



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



Université de Sidi Bel Abbès
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département de génie mécanique

Thèse

Pour l'obtention du diplôme de

Doctorat en Sciences

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Sciences des Matériaux

Présentée

Par :

FEKIH Sidi Mohamed

Optimisation des paramètres géométriques et mécaniques des patches en composites pour la réparation des structures fissurées

Soutenue: 30 Octobre 2012 devant la commission d'examen :

Président	Mr. B. SERIER	Pr	UDL Sidi Bel ABBES
Examineur	Mr. A. AMIRI	MCA	UDL Sidi Bel ABBES
Examineur	Mr. A. ZIADI	Pr	Centre Universitaire d'Ain T'émouchent
Examineur	Mr. L. AMINALLAH	MCA	Université de Mascara
Examineur	Mr. D. OUINAS	Pr	Université de Mostaganem
Directeur de thèse	Mr. M. BELHOUARI	Pr	UDL Sidi Bel ABBES
Invité:	Mr. K. MADANI	MCA	UDL Sidi Bel ABBES

RESUME

L'environnement extérieur d'une structure aéronautique est souvent la source de nombreux dommages. Ces structures sont soumises en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiales et à amplitude variable, ce qui provoque l'apparition de fissures. Une alternative à la réduction de sa vitesse de propagation consiste à les renforcer par patch composite afin de transférer les charges de la zone endommagée vers le patch. L'optimisation de ce patch améliore les performances de la réparation et permet de réduire considérablement le volume occupé par le patch et par conséquent de soulager la structure par la diminution du poids. Ce travail s'inscrit dans le cadre de l'optimisation des paramètres géométriques et mécaniques du patch composite ainsi que l'adhésif de réparation des structures fissurées sollicitées en mode I et en mode mixte.

Différentes formes de patch sont modélisées numériquement par la méthode des éléments finis tridimensionnels. L'approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture, fondée sur l'intégrale J de Rice, est utilisée pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée par patch. Cette intégrale représente la fonction objective à minimiser.

Les principaux résultats montrent que la performance de la réparation par patch en composite dépend non seulement des propriétés mécaniques de l'adhésif et de son épaisseur, mais également de la géométrie du patch et de ses dimensions ainsi que la séquence d'empilement. L'épaisseur du patch peut être considérée comme un paramètre d'optimisation primaire. La meilleure performance de réparation est obtenue pour un patch de forme étoile; un patch rectangulaire conduit à des résultats quasi-similaires. La durée de vie d'une structure réparée est limitée par celle de l'adhésif. L'épaisseur de la colle et de son module de cisaillement sont des paramètres déterminant le comportement du renforcement. La rigidité du patch joue un rôle très important dans le processus de réparation. Il existe une séquence d'empilement optimale conduisant à la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure.

Mots-clés : Optimisation ; Patch composite ; Fissure ; Réparation ; Intégrale J; Adhésif ; Séquence d'empilement.

REMERCIEMENTS

Ce travail a été réalisé au sein du Laboratoire L.M.P.M, faculté des sciences de l'ingénieur, Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés,. Je tiens à remercier toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de cette thèse.

A mon directeur de thèse, Monsieur le Professeur **Mohamed BELHOUARI**, j'adresse mes sincères remerciements pour m'avoir accueilli ainsi que pour son soutien et son aide, tant technique, scientifique que moral.

Je tiens à remercier vivement Monsieur le Professeur **Boualem SERIER** pour la confiance qu'il m'a accordée. Il m'a fait un grand honneur de bien vouloir assurer la présidence de cette thèse.

Monsieur le Professeur **Abdelkader ZIADI**, du centre universitaire d'Ain Témouchent, Monsieur le Professeur **Djamel OUNAS**, de l'Université de Mostaganem et Monsieur **Laïd AMINALLAH**, Maître de Conférence, de l'université de Mascara qui ont accepté la charge de rapporteurs, je les en remercie vivement.

Messieurs **Ahmed AMIRI**, Maître de Conférence au LMPM et **Kouider MADANI**, Maître de Conférence au LMPM, m'ont fait l'honneur de juger ce travail et de participer au jury de thèse. Je leur adresse mes plus sincères remerciements.

Je remercie particulièrement Monsieur **Bel abbès BACHIR BOUIADJRA**, Professeur au LMPM, qu'il m'a prodigué de nombreux conseils qui ont été des stimulants dans l'accomplissement de ce travail.

Mes remerciements vont également à Monsieur **Tarik ACHOUR**, Maître de Conférence au LMPM, pour avoir participé à la correction de cette thèse. Je tiens à lui exprimer ma sympathie.

Je voudrais remercier tout particulièrement: **Samir, Miloudi, Smail, Bouziane, Derras, Wahid, Reda, et Medles** pour leurs aides et surtout leurs soutien moral.

Pour terminer, Je remercie mes parents, mes frères, ma sœur, ma belle-sœur, ma femme et mes deux enfants **Ilyes et Zayd**.

SOMMAIRE

Introduction générale.....	1
-----------------------------------	----------

Chapitre I: Réparation des structures fissurées par patches en composites

I. Introduction.....	12
II. Réparation des structures métalliques fissurées.....	13
II.1. Patch composite et patch métallique	19
II.2. Collage du patch en composite.....	24
II.3 Transfert de charge du renfort collé.....	29
III. Optimisation de la forme du patch	33
IV. Réparation des structures composites	36
IV.1. Type de réparation.....	39
IV.1.1. Réparations cosmétiques.....	39
IV.1.2. Réparations structurales.....	41

Chapitre II: Méthodologie des plans d'expériences

I. Introduction	45
II. Plans factoriels.....	47
II.1. Concepts fondamentaux : effets, interactions.....	47
II.2. Plans factoriels complets.....	54
II.3. Plans factoriels fractionnaires.....	55
III . Plans d'expériences pour l'étude des surfaces de réponse.....	58
III.1. Modèle polynomial du second degré.....	58
III.1.1. Plan composite centré.....	59
IV. Logiciels des plans d'expérience.....	61

Chapitre III: Optimisation des paramètres géométriques des différentes formes de patch en mode I

I. Introduction.....	63
II. Optimisation des paramètres géométriques de la forme rectangulaire du patch.....	65
II.1. Choix des facteurs influents.....	65
II.2. Modèle géométrique.....	65
II.3. Choix du plan expérimental.....	69
II.3.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	71
II.3.2. Effet de la longueur du patch.....	72
II.3.3. Effet de la largeur du patch.....	73
II.4 Effets des interactions sur la réponse.....	74
II.4.1 Effet d'interaction entre épaisseur et longueur.....	74
II.4.2 Effet de l'interaction épaisseur - largeur.....	75
II.4.3 Effet de l'interaction largeur - longueur.....	76
II.5. EFFETS DES DIFFERENTS FACTEURS SUR LE PATCH.....	77
II.6. VERIFICATION DU POINT OPTIMAL.....	77
III. Optimisation des paramètres géométriques de la forme carrée du patch.....	80
III.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	81
III.2. Effet de la largeur du patch.....	82
III.3. Effet de l'interaction entre l'épaisseur et la largeur.....	83
IV. Optimisation des paramètres géométriques d'un patch de forme circulaire.....	84
IV.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	86
IV.2. Effet du rayon R du patch.....	86
IV.3. Effet de l'interaction épaisseur - rayon du patch.....	87
V. Optimisation des paramètres géométriques de la forme elliptique du patch.....	89
V.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	90
V.2. Effet du rayon b_p	91
V.3. Effet du rayon a_p du patch.....	92
V.4. Effets des interactions sur la réponse.....	93
VI. Optimisation des paramètres géométriques de la forme étoile du patch.....	95
VI.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	97

VI.2. Effet de dimension b_p	97
VI.3. Effet de dimension a_p	98
VI.4. Effet de la dimension c_p	99
VI.5. Effets des interactions sur la réponse.....	100
VII. Effet de la taille de fissure.....	106

Chapitre IV: Optimisation de la forme et des dimensions du patch en mode mixte

I. Introduction.....	109
II. Modèle géométrique.....	111
III. Optimisation des dimensions du patch	112
III.1. Forme rectangulaire.....	112
III.1.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	113
III.1.2. Effet de la longueur du patch.....	114
III.1.3. Effet de la largeur du patch.....	115
III.1.4. Effet d'interaction entre les dimensions du patch.....	116
III.2. Forme étoile.....	118
III.2.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	120
III.2.2. Effet des dimensions a_p ; b_p et c_p	121
III.2.3 Effet d'interaction entre les dimensions du patch.	123
III.3. Position du patch.....	127
III.3.1. Effet de l'épaisseur du patch.....	129
III.3.2. Effet des dimensions du patch rectangulaire.....	130
III.3.3. Effet des dimensions du patch en étoile.....	132

Chapitre V: Optimisation des propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif

I. Introduction.....	135
II. Modèle géométrique.....	138
III. Optimisation des propriétés de l'adhésif	139
III. 1. Optimisation de l'épaisseur de l'adhésif	139
III. 2. Optimisation du module de cisaillement de l'adhésif	141

Chapitre VI: Optimisation de la séquence d'empilement du patch en composite

I. Introduction.....	148
II. Modèle géométrique.....	150
III. Optimisation des séquences d'empilement.....	153
IV. Effet de la taille de la fissure.....	165
CONCLUSION GENERALE.....	169
Références Bibliographiques.....	174

Introduction générale

Introduction générale

Le secteur industriel doit faire face au remplacement des structures ou des composants présentant des signes de rupture, des fissures ou des anomalies diverses. En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les structures dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement programmées pour détecter les défauts ou les dommages. L'environnement extérieur d'une structure aéronautique est souvent la source de nombreux dommages que ce soient les chocs sur le tarmac, les impacts basse énergie (grêle, gravillon, chute d'outils...) ou le foudroiement de l'appareil par exemple. Ceci implique de devoir développer des solutions simples, peu coûteuses en termes de procédé de réparation et rapide dans le but de réduire le temps d'immobilisation de l'appareil. Les structures aéronautiques sont soumises en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiaux et à amplitude variable, ce qui provoque un phénomène d'endommagement par fatigue. Une alternative à la réparation de ces structures consiste à les renforcer préventivement, avant que la fissure n'apparaisse. Ce renforcement de structures par patchs composites retarde l'apparition de ces fissures. En raison de l'importance des avantages des réparations par patch collés, de nombreuses recherches ont été faites dans le but de caractériser les réparations par collage d'un point de vue expérimental et théorique [1-7].

La qualité de la tenue en fatigue d'une structure réparée est limitée par celle de la colle. De nombreuses études ont été consacrées à l'étude théorique des contraintes dans le patch composite et dans la colle [8-12] car cette dernière est souvent le point faible dans une réparation. En effet, elle est souvent à l'origine des défaillances du patch composite [13] car c'est sa rupture ou sa décohésion qui provoque le détachement du renfort composite. En effet, 53% des défaillances constatées dans les structures aéronautiques ainsi réparées sont dues à la colle [13]. Ces défaillances sont essentiellement dues au transfert d'effort du substrat vers le patch composite. Cette zone de transfert d'effort entraîne en effet un pic de cisaillement à proximité du bord libre du patch composite. Le calcul des distributions de contraintes est donc un point important pour proposer une solution de renforcement adaptée. Plusieurs modèles ont été développés sous certaines hypothèses afin de faciliter la résolution du problème. L'approche la plus simple pour le calcul des contraintes dans la colle consiste à considérer qu'elle ne travaille qu'en cisaillement et que celui-ci est constant dans toute la zone

de recouvrement. Cependant, les premiers travaux un peu plus élaborés sont généralement attribués à Volkersen [14], qui a proposé un modèle de joint collé à simple recouvrement dans le cadre des hypothèses suivantes: les matériaux ont tous un comportement élastique linéaire ; les adhérents travaillent en traction/compression ; la colle travaille en cisaillement; les contraintes sont supposées constantes suivant l'épaisseur des matériaux et la flexion de l'assemblage est négligée. De Bruyne [15] a ensuite adapté ce modèle pour les joints à double recouvrement. Goland et Reissner [16] ont étudié l'influence de la flexion du joint collé sur la distribution des contraintes. En 1973, Hart-Smith [9-10] a intégré la plasticité de la colle et la dilatation thermique des adhérents pour les joints à simple et double recouvrement. La première étude partielle sur l'effet bidimensionnel dû au coefficient de Poisson date de 1973 [17]. Elle a depuis été étendue au calcul complet des champs de contraintes dans un assemblage collé de forme rectangulaire soumis à des chargements mécaniques. La plupart des modèles analytiques existant jusqu'alors étaient unidimensionnels. Le passage à un assemblage rectangulaire a permis d'analyser finement des effets 2D liés au couplage des contraintes entre les deux directions de l'assemblage [18]. De nombreux autres travaux ont été menés, notamment sur la prise en compte des grands déplacements [19] ou l'influence de la non-linéarité du comportement de la colle. Bigwood et Crocombe [20] ont modélisé la non-linéarité du comportement de la colle en résolvant numériquement un système non-linéaire de six équations différentielles. Adams et Mallick [21] ont considéré un comportement élasto-plastique de la colle en introduisant la notion de module effectif équivalent en résolvant le problème par itérations. Des études numériques ont également été menées sur l'influence de la forme du bourrelet de colle [22] ou de la zone d'ancrage [23] sur les pics de contraintes dans la colle. Il faut noter cependant que ces modèles prévoient généralement un pic de contrainte dans la colle au niveau du bord libre et ne respectent pas la condition de contrainte nulle à l'extrémité libre du joint. Ils surestiment donc en général le pic de contrainte se produisant effectivement dans la colle. Il est important de noter que de telles théories sont unidirectionnelles, au sens où la structure renforcée est soumise à des conditions de chargement simples et que les contraintes sont calculées suivant un modèle de poutre renforcée. Les structures renforcées sont cependant plus complexes. Par exemple, les structures aéronautiques réparées ou renforcées par patches composites sont typiquement des structures bidimensionnelles soumises à des états de contraintes plus compliqués que les tests usuels de cisaillement de joints collés [24,25].

Des études ont mis en évidence le comportement viscoélastique d'une colle époxyde, la FM 73 [26, 27]. Ce comportement viscoélastique dépend en outre de la température à laquelle la sollicitation est appliquée [28]. En effet la rigidité de la colle chute lorsque la température augmente. De nombreux modèles rhéologiques permettent alors de modéliser quantitativement le comportement viscoélastique linéaire observé. Ils sont obtenus en combinant des éléments ressorts et amortisseurs de différentes manières. Cependant, des travaux sur le comportement de colles époxydes révèlent une non linéarité des paramètres rhéologiques mesurés en fonction du niveau de chargement appliqué [29,30].

La résistance à la fatigue du composite ou celle de la colle sous chargement de fatigue, dépend de nombreux paramètres tels que la préparation de la surface, les défauts ou la forme du bourrelet de colle le long des bords libres du patch [31] ou encore la présence ou non d'un dégradé d'épaisseur vers le bord libre des patches composites. Il est bien connu qu'un pic de contrainte de cisaillement transverse prend naissance près des bords libres du patch composite [16]. Cet état de contrainte locale dans la colle doit influencer la réponse mécanique globale de la structure renforcée. La mise en place d'un bourrelet de colle à profil bien contrôlé ou d'un escalier le long du bord libre des patches composites réduit les contraintes de cisaillement [6,32]. Certaines études ont été réalisées sur la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement dans la colle [33]. Ces travaux ont pour but d'évaluer l'influence de la forme des bords libres du patch composite sur la diminution de ces pics. Xiong et Raizenne [33] ont montré que des patches présentant une épaisseur dégressive amoindrieraient les contraintes dans la colle car la singularité géométrique est alors moins marquée. Ils ont par exemple optimisé l'angle et la longueur de la diminution d'épaisseur du patch composite. D'autres travaux ont été menés sur l'optimisation de la forme du patch composite [34]. Le cas de renforts plans bidimensionnels de formes circulaires ou elliptiques a également été abordé analytiquement en se basant sur la méthode de l'inclusion d'Eshelby [35] et en considérant la zone renforcée comme une inclusion de plus grande rigidité que le reste de la plaque. Le calcul des contraintes dans un renfort elliptique orthotrope est décrit par Rose [36]. Un grand nombre d'études a été réalisé sur des patches de formes polygonales. Elles sont généralement basées sur cette méthode de l'inclusion elliptique et sur l'algorithme de Rodin [37] permettant d'adapter la méthode d'Eshelby à des inclusions polygonales et polyédriques. En particulier, Duong a étudié le cas d'une plaque renforcée par un patch polygonal de manière symétrique [38], asymétrique [39], dans le cadre des grands déplacements [40], pour

des chargements thermomécaniques [41] ou encore en modélisant la diminution de l'épaisseur du patch près des bords libres [42]. Ces modèles tiennent bien compte de la géométrie plane de l'assemblage étudié mais ne permettent d'évaluer que les contraintes au milieu de l'assemblage, loin des bords libres, contrairement au modèle bidimensionnel d'assemblage rectangulaire, qui permet une analyse plus fine du couplage entre les deux directions de l'assemblage sur toute la surface considérée.

Les patches composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patches permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. Les propriétés mécaniques de ces structures réparées ont été étudiées dans de nombreux articles. L'influence de plusieurs paramètres sur le comportement de la propagation de la fissure a été soigneusement étudiée dans la plupart des études. Par exemple, l'influence de la taille du patch composite [43], du nombre de plis [44], de la dissymétrie de la structure réparée [45], de la mise en tension du composant avant collage du patch composite [46], de la plasticité [47-49], du collage imparfait du patch composite [50] ou des contraintes résiduelles [51-53] a été examinée dans la littérature récente. L'une des problématiques soulevées par l'assemblage d'un matériau composite sur une structure métallique, généralement en aluminium, est liée à la différence du comportement de ces deux matériaux face à une variation de température. En effet, les composites généralement utilisés sont à base de fibres de carbone ou de verre. Or ce type de patch ne se dilate quasiment pas suivant la direction des fibres en comparaison avec l'aluminium qui présente un coefficient de dilatation thermique beaucoup plus important. Des contraintes d'origine thermique apparaissent donc au sein des éléments assemblés lorsque la structure collée est soumise à des changements de température. Les structures aéronautiques sont soumises à des températures pouvant aller de $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ en vol à $70\text{ }^{\circ}\text{C}$ au sol. La colle, qui assure le lien en transmettant les efforts entre les matériaux, est le principal point faible de ces assemblages collés car elle est soumise à de fortes contraintes de cisaillement. Ces contraintes peuvent mener au décollement ou à la rupture du patch composite si celui-ci est mal dimensionné [54]. Baker [5,55,56] a étudié également l'effet du décollement et de la température élevée sur la force et la longévité de la réparation. Sa recherche a prouvé que la durée de vie de la section collée diminue lorsque la taille du décollement augmentait. Ces essais à température élevée ont montré que la durée de vie de l'assemblage diminue avec l'augmentation de la température. Cet effet est dû à l'augmentation du facteur d'intensité de contraintes avec la température élevée en raison de la plasticité accrue de l'adhésif et de la

chute de son module de cisaillement. Ce premier travail a été réalisé pour valider les réparations par collages comme alternative viable aux réparations par fixation mécanique. Denney [57] a étudié les effets du décollement dans la couche d'adhésif entre le composite de réparation bore/époxy et la plaque d'aluminium mince. L'étude de l'aluminium mince a été proposée par Mills et Ryan [58], Shubbe [59] et Conley [60] ont étudié la réparation par des composites entièrement collés sur des structures épaisses. L'étude la plus approfondie sur les performances des patchs en composites pour la réparation des défauts a été menée au AMLR par Molent et al. [3] sur l'aile d'un F111C. Ces auteurs ont utilisé l'analyse par éléments finis, l'analyse théorique, les jauges de déformation et des tests de chargement statique pour caractériser cette réparation. Les moyens de réparation consistaient au collage de 60 couches de bore/époxy. Une des couches est préchargée pour diminuer les effets des contraintes résiduelles. Jones et al. [61], ont étudié les problèmes du point de vue tolérance à l'endommagement avec des intervalles d'inspection. Ils ont présenté une discussion générale sur les méthodes de tolérance à l'endommagement des joints adhésifs et des patchs de réparation. Une vue d'ensemble des procédés de conception et de réparation pour le cas des F111C a été détaillée par Rose [62], Belason et al. [63], ont réalisé des essais pour obtenir une base de données servant d'appui à l'utilisation du bore/époxy comme moyen de réparation dans les applications civiles. Leurs recommandations sont actuellement requises pour l'approbation par l'administration fédérale de l'aviation civile (FAA). Ils ont montré que de telles recommandations donnent d'excellents résultats au protocole de réparation en améliorant la résistance de la structure et la durée de vie en fatigue pour environ 10 fois. Rose [36,64,65] s'est aidé de l'approche de l'équation intégrale pour étudier en bidimensionnelle le problème des fissures réparées. Il a pu affirmer que la double symétrie du patch élimine les effets de flexion. Dans une étude théorique, Zhu et Lam [66], ont recommandé que la longueur du patch soit de l'ordre de six fois l'épaisseur de la plaque pour espérer de bons résultats. Baker [55,56], présente une étude continue sur la propagation en fatigue des fissures réparées par le bore/époxy. Il quantifie les effets des paramètres : décollement du patch, contrainte appliquée, épaisseur du patch, rapport de charge R et température dans le but d'obtenir une vitesse de propagation constante sous un chargement d'amplitude constante et par conséquent tirer un modèle approprié pour la séquence de chargement ou celle de l'effet de retard. Il a aperçu la nécessité de réunir plus de données pour établir des conclusions fermes. Cependant, il a observé que l'estimation du ΔK , en utilisant le modèle de Rose, permet d'aboutir à des corrélations acceptables avec la vitesse de propagation da/dN observée

expérimentalement, hormis les cas des effets de température et du rapport de charge R. Young et al. [67,68], ont étudié les effets des critères de la géométrie du patch en utilisant des formes rectangulaires et elliptiques sur la variation du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure dans une plaque chargée uni axialement. Ils ont présenté une approche propre aux patches elliptiques. Sun et Klug [69] ont présenté une méthode simple d'analyse des plaques en aluminium fissurées et réparées par patches en composite en utilisant la théorie des plaques de Mindlin. La couche adhésive a été modélisée comme étant des ressorts efficaces reliant le patch de réparation et l'aluminium.

Du point de vue numérique plusieurs études ont été conduites pour la détermination du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure peut être un moyen très efficace pour étudier les performances des patches en composites utilisés pour la réparation des fissures et défauts. L'analyse par éléments finis des composites de renforcement faite par Mitchell et al. [70] semble être la première tentative complète vers la compréhension analytique de ce type de problèmes. Ils ont modélisé le patch en plaque bidimensionnelle avec une section longitudinale. Les déformations prédites sont en bon accord avec les résultats expérimentaux. Il résulte des corrélations quantitatives entre quelques modes de ruptures et les contraintes.

Jones et Callinan [71], investissent analytiquement le comportement des patches en composite dans les tôles métalliques en utilisant la FEM permettant l'observation de réactions séparées de la tôle, du patch et de l'adhésif. Une telle analyse peut aider à l'optimisation de la conception du patch. Callinan et al. [72] ont appliqué la FEM tridimensionnelle à une fissure centrale dans une plaque réparée par un patch en composite collé sur un côté de la plaque. Il a été montré que le taux de restitution de l'énergie atteint une valeur asymptotique qui peut être déterminée approximativement par une expression analytique mais le modèle géométrique linéaire utilisé donne des estimations imprécises sur les contraintes et déformations. Rooke et al. [73], ont développé la méthode des éléments de frontières et étudié l'effet du critère de l'excentricité du patch sur le facteur d'intensité de contraintes dans des tôles renforcées. Les durées de vie en fatigue ont été calculées en utilisant la loi de Paris. Il a été conclu que les durées de vie dépendent des longueurs de fissures et de la configuration du patch. Il a été remarqué que les patches centrés répondent mieux dans le cas des fissures courtes alors que les patches excentrés sont meilleurs pour les fissures longues. Chue et al. [74], ont étudié l'effet de l'orientation des fibres pour une fissure inclinée dans une plaque chargée bi-axialement en utilisant la méthode des éléments finis avec des éléments briques à 20 nœuds. Ils recommandent que l'orientation des fibres soit perpendiculaire à la direction de la fissure pour

un patch simple situé sur la fissure. Naboulsi et Mall [75], proposent la méthode des éléments finis bidimensionnels avec trois couches pour l'analyse du patch de réparation. Les trois couches sont la plaque, l'adhésif et le patch. Les résultats obtenus sont meilleurs que ceux de la méthode des éléments finis avec deux couches pour l'analyse des fissures. Belason et al. [63], ont conduit une étude par éléments finis bidimensionnelle et tridimensionnelle ainsi qu'une série d'essais en laboratoire pour évaluer l'efficacité des patches en bore/époxy collés sur une structure d'avion en aluminium 7075-T6. Leur objectif était d'obtenir des données, qui soutiendront l'approbation pour l'usage sur l'avion commercial. Ils ont étudié les contraintes dans l'adhésif, le patch de bore/époxy et la plaque d'aluminium pour trois charges différentes (les charges thermiques, les charges de tension appliquées et ont combiné les charges thermiques et de tension). Ils ont observé que les contraintes de cisaillement et de pelage dans l'adhésif dues à la charge thermique sont de valeurs à peu près identiques, mais agissent dans la direction opposée de l'application de la charge de tension. Ils ont également constaté que les concentrations axiales de contraintes dans l'aluminium et le bore/époxy étaient tous les deux inférieures pour la charge combinée à la charge de tension. Hu et Soutis [76,77], ont étudié le comportement d'un composite réparé par un composite stratifié soumis en compression. Ils ont employé une analyse non linéaire pour choisir la taille du patch, les formes et rigidités voulues. Ils ont également effectué une analyse tridimensionnelle par éléments finis pour déterminer les champs de contraintes afin de prévoir la résistance à la rupture. L'analyse a été basée sur la formulation déplacement utilisant les éléments isoparamétriques à 20 nœuds incurvés pour l'analyse tridimensionnelle. Quatre éléments ont été employés pour la plaque et le composite de réparation suivant l'épaisseur du stratifié tandis que l'adhésif était modélisé en utilisant seulement un élément. Le but de cette analyse est de déterminer la distribution des contraintes et le facteur d'intensité de contraintes. Schubbe et Mail [78] ont modélisé avec succès une structure métallique épaisse fissurée et réparée par collage de composite en utilisant la technique des trois couches. Le modèle par éléments finis se compose de trois couches d'éléments plaque de Mindlin bidimensionnels de 4 nœuds employés pour modéliser le patch, la plaque et l'adhésif séparément. L'objectif significatif de cette étude était la modélisation de la couche adhésive. L'adhésif a été décrit comme un matériau élastique continu serré entre la plaque et le patch. Bachir Bouiadjra et al. [79] ont estimé le facteur d'intensité de contraintes d'une plaque en Aluminium fissuré et réparée par patch en composite sollicitée en mode I et mixte. Leurs résultats montrent que le choix des propriétés de l'adhésifs doit être optimisé, le choix des patches plus large à élargie le comportement

asymptotique du FIC, l'augmentation de l'épaisseur du patch réduit le FIC en pointe de fissure mode I et le est plus affecté par la présence du patch que celui du mode II. Achour et al. [80], Madani et al. [81], Ouinas et al. [82] ont analysés par MEF l'effet des patches en composites sur le renforcement et la réparation d'un structure en aluminium contenant une entaille latérale semi-circulaire. Ils ont trouvé que le facteur de concentration de contraintes au fond d'entaille est réduit presque 30% et la réduction maximale du facteur d'intensité de contraintes est environ de 60 %. Belhouari et al. [83] ont étudié l'efficacité du double patch. Ils ont prouvés que l'utilisation du double patch réduit sensiblement le facteur d'intensité de contraintes comparé au simple patch, Le facteur d'intensité de contraintes diminue asymptotiquement avec l'épaisseur du patch, la différence relative entre le FIC du double patch et celle du simple est presque constante. Le gain d'épaisseur diminue lorsque celle du patch augmente. Ces constatations sur l'effet bénéfique du double symétrique ont été confirmées par d'autres travaux [84-88].

Les défauts dans les assemblages collés où la concentration en une région donnée de porosités, peut conduire à la création de trous ou de cavités. Lorsqu'elles sont localisées au voisinage proche de l'interface, les cavités créent des interfaces non liées ou des discontinuités géométriques. Elles peuvent donner naissance à des sites préférentiels à l'amorçage de fissure ou au décollement conduisant à la rupture de la jonction. Des essais de fatigue ont été réalisés sur des éprouvettes réparées par des patches en bore/époxy, présentant des zones de décollement. L'effet de la localisation des zones de décollement par fatigue des éprouvettes réparées a été étudié par Baker [89]. Ces études ont montré que la durée de vie en fatigue d'une éprouvette réparée avec et sans décollement croît par rapport à celle non réparée par patch. Différentes configurations de décollement ont été analysées tel que le décollement aux extrémités de la ligne centrale du patch, celui-ci croît sur une grande largeur centrale et conduit au décollement des bords du patch [90-94]. Une méthode de réparation a été proposée par Bachir Bouiadjra et al. [95]. Il a consisté à diviser la couche adhésive en deux bandes avec des propriétés différentes. La première bande a été utilisée sur la région de fissure pour assurer le transfert de contrainte et la seconde bande a été utilisée au-delà de la région de fissure pour éviter la défaillance de l'adhésif. Les résultats ont montré que le taux de restitution d'énergie en pointe de fissure est fortement réduit par la différence de propriétés entre les deux bandes adhésives, ce qui peut impliquer l'amélioration de la résistance à la rupture de la structure fissurée.

Une bonne façon de concevoir une réparation est de trouver la forme optimale du patch, afin d'obtenir le maximum de sécurité. Un tel problème est très important de nos jours aussi bien du point de vue économique et technique, dans un large éventail domaines de l'ingénierie, en particulier dans les applications structurales. Plusieurs travaux [96-101] ont été conduit pour analyser numériquement la performance des formes octogonales, circulaires et elliptiques des patches en composites. Ils ont montrés que la forme du patch a un effet significatif sur la valeur du facteur d'intensité de contrainte en pointe de la fissure. En outre, l'utilisation de la forme du patch approprié peut réduire le niveau des contraintes thermiques résiduelles dues à la prise de l'adhésif; la masse du patch qui signifie des coûts moins de réparations et les contraintes dans l'adhésives qui peuvent améliorer la durabilité du composite de la réparation. Mhamdia et al. [101] ont montrés que la forme du patch rectangulaire modifiée en " H" ou en flèche améliore les performances de réparation augmentant la duré de vie de la structure réparée.

Brighenti et al [102] optimise la forme du patch d'une plaque fissurée est réparée chargée en mode I, en appliquant d'une méthode de base biologie, connu sous le nom de l'algorithme génétique (GA) [102-106]. La meilleure topologie du patch est obtenue par la détermination de la distribution optimale de la densité du matériau dans un domaine donné. Cette distribution peut être considérée comme la variable de conception du problème. L'algorithme génétique est utilisé pour trouver les valeurs extrêmes d'une fonction objective appropriée. Brighenti et al [102] ont choisis comme fonction objectif le facteur d'intensité de contraintes; l'optimisation de la conception adoptée consiste à minimiser cette fonction tout en maintenant constante la superficie totale réparée. La procédure proposée a été implémentée dans un code élément finis, et des simulations numériques ont été réalisées afin d'évaluer la fiabilité de la fonction objective. Deux configurations de plaques fissurées ont été examinées, et la forme optimale du patch de réparation a été déterminée pour les deux cas. Le facteur d'intensité de contraintes peut être réduite à environ 50% par rapport à celle liée à une forme simple (carrée ou rectangulaire). Kumar et al. [107] ont examiné l'efficacité de certaines formes de patch composites (carrée, circulaire, elliptique, rectangulaire, étoile) appliqués à des plaques d'aluminiums fissurés. Les auteurs ont trouvé qu'une réparation efficace correspond à la forme d'étoile qui est définie par trois paramètres géométriques. Cette forme de patch peut être considéré comme être très semblable à la forme optimisée déterminée par Brighenti et al [102]. La même méthode d'optimisation (GA) a été utilisé pour optimiser la forme du patch d'une plaque fissurée est réparée chargée en mode I et II [108, 109]. Les résultats obtenues montrent qu'une forme de patch optimisé conduit a une réduction du facteur d'intensité de

contraintes environ 40-60% rapport à celle liée à une forme simple du patch (carrée ou rectangulaire). Aussi la durée de vie en fatigue obtenu peut être considérablement améliorée par l'utilisation de patch de réparation optimisés par rapport au simple forme carrée ou rectangulaire. Mathias et al [4,110] associé l'algorithme génétique à un code d'éléments finis pour renforcer une entaille circulaire dans une structure en aluminium. Les algorithmes génétiques sont utilisés pour optimiser la séquence d'empilement de structures composites. La forme du patch, les orientations des plis ainsi que l'emplacement du patch sont simultanément optimisée pour obtenir un patch qui soulage une zone donnée, cette zone représente les 20% de la surface de la structure totale.

La méthode des plans d'expériences est l'une des méthodes d'optimisation la plus utilisée car il prend en compte tous les paramètres et leurs interactions [111,112]. Ait Yala, et Megueni [113] utilise cette méthode pour minimiser le facteur d'intensité de contrainte d'une fissure réparé par patch en composite chargé en mode I. Les auteurs ont pu quantifier les effets de l'épaisseur du patch et de l'adhésif ainsi que le module de cisaillement de l'adhésif sur le facteur d'intensité de contrainte. Fekih et al [114] ont analysés par la méthode des éléments finis tridimensionnelle non linéaire l'effet des dimensions du patch (longueur, largeur et l'épaisseur) sur la variation de l'intégrale J le long du front de fissures réparées par patch en composite. La méthode des plans d'expériences a été appliquée pour optimiser la taille du patch et à déterminer la dimension la plus influencer sur qualité de la réparation. Les auteurs montrent que Les dimensions du patch ont une influence sur la résistance mécanique de l'assemblage. La largeur du patch doit être très supérieure à la longueur de la fissure afin d'y inclure la propagation de celle ci sous le patch en composite. L'augmentation de la longueur ou la largeur du patch conduit à une augmentation de la résistance de la structure réparée.

Notre étude se place dans ce contexte, elle porte sur une analyse numérique par la méthode des éléments finis tridimensionnelle, de la réparation par patch en composite d'une structure métallique fissurée. Le plan d'expérience est utilisé pour optimiser les paramètres géométriques et les propriétés mécanique du patch en composite ainsi que les propriétés et l'épaisseur de l'adhésif en mode I et en mode mixte (I+II) ainsi que l'orientation des plis.

La thèse est structurée en six chapitres : Les deux premiers ont pour objet l'étude bibliographique. Le chapitre I s'intéresse sur des travaux scientifiques réalisés sur la réparation par patch composite, les différentes techniques de réparations des structures métalliques, les défauts de collage et le transfert de charge du renfort collé, optimisation du patch composite ainsi que la réparation des structures composites. Le second chapitre passe

en revue des définitions du plan d'expérience et la recherche des optimums. Le troisième chapitre est consacré à l'optimisation des dimensions et formes de patches en composite. L'analyse porte sur l'influence de l'épaisseur, de la largeur et de la hauteur du patch sur les variations de l'intégrale J en pointe de fissure réparée. Nous déterminons la forme du patch la plus optimale utilisée pour la réparation.

Le quatrième chapitre traite le cas du mode mixte (I+II). Nous déterminons l'optimum des paramètres géométriques du patch de deux formes rectangulaire et étoile.

Dans le cinquième chapitre nous étudions l'optimisation de l'adhésive et son épaisseur. Le dernier chapitre se consacre à l'optimisation de l'orientation des plis du composite. Nous mettons en évidence l'effet de ces paramètres sur l'intégrale J en pointe de fissure.

Chapitre I

Réparation des structures fissurées par patches en composites

Chapitre I

Réparation des structures fissurées par patchs en composites

I. Introduction

La réparation des aéronefs est intimement liée à l'histoire de l'aviation et aux matériaux qui les ont constitués, la démarche de réparation de ces structures correspond historiquement au développement de solutions pour l'aviation militaire. La fin des années 70 et le début des années 80 représentent le mieux ce déploiement d'efforts pour la réparation avec l'établissement des principales techniques de réparation. Les premiers travaux connus concernant les réparations des composites sont dus à Jones & al. en 1979 [115], qui proposent une réparation grâce au collage d'un patch composite sur les fissures observées sur structures métalliques. D'après Baker et al. [24, 116], la DSTO (Defence Science and Technology Organisation) australienne a mené des recherches sur ces réparations depuis le début des années 70. Ils soulèvent un certain nombre de problèmes que pose ce type de réparation comme la taille des patchs, la forme des patchs, l'épaisseur de la colle, la qualité de l'adhésif, la préparation des surfaces, etc. Ces études pointues et coûteuses n'auraient pu être menées sans l'intervention des institutions gouvernementales. Ainsi, les premiers domaines d'utilisations des composites ont surtout été développés pour des applications militaires. De nombreux travaux de recherche ont également été effectués par la NASA, les armées américaines et australiennes. La NASA propose d'ailleurs en 1982 un des premiers rapports sur la réparation des structures à base de carbone/polyimide [117]. En 1984, la NASA publie un large volume sur la réparation des composites [118]. Les thèmes concernant la réparation par patchs, l'efficacité des patchs, les méthodes de contrôle non destructif du dommage (CND), les processus de réparation sur des structures homogènes, sandwichs et plaques raidies y sont abordés en détails. Le groupe AGARD (Advisory

Group for Aerospace Research et Development) absorbé par RTO (Research & Technology Organisation) de l'OTAN en 1997, organise des conférences scientifiques spécialisées en matériaux composites entre 1980 et 2000 qui traitent en partie du problème des réparations composites. Le contexte historique aéronautique avec une large proportion de structures métalliques explique la grande part d'études dédiées à la réparation par "patch composites" sur structures métalliques. Les patches composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patches permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. Les propriétés mécaniques de ces structures réparées ont été étudiées dans de nombreux articles. L'influence de plusieurs paramètres sur le comportement de la propagation de la fissure a été soigneusement étudiée dans la plupart des études. Par exemple, l'influence de la taille du patch composite [43], du nombre de plis [44], de la dissymétrie de la structure réparée [45], de la mise en tension du composant avant collage du patch composite [46], de la plasticité [47-49], du collage imparfait du patch composite [50] ou des contraintes résiduelles [51-53] a été examinée dans la littérature récente.

Ce chapitre, a pour but de présenter quelques-uns de ces travaux menés dans le domaine de la maintenance aéronautique afin de réparer des structures endommagées en utilisant des matériaux composites. En effet, grâce à leurs propriétés mécaniques élevées et à leur diversité, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés pour réparer des structures aéronautiques vieillissant. Quelques travaux sur la réparation par patches composites sont présentés suivis d'une discussion sur le choix du composite utilisé. Enfin, des exemples d'application illustrent la pertinence du choix des matériaux composites pour réparer des zones endommagées.

II. Réparation des structures métalliques fissurées

Le renforcement des structures par patch composite peut s'avérer très bénéfique et plusieurs études sur le sujet ont donc été menées ces dernières années afin de mieux comprendre les phénomènes mis en jeu [119]. En effet, certaines structures aéronautiques présentent des signes de vieillissement. L'un des problèmes récurrents est notamment l'apparition de

fissures de fatigue au niveau de l'encastrement de la voilure qui, lorsqu'elles sont de dimensions significatives, provoquent la mise hors-service de cette voilure. Afin de prolonger la durée de vie de ces structures, plusieurs solutions existent:

- si la taille des fissures n'est pas trop importante, une des solutions utilisées en maintenance est l'alésage de la pointe de fissure, qui peut arrêter sa propagation;
- si le niveau de dommage est trop important, les voilures sont tout simplement remplacées, ce qui s'avère très coûteux. En effet, la fabrication d'une voilure complète représente un coût d'environ 1,5 million d'euros ;
- si des fissures apparaissent dans des zones non-critiques, elles peuvent être pontées par des matériaux composites, on parle alors de réparation ;
- si les fissures ne sont pas encore apparues, une solution actuellement est utilisée consisterait à coller un patch composite préventivement sur la zone la plus fragile, on parle alors de renforcement.

La classification des structures d'avions pour les inspections et les réparations est généralement décrite comme suit:

- Structure primaire : une structure peu fiable provoque l'endommagement et conduit à de graves conséquences;
- Structure secondaire : la dégradation d'une telle structure affecterait le fonctionnement de l'avion mais ne mènerait pas à sa perte.
- Structure tertiaire : dans ce type de structure la rupture n'affecterait pas de manière significative le fonctionnement de l'avion.

Une considération importante dans le choix des réparations est le niveau auquel la réparation peut être appliquée. Des activités de réparation sur l'avion militaire sont exécutées à l'un des niveaux suivants :

- Niveau de champ: Entamé directement sur l'avion dans une situation où le personnel spécialisé et/ou aux équipements proportionnés sont indisponibles. De telles activités seront généralement limitées aux réparations assez mineures à la structure non primaire ou aux réparations non critiques à la structure primaire. Cependant, les réparations du dommage de

la structure primaire doivent être entreprises très rapidement pour rendre l'avion opérationnel.

- Niveau de dépôt: Entrepris dans une situation où le personnel et les équipements sont disponibles. Cependant, si le composant endommagé est trop grand ou difficile à enlever, des réparations sont mises en application directement sur l'avion. C'est pour de telles raisons que la réparation par double patch est parfois impossible ce qui fait appel à des réparations par simple patch mais cette dernière est moins résistante.

L'industrie aéronautique est particulièrement sensible aux problèmes de sécurité. Des procédures ont été mises en place afin de répondre à ces exigences. La figure I.1 présente les différentes étapes clés de la réparation.

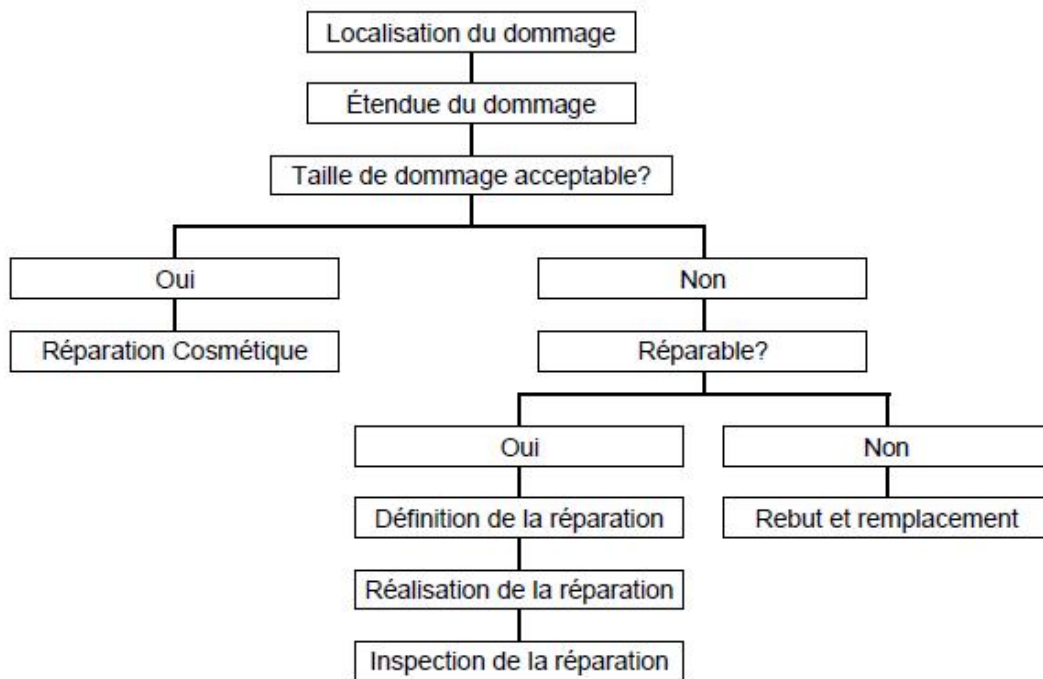


Figure I.1: Processus de réparation [120,121]

Les matériaux composites sont présents dans beaucoup de domaines d'activités. Cependant l'aéronautique a été un secteur précurseur pour ces matériaux et a ouvert beaucoup de voies dans le domaine des réparations notamment. Ces avancées expliquent l'utilisation de statistiques et de résultats, essentiellement issus de l'industrie aéronautique et plus particulièrement de la phase d'exploitation des appareils, dans ces travaux. Les exigences de certification des aéronefs, ont permis d'étudier avec une grande rigueur les origines des dommages, leur fréquence d'occurrence, le suivi de ces dommages et la mise au point de moyens de réparations. Il apparaît que la plus grande partie des dommages survient lors des phases de maintenance ou d'escale au sol. La figure I.2 illustre l'origine des différents impacts constaté sur un avion.

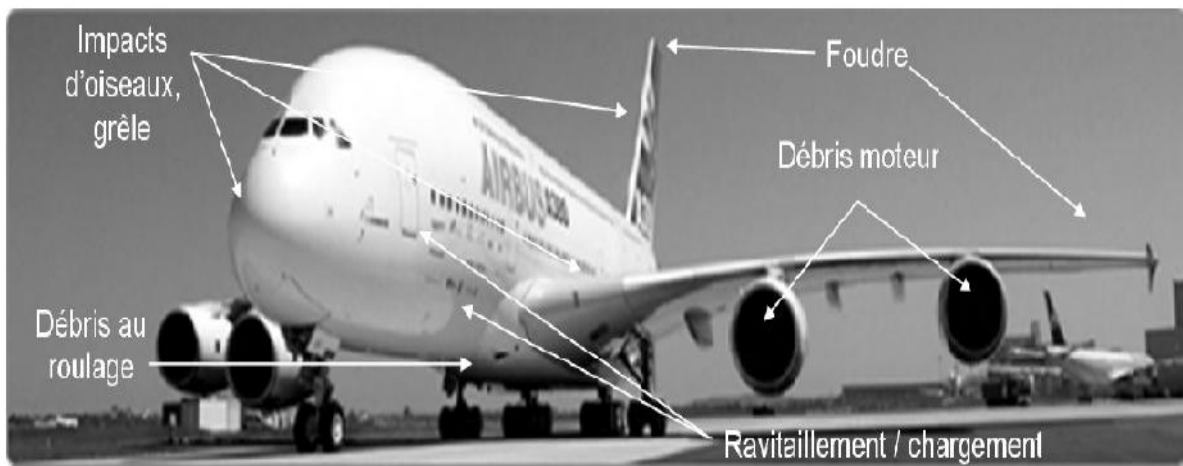


Figure I.2: Origine des différents impacts observés sur un aéronef.

Si l'on s'intéresse plus largement aux endommagements que l'on retrouve sur pièces aéronefs, on retrouve plusieurs scénarios d'endommagements liés à la complexité de ces pièces. En revanche, selon les statistiques présentées par Airbus (Fig. I.3), on observe que plus de 50 % des dommages sont liés à des sollicitations d'impacts. La localisation des dommages sur les appareils permet de savoir quel type de structure est soumis à ces sollicitations. Comme le montre la répartition des réparations qui ont été rapportées par Airbus (Fig. I.4), on observe que 85 % des dommages réparés se trouvent sur le fuselage et

plus particulièrement, la peau du fuselage et les panneaux autour des portes [122]. Avec l'arrivée des avions dont le fuselage est principalement constitué de matériaux composites, le remplacement de tronçons ou de panneaux semble difficile à concevoir d'un point de vue économique. La réparation est alors essentielle.

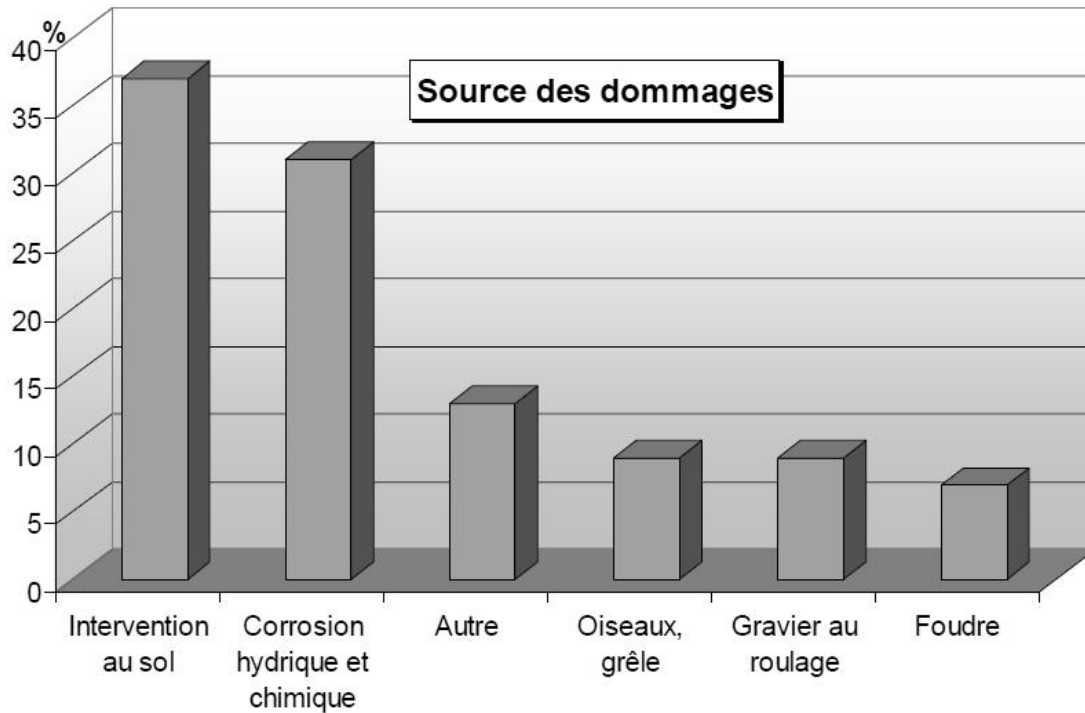


Figure I.3: Nature des dommages sur les aéronefs civils.

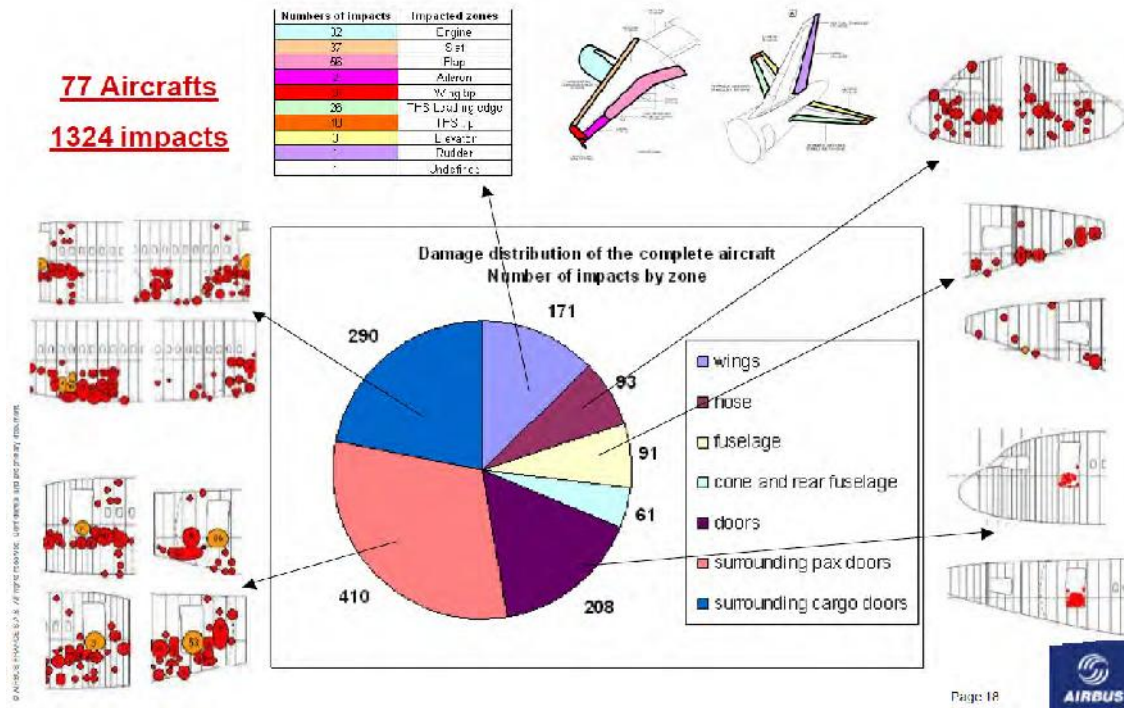


Figure I.4: Présentation de la répartition des réparations sur d'avions Airbus.

Plusieurs méthodes de réparations sont employées aujourd'hui dans l'industrie aéronautique. Elles ont été influencées et enrichies grâce aux travaux de recherche dans de multiples laboratoires. La figure I.5 présente un extrait de documentation issue du SRM d'un A330 décrivant précisément certaines limites pour la réalisation d'une réparation par patch. Des ouvrages de référence décrivant plus généralement tous les aspects de la maintenance aéronautique ont récemment été publiés [123,124]. Ces documents rendent accessibles les technologies utilisées et développent un certain nombre de justifications numériques (analytique et éléments finis) employées pour le dimensionnement de telle réparation.

type of damage	damage size				type of repair	repair to be performed	srm repair reference	inspection required	minimum distance 'x' between		max. N° of damage
	length mm (in)	width mm (in)	area mm² (in²)	depth mm (in)					damage mm (in)	repair mm (in)	
scratches cracks gouges	≤200.00 (7.874)	≤10.00 (0.394)		no fibre damage	temporary	immediately	51-77-12 para. 2.A	no	3l (where L is the maximum dimension of damage)	25.00 (0.984)	2
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-12 para. 3.A				
delamination debonding	≤42.00 (1.654)		≤1395.00 (2.147)	all depths	temporary	not required					
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-13 para 2.A (2)				
	≤50.00 (1.969)		≤1963.00 (3.043)	all depths	permanent	immediately	51-77-13 para 2.A (3)				
dents and perforation damage	≤42.00 (1.654)		≤1395.00 (2.147)	all depths	temporary	immediately	51-77-12 para 2.A				
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-13 para 2.A (2)				
	≤50.00 (1.969)		≤1963.00 (3.043)	all depths	permanent	immediately	51-77-13 para 2.A (3)				

Figure I.5: Exemple de recommandation issue du SRM de l'airbus A330.

II.1. Patch composite et patch métallique

Les patches composites sont le plus souvent utilisés en réparation et commencent à voir des applications dans le domaine du renforcement. Ils sont généralement collés dans les zones soumises à de fortes concentrations de contrainte. Ils permettent alors soit de ponter les fissures qui apparaissent sur les plaques ou les coques métalliques peu épaisses telles que le fuselage des avions dans le cas de la réparation, soit de retarder l'apparition des fissures dans le cas du renforcement préventif. Les patches composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patches permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées.

Les deux types de renforts généralement utilisés dans l'aéronautique sont des composites de type carbone/époxyde [125] ou bore/époxyde [1,2]. La RAAF a utilisé ce dernier type de renfort dans les années 80 [24]. Les avantages de ces deux types de renforts pour les patches en comparaison avec les alliages métalliques incluent [126] :

- Rigidité élevée permettant l'utilisation de patch de faible épaisseur (important pour des réparations externes) et permettant d'appliquer le renfort dans les directions désirées ;
- Déformation élevée à la rupture et durabilité sous des chargements cycliques permettant de réduire le risque de décollement du patch.
- faibles densités.
- Excellente malléabilité (formabilité) permettant une fabrication moins coûteuse des patches de formes complexes.
- Absence de traitement de surface pour les patches à base de matériaux composites.

Dans la plupart des réparations, l'utilisation de patch unidirectionnel est optimale puisque ceci fournit l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction de chargement, et minimise la rigidité inutile dans d'autres directions. Cependant, dans certains cas sous chargement biaxial élevé et d'un changement de l'orientation probable de la fissure, il est indispensable de fournir le renfort transversal et/ou de cisaillement. Ceci peut être réalisé en employant un stratifié avec un nombre approprié de plis de $\pm 45^0$ et de 90^0 .

Le principal inconvénient de ce matériau provient de son coefficient de dilatation très faible suivant la direction des fibres, de l'ordre de $0.02 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, ce qui peut provoquer des contraintes d'origine thermique assez importantes. Une étude comparative entre les fibres de bore et le glare a montré l'efficacité du glare [54]. Ce dernier est un matériau composite composé de fines couches d'aluminium et de fibres de verre qui a l'avantage d'avoir sensiblement le même coefficient de dilatation que l'aluminium. Il a cependant aussi une rigidité très inférieure aux deux autres types de composites carbone/époxyde et bore/époxyde [127].

Le renforcement et la réparation des structures métalliques par patch à base de composite peuvent être considérés comme une méthode rentable et souple. Les renforts ou les patches sont idéalement mis en application in situ, évitant ainsi de recourir au démontage coûteux des structures d'avions. L'Aeronautical and Marine Research Laboratory (AMRL) a utilisée

avec succès des renforts en fibres de bore afin de parer des problèmes de corrosion et de fatigue. Le tableau I.1 résume les principaux travaux effectués [1,2].

Avion	Type de dommage	Commentaires
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
Nomad	Corrosion	Plus de 105 000 heures de vols simulés
F 111	Corrosion	En service depuis 1980

Tableau I.1: Exemples de réparations par patchs composites.

Les figures I.6, I.7.a et I.7.b présentent quelques exemples de réparation. Sur la figure I.6, l'avion représenté est un F 111 [2, 24]. La particularité de cette réparation est que le panneau endommagé situé sous l'une de ses ailes a été entièrement substitué par une pièce en composite carbone/époxyde afin de retarder la propagation de fissure. De même, le Mirage III voit des fissures apparaître au niveau de son réservoir. L'Armée de l'Air Australienne a donc réparé cette partie de l'avion en pontant ces fissures avec des patchs composites. Ces derniers permettent de diminuer fortement la vitesse de propagation des fissures en question. La figure I.7.a présente la zone endommagée et le patch utilisé [24]. Cette solution, validée par la RAAF, a permis la réparation de plus de 180 avions Mirage. Le dernier exemple, présenté sur la figure I.7.b, est un avion Hercules dont l'intérieur de l'aile présente une importante corrosion. La procédure classique de réparation dans ce cas consistait jusqu'alors à riveter des plaques d'aluminium sur la partie endommagée et nécessitait six jours de travail pour un ouvrier. L'utilisation de patchs composites a réduit à une journée le temps de travail nécessaire pour la réparation.

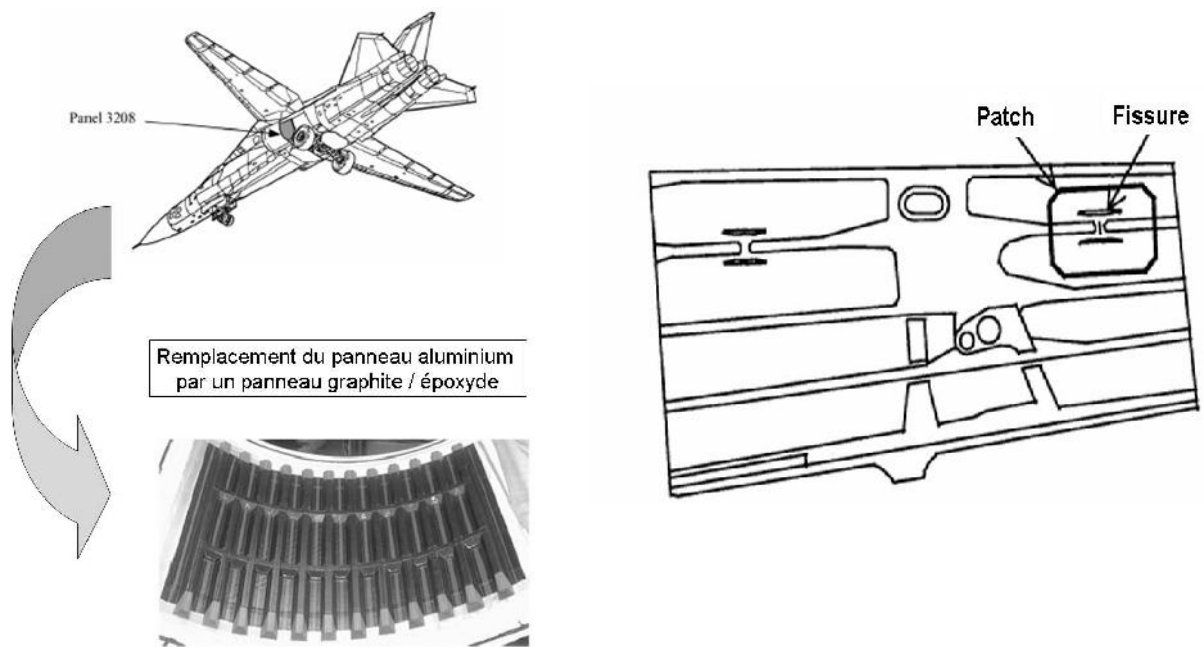
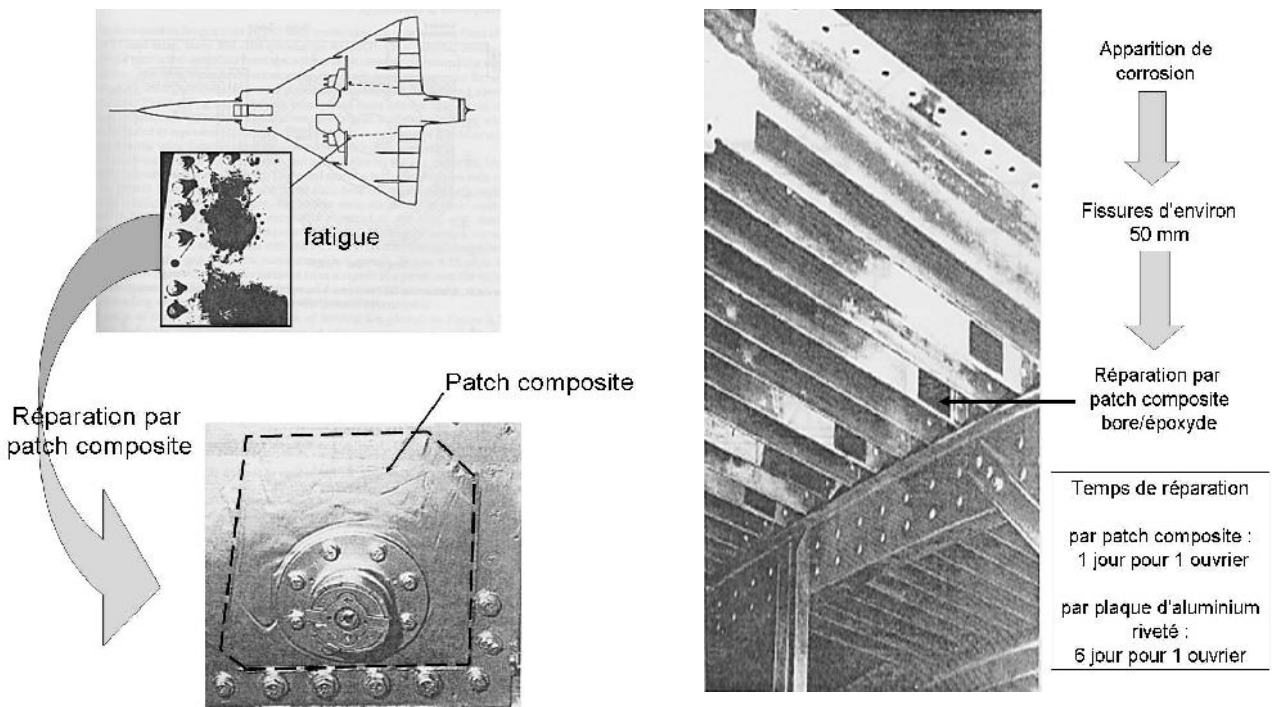


Figure I.6: Réparation effectuée sur un F 111.



a) Réparation effectuée sur un Mirage

b) Réparation effectuée sur un

Figure I.7: Réparation effectuée sur des avions.

