [18] Maachou S, Mechab B, Bouiadjra BAB, et al. New prediction of cracks propagation in repaired steel plate with bonded composite patch at cyclic loading. *Acta Mech Automatica* 2024; 18: 579–584.
- [19] Constantin N, Sandu M and Sorohan. Restoration of the mechanical performance of damaged Al panels using bonded composite repair patches. *Int J Adhes Adhes* 2013; 42: 69–76.
- [20] Hosseini-Toudeshky H. Effects of composite patches on fatigue crack propagation of single-side repaired aluminum panels. *Compos Struct* 2006; 76: 243–251.
- [21] Wang J, Zhou Z, Vodicka R, et al. Selection of patch and adhesive materials for helicopter battle damage repair applications. *Compos Struct* 2009; 91: 278–285.
- [22] Butkus LM, Valentin RV and Johnson WS. Fatigue analysis of cracked thick aluminum plate bonded with composite patches. *Compos Struct* 2004; 64: 79–90.
- [23] Seo DC and Lee JJ. Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch. *Compos Struct* 2002; 5: 323–330.
- [24] Albedah A, Bachir Bouiadjra B, Aminallah L, et al. Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures. *Compos Part B* 2011; 42: 511–516.
- [25] Mhamdia R, Bouadjra BB, Serier B, et al. Stress intensity factor for repaired crack with bonded composite patch under thermo-mechanical loading. *J Reinforced Plast Compos* 2011; 30: 416–425.
- [26] Alderliesten RC. Damage tolerance of bonded aircraft structures. *Int J Fatigue* 2009; 31: 1024–1030.
- [27] Baker AA. A proposed approach for certification of bonded composite repair to flight-critical airframe structure. *Appl Compos Mater* 2011; 18: 337–369.
- [28] Denney JJ and Mall S. Characterization of disband effects on fatigue crack growth behavior in aluminum plate with bonded composite patch. *Eng Fract Mech* 1997; 57: 507–525.
- [29] Naboulsi S and Mall S. Fatigue crack growth analysis of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches. *Theor Appl Fract Mech* 1997; 28: 13–28.
- [30] Baker A, Rajic N and Davis C. Towards a practical structural health monitoring technology for patched Belkheir et al. 9 racks in aircraft structure. *Compos* 2009; 40: 1340–1352.
- [31] Mohammed SMAK, Benyahia F, Bouiadjra BB, et al. Analysis and repair of crack growth emanating from V-notch under stepped variable fatigue loading. *Procedia Eng* 2014; 74: 151–156.
- [32] Mall S and Schubbe J. Bonded composite patch geometry effects on fatigue crack growth in thin and thick aluminum panels. *Struct Longev* 2009; 2: 25–48.
- [33] Mohammed SMAK, Albedah A, Benyahia F, et al. Effect of single tensile peak overload on the performance of bonded composite repair of cracked Al 2024-T3 and Al 7075-T6 plates. *Compos Struct* 2018; 193: 260–267.
- [34] Bouchkara NHM, Albedah A, Benyahia F, et al. Experimental and numerical analyses of the effects of overload on the fatigue life of aluminum alloy panels repaired with bonded composite patch. *Int J Aeronaut Space Sci* 2009; 22: 1075–1084.
- [35]. Thèse Frédéric Simon, Endommagement et rupture des joints colles sollicités en traction ou cisaillement application au collage du bois (2001).

