



**HAL**  
open science

## Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patchs composites

Marie-Laetitia Pastor

► **To cite this version:**

Marie-Laetitia Pastor. Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patchs composites. Mécanique [physics.med-ph]. Université Blaise Pascal - Clermont-Ferrand II, 2007. Français. NNT: . tel-00204550

**HAL Id: tel-00204550**

**<https://theses.hal.science/tel-00204550>**

Submitted on 14 Jan 2008

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

N° d'ordre : D. U. : 1767  
E D S P I C : 379

**Université BLAISE PASCAL - CLERMONT II**

**ECOLE DOCTORALE  
SCIENCES POUR L'INGENIEUR DE CLERMONT-FERRAND**

# **Thèse**

Présentée par

**MARIE-LAETITIA PASTOR**

Pour obtenir le grade de

**DOCTEUR D'UNIVERSITE**

**SPECIALITE : Génie Mécanique**

**Contribution à l'étude en fatigue de structures en  
aluminium renforcées par patchs composites**

Soutenue publiquement le 27 septembre 2007 devant le jury :

H.P. LIEURADE	CETIM, Senlis	Président
S. DEGALLAIX	Ecole Centrale, Lille	Rapporteur
F. PIERRON	ENSAM, Châlons-en-Champagne	Rapporteur
J.F. BEGUE	CEAT, Toulouse	Examinateur
X. BALANDRAUD	IFMA, Clermont-Ferrand	Encadrant
M. GREDIAC	Université Blaise Pascal, Clermont-Ferrand	Co-directeur de thèse
J.L. ROBERT	Université Blaise Pascal, Montluçon	Co-directeur de thèse

# Table des matières

<b>Remerciements</b>	<b>11</b>
<b>Résumé</b>	<b>13</b>
<b>Abstract</b>	<b>15</b>
<b>Introduction</b>	<b>17</b>
<b>1 Essais de fatigue uniaxiaux sur des éprouvettes renforcées par patchs composites</b>	<b>22</b>
1.1 Introduction . . . . .	22
1.2 Etat de l'art . . . . .	24
1.2.1 Réparation . . . . .	24
1.2.2 Renforcement . . . . .	26
1.3 Essais de fatigue sur l'aluminium . . . . .	28
1.3.1 Dispositif expérimental . . . . .	29
1.3.2 Logiciel ESOPE . . . . .	32
1.3.3 Géométrie des éprouvettes et description des essais réalisés . .	35
1.3.4 Influence du mode de découpe . . . . .	38
1.3.5 Courbes S-N de référence . . . . .	38
1.3.6 Dispersion des propriétés de fatigue de l'aluminium . . . . .	39
1.3.7 Influence du traitement thermique à 120°C . . . . .	42

1.4	Essais de fatigue sur éprouvettes renforcées . . . . .	44
1.4.1	Éprouvettes vierges renforcées . . . . .	45
1.4.2	Éprouvettes pré-endommagées puis renforcées . . . . .	56
1.4.3	Calcul des contraintes de cisaillement dans la colle . . . . .	60
1.5	Conclusion . . . . .	70
<b>2</b>	<b>Post-processeur de calcul de durée de vie</b>	<b>74</b>
2.1	Introduction . . . . .	74
2.2	Etat de l'art . . . . .	75
2.2.1	Présentation générale de la fatigue . . . . .	75
2.2.2	Dimensionnement des structures en fatigue . . . . .	80
2.2.3	Approches en contrainte pour le cas de la fatigue multiaxiale d'amplitude variable . . . . .	82
2.3	Architecture du logiciel et organigramme . . . . .	84
2.4	Programmation des lois d'endommagement . . . . .	87
2.4.1	Généralités sur le concept de cumul de dommage . . . . .	87
2.4.2	Comptage préliminaire des cycles par le méthode Rainflow . . . . .	88
2.4.3	Modèles programmés . . . . .	90
2.4.4	Calage des lois à partir des essais à deux niveaux réalisés sur les éprouvettes d'aluminium . . . . .	107
2.5	Critères de fatigue multiaxiaux . . . . .	111
2.5.1	Différents concepts . . . . .	111
2.5.2	Critères programmés dans le logiciel . . . . .	117
2.6	Confrontation du logiciel à des applications expérimentales sur des mini-structures pré-endommagées avant renforcement . . . . .	122
2.6.1	Description des essais et résultats expérimentaux . . . . .	122
2.6.2	Méthode du gradient . . . . .	126
2.6.3	Prévisions de durée de vie . . . . .	129

2.7 Conclusion . . . . .	132
--------------------------	-----

**3 Analyse thermographique de l'endommagement lors de la fatigue oligocyclique de l'alliage d'aluminium 2024-T3** **135**

3.1 Introduction . . . . .	135
3.2 La thermographie IR pour l'étude du comportement en fatigue des matériaux . . . . .	138
3.3 Cadre thermodynamique d'interprétation . . . . .	144
3.3.1 Premier principe . . . . .	145
3.3.2 Second principe . . . . .	147
3.3.3 Equation de la chaleur . . . . .	149
3.3.4 Champ de températures de référence . . . . .	151
3.3.5 Equation de la chaleur en 2D . . . . .	152
3.4 Dispositifs expérimentaux . . . . .	153
3.4.1 Rappels sur le rayonnement thermique . . . . .	153
3.4.2 Dispositif thermographique infrarouge . . . . .	154
3.5 Etudes préliminaires . . . . .	157
3.5.1 Mesures de champs homogènes . . . . .	157
3.5.2 Température des mors . . . . .	158
3.5.3 Déplacement des points matériels . . . . .	160
3.5.4 Détermination de la constante de temps $\tau_{th}^{2D}$ . . . . .	161
3.6 Méthodes de filtrage . . . . .	162
3.6.1 Filtrage du terme temporel . . . . .	163
3.6.2 Méthodes de filtrage testées pour le Laplacien . . . . .	163
3.6.3 Méthode de filtrage retenue . . . . .	167
3.7 Protocole expérimental . . . . .	170
3.7.1 Géométries des éprouvettes . . . . .	170
3.7.2 Préparation des éprouvettes . . . . .	171

3.7.3	Conditions d'essais . . . . .	171
3.8	Analyse des résultats expérimentaux . . . . .	173
3.8.1	Analyse de l'évolution de la température . . . . .	173
3.8.2	Sources de chaleur . . . . .	176
3.8.3	Domage cumulé . . . . .	179
3.8.4	Lien avec la fatigue . . . . .	180
3.9	Etude de la partie stationnaire de l'essai de fatigue . . . . .	183
3.9.1	Introduction . . . . .	183
3.9.2	Etude menée par Krapez <i>et al.</i> . . . . .	184
3.9.3	Traitement réalisé durant cette étude . . . . .	186
3.9.4	Résultats . . . . .	187
3.10	Conclusions . . . . .	190
	<b>Conclusion</b>	<b>193</b>
	<b>Bibliographie</b>	<b>206</b>

# Table des figures

0.0.1	Dommmage présent sur l'Alphajet. . . . .	18
1.2.1	Localisation de la fissure par fatigue sur le F111 d'après [Bak99]. . . . .	25
1.2.2	Localisation de la fissure par fatigue de l'Alphajet (AIA). . . . .	27
1.3.1	Dispositif expérimental de fatigue. . . . .	30
1.3.2	Eprouvette du réglage d'alignement des mors. . . . .	32
1.3.3	Déformation des éprouvettes dans les mors sans pré-réglage. . . . .	33
1.3.4	Géométrie des éprouvettes de fatigue. . . . .	36
1.3.5	Eprouvette placée dans le raidisseur. . . . .	37
1.3.6	Raidisseur. . . . .	37
1.3.7	Courbes S-N à $R = 0$ pour les éprouvettes découpées au laser/jet d'eau. . . . .	39
1.3.8	Courbes S-N de l'aluminium 2024-T3 à $R = 0$ et à $R = -1$ . . . . .	40
1.3.9	Courbes S-N expérimentales à $R = 0$ pour deux plaques différentes . . . . .	40
1.3.10	Domaines de confiance à 95 % pour deux plaques différentes. . . . .	41
1.3.11	Courbes S-N expérimentales à $R = 0$ espacées dans le temps . . . . .	43
1.4.1	Eprouvette en composite instrumentée . . . . .	46
1.4.2	Préparation des plaques de composite pour le renforcement. . . . .	48
1.4.3	Deux types d'éprouvettes renforcées par patches composites. . . . .	49
1.4.4	Nombre moyen de cycles à rupture et écart-type . . . . .	52
1.4.5	Eprouvettes après rupture. . . . .	53
1.4.6	Courbe S-N à $R = 0$ . . . . .	54

1.4.7	Résistance à la fatigue des éprouvettes patchées B . . . . .	56
1.4.8	Résistance en fatigue d'éprouvettes patchées pré-fatiguées . . . . .	59
1.4.9	Elongation de l'éprouvette . . . . .	61
1.4.10	Comportement en fatigue des éprouvettes renforcées . . . . .	62
1.4.11	Modèle unidirectionnel d'une structure renforcée . . . . .	63
1.4.12	Maillage d'une demi-éprouvette renforcée par patch composite. . . . .	67
1.4.13	Répartition des contraintes normales $\sigma_{xx}^p$ dans le patch composite. . . . .	68
1.4.14	Répartition des contraintes de cisaillement $\tau_{xy}^a$ dans la colle. . . . .	68
1.4.15	Eprouvette patchée équipée d'un serre-joint. . . . .	69
1.4.16	Position schématique de la jauge collée sur le patch composite. . . . .	70
1.4.17	Essai de traction monotone d'une éprouvette patchée. . . . .	71
2.2.1	Mécanisme d'amorçage d'une fissure par fatigue. . . . .	76
2.2.2	Cycles de contraintes particuliers. . . . .	78
2.2.3	Diagramme de Haigh . . . . .	79
2.2.4	Courbe S-N. . . . .	79
2.2.5	Différents types d'états de contraintes. . . . .	81
2.2.6	Démarche de prévision de durée de vie . . . . .	82
2.3.1	Architecture du post-processeur de prévision de durée de vie. . . . .	86
2.4.1	Apparition possible d'un cycle [AFN93]. . . . .	89
2.4.2	Courbes S-N servant au calcul du dommage par la loi de Grover [Nga03].	93
2.4.3	Cumul du dommage pour la loi de Manson [Nga03]. . . . .	96
2.4.4	Modèle de Freudenthal-Heller - Courbes S-N théorique et expérimentale	101
2.4.5	Définition des paramètres utilisés dans la loi de Mesmacque [MGAR05].	105
2.4.6	Représentation des résultats d'essais de fatigue à deux niveaux. . . . .	109
2.4.7	Démarche du calcul d'optimisation des paramètres de calage des lois .	112
2.4.8	Valeurs du critère d'optimisation . . . . .	113
2.5.1	Principe de l'équivalence en fatigue . . . . .	115



2.5.2	Sphère de rayon unité définie par Grübisic et Simbürger [Sim75]. . . . .	119
2.6.1	Dessin de définition des mini-structures. . . . .	124
2.6.2	Mini-structures renforcées par patchs composites . . . . .	125
2.6.3	Description du diagramme de Haigh. . . . .	129
2.6.4	Comparaison des durées de vie expérimentales et théoriques. . . . .	130
3.1.1	Architecture du travail expérimental de thèse. . . . .	136
3.2.1	Evolution classique de la température moyenne . . . . .	139
3.2.2	Température durant la phase II . . . . .	140
3.2.3	Evolution de la température pour l'alliage d'aluminium 2024-T3 . . . . .	143
3.2.4	Ecart progressif de $\Delta_{s_{the}} / \rho C$ . . . . .	144
3.2.5	Comparaison des estimations thermiques et mécaniques de $d_1 / \rho C$ . . . . .	145
3.4.1	Bilan du rayonnement reçu par la caméra . . . . .	154
3.4.2	Dispositif expérimental. . . . .	155
3.5.1	Histogramme donnant la distribution de la température. . . . .	158
3.5.2	Evolution de la température lors d'un essai de fatigue. . . . .	159
3.5.3	Evolution de la température des mors supérieurs et inférieurs . . . . .	160
3.6.1	Validation de la méthode de filtrage. . . . .	164
3.6.2	Optimisation de la convergence de la courbure par différences finies . . . . .	166
3.6.3	Histogramme donnant la répartition de $(\Delta\theta - \Delta\theta_b)^2$ . . . . .	167
3.6.4	Anomalies survenues avec la deuxième méthode . . . . .	168
3.6.5	Organigramme de la méthode de filtrage. . . . .	169
3.6.6	Cartes du nombre de pixels requis et du Laplacien . . . . .	170
3.7.1	Géométries des deux types d'éprouvettes utilisées. . . . .	171
3.7.2	Evolution de la température en milieu d'éprouvette . . . . .	172
3.8.1	Agrandissement autour de la zone A. . . . .	174
3.8.2	Variations de température : premier type de bandes. . . . .	175
3.8.3	Variations de température : second type de bandes. . . . .	175

3.8.4 Champs de variations de $T^{\circ}\text{C}$ et de $d_1$ pour les éprouvettes A . . . . .	177
3.8.5 Champs de variations de $T^{\circ}\text{C}$ et de $d_1$ pour les éprouvettes D . . . . .	178
3.8.6 Champs de variation de température $\theta$ . . . . .	178
3.8.7 Champs de dommage plastique cumulé $D_{cum}$ pour les éprouvettes A .	181
3.8.8 Champs de dommage plastique cumulé $D_{cum}$ pour les éprouvettes D .	181
3.9.1 Cartes des différents harmoniques . . . . .	186
3.9.2 Cartes des amplitudes de température pour les éprouvettes A . . . . .	187
3.9.3 Cartes des amplitudes de température pour les éprouvettes D . . . . .	189
3.9.4 Localisation de la fissure pour l'éprouvette de type D. . . . .	190

# Liste des tableaux

1.1	Influence du traitement thermique sur la tenue en fatigue des éprouvettes en aluminium. . . . .	43
1.2	Modules d'Young expérimentaux de l'aluminium 2024-T3 et du composite. . . . .	47
1.3	Propriétés mécaniques des matériaux présents dans l'éprouvette renforcée. . . . .	47
1.4	Durées de vie obtenues pour les trois types d'éprouvettes testées soumises à une sollicitation de fatigue de valeur maximale de 11 200 N. . . . .	51
1.5	Contrainte de cisaillement à rupture de la colle. . . . .	70
2.1	Résultats des essais de fatigue à deux niveaux (valeurs moyennes des nombres de cycles). . . . .	110
2.2	Durée de vie de l'aluminium (cycles). . . . .	110
2.3	Valeurs du critères obtenues lors du calage des trois lois. . . . .	111
2.4	Résultats des essais de fatigue à deux niveaux sur les mini-structures. . . . .	126
2.5	Relation entre $R_m$ et $\widehat{R}_m$ en fonction du gradient de contrainte [BFGT99]. . . . .	127
3.1	Résultats des essais de fatigue obtenus à partir de 7 éprouvettes de type A et D respectivement. . . . .	182

# Remerciements

Mon travail de thèse s'est déroulé au sein du Laboratoire de Mécanique et Ingénieries (LaMI) sur le site de Montluçon et a été encadré par deux co-directeurs de thèse, Jean-Louis Robert et Michel Grédiac et par un co-encadrant Xavier Balandraud.

Je tiens tout d'abord à remercier Jean-Louis Robert avec qui j'ai pu échanger énormément durant ces trois années. Il a su m'orienter dans mes travaux et me faire confiance pour mener à bien ma recherche. J'ai pu apprécier également son côté humain et sa bonne humeur. Je remercie toute sa famille pour les bons moments passés autour de bons repas.

Je remercie également Michel Grédiac pour son aide, pour avoir partagé ses connaissances et son expérience avec moi à propos de la recherche mais aussi du fonctionnement universitaire.

Merci à Xavier Balandraud qui a fait preuve de beaucoup de patience, de disponibilité et qui a su être toujours présent quand j'en avais besoin dans mon travail.

Je vous remercie tous les trois pour votre dévouement et votre côté humain. Grâce à vos compétences et votre encadrement, j'ai pu mener à bien et dans de bonnes conditions ma thèse. J'espère pouvoir continuer à collaborer avec vous tous dans le futur.

Je tiens également à remercier l'Atelier Industriel de l'Aéronautique de Clermont-Ferrand pour m'avoir fourni l'ensemble des éprouvettes testées, pour sa réactivité

et sa volonté de toujours avancer dans le travail.

Je remercie également l'Agence Nationale de la VALorisation de la Recherche (ANVAR) pour son soutien lors du projet 'Mesure de champ thermique'.

Je remercie également le LaMI de m'avoir accueilli et offert la possibilité de faire une thèse. Je souhaite également dire merci à l'IUT de Montluçon et plus particulièrement au Département Génie Mécanique et Productique pour son accueil et pour m'avoir tout de suite mise à l'aise et intégrée dans l'équipe enseignante.

Merci à Wanda, Gérard, Pascal et Jean-Luc pour les bons moments de détente passés ensemble.

Je remercie mes parents pour m'avoir fait confiance et m'avoir toujours encouragée à atteindre mon but professionnel.

Et enfin, je remercie mon 'petit homme' pour avoir su m'écouter dans les moments de doute, pour m'avoir supportée et avoir été patient.

# Résumé

Les composants aéronautiques sont soumis 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 ne soit apparue. Le contexte de ce travail s'inscrit donc dans le cadre du renforcement préventif de structures par patchs composites afin de retarder l'apparition de fissures de fatigue.

Le calcul de structures renforcées par patchs composites passe notamment par un dimensionnement en fatigue. Pour cela, des essais de fatigue sur éprouvettes en aluminium 2024-T3 renforcées ont été menés pour observer et quantifier l'aspect bénéfique du renforcement en termes de durée de vie. Le renforcement dépendant de la tenue de la colle, une étude sur les contraintes de cisaillement subies par cette dernière a été conduite avec pour objectif de situer les conditions dans lesquelles il était possible de compter sur le renforcement par patchs composites.