Les patches composites sont utilisés couramment non seulement dans le domaine aéronautique mais aussi dans les domaines navals, véhicule de sport, bicycle, ski, etc. Donc toutes les applications posent peut-être un besoin de réparation. Grabovac Whittaker [128] ont conclu concrètement des applications de patches composites pour la réparation des grands bateaux métalliques (Figure I.8) en profitant une expérience pratique de 15 ans . Grâce à leurs travaux dans l'équipe Honda Racing F1, Savage et Oxley [129] ont exprimé leurs moyens de réparations pour des structures composites : insertion, injection de résine, patches composites (Figure I.9), etc. Ils ont donné pas mal de conseils sur la conception de réparation et les considérations pratiques. En outre, des patches composites sont appliqués également dans l'ingénierie civile. Yao et al ont fait une étude expérimentale pour vérifier la performance de collage entre patches composites et bétons (simple recouvrement et double recouvrement) sous la traction [130].

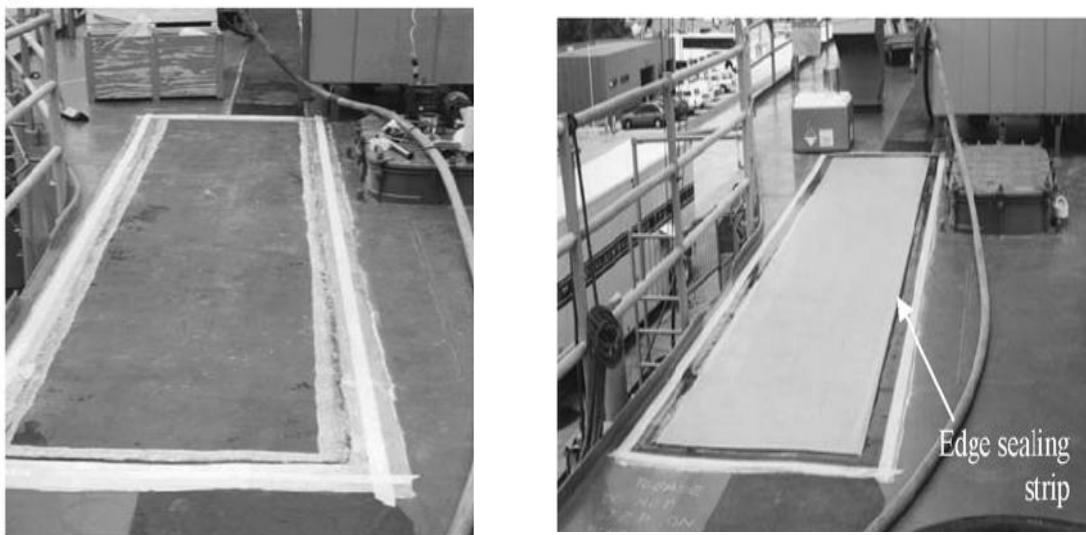


Figure 1.8 : Réparation des bordages en aluminium par patches composites.



Figure I.9: Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites.

II.2. Collage du patch en composite

La réparation des structures peut être considérée comme étant un problème d'assemblage. Les méthodes classiques utilisées pour l'assemblage des structures mécaniques sont classées en deux catégories : mécanique (boulonnage, rivetage...) et physico-chimique (soudage, collage...). Le perçage d'un trou dans les pièces à assembler, crée non seulement de nouveaux bords libres, mais aussi une zone beaucoup plus faible mécaniquement du fait des concentrations de contraintes. En plus dans un joint boulonné ou riveté, les charges sont transmises par le contact entre les boulons/rivets et les pièces à assembler. Ces interfaces se révèlent plus endommagée dès que la charge transmise devient importante. Par conséquent, bien que l'assemblage mécanique classique soit facile à réaliser, il n'est pas souhaitable si l'on cherche à optimiser la performance de l'assemblage. Actuellement, le collage devient une solution de plus en plus prisée pour l'assemblage des structures.

La littérature fait le point sur les avantages et inconvénients du collage par rapport à d'autres méthodes d'assemblage comme le rivetage ou la soudure [1]. La figure I.10 présente deux types de patches, l'un riveté, l'autre collée. La figure I.11 montre une réparation sur un panneau de fuselage qui contenait une fissure. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

Quelques avantages du collage sont listés ci-dessous:

- le collage est une méthode universelle permettant d'assembler des matériaux aux propriétés très différentes ;
- le collage permet d'assembler des éléments sans les affaiblir. Il n'est pas nécessaire de percer les composants contrairement au rivetage ;
- contrairement au rivetage, le collage permet de distribuer les contraintes sur une large zone, minimisant ainsi les concentrations de contraintes ;
- l'assemblage permet une continuité de la liaison, rigidifiant ainsi la structure et augmentant sa durée de vie en fatigue [2] ;
- les bruits et vibrations sont amortis ;
- le collage permet de s'assurer de l'étanchéité de la liaison ;
- l'utilisation du collage permet un gain de poids.

Quelques limitations de la méthode de collage existent toutefois :

- à l'exception de quelques céramiques, les colles ont des domaines d'utilisation compris entre -110°C et $+250^{\circ}\text{C}$;
- le collage nécessite une préparation de surface méticuleuse pour obtenir de bons résultats ;
- le démontage ou le recyclage de composants collés peut s'avérer difficile ;
- certains traitements de surface nécessitent l'utilisation de produits allergisants;
- Difficulté à contrôler précisément l'épaisseur et la qualité du joint;
- Mauvaise résistance au pelage. Nécessité de travailler en cisaillement;
- Sensibilité à l'humidité et à la température. Durabilité limitée du joint collé;
- Dégradation importante sous l'action de certains solvants ou agents d'oxydation.

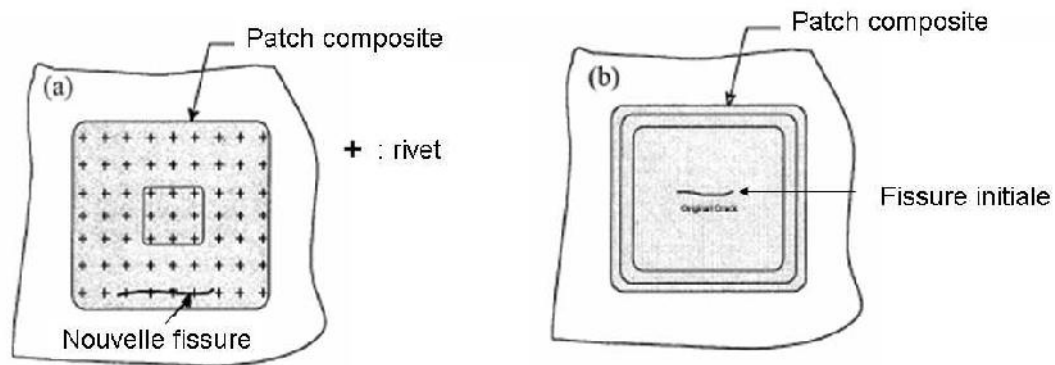


Figure I.10: Exemples de patches rivetée et collé.

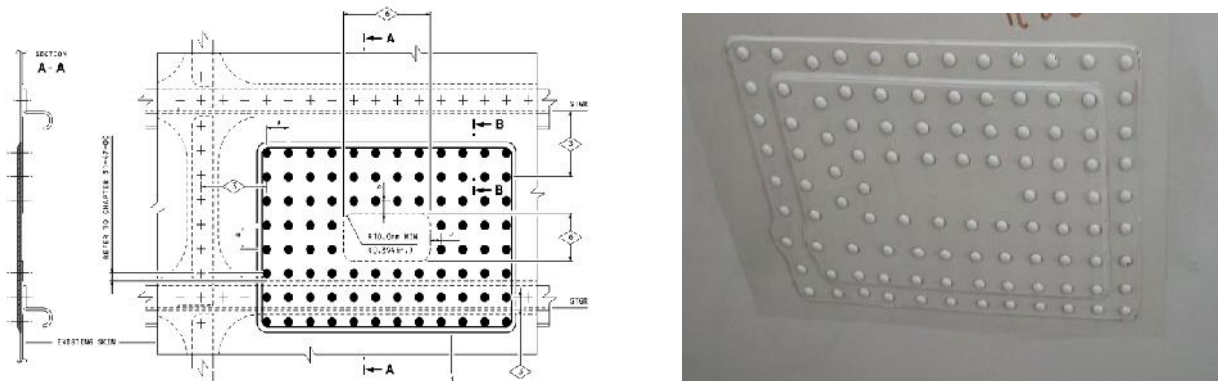


Figure I.11 : Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing.

Dans les secteurs aéronautique et automobile, l'assemblage par joint collé constitue une excellente alternative aux assemblages traditionnels car l'association de plusieurs avantages cités ci-dessus conduit à un résultat très satisfaisant.

En général, la performance d'un joint collé dépend non seulement de la conception, qui a pour objectif d'optimiser l'ensemble de système, mais surtout du procédé de mise en œuvre qui garantit la répétitivité et la qualité du joint. Il a été montré que les défauts dans un joint, souvent inévitables, jouent un rôle primordial dans la durabilité de celui-ci [13]. Les travaux de Davis et Bond [13] montrent que si le joint collé est réalisé correctement, l'importance des défauts au sein du joint peut être inférieure à celle des joints mécaniques (Figure I.12).

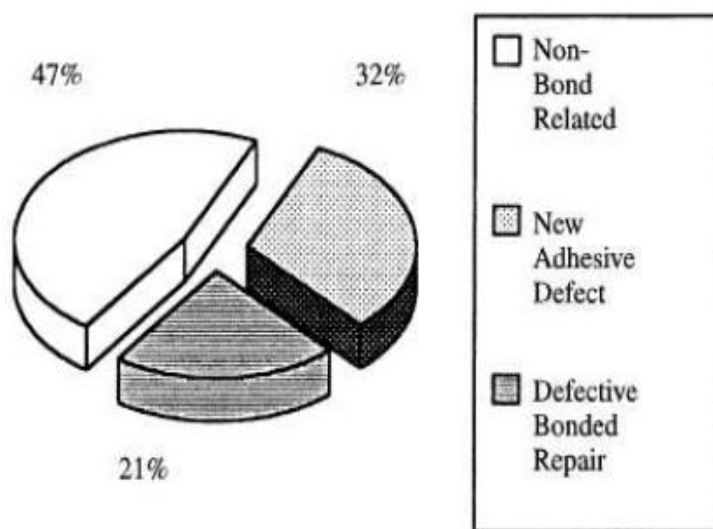


Figure I.12: Importance des défauts dans les joints selon l'expérience de RAAF (Royal Australian Air Force) [13].

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. En général, les défauts dans un joint collé (Porosité ; Pauvre curé; Vide; Microfissure; Décollement) [131] sont décrits dans la figure I.13. A fin d'obtenir une bonne performance de réparation, il est nécessaire d'éviter ces défaut le mieux possible.

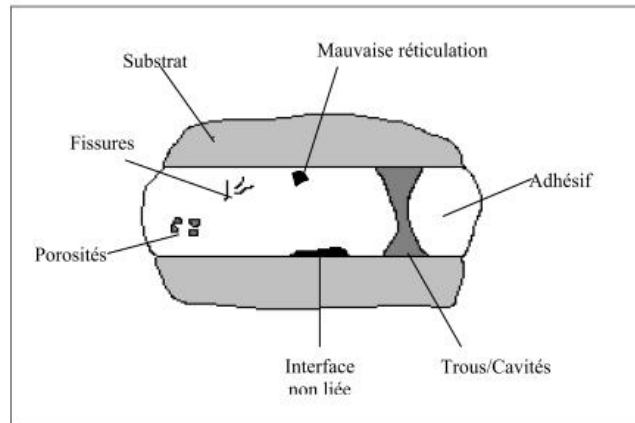


Figure I.13: Typiques défauts dans un joint collé.

Les mécanismes de rupture dans un joint collé sont relativement simple : Rupture cohésive ; Rupture adhésive ou interfaciale (figure I.14) [131]. De nombreux types d'assemblages collés ont été étudiés afin de tester leurs propriétés mécaniques et donc la résistance des adhésifs en situation réelle. Citons par exemple les joints à simple et double recouvrement "single and double lap joints", les joints massiques et annulaires en torsion "torsion butt joint and napkin ring test" et les joints massiques sollicités en traction "butt joints"[132]. Le choix du type d'assemblage peut être dicté par l'utilisation, soit d'une méthodologie industrielle, soit d'une méthode standardisée et référencée par ASTM, par exemple [132]. L'évaluation des performances et de la durabilité d'un assemblage collé s'effectue :

- soit par des tests mécaniques destructifs. Il s'agit alors de mesurer un paramètre de force ou de déplacement maximal à la rupture. Le paramètre mesuré sera représentatif de l'adhérence (force ou travail qu'il faut fournir au système pour en séparer les deux constituants). soit par des Contrôles Non Destructifs (CND) qui, du fait de l'intérêt que leurs portent les industriels, se développent considérablement même s'ils ne sont pas encore totalement fiables. Citons, par exemple, la caractérisation d'assemblages collés par ultrasons [133].

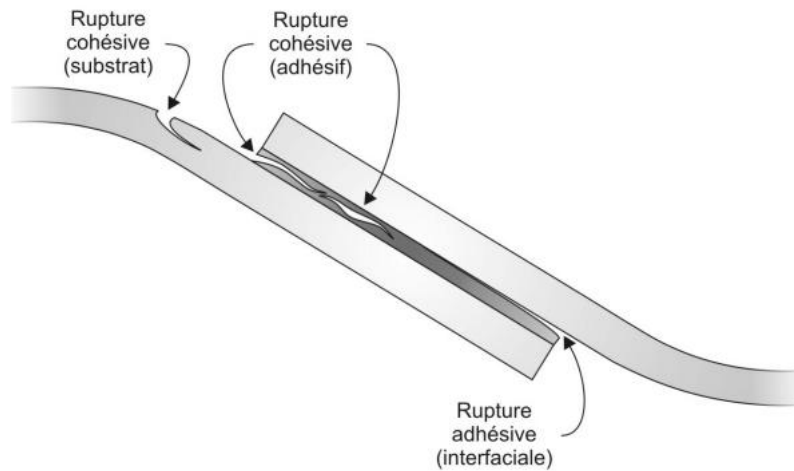


Figure I.14. Mécanismes de rupture dans un joint collé.

II.3 Transfert de charge du renfort collé

De nombreuses études ont été consacrées à l'étude théorique des contraintes dans le patch composite et dans la colle [8-12] car cette dernière est souvent le point faible dans une réparation. En effet, elle est souvent à l'origine des défaillances du patch composite [13] car c'est sa rupture ou sa décohésion qui provoque le détachement du renfort composite. En effet, 53% des défaillances constatées dans les structures aéronautiques ainsi réparées sont dues à la colle [13]. Ces défaillances sont essentiellement dues au transfert d'effort du substrat vers le patch composite. Cette zone de transfert d'effort entraîne en effet un pic de cisaillement à proximité du bord libre du patch composite.

Le comportement des trois matériaux est supposé être linéaire élastique. Il s'agit d'un modèle unidimensionnel, les contraintes des trois matériaux ne dépendant que de la direction x . La figure I.15 représente les principaux mécanismes qui entrent en jeu lors du renforcement d'une structure par matériaux composites. La contrainte longitudinale dans le patch est nulle au niveau des bords libres, puis augmente de manière exponentielle jusqu'à une valeur limite, on parle alors de transfert d'effort. La contrainte de cisaillement dans la colle est nulle au niveau du bord libre et présente un pic légèrement décalé par rapport à ce dernier. Afin de simplifier les calculs, une hypothèse souvent employée dans la littérature est de considérer que le cisaillement est maximal aux bords libres [8,14, 16]. Les analyses

basées sur cette hypothèse tendent toute fois à surestimer le pic de contrainte dans la colle [134] .

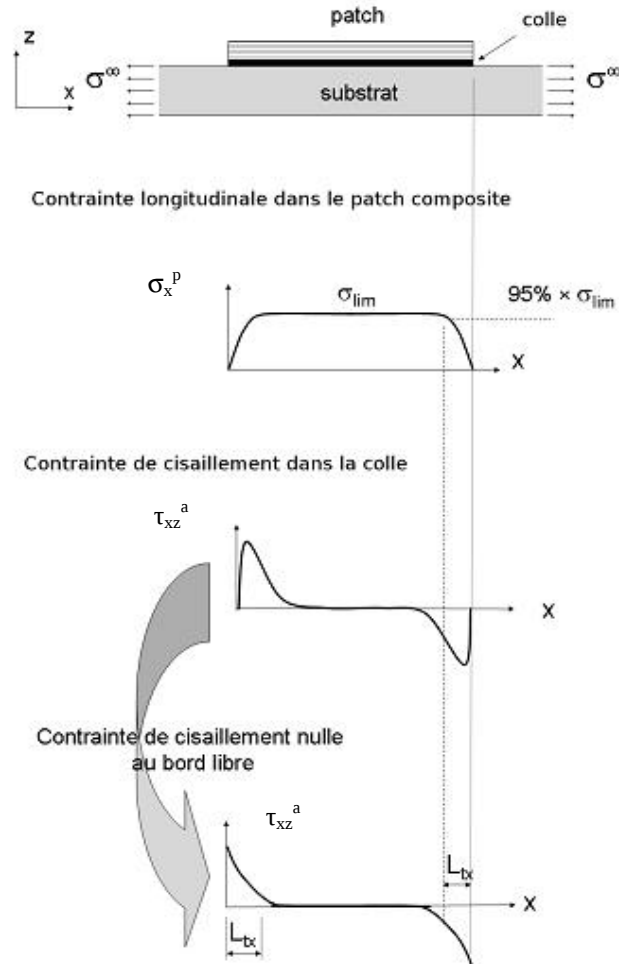


Figure I.15: Modèle unidimensionnel d'une structure renforcée par un patch composite.

L'équation différentielle qui en résulte régit le comportement du renfort :

$$\frac{\partial^2 \sigma_x^p}{\partial x^2} - \eta \sigma_x^p = \chi \quad (I.1)$$

$$\text{Avec: } \eta = \frac{G_a}{e_a} \left(\frac{1}{e_p E_p} + \frac{1}{e_s E_s} \right) \text{ et } \chi = -\frac{G_a}{e_a e_p E_s} \sigma_x^\infty \quad (I.2)$$

La solution de l'équation différentielle (I.1) peut s'écrire comme une combinaison de cosinus hyperboliques et de sinus hyperboliques, en tenant compte des conditions aux limites $\sigma_x^p = 0$ pour $x = 0$ et $x = Lx$

$$\sigma_x^p = \frac{\chi}{\eta} \left[\cosh(\sqrt{\eta} \cdot x) + \left(\frac{1 - \cosh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)}{\sinh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)} \right) \sinh(\sqrt{\eta} \cdot x) \right] - \frac{\chi}{\eta} \quad (I.3)$$

La contrainte dans le patch composite est donc nulle au niveau du bord libre puis augmente exponentiellement jusqu'à atteindre une valeur limite loin de ce dernier. Cette contrainte atteint 95% de sa valeur limite au bout d'une longueur Ltx dite longueur de transfert qui est égale à :

$$Ltx \approx \frac{3}{\eta}$$

La contrainte de cisaillement τ_{xz}^a dans la colle est obtenue à partir de la contrainte longitudinale dans le patch composite avec la relation suivante :

$$\tau_{xz}^a = e_p \frac{d\sigma_x^p}{dx} \quad (I.4)$$

$$\tau_{xz}^a(x) = e_p \frac{\chi}{\sqrt{\eta}} \left[\sinh(\sqrt{\eta} \cdot x) + \left(\frac{1 - \cosh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)}{\sinh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)} \right) \cosh(\sqrt{\eta} \cdot x) \right] \quad (I.5)$$

La déformation longitudinale ϵ_x^p du patch est donc déduite et s'écrit comme suit :

$$\epsilon_x^p = \frac{\sigma_x^p}{E_p} \quad (I.6)$$

$$\epsilon_x^p(x) = \frac{\chi}{\eta E_p} \left[\cosh(\sqrt{\eta} \cdot x) + \left(\frac{1 - \cosh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)}{\sinh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)} \right) \sinh(\sqrt{\eta} \cdot x) \right] - \frac{\chi}{\eta E_p} \quad (I.7)$$

Où:

e_p , e_a et e_s représentent respectivement les épaisseurs du patch composite, de la colle et du substrat ou la plaque à réparée;

E_p et E_s représentent respectivement les modules d'Young du patch composite et du substrat;

G_a représente le module de cisaillement de la colle;

Lx représente la longueur de la zone renforcée;

σ_x^p représente la contrainte longitudinale dans le patch composite ;

τ_{xz}^a représente le cisaillement dans la colle ;

σ_x^∞ représente la contrainte longitudinale imposée au substrat;

ϵ_x^p est déformation longitudinale dans le patch ;

u_x^p est le déplacement longitudinal du patch;

La déformation maximale du patch est atteinte au milieu de la zone renforcée. Elle est donc donnée par ϵ_x^p ($x = lx/2$). Lorsque la longueur de transfert est très inférieure à la longueur du patch, la déformation atteint un seuil maximal donné par :

$$\epsilon_x^p(x) \left(x = \frac{Lx}{2} \right) = - \frac{\chi}{\eta E_p} \quad (I.8)$$

Cette déformation maximale ne dépend donc ni du module de cisaillement de la colle, ni de son épaisseur puisque les termes G_a/e_a des constantes χ et η de la relation (I.2) se simplifient.

Le déplacement longitudinal du patch est alors obtenu par intégration de la déformation.

$$u_x^p(x) = \frac{\chi}{E_p \sqrt{\eta^3}} \left[\sinh(\sqrt{\eta} \cdot x) + \left(\frac{1 - \cosh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)}{\sinh(\sqrt{\eta} \cdot Lx)} \right) \cosh(\sqrt{\eta} \cdot x) \right] - \frac{\chi}{\eta E_p} x \quad (I.9)$$

Un modèle basé sur les mêmes hypothèses que celui développé précédemment, a été développé par Mathias et al. [135,136], pour une géométrie plane rectangulaire. Il met en évidence des effets bidimensionnels. Une solution analytique pour les distributions de contraintes dans les trois éléments, substrat, colle et patch composite, est proposée pour deux cas de chargements plans appliqués au substrat : en contraintes longitudinales ou en cisaillement.

III. Optimisation de la forme du patch

Certaines études ont été réalisées sur la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement dans la colle. Ces travaux ont pour but d'évaluer l'influence de la forme des bords libres du patch composite sur la diminution de ces pics. Xiong et Raizenne [137] ont montré que des patches présentant une épaisseur dégressive amoindrissaient les contraintes dans la colle car la singularité géométrique est alors moins marquée (figure I.16). Ils ont par exemple optimisé l'angle et la longueur de la diminution d'épaisseur du patch composite. D'autres travaux ont été menés sur l'optimisation de la forme du patch composite [34]. La figure I.17 présente ainsi plusieurs formes de patches étudiées [34]. Ces travaux ont montré que les patches composites arrêtant au mieux la propagation des fissures sont les patches composites en forme d'étoile.

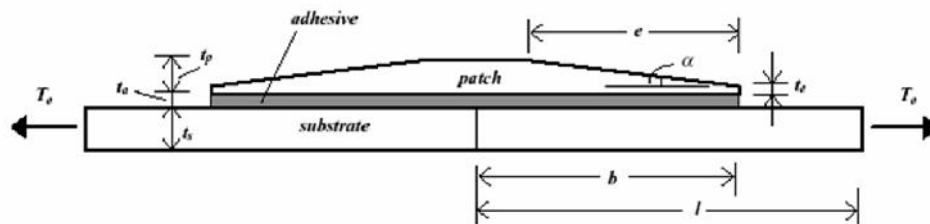


Figure I.16: Patch composite avec une épaisseur dégressive.

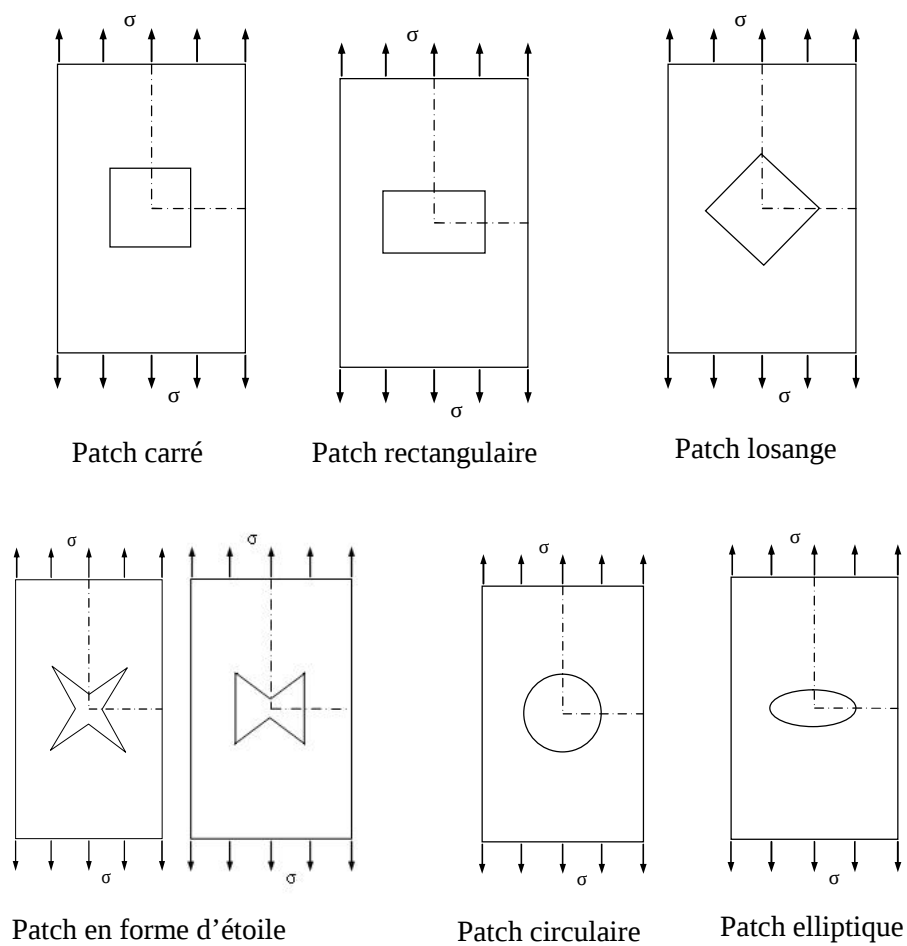


Figure I.17: Diverses formes de patches composites.

Il existe plusieurs paramètres à considérer ou sélectionner pour l'optimisation du performance de la réparation par patch en composite (Forme des patches; Epaisseur des patches; Séquence d'empilement des patches; Propriété de la colle; Epaisseur du joint collé; ect..). Soutis et al. [76,77] ont bien analysé des influences de chaque paramètre (sauf la séquence d'empilement des patches) pour des performances de réparation en base des essais statiques en compression. On peut dire que chaque paramètre entraîne plus ou moins la performance de réparation. Liu et Wang [138] ont fait une étude similaire avec des essais statiques en traction. Ils ont considéré également des influences de divers paramètres : forme de patch, épaisseur de patch, séquence d'empilement de patch et épaisseur de joint collé. Selon la littérature existante [96-114], il n'y a pas une relation assez simple pour combiner tous les paramètres de réparation. C'est-à-dire, chaque paramètre pourrait influencer la performance de réparation ainsi que le mécanisme de rupture de la structure réparée.

Il existe de nombreuses méthodes qui permettent de résoudre un problème d'optimisation. Ces méthodes peuvent se partager en deux groupes : les méthodes dites déterministes, et les méthodes dites non-déterministes. Les méthodes déterministes consistent à déterminer l'optimum local mais ne permettent pas de rechercher un optimum global. Les méthodes non-déterministes permettent d'éviter une convergence vers un optimum local. Cependant, elles ne permettent pas une recherche locale efficace. La plupart de ces méthodes ne permettent pas une optimisation de problèmes dépendant de variables discrètes. De ce fait, les algorithmes génétiques (AGs) offrent de nombreux avantages par rapport aux méthodes classiques d'optimisation :

- l'optimisation de structure composite comporte de nombreux optima locaux [139]. Les AGs peuvent sortir de ces optima locaux afin de converger vers un optimum global ;
- les AGs ne donnent pas une solution unique. En effet, une famille de solutions est obtenue, ce qui permet d'atteindre plusieurs optima. Cette particularité a pour conséquence de conduire à une optimisation riche en solutions potentielles;
- les AGs permettent aussi bien l'optimisation de problèmes dépendant de variables discrètes que de variables continues.

Ils ont été utilisés avec succès dans divers secteurs notamment dans le domaine de la mécanique pour l'optimisation de dimensionnement de structures composites stratifiées [140-143]. Des développements récents, ont utilisé ces algorithmes afin d'optimiser la forme et l'empilement des patches de réparation [4,18,110,143]. Il s'agit d'adapter au mieux l'empilement et la géométrie du patch en fonction de la zone endommagée et des efforts à transmettre. Ce type de réparation permet de dévier les efforts à l'extérieur de la zone endommagée représenté ici par un trou au centre de la plaque [4, 110] (figure I.18).

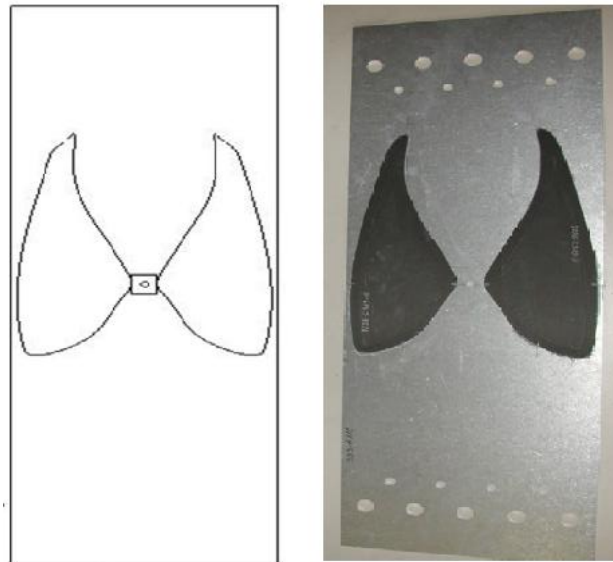


Figure I.18: Epreuve de traction d'un patch composite sur structure métallique (géométrie et l'empilement du patch sont obtenus par AG) [4].

IV. Réparation des structures composites

Les constructeurs aéronautiques travaillent à la minimisation de la consommation en carburant de leurs appareils ce ci revient à alléger ces structures tout en gardant leur rigidité et leur résistance. Les composites stratifiés sont de plus en plus utilisés afin de répondre

cette demande. La réduction de la masse structurale constitue ainsi un défi technologique d'importance pour les constructeurs. Ainsi dans l'industrie aéronautique l'utilisation des matériaux composites est presque généralisé pour les structures secondaires, leur introduction est progressive dans les structures primaires la figure I.19 montre la répartition des matériaux composites dans l'Airbus A380 et dans le Boeing B787 [144].

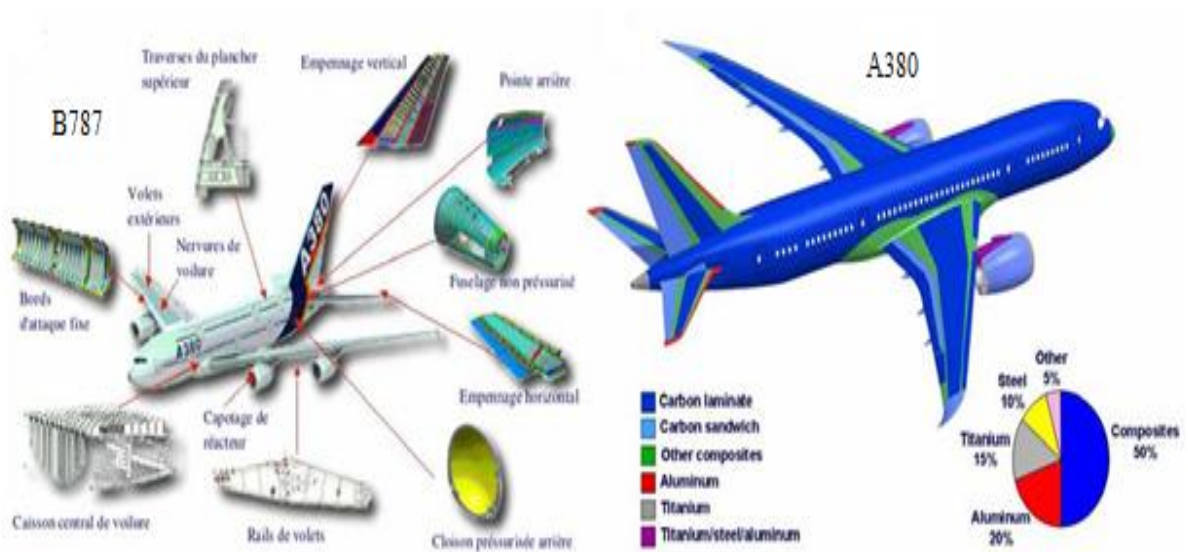


Figure I.19: Répartition des matériaux composites dans les structures aéronautiques.

La grande majorité des structures composites sont susceptible de subir des chocs accidentels lors de leur utilisation mais aussi lors de leur fabrication et de leur maintenance. L'endommagement qui découle de ces chocs peut avoir des conséquences néfastes importantes sur le comportement mécanique de la structure. Si l'on s'intéresse aux endommagements que l'on retrouve sur pièces composites, on retrouve plusieurs types

d'endommagements liés à la complexité de ces matériaux (Fig I.20). Ainsi la réparation des structures composites endommagées est nécessaire.

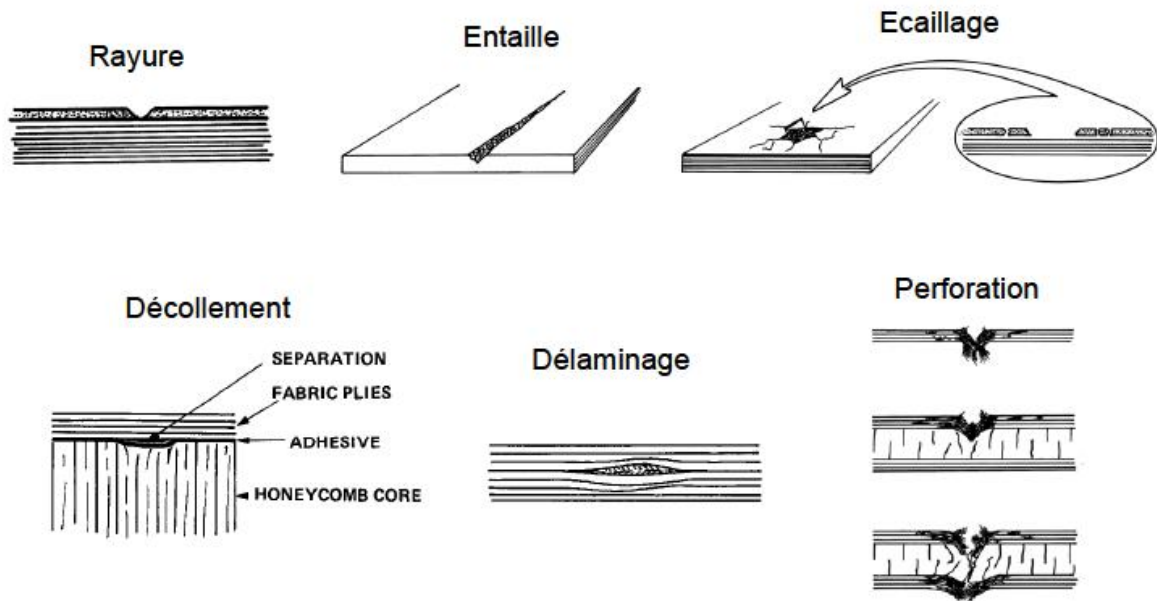


Figure I.20 : Différents types de dommages d'un composite.

Pour la génération des structures métalliques actuellement utilisées, les solutions de réparation sont avancées et optimisées. La réparation principalement utilisée est la réparation par patch riveté et par patch collé. Par contre pour les matériaux composites; ces deux réparations sont très coûteuses en temps de mise en œuvre avec le carottage du dommage nécessaire pour éviter toute propagation de dommage non maîtrisée. De plus, un désavantage de la solution rivetée est le surpoids engendré par le patch et les rivets. La réparation par patch collé nécessite quant à elle, une grande surface de collage nécessaire pour le transfert de charge vers le patch [124] et la durabilité du joint collé, reste l'un des problèmes clés. Des solutions alternatives sont souvent applicables sous des conditions très particulières. Parmi ces réparations, on peut citer la réparation par injection [145], la réparation par saignement [146,147] ou encore des combinaisons de rivetage/collage sans carottage [148].

IV.1. Type de réparation

Dans une structure aéronautique deux types de réparations sont envisagés: les réparations cosmétiques et les réparations structurales, généralement ces deux réparations sont spécifiques aux matériaux composites. Leur degré d'importance et d'urgence n'implique pas les mêmes solutions de réparation.

IV.1.1. Réparations cosmétiques

Ces réparations interviennent lorsque l'endommagement est mineur. Elles permettent de rétablir l'aérodynamique et la cosmétique des pièces. Aucune valeur ou calcul de mécanique ne sont considérés pour ce genre d'intervention. Parmi les différents endommagements et réparations cosmétiques on peut citer:

IV.1.1. 1. Porosités surfaciques ou rayures:

Les porosités de surface sont les dommages les plus mineurs (Fig. I.21), mais nécessitent d'être prises en compte. Ces dommages sont le plus souvent des rayures qui concernent le revêtement et la première couche des composites. Ce type de dommage peut entraîner l'érosion prématurée des zones endommagées. La réparation se fait par ponçage, application de résine dans les porosités et l'application d'une nouvelle couche de peinture de protection.



Figure I.21: Réparation de porosité de surface.

IV.1.1. 2. Indentations légères

Cet endommagement intervient suite à un impact sur une structure sandwich et il est considéré comme mineur.

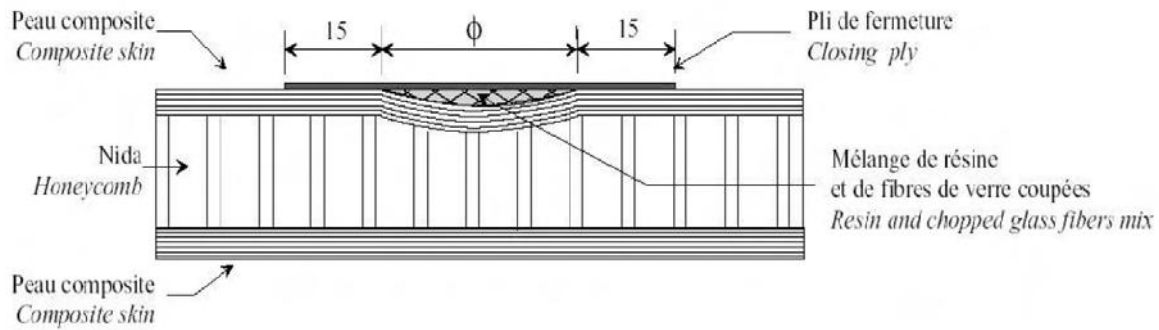


Figure I.22: Réparation d'une légère indentation.

IV.1.1. 3. Délaminages en bord de stratifié

La figure I.23 illustre ce type de défauts, il est également un endommagement fréquent. Les panneaux composites peuvent présenter des délaminages locaux sur une partie ou toute la hauteur de la tranche suite à un choc en phase d'assemblage par exemple. Lorsque le phénomène est limité, la zone endommagée est enlevée et de la résine est utilisée pour restituer la géométrie de la pièce. La résine est injectée sans couper le matériau.

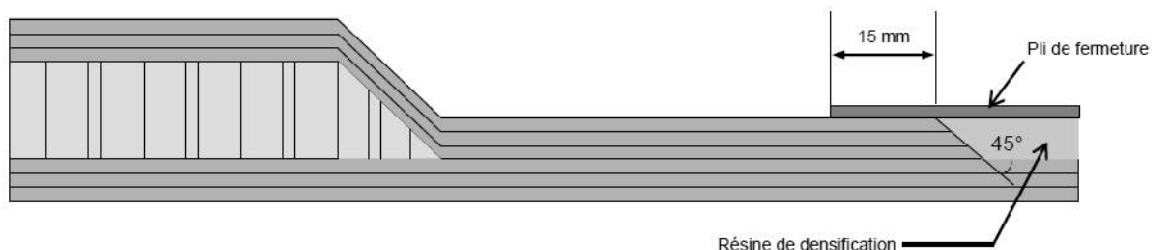


Figure I.23: Réparation d'un bord de plaque délaminé.

IV.1.1. 4. Délaminages en bord de trous

Sont des endommagements fréquents d'origines diverses. L'opération de perçage est une phase critique comme tout usinage de composite, mais ces endommagements peuvent aussi apparaître suite à des sollicitations diverses (cycliques ou non), ou bien consécutivement à un impact de foudre. Dans ce cas la réparation recommande est de reboucher les trous avec de la résine (Fig. I.24).

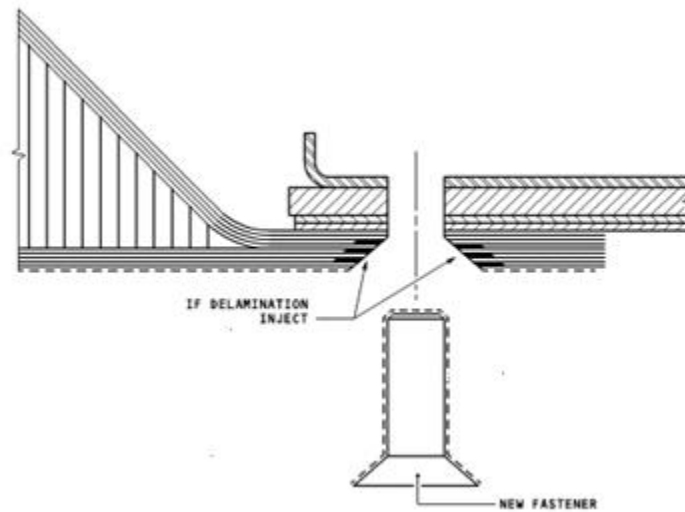


Figure I.24: Réparation par injection de résine après un impact type foudre.

IV.1.2. Réparations structurales

Les patches utilisés pour réparer une structure composite endommagée sont classés en deux catégories : patches externes et patches internes. Les patches externes sont collés sur la surface des zones endommagées. Différentes formes géométriques sont utilisées afin de couvrir au mieux la zone endommagée. Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux, etc. [149]. Les patches internes servent à remplacer la zone endommagée soustraite à la structure, en reprenant la forme de celle-ci [121, 150,151].

Dans la littérature [151], on recense trois méthodes typiques pour la réparation des matériaux composites par collage de patches :

IV.1.2.1. Réparation par patches externes

La réparation par patch externe consiste à coller un patch externe sur la zone endommagée. La qualité de cette réparation dépend fortement de la qualité du joint collé. Une autre solution simple consiste à riveter ces patches afin de limiter la propagation du délaminage des composites [152]. Grâce à cette technique simple, Li et al. [152] ont montrés que 93 % de la contrainte à la rupture en compression peut être restaurée sans faire intervenir de collage. Afin de restituer complètement les propriétés mécaniques, une solution hybride au rivetage et au patch collé est utilisée pour des réparations in situ [148]. Elle consiste à réaliser des feuilles de composite (réticulé), et à découper ces feuilles pour obtenir les plis du patch que l'on vient ensuite riveter avec un film de colle entre chacune d'elles (Fig. I.25). Cette solution est simple à mettre en œuvre et assez rapide, en revanche, elle représente un surpoids important et la géométrie des pièces est modifiée. De ce fait, elle est particulièrement adaptée aux applications hélicoptères [148], et moins aux avions où les propriétés aérodynamiques sont primordiales

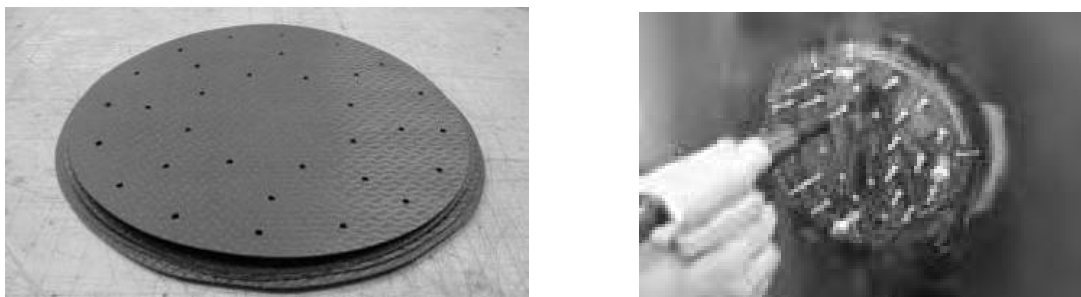


Figure I.25: Solution hybride de patch riveté/collé.

IV.1.2.2. Réparation par patch intérieur biseauté

La réparation par patch biseauté intérieur (Fig. I.26) demande dans un premier temps de nettoyer la partie endommagée avec un angle biseauté de 2 à 3° afin d'obtenir une surface de collage importante. Ensuite, le remplissage se fait couche par couche. Les charges sont transmises essentiellement par l'interface entre le patch et la plaque composite. Cette méthode, couramment utilisée dans l'industrie, est réputée du fait des bonnes performances mécaniques finales obtenues. En plus, la géométrie du système réparé est peu modifiée. En revanche, il est relativement difficile d'obtenir un petit angle biseauté.

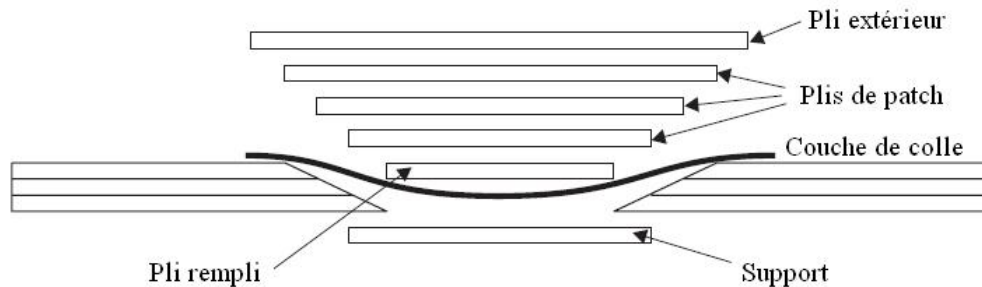


Figure I.26: Schéma de la réparation biseautée par patch.

IV.1.2.3. Réparation en escalier par patch interne

Cette méthode dérive de la méthode précédente. Au lieu de créer une surface biseautée lisse avec un très petit angle, on réalise une surface biseautée en escalier. Cette méthode a pratiquement les mêmes avantages et les inconvénients que la méthode par patch biseauté.

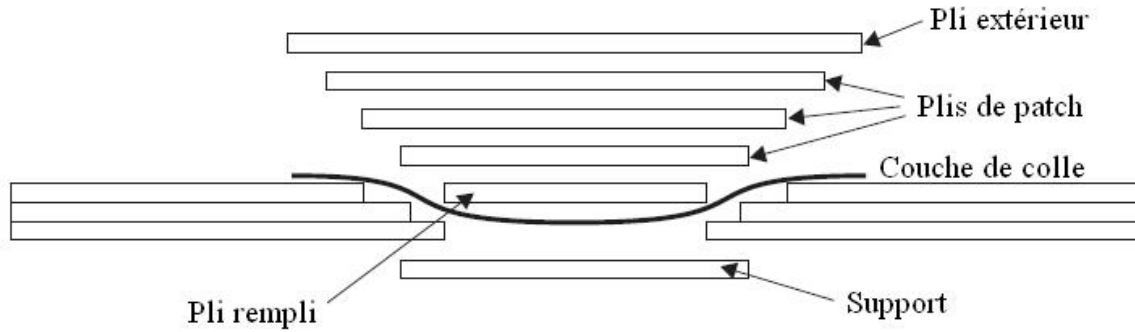


Figure I.27: Schéma de réparation en escalier par patch interne.

Depuis l'implantation des composites en aéronautique, Un grand nombre de moyens de détection ont été spécifiquement développés afin de connaître précisément l'étendue et la forme des dommages. Cependant, des efforts ont été menés afin de proposer des solutions de réparation adaptées à ces nouveaux matériaux. Dans un premier temps, ces réparations ont essentiellement été des dérivés des réparations de structures métalliques avec des patches rivetés puis collés. Ces techniques se sont peu à peu affinées, et aujourd'hui la solution la plus courante est le patch avec des techniques de mise en œuvre très précises et coûteuses. La figure I.28 ordonne ces différentes réparations en fonction de la criticité des dommages et la présence ou non de rupture de fibres.

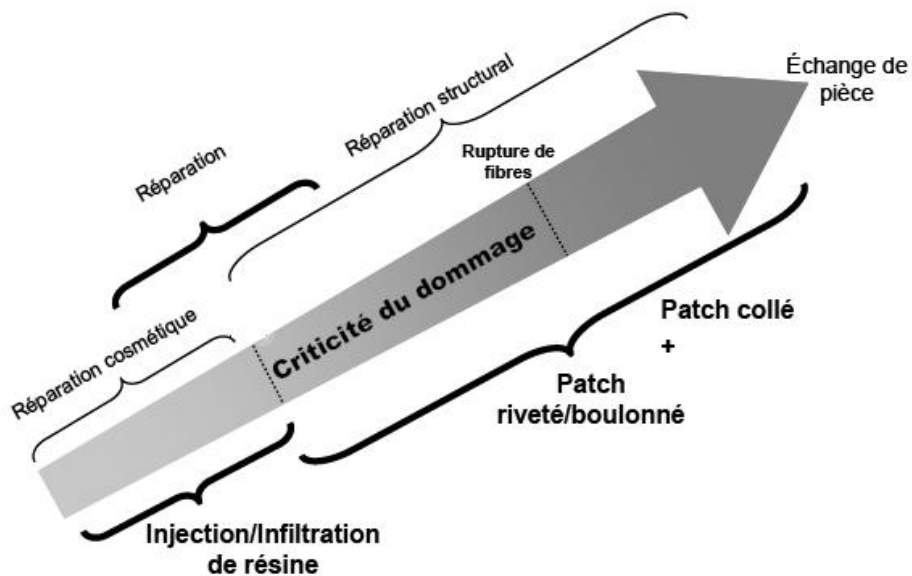


Figure I.28: Organisation de la réparation d'un composite en fonction du degré d'endommagement.

Chapitre II

Méthodologie des plans d'expériences

Chapitre II

Méthodologie des plans d'expériences

I. Introduction

La recherche a été un des axes fondamentaux de progression des entreprises ces dix dernières années. Les progrès réalisés couvrent l'ensemble des domaines, depuis l'organisation de l'entreprise jusqu'au pilotage des procédés, en passant par des nouvelles relations entre les clients et les fournisseurs. Chaque secteur de l'entreprise est concerné et il est devenu impossible pour une entreprise d'assurer la qualité de ses produits ou de ses services sans une organisation efficace fondée sur un système qualité structuré.

La qualité se construit autour d'un système qualité qui apporte la stabilité et sur lequel chaque outil prendra sa place. La normalisation internationale ISO 9000 apporte aux industriels une aide précieuse pour l'établissement de ce système qualité. Les outils et les méthodes « Qualité » permettent de construire - pas à pas – la qualité des produits et des services. La méthode des plans d'expériences représente un outil parmi d'autres qui permet d'améliorer de façon importante la qualité des produits et des procédés.

L'amélioration permanente, pour répondre à la demande toujours plus précise des consommateurs, a poussé les industriels à faire évoluer les concepts et les outils de la qualité. Si nous regardons le chemin parcouru depuis la dernière guerre, nous constatons deux évolutions :

- ✓ Le premier est le stade de la vie du produit auquel on recherche la qualité ;
- ✓ La deuxième est une évolution vers plus de mesures.

La qualité à la conception s'établit principalement lorsqu'on définit les paramètres du produit et les tolérances qu'on admet sur ces valeurs.

Pour aborder cette phase dans les meilleures conditions, il faut au concepteur un outil lui permettant de mesurer l'importance de chacun des paramètres. Ces paramètres sont généralement nombreux et difficilement modélisables par les lois classiques de la physique. Le concepteur a donc besoin d'une méthode expérimentale, peu coûteuse en expérience qui

lui permettra rapidement de mesurer l'influence de chacun des paramètres et ainsi de les fixer aux valeurs les plus favorables. Les plans d'expériences vont fournir une méthode sans équivalent pour aider le concepteur dans cette phase fondamentale.

Ainsi, les plans d'expériences offrent à l'ingénieur et au technicien une méthodologie de conduite d'essais qui s'inscrit parfaitement dans le processus de qualité à tous les stades de la vie d'un produit :

- ✓ Au stade de la conception pour permettre de fixer les paramètres de façon optimale.
- ✓ Au stade de la production comme complément indispensable des méthodes de Maîtrise Statistique des Procédés (M.S.P.) ou Statistical Process Control (S.P.C.).

Dans toutes les entreprises, et quel que soit le secteur d'activité, le technicien ou l'ingénieur est amené à comprendre comment réagit un **système** en fonction des différents **facteurs** qui sont susceptibles de le modifier. Pour vérifier l'évolution du processus, il mesure une **réponse**, et à partir de différents essais, il va tenter d'établir des relations de cause à effet entre la (ou les) réponse(s) et les différents facteurs (figure II.1).

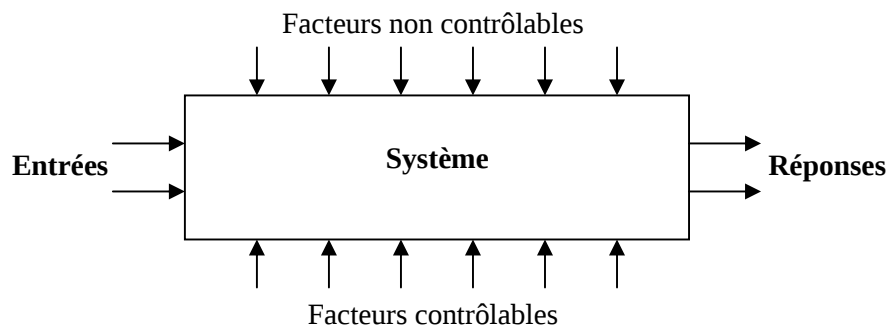


Figure II.1 : Environnement du système

Parmi les facteurs, on distinguera :

- ✓ Les facteurs contrôlables qui dépendent directement du choix.
- ✓ Les facteurs non contrôlables qui varient indépendamment des choix (conditions climatiques, environnement d'utilisation...).
- ✓ Les facteurs d'entrées telles que la matière première dans un processus de fabrication.

Il n'est pas simple de réaliser de telles relations entre réponse et facteurs, surtout s'il existe des interactions entre les facteurs ; les plans d'expériences permettent de réaliser ce type de relation, en minimisant le nombre d'expériences tout en maximisant la précision du résultat.

La méthode des plans d'expériences n'est pas une technique nouvelle. Elle date en fait du début du siècle avec les travaux de Fisher (1925). D'abord utilisé dans un cadre agricole, maintenant très répandus dans les domaines de l'industrie électronique, de la métallurgie, des processus chimiques,...etc. et ils sont devenus en quelques sortes la vedette des méthodes de contrôle du processus, notamment depuis l'apparition des travaux de docteur Taguchi

II. Plans factoriels

L'étude d'un phénomène peut, le plus souvent, être schématisé de la manière suivante : On s'intéresse à une grandeur Y que nous appellerons par la suite Réponse qui dépend d'un grand nombre de variables, $x_1, x_2, \dots, x_n$, que nous appellerons Facteurs.

La modélisation mathématique consiste à trouver une fonction f telle que $Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$. Une méthode classique d'étude consiste en la mesure de la réponse Y pour plusieurs valeurs de la variable x_i tout en laissant fixe la valeur des $(n - 1)$ autres variables. On itère alors cette méthode pour chacune des variables. Ainsi, par exemple, si nous avons 4 variables et si l'on décide de donner 5 valeurs expérimentales à chacune d'elles, nous sommes conduits à effectuer $5^4 = 625$ expériences. Ce nombre élevé dépasse les limites de faisabilité tant en temps qu'en coût. Il faut donc réduire le nombre d'expériences à effectuer sans pour autant perdre la qualité des résultats recherchés. Le traitement de ces résultats se fait à l'aide du calcul statistique et de l'analyse de la variance.

II.1. Concepts fondamentaux : effets, interactions

Les plans d'expériences factoriels à deux niveaux sont les plus simples, ils sont aussi les plus utiles car ils forment la base de tous les débuts d'étude. Les premiers résultats obtenus grâce à ces plans peuvent toujours être complétés par de nouvelles expériences permettant d'atteindre le degré de précision et d'information recherché.

Nous allons d'abord décrire le cas simple du plan 2^2 , commençons par expliquer cette notation :

- ❖ le 2 en exposant signifie qu'il y a deux facteurs étudiés ;
- ❖ l'autre 2 signifie que chaque facteur prend deux niveaux.

Cette notation se généralise immédiatement pour un plan comportant l'étude de k facteurs prenant chacun deux niveaux, donc il s'agit d'un plan 2^k .

On peut donner une représentation géométrique du domaine d'étude (figure II.2). Chaque point de ce domaine représente des conditions opératoires possibles donc une expérience que l'opérateur pourrait réaliser.

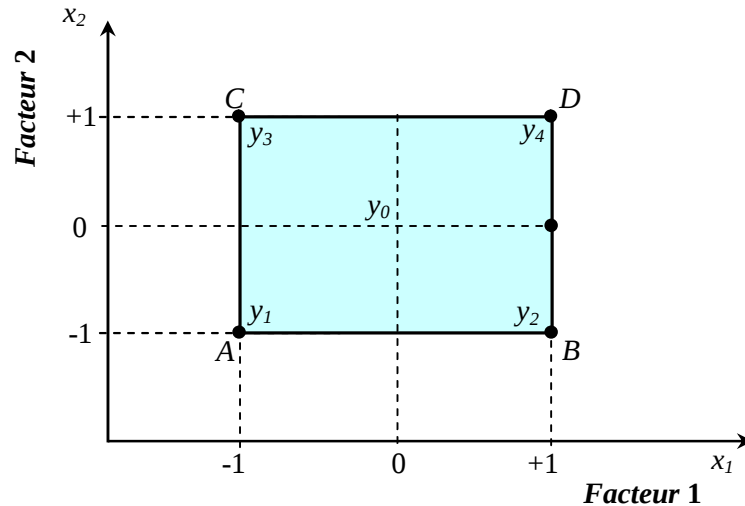


Figure II.2 : Définition du domaine d'étude

Le choix des meilleures expériences est le problème fondamental de l'expérimentateur. En l'absence de toute information sur la fonction f , on se donne, a priori, une loi d'évolution de la réponse en fonction des variables. Comme on ne désire effectuer, dans un premier temps, que deux essais par facteur, soit deux niveaux par facteur, on adopte une loi du premier degré par rapport à chaque variable. Cette loi est la suivante pour les plans factoriels complets comportant deux facteurs :

$$Y = a_0 + a_1 x_1 + a_2 x_2 + a_{12} x_1 x_2 \quad (\text{II-1})$$

Avec ces hypothèses, on démontre que le meilleur emplacement des points expérimentaux se situe aux sommets du carré représentant le domaine d'étude : points A, B, C et D. La figure I-2 illustre les expériences à réaliser et le domaine d'étude. Mais cette représentation géométrique est commode pour comprendre le mécanisme des plans d'expériences, elle ne peut plus être employée dès que le nombre de facteurs est supérieur à trois.

Pour les espaces multidimensionnels, nous adopterons une représentation matricielle. Pour montrer la correspondance entre les deux représentations, géométrique et matricielle, nous allons expliquer la construction de la matrice d'expériences du plan 2^2 associée à la figure II-2.

La matrice d'expériences est constituée de deux sous-tableaux : le premier définit les essais à réaliser et le second le domaine d'étude (Tableau II-1). Le premier sous tableau comprend trois colonnes ; la première identifie les essais : ici par exemple : 1, 2, 3 et 4 ; la seconde et la troisième indiquent les coordonnées des points représentatifs des expériences prévues. Le deuxième sous tableau indique, en unités courantes, les valeurs des niveaux haut et bas de chacun des facteurs. À titre d'exemple, nous avons indiqué des tensions et des vitesses. Les deux représentations, géométrique et matricielle, sont équivalentes. Il faut savoir passer de l'une à l'autre pour bien interpréter les résultats des plans d'expériences.

Essais à réaliser		
N° Essai	Facteur 1	Facteur 2
1 (A)	-1	-1
2 (B)	+1	-1
3 (C)	-1	+1
4 (D)	+1	+1
Domaine d'étude		
Niveau -	60 tr/min	30 kV
Niveau +	90 tr/min	34 kV

Tableau I-1. Matrice d'expériences

a- Effet d'un facteur

L'expérimentateur ayant réalisé les essais est en possession de quatre valeurs de la réponse: y_1 , y_2 , y_3 et y_4 ; Il a donc un système de quatre équations à quatre inconnues. Les inconnues étant les coefficients du modèle : a_0 , a_1 , a_2 et a_{12} . ; En remplaçant dans la relation (II-1) les x_i par leur valeur du tableau II-1, on obtient :

$$y_1 = a_0 - a_1 - a_2 + a_{12} \quad (\text{II-2})$$

$$y_2 = a_0 + a_1 - a_2 - a_{12} \quad (\text{II-3})$$

$$y_3 = a_0 - a_1 + a_2 - a_{12} \quad (\text{II-4})$$

$$y_4 = a_0 + a_1 + a_2 + a_{12} \quad (\text{II-5})$$

La résolution de ce système donne :

$$a_0 = \frac{1}{4}(+y_1 + y_2 + y_3 + y_4) \quad (\text{II-6})$$

$$a_1 = \frac{1}{4}(-y_1 + y_2 - y_3 + y_4) \quad (\text{II-7})$$

$$a_2 = \frac{1}{4}(-y_1 - y_2 + y_3 + y_4) \quad (\text{II-8})$$

$$a_{12} = \frac{1}{4}(+y_1 - y_2 - y_3 + y_4) \quad (\text{II-9})$$

- Signification de a_0

Si nous donnons à x_1 et à x_2 la valeur zéro, nous définissons le centre du domaine d'étude. La relation (II-1) devient alors :

$$y_0 = a_0 \quad (\text{II-10})$$

Le coefficient a_0 est la valeur de la réponse au centre du domaine d'étude. La formule (I-6) montre également que a_0 peut être considéré comme la moyenne des quatre réponses.