- [36]. Céline GROS, Durabilité de joints adhésifs silicone sous conditions environnementales sévères : application au packaging en électronique de puissance(2006).
- [37] Bretton C, Villoutreix G. Familles d'adhésifs et caractérisation d'un collage structurale. Les Techniques de l'Ingénieur, AM3560-2008.
- [38] Wright CD, Mugge JM. Epoxy Structural Adhesives. Structural Adhesives Chemistry and Technology, S. R. Harshorn (1986).
- [39] Ruschau JJ, Coate JE. The effectiveness of an adhesively bonded composite patch as applied to a transport aircraft lower wing skin. International Society for the Advancement of Material and Process Engineering, (1994), p. 532–543
- [40] Ying L. A Reworkable High Reliability Thermoplastic Die Attached Adhesive. International Symposium on Microelectronics, (1986).
- [41] Chamber J, Frank D, Moore T. Full Reactive PU Hot Melts Offer Performance Advantages. Adhesives Age, (1998).
- [42] Eastman Chemical Company, Leaflet R-206A.
- [43] Mendez-Vilas A, Gonzalez-Martin ML, Nuevo MJ. Some geometrical considerations about the influence of topography on the adhesion force as measured by AFM on curved surfaces. Applied Surface Science, Vol.238 (2004), p. 9–13.
- [44] Bikerman JJ. The science of adhesive joints. Academic Press, Technology & Engineering, (1968)
- [45] Thèse Eric Paroissien, Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés)- application aux jonctions aéronautiques (2006).
- [46] Shiuh-Chuan Her. L'analyse des contraintes de joint adhésif à simple recouvrement, Structures Composite 47 (1999) 673–678.
- [47] Thèse Romain LEGER. Contribution à l'étude de la durabilité des structures collées soumises à des efforts mécaniques après vieillissement humide (2010).
- [48] Thèse Raul H. Andruet, Éléments finis géométriquement non linéaires de 2-D et 3-D pour l'analyse des joints adhésif collés (1998).
- [49] Lucas F.M. da Silva, Paulo J.C. das Neves, R.D. Adams, J.K. Spelt, Modèles analytiques des joints adhésif collés Part I: Recherche bibliographique, Journal international d'adhérence et d'adhésifs 29 (2009) 319–330.
- [50] Quantian Luo, Liyong Tong, L'analyse non linéaire Plein-couplée de joint d'adhésif à simple recouvrement. Journal international des solides et des structures 44 (2007) 2349-2370.
- [51] Hyonny Kim et Keith T. Kedward. Analyse des contraintes des joints adhésifs collés sous le chargement de cisaillement plane (2001).
- [52] J.P.M. Gonçalves, M.F.S.F. de Moura, P.M.S.T. de Castro, Un modèle d'élément fini tridimensionnel
- [53] Jun Cui. Modélisation d'élément fini de l'échec d'adhésif avec le rendement d'adhérent (2001).
- [54] P.C. Pandey, H. Shankaragouda, Arbind Kr. Singh, L'analyse non linéaire de joint à simple recouvrement considérer le visco-plasticity en adhésifs, Ordinateurs et Structures 70 (1999) 387-413.

- [55] E. Oterkus, A. Barut, E. Madenci, S.S. Smeltzer, D.R. Ambur, le joint adhésif à simple recouvrement des stratifiés composite avec les bords coniques, *Journal international des solides et des structures* 43 (2006) 1459-1489.
- [56] L.D.R. Grant, R.D.Adams, Lucas F.M. da Silva, L'analyse expérimentale et numérique de joint adhésif à simple recouvrement pour l'industrie automotrice, *Journal international d'adhérence et d'adhésifs* 29 (2009) 405–413.
- [57] Jae-Hyun Park, Jin-Ho Choi, Jin-Hwe Kweon, É valuant les forces du joint l'aluminium- à aluminium épais, avec différentes longueurs et épaisseurs adhésives, *Les structures composites* 92 (2010) 2226-2235.
- [58] B. Kilic, E. Madenci, D.R. Ambur, L'influence de l'adhésif se répandent dans le joint à simple recouvrement, *Energie Mécanique de rupture de technologie* 73 (2006) 1472–1490.
- [59] Hadj-Ahmed R, Foret G, Ehrlacher A. Probabilistic Analysis of Failure in Adhesive Bonded joints. *Mechanics of Materials*, Vol.33 (2001), p. 77-84.
- [60] Burrow MF, Thomas D, Swain MV, Tyas MJ. Analysis of Tensile Bond Strengths using Weibull Statistics. *Biomaterials*, Vol.25 (2004), p. 5031-5035.
- [61] Adderley CS. Adhesive bonding. *Materials and Design*, Vol.9 (1988), p. 287-293.
- [62] Wery M. Décapage des métaux = Pickling of metals. *Techniques de l'ingénieur-Matériaux métalliques*, ISSN 1762-8733, 2001.
- [63] Bikerman JJ. The science of adhesive joints. Academic Press, Technology &Engineering, (1968).
- [64] Manasterski C. La pulvérisation cathodique industrielle. PPUR presses polytechniques, (2005).
- [65] Armstrong KB. Long-term durability in water of aluminium alloy adhesive joints bonded with epoxy adhesives. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol.17 (1997), p. 89-105.
- [66] Kozma L, Olefjord I. Basic processes of surface preparation and bond formation of adhesively joined aluminium. *Journal of Materials Science & Technology*, Vol.3 (1987), p. 860-874.
- [67] Kinloch AJ, Welch LS, Bishop HE. The locus of environmental crack growth in bonded aluminium alloy joints. *The Journal of Adhesion*, Vol.16 (1984), p. 165-177.
- [68] Marchandise D, Belliot I, Marrugat R. Surface treatment method for aluminium or aluminium alloy components. *Aérospatiale*, French Patent 9,517,536, (1995).
- [69] Davenport AJ, Isaacs HS. Glancing angle x-ray studies of oxide films. *Corrosion Science*, Vol.31 (1990), p. 105-110.
- [70] ASTM D 3933. Standard guide for preparation of aluminum surfaces for structural adhesives bonding (phosphoric acid anodizing). American Society for Testing and Materials, 1998.
- [71] Rhenalu P. Le collage de l'aluminium. Flat rolled products, (1992), p. 28-37
- [72] Bresson G. Collage fiable pour l'espace : influence de la qualité des procédés et dimensionnement des assemblages. Thèse : Mécanique et Ingénierie. Université Bordeaux 1, 2011, N° D 4360.
- [73] Adderley CS. Adhesive bonding. *Materials and Design*, Vol.9 (1988), p. 287-293.