De plus, le dimensionnement en fatigue nécessite la mise en place d'outils spécifiques de modélisation et une bonne connaissance du comportement en fatigue des matériaux utilisés. C'est pourquoi des essais sur éprouvettes en aluminium 2024-T3 ont été réalisés afin de déterminer les courbes S-N à rapports de charge  $R = 0$  et  $R = -1$ . Une méthodologie de dimensionnement en fatigue sous sollicitations de service a été proposée. L'utilisation de lois d'endommagement et de cumul de dom-

mage adaptées au matériau, de critères de fatigue multiaxiaux prenant en compte le caractère triaxial des états de contraintes générés par la sollicitation mécanique, et d'une méthode de comptage identifiant les cycles de sollicitations au sein d'un chargement complexe d'amplitude variable, a été proposée et programmée.

Parallèlement, la mesure d'échauffement par caméra infrarouge a été utilisée pour aider à comprendre le processus d'endommagement et de cumul de dommage propres à l'aluminium 2024-T3. Pour des niveaux de chargement importants, les élévations de température dues à l'endommagement par fatigue peuvent constituer des indicateurs potentiels du niveau de dommage atteint. Ainsi, un programme de traitement d'images a été mis en place afin de déterminer le cumul de dommage au début d'un essai de fatigue à faible nombre de cycles ('LCF').

MOTS CLES : fatigue, renforcement, patch composite, logiciel post-processeur, durée de vie, thermographie infrarouge, dommage.

# Abstract

Aeronautical components are often subjected to fatigue loadings that exhibit variable amplitudes. They also lead to multiaxial stress states which may cause fatigue damage and cracks.

This work deals with the preventive reinforcement of such structures with composite patches. The idea is to bond composite patches on damaged structures in some suitable zones so that crack appearance is delayed. The study focuses on the fatigue response of such patched structures assuming that patch shape, location and stacking sequence are optimized beforehand.

Some patched coupons subjected to uniaxial tensile fatigue tests have been tested. Results are presented and discussed in the first part of this report. The beneficial effect of patches is clearly underlined as long as the stress level in the adhesive is not greater than a threshold value close to the shear strength of the glue.

The prediction of the fatigue life of reinforced structures subjected to variable amplitude loadings and exhibiting non-uniform stress distribution is addressed in the second part. A series of tests on 2024-T3 aluminium specimens is first carried out to determine the S-N curves at  $R = 0$  and at  $R = -1$ . A methodology for fatigue assessment under variable amplitude loadings is then proposed. The use of damage laws and cumulative damage rules suited to the material, of some multiaxial fatigue criteria and of one counting method identifying the cycles within a complex variable amplitude loading have been proposed and implemented. Results provided by



the software on a simple reinforced structure are compared with their experimental counterparts.

A specific investigation on the damage process and cumulation for the 2024-T3 aluminium has been carried out using an infrared camera. For high loadings, the local heat increase due to fatigue damage may potentially be a damage indicator. So a data processing software has been implemented in order to observe the damage cumulation just at the beginning of the low cycle fatigue test. Results obtained are discussed in the last part of the report.

KEY WORDS : fatigue, reinforcement, composite patch, post-processor software, lifetime, infrared thermography, damage.

# Introduction

L'industrie du transport doit faire face au remplacement des structures ou des composants présentant des signes de défaillances, des fissures ou des anomalies diverses. En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les avions dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement mises en place pour détecter les défauts ou les dommages. L'Armée de l'Air Française, et plus spécialement l'Atelier Industriel de l'Aéronautique (AIA), est directement concernée par le problème d'apparition de fissures sur les sous-structures d'avions. Cependant le coût pour changer des parties importantes de la structure ou de grands composants tels que la voilure est très souvent rédhibitoire. Elle doit donc parfois stopper l'utilisation de l'avion concerné par cette défaillance et retarder sa réparation. Depuis quelques années, l'Armée de l'Air Australienne a abordé le problème de la maintenance des avions militaires en trouvant une alternative qui consiste à utiliser des patchs composites pour réparer les composants endommagés. Dans ce cas, les fissures existent déjà et le patch composite va permettre de ponter la zone fissurée. Ceci est réalisable si la zone à réparer est facilement accessible. En France, certains avions comme l'Alphajet voient des fissures apparaître dans la partie boulonnée entre le fuselage et la voilure (voir Figure 0.0.1). L'introduction de matériaux composites comme renfort extérieur est envisagée afin de prolonger leur durée de vie. Une alternative à la réparation est donc le renforcement préventif. Dans ce cas, la fissure n'existe pas encore. Le patch composite est collé

à proximité ou sur la zone endommagée afin de la renforcer de manière préventive vis-à-vis de l'apparition du défaut. C'est cette notion de renforcement préventif qui est abordée durant cette étude.

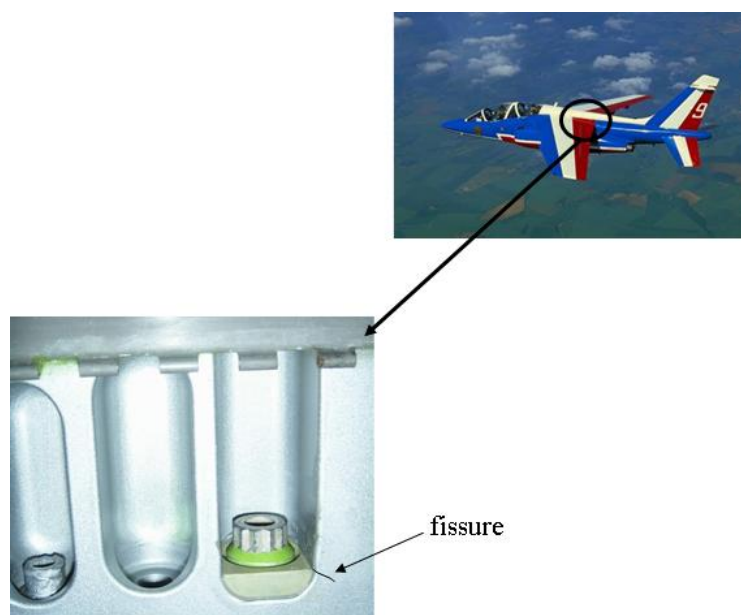


FIG. 0.0.1 – Dommages présent sur l'Alphajet.

La fatigue est la principale cause de l'apparition des fissures. Aussi est-il nécessaire de prendre en compte ce phénomène de fatigue afin de garantir la fiabilité et la sécurité d'un composant dès sa phase de conception. Il est également de plus en plus fréquent et précoce car aujourd'hui, un des objectifs industriels est de réduire pour des raisons de coût la quantité de matière première utilisée. La réduction de matière conduit à une augmentation des niveaux de contraintes à cahier des charges constant. De ce fait, le dimensionnement en fatigue est devenu une étape incontournable.

Sous l'angle expérimental, le principe est de solliciter la structure sur un banc d'essais dans des conditions similaires aux conditions réelles d'utilisation et de déterminer la durée de vie du composant. Cependant, les essais de fatigue sont longs et donc

coûteux. Aussi, un des objectifs du Bureau d'Etudes est de réduire le nombre d'essais et de développer des moyens de prévision de durée de vie. C'est également dans ce but que s'inscrit le présent travail.

Les travaux présentés dans cette thèse sont orientés vers la mise en oeuvre d'outils propres au calcul de durée de vie des composants aéronautiques renforcés par patchs composites.

Des essais de fatigue uniaxiaux conduits sur des éprouvettes en aluminium 2024-T3 renforcées par patchs composites sont présentés dans la première partie. La deuxième partie concerne l'élaboration du logiciel post-processeur de prévision de durée de vie et une confrontation des prévisions fournies avec quelques résultats expérimentaux. La troisième partie traite de l'analyse thermographique de l'endommagement en fatigue oligocyclique d'éprouvettes en aluminium 2024-T3.

L'objectif de cette première partie est de pouvoir quantifier l'extension de la durée de vie obtenue lors du renforcement des éprouvettes par une succession d'essais sous chargement uniaxial. Afin de pouvoir dresser une comparaison entre les éprouvettes en aluminium 2024-T3 non renforcées et celles renforcées par patchs composites, il a été nécessaire d'établir les courbes S-N du matériau de base à rapports de charge  $R = 0$  et  $R = -1$ . Par la suite, des essais uniaxiaux en fatigue pour deux niveaux de contraintes ont été réalisés sur des éprouvettes renforcées. Il n'a pas été possible de tracer une courbe S-N entière du fait du faible nombre d'éprouvettes renforcées disponibles. Malgré cela, il a déjà été permis d'apprécier le gain effectif qu'offrait le renforcement sur la durée de vie. Il a donc été décidé par la suite d'explorer un peu plus le renforcement par patchs composites sur la tenue en fatigue. Des essais ont donc été menés sur des éprouvettes pré-endommagées, puis renforcées. Les résultats obtenus soulignent clairement l'intérêt du renforcement pour un bas niveau

de contrainte, mais aussi la diminution du pouvoir du renforcement pour un niveau de contrainte élevé. C'est pourquoi une étude expérimentale et un calcul numérique sur les propriétés mécaniques de la colle et, plus particulièrement sur sa tenue au cisaillement, ont été conduits. Il apparaît très clairement que la colle est le point faible du renforcement pour des niveaux de contrainte élevés. Cette étude permet à la fois de comprendre et de justifier l'aspect bénéfique du renforcement par patchs composites mais également de percevoir ses limites.

La deuxième partie est consacrée à la méthode de prévision de durée de vie sous chargement quelconque. En effet, les structures aéronautiques sous soumises à des chargements complexes. Ainsi, un chargement uniaxial ne suffit plus pour prévoir la durée de vie de telles structures même si les données établies précédemment (courbes S-N) restent nécessaires. Ce chapitre est constitué de trois étapes qui consistent à présenter les différents outils nécessaires à la prévision de durée de vie de structures sous chargement d'amplitude variable, à adapter ces outils à la particularité des structures testées et à leur chargement, et finalement à confronter le logiciel réalisé avec des résultats d'essais. Par conséquent, divers critères de fatigue sont présentés et programmés. Des critères d'approche plan critique et d'approche intégrale ont été abordés. De même, plusieurs lois d'endommagement ont été étudiées et programmées. Certaines d'entre elles nécessitent un calage de leurs paramètres. Ce calage a été effectué grâce à des essais à deux niveaux réalisés au cours de la thèse. Les lois programmées s'étendent de la loi de Miner à la loi de Chaboche. Du fait de la géométrie des structures testées, une concentration de contrainte est présente. Aussi, pour prendre en compte le gradient de contrainte induit dans la prévision de durée de vie, la méthode du gradient définie par le CETIM a été considérée et programmée. Finalement, à partir de tous ces éléments, il a été possible d'élaborer le logiciel de prévision de durée de vie et de comparer les prévisions obtenues avec les résultats expérimentaux.

La troisième partie vient en complément des deux précédentes parties. Elle concerne l'étude de l'endommagement de l'aluminium 2024-T3 par thermographie infrarouge en fatigue oligocyclique. Les avions militaires, et spécialement les Alphajet, sont susceptibles de connaître de par les types de missions qu'ils effectuent des chargements très importants, et donc d'entrer ponctuellement dans le domaine oligocyclique. Cependant, il existe très peu d'information dans la littérature concernant la fatigue à hauts niveaux de chargements. Aussi, le but de ce chapitre est tout d'abord de contribuer à la détermination des données matériau intervenant dans la fatigue et par la suite de présenter divers phénomènes observés lors d'un essai de fatigue à faible durée de vie sur le matériau utilisé. Il faut rappeler que l'exploitation des avions a lieu dans des conditions de sollicitations souvent très importantes suivant la nature des missions, même si celles-ci sont en nombre limité. En fatigue oligocyclique, la limite élastique est dépassée. Un des objectifs est d'étudier si l'endommagement lié à la déformation plastique joue un rôle sur la durabilité du matériau. La caméra infrarouge permet de mesurer des températures en surface de l'éprouvette. Le but étant de remonter au dommage par fatigue, il a été nécessaire de calculer les sources de chaleur. Par conséquent, un filtrage du signal spécifique a été mis en place pour éliminer au maximum le bruit issu des films thermiques, et ceci sans perdre d'information concernant la dissipation due à la fatigue. Des cartographies de dommage cumulé au début de l'essai de fatigue ont été obtenues. Les différents résultats sont présentés à la fin de ce chapitre.

# Chapitre 1

## Essais de fatigue uniaxiaux sur des éprouvettes renforcées par patches composites

### 1.1 Introduction

Cette partie porte sur le renforcement en fatigue par patches composites. Elle s'inscrit dans un contexte de maintenance de structures aéronautiques dont le but est d'assurer des conditions de vol optimales pour les avions de l'armée de l'air. Cette étude intéresse fortement notre partenaire industriel l'Atelier Industriel de l'Aéronautique (AIA) de Clermont-Ferrand qui aujourd'hui est confronté à l'apparition de nombreuses fissures, spécialement localisées au niveau de la liaison boulonnée entre le fuselage et la voilure d'avions de type Alphajet. L'utilisation du patch composite pour réparer des structures endommagées par fatigue est très largement usitée aujourd'hui surtout dans l'industrie aéronautique [BR98, BRR02]. Cependant les études concernant le **renforcement préventif** restent peu nombreuses. Aussi ce chapitre a-t-il principalement pour but de présenter l'**apport bénéfique du renforcement**

**par patchs composites** en termes de durée de vie et donc de prolongation de l'exploitation des avions militaires.

Dans un premier temps, quelques rappels bibliographiques sur la réparation et sur les patchs composites sont présentés afin de cerner les applications et l'utilisation de cette technique. Les patchs 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.

Dans un deuxième temps, les essais de fatigue sur l'aluminium seul sont décrits. Ceux-ci sont nécessaires à la préparation des essais à réaliser sur les éprouvettes renforcées afin de connaître la durée de vie obtenue pour certains niveaux de chargement. En effet, la totalité de la courbe S-N n'est pas tracée pour des éprouvettes renforcées. Seuls deux cas de chargement sont testés. Les courbes S-N à des rapports de charge égaux à 0 et  $-1$  sont ainsi obtenues. Certaines informations quant à la forte dispersion des propriétés mécaniques de cet alliage d'aluminium sont relevées. Les deux parties suivantes présentent les essais et les résultats obtenus sur les éprouvettes non endommagées d'une part, et pré-endommagées puis renforcées par patchs composites d'autre part.

Une discussion sur les résultats expérimentaux est ensuite conduite. Cette analyse montre l'aspect bénéfique du renforcement par patchs composites, mais également quelques limites puisqu'à des niveaux d'effort élevés, l'éprouvette renforcée rompt prématurément. Cette rupture provient de la tenue en fatigue de la colle, ce qui souligne que cet élément joue un rôle primordial dans le renforcement. Une étude concernant les contraintes de cisaillement dans la colle est par conséquent réalisée à la fin du chapitre.



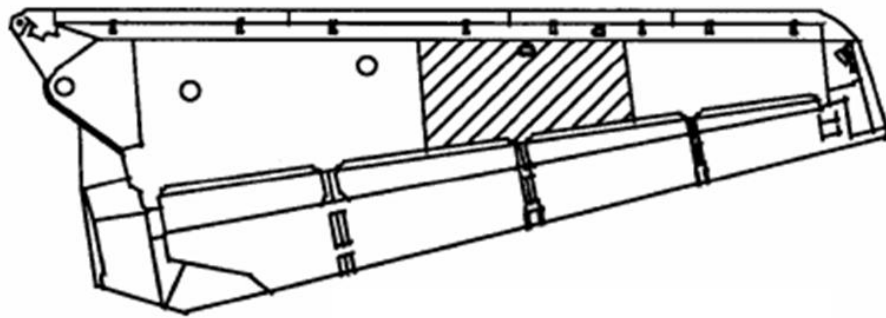
## 1.2 Etat de l'art

### 1.2.1 Réparation

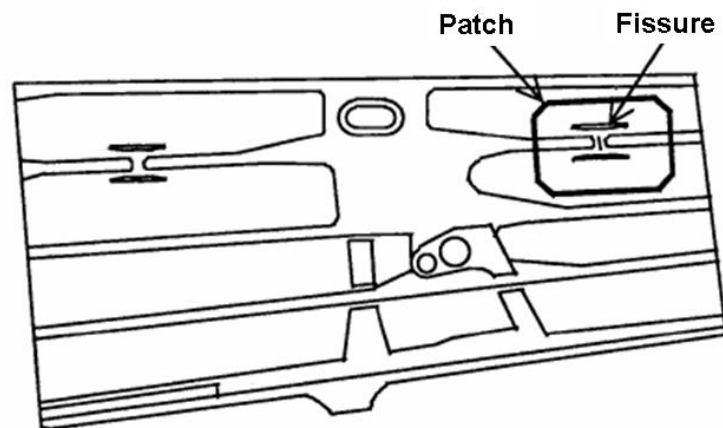
Les patchs composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patchs permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. Les propriétés mécaniques de ces structures réparées 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 [CY03], du nombre de plis [HSD05], de la dissymétrie de la structure réparée [SLD03], de la mise en tension du composant avant collage du patch composite [Bas01], de la plasticité [Col05], du collage imparfait du patch composite [NM97] ou des contraintes résiduelles [SMH<sup>+</sup>07] a été examinée dans la littérature récente.

En Australie, les patchs composites sont couramment utilisés pour réparer les zones endommagées par fatigue ou par corrosion. Par exemple, l'avion F111 présente généralement un dommage localisé sur un panneau situé sous l'une de ses ailes (Figure 1.2.1). Au lieu de remplacer ce panneau, la réparation consiste à coller un patch composite sur la partie fissurée 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.



Surface inférieure de l'aile gauche



Détail de la zone hachurée

FIG. 1.2.1 – Localisation de la fissure par fatigue sur le F111 d'après [Bak99].