- Signification de a_1

Donnons la valeur zéro à x_2 , la relation (I-1) devient :

$$y = a_0 + a_1 x_1 \quad (\text{II-11})$$

Puis, donnons maintenant successivement à x_1 les valeurs -1 et $+1$, on obtient les deux réponses y_- et y_+ :

$$y_- = +a_0 - a_1 \quad (\text{II-12})$$

$$y_+ = +a_0 + a_1 \quad (\text{II-13})$$

d'où :

$$a_1 = \frac{1}{2}(+y_+ - y_-) \quad (\text{II-14})$$

y_- est la valeur de la réponse pour le point de coordonnées $x_1 = -1$ et $x_2 = 0$, c'est-à-dire celle qui correspond au point milieu du segment AC (Figure I-4). Aucune expérience n'a été réalisée en ce point mais, si l'on utilise les relations (I-6) et (I-7), on vérifie que y_- est la moyenne des réponses au niveau bas du facteur 1, en effet :

$$y_- = +a_0 - a_1 \quad (\text{II-15})$$

ce qui donne :

$$y_- = \frac{1}{2}(y_1 + y_3) \quad (\text{II-16})$$

On montrerait de même que y_+ est la moyenne des réponses au niveau haut du facteur 1 :

$$y_+ = \frac{1}{2}(y_2 + y_4) \quad (\text{II-17})$$

a_1 est donc la demi-différence entre ces deux moyennes. On peut dire aussi que a_1 représente la moitié de la variation de la réponse quand on passe du niveau bas au niveau haut du facteur 1.

Ce résultat est important car il donne la signification du coefficient a_1 . C'est la variation de la réponse due au facteur 1 seul, quand on passe du centre du domaine d'étude au niveau haut de ce facteur ; a_1 s'appelle l'effet du facteur 1.

On démontrerait de même que a_2 est l'effet du facteur 2. Il est commode de représenter l'effet d'un facteur comme l'indique la figure II.3 où l'on fait appel au plan de coupe yox_1 passant par $x_2 = 0$ pour le facteur 1.

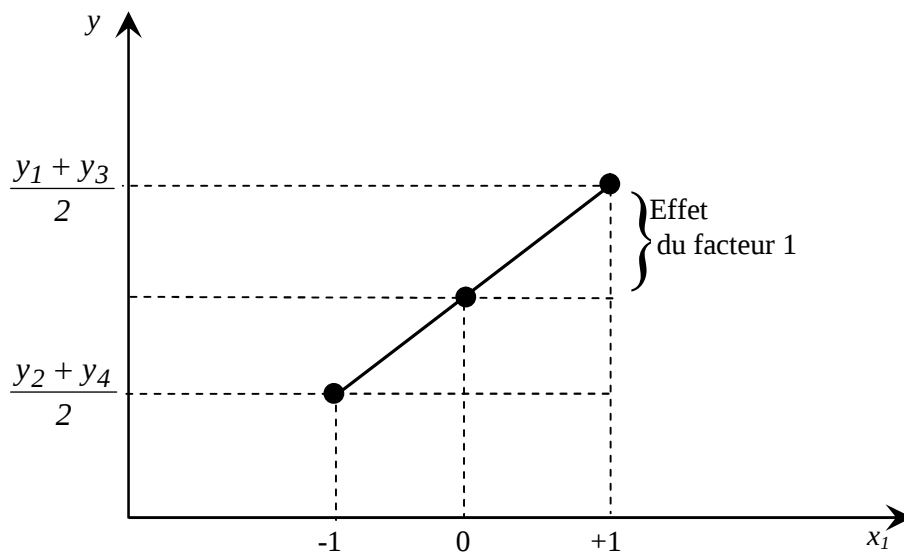


Figure II.3: Représentation de l'effet d'un facteur dans le plan vertical passant par x_2

b. Interaction entre deux facteurs

L'effet d'un facteur a été défini au niveau zéro de l'autre facteur. Mais on peut aussi définir l'effet d'un facteur pour un autre niveau de l'autre facteur. En particulier, on peut introduire l'effet d'un facteur soit au niveau -1 , soit au niveau $+1$ de l'autre facteur. L'effet du facteur 1 au niveau -1 du facteur 2 est la demi-différence entre y_2 et y_1 , et l'effet du facteur 1 au niveau $+1$ du facteur 2 est la demi-différence entre y_4 et y_3 . Si ces deux effets sont égaux, on dit qu'il

n'y a pas d'interaction entre les facteurs. Si ces deux effets sont différents, on dit qu'il y a interaction entre les deux facteurs.

Il y a donc interaction lorsque l'effet d'un facteur dépend du niveau de l'autre facteur.

Par définition, la valeur de l'interaction, notée E_{12} , est la demi-différence entre l'effet du facteur 1, e_+ , au niveau haut du facteur 2 et l'effet du facteur 1, e_- , au niveau bas du facteur 2.

On a :

$$E_{12} = \frac{1}{2}(e_+ - e_-) \quad (\text{II-18})$$

En développant :

$$E_{12} = \frac{1}{4}(+y_1 - y_2 - y_3 + y_4) \quad (\text{II-19})$$

Si l'on compare la valeur de E_{12} à celle de a_{12} , relation (I-9), on constate qu'elle lui est égale.

Si l'on faisait le même calcul pour le facteur 2, en prenant les niveaux haut et bas du facteur 1, on trouverait que l'interaction est la même et qu'elle est égale, elle aussi, à a_{12} .

c. Calcul de l'effet d'un facteur

Reprenons la formule (I-7) qui donne l'effet du facteur 1 :

$$a_1 = \frac{1}{4}(-y_1 + y_2 - y_3 + y_4) \quad (\text{II-20})$$

On constate :

- que toutes les réponses participent au calcul de l'effet ;
- que chaque réponse est précédée d'un signe et que la suite de ces signes est la même que celle de la colonne du facteur 1 dans la matrice d'expériences, soit $- + - +$;
- qu'il y a un coefficient, (ici $\frac{1}{4}$), dont le dénominateur est égal au nombre d'expériences effectuées.

On remarque qu'il en est de même pour le facteur 2, la suite des signes étant cette fois $- - + +$, c'est-à-dire celle de la colonne du facteur 2 dans la matrice d'expériences.

Le calcul pratique d'un effet est le suivant : on multiplie chaque réponse par le signe correspondant de la colonne du facteur ; on additionne les produits et l'on divise la somme par le nombre d'expériences.

d. Matrice de calcul des effets

Nous venons de voir que les signes de la matrice d'expériences permettent de calculer les effets. Mais il faudrait pouvoir calculer aussi la moyenne et l'interaction.

- Calcul de la moyenne

Le processus de calcul adopté pour les effets peut s'appliquer en utilisant une colonne de signes + puisqu'il n'y a que ce signe dans la formule (II-6).

- Calcul de l'interaction

La suite des signes de la relation (II-9) est + – – +. Chacun de ces signes provient du produit x_1x_2 figurant dans la relation (II-1). On peut retrouver cette suite de signes de la manière suivante : on écrit, en colonne, les signes correspondant à x_1 et à x_2 , puis on applique la règle des signes :

x_1	x_2	x_1x_2
-	-	+
+	-	-
-	+	-
+	+	+

Cette colonne de signes permet de calculer l'interaction par le même mécanisme que celui déjà décrit pour les effets ou la moyenne.

Ayant la matrice d'expériences, il est facile de construire la matrice de calcul des effets (Tableau II-2) en ajoutant une colonne de signes + pour la moyenne et en calculant celle de l'interaction par la règle des signes.

N° Essai	Moyenne	Facteur 1	Facteur 2	Interaction 12
1	+1	-1	-1	+1
2	+1	+1	-1	-1
3	+1	-1	+1	-1
4	+1	+1	+1	+1

Tableau II-2. Matrice de calcul des effets

II.2. Plans factoriels complets

Il s'agit de plans pour lesquels on étudie k facteurs prenant chacun deux niveaux. Le modèle mathématique adopté a priori est un polynôme prenant en compte la moyenne, les effets de chaque facteur et toutes les interactions entre les facteurs pris deux à deux, trois à trois, quatre à quatre, ..., k à k.

$$y = a_0 + \sum a_i x_i + \sum a_{ij} x_i x_j + \sum a_{ijl} x_i x_j x_l + \dots + \sum a_{ij\dots k} x_i x_j \dots x_k \quad (\text{II-21})$$

Un plan 2^k comporte 2^k points expérimentaux qui se situent aux 2^k sommets d'un hyper cube de k dimensions. Le modèle mathématique contient 2^k coefficients qui sont les inconnues. L'ensemble des résultats d'un plan 2^k conduit donc à un système de 2^k équations à 2^k inconnues, si l'on ne tient pas compte des erreurs expérimentales. Ce système peut se mettre sous la forme matricielle :

$$Y = Xa \quad (\text{II-22})$$

Avec :

Y : vecteur ayant pour composantes les réponses de chaque essai, et représenté par une matrice colonne ($2^k, 1$),

a : vecteur ayant pour composantes la moyenne, les effets des facteurs et toutes les interactions, et représenté par une matrice colonne ($2^k, 1$) ; ces composantes sont les inconnues que l'on cherche à déterminer,

X : matrice carrée ($2^k, 2^k$) composée de - 1 et + 1 suivant les valeurs des niveaux x_i .

Si nous reprenons le système du plan 2^2 du paragraphe I-5-1-1, la relation (I-22) prend la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \\ y_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} +1 & -1 & -1 & +1 \\ +1 & +1 & -1 & -1 \\ +1 & -1 & +1 & -1 \\ +1 & +1 & +1 & +1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} \quad (\text{II-23})$$

La matrice X comporte une colonne de + 1 et trois colonnes ayant chacune autant de signes positifs que de signes négatifs. Si l'on multiplie signe à signe deux quelconques de ces quatre colonnes et que l'on additionne les produits, on trouve zéro. On dit que la matrice est orthogonale. Cette propriété est très importante car, dans ce cas, l'inverse de X est égale à la

transposée de X divisée par le nombre de lignes n. En effet, d'après Hadamard, on a, pour ce type de matrice, la relation suivante :

$$X^t X = nI \quad (\text{II-24})$$

Avec n multiple de 4 et I représentant la matrice unité. L'opération compliquée de l'inversion d'une matrice se réduit alors à la transposition de X, soit un simple échange de lignes et de colonnes. Le calcul de l'inconnue a s'effectue à partir de la relation (II-22), en tenant compte de la relation :

$$\left. \begin{array}{l} X^t Y = X^t X a \\ X^t Y = nI a \\ a = \frac{1}{n} X^t Y \end{array} \right\} \quad (\text{II-25})$$

Cette relation est valable pour tous les plans factoriels complets. Chaque élément de **a** est donc de la forme :

$$a_1 = \frac{1}{n} [\pm y_1 \pm y_2 \pm y_3 \pm \dots \pm y_n] \quad (\text{II-26})$$

La relation semblable à (I-6), (I-7), (I-8) et (I-9) nous permet de généraliser le processus de calcul que nous avons décrit pour le plan 2^2 pour tous les plans 2^k .

11.3. Plans factoriels fractionnaires

Les plans factoriels fractionnaires sont très utiles car ils permettent de diminuer considérablement le nombre des essais. Mais, pour que les résultats de tels plans soient correctement interprétés, il faut avoir la condition d'orthogonalité. Deux actions disjointes, i.e. ne comportant pas de facteur en commun, sont orthogonale si, à chaque niveau de l'une, tous les niveaux sont associés le même nombre de fois dans le plan d'expériences (figure II-4).

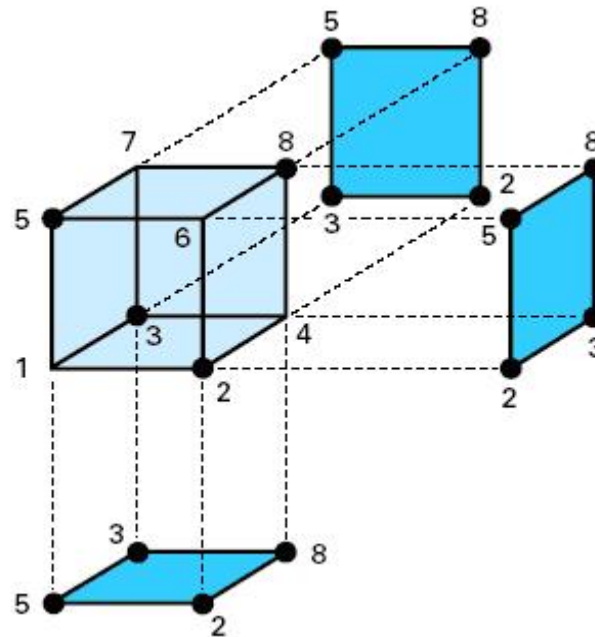


Figure II-4. Projection des points d'expériences d'un plan fractionnaire sur les faces du cube

Un plan d'expériences est orthogonal vis-à-vis du modèle si toutes les actions disjointes du modèle sont orthogonales dans le plan d'expériences.

Pour trois facteurs prenant deux niveaux, le plan complet est noté 2^3 . Il comporte huit essais. Le plan fractionnaire, moitié du plan complet, n'a que quatre essais soit $1/2 \ 2^3$ ou 2^{3-1} essais. Chaque chiffre de cette notation a une signification :

- ❖ le 3 signifie qu'il y a trois facteurs étudiés ;
- ❖ le 2 signifie que chaque facteur prend deux niveaux ;
- ❖ le 1 signifie qu'il y a un facteur supplémentaire par rapport au plan complet sur lequel est construit le plan de base.

Le plan de base 2^3 peut avoir un facteur supplémentaire, on le notera 2^{4-1} : quatre facteurs étudiés, deux niveaux par facteur et un facteur supplémentaire.

Le plan de base 2^3 peut avoir deux facteurs supplémentaires, on le notera 2^{5-2} : cinq facteurs étudiés, deux niveaux par facteur et deux facteurs supplémentaires.

Un plan fractionnaire à deux niveaux avec lequel on étudie k facteurs dont p supplémentaires se note 2^{k-p} .

On prend l'exemple d'un plan complet 2^3 et écrivons la matrice d'expériences pour quatre essais : 2, 3, 5 et 8. Ces essais sont disposés comme l'indique la figure I-7 et leurs coordonnées conduisent à une matrice orthogonale.

La matrice d'expériences du plan fractionnaire est donnée par le tableau I-3 où les essais ont été volontairement mis dans un certain ordre.

N° essai	Facteur 1	Facteur 2	Facteur 3	Réponse
5	-1	-1	+1	y_5
2	+1	-1	-1	y_2
3	-1	+1	-1	y_3
8	+1	+1	+1	y_8
Niveau -	faible	faible	A	
Niveau +	forte	forte	B	

Tableau II-3 : Matrice d'expériences du plan fractionnaire du plan 2^3

Pour calculer les effets, on applique la même méthode que pour les plans complets : on multiplie les réponses par les signes correspondants des colonnes, on additionne ces produits et on divise leur somme par le nombre d'essais.

Comme conclusion de ce sous-chapitre que le modèle du premier degré permet de calculer la valeur de la réponse au centre du domaine d'étude. Il est facile de comparer cette valeur calculée à la mesure réelle effectuée en ce point. Si ces deux valeurs diffèrent peu, on peut considérer le modèle du premier degré comme valide; si elles diffèrent trop, il faut adopter un modèle polynomial du second degré. On réalise alors des expériences supplémentaires pour déterminer tous les coefficients de ce nouveau modèle.

Au lieu d'effectuer une seule mesure au centre du domaine, on peut en faire plusieurs. Cela permet d'obtenir une estimation de l'erreur expérimentale.

On remarquera que des mesures au point central introduisent un niveau supplémentaire d'étude des facteurs. Il y a maintenant trois niveaux par facteur : -1 , 0 et $+1$.

III . Plans d'expériences pour l'étude des surfaces de réponse

Les plans d'expériences pour l'étude des surfaces de réponses sont apparus dans la seconde moitié du XX^{ème} siècle. Leur construction permet de minimiser les incertitudes affectant les prédictions d'une réponse au sein d'un domaine expérimental.

Le nombre d'essais d'un plan d'expériences pour l'étude des surfaces de réponse croît rapidement en fonction du nombre de facteurs. Pour qu'un plan d'expériences constitue une stratégie efficace et économique, il convient donc de limiter le nombre de facteurs mise en œuvre. Ce constat conduit fréquemment à fixer à un niveau constant un nombre important de paramètres de réglage. Ce choix ne doit en aucun cas être fait au hasard. C'est pourquoi, les plans pour l'étude des surfaces de réponse succèdent généralement à une étape de criblage des facteurs, pour laquelle le recours à un dispositif expérimental présenté dans le paragraphe précédent.

Si la construction de la majorité des plans pour l'étude des surface de réponse peut s'effectuer à partir de règles simples, trouvant le plus souvent une justification géométrique, l'analyse des résultats d'essais requiert l'utilisation d'outil informatique, à la fois pour l'estimation des coefficients du modèle polynomial, ainsi une pour l'exploitation de ce dernier.

III.1. Modèle polynomial du second degré

Le modèle mathématique est analogue à la relation (I-21) à laquelle on ajoute un terme carré:

$$y = a_0 + \sum a_i x_i + \sum a_{ij} x_i x_j + \sum a_{ijl} x_i x_j x_l + ... a_{i..k} x_{i..} x_k + \sum a_{ii} x_i^2 \quad (\text{II-27})$$

Dans le cas d'un plan à deux facteurs, la formule est la suivante :

$$y = a_0 + a_1 x_1 + a_2 x_2 + a_{12} x_1 x_2 + a_{11} x_1^2 + a_{22} x_2^2 \quad (\text{II-28})$$

Il y a donc six inconnues à déterminer.

Le plan d'expériences fournit un certain nombre de valeurs de la réponse y. L'interprétation du plan consiste donc à trouver les coefficients et, par la suite, résoudre un système de n équations (s'il y a n réponses) et p inconnues (s'il y a p coefficients). Il est commode d'écrire ce système sous forme matricielle sans tenant compte des erreurs expérimentales :

$$\begin{matrix} y \\ (n,1) \end{matrix} = \begin{matrix} X \\ (n,p) \end{matrix} \cdot \begin{matrix} a \\ (p,1) \end{matrix} \quad (\text{II-29})$$

La résolution de ce système est généralement conduite selon la méthode des moindres carrés, et la solution est notée $\hat{a}$.

Cette solution est donnée par la formule suivante:

$$\hat{a} = (X^t X)^{-1} X^t y \quad (\text{II-30})$$

Le calcul de l'inconnue $\hat{a}$ est beaucoup moins facile que pour les plans 2^k . L'emploi d'un logiciel se révèle absolument nécessaire.

Il existe plusieurs types de plans du second degré. Nous allons décrire celui qui présente plusieurs avantages : c'est le plan composite.

III.1.1. Plan composite centré

Le plan composite centré (Central Composite Design) fait partie des plans d'expériences pour l'étude des surfaces de réponses. Dans ce contexte, il s'agit sûrement des dispositifs expérimentaux les plus répandus dans la littérature anglo-saxonne. Leur usage est particulièrement destiné aux problèmes d'optimisation, quand la stratégie expérimentale conduit à construire et interpréter un modèle empirique, pour la recherche d'une solution dans le domaine expérimental.

La construction d'un plan composite centré proposée par George E. Box et K.B. Wilson peut se décomposer en trois parties :

- ◆ les 2^k sommets du domaine sont définis à partir d'un plan factoriel à deux niveaux par facteur analogue à ceux que nous avons précédemment décrits;
- ◆ les points en étoile positionnés à une distance $\pm\alpha$ du centre du domaine suivant les axes des facteurs figure (I- 4) sont destinés à l'estimation des termes carrés présents dans le modèle mathématique (I-28). L'ensemble des points en étoile constitue un dispositif au sein duquel on ne fait varier qu'un seul facteur à la fois. Il y a donc $2k$ points en étoile.
- ◆ On effectue enfin n_0 répétitions au centre du domaine. Le nombre de répétitions au point central dans les plans d'expériences pour l'étude des surfaces de réponse est généralement trois points.

La figure (II.5) représente un exemple d'un plan composite pour deux facteurs. Les points A, B, C et D sont les points d'un plan 2^2 . Le point E est le point central. Ce point peut être répliqué une ou plusieurs fois. Les points F, G, H et I sont les points axiaux. Ces quatre

derniers points forment ce que l'on appelle le plan en étoile. Dans cet exemple, l'expérimentateur réalise 9 essais et doit déterminer 6 coefficients. Il faut donc résoudre un système de 9 équations à 6 inconnues. Le calcul est effectué à l'aide d'un logiciel approprié.

L'intérêt des plans composites réside dans le fait qu'ils prennent facilement la suite d'un premier plan factoriel dont les résultats sont inexplicables par un modèle du premier degré. Il suffit d'effectuer les expériences correspondantes aux points en étoile et de faire les calculs sur l'ensemble de toutes les expériences. Les plans composites sont parfaitement adaptés à l'acquisition progressive des résultats. Le nombre de niveaux d'un plan composite est de cinq par facteur : le point central, les deux niveaux du plan factoriel et les deux niveaux des points en étoile.

Les points en étoile sont sur les axes des facteurs. Mais quelles coordonnées faut-il leur donner?

Mettons-nous dans le cas idéal où tous les emplacements sont possibles et où les contraintes expérimentales ne gênent pas. La disposition des points expérimentaux dépend alors du critère d'optimalité que l'on choisit. En général, on s'arrange pour que les erreurs sur les coefficients du modèle soient les plus petites possibles ou qu'elles soient les mieux réparties.

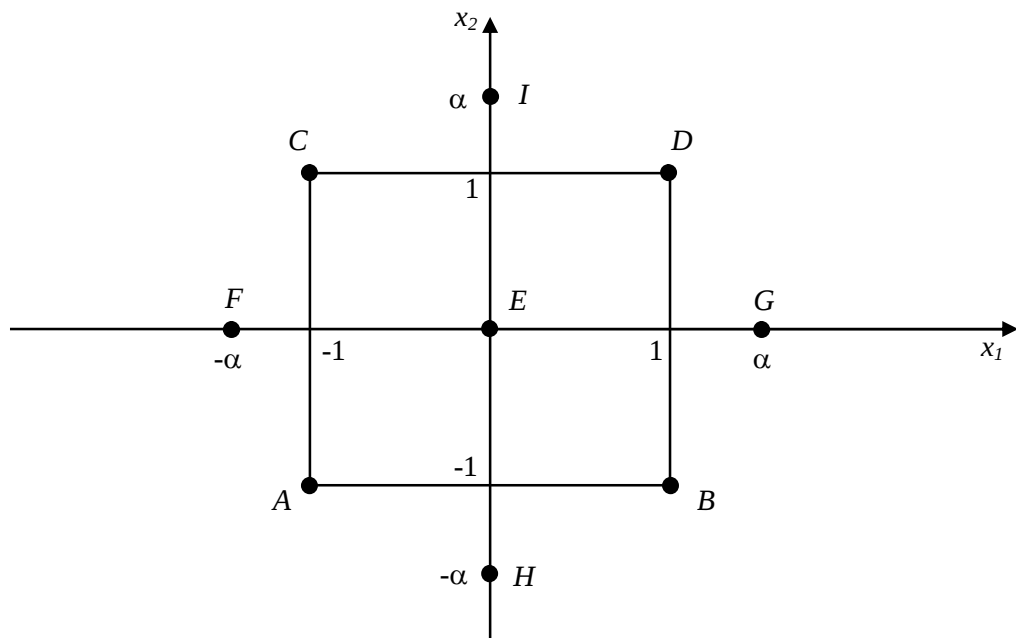


Figure II-5 : Représentation d'un plan composite pour l'établissement d'un modèle du second degré

IV. Logiciels des plans d'expérience

La plupart des logiciels qui traitent des plans d'expériences sont inclus dans des logiciels de statistiques. Les premiers logiciels de plans d'expériences étaient très pauvres et mal adaptés aux besoins des expérimentateurs. Depuis peu, un effort considérable a été entrepris par les informaticiens et les statisticiens pour que ces logiciels répondent mieux à l'esprit et aux besoins des expérimentateurs. Cette introduction s'est faite petit à petit sous la pression de la demande.

Ces logiciels sont encore très marqués par leur origine statistique et peuvent rebuter certains utilisateurs. Mais l'on constate un progrès constant vers l'amélioration, c'est-à-dire vers une meilleure prise en compte des exigences des expérimentateurs. Néanmoins, ces logiciels nécessitent tous une bonne connaissance de la méthode des plans d'expériences et ne peuvent pas être utilisés sans une formation solide aux plans d'expériences.

Ces logiciels comportent, en général, les chapitres suivants :

➤ Construction des plans d'expériences :

Plans factoriels complets, plans factoriels fractionnaires, plans à plus de deux niveaux (surfaces de réponse), plans de mélanges, plans D-optimaux ;

➤ Interprétation et analyse :

Calcul des effets, des interactions, des coefficients du modèle mathématique, modélisation, calcul des réponses prédites, analyse des résidus ;

➤ Représentations graphiques :

Diagramme des effets, diagramme des interactions, diagramme des résidus, diagramme de Daniel, courbes iso réponses en 2-D ou 3-D ;

➤ Aide :

Tutorial, aide en ligne, possibilité d'importer et d'exporter des fichiers de données dans différents formats, parfois hotline.

Parmi ces logiciels on cite le logiciel MODDE de la société Umetrics, qui est un logiciel spécialisé pour la construction et l'analyse de plans d'expériences. Il permet de bâtir et d'analyser des plans de criblage, en surface de réponse, Taguchi, de mélanges, D-optimaux, des plans multi variés « Onion Designs » ainsi que des plans comportant à la fois des composants et des facteurs de procédés. Pour estimer les modèles, il utilise soit la méthode des moindres carrés usuelle (MLR) soit la méthode des moindres carrés partiels (PLS). Cela permet notamment d'ajuster un modèle reliant les variations de toutes les réponses aux facteurs en prenant en compte la structure de covariances.

La méthodologie de conduite des recherches et d'organisation des essais que nous avons décrite tout le long de ce chapitre apporte souplesse, précision, sûreté, gain de temps, économie d'argent dans toute expérimentation.

La démarche utilisée pour mener à bien, et dans les meilleures conditions, toute expérimentation peut résumée dans trois grandes parties :

- 1- Le choix d'une méthode d'expérimentation.
- 2- L'analyse des résultats d'essais.

Dans le dernier point l'analyse appel à la méthode des moindres carrés dont les mises en œuvre sont présentées dans chapitres et ils sont illustrées dans les chapitres présentant l'optimisation du patch.

Chapitre III

Optimisation des paramètres géométriques des différentes formes de patch en mode I

Chapitre III

Optimisation des paramètres géométriques des différentes formes de patch en mode I

1. Introduction

Les problèmes d'amorçage et de propagation des fissures dans les ailes d'avion constituent une source d'ennuis permanente pour les professionnels du domaine. Les recherches accomplies sur ce terrain visent dans un premier temps, à tenter de comprendre le phénomène de propagation des fissures pour prédire la durée de vie des structures aéronautiques. Actuellement, de nouvelles techniques sont développées pour réduire la vitesse de propagation de la fissure augmentant ainsi la durée de vie de la structure. La technique la plus utilisée est l'assemblage d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la région fissurée qui atténue l'intensité des contraintes en pointe de fissure. De nombreuses recherches utilisant les patches composites pour réparer les fissures ont été menées depuis 1977. La majorité de ces travaux sont basés sur des analyses simples obtenues expérimentalement. Avec le développement rapide de la technologie informatique, il est possible actuellement de développer des modèles assez précis pour comprendre le comportement des fissures réparées par collage de composites et améliorer ainsi l'efficacité de la réparation. Les réparations par collage des patches externes sont constituées d'assemblage d'une plaque, d'un joint collé et de patches en composite. Un tel système complexe est très difficile à modéliser pour déterminer correctement les champs de contraintes, de déformations et de déplacement ainsi que les paramètres de rupture (facteur d'intensité de contraintes, intégrale J et CTOD) en utilisant un modèle analytique. Dans l'objectif d'optimiser des patches de réparation, divers paramètres d'influence doivent être considérés. Il est donc nécessaire d'établir un modèle de calcul, permettant de proposer des solutions de façon simple et rapide. Actuellement, les logiciels de calcul basés sur la méthode des éléments finis sont largement utilisés et les résultats numériques obtenus s'avèrent très satisfaisants si des modèles numériques sont correctement établis. Une bonne façon de concevoir une réparation est de trouver la forme optimale du patch, afin d'obtenir le maximum de sécurité. Un tel problème est très important de nos jours

aussi bien du point de vue économique que technique, dans un large éventail de domaines de l'ingénierie, en particulier dans les applications structurales. Plusieurs travaux [96-101] ont été conduits pour analyser numériquement la performance de différentes formes de patches en composites. Ils ont montré que la forme du patch a un effet significatif sur la valeur du facteur d'intensité de contrainte en pointe de la fissure. En outre, l'utilisation de la forme du patch appropriée peut réduire le niveau des contraintes thermiques résiduelles dues à la prise de l'adhésif ; la masse du patch qui signifie des coûts réduits, moins de réparations et les contraintes dans l'adhésive pouvant améliorer la durabilité du composite de la réparation. L'algorithme génétique a été utilisé avec succès pour optimiser la forme du patch composite [102, 108,109]. Le facteur d'intensité de contraintes a été utilisé comme fonction objective pour la minimisation. La procédure d'optimisation a été implémentée dans un code élément finis, et des simulations numériques ont été réalisées afin d'évaluer la fiabilité de la fonction objective. Les résultats obtenus montrent qu'une forme de patch optimisée conduit à une réduction du facteur d'intensité de contraintes d'environ 40 à 60% par rapport à celle liée à une forme simple du patch. D'autres travaux [4,110] ont associé ces algorithmes à un code d'éléments finis pour renforcer des entailles circulaires. La forme du patch, les orientations des plis ainsi que l'emplacement du patch sont simultanément optimisés pour soulager la zone endommagée. La méthode des plans d'expériences a prouvé son utilisation dans le domaine d'optimisation des patches composites. Cette méthode prend en compte tous les paramètres et leurs interactions. Des études numériques ont également été menées [113,114] pour minimiser le facteur d'intensité de contrainte et l'intégrale J en pointe de fissure réparée par patch en composite. Ce chapitre s'inscrit dans le cadre de l'optimisation du patch en composite pour réparer une structure métallique sollicitée en mode I. Le logiciel d'optimisation basé sur les plans d'expériences MODDE 5.0 [153] est associé à un code d'éléments finis ABAQUS [154] pour analyser les performances de la réparation. L'optimisation consiste à minimiser l'intégrale J en pointe de fissure. L'influence de divers paramètres sur la performance de la réparation s'avère très complexe. Pour cette étude seule les paramètres géométriques du patch (formes et dimensions) sont optimisés. En outre, une combinaison de ces paramètres peut aussi donner un effet important. Les propriétés mécaniques du patch, de l'adhésif et de la plaque ainsi que l'épaisseur de l'adhésif et de la plaque sont constants, leur optimisation fera l'objet d'une autre étude.

II. Optimisation des paramètres géométriques de la forme rectangulaire du patch

II.1. Choix des facteurs influents

La difficulté de réparation des structures endommagées réside dans le fait que cette technique est un processus multifactoriel interdépendant ; il est donc très important de formuler l'ensemble des paramètres qui ont une influence importante sur cette dernière (paramètres géométriques et mécaniques du patch et l'adhésif). Pour une bonne compréhension du processus de réparation, et compte tenu de l'interdépendance de ces différents paramètres, il est intéressant d'étudier le maximum de paramètres. Pour notre étude, nous avons considéré trois paramètres variables, longueur, largeur et épaisseur du patch. Les intervalles d'étude des différents facteurs ont été choisis suivant les réponses obtenues à partir des essais préliminaires. D'après le tableau des expériences préliminaires (tableau III.2), on a choisi les intervalles d'étude pour les trois facteurs comme suit:

$0.36 \text{ mm} \leq e_p \leq 1.8 \text{ mm}$ (épaisseur du patch) ;

$35 \text{ mm} \leq W_p \leq 120 \text{ mm}$ (largeur du patch) ;

$35 \text{ mm} \leq L_p \leq 120 \text{ mm}$ (longueur du patch).

Les paramètres maintenus constants sont : propriétés mécaniques du patch et propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif et de la plaque fissurée.

II.2. Modèle géométrique

Le modèle géométrique de la plaque réparée par simple patch en composite est représenté sur la figure III.1. La plaque en aluminium 2024 T3 présente une fissure centrale de longueur $2a = 60 \text{ mm}$, réparée par un patch en bore-époxy dont les plis du composite sont orientés suivant la longueur de la plaque et dans une direction parallèle au chargement. Le patch étant collé à la plaque par un adhésif FM 73. La plaque est soumise à un chargement mécanique d'amplitude 100 MPa. Les dimensions et les propriétés mécaniques de la plaque du patch ainsi que de l'adhésif sont illustrées sur le tableau III.1. La structure étant modélisée par des éléments cubiques (hexaèdres) à huit nœuds. Le maillage de l'éprouvette utilisée dans le modèle 3D d'éléments finis est représenté sur la figure III.2. La forme rectangulaire du patch composite est identifiable sur cette figure. Un maillage régulier est effectué pour toute la structure (13683 éléments). Ce maillage reste le même tout au long du calcul afin d'éviter toute

influence du maillage sur les résultats. Le collage parfait est créé entre la plaque et le patch composite en fusionnant les nœuds des éléments. Le fait de fusionner les nœuds a pour conséquence d'avoir le même maillage pour la structure et pour le patch composite. La fissure centrale au milieu de la plaque entraîne une singularité géométrique provoquant une concentration de contrainte. Par conséquent, un maillage raffiné est effectué autour de la fissure. Le nombre total d'éléments de la structure réparée dépend de la forme du patch. La taille du côté d'un élément loin de la fissure est égale à 0,016 mm pour toute la structure et 0,004 mm au voisinage de la fissure. La plaque en aluminium 2024-T3 et l'adhésif FM-73 ont un comportement élasto-plastique, dont les lois de comportements (contrainte-déformation) sont représentées respectivement sur les figures III.3 et III.4. L'approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture fondée sur l'intégrale J de Rice, est utilisée pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée par patch. Cette intégrale représente la fonction objective à minimiser.

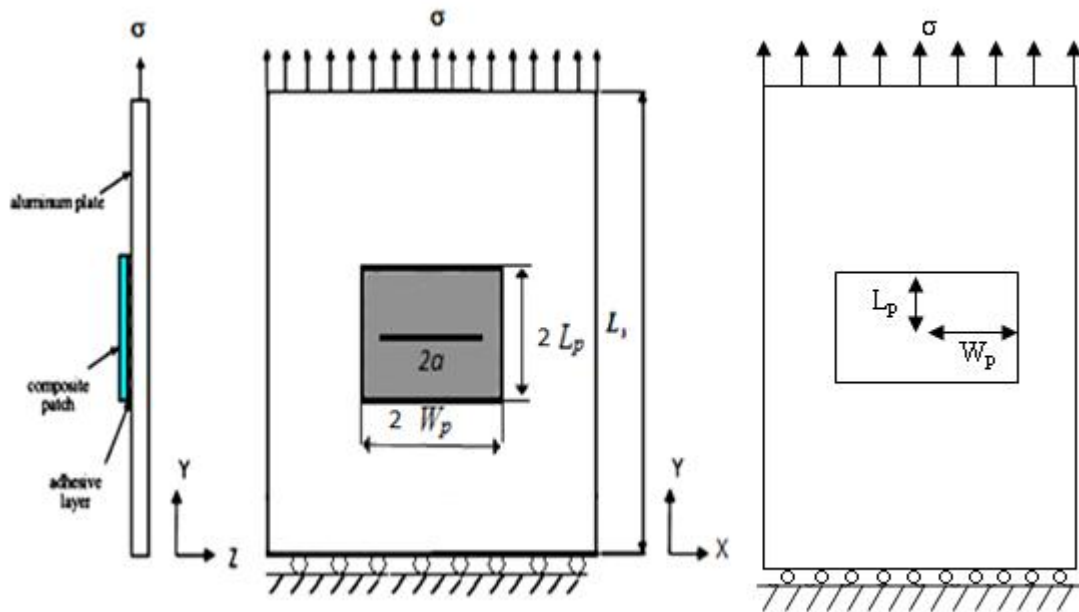


Figure III.1 : Modèle géométrique du simple patch rectangulaire (plaque, patch et adhésif).

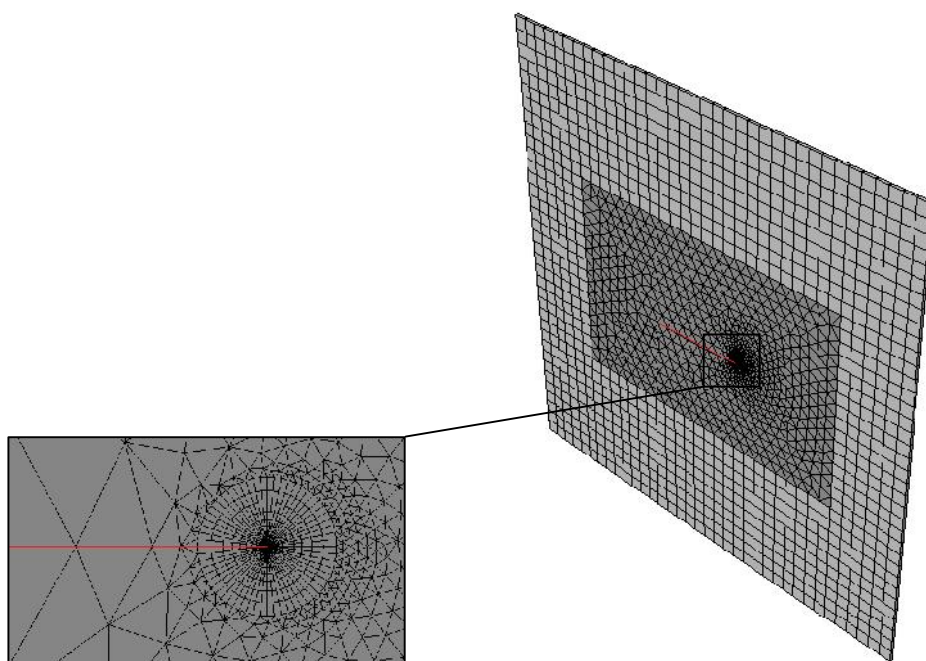


Figure. III.2 : Maillages de la structure et du voisinage de la fissure.

Dimensions & Propriétés	Matériaux		
	Aluminium	bore /époxy	Adhésive
Type	2024-T3	Bore/époxy 5521	FM-73
Longueur (mm)	304	[35-77,5-120]	[35-77,5-120]
Largeur (mm)	304	[35-77,5-120]	[35-77,5-120]
Epaisseur (mm)	2,3	[0,36-1,08-1,8]	0,23
E_1 (GPa)	71,7	207	2,12
E_2 (GPa)		21	
E_3 (GPa)		21	
ν_{12}	0,3	0,294	0,3
ν_{13}		0,294	
ν_{23}		0,452	
G_{12} (GPa)	27,6	7,71	0,8
G_{13} (GPa)		7,71	
G_{23} (GPa)		7,23	

Tableau III.1 : Propriétés mécaniques des matériaux utilisés.

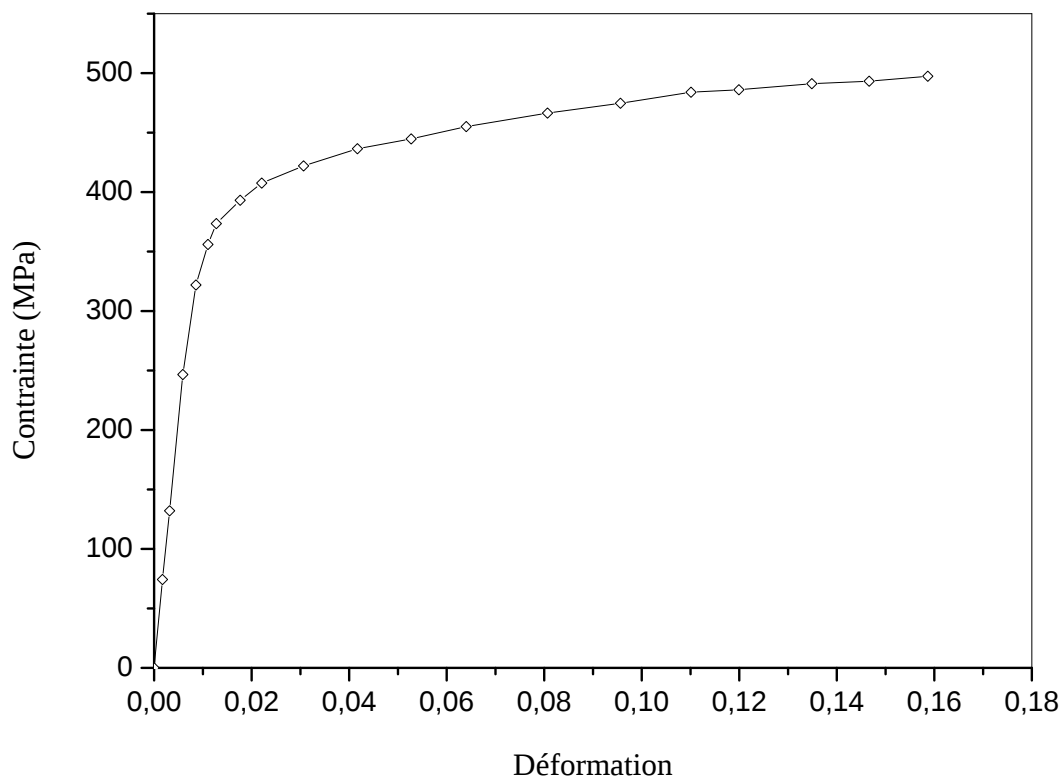


Figure III.3: Courbe contrainte-déformation de l'aluminium 2024-T3.

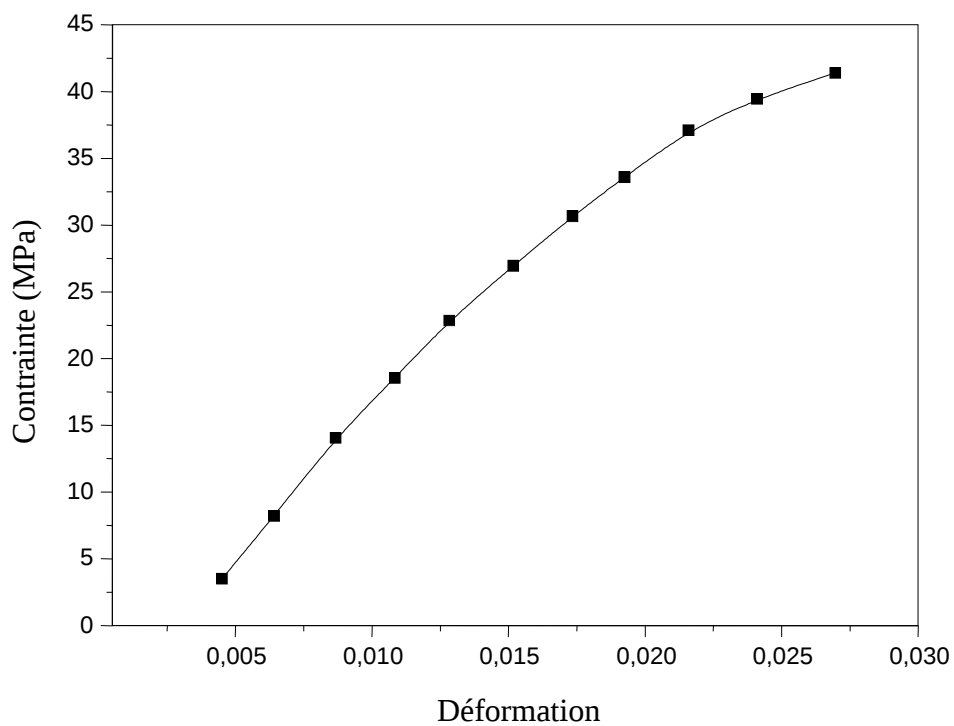


Figure. III.4: Courbe contrainte-déformation de l'adhésif FM-73.

Une structure aéronautique peut être soumise en pratique à des températures variant de -50 °C en vol à $+70$ °C au sol. Elles peuvent même monter à $+200$ °C lors d'un vol supersonique [155]. Or des études ont montré que, pour ces températures, les colles classiquement utilisées (FM 73, REDUX 312) présentent une loi de comportement viscoélastique [27, 26]. Ce comportement viscoélastique de la colle varie en fonction de la température [28]. Il est donc essentiel de connaître avec précision cette loi de comportement en fonction du temps et de la température pour évaluer au mieux l'évolution des contraintes dans la colle lors de l'assemblage des matériaux, puis au cours de la durée de vie de la structure collée. L'adhésif FM73 possède un comportement élasto-plastique en cisaillement possédant ainsi un domaine élastique très réduit. Cet adhésif plastifie donc très vite, et possède un allongement à la rupture en cisaillement à peine supérieur à celui en traction. La FM73 par sa forte rigidité se charge fortement, et se plastifierait alors très vite, augmentant brutalement et rapidement le taux de transfert au niveau du patch.

II.3. Choix du plan expérimental

Le plan d'expériences complet de 3 facteurs à 3 niveaux est adopté, le modèle de l'expérimentateur est quadratique ayant la forme suivante :

$$y = a_0 + \sum_{i=1}^3 a_i x_i + \sum_{1 \leq i < j \leq 3} a_{ij} x_j + \sum_{i=1}^3 a_{ii} x_i^2 \quad (\text{III.1})$$

Les différents calculs statistiques sont effectués par le logiciel MODDE. Il y a deux méthodes pour faire la régression dans ce logiciel : la régression 'PLS' (Partial Least Squares) est utilisée quand il manque des données et la régression 'MLR' (Multiple Linear Regression). La méthode retenue est MLR, régressions des moindres carrés sur plusieurs facteurs. Nous essayons d'établir une relation entre les grandeurs d'entrée et la grandeur de sortie. Pour cela nous proposons un plan du deuxième degré appelé « plan factoriel complet à 3 niveaux » qui offre une modélisation par des surfaces de réponse (RSM). Les résultats des 27 expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés au tableau III.2.

Largeur (mm)	Longueur (mm)	Epaisseur (mm)	Intégrale J (mJ/mm²)
35	35	0,36	1,635
77,5	35	0,36	1,395
120	35	0,36	1,335
35	77,5	0,36	1,97
77,5	77,5	0,36	1,638
120	77,5	0,36	1,609
35	120	0,36	2,046
77,5	120	0,36	1,808
120	120	0,36	1,686
35	35	1,08	0,6666
77,5	35	1,08	0,4672
120	35	1,08	0,4326
35	77,5	1,08	0,9405
77,5	77,5	1,08	0,5708
120	77,5	1,08	0,526
35	120	1,08	1,024
77,5	120	1,08	0,6644
120	120	1,08	0,5664
35	35	1,8	0,4093
77,5	35	1,8	0,2548
120	35	1,8	0,2322
35	77,5	1,8	0,5979
77,5	77,5	1,8	0,3045
120	77,5	1,8	0,2707
35	120	1,8	0,7064
77,5	120	1,8	0,3624
120	120	1,8	0,2946

Tableau III.2 : Résultats des expériences du plan factoriel.

Afin d'étudier l'influence des variables (Longueur « L_p »; Largeur « W_p » et Epaisseur « e_p »), on doit fixer deux paramètres et faire varier le troisième paramètre, on verra par la suite que chaque facteur a une influence significative sur les critères de performance du patch. A partir des modèles mathématiques obtenus, on peut déterminer l'influence de chaque facteur sur la réponse, en traçant la variation de l'intégrale J en fonction de ces facteurs choisis. Si on veut par exemple déterminer l'influence d'un facteur (x_i) sur l'intégrale J , on représente sa variation pour les trois niveaux du facteur choisi.

II.3.1. Effet de l'épaisseur du patch

L'objectif de cette étude est d'analyser l'influence de l'épaisseur du patch en matériaux composites collé sur une structure initialement endommagée par fissuration. L'augmentation de la durée de vie de ces structures est analysée en termes de minimisation de la concentration des contraintes en pointe de fissure. Nous considérons plusieurs épaisseurs du patch, celles-ci varient entre 0.36 mm à 1.8 mm, pour un patch de dimension $W_p = L_p = 77,5$ mm. L'étude par la méthode des plans d'expériences a été menée afin d'analyser l'effet de l'épaisseur du patch sur l'intégrale J (Fig. III.5). L'analyse de cette figure montre qu'un accroissement au niveau de l'épaisseur du patch entraîne une diminution de l'intégrale J . En effet, plus le patch utilisé est épais, plus le niveau du champ de contraintes en pointe de fissure de la zone réparée est faible. Nos résultats montrent que la réparation par patch en matériau composite réduit considérablement l'énergie mécanique fortement concentrée en têtes de fissures, et donc ralentit la propagation de ces défauts. Cette réduction est d'autant plus forte que le matériau de réparation est épais. D'après ces résultats on peut dire aussi qu'il existe une épaisseur critique du matériau de réparation ($e_p = 1,5$ mm) au-delà de laquelle la durée de vie de ces structures réparées est quasi- indépendante de ce paramètre géométrique. D'Autres travaux [48,49] ont montré que l'épaisseur critique est de 2 mm à partir de laquelle l'énergie de rupture ou le facteur d'intensité de contraintes en pointe de fissure est presque stable. Au-delà d'une épaisseur de 1,5 mm, le paramètre de rupture J diminue de façon asymptotique où il devient presque indépendant de l'épaisseur du patch. Par conséquent, l'augmentation de l'épaisseur du patch est inutile car l'énergie de rupture en pointe de fissure reste quasiment constante. Plusieurs travaux ont recommandé une optimisation de cette épaisseur [79-87].

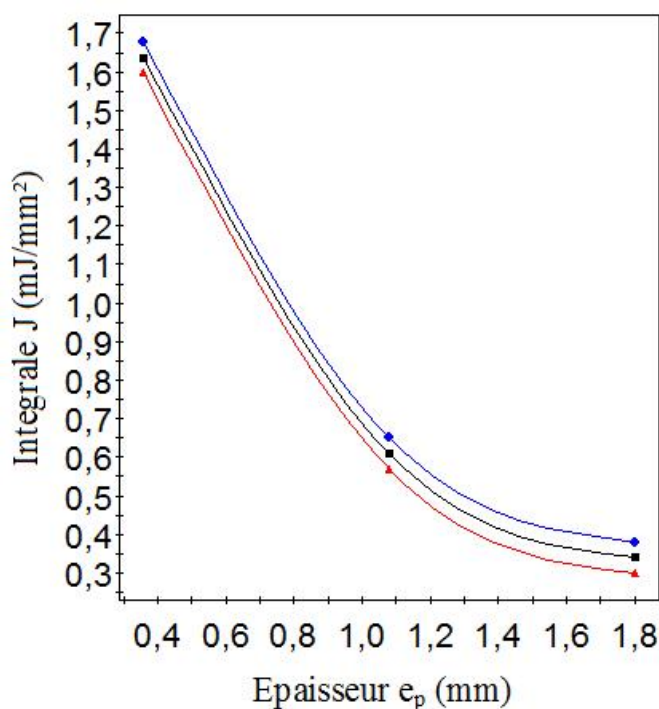


Figure. III.5 : Evolution de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur du patch.

II.3.2. Effet de la longueur du patch

Cette étude a été réalisée pour des longueurs du patch allant de 35 à 120 mm, les deux autres paramètres géométriques ont les dimensions suivantes : largeur $W_p = 77.5$ mm, épaisseur $e_p = 1.08$ mm. La figure III.6 illustre les variations de l'intégrale J en fonction de la longueur du patch. Nous constatons qu'un accroissement au niveau de la longueur du patch entraîne une augmentation de l'intégrale J, ceci montre clairement que la réparation des zones endommagées avec des patches plus longs entraîne une augmentation des contraintes et déformations au niveau de la structure réparée car ces deux champs sont directement liés à l'énergie de rupture en pointe de fissure. L'effet de la réparation par patch long est inutile car la totalité des contraintes ne sont pas transférées au patch. On peut conclure ainsi que la longueur du patch est un facteur qui limite les performances de la réparation. En effet, le collage d'un patch sur une plaque crée des contraintes de cisaillement sur les deux interfaces, aluminium/adhésif et adhésif/patch. Ces interfaces sont le siège de concentrations de contraintes qui peuvent conduire au décollement du patch aux niveaux de ces deux interfaces. Cet effet est accéléré par la présence d'un milieu humide comme l'eau par exemple, ce milieu engendre la dégradation de l'adhésif [157,158]. En outre, un patch long engendre un surpoids

de la structure et peut provoquer le décalage de l'axe neutre de la structure réparée ; ce décalage entraîne la création d'un moment de flexion. Cette flexion donne des champs de contraintes et déformations en pointe de fissure qui se superposent aux champs du fait du chargement de traction. L'effet de ce moment peut être éliminé par une réparation par double patch.

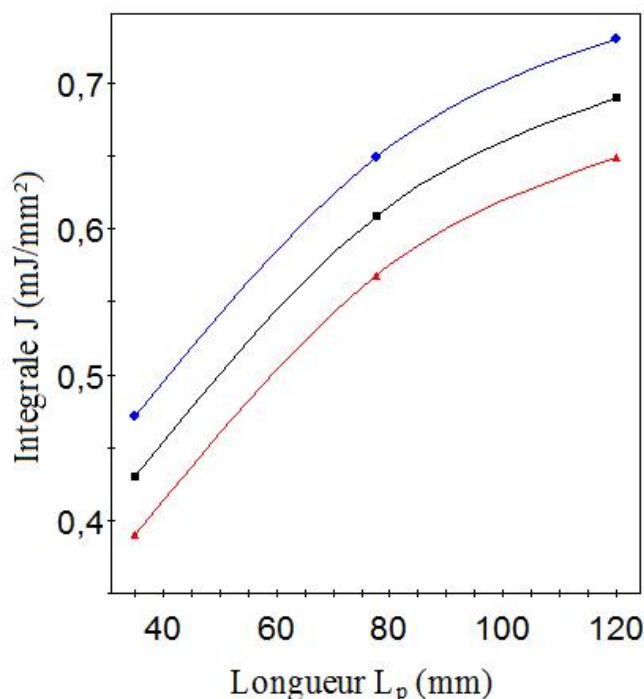


Figure III.6 : Evolution de l'intégrale J en fonction de la longueur du patch

II.3.3. Effet de la largeur du patch

Cet effet est illustré sur la figure III.7, pour des largeurs du patch variant entre 35 mm et 120 mm. La longueur et l'épaisseur du matériau de réparation utilisé ont pour dimensions suivantes : $L_p = 77,5$ mm et $e_p = 1,08$ mm. Nous observons qu'un accroissement de cette largeur conduit à une diminution de l'intégrale J. Cet effet est plus marqué pour une largeur du patch égale à 100 mm. En effet, une augmentation de 65% de la largeur du patch conduit à une diminution d'ordre 38% de l'intégrale J. Ainsi, on peut dire qu'il existe une largeur critique ($W_p = 100$ mm) au-delà de laquelle la largeur du patch n'a aucune influence sur la l'énergie de rupture en pointe de fissure et par conséquent sur la durée de vie des structures réparées par patch en composites.

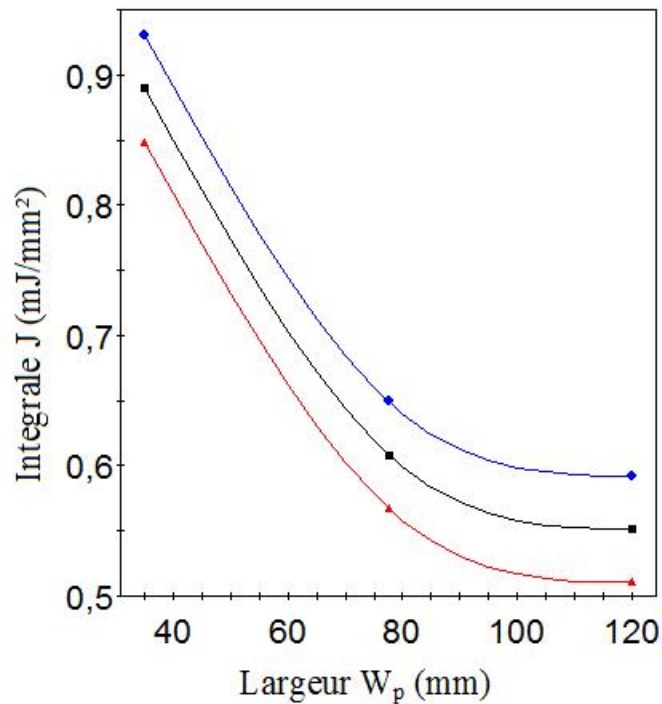


Figure. III.7 : Evolution de l'intégrale J en fonction de la largeur du patch

II.4 Effets des interactions sur la réponse

II.4.1 Effet d'interaction entre épaisseur et longueur

Cette analyse porte sur l'effet d'interaction entre deux facteurs (épaisseur et longueur), la troisième grandeur est maintenue constante (largeur $W_p = 120$ mm). Une représentation en 3 dimensions de l'intégrale J, est indiquée sur la figure III.8. L'analyse de cette figure montre que pour une épaisseur du patch de 0.4 mm, l'intégrale J passe de 1.33 mJ/mm², pour une longueur de 40 mm, à une valeur de 1.58 mJ/mm², pour une longueur de 115 mm. Pour une épaisseur de 1.7 mm, et pour les mêmes longueurs du patch, l'intégrale J passe de 0.213 mJ/mm² à 0.276 mJ/mm². Ainsi quelle que soit la longueur du patch, une diminution de l'épaisseur du patch en composite conduit à une augmentation des champs des contraintes et déformation en pointe de fissure, ces deux champs sont directement liés à l'énergie de rupture en pointe de fissure. Pour minimiser le volume du patch, on garde la longueur du patch constante ($L_p=35$ mm) et on fait varier l'épaisseur et la largeur du patch. Les iso-courbes confirment les résultats des figures III.5 et III.6. En effet, l'intégrale J diminue avec l'épaisseur et croît avec la longueur du patch.

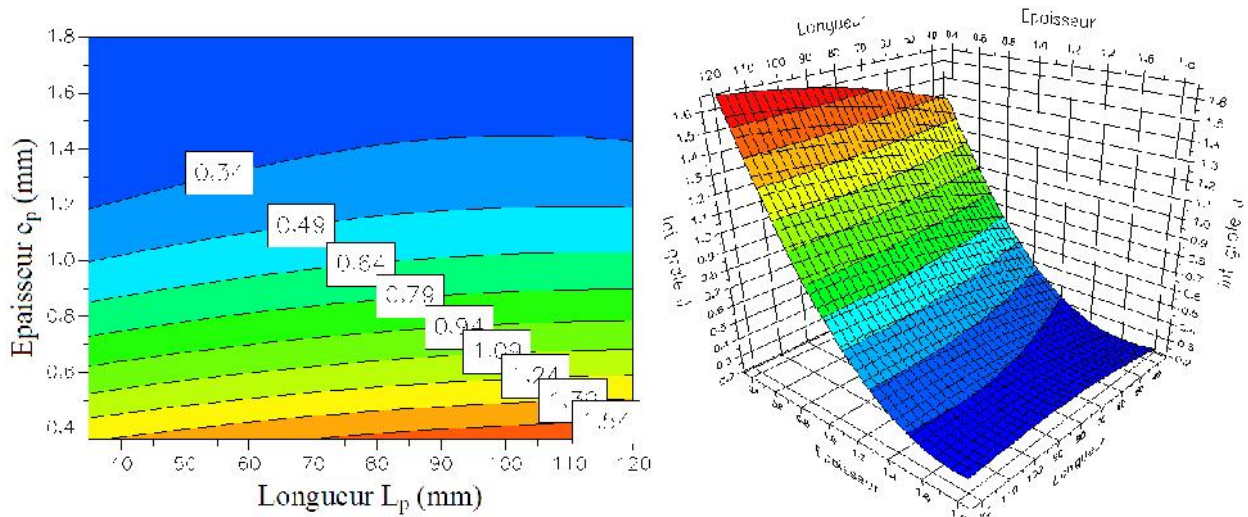


Figure III.8: Effet de l'interaction épaisseur - longueur.

II.4.2 Effet de l'interaction épaisseur - largeur

Le comportement de l'intégrale J, illustré dans la figure III.9, montre que pour une épaisseur de 0.4 mm, cette intégrale passe de 1,53 mJ/mm² à 1,3 mJ/mm², lorsque la largeur du patch augmente de 40 mm à 115 mm. L'analyse horizontale montre que l'intégrale J diminue avec l'augmentation de la largeur, cette énergie de rupture est inversement proportionnelle à la largeur. Les iso-courbes permettent d'obtenir des valeurs non mesurées pendant les expériences. On remarque que la réponse est à son niveau bas lorsque la valeur de l'épaisseur est égale à environ 1,6 mm, à condition que la valeur de la largeur soit aussi égale à environ 100 mm ; c'est-à-dire qu'il faut avoir ces deux facteurs à leurs niveaux hauts. La diminution de la largeur et de l'épaisseur conduit à une augmentation de l'énergie mécanique en pointe de fissure (Fig. III.9).

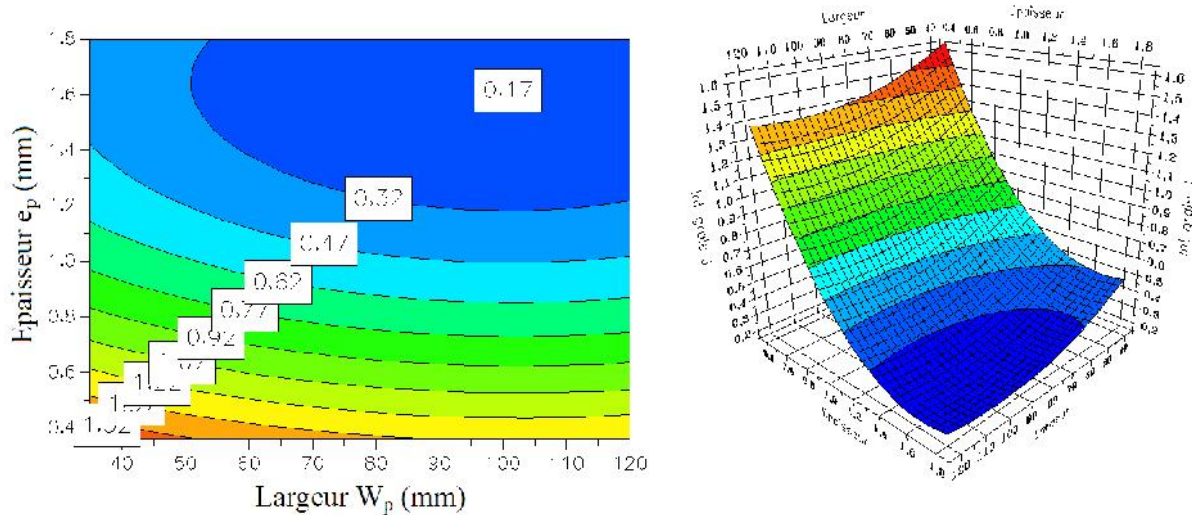


Figure III.9 : Effet de l'interaction épaisseur - largeur.