- [74] Davies P, Sohier L, Cognard JY, Bourmaud A, Choqueuse D, Rinnert E, Creachcadec R. Influence of adhesive bondline thickness on joint strength. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol.29 (2009), p. 724-736.
- [75] Congnard JY, Davies P, Gineste B, Sohier L. Development of an improved adhesive test method for composite assembly design. *Composites Science and Technology*, Vol.65 (2005), p. 359-368.
- [76] Irwin GR. Analysis of stresses and strains near the end of crack transversing a plate. *Journal of Applied Mechanics*, Vol.24 (1957), p. 361-364.
- [77] Griffith AA. The phenomenon of rupture and flow in solids. *Philosophical Transaction of the Royal Society of London*, A221 (1920), p. 163-198.
- [78] Williams ML. On the stress distribution at the base of a stationary crack. *Journal of Applied Mechanics*, Vol.79 (1957), p. 109-144.
- [79] Eshelby JD. Stress analysis of cracks. ISI publication, 121 (1968), p. 13-48.
- [80] Rice JR. A path independent integral and the approximate analysis of strain concentrations by notches and cracks. *Journal of Applied Mechanics*, (1968), p. 379-386.
- [81] Barenblatt GI. The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture. *Advances in Applied Mechanics*, Vol.7 (1962), p. 55-129.
- [82] Dugdale DS. Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*. Vol.8 (1960), p. 100-104.
- [83] Ascione F, Mancusi G. Curve adhesive joints. *Composite Structures*, Vol.94 (2012), p. 2657–2664.
- [84] Williams JG, Hadavinia H, Kinloch AJ. Cohesive zone models in the characterisation of toughness. 11th international conference on fracture, Italy (2005).
- [85] Nairn JA. Analytical and numerical modeling of R-curves for cracks with bridging zones. *International Journal of Fracture*, Vol.155 (2009), p. 167–181.
- [86] Alfano G. On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive zone models. *Composites Science and Technology*, Vol.66 (2006), p.723–730.
- [87] Liljedahl CDM, Crocombe AD, Wahab MA, Ashcroft IA. Modelling the environmental degradation of adhesively bonded aluminium and composite joints using a CZM approach. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 27 (2007), p. 505–518.
- [88] Ripling EJ, Mostovoy S, Patrick RL. Measuring fracture toughness of adhesive joints. *Materials Research and Standards*, Vol.4 (1964), p. 129-134.
- [89] Budzik MK, Jumel J, Shanahan MER. An in situ technique for the assessment of adhesive properties of a joint under load. *International Journal of Fracture*, Vol.78 (2011), p. 3253-3269.
- [90] ASTM D 5528. Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites. American Society for Testing and Materials, 1994.
- [91] Irwin GR, Kies JA. Critical energy rate analysis of fracture strength of large welded structures. *Welding Journal*, Vol.33 (1952), p. 193-198.
- [92] Blackman BRK, Kinloch AJ, Paraschi M, Teo WS. Measuring the mode I adhesive fracture energy, G_{Ic} , of structural adhesive joints: the results of an international round-robin. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol.23 (2003), p. 293-305.