### 1.2.2 Renforcement

Dans le cas du renforcement de structures métalliques, la fissure n'est pas encore apparue dans le substrat métallique et l'objectif est de **coller un patch composite de façon préventive afin d'éliminer ou tout au moins de retarder l'amorçage de la fissure**. Le patch composite peut être collé plus ou moins loin de la zone où la fissure doit apparaître. Dans ce cas, le flux initial de contrainte est dévié par le patch composite et la zone critique est soulagée. Une telle approche est obligatoire quand le patch composite ne peut pas être collé sur la zone fissurée, comme, par exemple, dans le cas où la fissure apparaît dans une zone très épaisse telle qu'un point d'ancrage entre le fuselage et la voilure. C'est le cas pour l'Alphajet qui présente des fissures au niveau de l'assemblage boulonné (voir Figure 1.2.2). La zone étant peu accessible, il est prévu que le patch composite soit collé un peu à l'écart afin de soulager au maximum cette zone critique, et d'augmenter par conséquent la durée de vie de l'avion. Le renforcement préventif de l'Alphajet reste encore à l'étude. La technique consistant à renforcer les structures loin de la zone fortement sollicitée a récemment été étudiée dans plusieurs documents et sa viabilité a été mise en évidence ([MBG06a, MBG06b, MGB06, Mat05]).

Il est clair que l'efficacité du renforcement par patchs composites dépend fortement de la réponse mécanique du collage entre le substrat métallique et le patch composite, particulièrement sous chargement de fatigue.

Pour déterminer la réponse en fatigue de la structure patchée, une première approche consiste à considérer que celle du substrat métallique peut être définie en connaissant l'état de contrainte après renforcement. Par exemple dans le cas d'un chargement uniaxial, en utilisant une simple règle de trois qui tient compte des épaisseurs du substrat et du patch composite et de leurs rigidités respectives, la courbe S-N du métal fournit la durée de vie du substrat. Cette approche est très simple puisque d'autres paramètres peuvent influencer la réponse de la structure renforcée comme



Aire concernée : peau de l'aile inférieure située à l'arrière du longeron avant



FIG. 1.2.2 – Localisation de la fissure par fatigue de l'Alphajet (AIA).

la résistance à la fatigue du composite lui-même ou celle de la colle sous chargement de fatigue. Pour un type de colle déterminé, la réponse mécanique 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 [UD06] ou encore la présence ou non d'un dégradé d'épaisseur vers le bord libre des patchs composites. Il est bien connu qu'un pic de contrainte de cisaillement transverse prend naissance près des bords libres du patch composite [Vol38, HL99, GR44]. Cet état de contrainte local 3D dans la colle doit influencer la réponse globale en fatigue de la structure renforcée. La mise en place d'un bourrelet de colle à profil bien contrôlé et/ou d'un escalier le long du bord libre des patchs composites réduit les contraintes de cisaillement [WRHK06, KH02], mais de telles solutions techniques demandent des manipulations supplémentaires et semblent difficiles à utiliser pour des patchs exhibant des bords non rectilignes [MGB06]. Dans le cadre de cette étude, l'épaisseur du bord du patch est constante pour des raisons de simplicité de fabrication. De plus, l'étude sur le renforcement n'est qu'en phase de projet. Les essais réalisés avec une épaisseur constante du bord du patch vont permettre de juger s'il est absolument nécessaire de réaliser des dégradés d'épaisseur aux bords libres des patchs pour garantir une meilleure tenue en fatigue.

Dans ce contexte, l'étude réalisée durant cette thèse a pour but d'étudier le comportement en fatigue d'une série d'éprouvettes patchées et d'analyser qualitativement et quantitativement l'augmentation de la durée de vie grâce aux patchs composites.

### **1.3 Essais de fatigue sur l'aluminium**

L'objectif de ce paragraphe est de présenter à la fois le dispositif expérimental disponible au laboratoire pour réaliser des essais de fatigue et les résultats des essais

menés sur l’alliage d’aluminium 2024-T3. Cet alliage d’aluminium étant très souvent utilisé mais essentiellement pour des applications militaires, les courbes S-N ne sont pas disponibles dans la littérature. Dans un premier temps, le protocole expérimental ainsi que le logiciel utilisé de traitement des essais de fatigue sont présentés. Dans un deuxième temps, l’influence du mode de découpe est analysée. Cette étape permet de fixer le mode de découpe pour la suite des essais tout en connaissant l’incidence qu’il engendre sur la durée de vie des éprouvettes. Finalement, les courbes S-N de référence de l’aluminium 2024-T3 sont tracées pour un rapport de charge égal à 0 et à  $-1$ . Dans un troisième et dernier temps, la dispersion observée sur les propriétés en fatigue de l’aluminium est mise en évidence. En effet, à un moment donné, il a été nécessaire de tracer plusieurs courbes S-N à cause de la variabilité des propriétés de l’alliage d’aluminium 2024-T3. Le but est donc ici de présenter concrètement les essais de fatigue réalisés sur l’aluminium avant de procéder au renforcement par patchs composites.

### 1.3.1 Dispositif expérimental

Le laboratoire LaMI possède une machine de fatigue MTS  $\pm 100$  kN (voir Figure 1.3.1). La machine de fatigue est pilotée à l’aide du logiciel Testar IIS fourni par l’entreprise MTS Systems lors de son installation.

Il est impératif de vérifier l’alignement des mors supérieurs et inférieurs de la machine de fatigue avant toute série d’essais. Aussi, un **système d’alignement des mors** est installé sur la machine afin de garantir une fiabilité des résultats de fatigue. Ce dispositif est installé entre la cellule de force et la traverse de la machine. Un défaut d’alignement des mors introduit la présence d’une sollicitation de flexion parasite dans un ou plusieurs plans. Il est à noter qu’il n’y a pas de moment de torsion parasite car le nez de vérin est mobile autour de son axe. Lors d’un essai de



FIG. 1.3.1 – Dispositif expérimental de fatigue.

traction uniaxial, le champ de contrainte ou de déformation sur une section droite de l'éprouvette est supposé uniforme quand les mors sont parfaitement alignés. Par contre, dès qu'un défaut d'alignement des mors est présent, le champ de déformation ou de contrainte n'est plus uniforme au sein de l'éprouvette. Ce désalignement se traduit par une diminution apparente de la résistance des éprouvettes testées dans ces conditions et, par conséquent, la durée de vie obtenue est réduite et ne traduit plus la résistance à la fatigue intrinsèque du matériau lui-même. Pour corriger le défaut d'alignement des mors, il convient de régler le positionnement des mors supérieurs relativement aux mors inférieurs du module de chargement de la machine d'essais. Ce réglage est réalisé suivant la préconisation fournie par MTS. Il s'effectue manuellement. Il est nécessaire d'utiliser, dans ce but, une éprouvette appropriée (voir Figure 1.3.2) et de mesurer ses déformations relatives sous l'application d'un effort faible, d'environ 1 000 N, grâce à trois paires de jauges de déformation positionnées symétriquement sur la ligne médiane de l'éprouvette. Pour procéder au réglage, la position du mandrin hydraulique supérieur vis-à-vis de la traverse de la machine est modifiée de façon micrométrique. Deux défauts peuvent exister (voir Figure 1.3.3) :

- un défaut de concentricité (ou de localisation) qui se traduit par un décalage latéral des axes des mors. Ce décalage produit une déformée de flexion de l'éprouvette en forme de 'S',
- un défaut d'alignement angulaire (ou de coaxialité) qui traduit un écart angulaire entre l'axe des mors supérieurs et celui des mors inférieurs. Ce défaut produit une déformée de flexion de l'éprouvette en forme de 'C'.

Les réglages de concentricité et de coaxialité sont effectués grâce au dispositif d'alignement MTS. Le réglage des mors débute toujours en éliminant le défaut de concentricité, puis celui de coaxialité. Le défaut de concentricité est réduit à l'aide de quatre vis de réglage qui permettent un déplacement latéral de la bague de concentricité et donc un déplacement des mors supérieurs. Le défaut de coaxialité est éliminé progressivement, quant à lui, à l'aide de quatre autres vis de réglage de la bague



d'orientation angulaire qui permettent un ajustement vers l'axe des mors inférieurs. Ces réglages se font par étapes successives suivant les valeurs obtenues sur chaque jauge de déformation. Le principe est d'essayer d'obtenir des écarts de déformation les plus faibles possibles entre chaque paire de jauges collées en face à face les plus faibles possibles. De plus, l'élimination de la déformée de flexion en 'C' peut faire apparaître une déformée de flexion en 'S' et inversement. Pratiquement, après cette procédure d'alignement des mors, l'éprouvette est positionnée de façon adéquate pour les essais de fatigue et demeure globalement rectiligne, la flexion parasite ayant été corrigée.

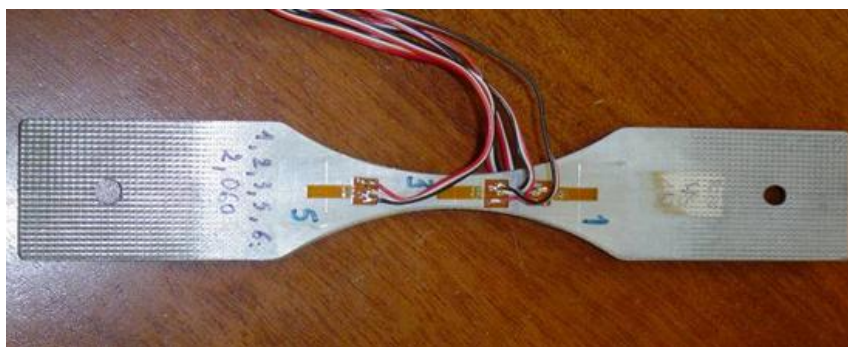


FIG. 1.3.2 – Eprouvette du réglage d'alignement des mors.

### 1.3.2 Logiciel ESOPE

Les essais de fatigue sont traités par le **logiciel ESOPE** (Estimation Statistique par Ordinateur des Paramètres de l'Endurance) développé par ARCELOR. Le logiciel propose de traiter les résultats de fatigue suivant quatre modèles de courbe S-N :

- le **modèle de Wöhler** [LS82] qui est linéaire dans le repère  $(\log N, \sigma)$  (voir Equation 1.3.1).

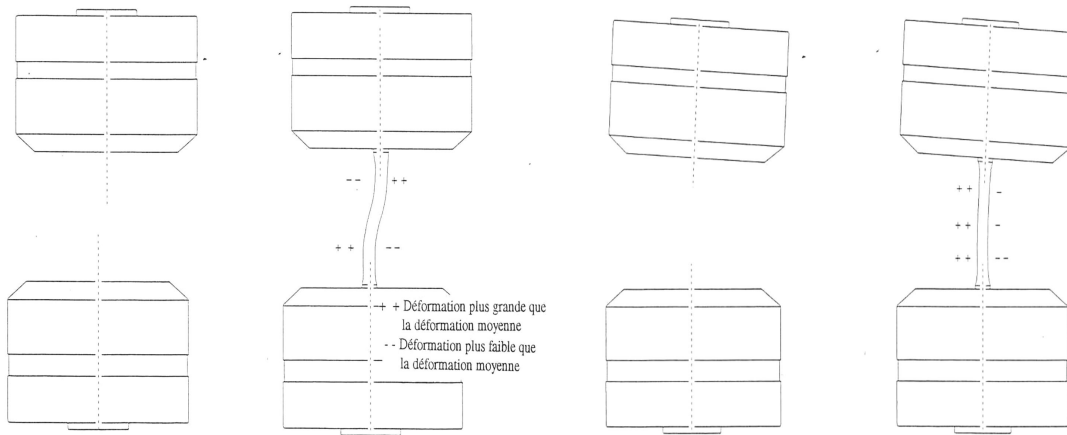


FIG. 1.3.3 – Déformation des éprouvettes dans les mors sans pré réglage.

$$\log N = A\sigma + B \quad (1.3.1)$$

où  $N$  et  $\sigma$  sont le nombre de cycles et la contrainte appliquée respectivement.

- le **modèle de Palmgren** (encore appelé modèle de Basquin) [LS82] qui est linéaire en échelle bi-logarithme dans le repère  $(\log N, \log \sigma)$  (voir Equation 1.3.2).

$$\log N = A \log \sigma + B \quad (1.3.2)$$

- le **modèle de Stromeyer** [LS82] qui présente une asymptote horizontale vers la limite d'endurance du matériau (voir Equation 1.3.3).

$$N = \frac{A}{\sigma - E} \quad (1.3.3)$$

avec :

$E$  : limite de fatigue du matériau.

- le **modèle de Bastenaire** [LS82] qui présente un point d'inflexion et une asymptote horizontale (voir Equation 1.3.4).

$$N = \frac{Ae^{-(\frac{\sigma-E}{B})^C}}{(\sigma - E)} \quad (1.3.4)$$

avec :

$A, B, C$  : constantes propres au matériau.

De même, le logiciel ESOPE met à disposition plusieurs informations statistiques et probabilistes par l'intermédiaire du tracé de plusieurs courbes :

- la courbe médiane (ou courbe à 50%), qui est une estimation de la courbe S-N obtenue à partir d'un échantillon.
- les courbes d'équiprobabilité à  $p\%$  de rupture, qui donnent un encadrement de la courbe médiane. En-dessous de la courbe d'équiprobabilité, il y a une probabilité  $p\%$  de chance que l'éprouvette rompe et au-dessus de la courbe, il y a  $p\%$  de chance que l'éprouvette ne rompe pas.
- les courbes de confiance à 95%, qui donnent une information sur la qualité du tracé et de l'estimation fournie par ESOPE.

- les courbes de fiabilité, qui sont obtenues à partir des courbes d'équiprobabilité.

Les calculs concernant la partie statistique réalisée par le logiciel ESOPE font appel à une programmation effectuée en langage Fortran.

Une description approfondie des différentes zones des courbes S-N est effectuée dans le paragraphe 2.2.1.

### 1.3.3 Géométrie des éprouvettes et description des essais réalisés

La géométrie des éprouvettes non renforcées par patchs composites, appelées éprouvettes A, est donnée par la Figure 1.3.4. Sa forme en haltère est conforme à la norme ISO 1099 [ISO75]. Les éprouvettes sont usinées à partir de tôles vierges d'aluminium 2024-T3. Les dimensions sont de 92 mm pour la longueur, 25 mm pour la largeur (12 mm dans la section minimale) et 3 mm pour l'épaisseur. La direction principale de toutes les éprouvettes coïncide avec la direction de laminage de la tôle.

Les essais de fatigue sont toujours pilotés en effort et sont réalisés à une fréquence de 30 Hz avec un rapport de charge égal à 0 ou à  $-1$  suivant les courbes S-N souhaitées. Les avions militaires sont sollicités en service à des niveaux de chargement très élevés, c'est particulièrement vrai pour l'Alphajet qui fait partie de la Patrouille de France. Les figures de style, acrobaties ou virages marqués génèrent des contraintes très importantes et, par conséquent, des durées de vie susceptibles de se situer ponctuellement dans le **domaine oligocyclique**. C'est pourquoi, en conformité avec les exigences du partenaire industriel qu'est l'AIA, les courbes S-N sont établies pour un intervalle de durée de vie compris entre 10 000 cycles et 500 000 cycles, ce qui correspond à une plage des contraintes maximales variant de 190 MPa à 430 MPa pour un rapport de charge égal à 0.

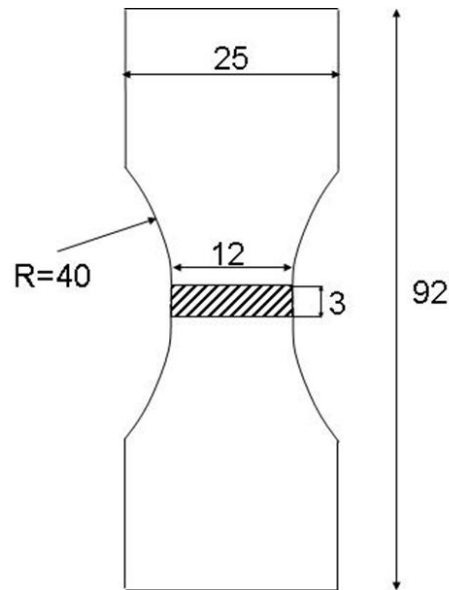


FIG. 1.3.4 – Géométrie des éprouvettes de fatigue.

Lorsque le rapport de charge est égal à  $-1$ , une période de compression apparaît au sein des cycles lors des essais de fatigue. Se situant dans le domaine oligocyclique, les efforts appliqués à l'éprouvette sont élevés. Dans ce cas, la compression peut engendrer un phénomène de flambage de l'éprouvette, ce qui est rédhibitoire pour l'essai de fatigue car il conduit à un pliage de l'éprouvette. Par conséquent, la durée de vie obtenue est susceptible d'être perturbée par ce phénomène d'instabilité. La solution, pour éviter le flambage, est de placer l'éprouvette dans un **raidisseur** (voir Figure 1.3.5), empêchant toute flexion de l'éprouvette lors de la compression. Ce raidisseur est composé de deux plaques de téflon maintenues en regard l'une de l'autre par deux boulons. L'une d'elles possède une rainure de la largeur de l'éprouvette (voir Figure 1.3.6). Le raidisseur n'exerce pas de pression sur l'éprouvette au cours de l'essai mais empêche toute flexion de celle-ci. Le risque de flambage qui survient dans le cas de fortes compressions est donc ainsi évité. Ce dispositif a déjà été utilisé avec succès pour d'autres études semblables [RVL04].

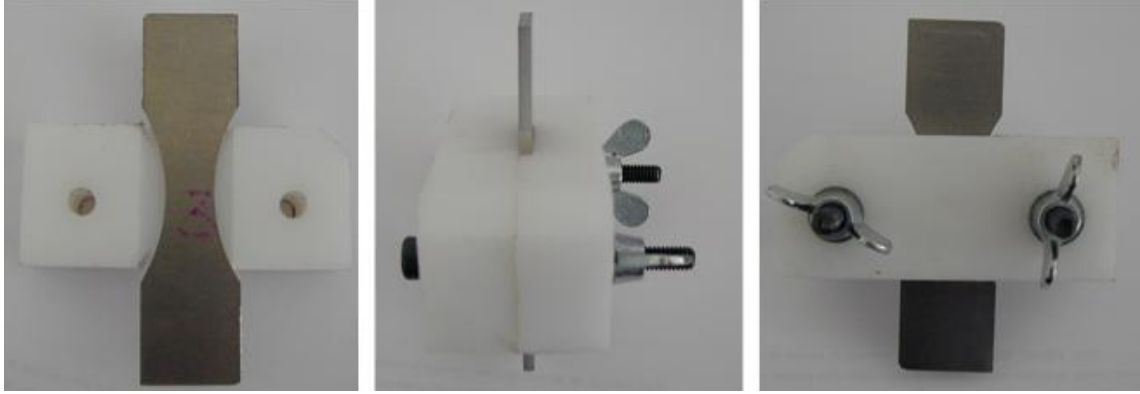


FIG. 1.3.5 – Eprouvette placée dans le raidisseur.