II.4.3 Effet de l'interaction largeur - longueur

Cet effet est illustré sur la figure III.10 pour une épaisseur du patch constante ($e_p = 1.8$ mm). Une analyse verticale montre que pour une valeur de la largeur égale à 120 mm, nous remarquons 4 zones distinctes. La première et la deuxième zone dans laquelle la valeur de la réponse est inférieure à 0.288 mJ/mm^2 , la valeur de cette réponse croît avec l'augmentation de la longueur du patch. Jusqu'à une longueur de 105 mm ou la valeur de l'intégrale J commence à décroître (zone 3 et 4). Une analyse horizontale montre que pour une valeur de la longueur proche de 35 mm et pour une valeur de la largeur au voisinage de 100 mm, la réponse prend sa valeur minimale 0.19 mJ/mm^2 .

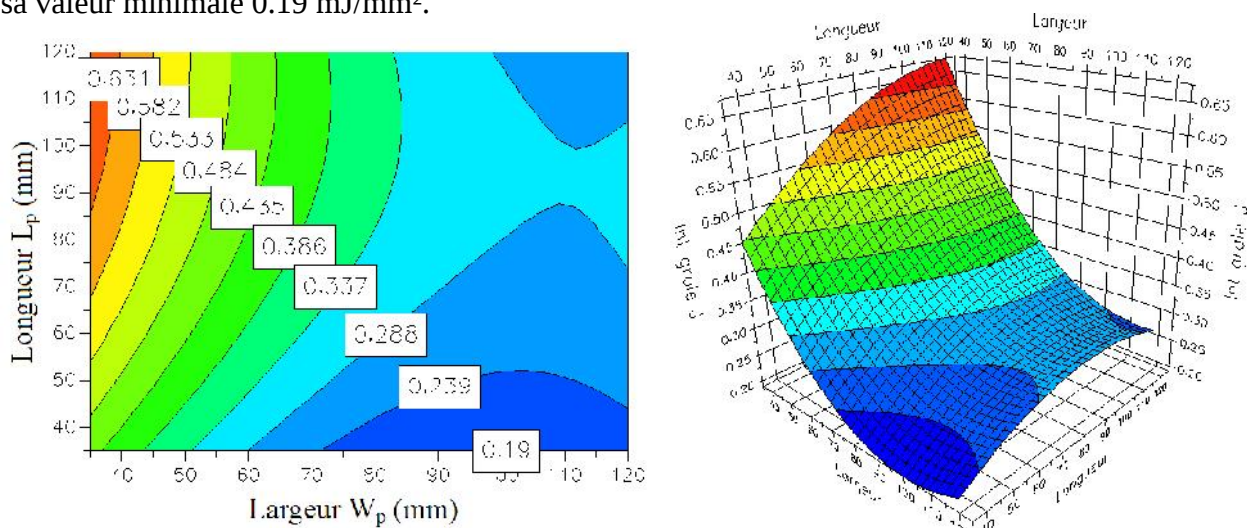


Figure III.10 : Effet de l'interaction largeur - longueur

II.5. Effets des différents facteurs sur le patch

Il est important d'étudier l'effet des différents facteurs sur les performances de la réparation par patch. Il faut d'abord déterminer les facteurs les plus influençant, ensuite observer comment les grandeurs réagissent avec ces facteurs. Ces effets sont représentés par un histogramme. Ce diagramme donne les effets en ordre décroissant de leur importance en valeur absolue. Les effets de tous les termes des facteurs (linéaires, croisés et quadratiques) sont indiqués sur la figure III.11. L'analyse de ce diagramme montre que l'épaisseur du patch est le facteur le plus important et le plus dominant sur l'optimisation des paramètres géométriques du patch. La largeur se classe en seconde place et la longueur du patch se classe en dernière position comme facteur ayant une influence sur la réparation par patch en composite.

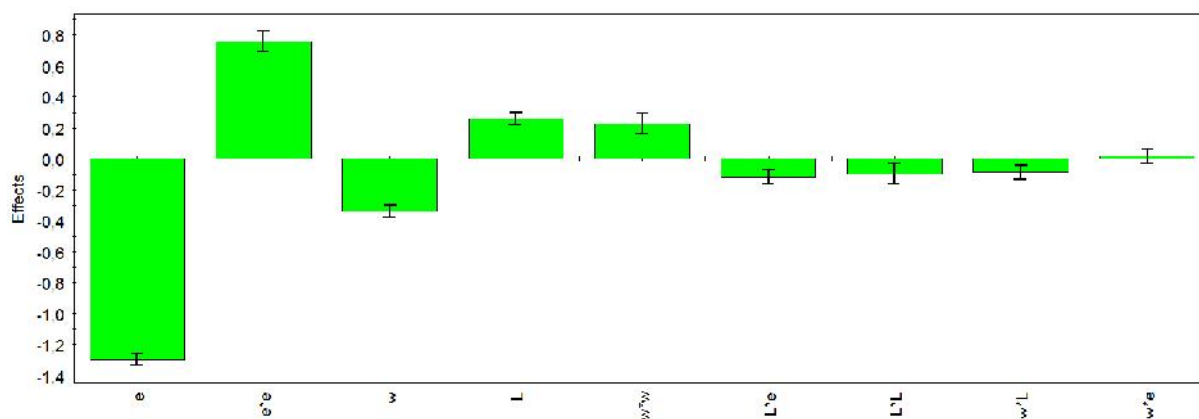


Figure III.11 : Effets des différents paramètres sur l'intégrale J avec leurs interactions.

II.6. Vérification du point optimal

La figure III.12, illustre le point optimal recherché par le logiciel MODDE 5.0. En effet, la plus faible valeur de l'intégrale J ($J = 0,1696 \text{ mJ/mm}^2$) est obtenue pour une épaisseur du patch $e_p = 1.63 \text{ mm}$, une largeur $W_p = 35 \text{ mm}$ et une longueur $L_p = 100 \text{ mm}$. Par conséquent la procédure consiste à maximiser l'épaisseur et la largeur et minimiser la longueur.

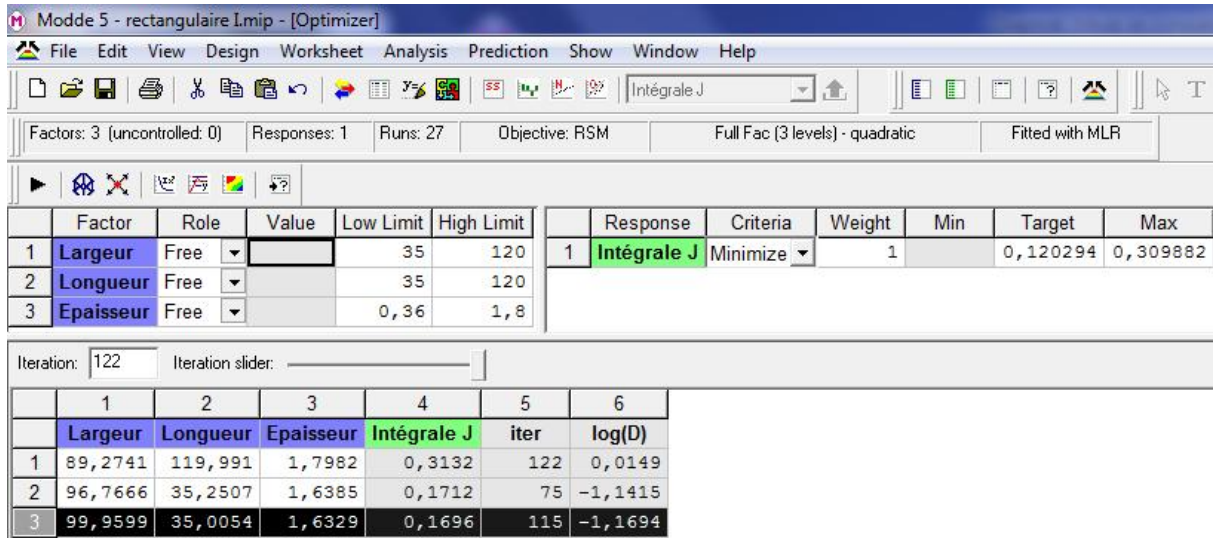


Figure III.12 : Recherche des valeurs optimales en utilisant le logiciel MODDE 5.0.

Le modèle mathématique suggéré par MODDE 5.0 est:

$$J = 0,608385 - 0,169067.W_p^* + 0,129472.L_p^* - 0,6494.e_p^* + 0,11211.W_p^{*2} - 0,0482722.L_p^{*2} + 0,379877.e_p^{*2} - 0,0431917.W_p^*.L_p^* + 0,00874168.W_p^*.e_p^* - 0,0589916.L_p^*.e_p^* \quad (III.2)$$

Où : L_p^* , e_p^* , W_p^* , sont des valeurs codées, leur codage afin permet de déterminer les facteurs dont les valeurs sont situées entre les deux bornes -1 et +1. Les formules utilisées pour le codage sont :

$$L_p^* = \frac{L_p - (L_{p_{\max}} + L_{p_{\min}})/2}{(L_{p_{\max}} - L_{p_{\min}})/2} = \frac{L_p - 77,5}{42,5};$$

$$W_p^* = \frac{W_p - (W_{p_{\max}} + W_{p_{\min}})/2}{(W_{p_{\max}} - W_{p_{\min}})/2} = \frac{W_p - 77,5}{42,5}; \quad (III.3)$$

$$e_p^* = \frac{e_p - (e_{p_{\max}} + e_{p_{\min}})/2}{(e_{p_{\max}} - e_{p_{\min}})/2} = \frac{e_p - 1,08}{0,72}$$

La combinaison de la relation (III.3) dans (III.2), donne la valeur de l'intégrale J (relation III.4) pour n'importe quelles valeurs des dimensions du patch. L'introduction des valeurs

optimisées de ces paramètres dans cette relation permet de déterminer la valeur minimale de l'intégrale J.

$$\begin{aligned}
 J = & 0,608385 - 0,169067 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,129472 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,6494 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,11211 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right)^2 - 0,0482722 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,379877 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
 & - 0,0431917 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,00874168 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & - 0,0589916 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned} \quad (III.4)$$

La figure III.13 présente une comparaison des valeurs numériques de l'intégrale J et celles calculées à partir du modèle proposé. On remarque que les résultats calculés à partir du modèle proposé sont en bon accord avec celles obtenues numériquement par ABAQUS. Ce modèle nous permet d'obtenir une meilleure prédiction de la durée de vie des structures réparées par patch en composite.

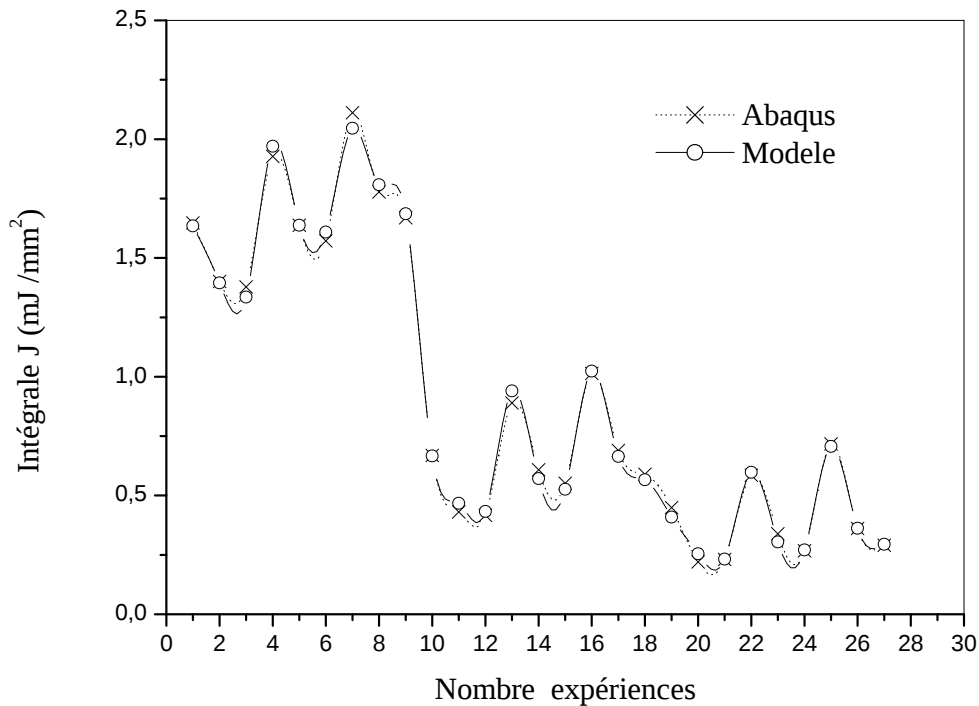


Figure III.13 : Comparaison entre les valeurs numériques de J et celles obtenues par le modèle mathématique

III. Optimisation des paramètres géométriques de la forme carrée du patch

L'étude précédente a été conduite en vue d'optimiser les dimensions d'un patch rectangulaire à savoir la longueur, la largeur et l'épaisseur. Dans ce cas nous nous intéressons à un patch de forme carrée, où nous considérons le même modèle géométrique de la plaque en aluminium 2024 T3, les mêmes propriétés mécaniques du patch en bore-époxy, même adhésif FM 73 ainsi que la même taille de fissure et les mêmes conditions de chargement. Le modèle géométrique ainsi que le maillage (11123 éléments) de la plaque réparée par un patch de forme carrée de cotés $L_p = W_p = 360$ mm et d'épaisseur $e_p = 2,3$ mm, sont représentés sur la figure III.14. Le même plan d'expériences (III.1) de 2 facteurs à 3 niveaux est adopté. Les résultats des 09 expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés sur le tableau III.3.

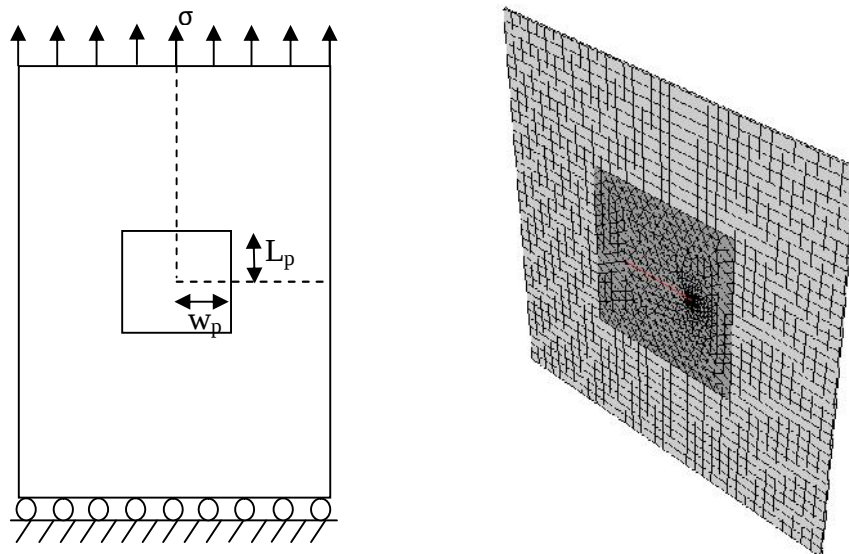


Figure III.14 : Modèle géométrique et maillage avec patch carré.

Largeur (mm)	Epaisseur (mm)	Intégrale J (mJ/mm²)
35	0,36	1,635
77,5	0,36	1,638
120	0,36	1,686
35	1,08	0,6666
77,5	1,08	0,5708
120	1,08	0,5664
35	1,8	0,4093
77,5	1,8	0,3045
120	1,8	0,2946

Tableau III.4: Résultats des expériences du plan factoriel.

III.1. Effet de l'épaisseur du patch

Nous considérons plusieurs épaisseurs du patch variant entre 0.36 mm et 1.8 mm, et un côté du patch $W_p = 77.5$ mm. L'effet de l'épaisseur du patch sur les variations de l'intégrale J est indiqué sur la figure III.15. Le même phénomène observé pour une réparation par patch rectangulaire (Fig. III.5) est constaté sur cette figure. En effet, l'énergie de rupture en pointe de fissure décroît avec l'augmentation de l'épaisseur. Nous remarquons une diminution de l'ordre de 80% lorsque l'épaisseur passe de 0.36 mm à 1,5 mm. Au-delà de cette épaisseur l'écart constaté est presque nul ce qui explique la stabilité des valeurs de l'intégrale J.

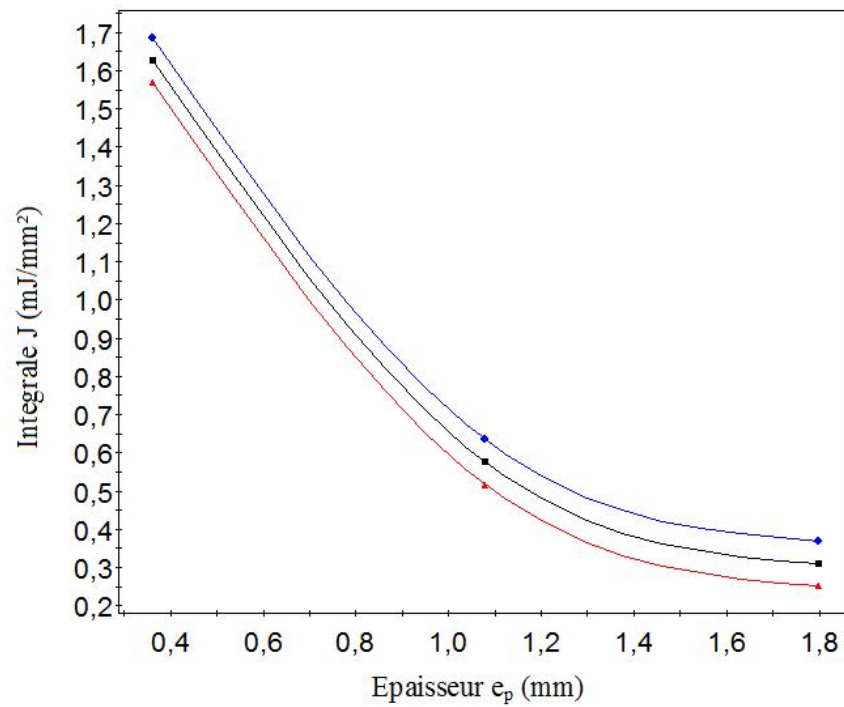


Figure. III.15: Variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur du patch carré.

III.2. Effet de la largeur du patch

Cet effet est illustré par la figure III.16, pour des largeurs du patch variant entre 35 mm et 120 mm et une épaisseur du patch de réparation $e_p = 1,08$ mm. L'augmentation de la largeur W_p conduit à une diminution de l'intégrale J en pointe de fissure. En effet, cette énergie est maximale pour une largeur $W_p = 40$ mm, elle décroît jusqu'à la moitié du patch $W_p = 80$ mm. Au-delà de cette largeur les valeurs de l'intégrale J sont presque constantes. La mi-largeur du patch peut être considérée comme une largeur critique. Au-delà de cette valeur la largeur du patch n'a pratiquement aucune influence sur les performances de réparation et par conséquent sur la durée de vie de la structure réparée.

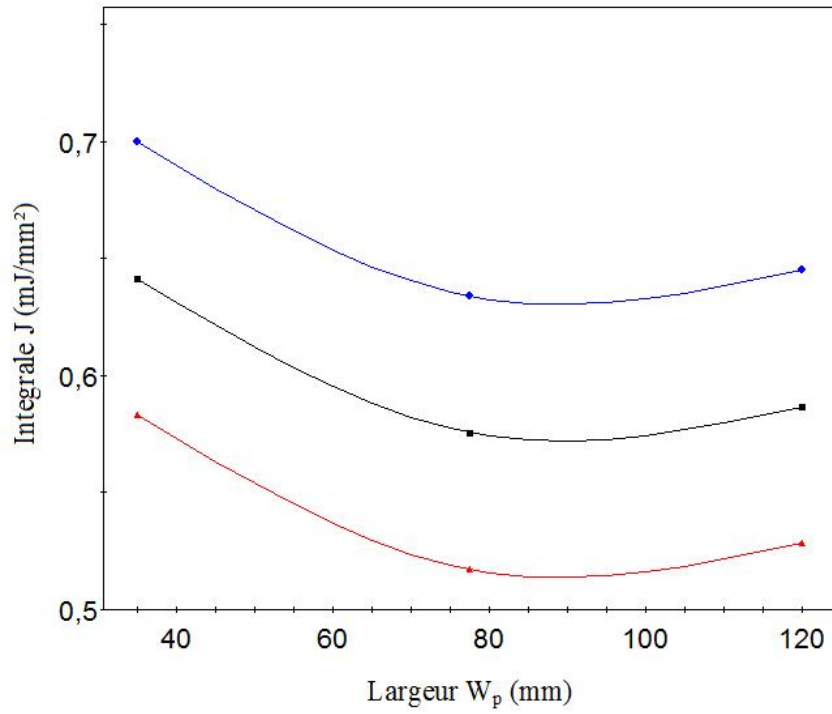


Figure III.16: Variation de l'intégrale J en fonction de largeur du patch carré.

III.3. Effet de l'interaction entre l'épaisseur et la largeur

La figure III.17 montre qu'une diminution de l'ordre de 74 % de la valeur de l'intégrale J lorsque l'épaisseur du patch augmente de 0,4 mm à 1,3 mm. Par contre l'effet de la largeur du patch constaté sur cette figure est très faible. Nos résultats montrent que l'épaisseur du patch est le paramètre qui influence le plus dans le processus d'optimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. La valeur de l'intégrale J obtenue par MODDE 5.0 est:

$$\begin{aligned}
 J = & 0,575567 - 0,0273167 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,658433 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,03855 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right)^2 \\
 & + 0,3933 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 - 0,041425 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \quad (III.5)
 \end{aligned}$$

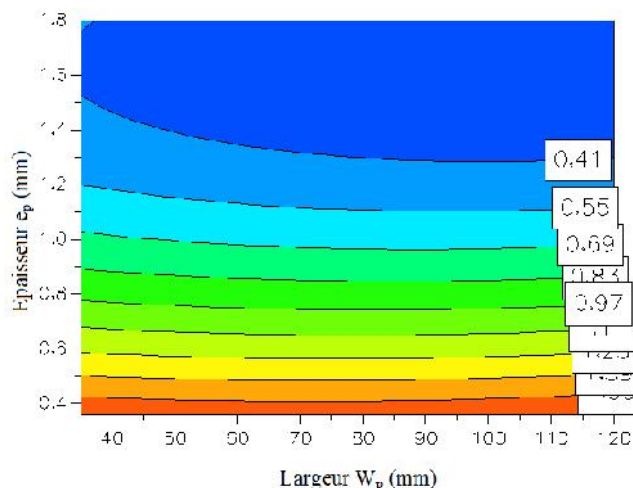


Figure III.17 : Courbes iso-réponses de l'intégrale de J en fonction de la largeur et l'épaisseur.

Ce modèle proposé est en bon accord avec les valeurs trouvées par la simulation numérique. L'analyse effectuée par le logiciel d'optimisation permet la vérification du point optimal. La valeur minimale de l'intégrale J (0.2744 mJ/mm^2) peut être réalisée par l'expérience dont l'épaisseur $e_p = 1,72 \text{ mm}$ et une largeur $W_p = 113 \text{ mm}$.

IV. Optimisation des paramètres géométriques d'un patch de forme circulaire

La figure III.18 illustre le modèle géométrique et le maillage (4778 éléments) de la plaque en aluminium 2024-T3 réparée par un patch en bore-époxy de forme circulaire et collé par l'adhésif FM-73. Pour établir une relation entre les grandeurs d'entrée (Rayon R et l'épaisseur e_p) et la grandeur de sortie (Intégrale J), nous utilisons un plan d'expériences du deuxième degré appelé "plan factoriel complet à 3 niveaux" qui offre une modélisation par des réponses de surface (RSM). Les résultats des $2^3 = 09$ expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés sur le tableau III.5.

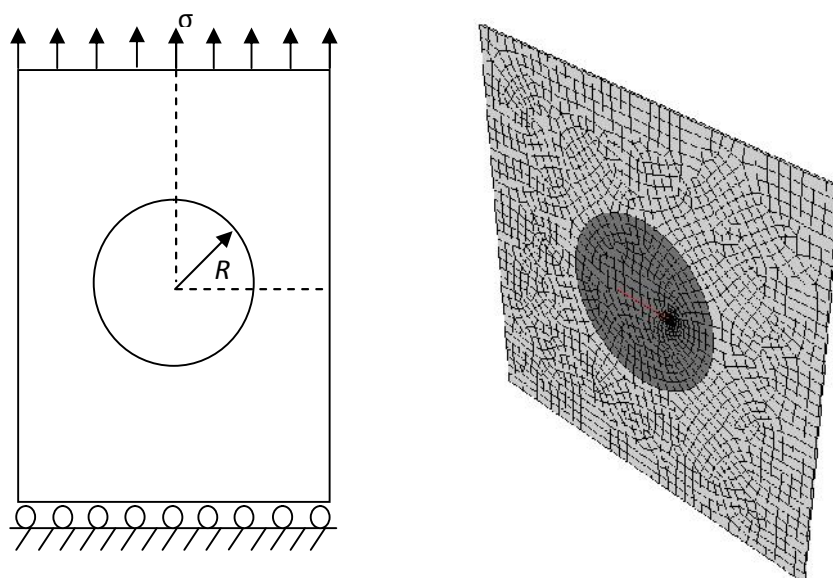


Figure III.18 : Modèle géométrique et maillage avec patch circulaire.

Rayon (mm)	Epaisseur (mm)	Intégrale J (mJ/mm ²)
35	0,36	1,718
77,5	0,36	1,594
120	0,36	1,638
35	1,08	0,7049
77,5	1,08	0,5642
120	1,08	0,5914
35	1,8	0,4702
77,5	1,8	0,3132
120	1,8	0,3214

Tableau III.5 : Résultats des expériences du plan factoriel.

IV.1. Effet de l'épaisseur du patch

La figure III.19 montre les variations de l'intégrale J en pointe de fissure en fonction de l'épaisseur du patch. Les valeurs les plus élevées de l'énergie de rupture en pointe de fissure sont obtenues pour les faibles épaisseurs du patch. Une réduction de l'intégrale J de l'ordre de 80% est notée lorsque l'épaisseur du patch augmente de 0,4 à 1,5 mm. Au-delà de cette valeur la réduction constatée diminue avec l'épaisseur et le paramètre de rupture J est presque indépendant de l'épaisseur du patch. Par conséquent, l'augmentation de l'épaisseur du patch est inutile car l'énergie de rupture en pointe de fissure reste quasiment constante.

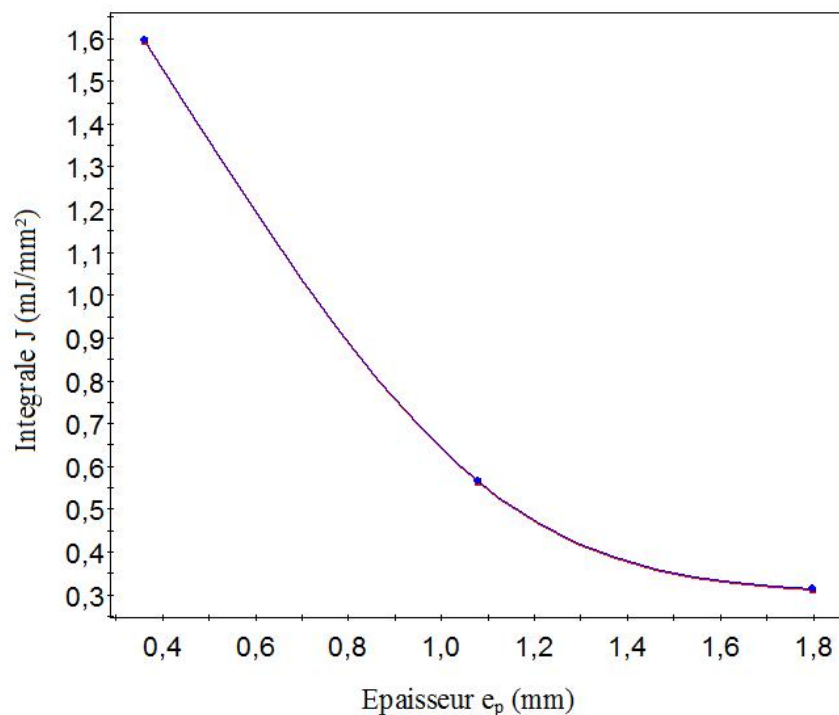


Figure III.19 : Variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur du patch circulaire

IV.2. Effet du rayon R du patch

Plusieurs rayons du patch sont considérés dans cette analyse, ce rayon varie entre 35 mm et 120 mm, pour une épaisseur du patch $e_p = 1,08$ mm. L'effet du rayon du patch sur les variations de l'intégrale J est montré sur la figure III.20. L'intégrale J est légèrement influencée par la variation du rayon du patch. En effet, nous observons qu'un accroissement du rayon R conduit à une diminution de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Cette énergie atteint sa

valeur maximale pour un rayon $R = 35$ mm, ensuite elle diminue faiblement jusqu'à un rayon de 80 mm pour augmenter légèrement de nouveau à partir de ce rayon.

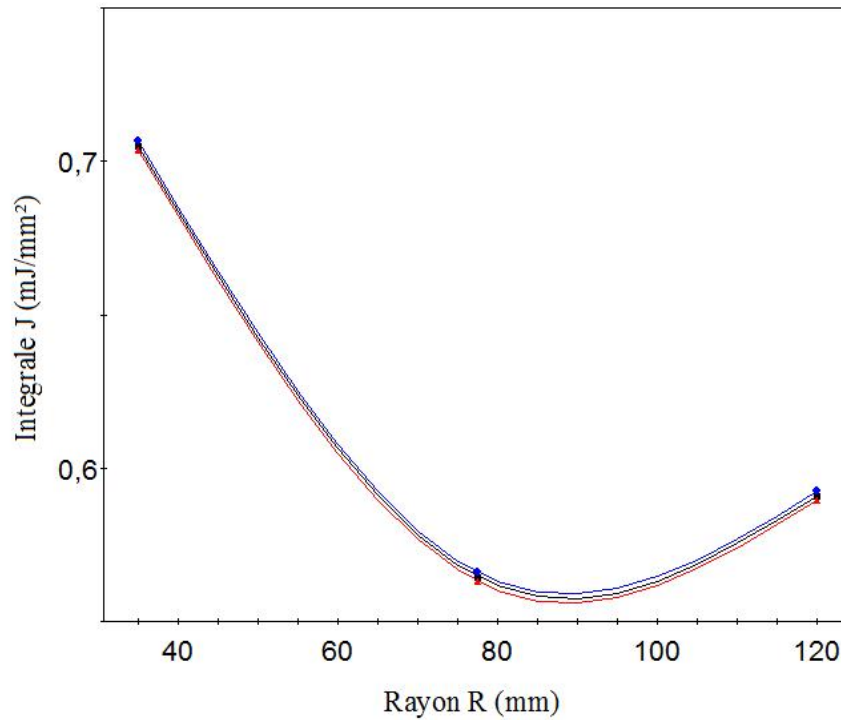


Figure III.20: Variation de l'intégrale J en fonction du rayon du patch.

IV.3. Effet de l'interaction épaisseur - rayon du patch

La figure III.21 représente l'effet d'interaction des deux dimensions rayon et épaisseur. En agissant simultanément sur les deux paramètres géométriques de leur valeur minimale à leur valeur maximale, on remarque bien que les valeurs minimales de l'intégrale J correspondent aux valeurs de l'épaisseur comprise entre 1,6 mm et 1,76 mm et les valeurs du rayon R compris entre 86,2 mm et 105 mm. Pour cet effet d'interaction, l'énergie de rupture est minimale lorsque les valeurs de ces deux facteurs sont maximales. Ainsi pour minimiser l'énergie de rupture en pointe de fissure il faut augmenter l'épaisseur et le rayon du patch tout en gardant une valeur limite à ne pas dépasser.

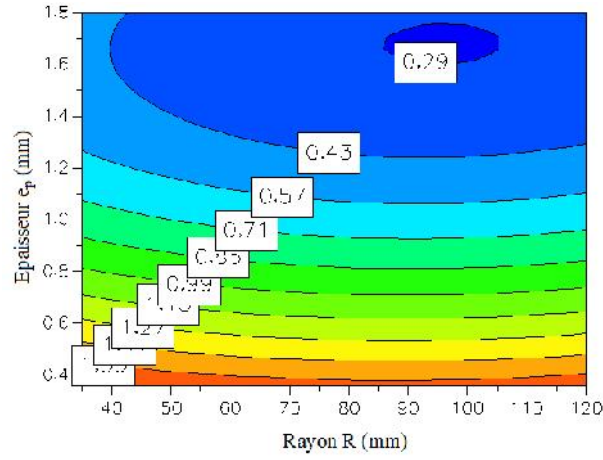


Figure III.21 : Courbes iso-réponses de l'intégrale de J en fonction du rayon et de l'épaisseur du patch.

La vérification du point optimal sur MODDE permet de déterminer la valeur minimale de l'intégrale J ($J_{\min} = 0.2853 \text{ mJ/mm}^2$), cette valeur peut être réalisée par l'expérience dont l'épaisseur $e_p = 1,68 \text{ mm}$ et le rayon $R = 95 \text{ mm}$. La valeur de cette intégrale est donnée par la relation suivante :

$$\begin{aligned}
 J = & 0,564489 - 0,05705 \left(\frac{R - 77,5}{42,5} \right) - 0,640867 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,0835167 \left(\frac{R - 77,5}{42,5} \right)^2 \\
 & + 0,388967 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 - 0,01172 \left(\frac{R - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \quad (\text{III.6})
 \end{aligned}$$

V. Optimisation des paramètres géométriques de la forme elliptique du patch

Le modèle géométrique et le maillage (5743 éléments) de la structure réparée par patch elliptique est montré sur la figure III.22. Une relation est établie entre les grandeurs d'entrée (a_p , b_p et épaisseur e_p) et la grandeur de sortie (intégrale J). Pour cela nous proposons un plan factoriel complet à 3 niveaux qui offre une modélisation par des réponses de surface (RSM) en plus du modèle mathématique. Les résultats des 3 expériences sont obtenus selon le plan d'expériences factoriel reportés au tableau III.6.

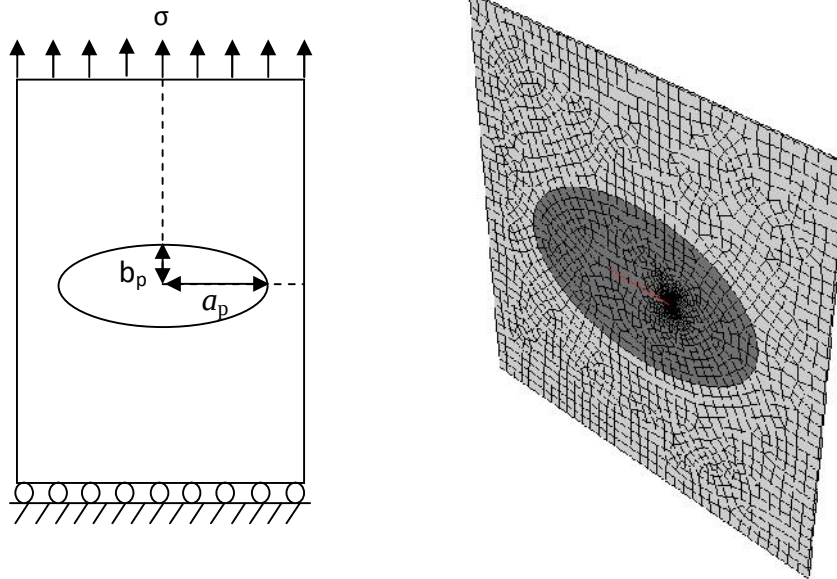


Figure III.22 : Modèle géométrique et maillage avec patch elliptique.

a_p (mm)	b_p (mm)	Epaisseur e_p (mm)	Intégrale J (mJ/mm²)
35	35	0,36	1,718
77,5	35	0,36	1,427
120	35	0,36	1,405
35	77,5	0,36	1,824
77,5	77,5	0,36	1,594
120	77,5	0,36	1,4032
35	120	0,36	1,954
77,5	120	0,36	1,639
120	120	0,36	1,638
35	35	1,08	0,7049
77,5	35	1,08	0,4856
120	35	1,08	0,4566
35	77,5	1,08	0,7584
77,5	77,5	1,08	0,5642
120	77,5	1,08	0,4279
35	120	1,08	0,8796
77,5	120	1,08	0,6242
120	120	1,08	0,5914
35	35	1,8	0,4702
77,5	35	1,8	0,2735
120	35	1,8	0,2502
35	77,5	1,8	0,4549
77,5	77,5	1,8	0,3132
120	77,5	1,8	0,23
35	120	1,8	0,5513
77,5	120	1,8	0,3565
120	120	1,8	0,3214

Tableau III.6 : Résultats des expériences du plan factoriel.

V.1. Effet de l'épaisseur du patch

Cet effet est indiqué sur la figure III.24. Celle-ci montre les variations de l'intégrale J en pointe de fissure en fonction de l'épaisseur du patch. Le même phénomène que celui des autres formes étudiées est observé. En effet la valeur maximale de l'énergie de rupture est obtenue pour les faibles épaisseurs du patch. Cette énergie décroît avec l'épaisseur en se stabilisant à sa valeur minimale à une épaisseur de 1,5 mm. Au-delà de cette valeur le paramètre de rupture J est presque indépendant de l'épaisseur du patch.

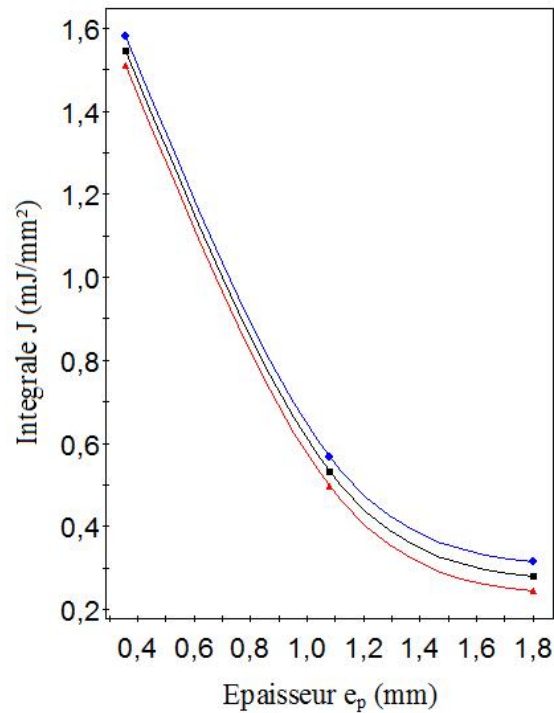


Figure III.24 : Variations de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur du patch elliptique.

V.2. Effet du rayon b_p

Cette étude a été réalisée pour des rayons b_p variant de 35 à 120 mm, les deux autres paramètres géométrique sont constants ($a_p = 77,5$ mm et $e_p = 1,08$ mm). La figure III.25 illustre l'influence du rayon b_p sur les variations de l'intégrale J. L'augmentation du rayon b_p du patch elliptique entraîne un accroissement de l'énergie de rupture en pointe de fissure, cette augmentation est de l'ordre de 25%. L'intégrale J croît de façon exponentielle avec le rayon b_p , ceci peut engendrer une rupture brutale de la structure réparée, une optimisation de ce rayon est donc recommandée. Une augmentation illimitée peut provoquer le décalage de l'axe neutre de la structure conduisant ainsi à la création d'un moment de flexion. Ce moment se superpose au chargement mécanique.

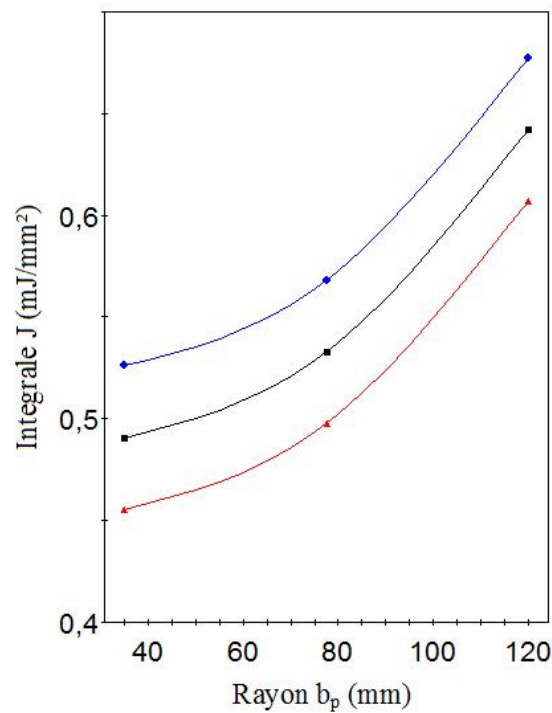


Figure III.25 : Evolution de l'intégrale J en fonction du rayon b_p du patch elliptique.

V.3. Effet du rayon a_p du patch

Cet effet est illustré sur la figure III.26 pour des rayons a_p variant de 35 mm à 120 mm ($b_p = 77,5$ mm et $e_p = 1,08$ mm). L'effet inverse est observé sur cette figure, en effet l'intégrale J diminue avec l'augmentation du rayon a_p du patch. Une augmentation de 65% du rayon a_p conduit à une diminution d'ordre 30% de l'intégrale J. Au-delà du rayon $a_p = 100$ mm nous observons que les valeurs du paramètre J sont presque constantes et cette énergie devient presque indépendante de ce rayon.

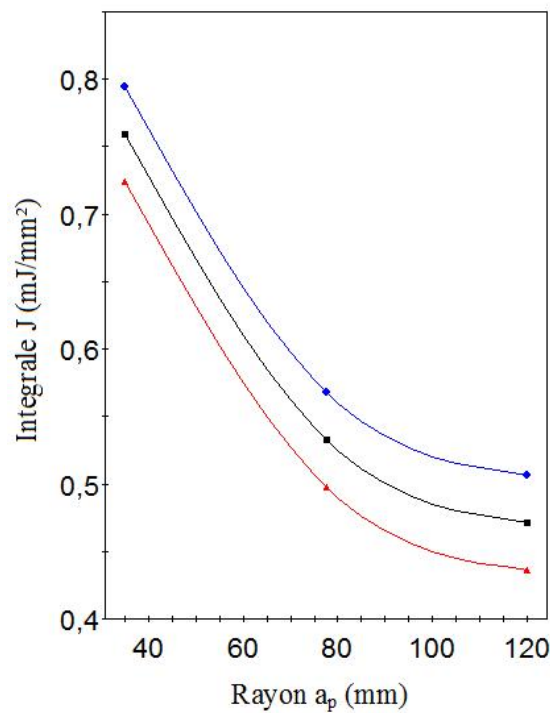


Figure III.26 : Evolution de l'intégrale J en fonction de la longueur a_p du patch elliptique.

V.4. Effets des interactions sur la réponse

L'effet d'interaction entre l'épaisseur et rayon b_p du patch est indiqué sur la figure III.27.a. L'analyse des résultats illustrés sur cette figure montre que pour une épaisseur du patch de 0.4 mm, l'intégrale J passe de 1,31 mJ/mm² à 1,5 mJ/mm² soit une augmentation de 13%, lorsque le rayon b_p varie de 40 à 115 mm. Pour une épaisseur de 1,7 mm, et pour les mêmes valeurs du rayon b_p , nous enregistrons une augmentation de l'ordre de 24% de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Ces résultats montrent que l'épaisseur du patch et le facteur qui influe le plus sur la réponse de sortie par rapport au rayon b_p du patch. Le même phénomène est observé sur la figure III.27.b. Celle-ci montre l'effet combiné de l'épaisseur e_p et du rayon a_p . L'augmentation de l'épaisseur et du rayon a_p conduit à une minimisation de l'intégrale J en pointe de fissure, mais cette augmentation est limitée par des normes.

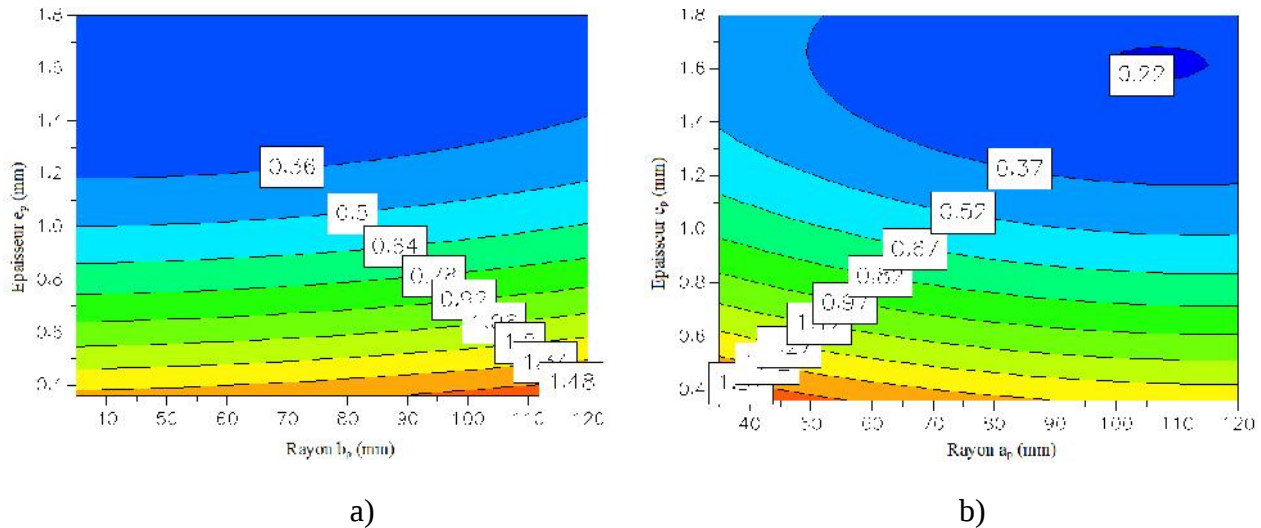


Figure III.27 : Effet d'interaction entre l'épaisseur et rayon b_p et a_p .

L'effet des deux rayons a_p et b_p pour une épaisseur du patch constante $e_p = 1,8$ mm est montré sur la figure III.28. Les valeurs minimales de l'intégrale J sont obtenues pour les valeurs maximales du rayon a_p et les valeurs minimales du rayon b_p . Les valeurs maximales du rayon a_p sont comprises entre 103 mm et 109 mm et les valeurs minimales du rayon b_p comprises entre 49.9 mm et 58.7 mm. Par conséquent pour minimiser l'énergie de rupture en pointe de fissure il faut augmenter le rayon a_p et diminué le rayon b_p .

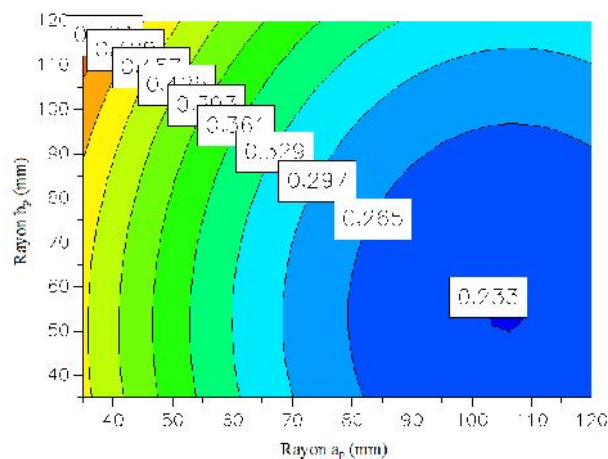


Figure III.28 : Effet d'interaction entre les rayons a_p et b_p .

Les différentes interactions peuvent être représentées par la relation suivante:

$$\begin{aligned}
 J = & 0,532852 - 0,1119797 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0630694 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,526087 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,0571 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right)^2 - 0,0233385 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,262992 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
 & - 0,00304614 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0216346 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & - 0,0257135 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned} \tag{III.7}$$

La minimisation de l'intégrale J ($J = 0.2133 \text{ mJ/mm}^2$) correspond à une expérience dont les paramètres géométriques sont : épaisseur $e_p = 1,64 \text{ mm}$, rayon $a_p = 107 \text{ mm}$ et rayon $b_p = 50 \text{ mm}$. Le procédé de minimisation consiste à maximiser l'épaisseur e_p et le rayon a_p et minimiser le rayon b_p .

VI. Optimisation des paramètres géométriques de la forme étoile du patch

Le modèle géométrique et le maillage (6766 éléments) de la structure réparée par patch en forme étoile est illustré sur la figure III.29. Une relation est établie entre les grandeurs d'entrée (a_p , b_p , c_p et l'épaisseur e_p) et la grandeur de sortie (intégrale J). Nous adoptons un plan d'expériences complet de 4 facteurs à 2 niveaux, le modèle de l'expérimentateur est quadratique et a la forme suivante :

$$y = a_0 + \sum_{i=1}^4 a_i x_i + \sum_{1 \leq i < j \leq 4} a_{ij} x_j + \sum_{i=1}^4 a_{ii} x_i^2 + e \tag{III.8}$$

Le plan d'expériences est du deuxième degré appelé « plan composite à faces centrées » qui offre une modélisation par des surfaces de réponse (RSM). Les résultats des expériences sont effectués selon le plan d'expériences factoriel reporté au tableau III.7.

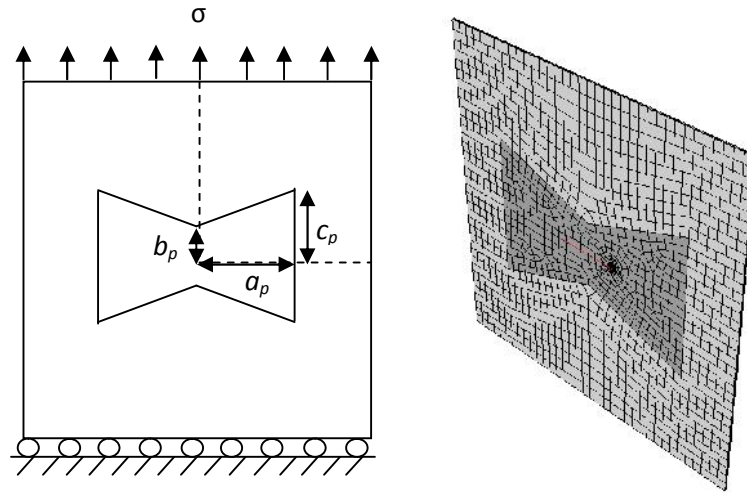


Figure III.29 : Modèle géométrique et maillage avec patch étoile.

a_p (mm)	b_p (mm)	c_p (mm)	Epaisseur e_p (mm)	Intégrale J (mJ/mm ²)
35	35	77,5	1,08	0,8847
120	35	77,5	1,08	0,3867
35	120	77,5	1,08	0,872
120	120	77,5	1,08	0,6559
77,5	77,5	35	0,36	1,762
77,5	77,5	120	0,36	1,856
77,5	77,5	35	1,8	0,3308
77,5	77,5	120	1,8	0,3302
35	77,5	77,5	0,36	1,97
120	77,5	77,5	0,36	1,609
35	77,5	77,5	1,8	0,5979
120	77,5	77,5	1,8	0,2707
77,5	35	35	1,08	0,4672
77,5	120	35	1,08	0,844
77,5	35	120	1,08	0,5172
77,5	120	120	1,08	0,6644
35	77,5	35	1,08	0,7488
120	77,5	35	1,08	0,5784
35	77,5	120	1,08	1,067
120	77,5	120	1,08	0,4798
77,5	35	77,5	0,36	1,441
77,5	120	77,5	0,36	2,083
77,5	35	77,5	1,8	0,2465
77,5	120	77,5	1,8	0,4161
77,5	77,5	77,5	1,08	0,5708

Tableau III.7 : Résultats des expériences du plan factoriel.

VI.1. Effet de l'épaisseur du patch

La méthode des plans d'expériences a été menée afin d'analyser l'effet de l'épaisseur du patch sur l'intégrale J (Fig. III.30). L'analyse de cette figure montre que l'intégrale J en pointe de fissure dépend énormément de cette épaisseur. En effet, l'augmentation de cette dernière conduit à une diminution de l'énergie de rupture de l'ordre de 75%. Cette énergie se stabilise à une épaisseur $e_p = 1,5$ mm, cette valeur peut être comme une épaisseur critique au-delà de laquelle la durée de vie de ces structures réparées est presque indépendante de ce paramètre géométrique.

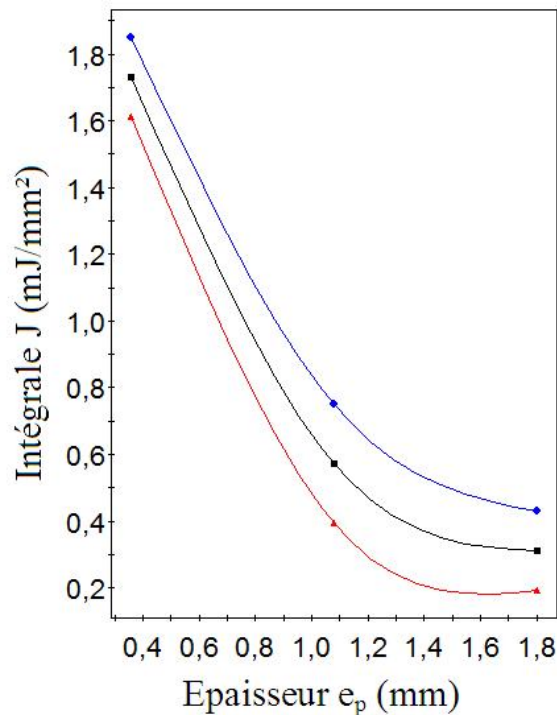


Figure III.30 : Effet de l'épaisseur du patch sur l'intégrale J.

VI.2. Effet de dimension b_p

Les caractéristiques géométriques du patch utilisé dans cette analyse sont: $a_p = c_p = 77,5$ mm, épaisseur $e_p = 1,08$ mm, la dimension b_p varie entre 35 mm et 120 mm. La figure III.31 illustre l'effet de dimension b_p du patch en forme étoile sur l'intégrale J. L'augmentation de la dimension b_p provoque une augmentation de l'intégrale J, cet accroissement de l'énergie de rupture peut atteindre les 35% lorsque la dimension b_p augmente de 35 mm à 120 mm. Ainsi l'augmentation de la dimension b_p conduit à diminution de la durée de vie de la structure réparée. Par conséquent la réparation par patch de faible dimension b_p améliore les performances de la réparation.

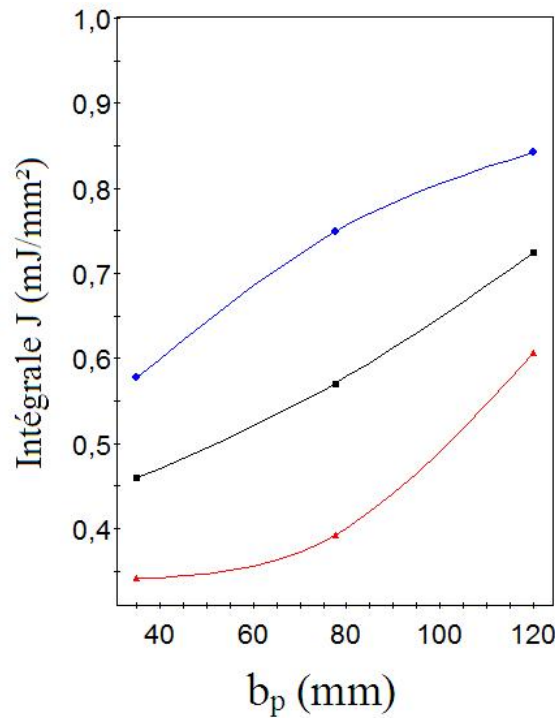


Figure III.31 : Effet de la dimension b_p sur l'intégrale J .

VI.3. Effet de dimension a_p

Cet effet est illustré sur la figure III.32 pour une dimension a_p qui varie entre 35 mm et 120 mm. Les autres paramètres d'entrées à savoir l'épaisseur e_p , la dimension b_p et c_p ont pour valeurs respectivement: 1,08 mm, 35 mm et 77,5 mm. On remarque que l'augmentation de la dimension a_p engendre la diminution de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Cette diminution est de l'ordre de 40% lorsque le paramètre géométrique a_p croît de 35 mm à 120 mm. On remarque que cette dimension a pratiquement le même effet que le paramètre b_p .

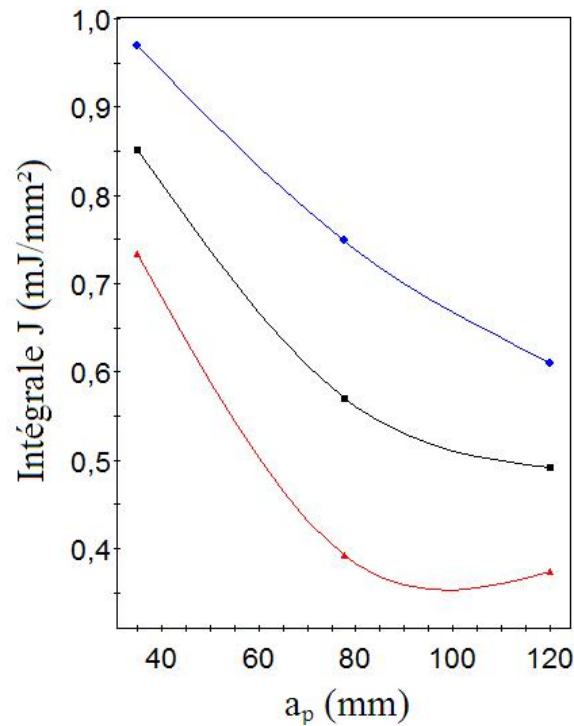


Figure III.32 : Effet de la dimension a_p sur l'intégrale J.

VI.4. Effet de la dimension c_p

Pour cette étude nous fixons les deux dimensions $a_p = b_p = 77,5$ mm ainsi que l'épaisseur $e_p = 1,08$ mm. Seule la dimension c_p varie de 35 mm à 120 mm. On observe sur la figure III.33 que la dimension c_p n'a pratiquement aucun effet sur les variations de l'intégrale J, ce qui explique la stabilité des valeurs de cette énergie. Comme la valeur de la dimension c_p n'a pas une grande influence sur les valeurs de l'intégrale J, on peut fixer cette dimension et faire varier les autres paramètres géométriques pour minimiser l'intégrale J.

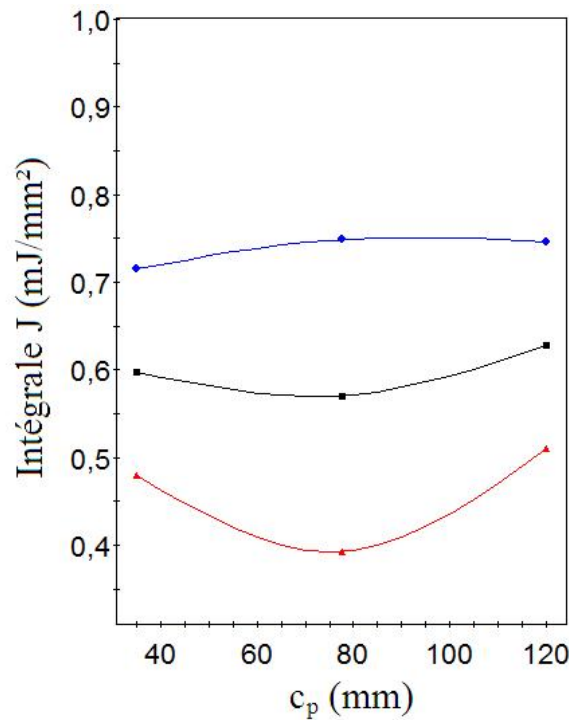


Figure III.32 : Effet de la dimension c_p sur l'intégrale J.

VI.5. Effets des interactions sur la réponse

L'effet d'interaction entre les dimensions a_p et b_p avec est illustré sur la figure III.33.a. Le contour des iso-réponses montre que le domaine d'existence de l'énergie de rupture minimale se trouve entre 40 mm et jusqu'à 70 mm pour le paramètre b_p et entre 97 mm et 120 mm pour le paramètre a_p ; dans ce cas, l'épaisseur et la dimension c_p sont maintenus constants. L'analyse horizontale montre que l'intégrale J est inversement proportionnelle à la dimension a_p . Par contre l'analyse verticale montre que l'intégrale J diminue avec la diminution de la dimension b_p . L'optimisation du paramètre géométrique d'un patch en forme d'étoile, consiste à augmenter la dimension a_p et à diminuer la dimension b_p . Les autres interactions a_p et c_p ; b_p et c_p ont pratiquement le même effet sur l'intégrale J que celui indiqué sur la figure III.33.a.

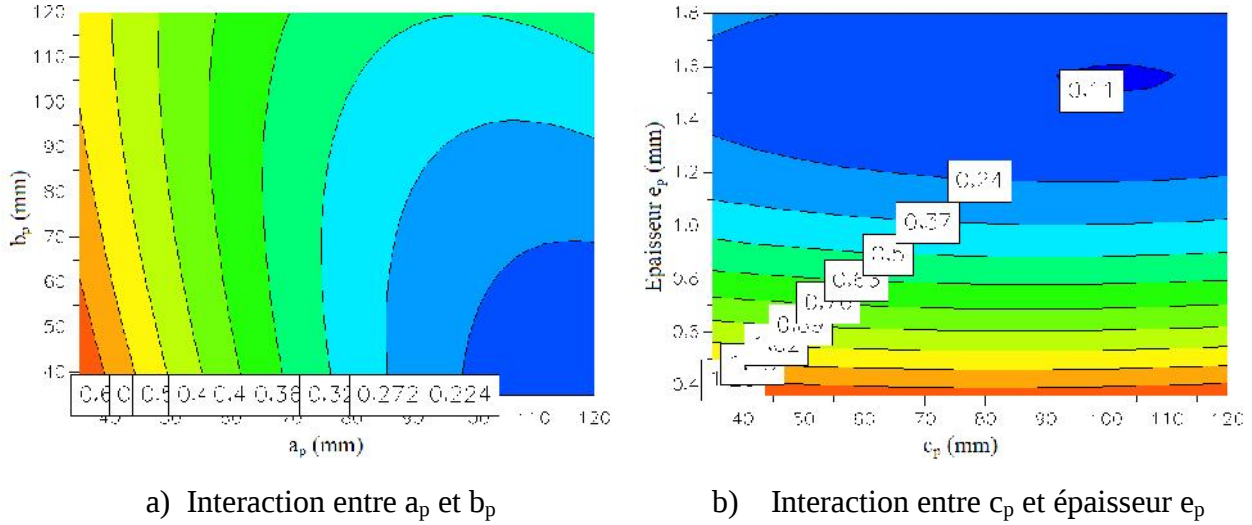


Figure III.33 : Effet d'interaction entre les dimensions du patch en étoile.

Comme l'épaisseur du patch est le facteur qui influe le plus sur l'optimisation de l'intégrale J, nous représentons uniquement l'effet d'interaction entre l'épaisseur et la dimension c_p . Les autres interactions entre les deux dimensions et l'épaisseur e_p ont pratiquement le même effet. Les valeurs minimales de l'intégrale J correspondent aux valeurs des épaisseurs comprises entre 1,5 mm et 1,6 mm. Dans ce cas d'interactions, l'énergie de rupture garde son niveau minimal pour des valeurs importantes des épaisseurs.