- [93] Budzik MK, Jumel J, Shanahan MER. Adhesive compliance effect in mode I separation: Profilometry approach. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol.31 (2011), p. 135-145.
- [94] Hu GK, Schmit F, Baptiste D, Franois D. Viscoplastic Analysis of Adhesive Joints. *Journal of Applied Mechanics*, Vol.63 (1996), p. 21-26.
- [95] Timoshenko SP. On the Correction for Shear of the Differential Equation for Transverse Vibrations of Prismatic Bars. *Philosophical Magazine*, Vol.41 (1921), p. 744-746.
- [96] Cowper GR. The Shear Coefficient in Timoshenko's Beam Theory. *Journal of Applied Mechanics*, Vol.33 (1966), p. 335-340.
- [97] Tamuzs V, Tarasovs S, Vilks U. Delamination properties of trans laminar-reinforced composites. *Composites Science and Technology*, Vol.63 (2003), p. 1423-1431.
- [98] ASTM D 3433. Fracture strength in cleavage of adhesives in bonded joints. American Society for Testing and Materials, 1999.
- [99] BS7991. Determination of the mode I adhesive fracture energy G_{Ic} of structure adhesives using the double cantilever beam (DCB) and tapered double cantilever beam (TDCB) specimens. British Standard Institution, 2001.
- [100] ASTM D 3762. Standard test method for adhesive-bonded surface durability of aluminum (wedge test). American Society for Testing and Materials, 1998.
- [101] Williams JG. The fracture mechanics of delamination tests. *Journal of strain analysis for engineering design*, Vol.24 (1989), p. 207-214.
- [102] Tada H, Paris PC, Irwin GR. The stress analysis of cracks handbook. 3rd edition, ASME Press, 2000.
- [103] Berry JP. Determination of Fracture Surface Energies by the Cleavage Technique. *Journal of Applied Physics*, Vol.34 (1963), p. 62-68.
- [104] Kuczmazewski J. Fundamentals of metal-metal adhesive joint design. Lublin University of Technology, Polish Academy of Sciences, Lublin Branch, Lublin, 2006.
- [105] ASTM D 3165-07 Standard Test Method for Strength Properties of Adhesives in Shear by Tension Loading of Single-Lap-Joint Laminated Assemblies. American Society for Testing and Materials, 2007.
- [106] Goland M, Reissner E. The Stresses in Cemented Joints, *Journal of Applied Mechanics*, Vol.66 (1944), p. 17-27.
- [107] Barrett JD, Foschi RO. Mode II stress-intensity factors for cracked wood beams. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol.9 (1977), p. 371-378.
- [108] Martin RH, Davidson BD. Mode II fracture toughness evaluation using a four point bend end notched flexure test. *Plastics, Rubber and Composites*, Vol.28 (1999), p. 401-406.
- [109] Wang H, Vu-Khanh T. Use of end-loaded-split (ELS) test to study stable fracture behaviour of composites under mode II loading, *Composite Structures*, Vol.36 (1996), p. 71-79.
- [110] Mall S, Kochar NK. Finite Element Analysis of End Notch Flexure Specimen. NASA Contractor Report 178113 (1986).