FIG. 1.3.6 – Raidisseur.

### 1.3.4 Influence du mode de découpe

Des études antérieures sur l'influence du procédé de découpe des éprouvettes en acier en termes de durée de vie ont clairement mis en évidence que ce procédé influençait directement la réponse en fatigue du matériau [MMLL01, GCM<sup>+</sup>03, MGB<sup>+</sup>04]. Aussi, avant de mener une étude en fatigue sur le renforcement par patches composites, deux types de procédé de découpe ont été testés : la découpe par laser et la découpe par jet d'eau. Les courbes S-N sous chargement répété ( $R = 0$ ) obtenues pour ces deux procédés de découpe sont tracées sur la Figure 1.3.7. L'influence du procédé de découpe est clairement soulignée sur cette figure. Un décalage vertical d'environ 35 MPa peut être observé. Ainsi, la résistance à la fatigue obtenue dans le cas d'une découpe par jet d'eau est plus faible que celle obtenue à partir d'une découpe laser. Finalement, toutes les éprouvettes testées par la suite seront **découpées par jet d'eau**. L'influence de la zone affectée thermiquement située près des bords libres est ainsi évitée. Il est également plus sûr de considérer des résultats obtenus avec ce type de procédé car la résistance à la fatigue qui lui est liée est plus faible. De plus, ce procédé est largement répandu dans l'industrie.

### 1.3.5 Courbes S-N de référence

Deux courbes S-N de référence sous chargement de traction répétée ( $R = 0$ ) et sous chargement alterné symétrique de traction-compression ( $R = -1$ ) ont été déterminées afin d'établir les propriétés en fatigue du matériau. De plus, l'utilisation des critères de fatigue multiaxiaux ainsi que des lois d'endommagement et de cumul de dommage requièrent ces informations. La Figure 1.3.8 montre ces données de fatigue. La limite de fatigue du matériau à  $5.10^5$  cycles est égale à 178 MPa sous un rapport de charge égal à 0 et est égale à 148 MPa pour un rapport de charge égal à  $-1$ . Dans les deux cas, les courbes S-N sont tracées en utilisant le logiciel ESOPE

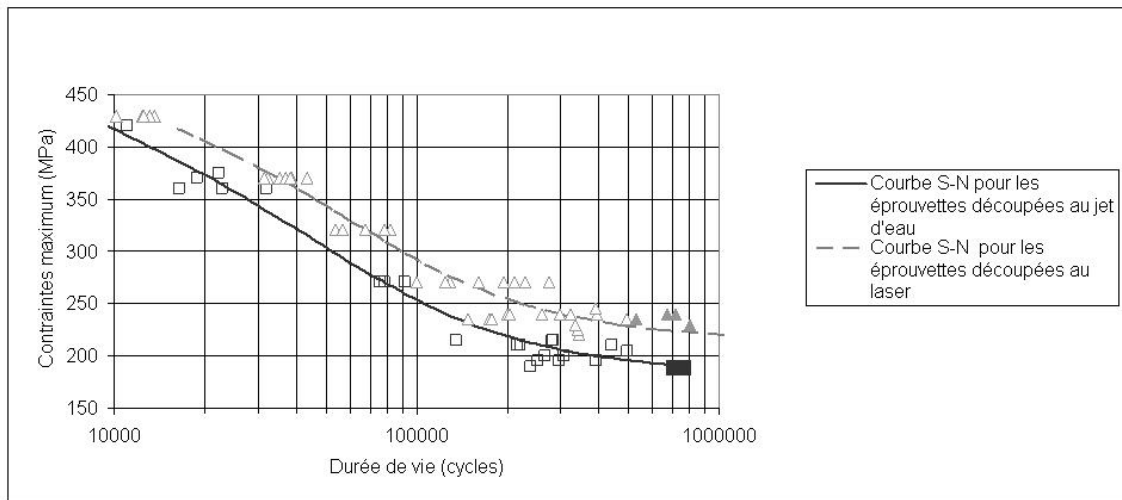


FIG. 1.3.7 – Courbes S-N à  $R = 0$  pour les éprouvettes découpées au laser/jet d'eau.

avec le modèle de Bastenaire.

### 1.3.6 Dispersion des propriétés de fatigue de l'aluminium

Il est observé que les propriétés en fatigue de l'aluminium 2024-T3 sont dispersées et changent d'une plaque à l'autre. En effet, les premières courbes S-N tracées au début de la thèse conduisent à des limites de fatigue à  $5.10^5$  cycles pour les deux rapports de charge ( $R = 0$  et à  $R = -1$ ) différentes de celles obtenues plus tard. Pour un rapport de charge égal à 0, la limite de fatigue à  $5.10^5$  cycles était égale à 198 MPa alors qu'elle fut égale à 178 MPa ensuite (pour le même procédé de découpe). Afin d'illustrer cette information, les deux courbes S-N sont tracées et superposées sur la Figure 1.3.9 pour un rapport de charge égal à 0.

Les nuages de points des deux courbes S-N tracées peuvent paraître similaires. Aussi, une étude statistique est réalisée afin de s'assurer que les deux distributions sont statistiquement différentes. Le logiciel ESOPE donne la courbe S-N médiane et également deux courbes de confiance à 95 %, ces deux courbes de confiance en-



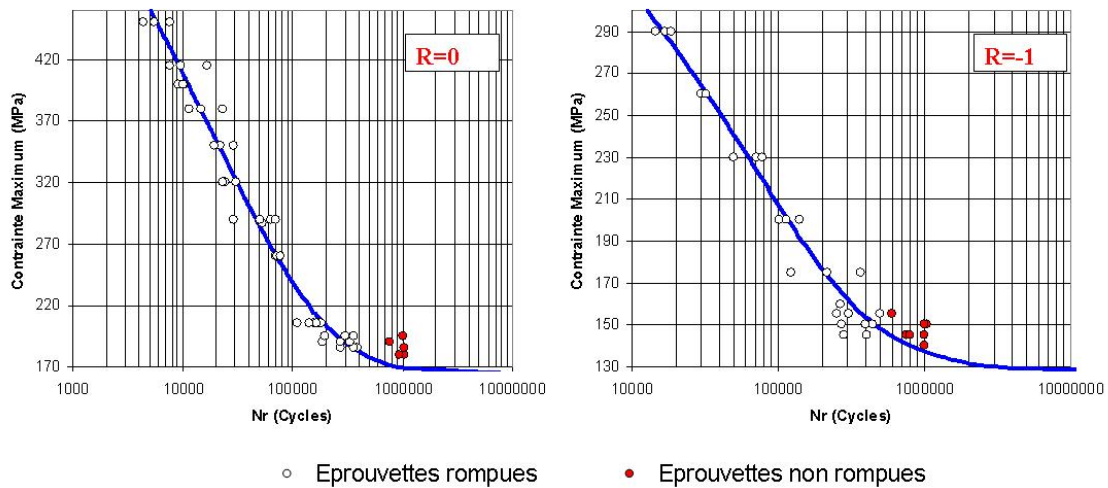


FIG. 1.3.8 – Courbes S-N expérimentales de l'aluminium 2024-T3 sous (a) chargement de traction répétée ( $R = 0$ ) (b) chargement alterné symétrique de traction-compression ( $R = -1$ ).

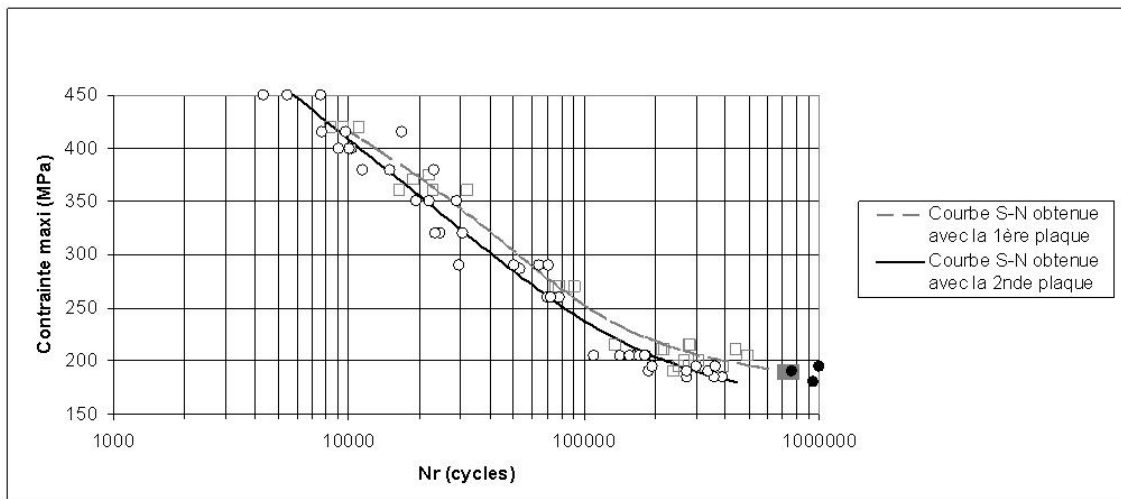


FIG. 1.3.9 – Courbes S-N expérimentales de l'aluminium 2024-T3 sous chargement de traction répétée ( $R = 0$ ) pour deux plaques différentes.

cadrant la courbe médiane. La Figure 1.3.10 montre que les domaines de confiance à 95 % des deux courbes S-N sont distincts sur l'essentiel du domaine d'étude. Le chevauchement à environ 25 000 et 350 000 cycles ne sont que très partiels. On peut en conclure que les deux courbes S-N sont distinctes et donc que la résistance à la fatigue est différente d'une plaque d'aluminium à l'autre, toutes deux provenant pourtant du même lot.

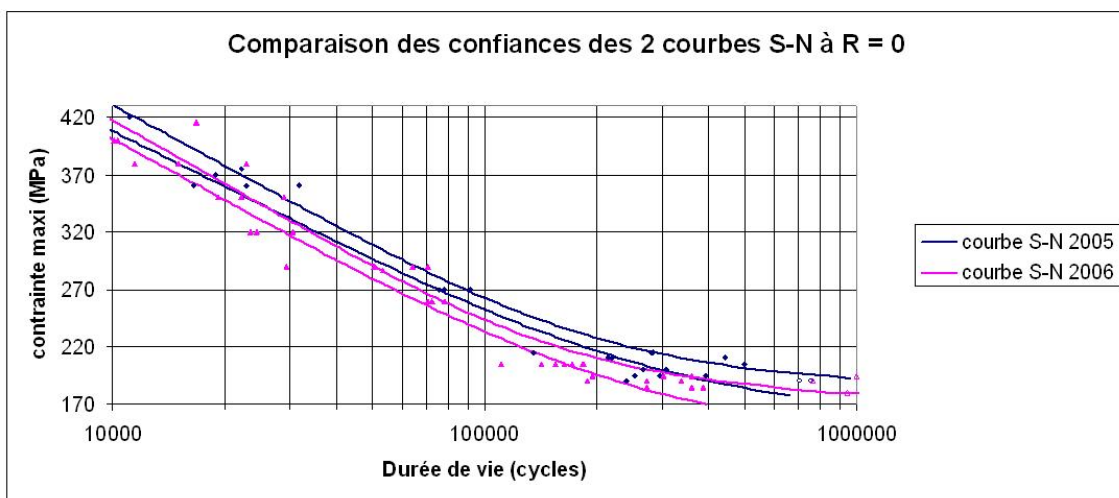


FIG. 1.3.10 – Domaines de confiance à 95 % pour deux plaques différentes.

L'hypothèse de l'effet du vieillissement a donc été émise à ce moment de la thèse, la courbe S-N établie plus récemment présentant une résistance à la fatigue plus faible que celle établie initialement. Cette hypothèse ainsi évoquée pouvait constituer une explication plausible, encore qu'il pouvait apparaître étrange d'enregistrer une telle perte de résistance à la fatigue en l'espace de si peu de temps. Ceci se traduirait, en effet, par le fait que les avions ne pourraient plus voler au bout de deux ans ! Cette ambiguïté a été levée lorsqu'une nouvelle courbe S-N a été tracée pour mener des essais sur le renforcement (voir Figure 1.3.11). Cette nouvelle courbe S-N donne une meilleure résistance à la fatigue que celle des deux premières plaques. Les plaques

ayant toutes été fournies en même temps, le tracé de la dernière courbe S-N est obtenu pour l'aluminium sollicité en l'état le plus vieilli. C'est pourquoi l'hypothèse du vieillissement a été abandonnée et c'est celle de la **dispersion des propriétés de fatigue de l'aluminium** qui a été retenue. Cette dispersion pourrait faire l'objet d'une étude particulière, telle qu'une étude micrographique, pour en comprendre l'origine. Mais faute de temps et de moyen, ceci n'a pas pu être réalisé durant la thèse.

Cette information doit être considérée avec beaucoup d'intérêt pour la suite de l'étude réalisée sur le renforcement par patchs composites. En effet, afin de pouvoir évaluer l'efficacité du renforcement, il est impératif d'avoir une courbe S-N fiable de la plaque en question.

Il paraît nécessaire d'approfondir ces observations sur la grande dispersion des propriétés de fatigue de l'aluminium. Aussi est-il prévu de consacrer du temps à de nouveaux essais à partir d'éprouvettes issues de plaques différentes afin d'établir leurs courbes S-N, de les comparer et de modéliser leur dispersion par une approche fiabiliste.

### **1.3.7 Influence du traitement thermique à 120°C**

Le collage du patch composite sur l'aluminium se fait par polymérisation à chaud, ce qui engendre un léger traitement thermique de l'éprouvette en aluminium. Comme précédemment pour la dispersion, il est nécessaire de vérifier l'influence éventuelle de ce traitement thermique par rapport aux propriétés de fatigue de l'aluminium avant d'évaluer le renforcement par patchs composites.

Des essais de fatigue à deux niveaux de contrainte choisis pour les éprouvettes renforcées par patchs composites (voir le paragraphe 1.4.1) ont été réalisés afin de percevoir si le traitement thermique avait une influence sur la tenue en fatigue des éprouvettes. Des essais ont pour cela été conduits sur des éprouvettes non

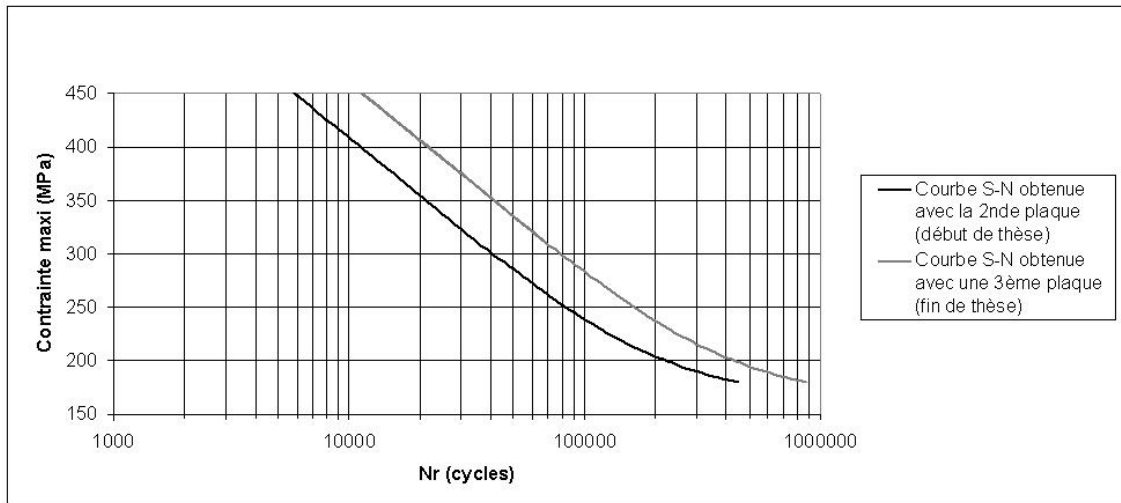


FIG. 1.3.11 – Courbes S-N expérimentales de l’aluminium 2024-T3 sous chargement de traction répétée ( $R = 0$ ) pour deux plaques différentes réalisées l’une en début de thèse et l’autre en fin de thèse.

préalablement endommagées (éprouvettes vierges) et également sur des éprouvettes pré-endommagées par fatigue à une fraction de vie donnée. Ces essais devaient permettre d’apprécier l’influence du traitement thermique sur la tenue en fatigue. Dans le paragraphe 1.4, il sera expliqué en détail l’intérêt de mener des essais de fatigue sur des éprouvettes non endommagées et sur des éprouvettes pré-endommagées.

Les essais de fatigue ont été réalisés à 195 MPa ou à 280 MPa (la limite d’élasticité de l’alliage d’aluminium vaut 345 MPa). Le tableau 1.1 donne les résultats obtenus.

Eprouvettes	195 (MPa)		280 (MPa)	
	Durée de vie moyenne (cycles)	Ecart-type (cycles)	Durée de vie moyenne (cycles)	Ecart-type (cycles)
vierges	496 200	228 000	104 100	7 800
vierges affectées thermiquement	452 100	46 800	115 300	9 400
endommagées affectées thermiquement	422 100	61 800	116 400	10 400

TAB. 1.1 – Influence du traitement thermique sur la tenue en fatigue des éprouvettes en aluminium.