Les différents effets d'interactions dans cette analyse peuvent être représentés par la relation suivante:

$$\begin{aligned}
 J = & 0,5708 - 0,179992 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,132675 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0152833 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,710733 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,101408 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0211332 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0420207 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,450446 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
 & + 0,070475 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,1042 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,00844999 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & - 0,0575 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,1181 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) - 0,0236501 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned} \quad (III.9)$$

Cette analyse montre que la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure l'intégrale ($J = 0,1089 \text{ mJ/mm}^2$) peut être réalisé par l'expérience dont les paramètres géométriques sont: épaisseur $e_p = 1,6 \text{ mm}$; $a_p = 120 \text{ mm}$; $b_p = 35 \text{ mm}$ et $c_p = 97 \text{ mm}$.

Pour compléter notre étude nous utilisons la même configuration du patch en étoile mais nous orientons les deux sommets de l'étoile dans le sens de propagation de fissure, comme l'indique la figure III.34. Nous utilisons le même plan d'expériences de 4 facteurs à 2 niveaux (relation III.8). Nous considérons les mêmes variations maximales et minimales des paramètres d'entrée, c'est-à-dire, l'épaisseur varie de 0,35 mm à 1,8 mm et les autres dimensions a_p , b_p et c_p variant de 35 mm à 120 mm. La figure III.35 compare l'effet des épaisseurs des deux configurations de patch. L'ensemble de la structure est modélisée par 4987 éléments.

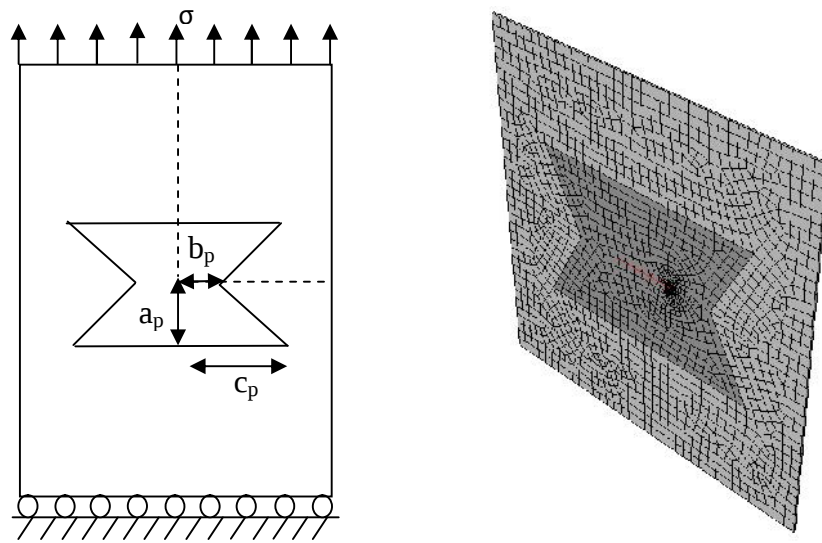


Figure III.34 : Modèle géométrique et maillage du patch étoile.

Quelle que soit la position du patch en forme d'étoile, parallèle ou perpendiculaire à l'axe de propagation de fissure l'intégrale J est fortement lié à l'épaisseur du patch. En effet, l'énergie de rupture en pointe de fissure décroît avec l'épaisseur. L'utilisation d'un patch dont le sommet de l'étoile est parallèle à l'axe de propagation de la fissure conduit à la minimisation de cette énergie. Ceci peut être dû à la diminution de la zone de transfert des contraintes de la plaque vers le patch à travers l'adhésif. L'augmentation de la distance de propagation de fissure c'est-à-dire, lorsque le sommet de l'étoile s'oriente perpendiculairement à la fissure conduit à une augmentation de l'intégrale J . Pour les deux formes de patch, nous constatons un écart entre les énergies de rupture presque constant, il est de l'ordre de 25%. Au-delà d'une épaisseur de 1,5 mm où nous observons que l'écart entre les énergies de rupture augmente avec l'épaisseur, il atteint son maximum 80% pour une épaisseur de 1,8 mm.

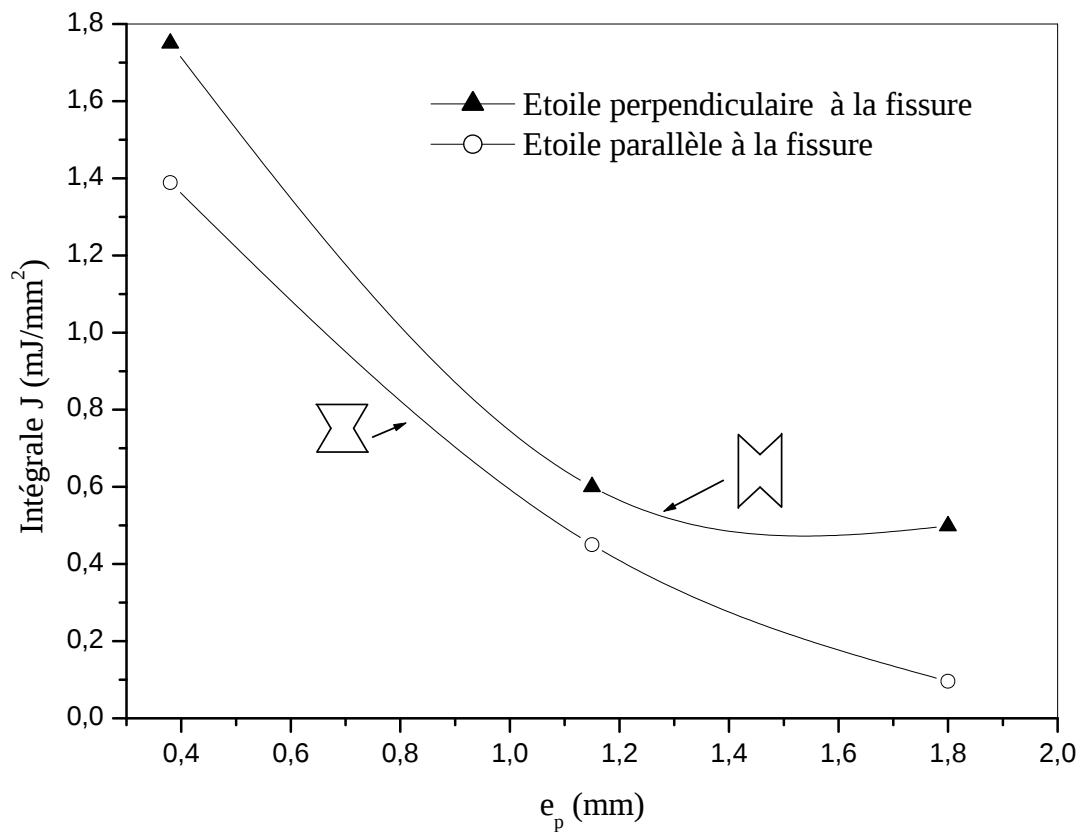


Figure III.35 : Effet de l'épaisseur des deux formes étoiles du patch sur l'intégrale J.

L'effet des autres dimensions a_p , b_p et c_p est montré sur la figure III.36. Celle-ci compare les intégrales J en pointe de fissure réparée par les deux formes de patch. Les résultats de cette figure confirment les constations observées sur la figure III.35. En effet, la réparation par patch dont le sommet de l'étoile est orienté sur le même axe de la fissure conduit à des niveaux d'énergies faibles voire négligeables par rapport à ceux obtenus par une réparation dont les sommets de l'étoile sont perpendiculaires à la fissure. Cette constatation a été observée par autre auteur [34].

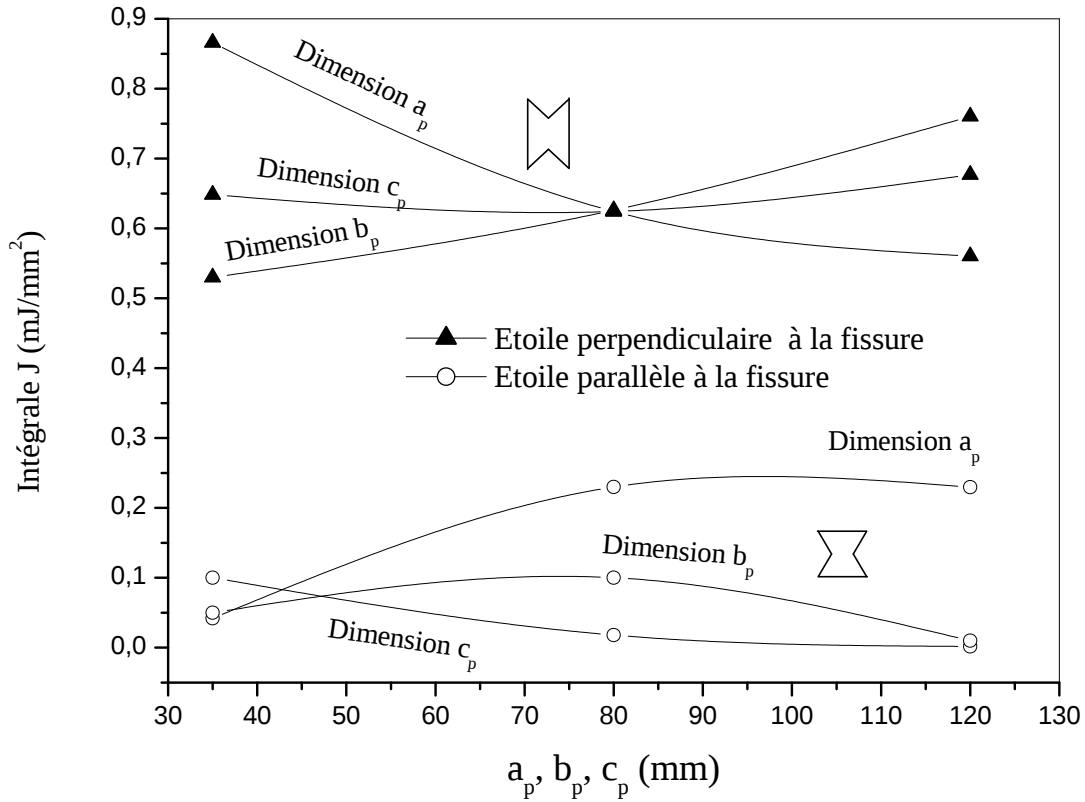


Figure III.36 : Effet d'interaction des dimensions du patch en étoile sur l'intégrale J.

Les différents effets d'interactions dans cette analyse peuvent être représentés par la relation suivante:

$$\begin{aligned}
 J = & 0,733176 + 0,0887378 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,139567 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,00742763 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,464289 \left(\frac{e - 1,08}{0,72} \right) \\
 & - 0,0592276 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0210084 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right)^2 - 0,0396977 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,13291 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
 & - 0,0366946 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,00186859 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,00120654 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,00117884 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0284929 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) - 0,00846008 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned} \quad (III.10)$$

Cette analyse montre que pour la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure l'intégrale ($J = 0,0357 \text{ mJ/mm}^2$) peut être réalisé par l'expérience dont les paramètres géométriques sont: épaisseur $e_p = 1,8 \text{ mm}$; $a_p = 35 \text{ mm}$; $b_p = 56 \text{ mm}$ et $c_p = 120 \text{ mm}$.

L'analyse des résultats dans ce chapitre montre que les performances de réparation d'une structure fissurée chargée en mode I dépendent de plusieurs paramètres à savoir les

dimensions et la forme du patch [76, 77, 138]. Plusieurs facteurs influencent le processus d'optimisation du patch par minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Nos résultats montrent que l'épaisseur du patch est le facteur dominant. Sur le tableau ci-dessous nous regroupons le volume optimal du patch ainsi que l'intégrale J minimale de toutes les formes étudiées. Les résultats de l'optimisation montrent qu'un patch de forme étoile dont les sommets sont orientés dans le sens de la propagation de fissure conduit à une énergie de rupture en pointe de fissure la plus faible que les autres formes. La seconde forme étoile de sommet parallèle au chargement, mais le volume de cette dernière est très important. Par contre, l'utilisation d'une forme rectangulaire nécessite moins de volume (gain en masse). A cet effet et vu la difficulté de la réalisation (procédé de découpage et problème de délaminage des fibres [157]), des patchs de formes compliquées, plusieurs travaux [4, 18, 34, 96, 157] ont recommandé l'utilisation de forme rectangulaire.

Forme du patch	Dimensions (mm)				Volume (mm ³)	Intégrale J (mJ/mm ²)
Rectangulaire	e_p 1,63	W_p 100	L_p 35		22854,96	0,1696
Carré	e_p 1,72		W_p 113		88091,11	0,2744
Circulaire	e_p 1,68		R 95		47987,76	0,2853
Elliptique	e_p 1,64	a_p 107	b_p 50		27516,23	0,2133
Etoile sens normale à la fissure	e_p 1,6	a_p 120	b_p 35	c_p 97	50205,44	0,1089
Etoile sens parallèle à la fissure	e_p 1,8	a_p 35	b_p 57	c_p 120	22245,07	0,0357

Tableau III.8 : Comparaison de l'intégrale J minimale des différentes formes de patch.

VII. Effet de la taille de fissure

Les résultats de la simulation numérique montrent que la forme étoile du patch permet de minimiser l'intégrale J; par conséquent elle est considérée comme la forme optimale. Pour confirmer cette déduction, nous représentons sur la figure III.37 les variations de l'intégrale J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes formes de patch considérée dans cette étude.

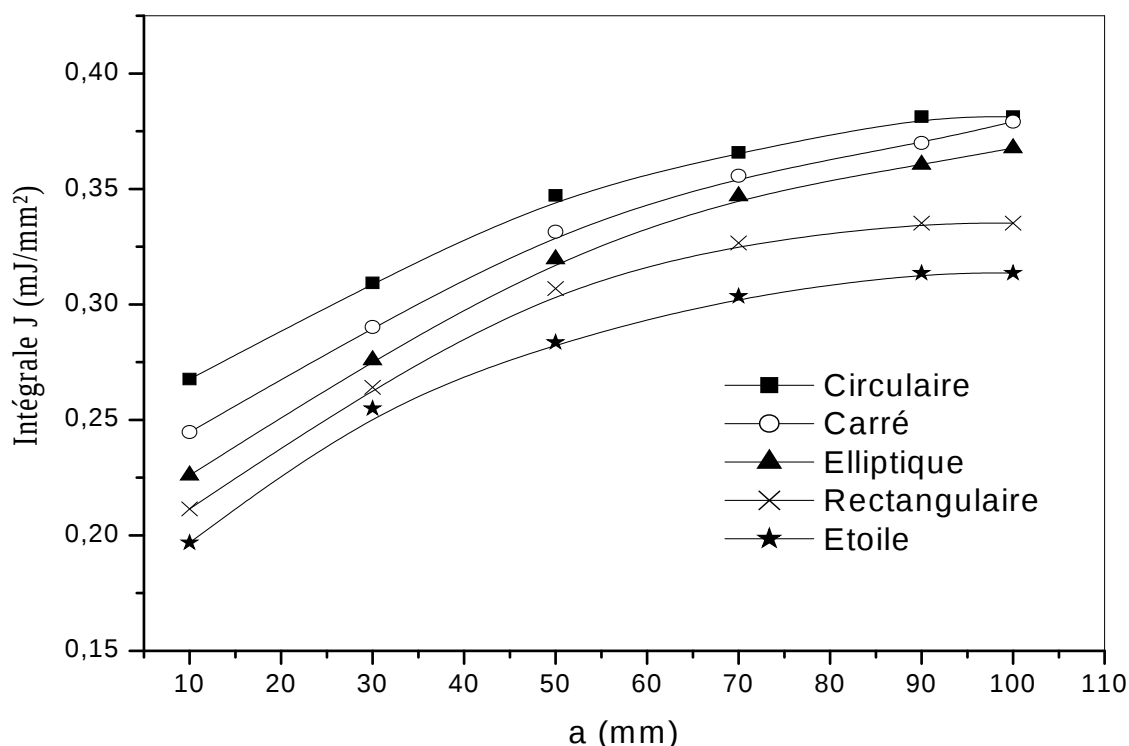


Figure III.37: Effet de la forme du patch sur l'intégrale J.

L'accroissement de la taille de la fissure conduit à une augmentation de l'intégrale J. Ce paramètre de rupture croît lentement et prend une allure asymptotique, ceci peut être dû essentiellement au retard de la vitesse de propagation provoqué par le patch. Nos résultats montrent clairement l'effet bénéfique du patch de forme étoile sur l'absorption des contraintes en pointe de fissure. En effet, les valeurs de l'intégrale J les plus faibles sont obtenues pour une réparation par patch de forme étoile. La réduction du paramètre J par l'utilisation de la forme étoile du patch peut être estimée à 6 % par rapport à la forme rectangulaire et ce quelle que soit la longueur de la fissure. Cette réduction augmente à 20% pour une réparation par patch circulaire. La propagation de fissure conduit à l'augmentation l'intégrale J et par

conséquent à l'augmentation de la taille de la zone plastifiée en pointe de fissure (Fig. III.38). Celle-ci illustre l'étendue de la zone plastique pour différentes longueurs de fissure réparées par patch rectangulaire optimisé de volume $22854,96 \text{ mm}^3$. Les étendues des zones plastifiées ont été déterminées en utilisant le critère de Von Mises, en reliant les points de Gauss plastifié du côté de la zone réparée par patch.

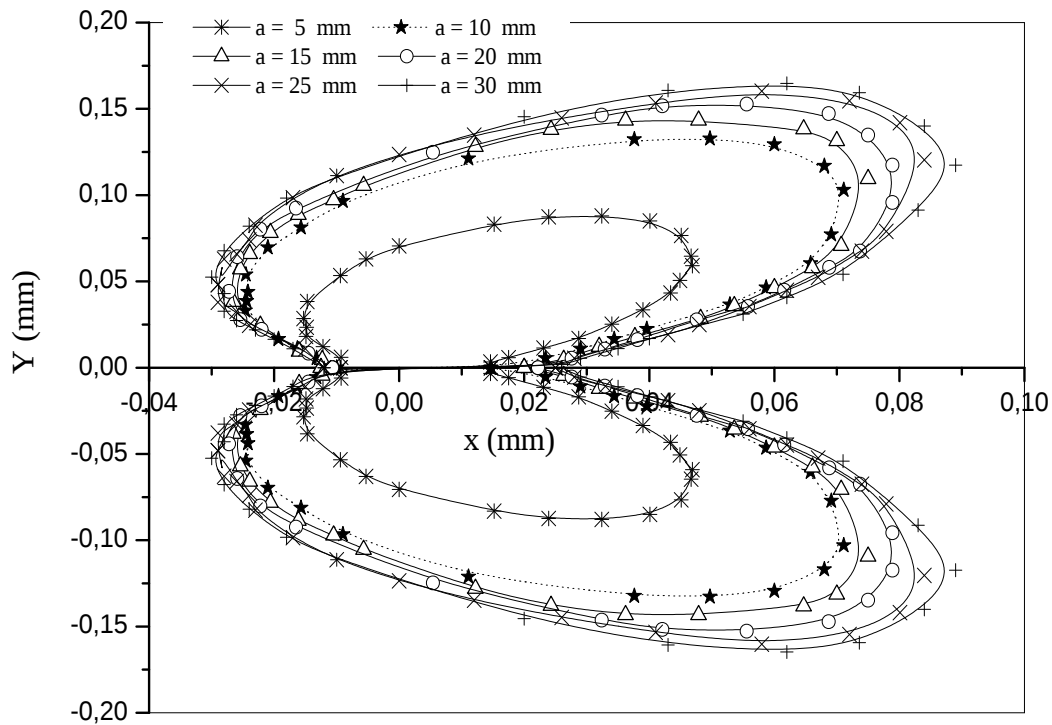


Figure III.38: Contour des zones plastiques en pointe de fissure.

L'étendue de la zone plastique dépend fortement de la longueur de fissure. En pointe de fissure, les champs de déformation sont considérables entraînant une étendue de la zone plastique plus importante [48,49]. Dans ce cas, l'énergie mécanique en tête de fissure est absorbée par le matériau sous forme de défauts. Plus cette énergie est importante plus la densité du défaut augmente conduisant à une taille importante de la zone plastique. Les tailles des zones plastifiées obtenues pour les faibles longueurs de fissure sont faibles comparées à celles obtenues pour les fortes longueurs de fissures. En effet, l'aire de la zone plastique pour une fissure de longueur $a = 30 \text{ mm}$ vaut presque quatre fois celle de la longueur $a = 5 \text{ mm}$. Cette augmentation de la zone plastique peut être due aux déformations plastiques importantes provoquées par la propagation de fissure. La figure III.39 montre que le rayon maximal de la zone plastifiée au bout de la fissure croît avec la taille de fissure. Au-delà d'une

longueur de fissure $a = 15$ mm le rayon maximal de la taille de la zone plastique est presque constant, il prend une allure asymptotique. Pour les fissures inférieures à cette longueur ($a = 15$ mm), nous observons que le rayon de la zone plastique croît avec la fissure. Ces longueurs de fissure sont relativement faibles, l'intensité de contrainte en pointe de fissure n'est pas assez importante et le transfert de contrainte entre la plaque réparée et le patch n'est pas significatif. Une fissure de taille 30 mm conduit à un rayon de zone plastifiée qui vaut presque deux fois celui obtenu pour la taille $a = 5$ mm. Quand la longueur de fissure dépasse 15 mm, on peut noter que l'effet de la longueur de fissure sur la taille de la zone plastique en pointe de fissure réparée n'est pas important. Ainsi, le rayon de la zone plastique a tendance à se stabiliser pour des fissures de longueur comprise entre 15 et 30 mm.

Ce comportement est dû au fait que quand $a > 15$ mm, l'intensité de contrainte à la pointe de fissure est assez importante pour permettre un transfert significatif de contrainte entre la plaque réparée et le patch. Ce transfert de contrainte atténue l'augmentation de la zone plastique avec la propagation de fissure [48,49].

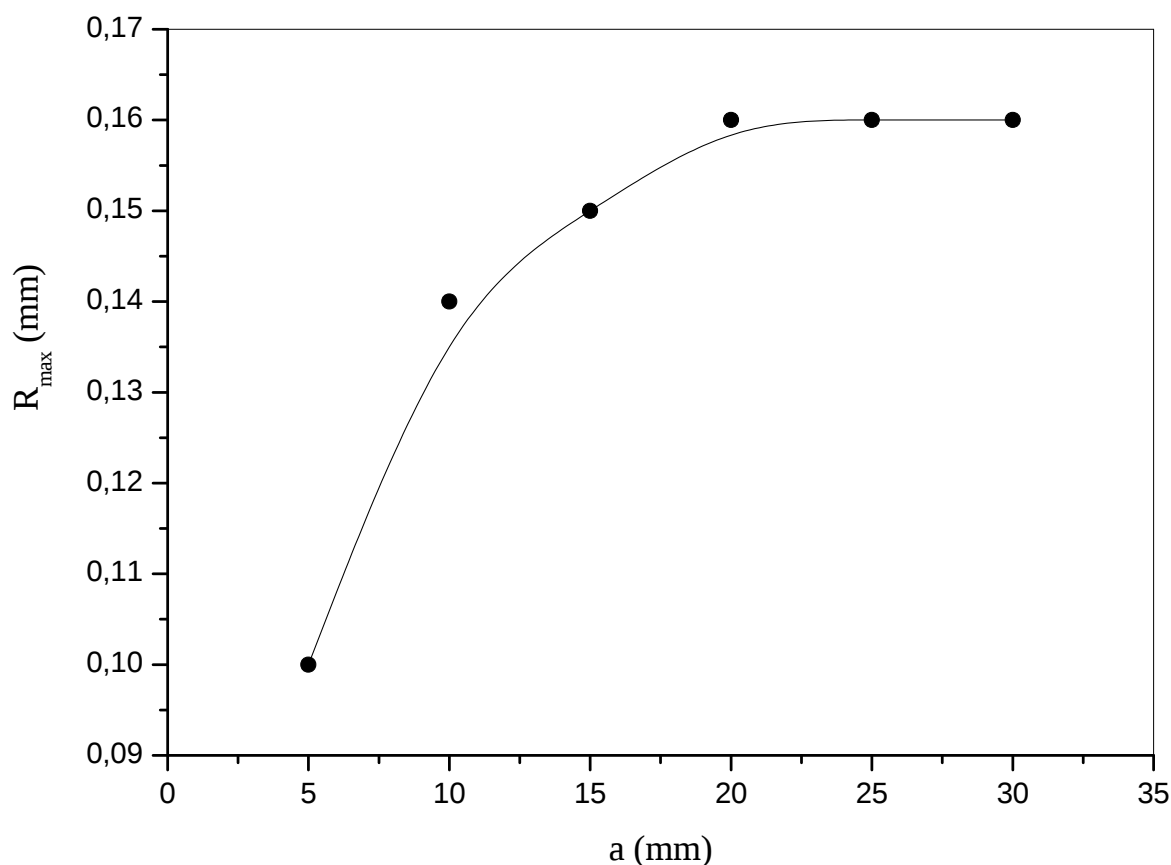


Figure III.39: Rayon maximal de la zone plastique en fonction de la longueur de fissure.

Chapitre IV

Optimisation de la forme et des dimensions du patch en mode mixte

Chapitre IV

Optimisation de la forme et des dimensions du patch en mode mixte

I. Introduction

La rupture des structures en fonctionnement normal est, le plus souvent due à la fatigue. La propagation de fissure ne se produit pas uniquement à la suite de sollicitations en mode pur. En effet, la rupture est en général due à un mode mixte qui associe au moins deux des trois modes de rupture. Le mode mixte le plus couramment rencontré et le plus dangereux, est le résultat des modes d'ouvertures (mode I) et de glissement (mode II). De nombreuses études expérimentales et des simulations numériques ont été effectuées sur la rupture en mode mixte. Il est bien connu que la résistance à la rupture en mode mixte dépend du mode réel de propagation de fissure et du paramètre de rupture utilisé. Le calcul de la direction de propagation des fissures en mode mixte peut être déterminé par les critères mécaniques qui se basent sur les champs de contraintes, de déformations ou de déplacements. Lorsque la fissure est soumise au chargement en mode mixte, le déplacement de la pointe de fissure peut être décomposé en deux parties, un déplacement horizontal correspondant au chargement en mode I, et le déplacement vertical dû au glissement en fond de fissure correspondant au chargement en mode II. Ainsi, la propagation de fissure se produit dans la direction qui correspond au maximum de la composante d'ouverture ou au maximum de la composante de cisaillement.

La plupart des travaux sur l'analyse de la rupture des structures réparées par patch composite ont porté sur la prévision de la durée de vie de ces structures sous un chargement en mode I pur. Cependant, dans les applications réelles, les structures sont soumises à diverses formes de conditions de chargement. La propagation des fissures et leur mode de rupture surviennent en raison de la combinaison de tels chargements. De nombreuses études expérimentales et numériques ont été conduites sur la rupture des structures réparées par patch en mode mixte I et II avec certaines simplifications dans l'analyse [159-180]. Chung et Young [168,169] ont effectué des essais de fatigue sur des plaques épaisses en aluminium 6061-T6 fissurées et réparées par un simple patch en composite d'épaisseur dégressive. Leurs expériences ont

montré que les fissures débouchantes inclinées se propagent à travers l'épaisseur du patch non uniforme et la différence entre les longueurs de fissures mesurées sur les surfaces des plaques réparées et non réparées est de l'ordre de l'épaisseur de la plaque. Bachir Bouiadjra et al. [79] ont estimé le facteur d'intensité de contraintes d'une plaque en aluminium fissurée et réparée par patch en composite, sollicitée en mode I et mixte. Leurs résultats montrent que le choix des propriétés de l'adhésif doit être optimisé, le choix de patches plus larges a développé le comportement asymptotique du FIC, l'augmentation de l'épaisseur du patch réduit le FIC en pointe de fissure mode I et est plus affecté par la présence du patch que celui du mode II. Une étude numérique comparative entre les patches simple et double de même épaisseur a été conduite par Belhouari et al. [83]. Les auteurs ont montré que la différence relative entre le FIC du double patch et celle du simple en mode I et en mode mixte est presque constante. Le gain d'épaisseur diminue lorsque celle du patch augmente. Ces constatations sur l'effet bénéfique du double patch symétrique en mode I, I et II ont été confirmées par d'autres travaux [84-88]. Hosseini Toudeshky et al. [44,159-167] ont étudié expérimentalement et numériquement par la méthode des éléments finis tridimensionnels, la résistance à la fatigue, la propagation de fissures centrales inclinées et la durée de vie des structures réparées par simple patch en composite. Les auteurs ont négligé l'effet du mode III sur les paramètres de rupture et la durée de vie en fatigue. Dans ces analyses, il a été supposé que le front de fissure reste perpendiculaire à la surface des panneaux au cours de la propagation. Cependant, les résultats expérimentaux montrent que le front de fissure devient une forme tridimensionnelle courbée au bout de quelques étapes de propagation. Kan et Ratwani [170], et Heller et al. [171] ont étudié expérimentalement et numériquement par éléments finis, les plaques épaisses avec différentes formes de patches. Pour calculer les contraintes, déformations et le facteur d'intensité de contrainte pour des structures renforcées en mode mixte, Sethuraman et Maiti [172] ont effectué une analyse en modes I et II puis en combinant les deux modes de rupture. Plus tard, ils ont étudié les paramètres d'un certain nombre de variables telles que l'emplacement du patch et sa longueur, les propriétés mécaniques du patch et de l'adhésif ainsi que leurs épaisseurs. Ayatollahi et Hashemi [173-175] ont analysé par la méthode des éléments finis tridimensionnels la résistance à la rupture d'une fissure centrale sollicitée en modes mixte I et II. La fissure est renforcée par simple patch en composite graphite/époxy. Les facteurs d'intensités de contraintes en modes I et II ainsi que T-stress sont déterminés pour différents angles d'inclinaison de fissures. L'effet de l'épaisseur, de la largeur du composite stratifié de réparation ainsi que le module de cisaillement du film adhésif et son épaisseur sont mis en évidence par les variations des différents paramètres de rupture. Chung

et al. [43,176-178] ont proposé une géométrie optimale de patch qui permettra de maximiser la réduction du facteur d'intensité de contrainte, en étudiant l'efficacité de la géométrie du patch du point de vue de la mécanique rupture et de décollement du patch. Ramji et Srilakshmi [179] ont étudié la réparation par patch non symétrique des structures chargées en mode mixte. Leur analyse a montré que la forme du patch n'a pas d'impact significatif sur la réduction du facteur d'intensité de contraintes en pointe de fissure. Ramji et al. [180] ont étudié par la méthode des éléments finis l'optimisation de la forme du patch en composite en mode mixte. Différentes formes de patch sont considérées dans cette analyse, cas par exemple des configurations: circulaire, rectangulaire, carrée, elliptique et octogonale. La comparaison des performances de la réparation des différentes formes de patch se fait par analyse de la réduction du FIC en pointe de fissure inclinée et réparée par double patch. Les auteurs ont montré que la forme octogonale et rectangulaire du patch donne de meilleurs résultats pour les problèmes de fissuration en mode mixte.

Ce chapitre traite de l'optimisation des dimensions du patch en composite pour réparer une fissure centrale inclinée dans une structure métallique. L'optimisation consiste à minimiser l'intégrale J en pointe de fissure, car l'utilisation de la forme rectangulaire et étoile du patch minimise l'intégrale J ainsi que le gain en volume et en masse du patch en mode I. Dans cette étude nous considérons uniquement ces formes de patch de réparation des fissures inclinées. Seules les dimensions du patch sont optimisées. En outre, la combinaison de ces dimensions peut aussi entraîner un effet important sur les performances de réparation en mode mixte.

II. Modèle géométrique

Le modèle géométrique de la plaque réparée par simple patch en composite est représenté sur la figure IV.1. La plaque en aluminium 2024 T3 présente une fissure centrale inclinée d'un angle $\theta = 45^\circ$ et de longueur $2a = 60$ mm réparée par un patch en bore-époxy dont les propriétés mécaniques sont identiques à celles du mode I (tableau III.1). Le patch étant collé à la plaque par un film adhésif FM 73. Les caractéristiques géométriques et mécaniques de la plaque et de l'adhésif ainsi que les conditions de chargement sont les mêmes que celles considérées en mode I.

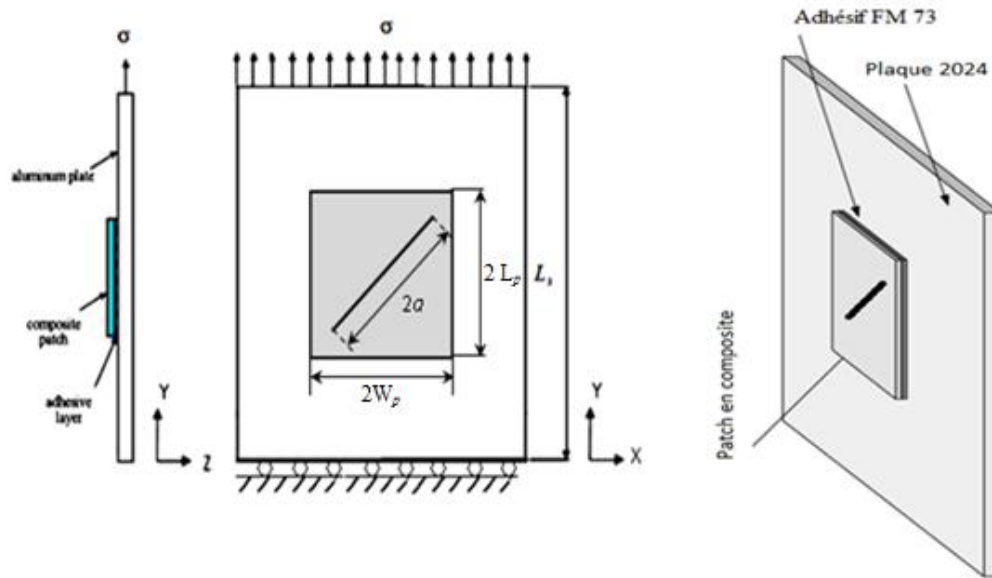


Figure IV.1: Modèle géométrique de la fissure inclinée réparée par simple patch.

II. Optimisation des dimensions du patch

II.1. Forme rectangulaire

Le modèle géométrique de la structure réparée par patch rectangulaire ainsi que le maillage (5720 éléments) approprié au modèle géométrique est représenté sur la figure IV.2. La plaque est de dimensions $L_p = W_p = 360$ mm et d'épaisseur $e_p = 2,3$. On adopte le même plan d'expériences (III.1) de 3 facteurs à 3 niveaux. Les résultats des 27 expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés sur le tableau IV.1.

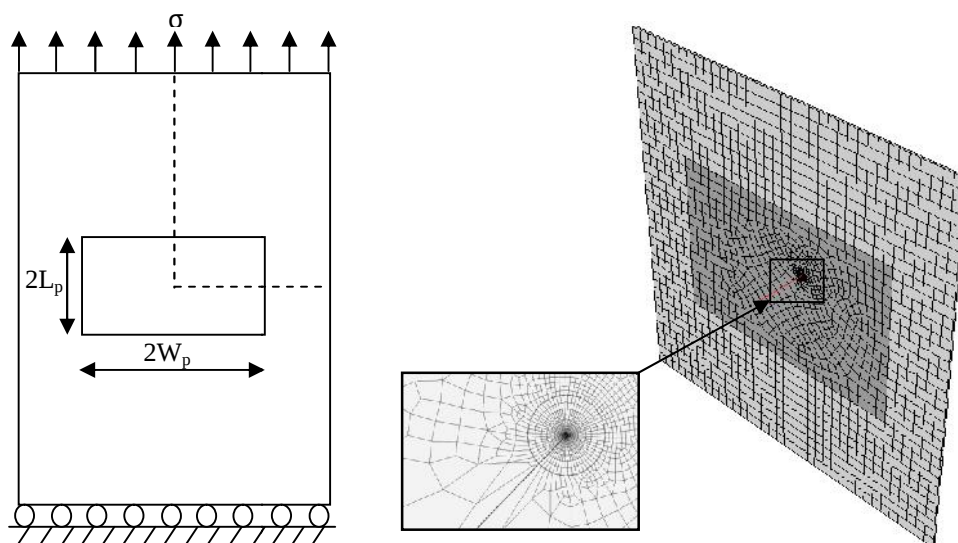


Figure IV. 2 : Modèle géométrique et maillage avec patch rectangulaire en mode mixte.

Largeur W_p (mm)	Longueur L_p (mm)	Epaisseur e_p (mm)	Intégrale J mJ/mm²
35	35	0,36	1,12
77,5	35	0,36	1,191
120	35	0,36	1,194
35	77,5	0,36	1,47
77,5	77,5	0,36	0,7654
120	77,5	0,36	0,7188
35	120	0,36	1,616
77,5	120	0,36	0,8084
120	120	0,36	0,7485
35	35	1,08	0,3696
77,5	35	1,08	0,4804
120	35	1,08	0,4706
35	77,5	1,08	0,6288
77,5	77,5	1,08	0,2588
120	77,5	1,08	0,2281
35	120	1,08	0,7702
77,5	120	1,08	0,2866
120	120	1,08	0,2426
35	35	1,8	0,2708
77,5	35	1,8	0,3134
120	35	1,8	0,3029
35	77,5	1,8	0,3672
77,5	77,5	1,8	0,1361
120	77,5	1,8	0,1168
35	120	1,8	0,4807
77,5	120	1,8	0,154
120	120	1,8	0,1245

Tableau IV.1 : Résultats des expériences du plan factoriel.

II.1.1. Effet de l'épaisseur du patch

Nous considérons plusieurs épaisseurs du patch, celles-ci varient entre 0.36 mm à 1.8 mm, pour un patch de dimension $W_p = L_p = 77,5$ mm. La figure IV.3 illustre l'effet de l'épaisseur du patch sur l'intégrale J . Le même comportement que celui du mode I est observé sur cette figure. En effet, l'intégrale J décroît fortement avec l'épaisseur du patch. Nos résultats montrent que la valeur $e_p = 1,5$ mm peut être considérée comme une épaisseur critique, du fait que l'intégrale J est presque stable au-delà de cette épaisseur. A partir de cette valeur critique

le comportement asymptotique est observé sur les variations de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Par conséquent, l'augmentation de l'épaisseur du patch est inutile car l'énergie de rupture en pointe de fissure reste quasiment constante. Cette constatation est confirmée par plusieurs travaux de réparation des fissures inclinées [79,83]. La comparaison des énergies de rupture des deux modes montre une différence de l'ordre de 50 %. Cet écart diminue avec l'augmentation de l'épaisseur du patch ; il est de l'ordre de 20 % pour $e_p > 1,5$ mm. Une fissure orientée perpendiculairement au chargement conduit à l'énergie de rupture la plus importante. Cette énergie décroît ensuite avec l'orientation de la fissure, dans cette position les lèvres de la fissure sont sollicitées en ouverture et en cisaillement. Ainsi, les deux modes de rupture coexistent en pointe de fissure et l'énergie de rupture est répartie pour les deux modes. La variation la plus sensible de l'intégrale J est obtenue pour les faibles épaisseurs.

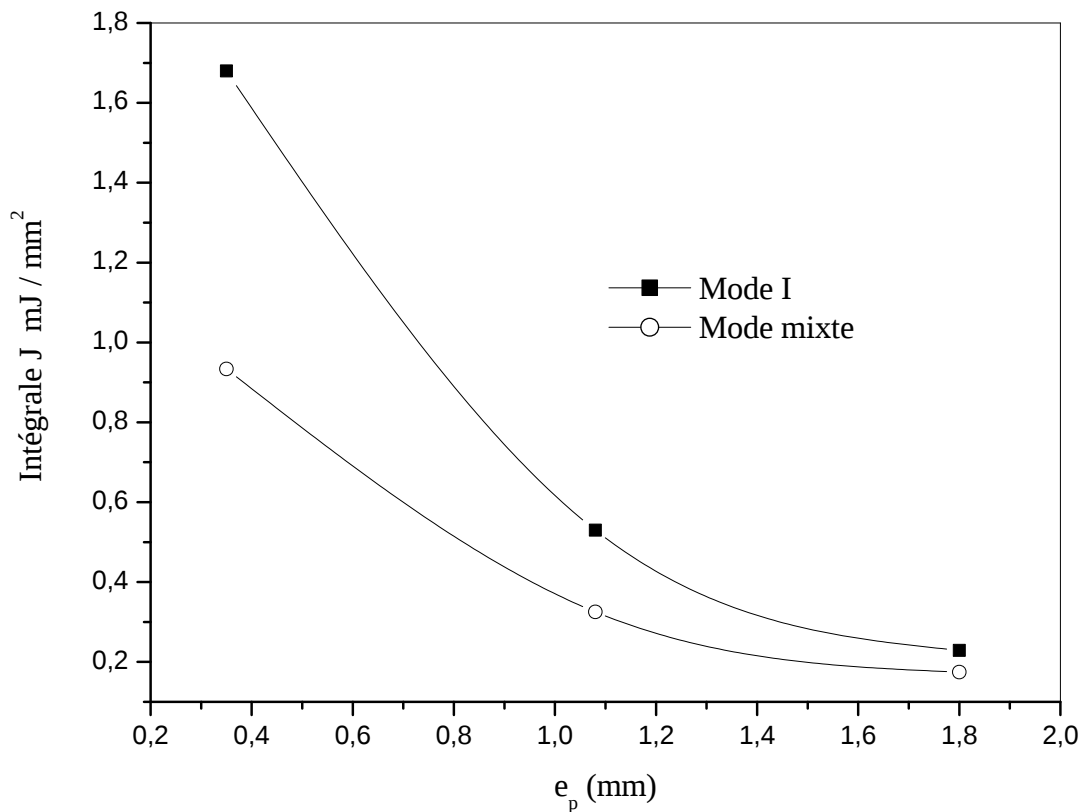


Figure IV.3 : Comparaison des intégrales J des deux modes I et mixte.

II.1.2. Effet de la longueur du patch

Nous utilisons le même processus d'optimisation que pour le cas du mode I pour déterminer l'optimum de la longueur du patch qui minimise l'intégrale J en pointe de fissure. Les longueurs du patch considérées dans cette analyse varient de 35 à 120 mm, les deux autres

paramètres géométriques ont les dimensions suivantes : largeur $W_p = 77.5$ mm, épaisseur $e_p = 1.08$ mm. L'effet de la longueur du patch est illustré sur la figure IV.4. Celle-ci montre les variations de l'intégrale J en fonction de la longueur du patch. Une comparaison des énergies de rupture en mode I et en mode mixte est effectuée sur cette figure. Les valeurs de l'intégrale J représenté sur cette figure sont les valeurs médianes de l'intégrale J données par le logiciel d'optimisation MODDE 5.0. L'augmentation de la longueur du patch en mode I engendre une augmentation de l'intégrale J de l'ordre de 35 % lorsque la longueur du patch croît de 35 à 120 mm. Cette longueur n'a pas une grande influence sur les valeurs du paramètre J. Une fissure sollicitée en mode I pur donne une énergie de rupture plus importante que celle du mode mixte. Nous observons ainsi un écart entre les valeurs des énergies des deux modes de rupture, cet écart varie de 13% à 50% lorsque la longueur du patch croît.

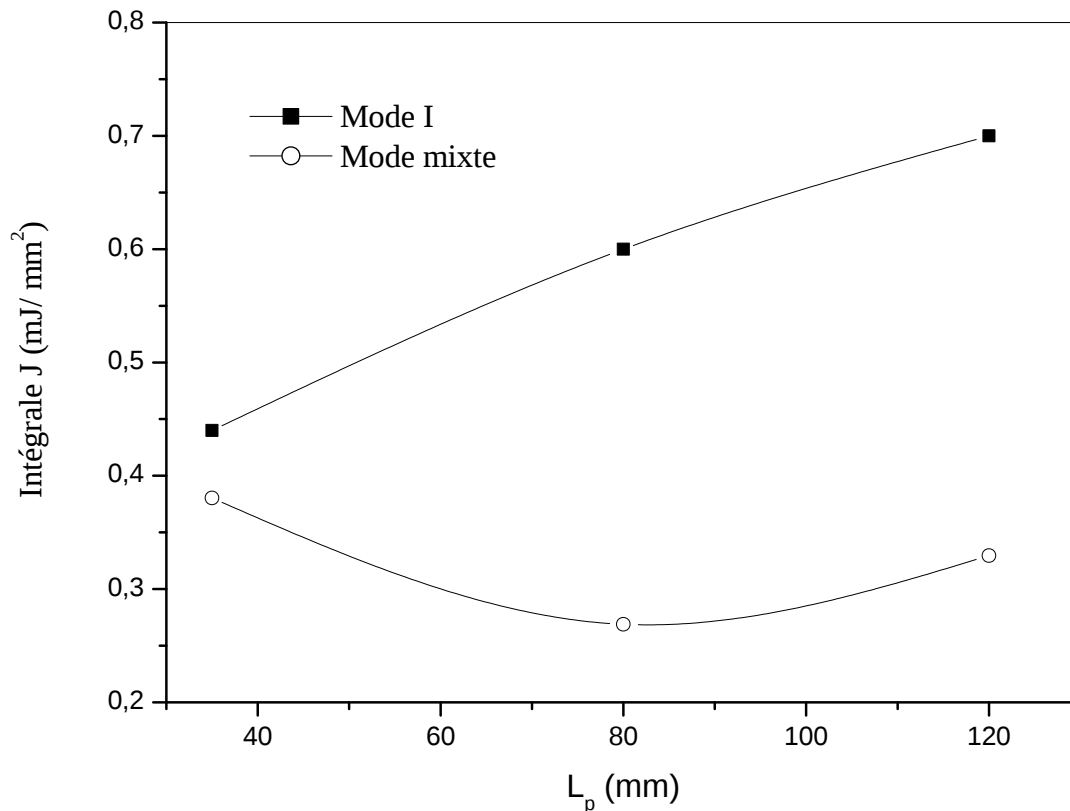


Figure IV.4 : Effet de la longueur du patch sur la variation de l'intégrale J.

II.1.3. Effet de la largeur du patch

Cette étude a été effectuée pour des largeurs W_p variant de 35 à 120 mm, les deux autres dimensions sont constantes ($L_p = 77,5$ mm et $e_p = 1,08$ mm). La figure IV.5 illustre l'influence de la largeur W_p sur les variations de l'intégrale J. Les valeurs les plus sensibles du paramètre

J sont obtenues pour les faibles largeurs W_p . En effet, pour les deux modes de rupture, l'énergie de rupture décroît fortement avec la largeur du patch, cette diminution est de 40% lorsque la largeur passe de 35 à 120 mm. La comparaison des énergies en pointe de fissure en mode I et en mode mixte donne une différence moyenne de 25%.

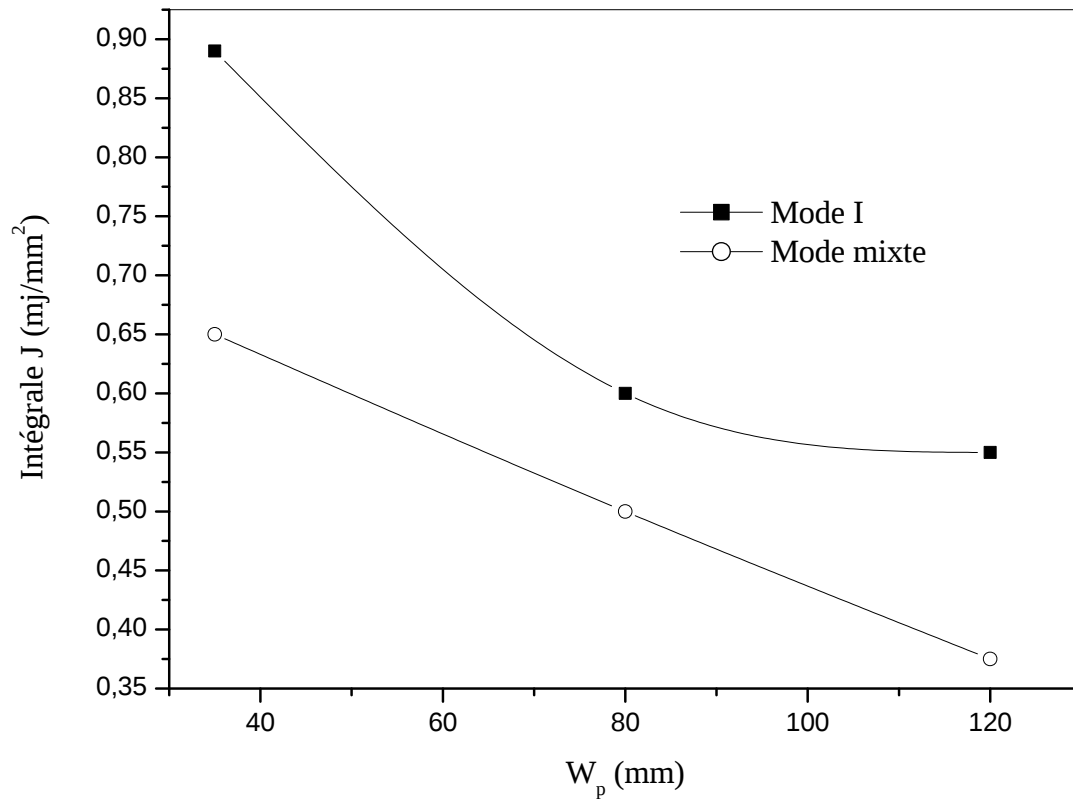
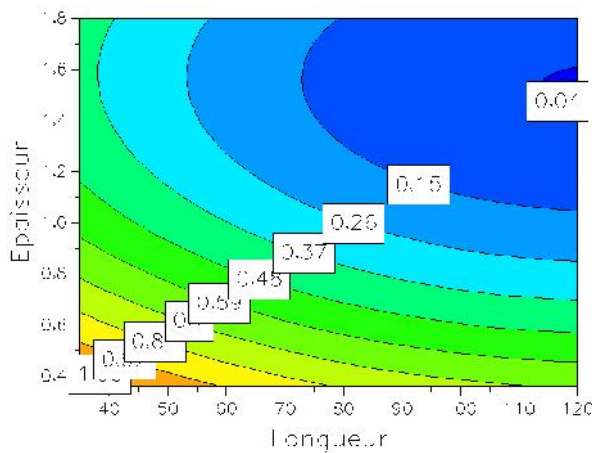


Figure IV. 5 : Variation de l'intégrale J en fonction de la largeur du patch.

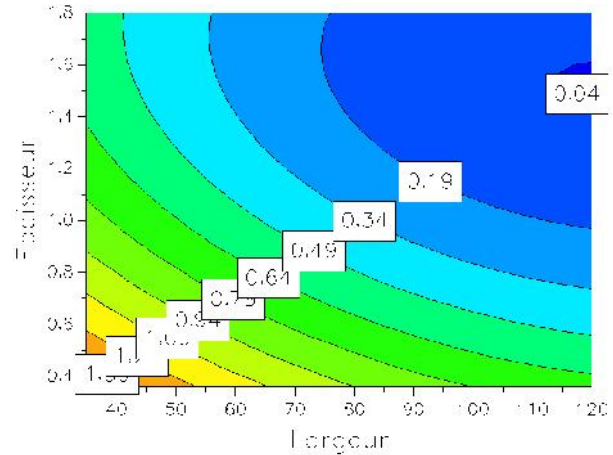
II.1.4. Effet d'interaction entre les dimensions du patch.

L'effet d'interaction entre la longueur L_p et l'épaisseur e_p est indiqué sur la figure IV.6.a. Ces deux dimensions agissant simultanément en les faisant varier de la valeur minimale à la valeur maximale, tout en gardant la largeur constante $W_p = 120$ mm. On remarque que les valeurs minimales de l'intégrale J correspondent aux valeurs de l'épaisseur comprises entre 1,44 et 1,62 mm et une longueur supérieure à 114 mm. Ainsi quelle que soit la longueur du patch, une diminution de l'épaisseur du patch en composite conduit à une augmentation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Pour minimiser cette énergie on doit augmenter l'épaisseur et la longueur du patch. Le comportement de l'intégrale J , illustré dans la figure IV.6.b, et presque similaire à celui illustré sur la figure IV.6.a. En effet, l'intégrale J est sensible aux variations de l'épaisseur et la largeur du patch. L'augmentation de l'épaisseur et la largeur conduit à la minimisation de l'énergie mécanique en pointe de fissure. L'interaction entre la

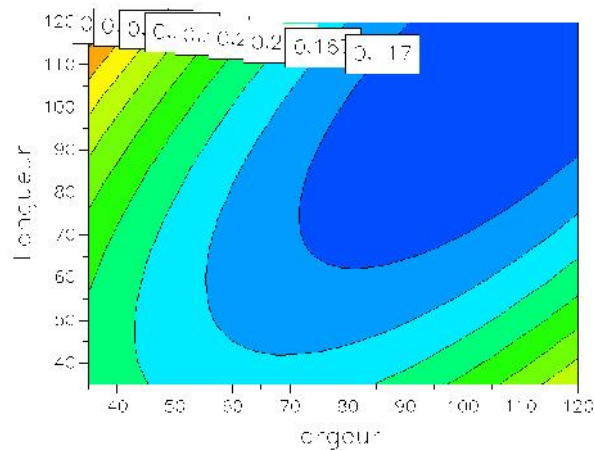
longueur L_p et la largeur W_p est indiquée sur la figure IV.6.c. Cette dernière illustre les iso-valeurs de l'intégrale J obtenues par variation des deux variables L_p et W_p avec une épaisseur constante $e_p = 1.8$ mm. On constate que l'aire des valeurs minimales de l'intégrale J se limite entre les valeurs de la largeur comprises entre 90 mm et 120 mm et des longueurs comprises entre 89 mm et 120 mm. Aussi, faut-il augmenter la largeur et la longueur du patch pour minimiser l'énergie de rupture en pointe de fissure.



a) Interaction épaisseur - longueur.



b) Interaction épaisseur - largeur.



c) Interaction longueur- largeur.

Figure IV.6 : Effet d'interaction entre les dimensions du patch.

Les différents effets d'interactions dans cette analyse peuvent être représentés par la relation suivante:

$$\begin{aligned}
 J = & 0,266369 - 0,169067 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,0267066 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,409179 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,13619 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0868733 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,245923 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
 & - 0,16324 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,08081 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,0169766 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned} \tag{IV.1}$$

Cette analyse montre que pour minimiser l'énergie de rupture en pointe de fissure, l'intégrale ($J = 0,0373 \text{ mJ/mm}^2$) peut être réalisée par l'expérience dont les paramètres géométriques sont: épaisseur $e_p = 1,54 \text{ mm}$; largeur $W_p = 119,79 \text{ mm}$ et une longueur $L_p = 119,82$. Nos résultats montrent que l'optimisation des performances de réparation d'une fissure inclinée dans une structure métallique par patch en composite de forme rectangulaire nécessite une longueur presque égale à la largeur du patch. Par conséquent, on peut choisir un patch de dimensions $W_p = L_p = 120 \text{ mm}$. La relation (IV.1) permet de déterminer les valeurs de l'intégrale J pour n'importe quelles valeurs des paramètres géométriques du patch. L'introduction des dimensions optimisées du patch dans cette relation permet de déterminer la valeur minimale de cette intégrale.

II.2. Forme étoile

Le modèle géométrique et le maillage (7298 éléments) de la structure réparée par patch en forme étoile en mode mixte est illustré sur la figure IV.7. Les paramètres géométriques (a_p , b_p , c_p et l'épaisseur e_p) sont choisis comme grandeurs d'entrée, l'intégrale J est choisie comme grandeur de sortie. Une relation est établie entre ces deux grandeurs pour minimiser l'intégrale de Rice. Nous utilisons le même plan d'expériences que celui du mode I (relation III.8). Les résultats des expériences sont effectués selon le plan d'expériences factoriel reporté au tableau IV.2.

a_p (mm)	b_p (mm)	c_p (mm)	Epaisseur e_p (mm)	Intégrale J (mJ/mm²)
35	35	77,5	1,08	0,3908
120	35	77,5	1,08	0,272
35	120	77,5	1,08	0,5534
120	120	77,5	1,08	0,4534
77,5	77,5	35	0,36	1,126
77,5	77,5	120	0,36	0,7046
77,5	77,5	35	1,8	0,2271
77,5	77,5	120	1,8	0,1233
35	77,5	77,5	0,36	1,47
120	77,5	77,5	0,36	0,7188
35	77,5	77,5	1,8	0,3672
120	77,5	77,5	1,8	0,1168
77,5	35	35	1,08	0,4804
77,5	120	35	1,08	0,3569
77,5	35	120	1,08	0,234
77,5	120	120	1,08	0,2866
35	77,5	35	1,08	0,4353
120	77,5	35	1,08	0,4723
35	77,5	120	1,08	0,5226
120	77,5	120	1,08	0,2234
77,5	35	77,5	0,36	0,8326
77,5	120	77,5	0,36	1,229
77,5	35	77,5	1,8	0,1432
77,5	120	77,5	1,8	0,255
77,5	77,5	77,5	1,08	0,2588

Tableau IV.2 : Résultats des expériences du plan factoriel.

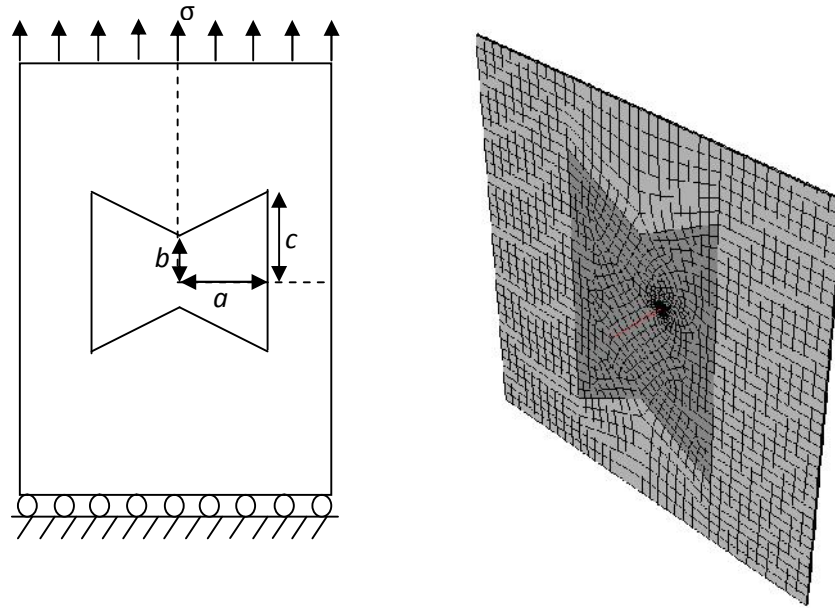


Figure IV.7 : Modèle géométrique et maillage de la structure réparée par patch en forme d'étoile.

II.2.1. Effet de l'épaisseur du patch

La Figure IV.8 montre la variation de l'intégrale J en pointe de fissure en fonction de l'épaisseur du patch. Les valeurs les plus élevées de l'énergie de rupture en pointe de fissure sont obtenues pour les faibles épaisseurs du patch. Pour les deux modes de rupture, l'énergie de rupture diminue fortement avec l'épaisseur du patch, cette diminution est au voisinage de 80%. Au-delà d'une épaisseur d'environ 1,3 mm nous observons que le paramètre de rupture J diminue d'une façon asymptotique ; cet effet est plus marqué pour le mode I. Cependant, il est inutile d'augmenter l'épaisseur du patch à partir de cette épaisseur pour réduire le paramètre J . L'orientation de la fissure engendre une diminution de l'énergie de rupture en pointe de fissure par la présence des deux modes de ruptures en pointe de fissure. L'écart constaté entre les énergies de rupture augmente avec l'épaisseur du patch. Il est de l'ordre de 45% pour les faibles épaisseurs, ensuite il croît à 60% lorsque l'épaisseur du patch dépasse 1,5 mm.

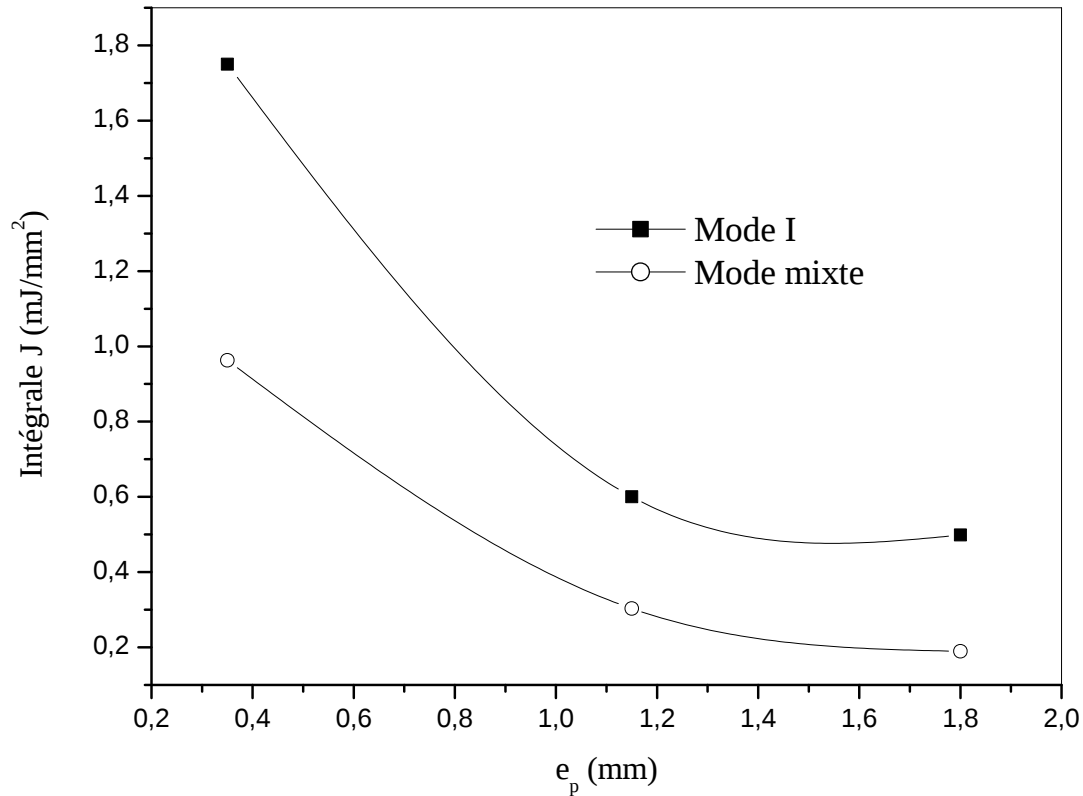


Figure IV.8 : Effet de l'épaisseur du patch sur la variation de l'intégrale J.

II.2.2. Effet des dimensions a_p ; b_p et c_p

L'analyse de l'effet de chaque dimension du patch en forme d'étoile consiste à fixer les dimensions des autres paramètres géométriques et faire varier les dimensions du paramètre étudié. Ainsi, par exemple pour analyser l'influence du paramètre a_p on varie ces dimensions de 35 à 120 mm et on choisit les deux autres dimensions $b_p = c_p = 77,5$ mm pour une épaisseur constante $e_p = 1,08$ mm, cette épaisseur restera la même pour l'ensemble des effets étudiés. Les autres paramètres géométrique seront analysés selon ce processus. La figure IV.9 indique l'influence de chaque paramètre d'entrée sur la variation de l'énergie de rupture en pointe de fissure en mode I et en mode mixte.