- [111] Russell AJ, Street KN. Factors affecting the interlaminar fracture energy of graphite/epoxy laminates. *Progress in science and engineering of composites*, Tokyo (1982), p. 279-286.
- [112] de Moura MFSF, Campilho RDSG, Gonçalves JPM. Pure mode II fracture characterization of composite bonded joints. *International Journal of Solids and Structures*, Vol.46 (2009), p. 1589-1595
- [113] Carlsson LA, Gillespie Jr JW, Pipes RB. On the analysis and design of end notched flexure (ENF) for mode II testing. *Journal of Composite Materials*, Vol.20 (1986), p. 594-604.
- [114] Alfredsson KS. On the instantaneous energy release rate of the end-notch flexure adhesive joint specimen, *International Journal of Solids and Structures*, Vol.41 (2004), p. 4787-4807.
- [115] Russell AJ, Street KN. Moisture and temperature effects on the mixed-mode delamination fracture of unidirectional graphite/ epoxy. *ASTM STP 876* (1985), p. 349–370.
- [116] Wang J, Qiao P. Novel beam analysis of end notched flexure specimen for mode-II fracture. *Eng Fract Mech*, Vol.71 (2004), p. 219–31.
- [117] Hojo M, Matsuda S, Higuchi T, Ochiai S. Fracture mechanism for Mode II propagation delamination fatigue cracks in CF/ PEEK laminates. *Transactions of the Materials Research Society of Japan*, Vol.46 (1997), p. 366–373.
- [118] Davidson BD, Altonen CS, Polaha JJ. Effect of stacking sequence on delamination toughness and delamination growth behavior in composite end-notched flexure specimens. *ASTM STP 1274* (1996), p. 393–413.
- [119] Yoshihara H, Kawamura T. Mode I fracture toughness estimation of wood by DCB test. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol.37 (2006), p. 2105–2113.
- [120] Reeder JR, Crews JH. Mixed mode bending method for delamination testing. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol.28 (1990), p. 1270–1276.
- [121] Yoon SH, Hong CS. Modified end notched flexure specimen for mixed mode interlaminar fracture in laminated composites. *International Journal of Fracture*, Vol.43 (1990), p. R3–R9.
- [122] Charalambides PG, Lund J, Evans AG, McMeeking RM. A test specimen for determining the fracture resistance of biomaterial interfaces. *Journal of Applied Mechanics*, Vol.56 (1989), p. 77–82.
- [123] ASTM D 6671/D 6671M. Standard test method for mixed mode I–mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber reinforced polymer matrix composites. *American Society for Testing and Materials*, 2006.
- [124] Crews JH, Reeder JR. A mixed-mode bending apparatus for delamination testing. *NASA Technical Memorandum 100662* (1988).
- [125] Reeder JR, Crews JH. Redesign of mixed mode bending delamination test to reduce nonlinear effects. *Journal of Composites Technology and Research*, Vol.14 (1992), p. 12–19.
- [126] Hashemi S, Kinloch AJ, Williams JG. The analysis of interlaminar fracture in uniaxial fiber–polymer composites. *The Royal Society of London. Philosophical Transactions. Series A. Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol.427 (1990), p. 173–199.
- [127] Kinloch AJ, Yayla P, Wang Y, Williams JG. Mixed mode delamination of fibre composite materials. *Composites Science and Technology*, Vol.47 (1993), p. 225–237.

[128] Mémoire, Modélisation du comportement à la fatigue d'une roue de train ferroviaire, Université MENTOURI Constantine, Série : /GM/2010.

[129] Hibbitt, Karlsson& Sorensen, (2007), “ ABAQUS/CAE Ver 6.9 User's Manual.

[130] W. Oudad, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, S. Touzain, X. Feaugas, Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures, *Computational Materials Science*, 46 (2009) :950-954.

[131] Cheuk PT, Tong L, Wang CH, Baker A, Chalkley P. Fatigue crack growth in adhesively bonded composite-metal double-lap joints. *Compos Struct*, vol. 57, (2002). pp. 109–115.

[132] Ahmed F, Mhamdia R, Mohammed SMAK, et al. Analysis of water absorption on the efficiency of bonded composite repair of aluminum alloy panels. *Sci Eng Compos Mater* 2024; 31: 20220235.

[133] Laird C. The influence of metallurgical structure on the mechanisms of fatigue crack propagation. In *Fatigue crack propagation* 1967 Jan. ASTM International.