Il apparaît que **le présent traitement thermique n'affecte pas de façon notable la tenue en fatigue** des éprouvettes vierges ainsi que des éprouvettes pré-endommagées. Les éprouvettes non renforcées et celles renforcées par patchs composites sont donc supposées être dans des **états métallurgiques n'influençant pas leur tenue en fatigue**.

#### 1.4 Essais de fatigue sur éprouvettes renforcées

Pour l'Atelier Industriel de l'Aéronautique, le renforcement préventif s'inscrit dans le cadre de la maintenance des structures. Il est donc évident que les patchs composites ne sont pas collés sur des composants neufs. Ce renforcement préventif intervient après que l'avion ait connu un certain nombre de cycles de sollicitation, *a priori* important. Par conséquent, les structures aéronautiques sont déjà pré-endommagées. Il est donc apparu intéressant de se placer dans le cadre des préoccupations industrielles en testant des éprouvettes préalablement endommagées. Autrement dit, les éprouvettes en aluminium sont testées en fatigue pendant un certain nombre de cycles, puis l'essai est arrêté et les éprouvettes en aluminium sont alors renforcées par patchs composites, et finalement l'ensemble (éprouvette renforcée) est testé jusqu'à rupture (voir chapitre 1.4.2). Cependant, avant de mener ces essais-là qui requièrent de bonnes connaissances sur la tenue en fatigue du renforcement, il est nécessaire de réaliser des essais sur des éprouvettes en aluminium initialement vierges puis renforcées. Ces essais sont susceptibles de contribuer à décrire l'intérêt et les limites du renforcement par patch composite. Ces essais sont décrits dans le paragraphe suivant.

### 1.4.1 Eprouvettes vierges renforcées

#### Caractéristiques du patch composite et de la colle

Le patch composite est issu d'une plaque réalisée à partir de 3 plis de pré-imprégné T300-914 carbone / époxyde unidirectionnel. Il mesure 60 mm de longueur et 12 mm de largeur. Deux patches composites sont collés de façon symétrique de chaque côté de l'éprouvette. Les 3 plis de pré-imprégné représentent une épaisseur de 0,5 mm. Cette épaisseur a été choisie compte tenu des objectifs fixés pour les valeurs de contraintes maximales à respecter (la contrainte maximale appliquée à l'éprouvette vierge en aluminium ne doit pas excéder la limite d'élasticité de l'aluminium (345 MPa) et celle appliquée à l'éprouvette renforcée doit être supérieure à la limite d'endurance à  $5 \cdot 10^5$  cycles de l'aluminium, de l'ordre de 186 MPa). Le substrat en aluminium est donc 3 fois plus épais que les deux patches composites collés sur l'éprouvette. Ces épaisseurs sont représentatives de structures réelles. Les fibres du patch composite sont alignées avec l'axe principal (axe de traction) de l'éprouvette en aluminium. Les patches composites sont collés avec de la colle bismaléimide Redux 312 fournie par le fabricant Hexcel. Ce collage s'effectue après une préparation spécifique de la surface qui est décrite plus loin. L'épaisseur nominale de colle est égale à 0,1 mm. Les propriétés mécaniques de l'aluminium, du composite et de la colle sont soit données par les fabricants, soit, pour certaines d'entre elles, déterminées expérimentalement. La caractérisation du module d'Young est faite en réalisant un essai de traction quasi-statique et en relevant les déformations relatives correspondantes de l'éprouvette en fonction de l'effort appliqué. Les déformations sont mesurées grâce à des jauges de déformation collées au milieu des éprouvettes d'aluminium ou de composite respectivement (voir Figure 1.4.1). L'éprouvette normalisée en composite [AST00] a été réalisée spécialement pour cette caractérisation du module d'Young. Elle est découpée dans une plaque de 8 plis de pré-imprégné. Il était nécessaire de prendre ici plus de 3 plis de composite pour des questions de rigidité de l'éprouvette. Les

résultats obtenus expérimentalement sont donnés dans le Tableau 1.2. La synthèse des propriétés mécaniques de l'aluminium, du composite et de la colle est récapitulée dans le Tableau 1.3.

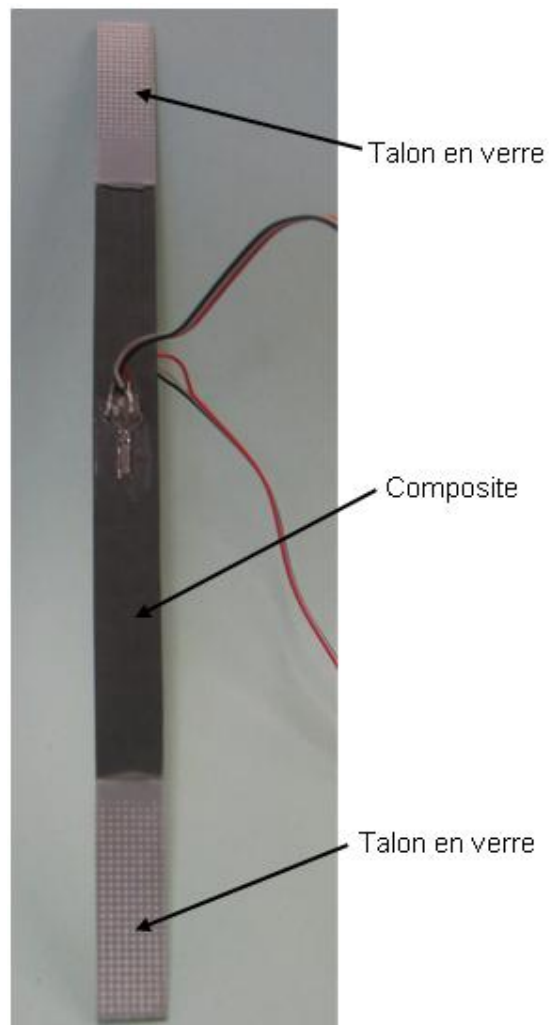


FIG. 1.4.1 – Epreuve instrumentée pour la détermination du module d'Young du composite.

	Module d'Young longitudinal (MPa)			Moyenne (MPa)
Aluminium	74 700	70 700	73 800	73 100
Composite	133 300	133 600	127 800	131 500

TAB. 1.2 – Modules d'Young expérimentaux de l'aluminium 2024-T3 et du composite.

	Aluminium	Composite	Colle
Module d'Young longitudinal (GPa)	73,1	131,5	4,2
Module d'Young transversal (GPa)		10	
Module de cisaillement (GPa)		7	
Coefficient de Poisson	0,34	0,28	0,30

TAB. 1.3 – Propriétés mécaniques des matériaux présents dans l'éprouvette renforcée.

### Préparation des éprouvettes renforcées par patches composites

Les éprouvettes renforcées par patches composites sont fabriquées à l'Atelier Industriel de l'Aéronautique. Le procédé de fabrication du composite et son collage sur l'aluminium sont présentés dans ce qui suit.

La première étape consiste à fabriquer des plaques de composite à 3 plis à partir de films de fibres de carbone pré-impregnées (voir Figure 1.4.2 a).

La deuxième étape est de préparer les surfaces du substrat d'aluminium afin qu'elles puissent recevoir le composite. L'aluminium subit donc un traitement de surface. Il s'agit d'une oxydation anodique chromagée (intitulée 'AOC'). Cette oxydation anodique crée une porosité en surface de l'aluminium ce qui permet d'obtenir une bonne adhérence de la colle sur l'aluminium. Suite à ce traitement d'ailleurs, l'aluminium voit sa couleur changer. Elle passe du gris éclatant au gris vert.

La troisième étape est de découper le composite aux dimensions souhaitées.

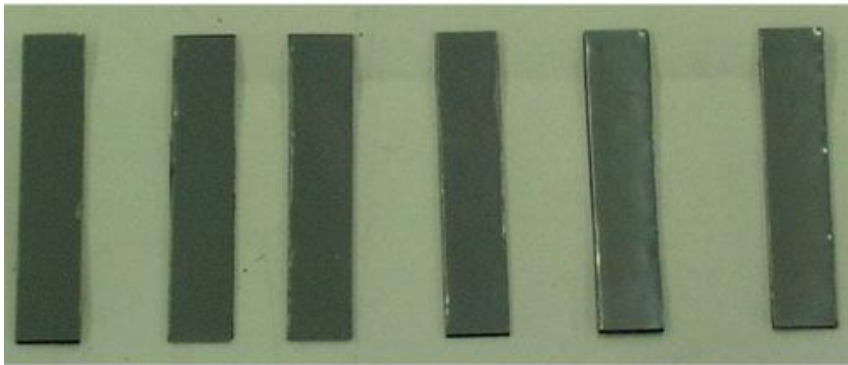
La quatrième étape est d'enduire de colle les plaques de composite afin de les coller directement sur le substrat en aluminium par polymérisation (voir Figure 1.4.2 b).

L'ensemble est ensuite positionné dans un four pour réaliser la polymérisation de la colle liant le composite à l'aluminium. Les échantillons sont donc soumis à un





a- Plaques de composite



b- Plaques de composite enduites de colle

FIG. 1.4.2 – Préparation des plaques de composite pour le renforcement.

chauffage à 120°C pendant une heure, à une pression égale à 0,3 MPa.

La dernière étape est d'enlever la colle qui a débordé sur le substrat en aluminium lors de la polymérisation.

### Géométrie du patch composite

Deux types d'éprouvettes renforcées sont testés afin d'établir l'influence de leur géométrie sur leur comportement en fatigue. Dans le premier cas (épreuve B sur la Figure 1.4.3), le patch est rectangulaire (Rappel : l'épreuve A est l'épreuve non renforcée). Il est centré sur l'éprouvette, sa largeur étant légèrement inférieure à la largeur minimale de l'éprouvette. Dans le deuxième cas (épreuve C sur la Figure 1.4.3), le composite est collé sur l'éprouvette en aluminium avant que l'ensemble ne soit usiné aux cotes de finition. L'objectif est donc de ce fait de détecter les incidences éventuelles liées à la forme et/ou à l'usinage du patch composite.

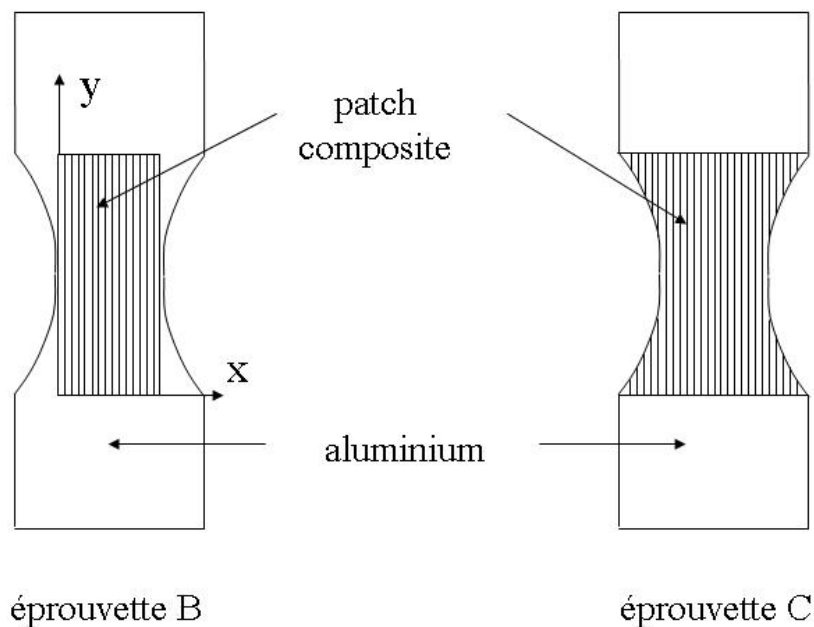


FIG. 1.4.3 – Deux types d'éprouvettes renforcées par patchs composites.

### Résultats obtenus avec les deux types d'éprouvettes renforcées

Un niveau de chargement en fatigue a été appliqué aux éprouvettes A, B et C pour mettre en évidence l'effet du renforcement et l'influence de la géométrie et/ou de l'usinage du patch composite. Le niveau de chargement appliqué aux éprouvettes A est inférieur à la limite d'élasticité en traction (345 MPa) de l'aluminium 2024-T3 dans la section minimale, mais supérieur à la limite de fatigue à  $5 \cdot 10^5$  cycles, égale à 186 MPa. Les éprouvettes B et C sont soumises au même chargement en termes d'efforts appliqués à l'éprouvette ( $F = 11\,200$  N), conduisant ainsi à une contrainte plus faible dans la section minimale du substrat en aluminium.

Le Tableau 1.4 et la Figure 1.4.4 montrent les résultats obtenus en termes de durée de vie des six éprouvettes A, B et C testées. Comme attendu logiquement, les éprouvettes B et C ont une durée de vie plus importante que les éprouvettes A. Puisque le chargement appliqué est le même dans les trois cas, une **augmentation de la durée de vie des éprouvettes renforcées** est donc le premier résultat à noter. Un autre résultat intéressant est le fait que les éprouvettes B aient une durée de vie plus grande en moyenne que celle des éprouvettes C. Un test statistique est réalisé afin de montrer clairement que les durées de vie moyennes sont différentes. Il est tout d'abord montré que les deux séries de résultat suivent une loi normale grâce au test de Shapiro-Wilk [AFN91, NC93]. Il est donc possible de les caractériser par leur moyenne et leur écart-type. Ensuite, grâce à la loi de Snedecor [NC93], il est montré que les deux séries sont distinctes à 97 %. Ceci prouve que la **forme du patch composite ainsi que le procédé de fabrication utilisés ici influencent le comportement en fatigue des éprouvettes renforcées**, bien que la section minimale soit la même dans les deux cas. Une raison probable est le fait que l'usinage par fraisage des éprouvettes renforcées par patchs composites ait dégradé l'état de surface latéral des deux matériaux en présence. Le mode de rupture obtenu pour les

épreuves de type C (voir Figure 1.4.5) indique que le patch composite est cisailé en haut de la section non constante. Ceci signifie que la géométrie du patch des épreuves C, au cours de l'essai, se rapproche de celle du patch des épreuves B. Par conséquent, les épreuves C devraient au minimum avoir la même durée de vie que les épreuves B. Comme ceci n'est pas le cas, le fraisage apparaît être la cause d'un moins bon renfort. Le rapport entre l'écart-type et la durée de vie moyenne est plus grand pour les épreuves B et C que pour les épreuves A. Ceci est dû au fait que les épreuves renforcées par patches composites étant plus complexes, cela introduit une plus grande variabilité dans la géométrie, surtout à cause de l'épaisseur de la colle qui n'est pas rigoureusement constante pour toutes les épreuves patchées. Comme la durée de vie moyenne est plus faible pour les épreuves C, seules les épreuves B sont préparées et testées dans la suite de l'étude.

Epreuves	Durée de vie moyenne (cycles)	Ecart-type (cycles)
Epreuves A	41 000	4 400
Epreuves B	385 800	150 500
Epreuves C	292 100	35 700

TAB. 1.4 – Durées de vie obtenues pour les trois types d'épreuves testées soumises à une sollicitation de fatigue de valeur maximale de 11 200 N.

#### **Mode de rupture de l'épreuve en aluminium et de l'épreuve renforcée par patches composites**

La Figure 1.4.5 montre trois types classiques de rupture d'épreuves. Comme attendu, la rupture a toujours lieu dans la section minimale pour les épreuves A. En revanche, la rupture n'apparaît pas toujours dans la section minimale des deux types d'épreuves renforcées. Pour les épreuves B, le patch composite se sépare

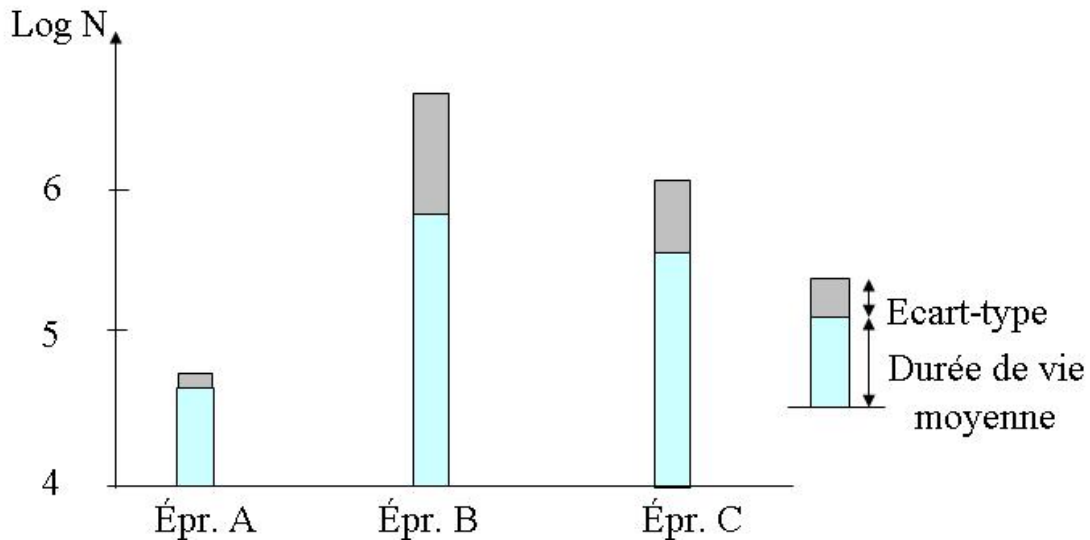


FIG. 1.4.4 – Nombre moyen de cycles à rupture et écart-type pour les éprouvettes A, B et C.

en partie de l'aluminium, indiquant ainsi une rupture de l'adhésion entre le substrat et le patch. Pour les éprouvettes C, une rupture transversale du patch composite a lieu le long de deux lignes parallèles lors du décollement du substrat. Pour les deux types d'éprouvettes, il s'agit d'une rupture cohésive. En effet, après rupture, la colle est présente à la fois sur le substrat en aluminium et sur le patch composite.

Comme précisé auparavant, il a été décidé, suite aux différentes observations et conclusions faites, de ne garder pour la suite des essais que des éprouvettes de type B (patches composites de forme rectangulaire).