En mode I, nous constatons d'une part lorsque les dimensions des paramètres géométriques a_p et b_p varient de 35 mm à 120 mm, l'intégrale J décroît presque de 40 % avec a_p et elle croît de 35 %, avec b_p . D'autre part, la variation de la dimension c_p provoque une augmentation de 4 % de cette intégrale.

En mode mixte, l'énergie de rupture est inversement proportionnelle à la dimension a_p . En effet, une telle augmentation conduit à une diminution de 45 % de l'intégrale J. Par contre,

l'augmentation du côté b_p provoque un accroissement de 36 % de l'intégrale J ; presque le même taux constaté en mode I. Le paramètre d'entrée c_p à une grande influence sur la variation de l'intégrale J en mode mixte comparée au mode I. En effet, lorsque les valeurs du côté c_p varient de 35 à 120 mm nous remarquons une diminution de l'intégrale J de l'ordre de 40%. La comparaison des énergies de ruptures des deux modes montre qu'une fissure sollicitée en mode I d'ouverture conduit à des niveaux d'énergies de rupture plus élevés que celles des fissures inclinées. La différence constatée entre ces énergies peut dépasser dans certains cas les 60 %. Cet effet est plus marqué pour les valeurs maximales des dimensions du patch ($a_p = b_p = c_p = 120$ mm), L'écart constaté se réduit à 50% lorsque les dimensions du patch diminuent.

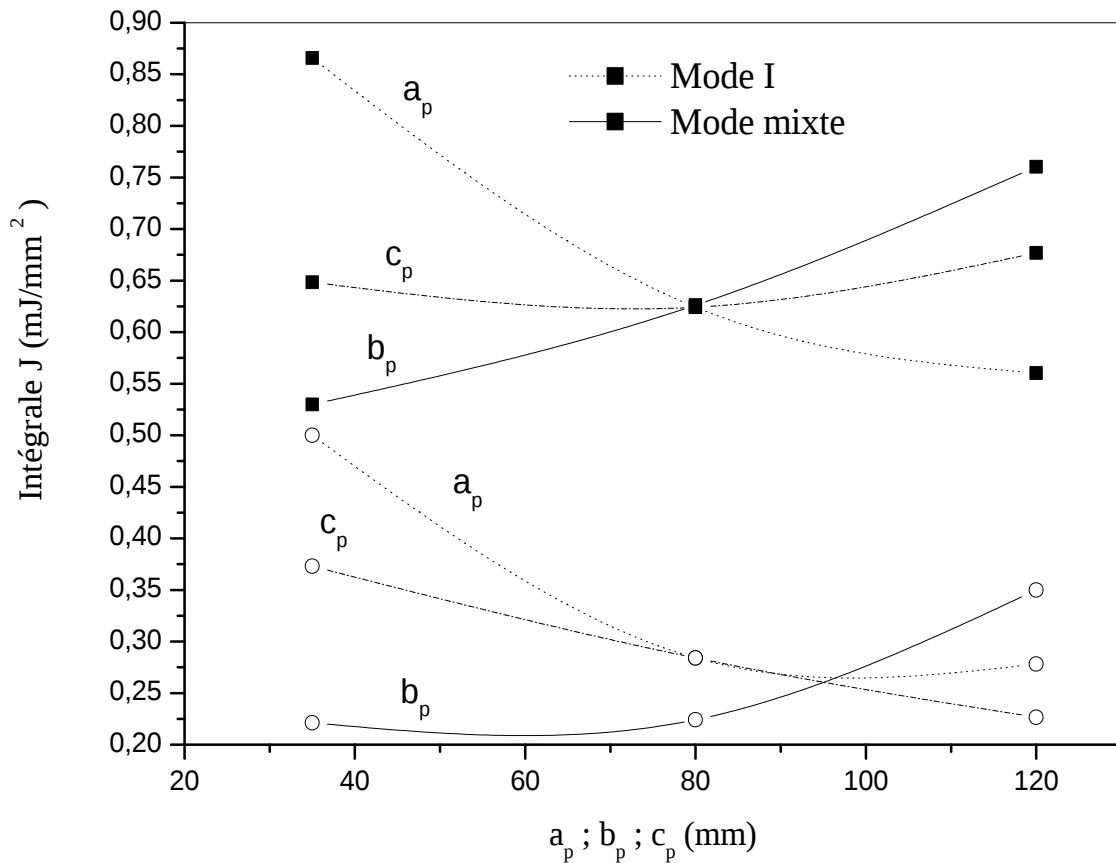
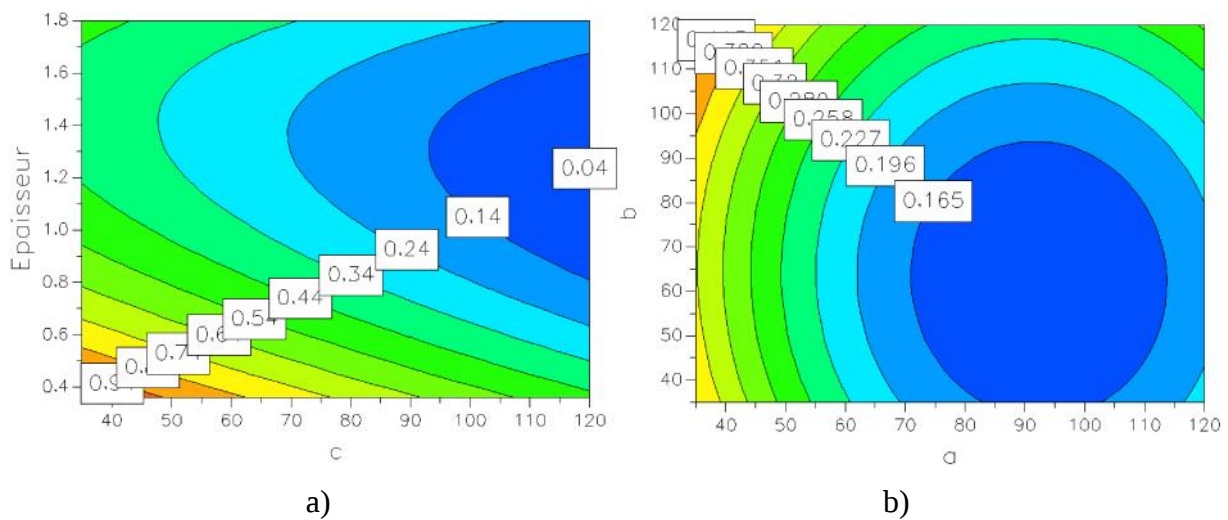


Figure IV.9 : Effet des dimensions du patch sur la variation de l'intégrale J .

II.2.3 Effet d'interaction entre les dimensions du patch.

Pour les effets d'interaction nous représentons uniquement deux interactions sur la réponse. La première concerne l'interaction de l'épaisseur et la dimension c_p (Fig. IV.10.a), la deuxième interaction est celle entre les dimensions a_p et b_p (Fig. IV.10.b). La valeur minimale de l'intégrale J ($J = 0.04 \text{ mJ/mm}^2$) correspond à une épaisseur $e_p = 1,2 \text{ mm}$ et une valeur maximale de c_p ($c_p = 120 \text{ mm}$). Autrement dit, pour minimiser la valeur de l'intégrale J on opte pour une valeur médiane de l'épaisseur et l'augmentation de la dimension c_p du patch. L'interaction entre les deux paramètres d'entrée a_p et b_p montre que la valeur minimale de l'intégrale J se limite aux valeurs de b_p comprises entre 35 mm et 93,8 mm et aux valeurs a_p comprises entre 71 mm et 114 mm.



$$\begin{aligned}
J = & 0,2588 - 0,12355 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0651083 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,083625 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,404033 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
& + 0,120321 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0567333 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0198833 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,285021 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
& + 0,00470001 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,08405 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,1252 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
& + 0,044025 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,07115 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) + 0,0794 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
\end{aligned} \tag{IV.2}$$

Cette analyse montre que pour la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure l'intégrale ($J = 0,0331 \text{ mJ/mm}^2$) peut être réalisée par l'expérience dont les paramètres géométriques sont: épaisseur $e_p = 1,2 \text{ mm}$; $a_p = 108 \text{ mm}$; $b_p = 43 \text{ mm}$ et $c_p = 120 \text{ mm}$. Nos résultats montrent que l'optimisation des performances de réparation d'une fissure inclinée dans une structure métallique par patch en composite de forme étoile nécessite des valeurs maximales de l'épaisseur ainsi que les deux dimensions a_p et c_p et des valeurs minimisées de la dimension b_p .

Nos résultats montrent que la réparation par patch de forme étoile conduit à une énergie de rupture en pointe de fissure minimale par rapport à celle de forme rectangulaire. Cette diminution n'est pas très importante et ne dépasse pas les 11%. Ainsi, l'utilisation d'un patch en forme d'étoile améliore les performances de la réparation en diminuant le volume de ce dernier. En effet, une réparation par patch étoile nécessite un volume de 41961 mm^3 . Par contre, un patch rectangulaire nécessite un volume de presque le double de celui en étoile, soit un gain de 50 % en volume ou en masse. Pour confirmer cette constatation nous comparons les énergies de rupture en pointe de fissure inclinée et réparée par les deux patches. Les figures IV.11 et IV.12 montrent respectivement les variations des intégrales J des fissures de différentes inclinaisons réparées par patch de forme rectangulaire et en étoile.

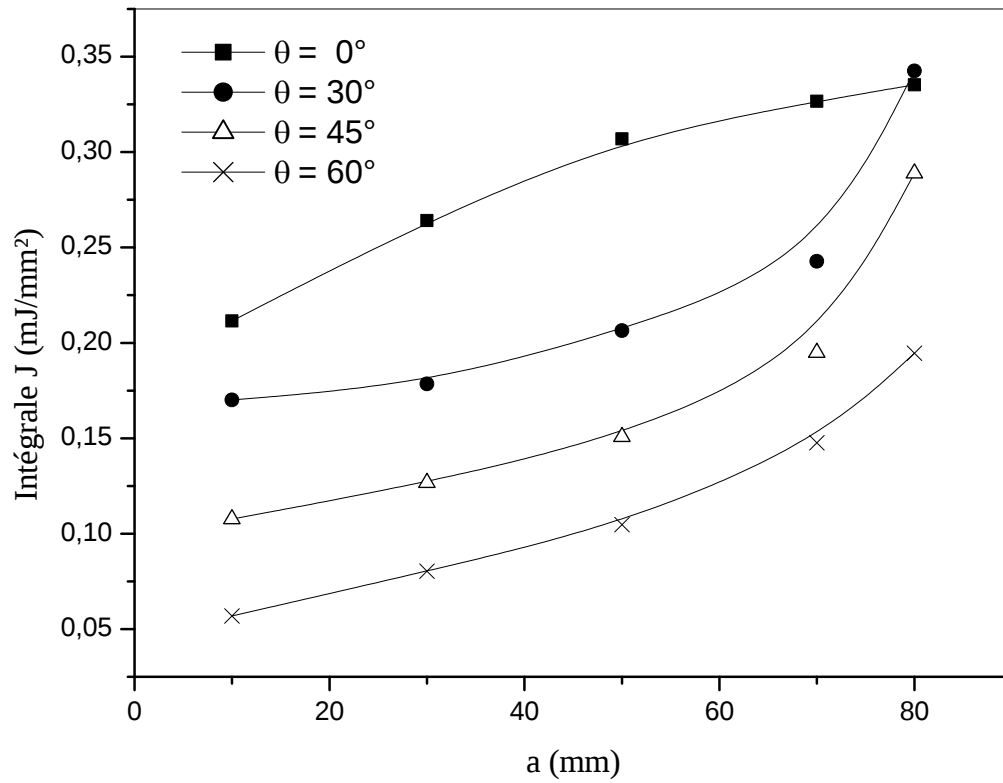


Figure IV.11: Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de fissure (patch rectangulaire).

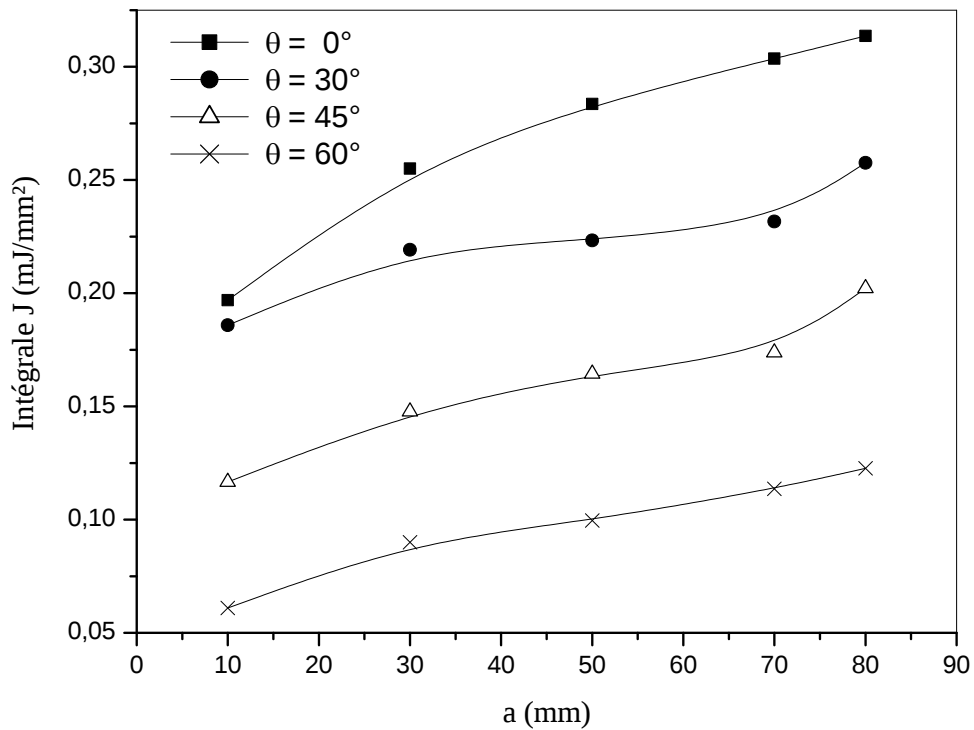


Figure IV.12: Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de fissure (patch en étoile).

L'accroissement de la taille de la fissure conduit à des déformations plastiques très importantes en sa pointe qui sont directement liées à l'intégrale J dont l'importance dépend de l'angle d'orientation θ . Nous constatons qu'il existe une taille de fissure critique égale à 30 mm au-delà de laquelle l'énergie de rupture en tête de fissure croît sensiblement. Cet accroissement est plus marqué lorsque la fissure est réparée par patch rectangulaire. Par contre, dans la structure réparée par patch de forme étoile, l'intégrale J croît lentement. Nos résultats montrent clairement l'effet bénéfique du patch en forme étoile sur l'absorption des contraintes en pointe de fissure. En effet, les valeurs de l'intégrale J les plus élevées sont obtenues dans la structure réparée par patch rectangulaire, dont l'augmentation peut atteindre les 40 % par rapport aux énergies de rupture obtenues pour les fissures réparées par patch en étoile. Cette augmentation se réduit à 8 % pour une fissure de taille 10 mm.

Une fissure sollicitée en ouverture conduit à des niveaux d'énergies plus élevés que ceux obtenus pour des fissures inclinées. Ceci peut être dû au fait que la fissure est sollicitée en mode d'ouverture (mode I pur) [79, 83, 98, 173, 174], les champs de déformations et contraintes sont maximaux entraînant ainsi une augmentation du paramètre J. Lorsque l'inclinaison de la fissure augmente celle-ci se propage en mode mixte I+II où le mode II domine le mode I. Cette orientation conduit à une modification du champ de contrainte et de déformation près de la pointe de fissure. Ces contraintes et déformations sont divisées à leur tour en contraintes et déformations d'ouverture et de cisaillement conduisant ainsi à une diminution de l'intégrale J.

Pour les faibles longueurs de fissure les variations du paramètre J sont faibles ceci est dû principalement au faible champ de contraintes et de déformation en pointe de fissure. Un écart très important de 60% entre les valeurs de l'intégrale J est constaté lorsque la fissure varie de 10 à 80 mm (Fig. IV.13). Cet écart est presque le même pour chaque angle d'inclinaison et pour les deux types de patch. Quelle que soit la forme du patch utilisé, le changement de l'angle θ conduit à une diminution des énergies de rupture de 45 %, cette diminution peut augmenter à 70 % lorsque la longueur de fissure diminue.

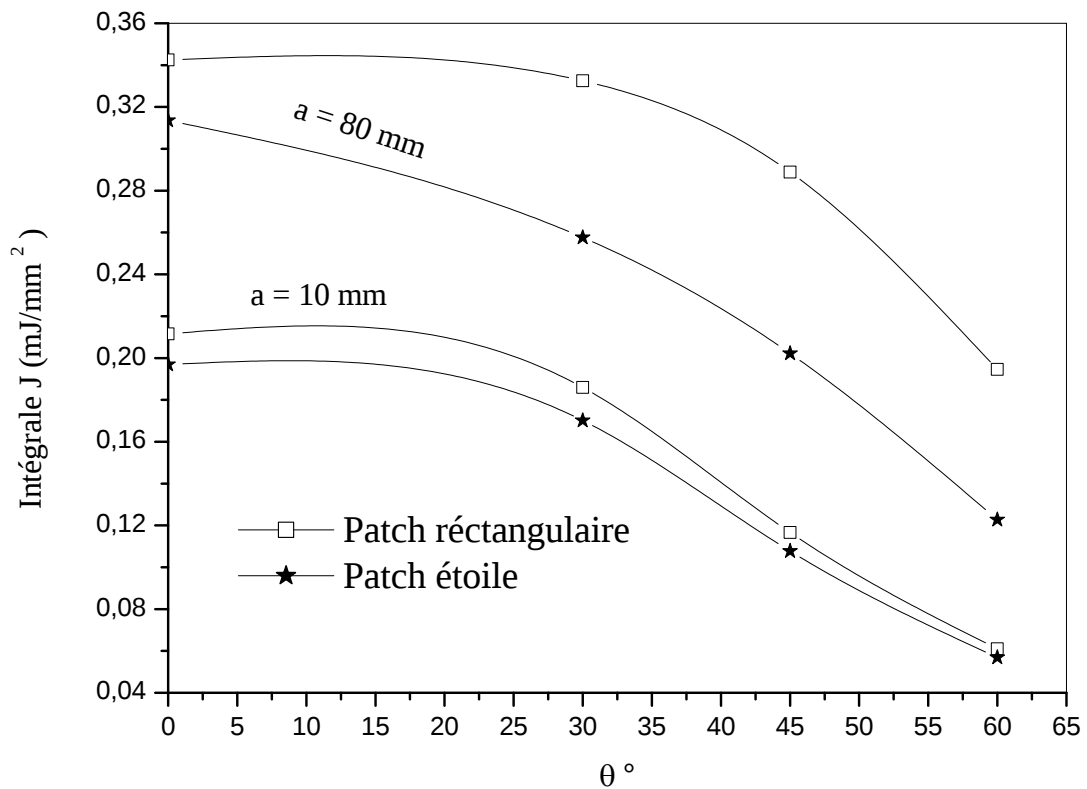


Figure IV.13 : Comparaison des énergies de rupture des deux types de patch.

II.3. Position du patch

Pour compléter notre étude nous analysons l'influence de la position du patch par rapport au sens de propagation de fissures, comme indiqué sur les figures IV.14 et IV.15. Ces deux dernières montrent respectivement la position du patch rectangulaire et étoile dans le sens de propagation de la fissure inclinée. Les mêmes plans d'expériences sont adoptés, pour la configuration rectangulaire on utilise le plan (relation III.1) de 3 facteurs à 3 niveaux. Le plan de 4 facteurs à 2 niveaux (relation III.8) est utilisé pour la configuration en étoile. Nous considérons les mêmes variations maximales et minimales des paramètres d'entrée, c'est-à-dire que l'épaisseur varie de 0,35 mm à 1,8 mm et les autres dimensions L_p ; W_p ; a_p ; b_p et c_p varient de 35 mm à 120 mm. Les structures réparées par les deux types de patch sont modélisées par des éléments cubiques (hexaèdres) à huit nœuds. La réparation par patch rectangulaire est modélisée par 6162 éléments, celle du patch en étoile est modélisée par 4834 éléments. Les résultats des expériences effectuées pour les deux formes de patch selon le plan d'expériences factoriel sont indiqués sur le tableau IV.3.

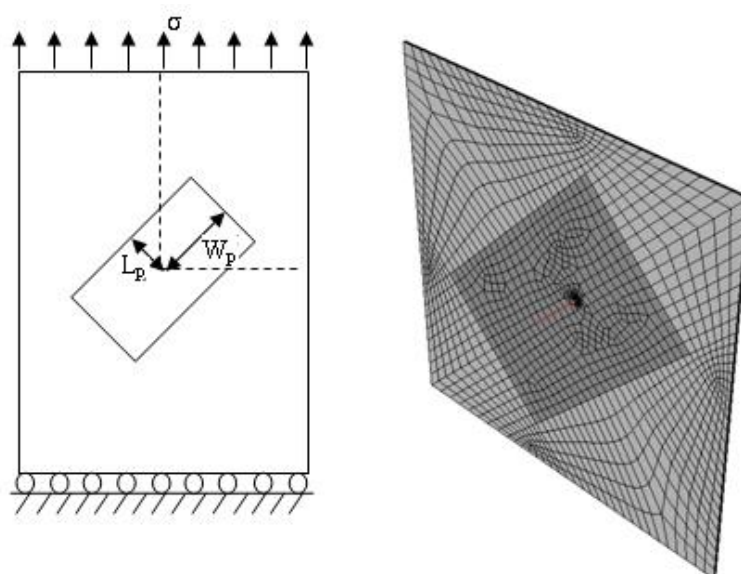


Figure IV.14 : Modèle géométrique et maillage de la structure réparée par patch rectangulaire.

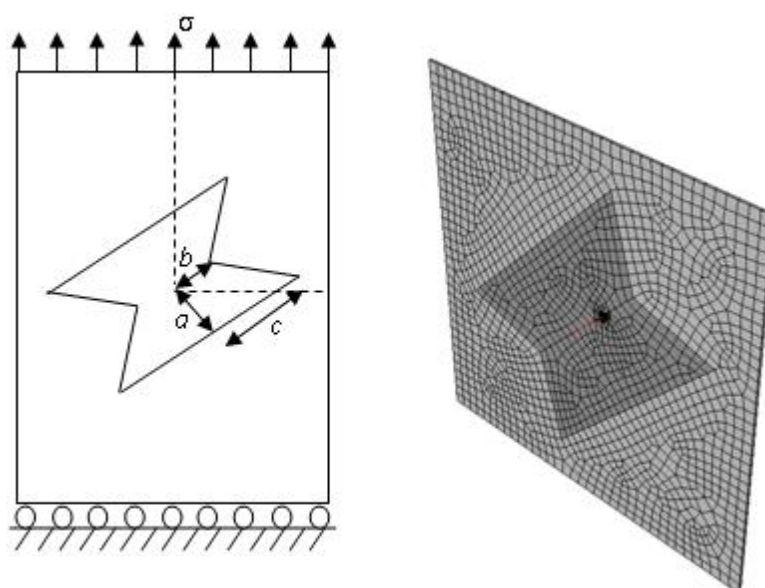


Figure IV.15 : Modèle géométrique et maillage de la structure réparée par patch en étoile.

Patch rectangulaire				Patch étoile				
W_p (mm)	L_p (mm)	e_p (mm)	J (mJ/mm ²)	a_p (mm)	b_p (mm)	c_p (mm)	e_p (mm)	J (mJ/mm ²)
35	35	0,36	1,153	35	35	77,5	1,08	0,4658
77,5	35	0,36	0,9755	120	35	77,5	1,08	0,72
120	35	0,36	0,801841	35	120	77,5	1,08	0,2523
35	77,5	0,36	1,425	120	120	77,5	1,08	0,3893
77,5	77,5	0,36	1,24	77,5	77,5	35	0,36	1,06
120	77,5	0,36	0,757	77,5	77,5	120	0,36	1,164
35	120	0,36	1,18561	77,5	77,5	35	1,8	0,2085
77,5	120	0,36	1,276	77,5	77,5	120	1,8	0,2331
120	120	0,36	1,219	35	77,5	77,5	0,36	0,9855
35	35	1,08	0,5391	120	77,5	77,5	0,36	1,27
77,5	35	1,08	0,3176	35	77,5	77,5	1,8	0,1547
120	35	1,08	0,2666	120	77,5	77,5	1,8	0,3089
35	77,5	1,08	0,7389	77,5	35	35	1,08	0,7255
77,5	77,5	1,08	0,476	77,5	120	35	1,08	0,3639
120	77,5	1,08	0,04354	77,5	35	120	1,08	0,6155
35	120	1,08	0,7434	77,5	120	120	1,08	0,3905
77,5	120	1,08	0,5169	35	77,5	35	1,08	0,2818
120	120	1,08	0,448	120	77,5	35	1,08	0,4166
35	35	1,8	0,3789	35	77,5	120	1,08	0,2883
77,5	35	1,8	0,1535	120	77,5	120	1,08	0,5128
120	35	1,8	0,1153	77,5	35	77,5	0,36	1,363
35	77,5	1,8	0,5555	77,5	120	77,5	0,36	1,038
77,5	77,5	1,8	0,2692	77,5	35	77,5	1,8	0,4655
120	77,5	1,8	0,1951	77,5	120	77,5	1,8	0,1819
35	120	1,8	0,311854	77,5	77,5	77,5	1,08	0,547
77,5	120	1,8	0,3106					
120	120	1,8	0,2465					

Tableau IV.3 : Résultats des expériences du plan factoriel.

II.3.1. Effet de l'épaisseur du patch

L'effet de l'épaisseur du patch sur les variations de l'intégrale J en pointe de fissure réparée par patch rectangulaire et patch étoile est indiqué sur la figure IV.16. Une réparation par patch en étoile engendre une diminution de l'énergie de rupture par rapport à celle du patch rectangulaire. Une réparation par patch positionné dans le même sens de propagation de

fissure minimise cette énergie quelle que soit le mode de rupture, I (Fig. III.35) ou mixte. La comparaison entre les configurations rectangulaires donne une réduction de l'énergie de rupture variant de 14 à 50 % lorsque l'épaisseur change de 0,35 à 1,8 mm. Ces mêmes variations d'épaisseur conduit à une réduction de 3 à 60% quand la fissure est réparée par patch en étoile. Quelle que soit le type et la position du patch utilisé pour la réparation, nous observons l'importance de l'épaisseur de patch sur les performances de réparation. En effet, nous constatons un écart moyen de 80 % entre les intégrales J lorsque l'épaisseur e_p passe de 0,35 à 1,8 mm.

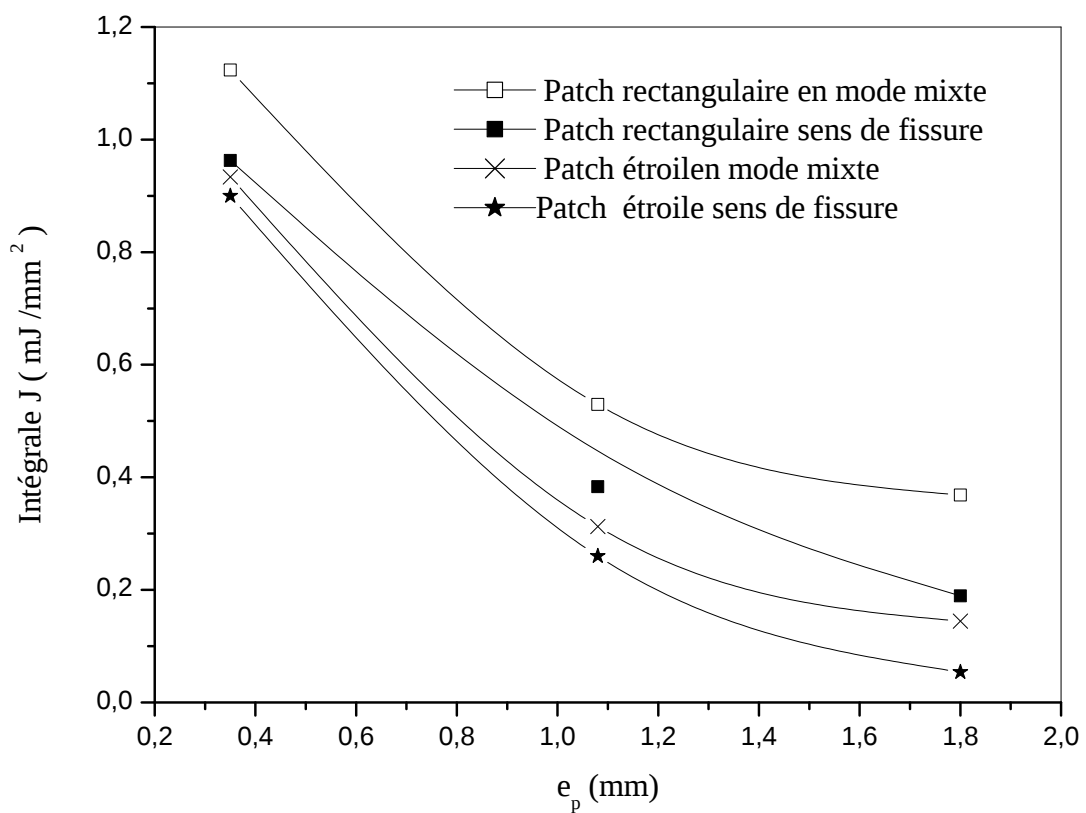


Figure IV.16 : Effet de l'épaisseur du patch sur les valeurs de l'intégrale J pour les différentes configurations de patch.

II.3.2. Effet des dimensions du patch rectangulaire

L'influence de la longueur et de la largeur du patch sur les niveaux de l'intégrale J est illustré sur la figure IV.17. Celle-ci montre que quelle que soit la position du patch, l'augmentation de la largeur W_p engendre une diminution d'énergie de rupture de 43 %. Un patch positionné dans le sens de propagation conduit à une diminution de 4 % de cette énergie par rapport à un

patch collé dans le sens du chargement. Ceci peut être dû d'une part, pour la deuxième position du patch, la fissure est inclinée donc sa pointe est proche du bord du patch, l'effet d'interaction entre les deux, entraîne une augmentation des champs de contraintes et déformations directement liés à l'énergie de rupture en pointe de fissure. D'autre part, lorsque le patch s'oriente dans le sens de propagation de fissure, la distance entre sa pointe et le bord libre du patch augmente, l'effet d'interaction commence à disparaître entraînant ainsi une diminution de l'intégrale J. Mais, lorsque la vitesse de propagation de fissure croît, l'effet d'interaction augmente ce qui provoque l'augmentation de cette énergie. Lorsque le patch se trouve dans la même direction que l'inclinaison de fissure, les contraintes transmises de la plaque vers le patch à travers le film adhésif n'agissent ni dans le même plan ni de la même façon que pour l'autre position du patch.

L'intégrale J est proportionnelle à longueur du patch, pour les deux positions du patch l'augmentation de cette longueur engendre un croisement de 30% de l'intégrale J. La différence entre les intégrales de Rice des deux positions du patch ne dépasse pas les 4 %.

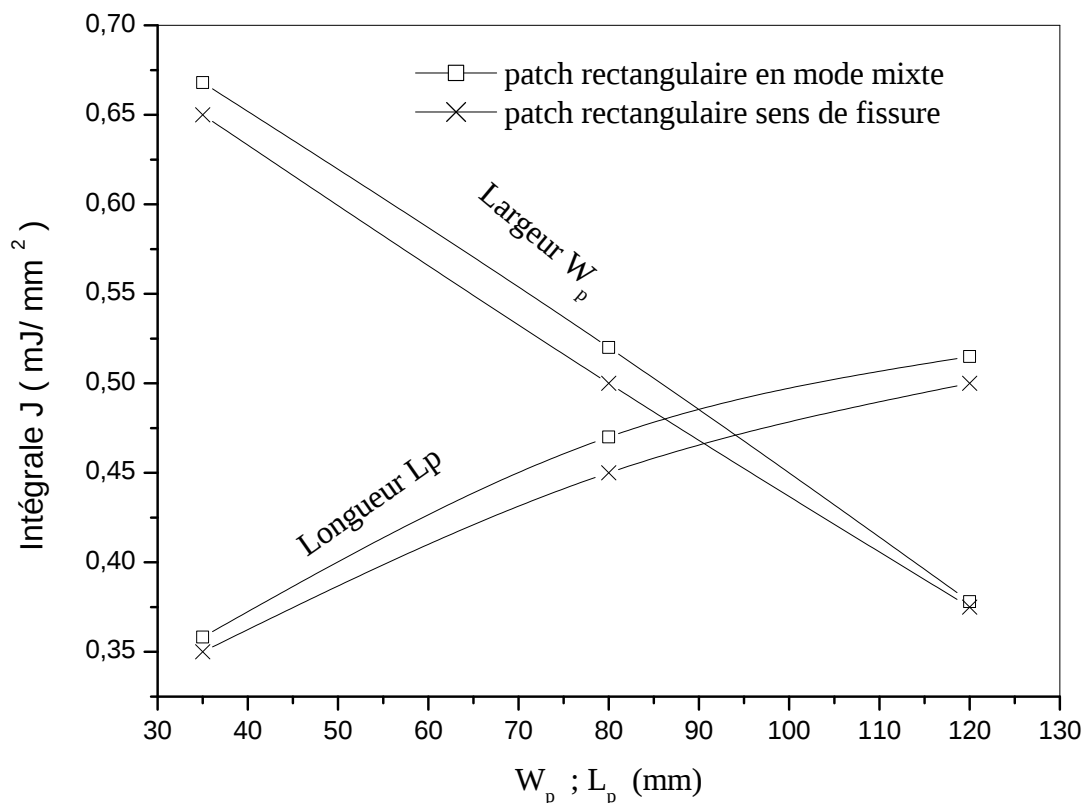


Figure IV.17: Effet des dimensions du patch rectangulaire sur les valeurs de l'intégrale J.

II.3.3. Effet des dimensions du patch en étoile

Cet effet est montré sur la figure IV.18 pour les deux positions du patch. Le changement de la position du patch de réparation modifie la variation et le niveau de l'intégrale J. En effet, lorsque le patch est collé dans la même direction de la fissure, nous constatons une diminution de l'énergie de rupture en pointe de fissure et du changement de l'allure des courbes par rapport à l'autre position du patch. Ainsi par exemple, pour cette position du patch nous n'observons que la dimension a_p provoque une diminution de l'intégrale J de 45 %. Par contre, quand le patch est collé dans le même sens que la fissure, cette même dimension conduit à une augmentation de l'énergie de rupture de 55 %. La différence des énergies de rupture observée entre les deux positions du patch est plus marquée pour les faibles dimensions de a_p où elle est de 80 %, cette différence décroît avec la dimension a_p où elle atteint presque 24 %. Le même phénomène est constaté pour les autres dimensions b_p et c_p . Quelle que soit la position du patch, la variation des dimensions b_p conduit à un écart de 38 % entre les énergies de rupture. La comparaison des énergies de rupture des deux positions du patch engendre une différence moyenne de 63%. L'effet de la dimension c_p conduit pratiquement à la même différence d'énergie que celle engendrée par la dimension b_p .

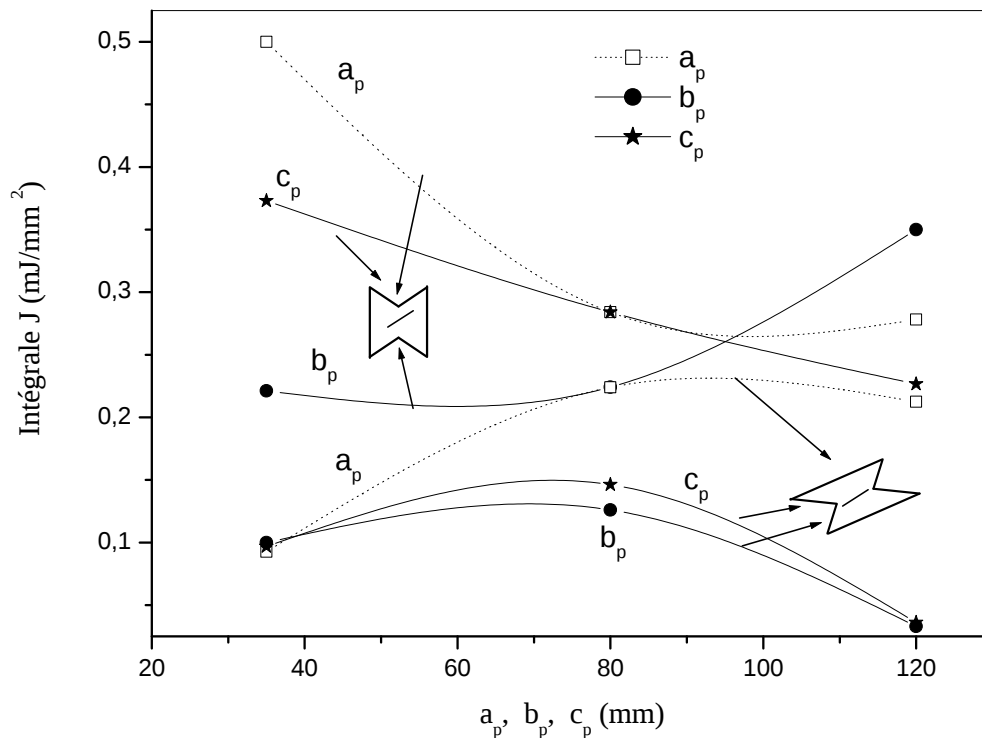


Figure IV.18: Effet des dimensions du patch étoile sur les valeurs de l'intégrale J.

Les effets des différents paramètres géométriques d'un patch rectangulaire (épaisseur: e_p ; largeur W_p et longueur L_p) ainsi que leurs interactions peuvent être représentés par la relation (IV.3). Cette relation permet de déterminer les valeurs de l'intégrale J pour différentes valeurs des paramètres géométriques du patch. La minimisation de cette intégrale est obtenue par l'introduction des paramètres géométriques optimisés du patch dans cette relation. La valeur minimale l'énergie de rupture en pointe de fissure ($J = 0,027 \text{ mJ/mm}^2$) peut être réalisée par l'expérience dont les paramètres géométriques sont : épaisseur $e_p = 1,6 \text{ mm}$; largeur $W_p = 35 \text{ mm}$ et longueur $L_p = 120 \text{ mm}$. L'analyse de ces résultats montre que l'optimisation des performances de réparation par patch rectangulaire collé dans la même inclinaison que la fissure (Fig. IV.14) consiste à maximiser l'épaisseur et la longueur et minimiser la largeur.

$$\begin{aligned}
 J = & 0,468809 - 0,163244 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0864736 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,416472 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & + 0,00297463 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right)^2 - 0,0245153 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,243851 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \quad (IV.3) \\
 & + 0,0466579 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0247013 \left(\frac{W_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
 & - 0,0440846 \left(\frac{L_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
 \end{aligned}$$

La relation (IV.4) permet de déterminer l'expression de l'intégrale J en fonction des dimensions (e_p ; a_p ; b_p et c_p) et leurs interactions du patch en étoile (Fig. IV.15). La valeur minimale de cette intégrale ($J = 0,0257 \text{ mJ/mm}^2$) est obtenue par les dimensions optimisées: $e_p = 1,8 \text{ mm}$; $a_p = 35 \text{ mm}$; $b_p = 83 \text{ mm}$ et $c_p = 120 \text{ mm}$. La détermination de la valeur minimale de l'énergie de rupture en pointe de fissure réparée par un patch de configuration indiqué sur la figure (Fig. IV.15) consiste à maximiser l'épaisseur et la dimension c_p , minimiser la dimension a_p et prendre la valeur moyenne de b_p .

$$\begin{aligned}
J = & 0,568657 + 0,0700846 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,10251 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,00871637 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) - 0,313996 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
& - 0,0531392 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,00465454 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right)^2 - 0,0397402 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right)^2 + 0,0959738 \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)^2 \\
& - 0,0146522 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,0112141 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 1,08}{0,72} \right) - 0,0162899 \left(\frac{a_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
& + 0,0170775 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) + 0,00517577 \left(\frac{b_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right) \\
& - 0,00992646 \left(\frac{c_p - 77,5}{42,5} \right) \left(\frac{e_p - 1,08}{0,72} \right)
\end{aligned} \tag{IV.4}$$

Sur le tableau IV.4 nous regroupons les valeurs de l'intégrale J obtenues par les différentes formes et positions de patch ainsi que le volume occupé par le patch.

Sens de collage	Forme du patch	Intégrale J (mJ/mm ²)	Volume (mm ³)
Chargement	Rectangulaire	0,0373	88484,27
	Etoile	0,0331	41960,97
Fissure	Rectangulaire	0,0270	26766,30
	Etoile	0,0257	25622,66

Tableau IV.4 : Comparaison des valeurs minimales de l'intégrale J des différentes configurations de patch.

La réparation par patch en forme d'étoile, collé dans le sens d'inclinaison de la fissure permet d'une part de minimiser l'énergie de rupture en pointe de fissure en retardant sa vitesse de propagation et par conséquent augmenter la durée de vie de la structure réparée. Par ailleurs, cette position de patch permet aussi de réduire considérablement le volume occupé par le patch et par conséquent de soulager la structure par la diminution du poids. Le collage dans le sens de la propagation de fissure d'un patch en étoile permet une meilleure réparation comparée aux autres formes et positions, mais il reste à vérifier cette conclusion expérimentalement par des essais de traction ou de fatigue.

Chapitre V

Optimisation des propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif

Chapitre V

Optimisation des propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif

I. Introduction

L'utilisation des assemblages collés connaît actuellement un véritable essor dans les secteurs aéronautique, aérospatial, automobile, naval, hydrocarbures «pipelines» et génie civil. La technique du collage est largement utilisée en génie civil dans le cadre de la réparation d'ouvrages, et la voie semble ouverte au développement de nouvelles applications au collage structural (connexions de ponts mixtes acier/béton, assemblages de structures en béton/fibre, etc.). Il existe donc une demande croissante de la part des maîtres d'œuvre pour disposer d'un outil de modélisation permettant de prévoir la durabilité de ce type d'assemblages collés. Le collage est employé dans le secteur ferroviaire pour assembler, entre autres, les panneaux de portes sur les structures nids d'abeille. Dans l'automobile, le collage est utilisé pour assembler des pièces dont le joint nécessite une étanchéité (jonctions entre passages de roues et compartiment moteur, joints de plancher, trappe d'essence, etc.). Dans le domaine aéronautique, la réduction du poids des structures est une exigence. L'assemblage de pièces par collage cumule plusieurs avantages sur d'autres systèmes tels que le rivetage ou le soudage. Le collage permet d'éviter toute opération d'usinage endommageant (perçage, échauffement), et l'apport de matière supplémentaire, donc de poids supplémentaire, est très limité, comparé aux poids des rivets ou des cordons de soudure. L'industrie aéronautique utilise le collage sur des structures primaires. Cette technique est particulièrement utilisée pour assembler les panneaux sandwichs, les panneaux de fuselage, les portes et trappes de train d'atterrissage, les surfaces de contrôle de vol, ou encore les pales d'hélicoptères. Cette utilisation massive des adhésifs conduit forcément à devoir dimensionner des liaisons collées face à des environnements sévères engendrés par des sollicitations mécaniques statiques ou dynamiques ; lors de crashes ou d'impacts à grande vitesse. L'étude des liaisons collées face à ce type de sollicitation apparaît nécessaire, pour déterminer les seuils de rupture.

La qualité de la tenue en fatigue d'une structure réparée est limitée par celle de la colle. De ce fait, la connaissance des natures des contraintes dans ce matériau, de leur distribution et de leur intensité est d'une grande importance pour la compréhension des conditions de tenue en service des structures réparées par patch en composite. La colle est donc un élément fondamental ; son rôle principal est d'assurer une bonne adhésion et minimiser le transfert des contraintes de la structure vers le patch en composite. La connaissance des intensités de contraintes et leur distribution dans la couche adhésive est d'une grande importance pour prédire la durée de vie de la structure réparée. De nombreuses études ont été consacrées à l'étude théorique des contraintes dans le patch composite et dans la colle [8-12] car cette dernière est souvent le point faible dans une réparation. En effet, elle est souvent à l'origine des défaillances du patch composite [13] car c'est sa rupture ou sa d'cohésion qui provoque le détachement du renfort composite. En effet, 53% des défaillances constatées dans les structures aéronautiques ainsi réparées sont dues à la colle [13]. Ces défaillances sont essentiellement dues au transfert d'effort du substrat vers le patch composite.

Le FM 73 est l'un de ces adhésifs utilisés couramment par l'industrie aéronautique. C'est un film d'adhésif époxyde-nitrile qui nécessite un prétraitement de surface à l'aide de la résine époxyde-phénolique [181]. La polymérisation est réalisée entre 115°C et 125° C [182]. Les tableaux V.1 et V.2 donnent respectivement des exemples d'utilisation de la FM 73 en aéronautique et les propriétés mécaniques de du FM 73. Cette colle a un comportement élasto-plastique en cisaillement possédant ainsi un domaine élastique très réduit. Cet adhésif plastifie donc très vite, et possède un allongement à la rupture en cisaillement à peine supérieur à celui en traction. La FM73 par sa forte rigidité se charge fortement, et se plastifierait alors très vite, augmentant brutalement et rapidement le taux de transfert au niveau du patch. Des études ont mis en évidence le comportement viscoélastique d'une colle époxyde, la FM 73 [26, 27]. Ce comportement viscoélastique dépend en outre de la température à laquelle la sollicitation est appliquée [28].

Avion	Année du premier vol
SAAB 340	1983
Airbus A300	1983
Airbus A310	1982

Tableau V.1 : Exemple d'utilisation de l'adhésif FM 73.

Propriété	Valeur	Référence
Module d'Young	2,21 GPa	[183]
Module de cisaillement	523 MPa	[181]
Module de cisaillement (en torsion et température ambiante)	578 MPa	[182]
	800 MPa	[184]
Coefficient de Poisson	0,35	[181, 184]
	0,43	[183]
Résistance au cisaillement		
à -55 °C	30 MPa	[185]
à +80 °C	25 MPa	
à température ambiante	35-40 MPa	
Résistance au pelage à température ambiante	9,6-13,8 N/mm	[185]
Allongement à la rupture (en torsion et température ambiante)	61,5 %	[182]

Tableau V.2 : Propriétés mécaniques du FM 73.

La tenue en service d'une structure réparée par patch dépend de plusieurs facteurs dont les propriétés mécaniques et géométriques de la structure elle-même, de l'adhésif et du patch. L'adhésif est le point faible du renforcement par matériaux composites, c'est un matériau présentant de très faibles caractéristiques mécaniques en cisaillement. Plusieurs études numériques ont également été menées [95, 84, 86, 186-188] pour minimiser le facteur d'intensité de contrainte et l'énergie de rupture en pointe de fissure réparée par simple et double patch en composite. Ces études ont adopté une méthode pour optimiser les propriétés de l'adhésif afin de minimiser les paramètres de rupture. Cette technique consiste à diviser la couche adhésive en deux bandes avec des propriétés différentes. La première bande a été utilisée sur la région de la fissure pour assurer le transfert de contrainte et la seconde bande a été utilisée au-delà de la région de la fissure pour éviter la défaillance de l'adhésif. Les résultats ont montré que le taux de restitution d'énergie en pointe de fissure est fortement réduit par la différence de propriétés entre les deux bandes adhésives, ce qui peut impliquer l'amélioration de la résistance à la rupture de la structure fissurée.

Cette étude s'inscrit dans le cadre de l'optimisation des structures réparées par patch en composite du module de cisaillement de l'adhésif et son épaisseur. L'objectif de ce chapitre est d'optimiser le module de cisaillement de l'adhésif de réparation et son épaisseur pour minimiser l'intégrale J en pointe de fissure. Pour faciliter le processus d'optimisation, le comportement l'adhésif est supposé élastique linéaire.

II. Modèle géométrique

Le modèle géométrique de la plaque réparée par simple patch rectangulaire est représenté sur la figure V.1. La plaque en aluminium 2024 T3 présente une fissure centrale sollicitée en mode I, de longueur $2a=60$ mm, réparée par un patch en bore-époxy dont les propriétés mécaniques sont identiques à celles du mode I (tableau III.1). Les caractéristiques géométriques et mécaniques de la plaque ainsi que les conditions de chargement sont les mêmes que celles considérées en mode I. Les résultats de l'optimisation d'une fissure réparée en mode I montrent que les meilleures performances de réparation sont obtenues pour un patch de forme étoile, cette configuration conduit à une énergie de rupture en pointe de fissure la plus faible que les autres formes. Par contre, l'utilisation d'une forme rectangulaire nécessite moins de volume (gain en masse). A cet effet, et au vu de la difficulté de la réalisation (procédé de découpage et problème de délaminage des fibres [157]), de patches de formes compliquées, plusieurs travaux [4, 18, 34, 96, 157] ont recommandé l'utilisation de la forme rectangulaire. Ainsi, les dimensions du patch de réparation considérées dans cette étude sont celles de la forme rectangulaire, optimisées en mode I. Le patch de dimensions $e_p = 1.63$ mm, $W_p = 35$ mm et $L_p = 100$ mm étant collé à la plaque par un adhésif de même section que le patch de module de cisaillement G_a et d'épaisseur e_a . La figure V.1 illustre le modèle géométrique de la plaque, de l'adhésif et du patch. La structure réparée étant modélisée par des éléments cubiques (hexaèdres) à huit nœuds de 14067 éléments (Fig. V.2). Ce maillage reste le même tout au long du calcul afin d'éviter toute influence du maillage sur les résultats.

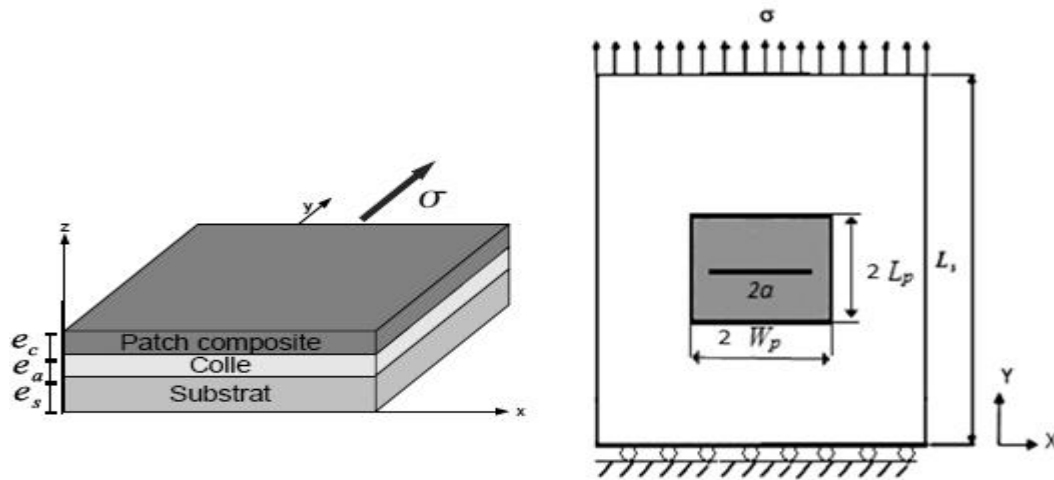


Figure V.1 : Modèle géométrique du simple patch rectangulaire (plaque, patch et adhésif).

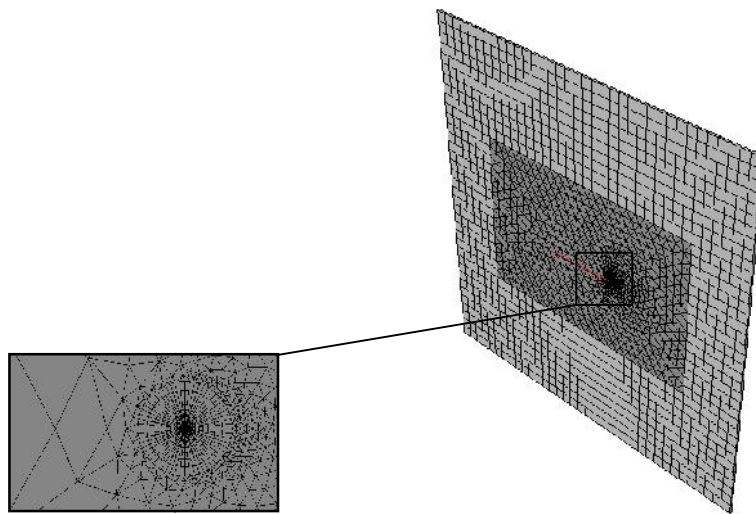


Figure. V.2 : Maillages de la structure et du voisinage de la fissure.

III. Optimisation des propriétés de l'adhésif

III. 1. Optimisation de l'épaisseur de l'adhésif

Nous considérons un adhésif de même section que le patch ($W_a = 35$ mm et $L_a = 100$ mm). Nous utilisons le même processus d'optimisation que pour le cas du mode I pour déterminer l'optimum de l'épaisseur de l'adhésif qui minimise l'intégrale J en pointe de fissure. Les épaisseurs de l'adhésif ' e_a ' considérées dans cette analyse varient de 0,1 à 0,4 mm, les deux

autres paramètres géométriques ont les dimensions suivantes : largeur $W_a = 35$ mm, longueur $L_a = 100$ mm. L'adhésif a la même section que le patch, dont le comportement est supposé élastique linéaire ayant comme module de cisaillement $G_a = 800$ MPa. Nous utilisons un plan d'expériences du deuxième degré appelé "plan factoriel complet à 3 niveaux" qui offre une modélisation par des réponses de surface (RSM). Les résultats des $2^3 = 09$ expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés sur le tableau V.3. L'effet de l'épaisseur de l'adhésif est illustré sur la figure V.3. Celle-ci montre la variation de l'intégrale J en fonction de cette épaisseur. Il est recommandé dans le domaine de la réparation par patch en composite que l'épaisseur de l'adhésif doit être limitée entre 0,1 et 0,2 mm afin d'éviter l'augmentation des contraintes de pelage [116].

G_a (MPa)	e_a (mm)	J (mJ/mm ²)
400	0,1	0,307565
800	0,1	0,261008
1200	0,1	0,241129
400	0,25	0,376547
800	0,25	0,331595
1200	0,25	0,295632
400	0,4	0,593074
800	0,4	0,406393
1200	0,4	0,336784

Tableau V.3 : Résultats des expériences du plan factoriel.

Les adhésifs utilisés dans les structures réparées par patch sont souvent destinés à porter un niveau élevé des contraintes. L'effet de l'épaisseur de l'adhésif sur la distribution des efforts sur la couche d'adhésif est très important. Cet effet joue un rôle important sur la performance de réparation. Plusieurs études [68, 68, 79, 95], ont montré que l'épaisseur de l'adhésif joue un rôle très important dans la tenue mécanique du patch. L'énergie de rupture est proportionnelle à l'épaisseur de l'adhésif. Il est établi que l'augmentation de l'épaisseur de l'adhésif engendre un accroissement de l'intégrale J en pointe de fissure. Ce paramètre de rupture croît presque de 38 % lorsque l'épaisseur e_a passe de 0,1 à 0,4 mm. L'épaisseur de la colle est un paramètre déterminant sur le comportement du renforcement. L'adhésif est l'agent

responsable du transfert de charge de la plaque vers le patch. Une faible épaisseur donne une énergie de rupture faible et par voie de conséquence un faible niveau de déformation plastique en pointe de fissure, mais elle peut engendrer l'augmentation des niveaux des contraintes de cisaillements qui à leur tour provoquent la rupture de l'adhésion [79,95]. Une forte épaisseur provoque, d'une part, l'augmentation des champs de déformations ainsi que l'intégrale J en pointe de fissure, d'autre part, elle conduit à la diminution des contraintes de pelage. Ces contraintes sont maximales au bord du patch [48].

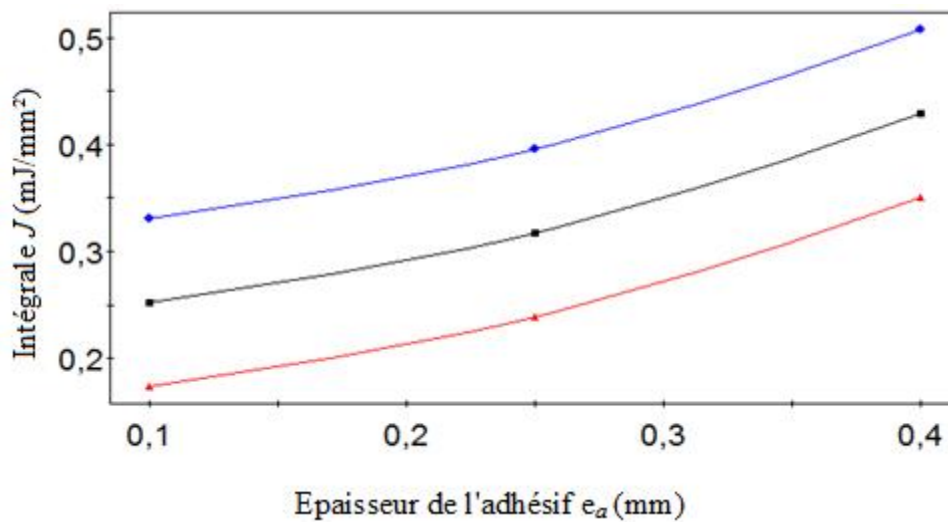


Figure. V.3 : Variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de l'adhésif.

III. 2. Optimisation du module de cisaillement de l'adhésif

Dans les structures réparées, les propriétés mécaniques de l'adhésif déterminent en grande partie l'efficacité du transfert de charge dans le patch. Si l'adhésif est considéré comme un matériau élastique, ses propriétés élastiques et en particulier le module de cisaillement ont un rôle important sur la performance de la réparation. Les modules de cisaillement de l'adhésif ' G_a ' considérées dans cette analyse varient de 400 à 1200 MPa et une épaisseur $e_a = 0,25$ mm. L'effet des propriétés de l'adhésif, à savoir le module de cisaillement sur la variation de l'intégrale J en pointe de fissure est illustré sur la figure V.4. Un adhésif de faible module de cisaillement entraîne une augmentation de l'intégrale J en pointe de fissure. Un tel adhésif assure une bonne adhésion mécanique mais il transfère la majorité des contraintes de cisaillement de la plaque vers le patch. L'augmentation de ce module entraîne une diminution de l'énergie de rupture. Mais un adhésif rigide de module de cisaillement élevé minimise le

transfert de contraintes grâce à sa bonne résistance au cisaillement, mais n'assure pas une bonne adhésion du patch à la plaque. Ceci peut provoquer d'une part, le décollement du patch au voisinage proche de la pointe de fissure ou bien au niveau des bords libres du patch ; d'autre part, l'adhésif rigide peut être considéré comme un autre matériau formant avec la plaque et le patch un multi-matériau avec des interfaces qui sont généralement les sources d'amorçage des fissures. L'augmentation du module de cisaillement de l'adhésif (400 à 1200 MPa) conduit à une diminution de l'intégrale J de 27%

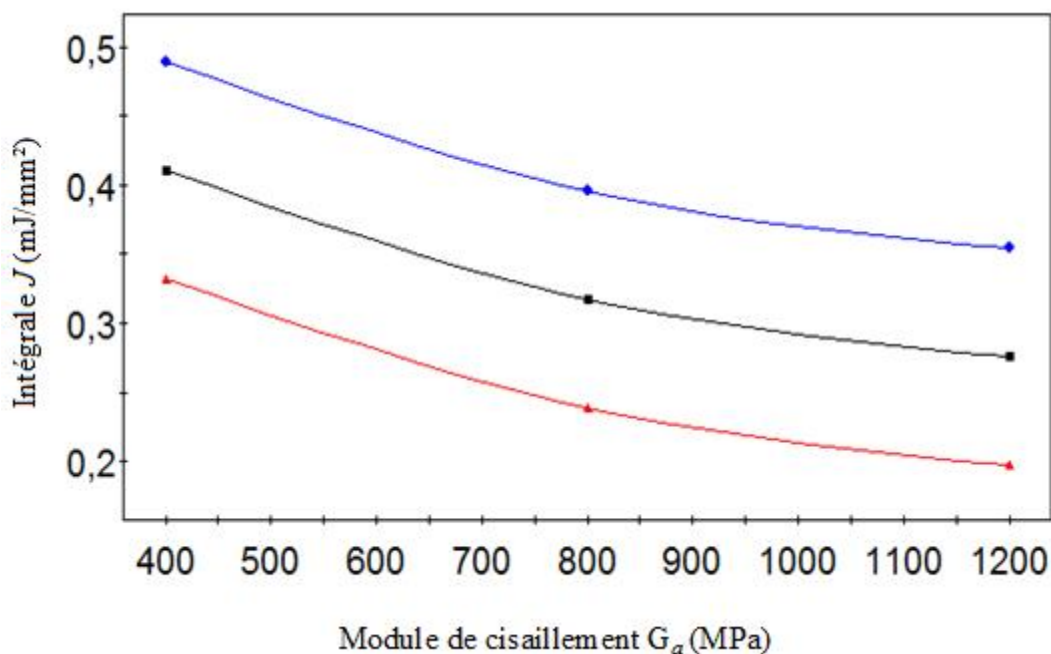


Figure. V.4 : Variation de l'intégrale J en fonction du module de cisaillement de l'adhésif.

L'effet d'interaction entre l'épaisseur e_a et le module de cisaillement de l'adhésif G_a est indiqué sur la figure V.5. Ces deux paramètres agissent simultanément. En les faisant varier de la valeur minimale à la valeur maximale, on remarque bien que les valeurs minimales de l'intégrale J correspondent aux valeurs de l'épaisseur comprises entre 0,1 mm et 0,2 mm et les valeurs du module de cisaillement comprises entre 500 et 1200 MPa. Cet effet d'interaction a une énergie de rupture minimale lorsque la valeur de l'épaisseur est minimale et la valeur du module de cisaillement G_a est maximale. Ainsi, pour minimiser l'énergie de rupture en pointe

de fissure il faut augmenter le module de cisaillement G_a et diminuer l'épaisseur e_a tout en gardant des valeurs limites à ne pas dépasser.

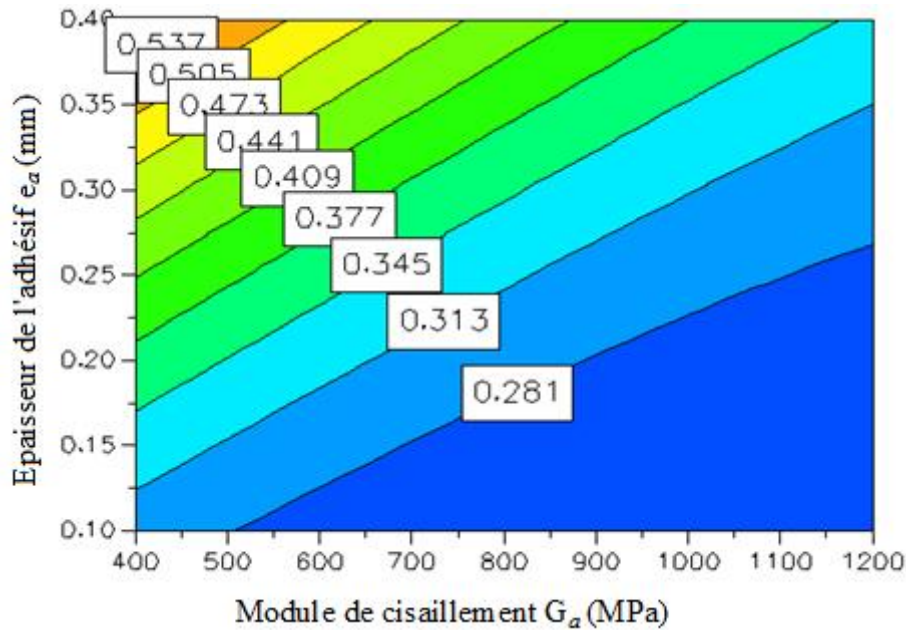


Figure V.5 : Effet d'interaction entre le module de cisaillement et l'épaisseur de l'adhésif.