#### Résultats obtenus avec les éprouvettes renforcées et sollicitées en fatigue

Une série de 10 éprouvettes de type B a été préparée et testée. L'objectif des essais est double. Le premier est d'évaluer l'effet du renforcement par patches composites en termes de durée de vie résiduelle et le second est d'examiner lequel des trois matériaux (aluminium, composite ou colle) rompt en premier pour analyser la



éprouvette A



éprouvette B



éprouvette C

FIG. 1.4.5 – Éprouvettes après rupture.

défaillance en fatigue d'un renforcement par patch.

Les essais ont été conduits à deux niveaux de contrainte différents. A l'origine, l'idée avait été de réaliser des essais sur des éprouvettes renforcées à trois niveaux de chargement différents, afin de 'couvrir' toute l'étendue de la courbe S-N. Il s'agissait de pratiquer un essai pour un chargement se situant juste au-dessus de la limite de fatigue à  $5 \cdot 10^5$  cycles, un deuxième pour un chargement correspondant au milieu de la courbe S-N et un troisième pour un chargement se situant en haut de la courbe S-N (voir Figure 1.4.6).

Toutefois, après avoir testé 3 éprouvettes pour un chargement du haut de la courbe S-N, il a été constaté que les éprouvettes renforcées rompaient immédiatement. Souhaitant travailler *a priori* à contrainte constante dans le substrat en aluminium, l'effort appliqué à l'éprouvette renforcée était plus important que celui qui était appliqué à l'éprouvette en aluminium seul. La conclusion était que les patches composites ne jouaient plus leur rôle, c'est-à-dire qu'ils ne renforçaient pas bien l'éprouvette. L'ex-

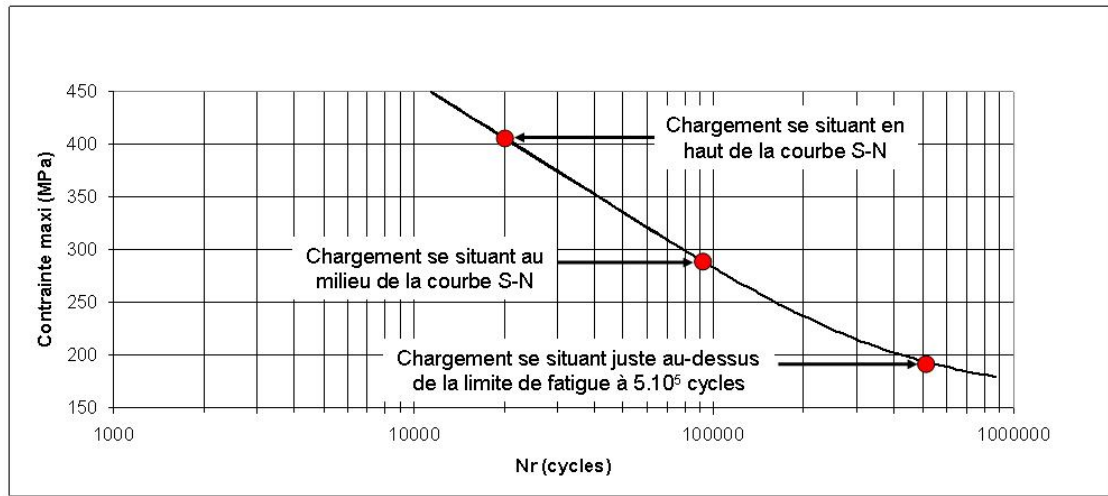


FIG. 1.4.6 – Courbe S-N de l’aluminium vierge à  $R = 0$  et définition de 3 niveaux de chargement choisis pour les essais menés sur les éprouvettes renforcées B.

plication établie par la suite grâce à de nouvelles études est que la colle ne résiste pas pour un chargement aussi élevé. Par voie de conséquence, les essais pour un chargement se situant en haut de la courbe S-N ont été abandonnés, et donc seuls deux niveaux de chargement différents ont été pratiqués. Au final, les chargements appliqués sont tels que la contrainte maximale présente dans la section minimale du substrat en aluminium,  $\sigma_s$ , vaut :  $\sigma_s = 195$  MPa ou  $\sigma_s = 280$  MPa. La valeur de 195 MPa est juste au-dessus de la limite de fatigue à  $5 \cdot 10^5$  cycles (186 MPa) alors que celle de 280 MPa se situe en milieu de courbe S-N et est inférieure à la limite d’élasticité de l’aluminium ( $R_e = 345$  MPa). L’équation 1.4.1 permet de déterminer les valeurs des contraintes données précédemment dans la section minimale patchée (milieu de l’éprouvette) en fonction de l’effort  $F$  appliqué à l’éprouvette renforcée.

$$\sigma_s = \frac{F}{S_s \left(1 + \frac{E_p S_p}{E_s S_s}\right)} \quad (1.4.1)$$

avec :

$S_s$  et  $S_p$  : aires des sections droites de l'aluminium et des patchs composites respectivement,

$E_p$  et  $E_s$  : modules d'Young de l'aluminium et des patchs composites respectivement.

Sachant que la dispersion des propriétés de fatigue obtenues à partir de différentes plaques d'aluminium 2024-T3 était significative, il a été décidé d'utiliser la courbe S-N obtenue avec un ensemble d'éprouvettes tirées de la même plaque que celle utilisée pour le renforcement.

Les résultats expérimentaux obtenus avec ces éprouvettes sont collectés sur la Figure 1.4.7. Ces résultats sont comparés à effort constant afin de mettre en évidence l'effet du renforcement. La contrainte rapportée sur cette figure n'est donc pas la contrainte existant dans la section minimale de l'éprouvette renforcée (1.4.1) mais la contrainte qui serait appliquée dans l'aluminium pour le même chargement, en l'absence de patch composite. Ce choix est justifié par le fait que les structures renforcées et non renforcées sont toujours soumises en pratique au même effort global. Ainsi, une contrainte de 195 MPa dans l'aluminium d'une éprouvette renforcée équivaut à une contrainte de 312 MPa pour une éprouvette non renforcée (et une contrainte de 280 MPa 'équivaut' selon le même principe à 446 MPa). Cette contrainte fictive est appelée *contrainte équivalente* dans la suite et c'est celle qui est rapportée sur les figures qui suivent. Le principal résultat est que **l'augmentation de la durée de vie liée au renforcement est d'autant plus grande que la contrainte équivalente est petite**. L'augmentation de la durée de vie est traduite par le rapport de la durée de vie en fatigue des éprouvettes patchées sur celle des éprouvettes non patchées soumises au même effort. Le rapport d'augmentation de durée de vie pour une contrainte de 195 MPa est égal à 8,4 et vaut 2,5 à 280 MPa.



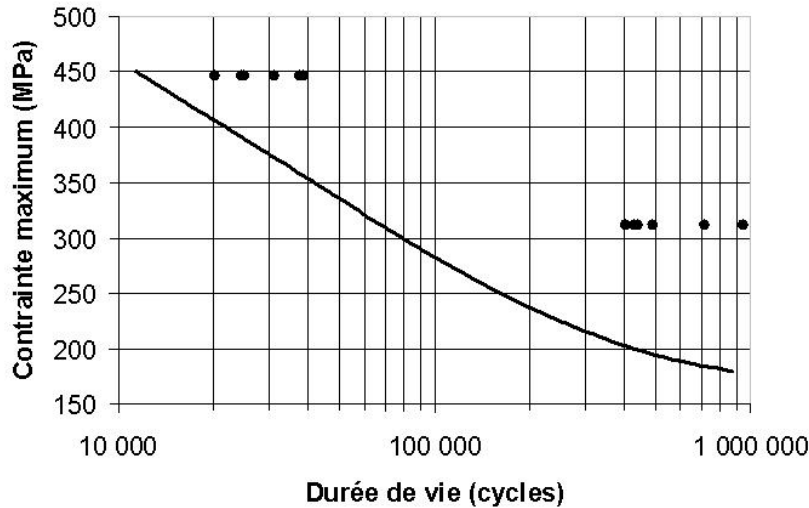


FIG. 1.4.7 – Superposition de la courbe S-N de l'aluminium 2024-T3 et des points expérimentaux obtenus à partir des essais menés à effort maximum constant sur les éprouvettes B.

### 1.4.2 Éprouvettes pré-endommagées puis renforcées

Afin de se placer dans des conditions analogues aux conditions industrielles réelles, les éprouvettes ont été pré-endommagées, puis renforcées par patches composites. En effet, l'AIA souhaitant prolonger la durée de vie des avions en retardant l'apparition des fissures, les patches sont collés après que l'avion ait volé un certain nombre d'heures, donc sur une structure en aluminium déjà endommagée.

Les éprouvettes ont été pré-endommagées soit à 25% soit à 40% de leur durée de vie. La fraction de vie de 25% a été retenue à la demande de l'AIA. Il est, en effet, intéressant de savoir s'il faut ou non faire intervenir le renforcement très tôt sur les composants aéronautiques. La seconde fraction de vie, 40%, est choisie pour observer l'effet du renforcement sur un matériau endommagé de manière plus conséquente. Le choix de ces fractions de vie, après la comparaison entre les résultats obtenus, permet de conclure sur l'utilité de renforcer les éprouvettes pour une fraction de vie

supérieure. Pour notre partenaire industriel, il est cependant plus intéressant de renforcer les composants aéronautiques le plus tard possible afin d'éviter de nombreuses maintenances. Un renforcement après un endommagement initial de 75% pourrait s'avérer plus en accord avec la réalité industrielle. Ce type d'essai qui n'a pas pu être réalisé faute de temps pourrait s'inscrire dans les perspectives immédiates de cette étude.

10 éprouvettes de chaque catégorie ont donc été préparées, puis testées en fatigue. L'objectif est ici d'évaluer l'effet du renforcement sur des éprouvettes déjà endommagées.

#### **Résultats pour deux niveaux de chargement**

Les résultats obtenus avec des éprouvettes pré-endommagées puis renforcées par patches composites sont représentés sur la Figure 1.4.8. Il est possible de voir sur ces figures que les points expérimentaux exprimés en contrainte réelle dans l'aluminium sont bien cohérents avec la courbe S-N. La courbe S-N du substrat en aluminium a été translatée à gauche de 25% (figure a)) et de 40% (figure b)) de la durée de vie totale afin de ne prendre en compte et comparer que les durées de vie résiduelles, obtenues après renforcement par patches composites. Il y a donc eu un changement d'origine de la courbe S-N. L'accroissement relatif de durée de vie résiduelle est plus grand avec des éprouvettes pré-endommagées puis renforcées qu'avec des éprouvettes renforcées non préalablement endommagées par fatigue.

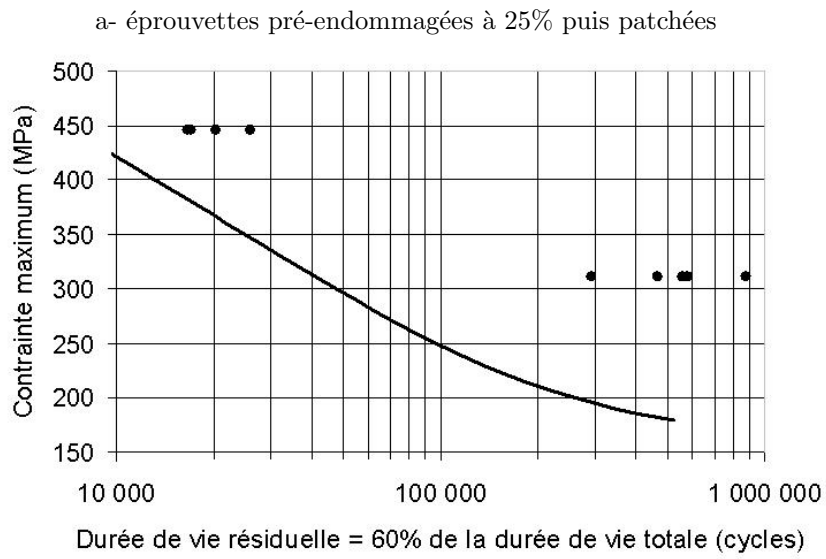
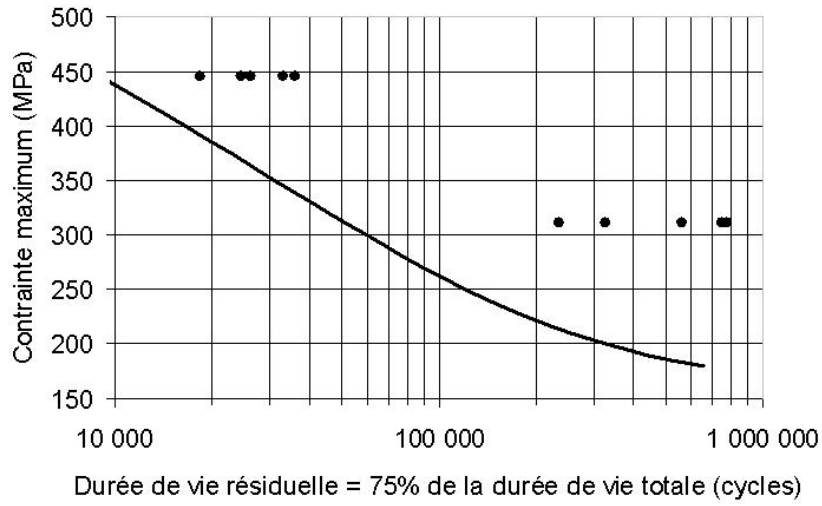
Dans le cas d'éprouvettes pré-endommagées à 25% puis renforcées, le rapport caractérisant l'augmentation de la durée de vie résiduelle est égal à 10,3 et 3,1 pour des niveaux de contraintes égaux à 195 MPa et 280 MPa respectivement. Dans le cas d'un endommagement initial à une fraction de vie de 40%, ce rapport est égal à 11,2 et 2,8 pour des sollicitations de 195 MPa et de 280 MPa respectivement. Ceci quantifie l'effet bénéfique du renforcement des structures pré-endommagées. L'aug-

mentation de la durée de vie résiduelle est 3 à 4 fois plus faible à 280 MPa qu'à 195 MPa dans les deux cas de fraction de vie initiale. Une des raisons possibles est que la rupture de la colle apparaisse de façon prématurée pour le niveau de contrainte le plus haut. Si tel est le cas, la colle est l'élément critique de l'assemblage aluminium-patch composite. Afin de vérifier cette hypothèse, le comportement de la colle est étudié dans le paragraphe suivant.

### **Influence de la colle**

Les éprouvettes renforcées soumises à un chargement de 280 MPa rompent avant la durée de vie attendue par la courbe S-N alors qu'il n'en est pas de même pour les éprouvettes renforcées soumises à un chargement de 195 MPa. Sachant que toutes les éprouvettes ont été renforcées en même temps par des patches composites issus du même lot et réalisées par la même personne, le défaut de tenue en fatigue provient très certainement d'un problème qui n'est pas lié directement à la fabrication du patch composite. Par ailleurs, il est bien connu que **la colle constitue très souvent le point faible du renforcement** ([HL99, Vol38, GR44]). Elle est en général à l'origine des défaillances des structures renforcées [DB99] car c'est la rupture ou la décohésion de la colle qui provoque le détachement du renfort composite. De ce point de vue, il est nécessaire d'étudier précisément la tenue de la colle au cours des essais de fatigue car cela peut apporter une explication aux résultats observés.

Initialement, le principe est de se dire que si la colle ne tient pas durant tout l'essai de fatigue, la rigidité globale de l'éprouvette diminue au cours de l'essai. En effet, l'éprouvette étant soumise à des efforts plus importants que ceux prévus, son élongation augmente durant l'essai. L'idée est donc de mesurer l'élongation de l'éprouvette durant un essai de fatigue et d'étudier ses variations. Une extrémité de l'éprouvette est serrée dans les mors de la traverse supérieure de la machine de



b- éprouvettes pré-endommagées à 40% puis patchées

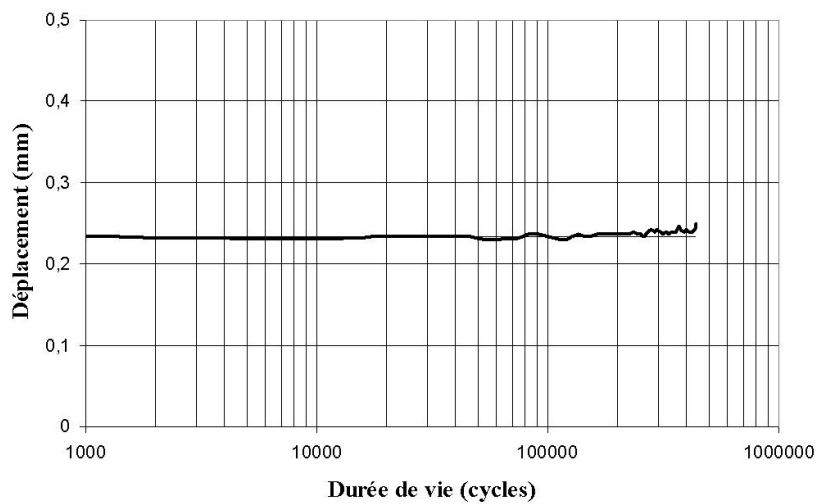
FIG. 1.4.8 – Résistance en fatigue d'éprouvettes patchées à différents niveaux de dommage initial.

fatigue, fixe par rapport au bâti. La seconde extrémité est serrée dans les mors inférieurs, situés à l'extrémité du vérin (nez de vérin), qui se déplace verticalement lors de l'application des efforts du fait des déformations de l'éprouvette.

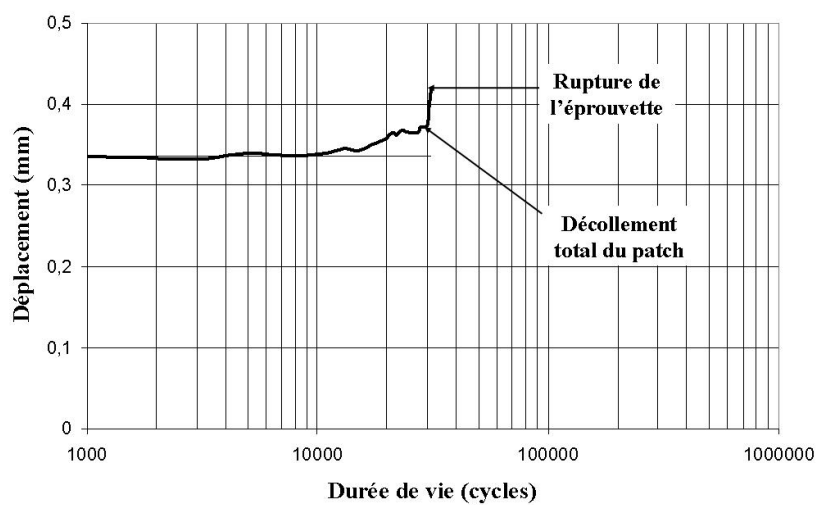
La Figure 1.4.9 représente deux courbes typiques du déplacement du nez de vérin durant un essai de fatigue. Ce déplacement définit l'élongation de l'éprouvette par l'écart mesuré entre les maximum et minimum du chargement durant un cycle. Cette quantité augmente lors d'un essai de fatigue mené à 280 MPa alors qu'elle reste pratiquement constante à 195 MPa. Ce phénomène traduit **l'endommagement progressif de la colle** à 280 MPa, et provoque une augmentation du niveau de contrainte dans le substrat en aluminium à partir du tiers environ de la durée de vie à rupture. La colle entre le patch et l'aluminium rompt soudainement et l'élongation de l'éprouvette augmente tout aussi brutalement. Le niveau de contrainte dans l'aluminium croît en même temps, ce qui provoque finalement une rupture anticipée de l'éprouvette renforcée au regard de la durée de vie attendue par la courbe S-N. Ce phénomène peut être observé sur la Figure 1.4.10 où le niveau réel de contrainte dans l'aluminium a été pris en compte pour les trois cas étudiés dans la section 1.4.1. Les points expérimentaux précédemment tracés sont en fait simplement translatés vers le bas. Dans tous les cas, les points expérimentaux à 195 MPa sont en accord avec la durée de vie donnée par la courbe S-N de l'aluminium. Au contraire, les points expérimentaux à 280 MPa indiquent clairement une rupture anticipée des éprouvettes par rapport à la durée de vie attendue par la courbe S-N de l'aluminium, ceci en raison de la rupture de la colle en cours d'essai.

### 1.4.3 Calcul des contraintes de cisaillement dans la colle

La tenue en fatigue de l'éprouvette patchée est limitée par celle de la colle. Il apparaît donc opportun de déterminer la contrainte de cisaillement dans la colle dans les deux cas rencontrés (195 MPa et 280 MPa) puis de comparer ces quantités à la

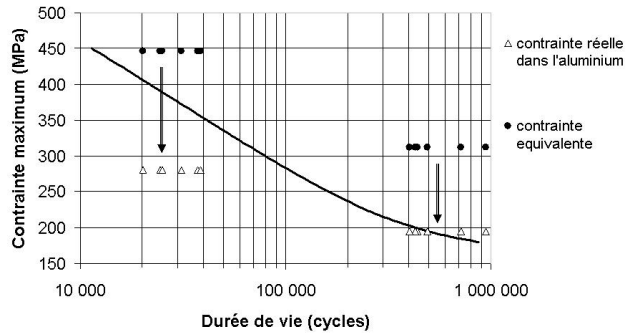


a- 195 MPa

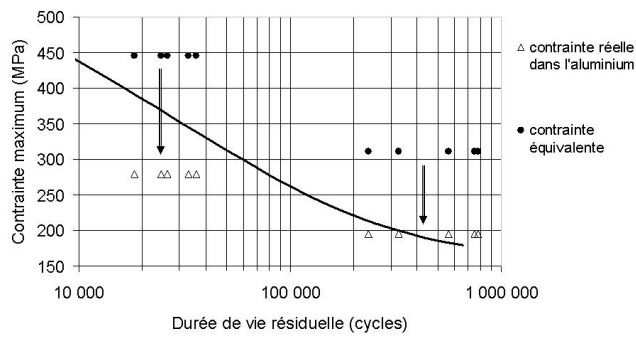


b- 280 MPa

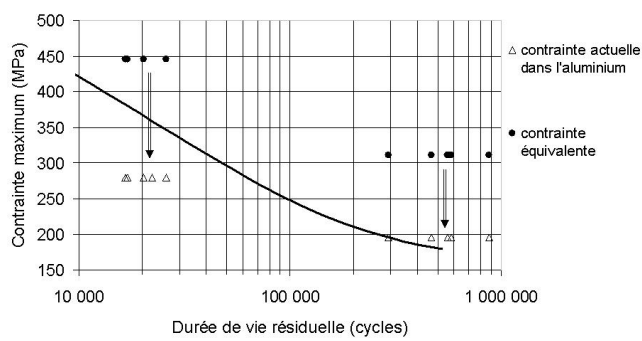
FIG. 1.4.9 – Elongation de l'éprouvette au cours des essais de fatigue pour deux niveaux de contraintes a) 195 MPa, b) 280 MPa.



a- éprouvettes initialement vierges



b- éprouvettes pré-endommagées (25%) puis renforcées



c- éprouvettes pré-endommagées (40%) puis renforcées

FIG. 1.4.10 – Comportement en fatigue des éprouvettes renforcées avec différents dommages initiaux.

résistance à rupture de la colle.

Les contraintes de cisaillement dans la colle sont particulièrement importantes près des bords libres du patch composite. Le calcul de leur répartition dans cette zone peut être effectué à l'aide d'un modèle unidimensionnel, par exemple celui de [TOM98]. Le modèle de la structure considérée est représenté à la Figure 1.4.11. L'équation 1.4.2, issue de l'équilibre d'une petite partie de la structure renforcée et basée sur l'hypothèse d'une contrainte longitudinale dans la colle négligeable, permet de calculer la contrainte de cisaillement dans la colle.

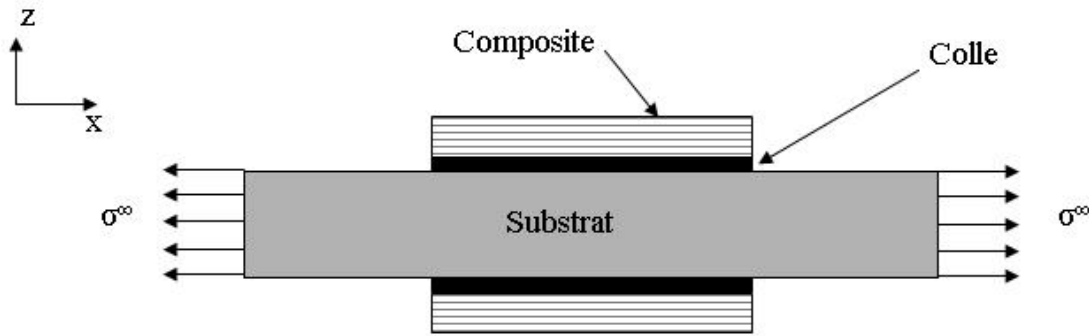


FIG. 1.4.11 – Modèle unidirectionnel d'une structure renforcée par deux patches composites.

$$\sigma_{xx}^p(x) = K_1 e^{\gamma x} - \left( \frac{\beta}{\gamma^2} + K_1 \right) e^{-\gamma x} + \frac{\beta}{\gamma^2} \quad (1.4.2)$$

où  $\sigma_{xx}^p$  est la contrainte normale suivant l'axe x dans le patch et les constantes  $K_1$ ,  $\beta$  et  $\gamma$  sont données par les expressions 1.4.3.



$$\left\{ \begin{array}{l} \beta = \frac{G_a}{e_a e_p E} \sigma_{xx}^\infty \\ \gamma = \sqrt{\frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_x^p} + \frac{1}{E e_s} \right)} \\ K_1 = -\frac{\beta}{\gamma^2} \frac{e^{\gamma a} - 1}{e^{2\gamma a} - 1} \end{array} \right. \quad (1.4.3)$$

avec :

$e_a$ ,  $e_p$  et  $e_s$  : épaisseurs de la colle, du patch composite et du substrat en aluminium respectivement,

$E_x^p$  et  $E$  : modules d'Young du patch composite et du substrat en aluminium respectivement,

$G_a$  : module d'élasticité transversal de la colle,

$a$  : longueur du patch composite.

Ce modèle simple n'est valide que pour une éprouvette renforcée ayant une section constante en largeur et en épaisseur. Il n'est donc pas utilisable dans le cas présent puisque la section de l'éprouvette est variable.

La répartition des contraintes de cisaillement près des bords libres du patch composite peut être aussi déterminée en utilisant une approche numérique de type différences finies couplée à un calcul éléments finis. Cette approche est préférée à une approche de type éléments finis seule car cette dernière ne permet pas de prendre en compte proprement la condition de cisaillement nul au bord libre sauf dans le cas d'un maillage très raffiné. Pour obtenir dans ce dernier cas des résultats précis et fiables en termes de contraintes de cisaillement dans la colle près des bords libres, les calculs seraient très longs ; ils ont de ce fait été évités. Au contraire, la condition

de bord libre peut être introduite explicitement avec une approche par différences finies, laquelle peut être utilisée en complément d'un calcul par éléments finis afin d'évaluer proprement les contraintes dans la colle et dans le patch composite.

La procédure comprend deux étapes :

- un calcul éléments finis qui permet d'estimer les contraintes dans le substrat en aluminium et dans le composite,
- un calcul différences finies s'appuyant sur les résultats précédents et qui permet d'en déduire les contraintes de cisaillement dans la colle.

Les détails concernant cette procédure numérique peuvent être trouvés dans la référence [MG06].

Pour le calcul éléments finis, les lois de comportement choisies sont des lois linéaires élastiques car les essais de fatigue sont réalisés à des niveaux de chargement inférieur à la limite d'élasticité. L'aluminium est un matériau isotrope tandis que le patch composite est orthotrope, sa rigidité n'étant pas la même dans le sens transverse et dans le sens longitudinal. Un maillage régulier est utilisé entraînant une discrétisation de la structure et du renfort. 18 712 éléments coques (shell 63) à quatre noeuds du logiciel ANSYS ont été utilisés. Les contraintes en chaque noeud sont extraites puis introduites comme point d'entrée du modèle par différences finies. Un schéma de différences finies centrées en 2D est utilisé afin de résoudre les équations aux dérivées partielles (voir Equation 1.4.4). Ces équations sont issues des équations d'équilibre du patch composite et du substrat, et des équations constitutives de la colle et du patch composite [MG06]. Ces équations aux dérivées partielles sont ensuite discrétisées. Elles conduisent à un nouveau système d'équations à l'aide des différences finies (voir Equation 1.4.5). La répartition de la contrainte de cisaillement dans la colle est alors calculée grâce au système d'équations 1.4.6.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_x^p} \sigma_{xx}^p - \frac{\nu_{xy}^p}{E_x^p} \sigma_{yy}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{xx}^s + \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{yy}^s \right) \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_y^p} \sigma_{yy}^p - \frac{\nu_{yx}^p}{E_y^p} \sigma_{xx}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{yy}^s + \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{xx}^s \right) \end{array} \right. \quad (1.4.4)$$

avec :

$\nu_{xy}^p$  : coefficient de Poisson du patch composite.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{\sigma_{xx}^p(x+\Delta x, y) - 2\sigma_{xx}^p(x, y) + \sigma_{xx}^p(x-\Delta x, y)}{(\Delta x)^2} \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{\sigma_{yy}^p(x, y+\Delta y) - 2\sigma_{yy}^p(x, y) + \sigma_{yy}^p(x, y-\Delta y)}{(\Delta y)^2} \end{array} \right. \quad (1.4.5)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \sigma_{xz}^a(i, j) = e_p \frac{\Delta \sigma_{xx}^p(i, j)}{\Delta x} \\ \Delta \sigma_{yz}^a(i, j) = e_p \frac{\Delta \sigma_{yy}^p(i, j)}{\Delta y} \end{array} \right. \quad (1.4.6)$$

Le maillage de l'éprouvette utilisé dans le modèle 2D éléments finis est représenté sur la Figure 1.4.12. La forme rectangulaire du patch composite est identifiable sur cette figure. La répartition des contraintes normales dans le patch  $\sigma_{xx}^p$  et celle des contraintes de cisaillement dans la colle  $\tau_{xy}^a$  sont montrées sur les Figures 1.4.13 et 1.4.14 respectivement. Un pic de contrainte de cisaillement se produit près des bords libres supérieur et inférieur des patches composites. Son intensité est d'environ 60 MPa pour un effort appliqué de 11 000 N. La contrainte normale correspondante dans l'aluminium est de 195 MPa. Pour une contrainte normale égale à 280 MPa, la

contrainte de cisaillement atteint 86 MPa. Il est intéressant de comparer ces valeurs estimées de la contrainte de cisaillement dans la colle avec sa limite à rupture sous sollicitation monotone.

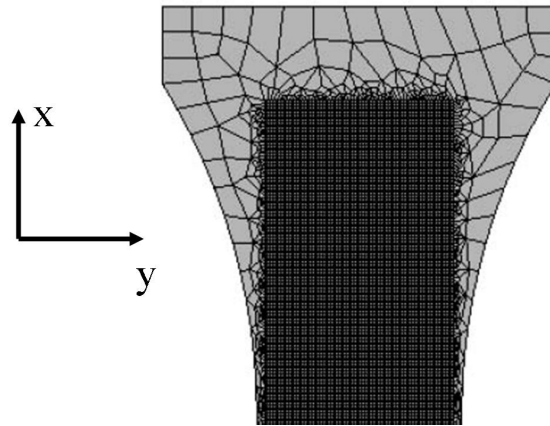


FIG. 1.4.12 – Maillage d'une demi-éprouvette renforcée par patch composite.

La détermination de la limite à rupture monotone de la colle est difficile à conduire puisque cette valeur dépend fortement de nombreux paramètres, parmi lesquels le procédé de fabrication ou les défauts géométriques inévitables. Il a donc été décidé de mesurer directement cette quantité sur plusieurs éprouvettes similaires à celles utilisées pour les essais de fatigue mais cette fois soumises à des chargements monotones. Il existe des normes mais elles fournissent principalement des contraintes à rupture moyennées sur la surface du joint collé et non pas la limite à rupture statique. Quatre éprouvettes ont donc été soumises à un essai de traction quasi-statique pour déterminer cette quantité. Ces éprouvettes sont équipées de jauges FLG-02-23 Tokyo Sokki Kenkyujo collées sur les patches composites, et dont le centre est placé à 3 mm du bord libre (voir Figure 1.4.16). Deux serre-joints sont fixés au bas des patches composites afin d'éviter que la colle ne rompe dans cette zone (voir Figure 1.4.15) et d'imposer par conséquent la rupture dans la partie supérieure. Deux jauges de déformation sont donc collées symétriquement à 3 mm du bord supérieur des

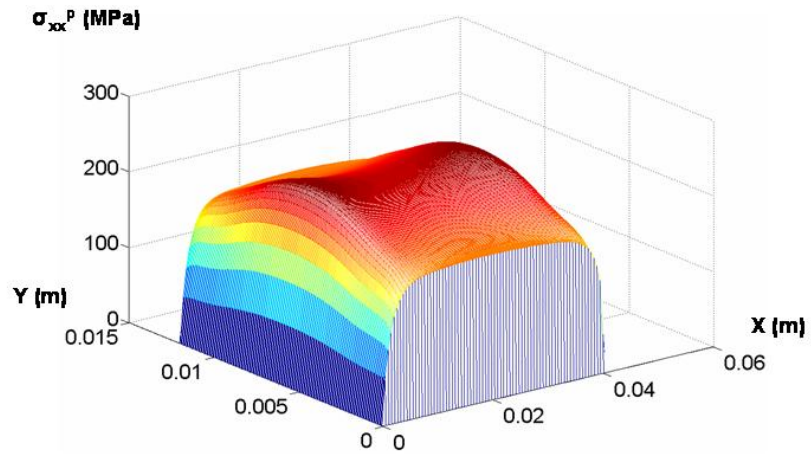


FIG. 1.4.13 – Répartition des contraintes normales  $\sigma_{xx}^p$  dans le patch composite.

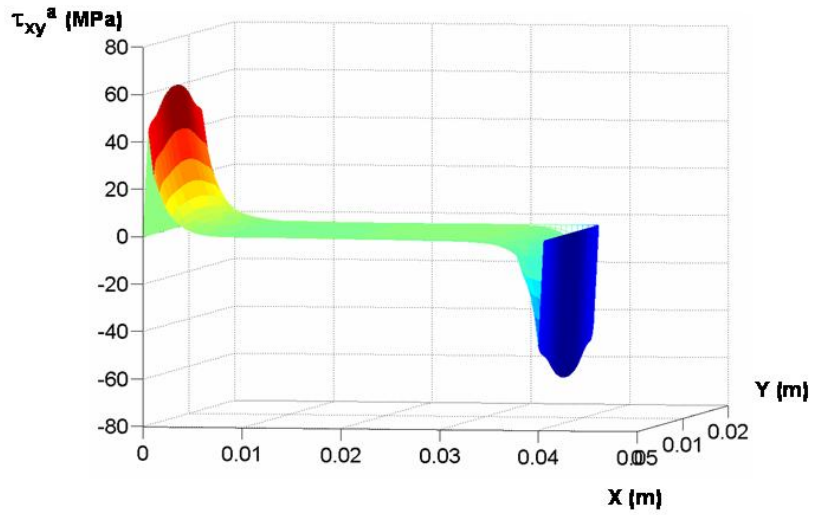


FIG. 1.4.14 – Répartition des contraintes de cisaillement  $\tau_{xy}^a$  dans la colle.

patches composites (voir Figure 1.4.16).



FIG. 1.4.15 – Epreuve patchée équipée d'un serre-joint.