Les différents effets d'interactions dans cette analyse peuvent être représentés par la relation (V.1). Cette relation permet de déterminer les valeurs de l'intégrale J pour n'importe quelles valeurs du module de cisaillement et de l'épaisseur de l'adhésif. L'introduction des valeurs optimisées de ces deux paramètres dans cette relation permet de déterminer la valeur minimale de l'intégrale J . Cette valeur ($J = 0,2491 \text{ mJ/mm}^2$) est obtenue pour un adhésif d'épaisseur $e_a = 0,1 \text{ mm}$ et de module de cisaillement $G_a = 956 \text{ MPa}$. Cette valeur n'est pas très loin de celle du module de cisaillement du FM 73. L'utilisation de la valeur optimale du module de cisaillement ($G_a = 956 \text{ MPa}$) dans le cas d'une analyse élasto-plastique nécessite un adhésif réel dont la loi de comportement contrainte - déformation donne un module de Young $E_a = 2485 \text{ MPa}$. A cet effet, nous retenons la FM73 comme adhésif de réparation.

$$J = 0,31762 - 0,0672735 \left(\frac{G_a - 800}{400} \right) + 0,0877582 \left(\frac{e_a - 0,25}{0,15} \right) + 0,0254565 \left(\frac{G_a - 800}{400} \right)^2 + 0,0230675 \left(\frac{e_a - 0,25}{0,15} \right)^2 - 0,0474635 \left(\frac{G_a - 800}{400} \right) \left(\frac{e_a - 0,25}{0,15} \right) \quad (\text{V.1})$$

Pour compléter notre étude nous mettons en évidence l'effet du module de cisaillement de l'adhésif et de son épaisseur sur l'étendue des zones plastiques en pointe de fissure. Ces zones ont été déterminées par le critère de plasticité de Von Mises en reliant les points de Gauss plastifiés. Les contours des zones plastiques pour les différentes valeurs du module de cisaillement sont illustrés sur la figure V.6.

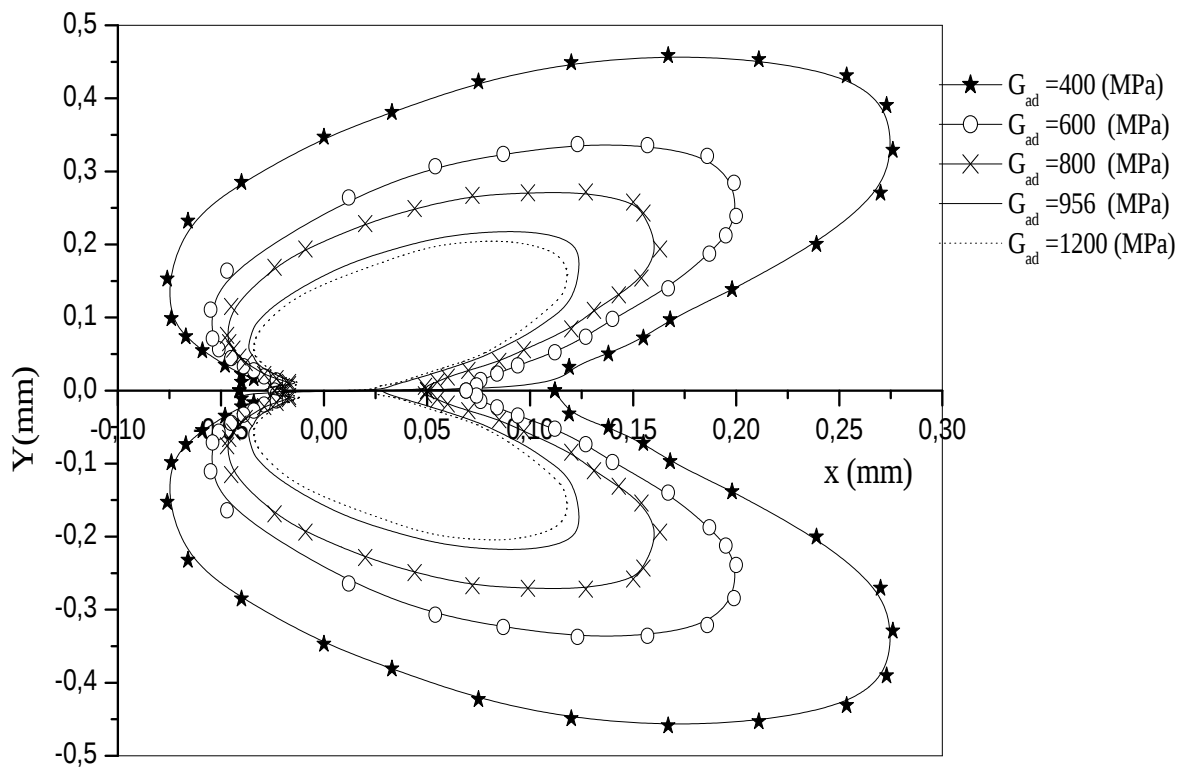


Figure V.6 : Contour des zones plastiques en pointe de fissure.

L'étendue de la zone plastique en tête de fissure dépend fortement du module de cisaillement de l'adhésif. Pour les faibles valeurs de ce module, les champs de déformation sont considérables entraînant une étendue de la zone plastique plus importante en pointe de fissure. Les tailles des zones plastiques les plus élevées sont obtenues pour les faibles valeurs du module de cisaillement de la colle $G_a = 400$ MPa. Ce module de cisaillement donne une plastification très importante en pointe de fissure dont l'aire équivaut à presque cinq fois celle obtenue pour les modules $G_a = 1200$ MPa et $G_a = 956$ MPa. La taille de la zone plastique obtenue pour la FM 73, est de 1,5 fois que celle obtenue pour le module de cisaillement optimal ($G_a = 956$ MPa). Pour les adhésifs considérés nous observons que les rayons maximaux des zones plastiques sont obtenus dans une direction de 45° par rapport à la pointe

de fissure. La figure V.7 montre la variation des rayons maximaux de la zone plastique en pointe de fissure pour différents adhésifs. Cette figure confirme les constatations observées sur la figure V.6. Les résultats obtenus montrent clairement que le rayon maximal de la zone plastique est obtenu pour les adhésifs de faibles modules de cisaillement ($G_a = 400$ MPa). L'augmentation de ce module ($G_a = 1200$ MPa) conduit à une diminution du rayon de la zone plastique de l'ordre de 55 %. Au-delà de la valeur optimale du module G_a , nous observons que le rayon maximal de la zone plastique diminue d'une façon asymptotique, et la variation est presque constante ; elle ne dépasse pas les 6%. La comparaison des rayons des zones plastifiées obtenue par l'adhésif optimisé et la FM 73 donne une différence de 16%.

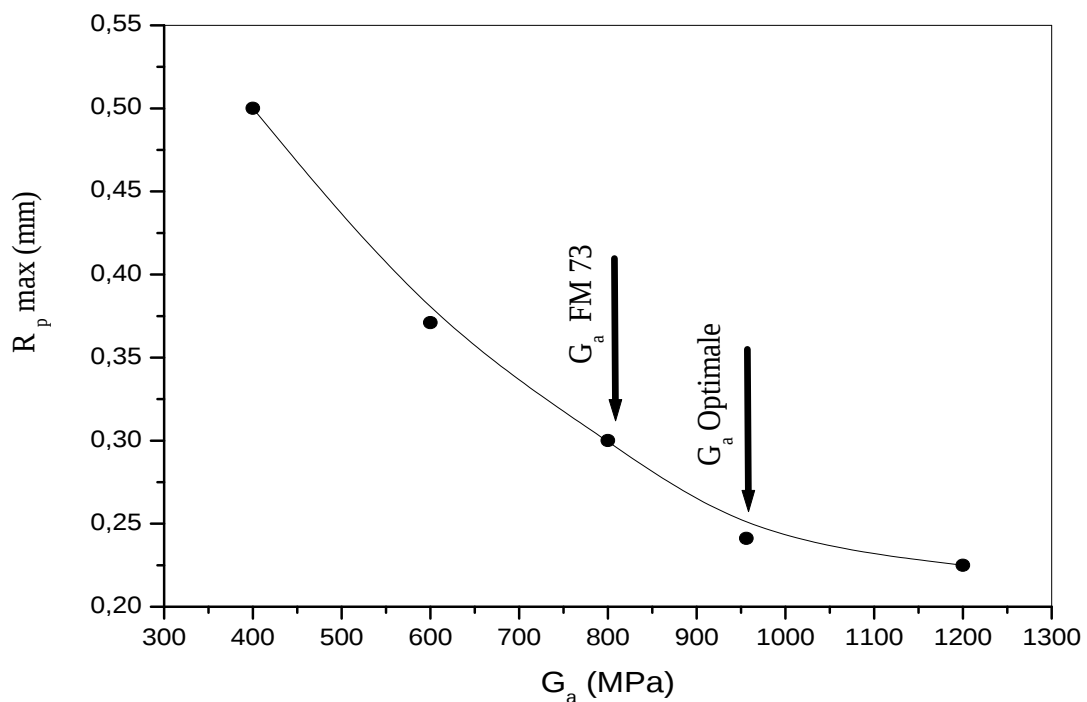


Figure V.7 : Variation du rayon maximal de la zone plastique en fonction du module de cisaillement de l'adhésif.

Les résultats de la figure V.3 montrent que l'accroissement de l'épaisseur de l'adhésif conduit à l'augmentation de l'intégrale J en pointe de fissure et par conséquent à l'augmentation des champs de déformations. Ces augmentations sont directement liées à l'étendue de la zone plastique. Les étendues des zones plastifiées en pointe de fissure pour différentes épaisseurs de l'adhésif sont illustrées sur la figure V.8. Une faible épaisseur engendre une faible taille de

zone plastique ; cette taille augmente avec l'épaisseur de l'adhésif. En comparant les aires des zones plastifiées en pointe de fissure, on remarque que la plastification obtenue pour une épaisseur $e_a = 0,4$ mm est quasiment le triple de celle obtenue pour une épaisseur $e_a = 0,10$ mm. L'écart constaté entre les aires des zones plastiques diminue lorsque l'épaisseur de l'adhésif croît. Pour les différentes épaisseurs e_a considérées dans cette analyse nous remarquons que les zones plastiques sont inclinées par rapport à la pointe de fissure et les rayons maximaux sont obtenus pour des inclinaisons environ 50° .

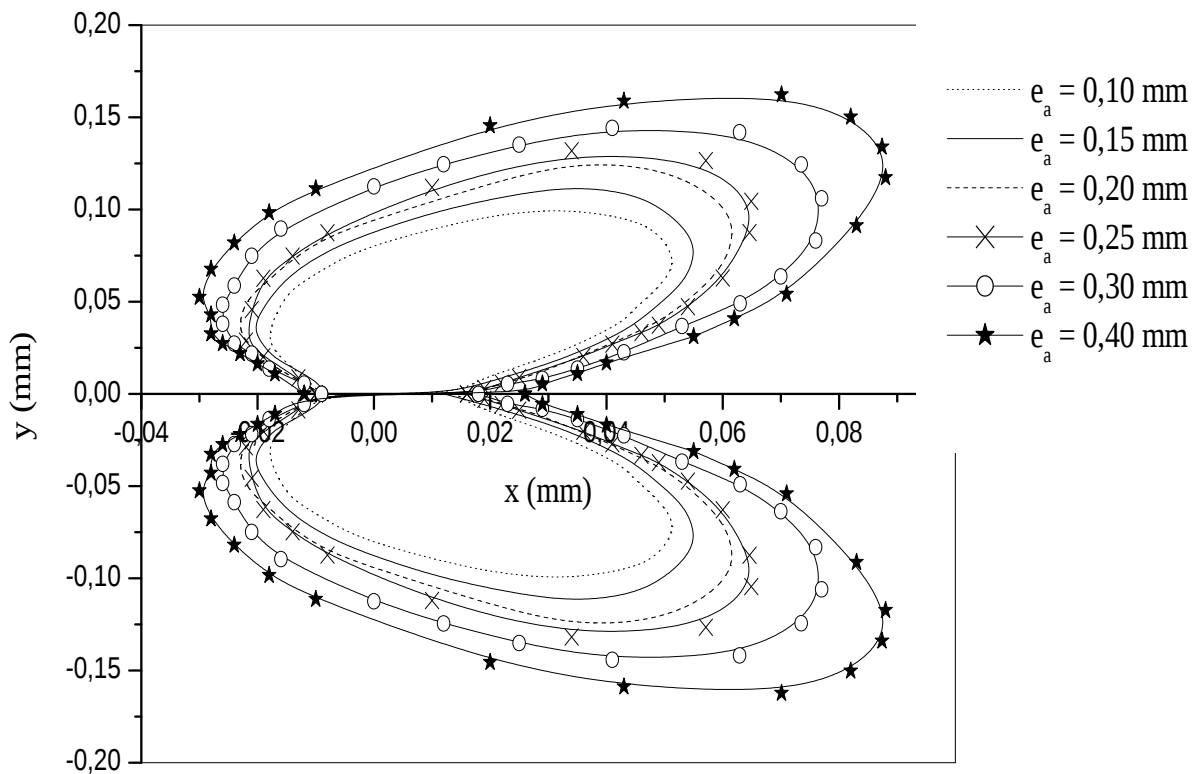


Figure V.8 : Contours des zones plastiques pour différentes épaisseurs de l'adhésif.

La figure V.9 représente les valeurs maximales des rayons des zones plastifiées en pointe de fissure. Les résultats de cette figure confirment ceux de la figure V.8. En effet, le rayon maximal de la zone plastique croît linéairement avec l'épaisseur de la colle. La réparation des fissures par un adhésif de faible épaisseur $e_a = 0,1$ mm engendre une plastification inférieure à celle obtenue par une colle d'épaisseur $e_a = 0,4$ mm. La comparaison des rayons maximaux des zones plastiques des deux épaisseurs donne une différence de l'ordre de 40%.

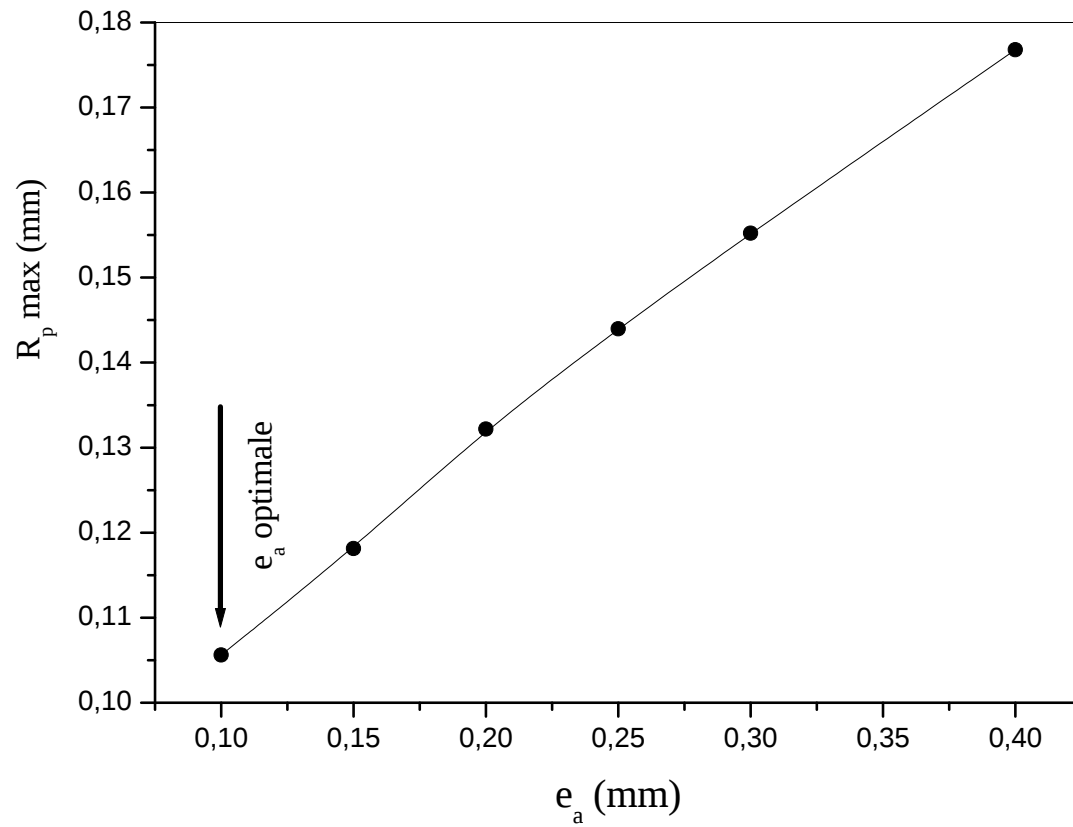


Figure V.9 : Effet l'épaisseur de l'adhésif sur les rayons maximaux des zones plastiques.

Chapitre VI

Optimisation de la séquence d'empilement du patch en composite

Chapitre VI

Optimisation de la séquence d'empilement du patch en composite

I. Introduction

Les éléments structuraux en matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans les structures aéronautiques, assurant une performance mécanique équivalente avec des matériaux plus traditionnels comme les matériaux métalliques, des gains de coûts et de masse importants. Parmi la famille des matériaux composites figurent les matériaux stratifiés constitués d'une séquence d'empilement de couches (ou plis) imprégnés de résine (ou matrice), chaque pli étant orienté par les fibres le constituant. Ces éléments stratifiés sont utilisés dans la conception d'ailes d'avions, de pales d'hélicoptères, de coques de bateaux, etc. Cependant, l'hétérogénéité et l'anisotropie, qui leur assurent d'excellentes propriétés sont aussi les causes de leurs endommagements et notamment des endommagements accidentels auxquels ils peuvent être soumis. Dans le cas des impacts par exemple on peut observer une réduction des performances mécaniques des structures, notamment de leur résistance en fatigue. Les composites modernes employés depuis plus de 40 ans ont fait l'objet, dès leur mise en service, du développement sur des méthodes de réparation [115]. Historiquement, les matériaux dans l'aéronautique étant majoritairement métalliques, la réparation par patch composite devient la méthode de réparation la plus utilisée aujourd'hui. Plusieurs études ont été conduites sur l'analyse de l'influence des paramètres géométriques et mécaniques du patch en composite pour l'amélioration des performances de la réparations. Ainsi par exemple, l'influence de la taille du patch composite [43], du nombre de plis et de leurs orientations [44, 90], des contraintes résiduelles [51-53] ou du vieillissement du patch et de l'adhésif [157] a été examinée. D'autres travaux ont été menés sur l'optimisation de la forme du patch composite ainsi que sa séquence d'empilement [34,102, 107, 110, 124]. Mathias et al [4, 110], ont couplé à la méthode des algorithmes génétiques à un code d'éléments finis pour optimiser la séquence d'empilement de structures composites. La forme du patch, les nombres et orientations des plis ainsi que l'emplacement du patch sont simultanément optimisés pour renforcer des structures entaillées. Les auteurs ont réduit au maximum la contrainte moyenne

de Von Mises dans une zone carrée définie autour du trou central dans la structure à renforcer. L'orientation des plis, choisie dans cette étude est $[0, 45, -45, 90]$. Autres travaux [139-142] ont montré que dans un problème de renforcement, les variables de conception sont les orientations des 'n' plis du composite ainsi que la forme et la position du patch dans la structure. Seulement, les orientations des plis sont considérées comme des valeurs. Il est à noter qu'aucune contrainte n'est imposée à l'orientation des plis afin de conserver l'orthotropie du matériau. Un autre angle représenté par une variable réelle est aussi utilisé afin d'orienter le patch composite par rapport à la structure à renforcer Deheeger [54] a montré que la résistance du patch à une même sollicitation peut être très différente en fonction du choix du matériau et de la séquence d'empilement du patch. Quatre types de patch sont utilisés, il s'agit d'un patch unidirectionnel en carbone/époxyde, d'un patch croisé $[0, 90]_s$ en carbone/époxyde, d'un patch unidirectionnel en bore/époxyde et enfin d'un patch en Glare, matériau composite d'un empilement de couches d'aluminium et de fibres de verre. Duong [124] montre que pour les patchs réalisés aujourd'hui en atelier de maintenance, des plis supplémentaires sont ajoutés, lorsque cela est possible, par rapport à la séquence d'empilement d'origine, afin d'obtenir une marge de sécurité plus importante sur les propriétés mécaniques de la structure réparée. Armstrong [123], montre que ces plis permettent également de réduire l'effet de pelage dû à la concentration de contraintes dans les premiers plis du patch. Ainsi, même si ce pelage intervient suite à de nombreux cyclages sur la réparation, il permet de détecter la dégradation de la réparation avant que celle-ci n'atteigne les plis intérieurs du patch. Hautier [121] montre qu'une réparation par un patch composite stratifié équilibré quasi-isotrope à base de plis à $0, +45, -45$ et 90° donne une meilleure performance de réparation que la séquence d'empilement $[0_2/+60_2/-60_2]_s$. Les caractéristiques des patchs en composite peuvent varier sensiblement selon les caractéristiques du pli élémentaire et la séquence d'empilement du composite utilisée [151].

Cheng [151] montre que la performance de la réparation par patch en composite dépend non seulement de la grandeur de la surface de collage, mais également de la géométrie du patch ainsi que de la séquence d'empilement. Pour renforcer la structure, Cheng [151] a utilisé un patch de réparation de 8 plis $[45/-45/0/90]_s$. Deux séries d'essais sont utilisés, dans la première, cinq séquences d'empilement différentes ont été sélectionnées ($[90]_4$; $[75/-75]_s$; $[45/-45]_s$; $[90/0/-45/45]$ et $[0]_4$) pour obtenir des patchs dont la rigidité longitudinale varie entre 7,0 et 103,0 GPa. Dans la deuxième série d'essais, les séquences d'empilement utilisées sont $[90/0/-45/45]$; $[45/-45/90/0]$ et $[0/90/45/-45]$. Pour garder la même rigidité longitudinale

du patch, la fibre du pli du patch adjacent au joint collé est orientée. Il s'avère que tous les patches améliorent plus ou moins la résistance de la structure réparée, mais la performance de la réparation n'est pas du tout proportionnelle à la rigidité de tenue des patches. Les patches $[45/-45]_s$ donnent la meilleure performance, tandis que les patches les plus souples $[90]_4$ s'avèrent les moins efficaces. L'analyse des résultats de Cheng [151], montre d'une part que, la performance des réparations augmente avec la rigidité des patches dont les séquences d'empilement sont successivement $[90]_4$, $[75/-75]_s$ et $[45/-45]_s$; d'autre part, la performance des réparations diminue avec la rigidité des patches dont les séquences d'empilement sont $[90/0/-45/45]$ et $[0]_4$. On peut dire que si les patches sont trop souples, la réparation n'est pas suffisante ; si les patches sont trop rigides, la plaque peut être aussi mal réparée. Cela nécessite donc une optimisation de patches pour atteindre la meilleure performance de réparation. Liu et Wang [138] ont étudié l'influence de la séquence d'empilement de patches sur la performance des réparations en traction par collage de patch de séquence d'empilement $[45/-45]_n$ (avec n variant),. Les auteurs montrent que la performance des réparations en traction dépend non seulement de la rigidité, mais également de la séquence d'empilement en particulier de l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé du patch. Une orientation à 0° donne toujours la meilleure résistance. Par conséquent, la séquence d'empilement où l'orientation de fibres adjacentes au joint collé peut être considérée comme un paramètre d'optimisation secondaire.

Ce chapitre a pour objectif de rechercher les paramètres inhérents au patch composite pour une utilisation optimale dans la réparation des fissures. Cette utilisation optimale est obtenue lorsqu'on arrive à sélectionner d'une façon judicieuse le type de séquence d'empilement permettant de réduire au maximum l'intégrale J en pointe de fissure. Les dimensions ainsi que la forme du patch sont supposées constantes.

II. Modèle géométrique

Le modèle géométrique de la plaque réparée par simple patch rectangulaire considéré dans cette étude est le même que celui du mode mixte. La plaque en aluminium 2024 T3 présente une fissure centrale inclinée de 45° et de longueur $2a = 60$ mm réparée par un patch composite de séquence d'empilement $[0, 45, 90, -45]$. Les caractéristiques géométriques et mécaniques de la plaque ainsi que les conditions de chargement sont les mêmes que celles considérées en mode mixte. Le patch rectangulaire est optimisé en mode mixte, de dimensions épaisseur : $e_p = 1.54$ mm, largeur: $W_p = 120$ mm et longueur: $L_p = 120$ mm. Le patch est collé à la plaque

par l'adhésif FM 73 dont le comportement est élasto-plastique, de module de cisaillement $G_a = 800$ MPa et d'épaisseur $e_a = 0,1$ mm. La figure V.1 illustre le modèle géométrique de la plaque, de l'adhésif ainsi que l'orientation des plis du composite. Nous conservons le même maillage que l'étude précédente (Fig. V.2) avec le même type et le même nombre éléments (5720). Du fait que les dimensions de la plaque, du patch et de l'adhésif restent inchangées, le maillage restera le même ce qui évite toute influence du maillage sur les résultats de la simulation numérique.

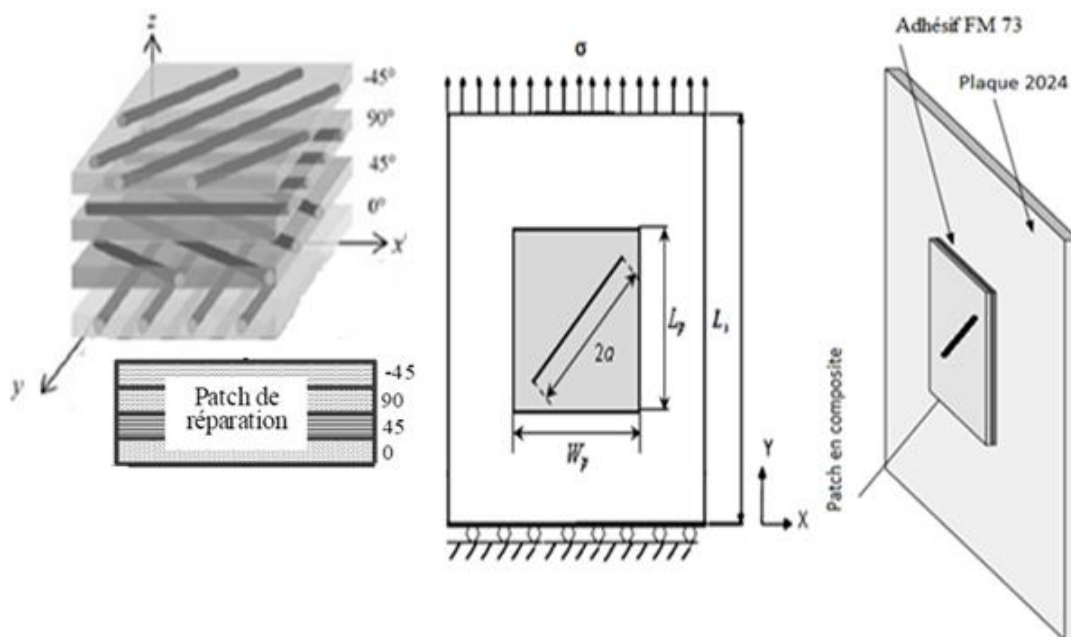


Figure VI.1 : Modèle géométrique du simple patch rectangulaire.

Le patch composite de réparation est constitué de 4 plis $[0, 45, 90, -45]$. L'épaisseur de chaque pli est d'environ 0,4 mm. Les propriétés mécaniques du patch en bore/époxy unidirectionnel (0°) sont données sur le tableau VI.1. Ces renforts unidirectionnels, forment des tissus dont toutes les fibres sont orientées dans la même direction. Ces tissus offrent les meilleures performances en traction uni-axiale, toutes les fibres pouvant être orientées selon l'axe du chargement. Dans la plupart des réparations, l'utilisation de patch unidirectionnel est optimale puisque ceci fournit l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction du chargement, et minimise la rigidité inutile dans d'autres directions. Cependant, dans certains cas sous chargement bi-axial élevé et d'un changement de l'orientation probable de la fissure

(mode mixte), il est indispensable de fournir le renfort transversal et/ou de cisaillement. Ceci peut être réalisé en employant un stratifié avec un nombre approprié de plis de $+45^\circ$ et de 90° . Chaque pli est supposé suivre un comportement linéaire élastique orthotrope dont les propriétés mécaniques sont rappelées dans le tableau VI.2. Nous notons que les caractéristiques des patches en composite peuvent varier sensiblement selon les caractéristiques du pli et la séquence d'empilement du composite utilisées. Les calculs sont menés en utilisant pour le patch composite les propriétés du matériau homogène équivalent. Cet agencement des plis modifie fortement les valeurs des modules de Young, les modules de cisaillement ainsi que les coefficients de Poisson du patch homogène équivalent.

Fraction volumique (%)	0,5
E_{11} (MPa)	207000
E_{22} (MPa)	21000
E_{33} (MPa)	21000
G_{12} (MPa)	7710
G_{13} (MPa)	7710
G_{23} (MPa)	7230
ν_{12}	0,294
ν_{13}	0,294
ν_{23}	0,452

Tableau VI.1 : Propriétés mécaniques du patch en bore/époxy unidirectionnel.

Le composite bore/époxy est généralement le plus utilisé, en raison de ces avantages :

- Rigidité élevée permettant l'utilisation de patch de faible épaisseur (important pour des réparations externes) et permettant d'appliquer le renfort dans les directions désirées ;
- Déformation élevée à la rupture et durabilité sous des chargements cycliques permettant de réduire le risque de décollement du patch ;
- Coefficient de dilatation thermique élevé atténuant le problème de contraintes résiduelles ;
- Excellente malléabilité (formabilité) permettant une fabrication moins coûteuse des patches de formes complexes;

- Faibles densités et basse conductivité électrique permettant d'éviter la corrosion galvanique du métal et d'optimiser l'utilisation du CND, détecter et surveiller les fissures sous le patch.

L'inconvénient principal d'employer des patchs composites en bore/époxy résulte d'une part, de leurs coûts élevés par rapport à d'autres composites de réparation et d'autre part, des contraintes résiduelles d'origine thermique apparaissent au sein des éléments assemblés, dues à la différence des coefficients de dilatation thermique entre le composite et le métal. Ces contraintes résiduelles sont de tension dans le métal et de compression dans le composite. Elles sont particulièrement dommageables quand les températures de traitement des adhésifs sont élevées et les températures de fonctionnement sont très basses. Par ailleurs, le chargement thermique cyclique de la région réparée engendre des contraintes provoquant la propagation de la fissure, indépendamment du chargement externe.

III. Optimisation des séquences d'empilement

Le plan d'expériences complet de 4 facteurs à 4 niveaux est adopté, soit 256 expériences à effectuer. L'utilisation de la fonction D-optimal designs permet de réduire ce nombre à 20 expériences. Cette fonction permet de trouver les facteurs les plus importants avec leurs interactions en utilisant un modèle quadratique qui offre une modélisation par des surfaces de réponse (RSM). Afin d'étudier l'influence des plis sur le niveau de l'intégrale J, on doit fixer trois plis et faire varier le quatrième, on verra par la suite que chaque facteur a une influence significative sur les performances du patch. A partir des modèles mathématiques obtenus, on peut déterminer l'influence de chaque pli sur la réponse, en traçant la variation de l'intégrale J en fonction des facteurs choisis. Les résultats des 20 expériences effectuées selon le plan d'expériences factoriel sont reportés au tableau VI.3.

Exp.	Orientation des plis				Propriétés mécaniques								
	$\beta_{pli\ 1}$ (°)	$\beta_{pli\ 2}$ (°)	$\beta_{pli\ 3}$ (°)	$\beta_{pli\ 4}$ (°)	E_1 (Mpa)	E_2 (Mpa)	E_3 (Mpa)	η_{12}	η_{13}	η_{23}	G_{12} (Mpa)	G_{13} (Mpa)	G_{23} (Mpa)
1	45	-45	-45	-45	26755,5	26755,5	24372,8	0,735	0,12	0,12	45320	7468,07	7468,07
2	-45	0	-45	-45	69028,7	25547,8	21901,6	0,445	0,248	0,388	19591,8	7525,63	7405,7
3	-45	90	-45	-45	25547,8	69028,7	21901,6	0,165	0,388	0,248	19591,8	7405,7	7525,63
4	90	90	-45	-45	25876,9	115675	22011,3	0,098	0,419	0,243	18226,1	7348,1	7588,04
5	90	-45	0	-45	72057,1	72057,1	23920,5	0,16	0,382	0,382	21976,1	7468,07	7468,07
6	-45	-45	90	-45	25547,8	69028,7	21901,6	0,165	0,388	0,248	19591,8	7405,7	7525,63
7	90	0	90	-45	71817,4	118102	24362,4	0,090	0,415	0,379	16985,2	7409,52	7529,51
8	-45	90	90	-45	25876,9	115675	22011,3	0,098	0,419	0,243	18226,1	7348,1	7588,04
9	90	90	90	-45	25174,4	162104	21901,6	0,065	0,435	0,244	15033,9	7289,53	7649,51
10	45	-45	90	0	82137,9	82137,9	24814,5	0,323	0,303	0,303	31054	7470	7470
11	-45	-45	-45	45	26755,5	26755,5	24372,8	0,735	0,12	0,12	45320	7468,07	7468,07
12	0	45	45	45	69028,7	25547,8	21901,6	0,445	0,248	0,388	19591,8	7525,63	7405,7
13	90	-45	-45	90	25876,9	115675	22011,3	0,098	0,419	0,243	18226,1	7348,1	7588,04
14	-45	90	-45	90	25876,9	115675	22011,3	0,098	0,419	0,243	18226,1	7348,1	7588,04
15	90	90	-45	90	25174,4	162104	21901,6	0,065	0,435	0,244	15033,9	7289,53	7649,51
16	0	-45	0	90	118102	71817,4	24362,4	0,148	0,379	0,415	16985,2	7529,51	7409,52
17	-45	-45	90	90	25876,9	115675	22011,3	0,098	0,419	0,243	18226,1	7348,1	7588,04
18	90	-45	90	90	25174,4	162104	21901,6	0,065	0,435	0,244	15033,9	7289,53	7649,51
19	-45	90	90	90	25174,4	162104	21901,6	0,065	0,435	0,244	15033,9	7289,53	7649,51
20	90	90	90	90	21000	207000	21000	0,038	0,452	0,294	7710	7230	7710

Figure VI.2: Propriétés mécaniques du patch pour différentes orientations des plis.

Exp.	Orientation des plis				Intégrale J (mJ/mm ²)	
	$\beta_{pli\ 1}(^{\circ})$	$\beta_{pli\ 2}(^{\circ})$	$\beta_{pli\ 3}(^{\circ})$	$\beta_{pli\ 4}(^{\circ})$	Mode mixte	Mode I
1	45	-45	-45	-45	0,4229	0,8802
2	-45	0	-45	-45	0,3780	0,6997
3	-45	90	-45	-45	0,7384	1,6020
4	90	90	-45	-45	0,7522	1,6260
5	90	-45	0	-45	0,3751	0,7045
6	-45	-45	90	-45	0,7384	1,6020
7	90	0	90	-45	0,3863	0,7172
8	-45	90	90	-45	0,7522	1,6260
9	90	90	90	-45	0,7905	1,6790
10	45	-45	90	0	0,3019	0,5620
11	-45	-45	-45	45	0,4229	0,8802
12	0	45	45	45	0,3780	0,6997
13	90	-45	-45	90	0,7522	1,6260
14	-45	90	-45	90	0,7522	1,6260
15	90	90	-45	90	0,7905	1,6790
16	0	-45	0	90	0,2359	0,4158
17	-45	-45	90	90	0,7522	1,6260
18	90	-45	90	90	0,7905	1,6790
19	-45	90	90	90	0,7905	1,6790
20	90	90	90	90	0,9518	1,9180

Tableau VI.3 : Résultats des expériences du plan factoriel.

Les résultats de cette analyse montrent que plusieurs facteurs ainsi que leurs interactions interviennent dans le processus d'optimisation. Certains facteurs et ces interactions ont une grande influence sur les performances de la réparation ; d'autre part, leurs effets sont presque négligeables ou n'ont aucun rôle du tout. La représentation de l'ensemble des résultats obtenus pose un problème ; de ce fait ; nous nous limitons à quelques cas d'optimisation. Les

séquences d'empilement du patch composite considérées sont: $[0]_{2s}$; $[-45]_{2s}$; $[45]_{2s}$ et $[90]_{2s}$. L'effet de ces séquences d'empilement sur la variation de l'intégrale J est illustré sur les figures ci-dessous. La figure VI.2, indique la variation de l'intégrale J en fonction de l'orientation du pli 1. Ce dernier est adjacent au joint collé du patch, les orientations des plis 2, 3 et 4 restent inchangées. La séquence d'empilement $[0]_{2s}$ dont les fibres sont orientées suivant le chargement (direction y) et la séquence $[90]_{2s}$ de fibres orientées dans une direction perpendiculaire au chargement (direction x) faisant un angle de 45° par rapport à la fissure. Les plis de $[-45]_{2s}$ sont dans la même direction que la fissure, et ceux de $[45]_{2s}$ sont normaux à la fissure.

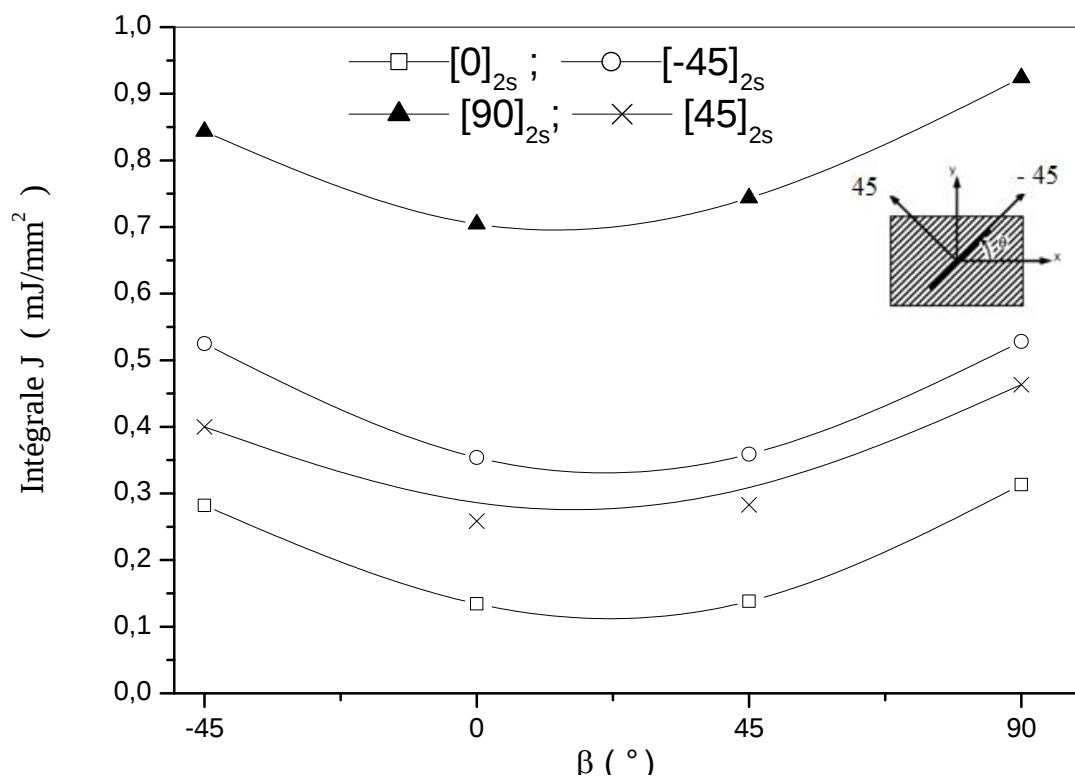


Figure VI. 2: Variation de l'intégrale J en fonction de l'orientation du pli 1.

Quelle que soit la séquence d'empilement, les valeurs de l'intégrale J en pointe de fissure ont pratiquement la même allure. En effet, cette intégrale croît à une orientation de -45° du pli 1, puis elle décroît pour les orientations 0° et 45° ; ensuite, elle croît de nouveau pour atteindre sa valeur la plus élevée pour une orientation de 90° . L'ordre de croissance et de décroissance dépend de la séquence d'empilement. Par exemple, lorsque l'orientation du pli 1, varie de -45° à 90° , nous constatons, pour les séquences empilements $[-45]_{2s}$; $[90]_{2s}$ et $[45]_{2s}$, une

augmentation de l'intégrale J qui ne dépasse pas les 10 %. Cet écart diminue pour atteindre les 1% pour la séquence $[0]_{2s}$. Cette séquence n'a pratiquement aucun effet sur la variation de l'intégrale J en pointe de fissure ce qui explique la faible variation de cette intégrale. En comparant les énergies de rupture en pointe de fissure des différentes séquences d'empilement, nous observons que les valeurs les plus élevées de cette énergie sont obtenues pour la séquence $[90]_{2s}$. Ceci est dû principalement à la différence plus grande des modules de Young ; cette différence a un effet important sur la distribution des contraintes normales et de cisaillement absorbées par le patch de la plaque à travers l'adhésif.

L'influence de l'orientation du pli 2 sur le niveau de l'énergie de rupture est illustrée sur la figure VI. 3.

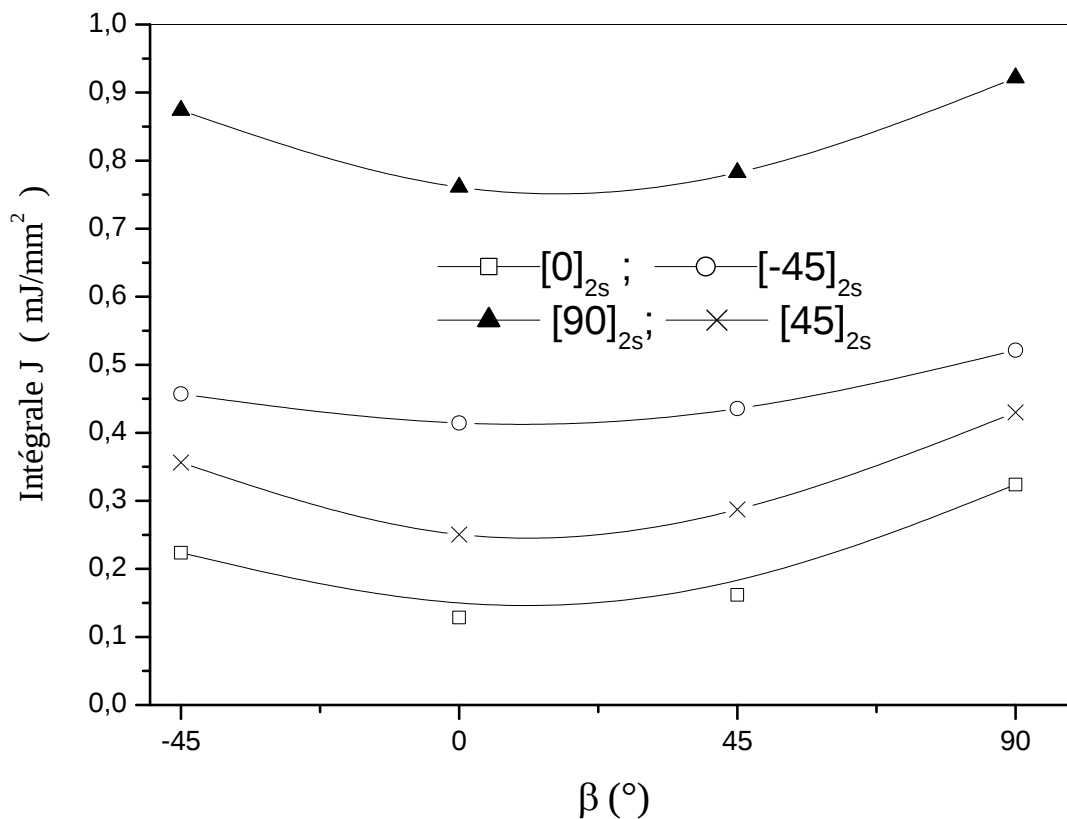


Figure VI. 3: Variation de l'intégrale J en fonction de l'orientation du pli 2.

Contrairement au pli 1, toutes les orientations du pli 2, influencent les niveaux d'énergie de rupture en pointe de fissure. Les valeurs les plus sensibles de cette énergie sont obtenues pour la séquence d'empilement $[90]_{2s}$. La variation des orientations des plis entre -45° et 90° engendre un accroissement de 20 % de l'énergie de rupture. L'écart constaté passe à sa valeur

maximale 45 % pour $[0]_{2s}$. Les séquences $[-45]_{2s}$ et $[45]_{2s}$ engendrent pratiquement le même écart (30%) entre les intégrales J.

La figure VI.4 montre l'effet des orientations du pli 3, sur la variation de l'intégrale J. Les séquences d'empilement $[90]_{2s}$ et $[0]_{2s}$ ont un faible effet sur les valeurs de l'intégrale J ce qui explique la faibles variation de cette intégrale ; par contre, l'orientation des plis de la séquences d'empilement $[45]_{2s}$ conduit à une augmentation de 17% de l'énergie de rupture en pointe de fissure. L'effet de l'orientation du pli 3, apparait pour la séquence à -45° où nous constatons une augmentation du paramètre J de 30%, lorsque les orientations du pli 3, varient de -45° à 90° . Contrairement aux plis 1, 2 et 3, les orientations du pli 4 conduisent à l'accroissement de l'intégrale J lorsque ce pli s'oriente de -45° à 90° . La séquence à 45° conduit à la variation la plus sensible (36%) de cette énergie lorsque les plis de cette séquence passent de -45° à 90° . L'accroissement le plus faible de l'intégrale J est obtenu pour la séquence à 0° .

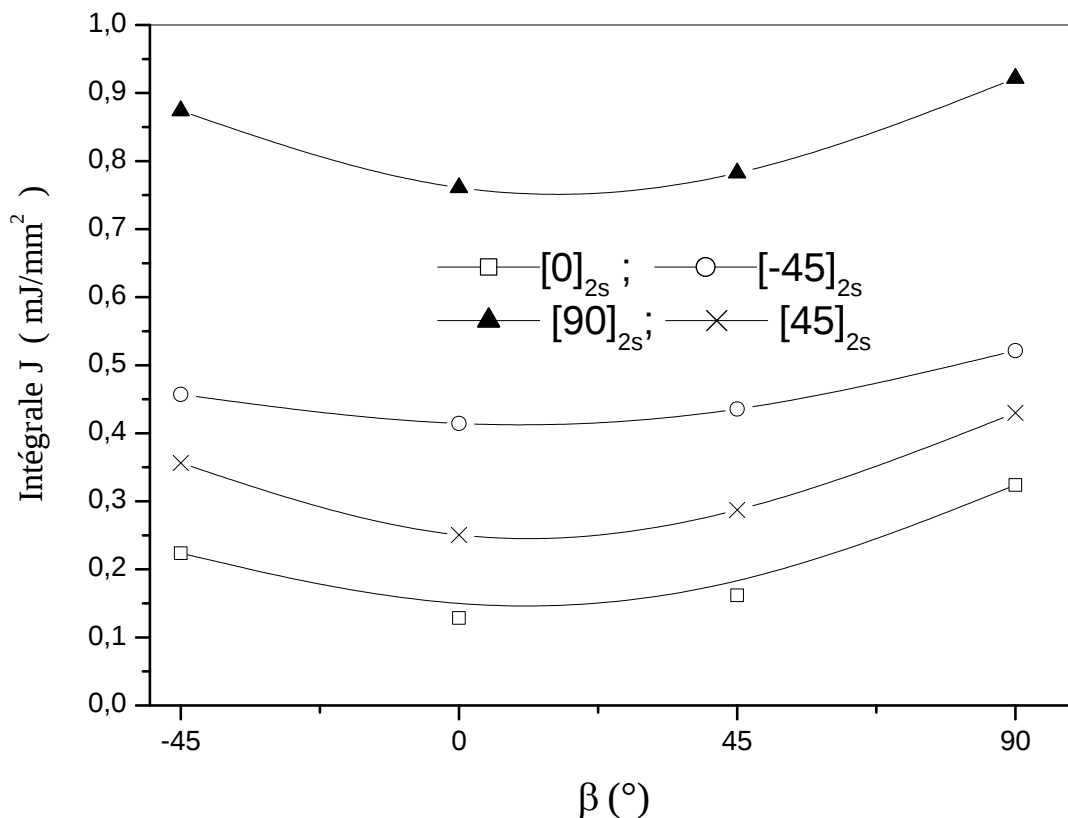


Figure VI. 4: Variation de l'intégrale J en fonction de l'orientation du pli 3.

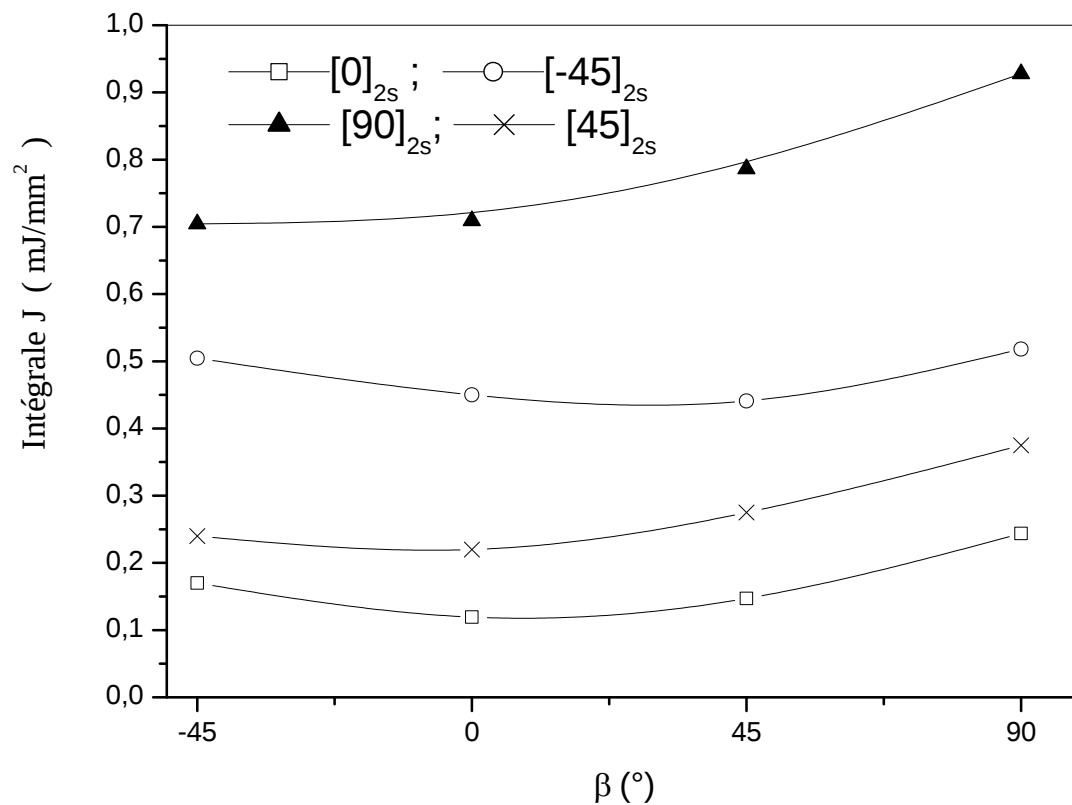


Figure VI. 5: Variation de l'intégrale J en fonction de l'orientation du pli 4.

Nos résultats montrent que le paramètre du composite le plus important ayant une influence majeure sur le comportement de l'énergie de rupture en pointe de fissure n'est autre que le module de Young longitudinal du composite. Les performances de la structure réparée par collage sont améliorées lorsque le patch présente un module de Young longitudinal de valeur importante. La différence entre les modules de Young des différents plis engendre une variation importante de l'intégrale J. En effet, un patch de module de Young longitudinal élevé absorbe la majorité des contraintes en pointe de fissure à travers l'adhésif ; cette absorption conduit à la diminution de l'intégrale J en pointe de fissure. Par contre, un patch composite de faible rigidité (faible module de Young longitudinal) n'absorbe pas la totalité des contraintes, ceci conduit à l'augmentation de l'énergie de rupture.

L'effet d'interaction entre les différentes séquences d'empilement ainsi que l'orientation des plis, est indiqué sur la figure VI.6. Compte tenu du nombre important des effets d'interaction entre les séquences d'empilement, nous nous limitons uniquement à la représentation de la réponse qui conduit à la minimisation de l'intégrale J. Les orientations des plis agissent simultanément deux à deux et en les faisant varier de la valeur -45° à 90° . La valeur minimale

de l'intégrale J ($J = 0,137 \text{ mJ/mm}^2$). Cette valeur correspond à la séquence d'empilement $[0]_{2s}$; dont l'orientation du pli 4, est le paramètre le plus influent sur la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. La plus faible énergie est obtenue par ce pli, comparée aux autres plis. Le cas contraire est observé pour le pli 3, où son orientation à 90° conduit à la valeur de l'intégrale J la plus élevée. Le tableau VI.4 représente quelques séquences d'empilement minimisant l'intégrale J en pointe de fissure inclinée de 45° par rapport à l'axe x. L'introduction des orientations des plis à 45° et -45° minimise l'effet de cisaillement entre les couches composites et le délaminage des fibres [121, 144,151].

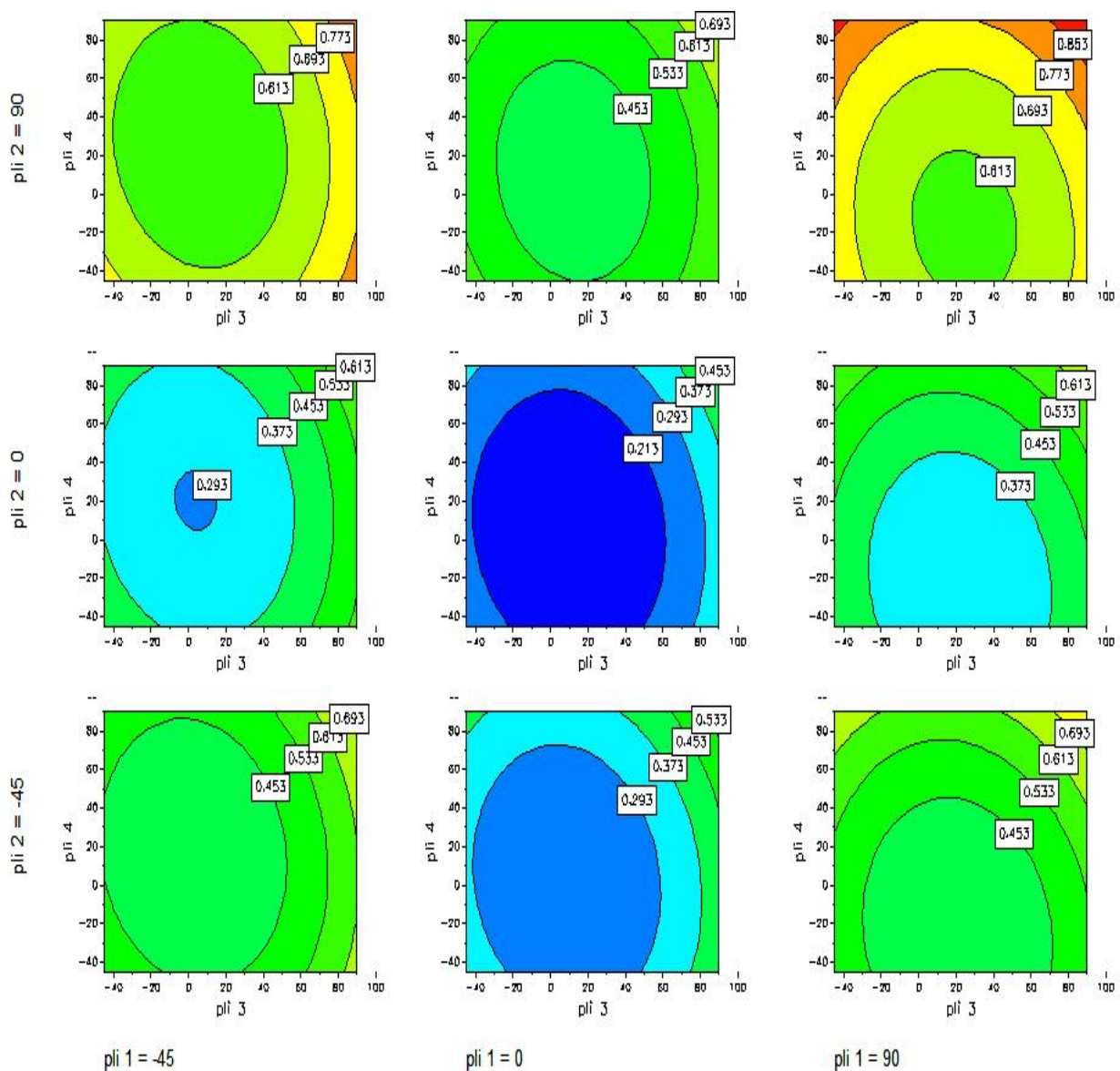


Figure VI.6 : Effet d'interaction entre l'orientation des plis.

Les différents effets d'interaction dans cette analyse peuvent être représentés par la relation (VI.1). Cette relation permet de déterminer les valeurs de l'intégrale J pour n'importe quelles séquences d'empilement. L'introduction des valeurs optimisées des angles β permet de déterminer la valeur minimale de l'intégrale J.

$\beta_{pli\ 1}$	$\beta_{pli\ 2}$	$\beta_{pli\ 3}$	$\beta_{pli\ 4}$	J (mJ/mm ²)
0	0	0	0	0,1370
45	0	45	0	0,1650
0	45	0	45	0,2169

Tableau VI.4 : Valeurs minimales de l'intégrale J.

$$\begin{aligned}
 J = & 0,139938 + 0,0193653 \left(\frac{b_{pli\ 1} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0914317 \left(\frac{b_{pli\ 2} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0439628 \left(\frac{b_{pli\ 3} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0497265 \left(\frac{b_{pli\ 4} - 22,5}{67,5} \right) \\
 & + 0,188758 \left(\frac{b_{pli\ 1} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,164391 \left(\frac{b_{pli\ 2} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,138113 \left(\frac{b_{pli\ 3} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,0722447 \left(\frac{b_{pli\ 4} - 22,5}{67,5} \right)^2 \quad (VI.1) \\
 & + 0,0910121 \left(\frac{b_{pli\ 1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 2} - 22,5}{67,5} \right) - 0,0306426 \left(\frac{b_{pli\ 1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 3} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0420893 \left(\frac{b_{pli\ 1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 4} - 22,5}{67,5} \right) \\
 & - 0,00871165 \left(\frac{b_{pli\ 2} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 3} - 22,5}{67,5} \right) - 0,00978333 \left(\frac{b_{pli\ 2} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 4} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0217142 \left(\frac{b_{pli\ 3} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli\ 4} - 22,5}{67,5} \right)
 \end{aligned}$$

Dans le domaine de la réparation des structures fissurées sollicitées en mode d'ouverture (mode I pur), plusieurs travaux ont montré que l'utilisation d'un patch unidirectionnel est optimale puisqu'il fournit l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction du chargement [79, 89, 90, 173]. Pour compléter notre étude nous comparons sur les figures VI.7 et VI.8 les intégrales J obtenues pour les deux séquences d'empilement $[0]_{2s}$ et $[90]_{2s}$ des deux plis 1 et 4.

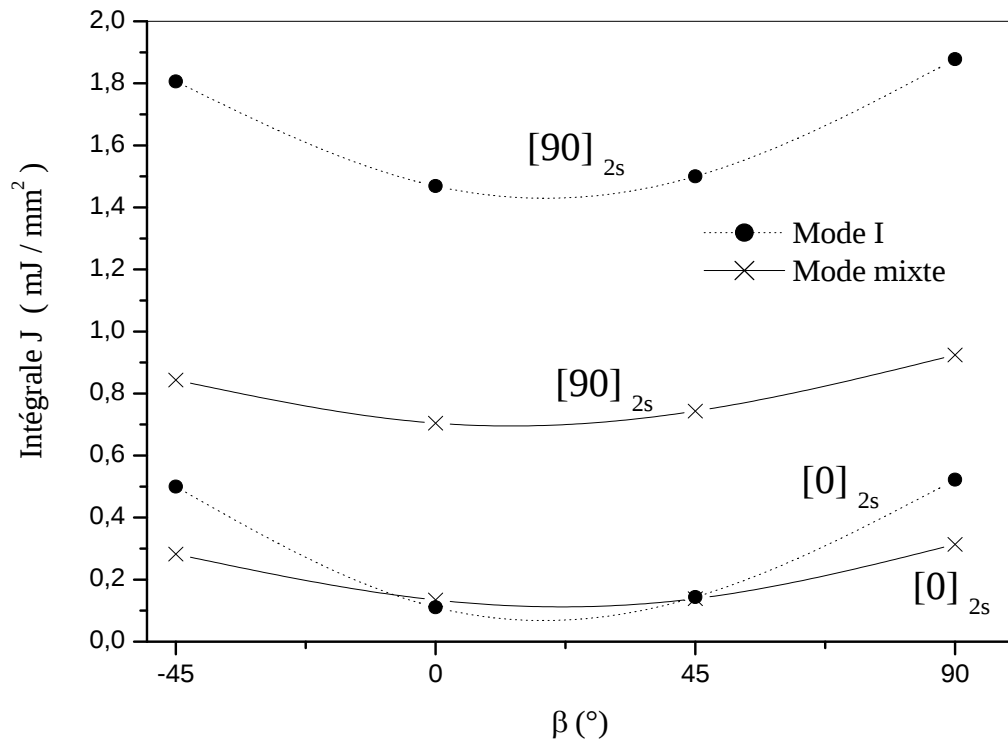


Figure VI. 7: Comparaison des énergies de ruptures en mode I et mixte (pli 1).

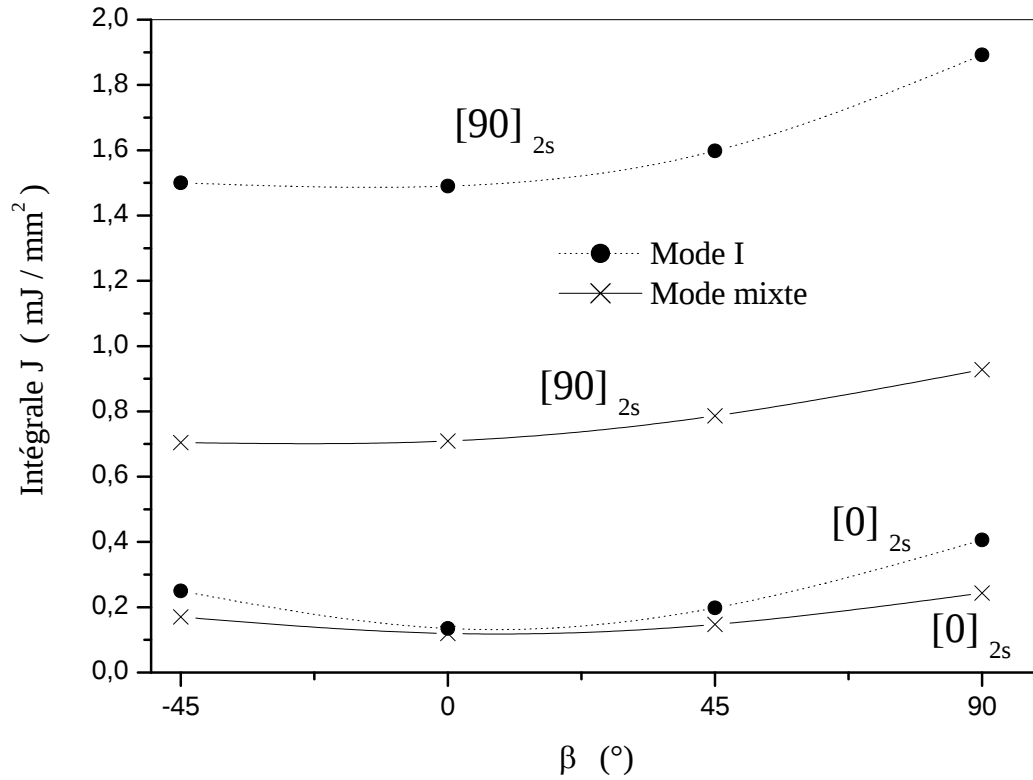


Figure VI. 8: Comparaison des énergies de ruptures en mode I et mixte (pli 4).

Les énergies de ruptures obtenues en mode I sont supérieures à celles du mode mixte, cet effet est plus marqué pour la séquence à 90°. En effet les niveaux de l'intégrale J les plus élevées sont obtenues pour une fissure sollicitée en ouverture et réparée par un patch composite de séquence [90]_{2s}. La séquence à 0° conduit à des niveaux d'énergies de ruptures minimales quel que soit le mode de rupture de la structure réparée. Ce minimum est atteint pour l'orientation du pli 1 ou pli 4 à 0 ou 45°.

Les effets d'interaction en mode I entre les différentes séquences d'empilement ainsi que l'orientation des plis et leurs interactions conduisant à la minimisation de l'intégrale J, peuvent être représentés par la relation (VI.2). La valeur minimale de l'intégrale J en pointe de fissure en mode I est $J = 0,1485 \text{ mJ/mm}^2$. Cette valeur correspond à la séquence d'empilement [0]_{2s} et elle dépasse celle obtenue en mode mixte de presque 8%.

$$\begin{aligned}
 J = & 0,138973 + 0,0273455 \left(\frac{b_{pli1} - 22,5}{67,5} \right) + 0,199843 \left(\frac{b_{pli2} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0845045 \left(\frac{b_{pli3} - 22,5}{67,5} \right) + 0,10501 \left(\frac{b_{pli4} - 22,5}{67,5} \right) \\
 & + 0,418929 \left(\frac{b_{pli1} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,413171 \left(\frac{b_{pli2} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,358207 \left(\frac{b_{pli3} - 22,5}{67,5} \right)^2 + 0,162521 \left(\frac{b_{pli4} - 22,5}{67,5} \right)^2 \\
 & + 0,0117708 \left(\frac{b_{pli1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli2} - 22,5}{67,5} \right) - 0,0844398 \left(\frac{b_{pli1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli3} - 22,5}{67,5} \right) + 0,0850925 \left(\frac{b_{pli1} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli4} - 22,5}{67,5} \right) \\
 & - 0,0290315 \left(\frac{b_{pli2} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli3} - 22,5}{67,5} \right) - 0,0384388 \left(\frac{b_{pli2} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli4} - 22,5}{67,5} \right) + 0,037795 \left(\frac{b_{pli3} - 22,5}{67,5} \right) \left(\frac{b_{pli4} - 22,5}{67,5} \right)
 \end{aligned} \quad (VI.2)$$

Cette relation permet de déterminer les valeurs de l'intégrale J pour n'importe quelles séquences d'empilement. L'introduction des valeurs optimisées des orientations β permet de déterminer la valeur minimale de l'intégrale J.

β_{pli1}	β_{pli2}	β_{pli3}	β_{pli4}	J (mJ/mm ²)
0	0	0	0	0,1485
45	0	45	0	0,1996
0	45	0	45	0,3282

Tableau VI.5 : Valeurs minimales de l'intégrale J.

Cheng [151] montre que la performance de la réparation par patch en composite dépend non seulement de la surface de collage, mais également de la géométrie du patch ainsi que la séquence d'empilement. Les résultats de cet auteur montrent que la séquence $[45/-45]_s$ conduit à une meilleure performance de réparation. Suivant le degré de performance de réparation, les séquences se classent suivant l'ordre suivant : $[45/-45]_s$; $[0/90/45/-45]$; $[90/0/-45/45]$; $[0]_s$; $[45/90/45/-45]$; et $[90]_s$. Sur le tableau VI.6 nous représentons les intégrales J en pointe de fissure déterminées par ces mêmes séquences d'empilement. Il faut noter que cette comparaison est faite à titre indicatif compte tenu du fait que la structure et le défaut réparé ne sont pas pareils. Nos résultats montrent que pour les deux modes de rupture, la séquence $[0]_{2s}$ est celle qui donne une énergie de rupture minimale, les valeurs maximales sont obtenues pour une séquence à 90° . Du point de vue de la minimisation de l'intégrale J, le classement de nos séquences d'empilement diffère de celui de Cheng [151].

Séquence d'empilement	Intégrale J en mode mixte (mJ / mm ²)	Intégrale J en Mode I (mJ / mm ²)
$[0]_{2s}$	0,1370	0,1484
$[45/-45]_s$	0,2582	0,4504
$[45/90/45/-45]$	0,4609	0,9154
$[0/90/45/-45]$	0,4768	0,9649
$[90/0/-45/45]$	0,4872	0,9821
$[90]_{2s}$	0,9317	1,8913

Tableau VI.6: Comparaison des intégrales J de quelques séquences d'empilement.

IV. Effet de la taille de la fissure

Nos résultats montrent que la réparation par patch composite de séquence $[0]_{2s}$ conduit à une énergie de rupture en pointe de fissure très faible par rapport à la séquence $[90]_{2s}$. Cette diminution est très importante et peut dépasser les 90% lorsque les plis s'orientent de 90° . Pour confirmer cette constatation nous comparons les énergies de rupture en pointe de fissure en mode I et en mode mixte. Les figures VI.8 et VI.9 montrent respectivement les variations des intégrales J des fissures sollicitées en mode I et en mode mixte. Cette étude est réalisée pour les deux modes de rupture par des patches de dimensions optimisées collés par la FM 73 à épaisseur optimisée.

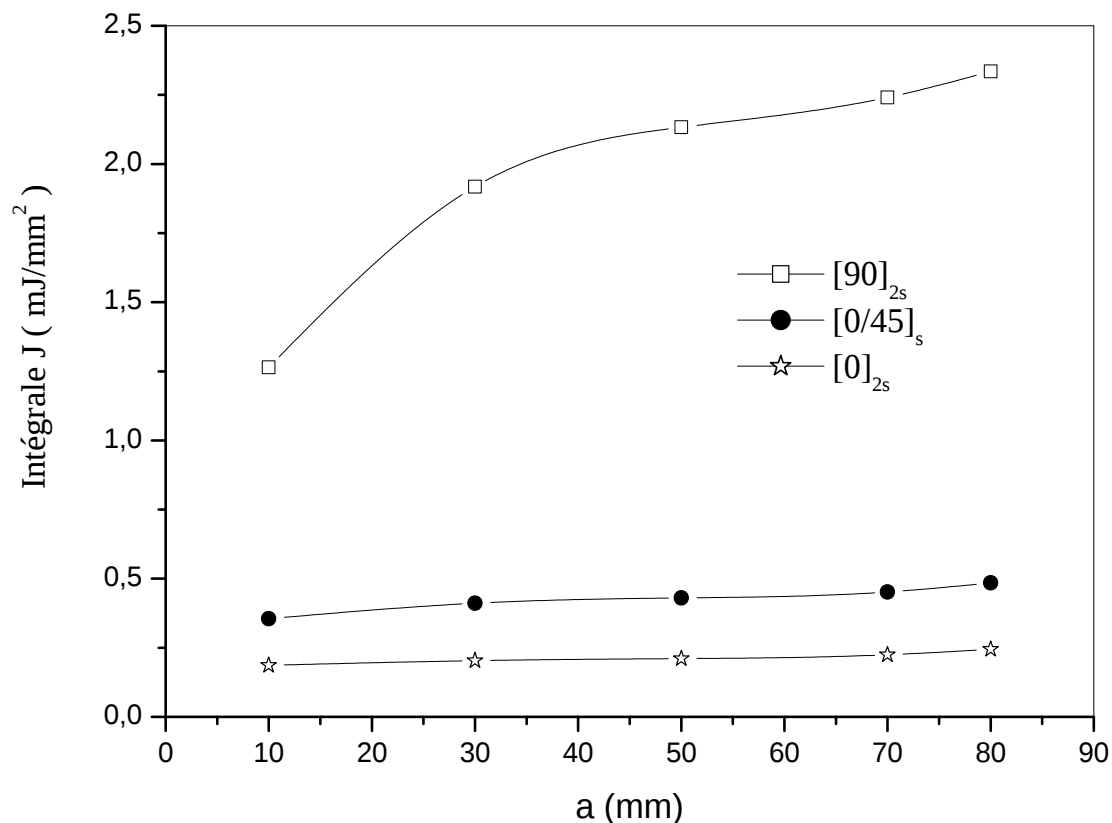


Figure VI.8: Intégrale J en pointe de fissure (mode I).

L'accroissement de la taille de la fissure conduit à des déformations plastiques très importantes en sa pointe qui sont directement liées à l'intégrale J dont l'importance dépend de la séquence d'empilement. Nous constatons qu'il existe une taille de fissure critique égale à 30 mm au-delà de laquelle l'énergie de rupture en tête de fissure diminue lentement. A partir de cette valeur critique le comportement asymptotique est observé sur les variations de l'énergie de rupture. Ce phénomène est plus marqué lorsque la fissure est réparée par patch composite

de séquence $[90]_{2s}$. Les deux autres séquences se comportent presque de la même façon que celle à 90° mais avec des niveaux d'énergie de rupture plus faibles. Ceci est dû probablement à l'effet du module longitudinal dont les valeurs se rapprochent. Une fissure sollicitée en ouverture conduit à des niveaux d'énergies plus élevés que ceux obtenus pour une fissure inclinée. Dans cette position les lèvres de la fissure sont sollicitées en ouverture et en cisaillement. Ainsi, les deux modes de rupture coexistent en pointe de fissure. Les champs de contraintes et de déformations sont divisés à leur tour en contraintes et déformations normales et de cisaillement et la fissure se propage en mode mixte I+II où le mode II domine le mode I ; ceci provoque une diminution de l'intégrale J.

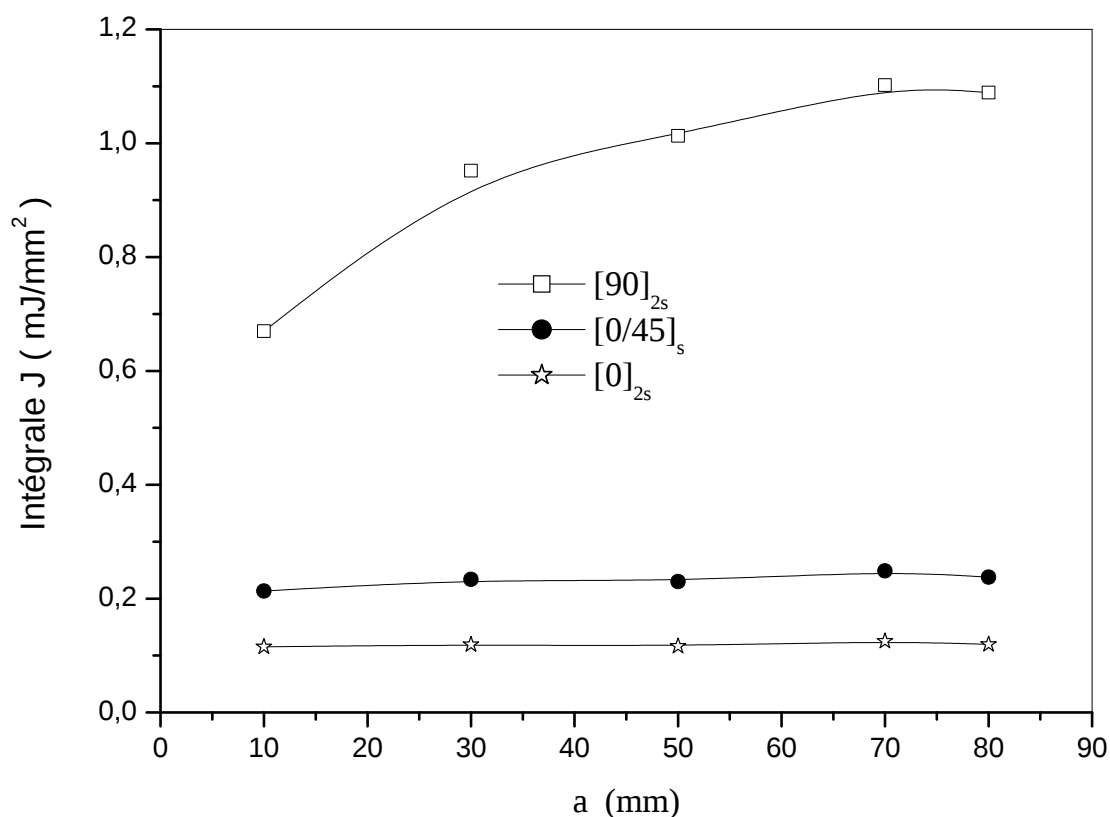


Figure VI.9: Intégrale J en pointe de fissure (mode mixte).

L'analyse des résultats précédents montre que la réparation par patch réduit considérablement l'énergie de rupture en pointe de fissure. Pour confirmer cette constatation nous représentons sur la figure VI.10 et VI.11 la variation de l'intégrale J le long du front de la fissure ; cette distance est normalisée par l'épaisseur de la plaque. L'intégrale J est déterminée pour les séquences d'empilement à 0° et 90° et une longueur de fissure $2a = 50$ mm.

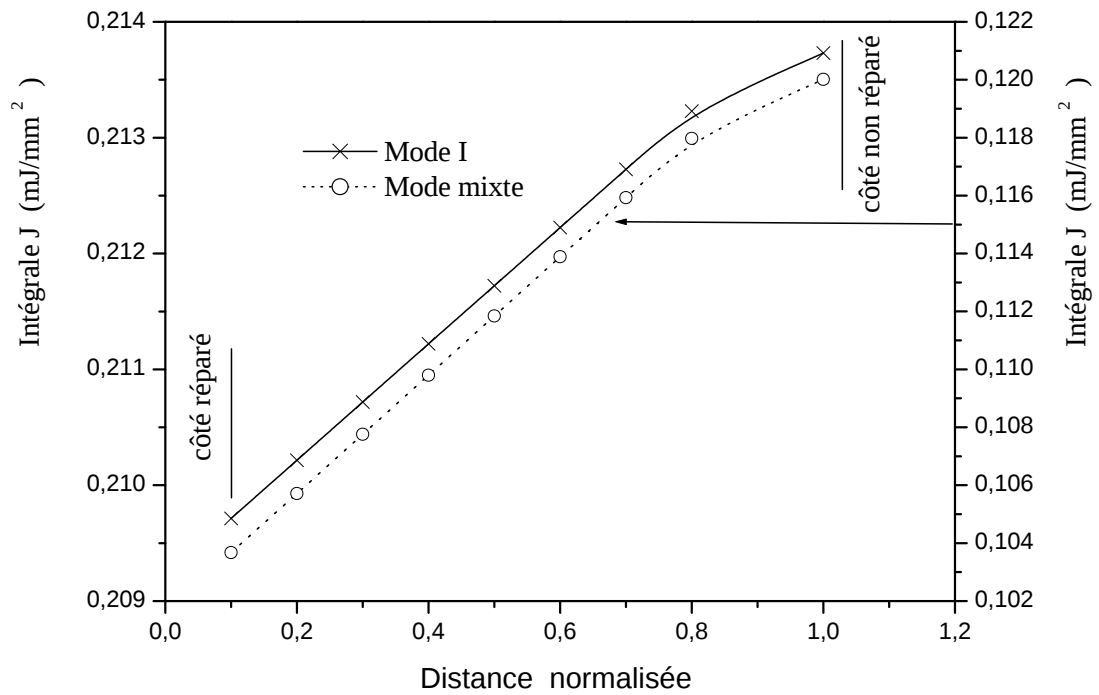


Figure VI.10 : Variation de l'intégrale J le long du front de la fissure (séquence $[0]_{2s}$).

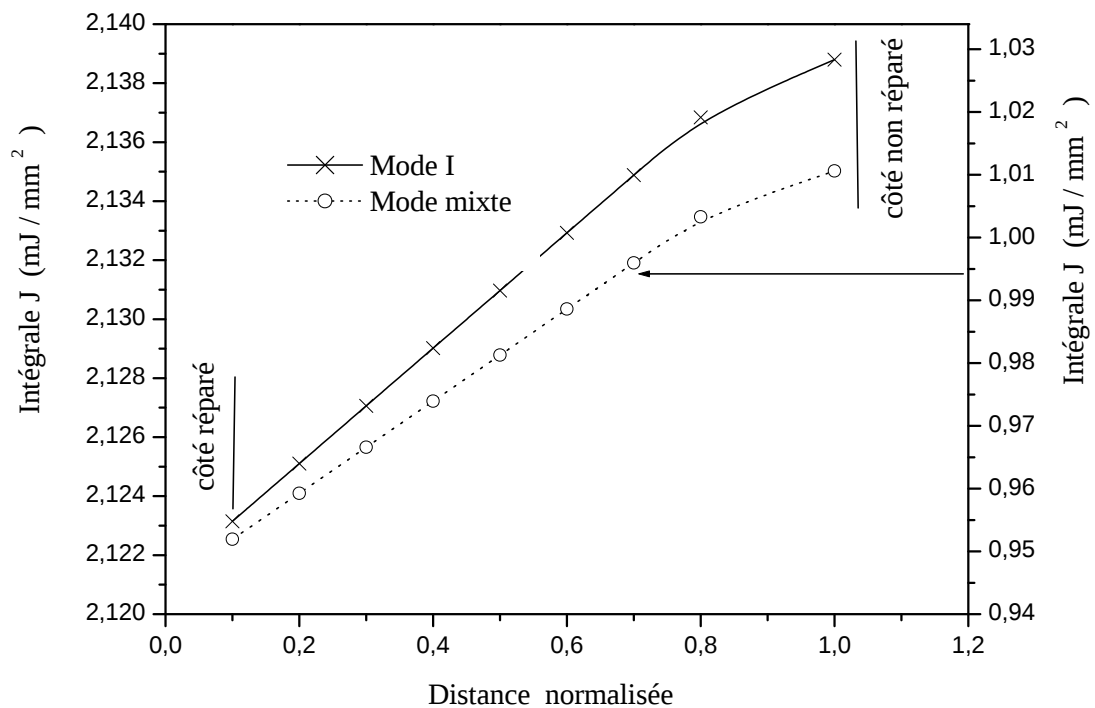


Figure VI.10 : Variation de l'intégrale J le long du front de la fissure (séquence $[90]_{2s}$).

L'énergie de rupture en pointe de fissure dépend non seulement de la taille de la fissure mais également de la position le long de l'épaisseur, de la séquence d'empilement et du mode de rupture. En effet, les valeurs les plus importantes de cette énergie sont obtenues du côté non réparé de la fissure. Le paramètre J atteint son maximum au bord libre de l'éprouvette puis décroît sur le côté réparé. La présence du simple patch entraîne une diminution de l'intégrale J en pointe de fissure dont la valeur maximale peut atteindre les 14% pour une réparation en mode mixte et une séquence d'empilement à 0° . La différence des modules de Young des séquences d'empilement à 0° et 90° , modifie la distribution des contraintes absorbées par le patch de la plaque à travers l'adhésif. Cette modification engendre une énergie de rupture très importante en pointe de fissure réparée par patch dont les plis sont orientés de 90° . Une fissure orientée perpendiculairement au chargement conduit à l'énergie de rupture la plus importante. Les valeurs les plus sensibles de l'intégrale J sont obtenues pour la séquence $[90]_{2s}$. Pour les deux modes de rupture nous nous enregistrons une différence d'énergie de 55% pour cette séquence d'empilement. Cet écart se réduit à 50% pour une réparation par patch composite dont les plis sont orientés à 0° . L'écart constaté entre les valeurs du paramètre de rupture J atteint sa valeur maximale du côté non réparé de la plaque, puis il diminue légèrement du côté du patch.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

L'environnement extérieur d'une structure aéronautique est souvent la source de nombreux dommages. Ces structures sont soumises en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiaux et à amplitude variable. Cela a bien évidemment des conséquences, telles que l'apparition de dommages par des fissurations. La structure peut alors être réparée par collage d'un patch en composite, afin de transférer les charges de la zone endommagée vers le patch. Ce type de réparation est une alternative avantageuse par rapport aux techniques plus conventionnelles de réparation, dans la mesure où le collage permet de réduire la transmission des efforts et d'éliminer les zones de concentration de contraintes. Il est recommandé d'optimiser les formes et positions des patches, leurs propriétés mécaniques en particulier leurs séquences d'empilement ainsi que les propriétés géométriques et mécaniques de l'adhésif. Cette thèse s'inscrit dans le contexte de la réparation de structures aéronautiques par patch composite afin de ralentir la propagation de fissures. Une voie d'optimisation de la réparation des structures métalliques de comportement élastoplastique par patch composite a été dégagée. Il s'agit de réduire au maximum l'intégrale J en pointe de fissure réparée par patch collé par un adhésif de comportement élastoplastique.

La modélisation par la méthode des éléments finis permet d'analyser l'état de contraintes de déformations et de déplacement de façon précise. Ces champs sont directement liés à l'énergie de rupture et à l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure. Le couplage de cette méthode (code ABAQUS) avec le logiciel d'optimisation (MODDE 5.0) permet de minimiser l'intégrale J de Rice en optimisant les paramètres géométriques et mécaniques du patch composite et de l'adhésif. Les principaux résultats montrent l'effet (bénéfique) de l'optimisation des différents paramètres sur le comportement en rupture d'une structure fissurée, sollicitée en mode d'ouverture et en mode mixte. L'ensemble des études réalisées numériquement par la méthode des éléments finis tridimensionnels permettent de dégager les conclusions suivantes :

a) Optimisation des dimensions du patch en mode I

La performance de la réparation dépend non seulement des propriétés de la colle, mais également de la géométrie et des dimensions des patchs. Quelle que soit la forme du patch composite, son épaisseur est le paramètre le plus influent sur les performances de la réparation. En effet, l'intégrale J diminue avec l'accroissement de l'épaisseur du patch. Plus le patch utilisé est épais plus le niveau du champ de contraintes en pointe de fissure de la zone réparée est faible. Le processus d'optimisation consiste à augmenter cette épaisseur selon sa normalisation. Par conséquent, l'épaisseur du patch peut être considérée comme un paramètre d'optimisation primaire. Pour les autres paramètres géométriques, nos résultats montrent d'une part, que la dimension située le long du sens de propagation de fissure peut être considérée comme un paramètre d'optimisation secondaire. En effet, l'augmentation de ces dimensions engendre une minimisation de l'intégrale J en pointe de fissure. D'autre part, l'effet de la dimension du patch situé dans le sens du chargement est presque négligeable. La dimension optimisée dans ce sens reste pratiquement inchangée.

L'interaction des champs de contraintes en pointe de fissure et le bord du patch conduit à une augmentation de l'énergie de rupture. Par conséquent, la performance de la réparation est fortement réduite par cette interaction. Un patch plus long est recommandé ; il améliore la performance de la réparation et augmente la résistance à la fatigue de la structure.

La meilleure performance de réparation est obtenue pour un patch de forme étoile dont les sommets sont orientés dans la direction de propagation de fissure. Un patch rectangulaire conduit à des résultats quasi-similaires. Par ailleurs, cette géométrie permet de réduire considérablement le volume occupé par le patch et par conséquent de soulager la structure par la diminution du poids.

L'augmentation de la longueur de fissure conduit à un comportement asymptotique de l'intégrale J et du rayon de la zone plastifiée. Ce comportement peut exercer un important effet bénéfique sur la performance de réparation. La résistance à la fatigue des structures augmente en raison de la réduction de l'intensité de contrainte en pointe de fissure.

Cependant, cet effet est atténué quand la pointe de fissure tend vers le bord de patch. L'analyse du contour de la zone plastique en pointe de fissure a prouvé qu'il existe une différence significative dans la taille de la zone plastique lorsque la fissure se propage. Ces contours sont inclinés par rapport à la pointe de fissure.

b) Optimisation des dimensions du patch en mode mixte

Pour ce mode de rupture, deux formes de patch sont utilisées pour réparer une fissure centrale inclinée : la forme rectangulaire et celle en étoile. Ces deux formes minimisent l'énergie de rupture en pointe de fissure et assurent un gain en volume et en masse du patch ; seules les dimensions du patch sont optimisées. En outre, la combinaison de ces dimensions peut aussi entraîner un effet important sur les performances de réparation en mode mixte. L'ensemble des résultats obtenus pour ce mode permettent de tirer les conclusions suivantes :

Le même comportement que celui du mode I est observé en mode mixte. L'intégrale J dépend fortement de l'épaisseur du patch. Cette épaisseur peut être considérée comme un paramètre d'optimisation primaire. Une épaisseur critique du patch a été définie au-delà de laquelle les valeurs de l'intégrale J sont presque constantes. A partir de cette valeur critique le comportement asymptotique est observé par la variation de l'énergie de rupture en pointe.

La meilleure performance de réparation est obtenue pour un patch de forme étoile dont les sommets sont orientés dans la direction de propagation de fissure. Un patch rectangulaire conduit à des résultats quasi-similaires. Par ailleurs, cette géométrie permet de réduire considérablement le volume occupé par le patch et par conséquent, de soulager la structure par la diminution du poids. Une étude expérimentale par des essais de traction ou de fatigue est exigée pour tester les performances de réparation par patch en forme d'étoile.

L'accroissement de la taille de la fissure conduit à des déformations plastiques très importantes en sa pointe, directement liées à l'intégrale J dont l'importance dépend de l'angle d'orientation θ . Une fissure sollicitée en ouverture conduit à des niveaux d'énergies plus élevés que ceux obtenus pour des fissures inclinées.

c) Optimisation des propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif

La durée de vie d'une structure réparée est limitée par celle de l'adhésif ; sa rupture ou sa décohésion provoque le détachement du renfort composite, ou son endommagement. L'épaisseur de la colle est un paramètre déterminant sur le comportement du renforcement. L'adhésif est l'agent responsable du transfert de charge de la plaque vers le patch. Une faible épaisseur donne une énergie de rupture faible et par voie de conséquence un faible niveau de déformation plastique en pointe de fissure, mais elle peut engendrer l'augmentation des niveaux des contraintes de cisaillements qui à leur tour provoquent la rupture de l'adhésion. Une forte épaisseur provoque, l'augmentation des champs de déformations ainsi que l'intégrale J en pointe de fissure.

Une colle de faibles propriétés mécaniques donne un gain appréciable pour une réparation par patch. Ce gain diminue pour une colle rigide de propriétés mécaniques élevées. La valeur du module de cisaillement optimisée est presque proche du FM 73. Ce type d'adhésif fourni dans la plupart des cas sous forme de film, assure une meilleure performance de réparation.

L'étendue de la zone plastique dépend fortement des propriétés mécaniques de l'adhésif et son épaisseur. Une colle épaisse engendre une plastification importante dont les rayons maximaux sont inclinés par rapport à la pointe de fissure d'environ 45° . Cette plastification diminue avec la rigidité de l'adhésif. Au-delà de la valeur optimale du module de cisaillement de la colle, le rayon maximal de la zone plastique diminue de façon asymptotique.

d) Optimisation des séquences d'empilement

La réparation par patch en matériau composite réduit considérablement l'énergie mécanique fortement concentrées en tête de fissure en ralentissant sa vitesse de propagation. La performance de la réparation par patch en composite dépend non seulement des propriétés mécaniques de l'adhésif et de son épaisseur, mais également de la géométrie du patch et de ses dimensions ainsi que la séquence d'empilement.

La rigidité du patch joue un rôle très important dans la performance des réparations. Il existe une séquence d'empilement optimale conduisant à la minimisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Le paramètre du composite le plus important ayant une influence majeure sur le comportement de l'énergie de rupture en pointe de fissure n'est autre que le module de Young longitudinal du composite. Les performances de la structure réparée par collage sont améliorées lorsque le patch présente un module de Young longitudinal de valeur importante. La différence entre les modules de Young des différents plis engendre une variation importante de l'intégrale J .

Les niveaux de l'intégrale J les plus élevés sont obtenus pour une fissure sollicitée en ouverture (mode I pur) et réparée par un patch composite de séquence $[90]_{2s}$. La séquence à 0° conduit à des niveaux d'énergies de ruptures minimaux quel que soit le mode de rupture de la structure réparée.

L'énergie de rupture en pointe de fissure dépend non seulement de la taille de la fissure mais également de sa position le long de l'épaisseur, de la séquence d'empilement et du mode de rupture. En effet, les valeurs les plus importantes de cette énergie sont obtenues du côté non réparé de la fissure. Le paramètre J atteint son maximum au bord libre de l'éprouvette puis décroît sur le côté réparé. Une fissure orientée perpendiculairement au chargement conduit à l'énergie de rupture la plus importante. Les valeurs les plus sensibles de l'intégrale J sont obtenues pour la séquence $[90]_{2s}$.

Références bibliographiques

Références Bibliographiques

- [1] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [2] Baker, A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures* 47 (1999), 431–443.
- [3] Molent L, Callinan RJ, Jones R. design of an all boron/epoxy doubler reinforcement for F111C wing pivot : structural aspects. *Composite Structure*, Vol 11, 1989, pages 57-83.
- [4] MATHIAS. J.D. Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques. Thèse de Doctorat , Université BLAISE PASCAL - Clermont II 2005.
- [5] Baker A.A. Fatigue studies related to certification of composite crack patching for primary metallic aircraft structure. In: proceeding of FAA-NASA Symposium on Continued Airworthiness of aircraft structures. DOT/FAA/AR-97/2, 1996.p.313-29.
- [6] J. Wang, A.N. Rider, M. Heller, and R. Kaye. Theoretical and experimental research into optimal edge taper of bonded repair patches subject to fatigue loadings. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 25 :410–426, 2006.
- [7] Ramesh Chandra, Murthy MVV, Ramamurthy TS, Rao AK. Analytical estimation of stress intensity factors in patched cracked plates. *Engng Fract Mech* 1985, Vol 21, pages 479-494.
- [8] Adams, R., and Wake, W. *Structural adhesive joints in engineering*. Elsevier, 1984.
- [9] Hart-Smith, L. Adhesive-bonded single-lap joints. Tech. Rep. CR-112236, NASA, 1973.
- [10] Hart-Smith, L. A peel-type durability test coupon to assess interfaces in bonded, co-bonded, and co-cured composite structures. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 19 (1999), 181–191.
- [11] Oplinger, D. Effects of adherent deflection in single lap joints. *International Journal of Solids and Structures* 31, 18 (1994), 2565–2587.

Références Bibliographiques

- [12] Tsai, M. Y., Oplinger, D. W., and Morton, J. Improved theoretical solutions for adhesive lap joints. *International Journal of Solids and Structures* 35, 12 (1998), 1163–1185.
- [13] Davis, M., and Bond, D. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 19 (1999), 91–105.
- [14] O. Volkersen. Die niekraft in zugbeanspruchten mit konstanten laschenquerschriften. *Luftfahrtforschung*, 15:41-47, 1938.
- [15] NA. de Bruyne. The strength of glued joints. *Aircraft Engineering*, pages 115-118, 1944.
- [16] Goland and Reissner. The stress in cemented joints. *Journal of Applied Mechanics*, vol 11 :A17–A27, 1944.
- [17] RD. Adams and NA. Papiatt. Effect of poisson's ratio strains in adherends on stresses of an idealized lap joint. *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, 8(2):134-139, 1973.
- [18] JD. Mathias, M. Grédiac, and X. Balandraud. On the bidirectional stress distribution in rectangular bonded composite patches. *International Journal of Solids and Structures*, 43:6921-6947, 2006.
- [19] DW. Oplinger. Effects of adherent deection in single lap joints. *International Journal of Solids and Structures*, 31(18):2565-2587, 1994.
- [20] DA. Bigwood and AD. Crocombe. Non-linear adhesive bonded joint design analyses. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 10:31-41, 1990.
- [21] RD. Adams and V. Mallick. A method for the stress analysis of lap joints. *The Journal of Adhesion*, 38:199-217, 1992.
- [22] MY. Tsai and J. Morton. The effect of a spew llet on adhesive stress distribution in laminated composite single-lap joints. *Composite Structures*, 32:123-131, 1995.
- [23] Lucas F.M. da Silva and R.D. Adams. Techniques to reduce the peel stresses in adhesive joints with composites. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 27:227-235, 2007.
- [24] Baker, A., and Jones, R. Bonded repair of aircraft structures. Martinus Nijhoff Publishers, ISBN: 90-247-3606-4, 1988.

Références Bibliographiques

- [25] Bartolomeusz, R. A., Baker, A. A., Chester, R. J., and Searl, A. Bonded joints with through-thickness adhesive stresses - reinforcing the f/a-18 y470.5 bulkhead. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 19 (1999),173–180.
- [26] D. Peretz and Y. Weitsman. The nonlinear viscoelastic characterization of FM 73 adhesive. *Journal of rheology*, 26(3):245-261, 1982.
- [27] WK. Chiu and R. Jones. Unified constitutive model for thermoset adhesive, FM73. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 15(3):131-136, 1995.
- [28] D. Peretz and Y. Weitsman. The nonlinear thermo viscoelastic characterization of FM 73 adhesive. *Journal of rheology*, 27(2):97-114, 1983.
- [29] AD. Crocombe. Modelling and predicting the effects of test speed on the strength of joints made with FM 73 adhesive. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 15:21-27, 1995.
- [30] XX. Yu, AD. Crocombe, and G. Richardson. Material modelling for rate-dependent adhesives. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 21:179-210, 2001.
- [31] P.R. Underhill and D.L. DuQuesnay. The dependence of the fatigue life of adhesive joints on surface preparation. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 26 :62–66, 2006.
- [32] R.H. Kaye and M. Heller. Through-thickness shape optimization of bonded repairs and lap-joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 22 :7–21, 2002.
- [33] Xiong, Y., and Raizenne, D. Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints. Tech. rep., Institute for aerospace research, Canada.
- [34] Kumar, A., and Hakeem, S. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures* 49 (2000), 285–292.
- [35] JD. Eshelby. The determination of the elastic _eld for an ellipsoidal inclusion and related problems. *Proceedings of Royal Society (London)*,A 241:376-396, 1957.
- [36] LRF. Rose. An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements. *International Journal of Solids and Structures*, 17(8):827-838, 1981.
- [37] GJ. Rodin. Eshelby's inclusion problem for polygons and polyhedra. *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, 44:1977-1995, 1996.
- [38] CN. Duong and J. Yu. An analytical estimate of thermal effects in a composite bonded repair: plane stress analysis. *International Journal of Solids and Structures*, 39:1003-1014, 2002.

Références Bibliographiques

- [39] CN. Duong and J. Yu. Thermal stresses in a one-sided bonded repair by a plate inclusion model. *Journal of Thermal Stresses*, 26:457-466,2003.
- [40] CN. Duong and J. Yu. Thermal stresses in one-sided bond repair: geometrically non linear analysis. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 40:197-209, 2003.
- [41] CN. Duong. An engineering approach to geometrically nonlinear analyses of a one-sided composite repair under thermo-mechanical loading. *Composite Structures*, 64:13-21, 2004.
- [42] CN. Duong. A unified approach to geometrically non linear analysis of tapered bonded joints and doublers. *International Journal of Solids and Structures*, 43:3498-3526, 2006.
- [43] K.H. Chung and W.H. Yang. A study of the fatigue crack growth behaviour of thick aluminium panels repaired with a composite patch. *Composite Structures*, vol 60 :1–7, 2003.
- [44] H. Hosseini Toudeshky, G. Sadeghi, and H.R. Daghyani. Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of assymetric repaired aluminium panels with glass-epoxy composite patches. *Composite Structures*, vol 71 :401–406, 2005.
- [45] D.C. Seo, J.J. Lee, and H.R. Daghyani. Fatigue crack growth behaviour of cracked aluminium plate repaired with composite patch. *Composite Structures*, vol 57 :323–330, 2003.
- [46] A. Bassetti. Lamelles précontraintes en fibres de carbone pour le renforcement de ponts rivetés endommagés par fatigue. Thèse, EPFL, Lausanne, Switzerland, 2001.
- [47] [P. Colombi. Plasticity induced fatigue crack growth retardation model for steel elements reinforced by composite patch. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol 43 :63–76, 2005.
- [48] OUDAD. W. Analyse par la méthode des éléments finis tridimensionnelle de l'étendue de la zone plastique en tête de fissure réparée par patch en composite. Thèse de doctorat, Université de Sidi bel Abbès, 2010
- [49] 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*, Volume 46, Issue 4, 2009, Pp.950-954.

Références Bibliographiques

- [50] S. Naboulsi and S. Mall. Fatigue growth of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol 28 :13–28, 1997.
- [51] V. Sabelkin, S. Mall, M.A. Hansen, R.M. Vanderwaker, and M. Derriso. Investigation into cracked aluminium plate repaired with bonded composite patch. *Composite Structures*, vol 79 :55–66, 2007.
- [52] A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, L. Aminallah, M. Es-Saheb, F. Benyahia. Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures *Composites Part B: Engineering*, Volume 42, Issue 3, 2011, Pages 511-516
- [53] L. Aminallah, T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier, A. Amrouche, X. Feaugas, N. Benssediq . Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures *Computational Materials Science*, Volume 46, Issue 4, 2009, Pages 1023-1027
- [54] DEHEEGER. A. Etude des effets thermiques dans des joints collés Application à des structures renforcées par patchs composites. Thèse de Doctorat Université Blaise Pascal - Clermont II. 2009
- [55] Baker, A.A., R.J. Chester, M. J. Davis, M.A. Retchford, and J.D. Roberts. The Development of a Boron/Epoxy Doubler System for the F-111 Wing Pivot Fitting- Materials Engineering Aspects, *Proceedings of the International Conference on Aircraft Damage Assessment and Repair*. August 1991.
- [56] Baker A.A. Growth, characterisation of fatigue cracks repaired with adhesively bonded boron/epoxy patches. In: *Proceedings of International Conference on Fracture 1997;ICF9* : 117-28.
- [57] Denney, J.J. Fatigue Response of Cracked Aluminum Panel with Partially Bonded Composite Patch. MS thesis, AFIT/GAE/ENY/95D-7. School of Engineering, Air Force Institute of Technology (AU), Wright-Patterson AFB OH, 1995.
- [58] Ryan, J., and T. B. Mills. The Effects of Disbonds on Patching Efficiency Over Thicker Structure, *Proceedings of the 1998 USAF Structural Integrity Program Conference*. San Antonio, Texas: December 1998.
- [59] Schubbe, J J. Thickness Effects on Cracked Aluminum Plate With Composite Patch Repair. Air Force Institute of Technology (AU), Wright-Patterson AFB OH, May 1997 (AFIT/DS/ENY/97-4).

Références Bibliographiques

- [60] Conley, D. S. Fatigue Response of Repaired Thick Aluminum Panels with Bondline Flaws. MS Thesis, AFIT/GAE/ENY/99M-03. School of Engineering, Air Force Institute of Technology, (AU), Wright-Patterson AFB, 1999.
- [61] Jones R, Molent L, Paul J, Saunders T, ChiuWK. Development of a composite repair and the associated inspection intervals for the F111C stiffener runout region. NASA CP 3274, 1994, pages 339-350.
- [62] Rose LRF, Design analysis and validation for a bonded composite repair to primary aircraft structure. In : Proceeding of International Conference on Fracture. ICF-9. 1997, pages 129- 141.
- [63] Belason B, Rutherford P, Miller M, Raj S. Evaluation of boron/epoxy doublers for commercial aircraft aluminum structures. NASA CP 3274, 1994, p. 49-60.
- [64] Rose LRF. A cracked plate repaired by bonded reinforcements. Int J Fract 1982; Vol 18, pages 135-144.
- [65] Rose LRF. Crack reinforcement by distributed springs. J Mech Phys Solids 1987; Vol 35, pages 383-400.
- [66] Zhu C, Lam YC. Analysis of one sided repair to a cracked thick plate. In: Proceedings of International Conference on Fracture 1997; ICF-9 : 595-602.
- [67] Young A, Cartwright DJ, Rooke DP. Model studies of repair patches. In: Proceedings of International Conference on Fatigue, Corrosion, Cracking, Fracture Mechanics and Failure Analysis, Salt Lake City, 1985. p. 339-346.
- [68] Young A, Rooke DP, Cartwright DJ. Numerical study of balanced patch repairs to cracked sheets. Aero J 1989; Vol 93, pages 327-334.
- [69] Sun CT, Klug J, Arendt C. Analysis of cracked plates repaired with bonded composite patches. AIAA J 1996, Vol 34, pages 369-374.
- [70] Mitchell RA, Woolley RM, Chwirut DJ. Analysis of composite reinforced cut-outs and cracks. AIAA J 1975, Vol 13, pages 744-749.
- [71] Jones R, Callinan RJ. Finite element analysis of patched cracks. J Struct Mech 1979, Vol 7, pages 107-130.
- [72] Callinan RJ, Rose LRF, Wang CH. Three dimensional stress analysis of crack patching. In: Proceedings of International Conference on Fracture 1997; ICF-9:2151-2158.

Références Bibliographiques

- [73] Rooke DP, Young A, Courtney TJ. 1992. Effect of repair patches on fatigue lifetimes. In: *Durability of Metal Aircraft Structures*. Atluri SN, Harris CE, Hoggard A, Miller N, Sampath CG, editors. p. 132-145.
- [74] Chue CH, Chang LC, Tsai JS. Bonded repair of a plate with inclined central crack under biaxial loading. *Composite Structure* 1994, Vol28, pages 39-45.
- [75] Naboulsi S, Mall S. Three layer technique for bonded composite patch. In: *Proceedings of International Conference on Fracture 1997*;ICF-9:2167-2174.
- [76] Hu FZ, Soutis C. Strength prediction of patch repaired CFRP laminates loaded in compression. *Compos Sci Technol* 2000, Vol 60, pages 1103-1114.
- [77] Soutis C, Hu FZ. Design and performance of bonded patch repairs of composite structures. *Proc Instn Mech Engrs* 1997. Vol 211 Part G
- [78] Schubbe JJ, Mall S. Modeling of cracked thick metallic structure with bonded composite patch repair using three-layer technique. *Compos Struct* 1999, Vol 45, pages 185-193.
- [79] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier. Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode. *Composite Structures*, Volume 56, Issue 4, June 2002, Pages 401-406
- [80] T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier. Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch *Computational Materials Science*, Volume 28, Issue 1, July 2003, Pages 41-48
- [81] K. Madani, S. Touzain, X. Feugas, M. Benguediab, M. Ratwani. Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/epoxy composite patch. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 29 (2009), 225–233.
- [82] D. Ouinas, A. Hebbbar, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier. Numerical analysis of the stress intensity factors for repaired cracks from a notch with bonded composite semicircular patch *Composites Part B: Engineering*, Volume 40, Issue 8, December 2009, Pages 804-810.
- [83] M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, A. Megueni, K. Kaddouri. Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: numerical analysis *Composite Structures*, Volume 65, Issue 1, July 2004, Pages 47-53

Références Bibliographiques

- [84] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier and M. Benguediab. Numerical analysis of the beneficial effect of the double symmetric patch repair compared to single one in aircraft structures *Computational Materials Science*, Volume 38, Issue 4, 2007, Pages 824-829.
- [85] B. Bachir Bouiadjra; H. Fekirini; B. Serier; M. Benguediab . SIF for Inclined Cracks Repaired with Double and Single Composite Patch , *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Volume 14, Issue 4, 2007, Pages 303 – 308.
- [86] Fekirini H., Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Boutabout B., Serier B. Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures, *Composite Structure*, 2008; 82:84-89.
- [87] B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, M. Berrahou, D. Ouinas, X. Feaugas. Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures *Materials & Design*, Volume 31, Issue 6, June 2010, Pages 3073-3077.
- [88] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, M. Ratwani. Numerical analysis for the determination of the stress intensity factors and crack opening displacements in plates repaired with single and double composite patches. *Computational Materials Science*, Volume 42, Issue 3, May 2008, Pages 385-393.
- [89] Baker A.A. Bonded composite repair of metallic aircraft components-an Overview of Australian Activities. *Proceeding of the AGARD, Specialist meeting on composite repair of military aircraft structures. SEVILLE, 1994 Spain.*
- [90] A. Amiri. Modélisation du décollement et analyse du comportement d'une plaque en Aluminium fissure et réparée par collage. Thèse de Doctorat d'Etat : UDL SBA 2006.
- [91] A. Megueni, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari. Disbond effect on the stress intensity factor for repairing cracks with bonded composite patch *Computational Materials Science*, Volume 29, Issue 4, April 2004, Pp. 407-413.
- [92] D. Ouinas, B. Serier, B.B. Bouiadjra The effects of disbonds on the pure mode II stress intensity factor of aluminium plate reinforced with bonded composite materials *Computational Materials Science*, Volume 39, Issue 4, June 2007, Pages 782-787.

Références Bibliographiques

- [93] D. Ouinas, B.B. Bouiadjra, B. Serier. The effects of disbonds on the stress intensity factor of aluminium panels repaired using composite materials *Composite Structures*, Volume 78, Issue 2, April 2007, Pages 278-284.
- [94] Bouiadjra, D. Ouinas, B. Serier, N. Benderdouche B.B. Bouiadjra. Disbond effects on bonded boron/epoxy composite repair to aluminum plates. *Computational Materials Science*, Volume 42, Issue 2, April 2008, Pages 220-227.
- [95] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier. Fracture energy for repaired cracks with bonded composite patch having two adhesive bands in aircraft structures *Computational Materials Science*, Volume 40, Issue 1, July 2007, pp 20-26.
- [96] Bachir Bouiadjra B, Fari Bouanani M, Albedah A, Benyahia F, Es-Saheb M. Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures: a numerical analysis. *Mater Des* 2011;32:3161–6.
- [97] Kaddouri K, Ouinas D, Bachir Bouiadjra B. FE analysis of the behaviour of octagonal bonded composite repair in aircraft structures. *J Comput Mater Sci* 2008;43:1109–11.
- [98] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra , B. Achour , N. Benderdouche. Modelling of a cracked aluminium plate repaired with composite octagonal patch in mode I and mixed mode. *Materials and Design* 30 (2009) 590–595.
- [99] Ouinas D, Hebbar A, Bachir Bouiadjra B, Belhouari M, Serier B. Numerical analysis of the stress intensity factors for repaired cracks from a notch with bonded composite semicircular patch. *Compos Part B: Eng* 2009;40:804–10.
- [100] Albedah A, Bachir Bouiadjra B, Mhamdia R, Benyahia F, Es-Saheb M. Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape. *J Mater Des* 2011;32:996–1000.
- [101] Mhamdia R, B. Serier , B. Bachir Bouiadjra , M. Belhouari .Numerical analysis of the patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures. *Composites: Part B* 43 (2012) 391–397
- [102] Brighenti.R , Carpinteri .A, Vantadori. S. Genetic algorithm applied to optimisation of patch repairs for cracked plates *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 196 (2006) 466–475

Références Bibliographiques

- [103] V.B. Gantovnik, C.M. Anderson-Cook, Z. Gu´rdal, L.T. Watson, A genetic algorithm with memory for mixed discrete–continuous design optimization, *Comput. Struct.* 81 (2003) 2003–2009.
- [104] F. Cappello, A. Mancuso, A genetic algorithm for combined topology and shape optimisations, *Comput.-Aid. Des.* 35 (2003) 761–769.
- [105] A. Muc, W. Gurba, Genetic algorithm and finite element analysis in optimization of composite structures, *Comp. Struct.* 54 (2001) 275–281.
- [106] H. Surendranath, H.A. Bruck, S. Gowrisankaran, Enhancing the optimization of material distributions in composite structures using gradient architecture, *Int. J. Solids Struct.* 40 (2003) 2999–3020.
- [107] A. Mahadesh Kumar, S.A. Hakeem, Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet, *Comp. Struct.* 49 (2000) 285–292.
- [108] Brighenti .B. Patch repair design optimisation for fracture and fatigue improvements of cracked plates. *International Journal of Solids and Structures* 44 (2007) 1115–1131
- [109] Brighenti, R., 2004. Optimum patch repair shapes for cracked members. *Int. J. Mech. Mater. Des.* 1 (4), 365–381.
- [110] Mathias J.D , Balandraud X., Grediac M. Applying a genetic algorithm to the optimization of composite patches *Computers and Structures* 84 (2006) 823–834.
- [111] Frigon NL, Mathews D. *Practical guide to experimental design*. NewYork: Wiley; 1996.
- [112] Eriksson L, Johansson E, Kettaneh-Wold N, Wikström C, Wold S. *Design of experiments: principles and applications*. Stockholm: Learnways AB; 2000.
- [113] A. Ait Yala, A. Megueni. Optimisation of composite patches repairs with the design of experiments method. *Materials and Design* 30 (2009) 200–205.
- [114] S.M. Fekih, A. Albedah , F. Benyahia, M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra , A. Miloudi. Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures *Materials and Design* 41 (2012) 171–176.
- [115] Jones R., Callinan R. J., "A design study in crack patching", *Fibre Science and Technology*, V.14, pp.99-111., 1979
- [116] Baker A. A., Rose L. R. F., Jones R., "Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure", 1ère ed., Netherlands, Elsevier Science, ISBN: 0-08-042699-9, 2002

Références Bibliographiques

- [117] Deaton J. W., "A Repair Technology Program at NASA on Composite Materials", vol. NASA Technical Memorandum 84505, 1982.
- [118] Jones J. S., Graves S. R., "Repair Techniques for Celion/LARC-160 Graphite/Polyimide Composite Structures", 1984
- [119] MARIE-LAETITIA PASTOR. Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patchs composites Université BLAISE PASCAL - CLERMONT II. 2007.
- [120] Falzon B. G., "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperial College of London, TP-155, 2006
- [121] HAUTIER.M. Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique. Thèse de Doctorat de l'Université Toulouse III. 2010.
- [122] Leon-Dufour J.-L., "Dimensionnement des structures composites aux dommages", Journée de l'Association Aéronautique et Astronautique de France - 3AF, CNES, Toulouse, Airbus, 2008
- [123] Armstrong K. B., Bevan L. G., Cole W. F., "Care and Repair of Advanced Composites", 2ème ed., Warrendale, PA, SAE International, ISBN: 0-7680-1062-4, 2005
- [124] Duong C. N., Wang C. H., "Composite Repair / Theory and Design", 1st edited., Netherlands, Elsevier, ISBN: 978-0-0804-5146-6, 2007
- [125] G. Goulios and Z. Mariola-Riga. Composite patch repairs for commercial aircraft : Compres. Air and Space Europe 3, pages 143-147, 2001.
- [126] Grabovac, I., R. A. Bartholomeusz, and A. A. Baker. Composite Reinforcement of a Ship Superstructure-Project Overview. Composites, 24: 501-509, (Number 6, 1993).
- [127] Guocai Wu and JM. Yang. The mechanical behavior of glare laminates for aircraft structures. Journal of the minerals, metals and materials society, 57:72-79, 2005.
- [128] I. Grabovac, D. Whittaker. Application of bonded composites in the repair of ships structures – A 15-year service experience. Composites : Part A 40 (2009) 1381-1398
- [129] G. Savage, M. Oxley. Repair of composite structures on Formula 1 race cars. Engineering Failure Analysis. 17(1), 2010, Pages 70-82.

Références Bibliographiques

- [130] J. Yao, J.G. Teng, J.F. Chen. Experimental study on FRP-to-concrete bonded joints. *Composites : Part B* 36 (2005) 99-113.
- [131] Joannès S. Caractérisation mécanique et outil d'aide au dimensionnement des collages structuraux. Thèse de Doctorat, Ecole nationale supérieure des mines de paris 2007.
- [132] Buch X. Dégradation thermique et fluage d'un adhésif structural époxyde. Thèse de Doctorat, Ecole nationale supérieure des mines de paris 2000.
- [133] Bénédicte LE CROM. Evaluation ultrasonore des réparations de structures métalliques par collage de patchs composites. Université bordeaux 1. 2010.
- [134] LFM. Da Silva, PJC Das Neves, RD. Adams, and JK. Spelt. Analytical models of adhesively bonded joints - part I: Literature survey. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29:319-330, 2009.
- [135] JD. Mathias, X. Balandraud, and M. Gréediac. Experimental investigation of composite patches with a full-field measurement method. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 37:177-190, 2006.
- [136] JD. Mathias, and M. Gréediac. Applying the grid method to validate a numerical model predicting the transverse shear stress distributions in patched structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 39:1194-1209, 2008.
- [137] Xiong, Y., and Raizenne, D. Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints. AGARD specialist meeting on bolted/bonded joints in polymeric composites, AGARD conference proceedings 590, Florence, Italy, September, 1996, pp. 1-11.
- [138] X. Liu, G. Wang. Progressive failure analysis of bonded composite repairs. *Composite Structures*, 81 (2007) 331-340
- [139] Pedersen, P. On sensitivity analysis and optimal design of specially orthotropic laminates. *Engineering optimization* 11 (1987), 305–316.
- [140] Kogiso, N., Watson, L. T., Gurdal, Z., and Haftka, R. T. Genetic algorithms with local improvement for composite laminate design. *Structural Optimization* 7 (1994), 207–218.
- [141] Riche, R. L., and Cailletaud, G. A mixed evolutionary/heuristic approach to shape optimization. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 41 (1998), 1463–1484.

Références Bibliographiques

- [142] Riche, R. L., and Haftka, R. T. Improved genetic algorithm for minimum thickness composite laminate design. *Composites Engineering* 5, 2 (1995), 143–161.
- [143] Todoroki, A., and Haftka, R. T. Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy. *Composites : Part B* 29 (1998), 277–285.
- [144] IRISARRI. F.X. Stratégies de calcul pour l'optimisation multiobjectif des structures composites. Thèse de Doctorat de l'université de Toulouse. 2009.
- [145] Russell A. J., Bowers C. P., "Repairing Delamination with Low Viscosity Epoxy Resins", AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Developments) CP 530, Neuilly sur Seine, p.1-10, 1992.
- [146] Pang J. W. C., Bond I. P., "Bleeding composites - damage detection and self-repair using a biomimetic approach", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, V.36, pp.183-188., 2005.
- [147] Williams G., Trask R., Bond I., "A self-healing carbon fibre reinforced polymer for aerospace applications", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, V.38, pp.1525-1532.2007.
- [148] Brunel J.-E., "Eurocopter in house repair for composite structure", Composite Patch Repair Seminar, CEAT Toulouse, J.Begue, 2007
- [149] A.C. Okafor, H. Bhogapurapu. Design and analysis of adhesively bonded thick composite patch repair of corrosion grind-out and cracks on 2024 T3 clad aluminium aging aircraft structures. *Composite Structures* 76 (2006) 138-150
- [150] Chun H. Wang, Andrew J. Gunnion. On the design methodology of scarf to composite laminates. *Composites Science and Technology*, 68 (2008) 35-46
- [151] CHENG.P. Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patchs externes. Thèse de Doctorat de l'Université de Bourgogne. 2010
- [152] Li H. C. H., Callus P. J., Herszberg I., "Through-thickness reinforcement repair of delaminated carbon-epoxy panels", *Composite Structures*, V.75, pp.539-544., 2006
- [153] MODDE 5.0 (Modling and Design) Umetrics AB, Umea, Sweden.
- [154] ABAQUS/CAE Ver 6.9 User's Manual. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, Inc; 2007
- [155] LFM. Da Silva and RD. Adams. Measurement of the mechanical properties of structural adhesives in tension and shear over a wide range of temperatures. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 19(2):109-141, 2005.

Références Bibliographiques

- [157] K. Madani. Etude numérique et expérimentale de la technique de réparation des structures aéronautiques par patch en composite, cas de l'Aluminium 2024-T3 réparée par composite Carbone/Epoxyde. Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2007.
- [158] W. Oudad, K. Madani, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, S. Cohendoz, S. Touzain, X. Feugas Effect of humidity absorption by the adhesive on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures Composites Part B (2012) 3419–3424
- [159] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, H.R. Daghyani, Mixed-mode fracture analysis of repaired aluminum panels using composite patches, Compos. Sci. Tech. 66 (2006) 188–198.
- [160] H. Hosseini-Toudeshky, S. Bakhshandeh, B. Mohammadi, H.R. Daghyani, Experimental investigations on fatigue crack growth of repaired thick aluminum panels in mixed-mode conditions, Compos. Struct. 75 (2006) 428–436.
- [161] H. Hosseini-Toudeshky, S. Bakhshandeh, B. Mohammadi, H.R. Daghyani. Experimental investigations on fatigue crack growth of repaired thick aluminium panels in mixed-mode conditions. Composite Structures 75 (2006) 437–443.
- [162] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, S. Bakhshandeh, Mixed-mode fatigue crack growth of thin aluminium panels with single-side repair using experimental and numerical methods, Fatigue Fract. Eng. M. 30 (2007) 629–639.
- [163] Hosseini-Toudeshky H., Mohammadi B., Sadeghi G., Daghyani H.R., Numerical and experimental fatigue crack growth analysis in mode-I for repaired aluminum panels using composite material, Composites: Part A 2007; 38: 1141–1148.
- [164] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, S. Bakhshandeh, Crack trajectory analysis of single-side repaired thin panels in mixed-mode conditions using glass/epoxy patches, Comput. Struct. 86 (9) (2008) 997–1005.
- [165] H. Hosseini-Toudeshky, M.Saber,B.Mohammadi. Finite element crack propagation of adhesively bonded repaired panels in general mixed-mode conditions. Finite Elements in Analysis and Design 45 (2009) 94 -- 103.
- [166] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi. Mixed-mode numerical and experimental fatigue crack growth analyses of thick aluminium panels repaired with composite patches. Composite Structures 91 (2009) 1–8.

Références Bibliographiques

- [167] Hossein Hosseini-Toudeshky , Mir Ali Ghaffari , Bijan Mohammadi. Finite element fatigue propagation of induced cracks by stiffeners in repaired panels with composite patches, *Composite Structures* 94 (2012) 1771–1780.
- [168] Chung KH, Yang WH, Fracture mechanics analysis on the bonded repair of a skin/stiffener with an inclined centrale crack. *Composite structure* 55 (2002) 269-276
- [169] H.K. Chung, W.H. Yang, Mixed-Mode fatigue crack growth in aluminium plates with composite patches, *Int. J. Fatigue*. 25 (2003) 325–333.
- [170] Kan HP, Ratwani MM. Composite patch repair of thick aluminum structures, final report. Airtask No. WF41-400. PE 62241. Report No. NADC-82139-60. Warminster, PA: United States Navy Air Development Center. 18974: 1983.
- [171] Heller M, Hill TG, Williams JF, Jones R. Increasing the Fatigue Life of Cracked Fastener Holes Using Bonded Repairs. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* 1989;11:1–8.
- [172] Sethuraman R, Maiti SK. Determination of Mixed Mode Stress Intensity Factors for a Crack-stiffened Panel. *Engineering Fracture Mechanics* 1989;33(3):355–69.
- [173] Ayatollahi MR, Pavier MJ, Smith DJ. Determination of T-stress from finite element analysis for mode I and mixed mode I/II loading. *Int J Fract* 1998;91:283–98.
- [174] M.R. Ayatollahi , R. Hashemi. Mixed mode fracture in an inclined center crack repaired by composite patching *Composite Structures* 81 (2007) 264–273.
- [175] M.R. Ayatollahi , R. Hashemi Computation of stress intensity factors (KI, KII) and T-stress for cracks reinforced by composite patching *Composite Structures* 78 (2007) 602–609.
- [176] Chung KH, Yang WH, Cho MR. Fracture Mechanics Analysis of Cracked Plate Repaired by Composite Patch. *Key Engineering Material* 2000;183-187:43–8.
- [177] Chung KH, Yang WH, Cho MR. Fracture Mechanics Analysis of Cracked Plate Repaired by Patch(1). *Transaction of the Korean Society of Material Engineers* 2000;24(8):2000–6.
- [178] Chung KH, Yang WH, Cho MR. Fracture Mechanics Analysis of Cracked Plate Repaired by Patch (2). The Analysis of Debonding Effect. *Transaction of the Korean Society of Material Engineers* 2000;24(9):2246–51.

Références Bibliographiques

- [179] Ramji M, Srilakshmi R. Design of composite patch reinforcement applied to mixed mode cracked panel using FEA. *J Reinf Plast Comp* 2012;39(9):585–95.
- [180] M. Ramji , R. Srilakshmi, M. Bhanu Prakash. Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM. Article sous press (2012) *Composites: Part B*.
- [181] R.A. Bartholomeusz, A.A. Baker, R.J. Chester et A. Searl : Bonded joints with through-thickness adhesive stresses - reinforcing the f/a-18 y470.5 bulkhead. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 19:173-180, 1999.
- [182] COUDOR.P. Analyse fine du mécanisme d'interaction dans les structures souples assemblées par collage Universités Blaise Pascal - Clermont II Ecole Doctorale Sciences Pour l'Ingénieur de Clermont-Ferrand. Thèse de doctorat 2009.
- [183] P.C. Pandey, H. Shankaragouda et Arbind Kr. Singh : Nonlinear analysis of adhesively bonded lap joints considering viscoplasticity in adhesives. *Computers and Structures*, 70:387-413, 1999.
- [184] Peter Chalkley et Alan Baker : Development of a generic repair joint for certification of bonded composite repairs. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 19:121-132, 1999.
- [185] A. Higgins : Adhesive bonding of aircraft structures. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 20:367-376, 2000.
- [186] M. Bezzerrouki , B. Bachir Bouiadjra , D. Ouinas. SIF for cracks repaired with single composite patch having two adhesive bands and double symmetric one in aircraft structures. *Computational Materials Science* 44 (2008) 542–546.
- [187] H. Fekirini, Analyse de l'application de la technique du double adhésif dans la réparation des structures fissurées. Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2009.
- [188] M. Bezzerrouki. Effet des défauts d'adhésion sur les performances des réparations par patch en composite. Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2012.