La Figure 1.4.17 montre une courbe typique de déformation - effort obtenue au cours d'un de ces essais. La déformation longitudinale est la moyenne des déformations mesurées par les deux jauges,  $F$  est la force globale de traction appliquée à l'éprouvette. La déformation longitudinale augmente de façon linéaire jusqu'à la rupture du joint. La contrainte de cisaillement correspondante dans la colle est alors déduite de la déformation maximale longitudinale mesurée au cours de l'essai en recalant le modèle numérique décrit précédemment. La limite à rupture obtenue pour chaque éprouvette est reportée dans le Tableau 1.5. La dispersion des résultats est finalement assez faible. Le principal résultat est que **la contrainte de cisaillement dans la colle pour une contrainte normale dans l'aluminium de 280 MPa est presque égale à sa limite à rupture** (101 MPa, voir Tableau 1.5). C'est probablement la raison pour laquelle l'augmentation de la durée de vie en fatigue des éprouvettes patchées est plus faible à 280 MPa qu'à 195 MPa. Dans ce dernier cas et contrairement au premier, il faut noter que le scénario de rupture le plus probable est que le substrat d'aluminium fissure et rompe avant la colle, ce qui signifie que la colle remplit bien son rôle, à savoir, transmettre l'effort tout au long de l'essai entre le patch

composite et le substrat endommagé. D'un point de vue industriel, une attention particulière a été portée à la détermination de la répartition des contraintes réelles dans la colle puisqu'il est clairement démontré ici que ce sont elles qui gouvernent la rupture des structures renforcées, au-delà d'une valeur qui semble être proche de la limite de rupture statique au cisaillement.

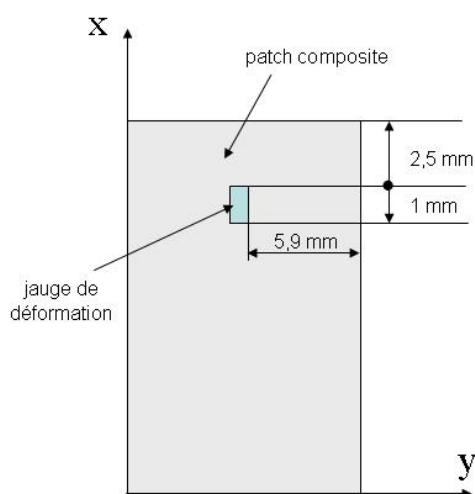


FIG. 1.4.16 – Position schématique de la jauge collée sur le patch composite.

Eprouvettes	1	2	3	4	moyenne	écart-type
Contrainte de cisaillement (MPa)	106	109	90	98	101	3,7

TAB. 1.5 – Contrainte de cisaillement à rupture de la colle.

## 1.5 Conclusion

Le comportement en fatigue d'éprouvettes en aluminium renforcées par patches composites a été examiné dans cette première partie.

Avant d'aborder le renforcement par patches composites, des essais sur des éprouvettes d'aluminium ont été réalisés afin de déterminer les courbes S-N de référence.

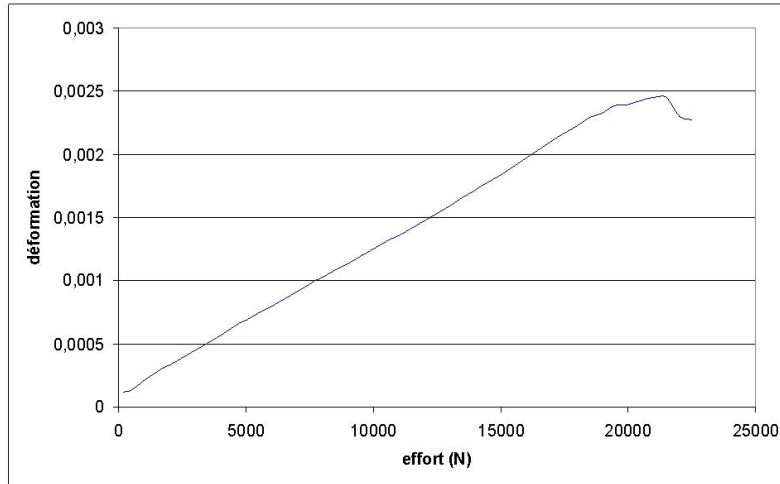


FIG. 1.4.17 – Essai de traction monotone d'une éprouvette patchée.

Cette étape est indispensable car elle sert de base de données pour le reste du travail. Le mode de découpe des éprouvettes influence sensiblement la résistance à la fatigue. La découpe jet d'eau est sensiblement plus néfaste en termes de résistance à la fatigue que la découpe laser. De même, une grande dispersion des propriétés de fatigue de l'aluminium est mise en évidence. Trois courbes S-N pour un rapport de charge égal à 0 ont été tracées. Ces trois courbes ne se superposent pas. Par conséquent, afin de pouvoir analyser des résultats issus d'essais de fatigue, il est important de travailler avec un lot d'éprouvettes issues de la même plaque.

Des essais ont également été menés pour percevoir les conséquences du traitement thermique à 120°C sur la résistance en fatigue de l'aluminium. Il a été montré que ce traitement thermique, qui avait lieu lors de la polymérisation de la colle liant les patchs composites au substrat, n'avait aucune incidence sur la résistance à la fatigue des éprouvettes pré-endommagées ou pas. De ce fait, que les éprouvettes soient renforcées après ou avant renforcement, leur résistance à la fatigue n'est pas affectée par ce traitement thermique.



Les propriétés en fatigue relatives à l'aluminium ont permis de mener ensuite l'étude sur le renforcement par patchs composites. A partir des essais réalisés, les conclusions suivantes peuvent être établies :

- l'augmentation de la durée de vie des éprouvettes renforcées est très significative à même niveau d'effort entre les éprouvettes patchées et non patchées : l'augmentation se situe dans un rapport de 8 à 11 pour une contrainte équivalente proche de la limite de fatigue à  $5.10^5$  cycles et atteint quand même un rapport 3 quand la contrainte de cisaillement dans la colle est proche de sa limite inférieure à rupture statique égale à 90 MPa.

- l'augmentation de la durée de vie dépend du niveau de dommage déjà présent dans l'éprouvette avant renforcement. De plus, l'augmentation de la durée de vie résiduelle peut être raisonnablement prévue au moyen de la courbe S-N des éprouvettes en aluminium si la colle supporte le transfert d'effort entre le substrat et le patch jusqu'à fissuration et rupture de l'aluminium.

- les éprouvettes testées montrent différents scénarios de rupture qui dépendent du niveau d'effort. La rupture est soit initiée dans le substrat en aluminium, soit dans la colle. Dans ce dernier cas, la contrainte de cisaillement dans la colle est proche de la limite à rupture statique. Une fois que le patch est décollé, la contrainte dans l'aluminium augmente brutalement et la rupture de l'aluminium est alors très rapide.

Il serait intéressant de poursuivre les essais et l'étude sur le renforcement. En effet, cette partie est riche d'un point de vue scientifique. Elle nécessiterait par conséquent plus d'investigations :

- il serait intéressant, par exemple, de réaliser des essais similaires à ceux menés avec une variation progressive de l'épaisseur de la colle aux bords libres des patchs composites. La résistance à la fatigue de telles structures renforcées pourrait être augmentée à de plus hauts niveaux de chargement.

- dans le même sens, il pourrait être réalisé puis testé des patchs composites avec

une épaisseur décroissante près des bords libres (bords biseautés).

- de plus, comme cela a déjà été dit, d'autres niveaux de pré-endommagement des éprouvettes en aluminium avant renforcement pourraient être testés. Il faudrait solliciter pour cela des éprouvettes à 75% de leur durée de vie par exemple, puis les patcher et observer le gain de durée de vie résiduelle ainsi obtenu. A ce moment là, il serait possible d'indiquer à l'industriel assurant la gestion de la maintenance s'il vaut mieux intervenir plus tôt ou plus tard sur les structures aéronautiques.

- il faudrait également mener une étude de la micro-structure des tôles d'aluminium fournies par l'AIA, ceci afin de déterminer les causes possibles de la grande dispersion des propriétés de fatigue observées en établissant les courbes S-N. Qui plus est, une fois cette dispersion caractérisée, elle pourrait être introduite dans un calcul fiabiliste implanté dans le logiciel post-processeur du code de calcul par éléments finis (défini dans le chapitre suivant). Les durées de vie ainsi déterminées tiendraient compte de cette dispersion.

Cette étude menée sur la caractérisation expérimentale en fatigue du comportement des éprouvettes en aluminium va permettre d'élaborer un logiciel dont le rôle est la prévision de durée de vie de structures aéronautiques renforcées. Le chapitre suivant présente donc la démarche suivie, les outils nécessaires à la prévision de la durée de vie, la programmation effectuée et la confrontation du logiciel avec des résultats d'essais sur mini-structures renforcées.

## Chapitre 2

# Post-processeur de calcul de durée de vie

### 2.1 Introduction

Les composants aéronautiques sont des structures hétérogènes. Ainsi, pour se rapprocher le plus des conditions industrielles, les éprouvettes à section variable étudiées précédemment ne sont pas suffisantes pour prévoir la durée de vie de composants aéronautiques. Le but est donc ici de se diriger vers l'étude de la durée de vie d'une structure. De plus, les structures aéronautiques sont soumises à des chargements complexes. Les essais uniaxiaux réalisés dans le 1<sup>er</sup> chapitre vont donc servir de bases de données pour des calculs de prévisions de durées de vie sous chargements multiaxiaux à amplitude variable.

Ainsi, cette deuxième partie porte sur le développement d'un logiciel post-processeur de code de calculs par éléments finis. Elle vise à permettre à l'AIA de réaliser des contrôles ou inspections au niveau de la maintenance des avions militaires mieux ciblés temporellement et de rallonger la durée d'emploi des structures.

De nombreuses entreprises, comme PSA ou ArcelorMittal, développent en interne leur **logiciel de prévision de durée de vie**. Tous les logiciels post-processeurs

ne présentent pas forcément les mêmes lois d'endommagement et/ou critères de fatigue, car ils dépendent fortement de l'application et du type de matériau utilisé. Ce chapitre a donc principalement pour but de présenter l'organigramme, les lois et les critères retenus pour le développement du logiciel post-processeur de code de calcul par éléments finis, et finalement la confrontation de ce dernier avec des essais réalisés sur des 'mini-structures' renforcées.

Dans un premier temps, quelques notions sur le dimensionnement en fatigue sont présentées afin de rappeler ce qu'est le phénomène de fatigue, sa traduction concrète au niveau industriel et les différentes approches utilisées pour traiter un problème de fatigue. Dans un deuxième temps, l'architecture et l'organigramme du logiciel sont explicités. Ceux-ci sont nécessaires à sa mise en oeuvre, et surtout à son exploitation par un utilisateur extérieur au projet. De plus, le logiciel pourrait être utilisé pour un autre matériau que l'alliage d'aluminium 2024-T3 et avec d'autres lois d'endommagement et critères de fatigue. Les deux parties suivantes concernent respectivement la programmation des lois et des critères de fatigue. Tout d'abord, une présentation générale en est faite puis la description de celles et ceux programmés est effectuée afin de justifier leur choix. Les résultats obtenus par le logiciel post-processeur de prévision de durée de vie sont finalement comparés aux résultats expérimentaux obtenus sur des mini-structures pré-endommagées. Les résultats en termes de durée de vie obtenue par le couplage éléments finis et post-processeur sont comparés aux résultats expérimentaux.

## **2.2 Etat de l'art**

### **2.2.1 Présentation générale de la fatigue**

Le phénomène de fatigue est lié au caractère variable des sollicitations (contraintes appliquées) et plus spécifiquement aux amplitudes des contraintes. Le mécanisme

d'endommagement par fatigue est en général très complexe. Plusieurs sous-phases comme la nucléation de microfissures et la coalescence de ces microfissures engendrent la création (ou amorçage) d'une microfissure. Le cumul de déformation plastique localisée est en général à l'origine de l'apparition des microfissures. Le processus de détérioration macroscopique par fatigue se décompose en trois phases : la phase d'amorçage (voir Figure 2.2.1), la phase de propagation et la rupture [HM05, BB97].

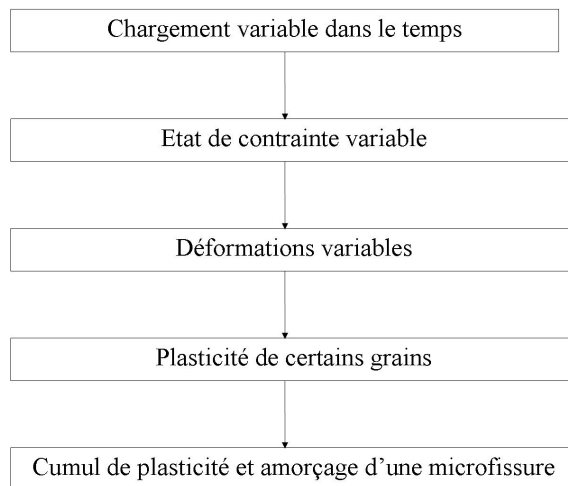


FIG. 2.2.1 – Mécanisme d'amorçage d'une fissure par fatigue.

Le rôle du dimensionnement en fatigue est la maîtrise de la tenue des composants et/ou des structures en service. Ceci est aujourd'hui une étape de plus en plus fréquente et obligatoire à mettre en place car l'un des objectifs des industriels du transport est de diminuer le poids de matière première utilisée à la fois pour faire baisser les coûts de revient et pour réduire la consommation énergétique. Mais quand la quantité de matière première diminue, les niveaux de contraintes et leur amplitude (si celle-ci est variable) augmentent. Par conséquent, le phénomène de fatigue apparaît plus tôt et surtout de façon quasi-systématique, devenant ainsi le processus prépondérant de limitation d'emploi des composants et structures.

Les calculs en fatigue uniaxiale reposent le plus souvent sur deux hypothèses fondamentales :

- la fréquence  $f$  de sollicitation n'a pas d'influence ( $f < 20 \text{ Hz}$ ),
- pour un état de contrainte uniaxial, la forme du cycle de contraintes n'a pas d'influence sur la durée de vie. Seules les valeurs minimale et maximale du cycle sont déterminantes.

Des cycles de contraintes particuliers sont habituellement utilisés pour caractériser les propriétés du matériau en fatigue. Ils servent également pour identifier les constantes de certains outils spécifiques aux calculs en fatigue (lois d'endommagement, critères de fatigue). Une sollicitation de traction alternée symétrique ( $R = -1$ ) donne  $\sigma_{-1}(N)$ , celle de traction répétée ( $R = 0$ ) permet d'établir  $\sigma_0(N)$  et celle de torsion alternée symétrique conduit à  $\tau_{-1}(N)$  (voir Figure 2.2.2). Les grandeurs  $\sigma_{-1}(N)$ ,  $\sigma_0(N)$  et  $\tau_{-1}(N)$  sont appelées limites de fatigue à  $N$  cycles en traction alternée symétrique, en traction répétée et en torsion alternée symétrique respectivement.

Lors de la plupart des essais réalisés en fatigue, il est constaté que [Rob00] :

- une contrainte normale moyenne de traction ( $\sigma_m > 0$ ) est néfaste à la tenue en fatigue ; elle impose de diminuer l'amplitude de contrainte admissible  $\sigma_a$  à durée de vie donnée,
- une contrainte normale moyenne de compression ( $\sigma_m < 0$ ) est bénéfique à la tenue en fatigue,
- la contrainte tangentielle moyenne  $\tau_m$  n'a que très peu d'influence en fatigue.

Le diagramme de Haigh à  $N$  cycles, en traction-compression par exemple, donne l'ensemble des cycles de contraintes pour lesquels la durée de vie du matériau est identique ( $N$  cycles) [BFGT99, HM05]. Il s'agit donc de cycles équivalents au sens de

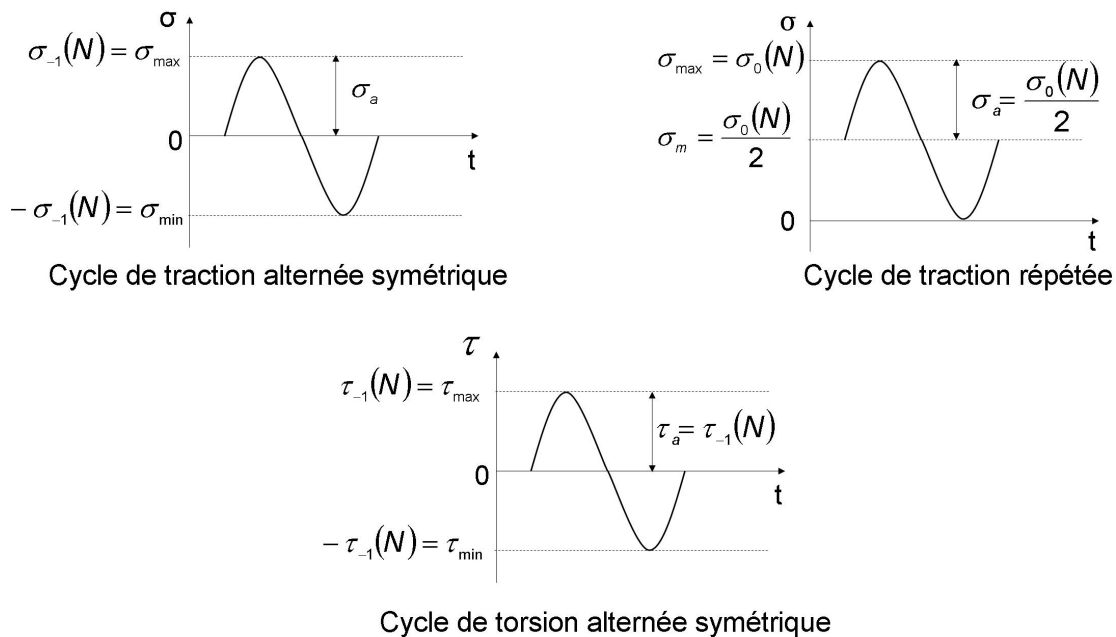


FIG. 2.2.2 – Cycles de contraintes particuliers.

la durée de vie. Il existe différentes modélisations possibles du diagramme de Haigh, comme par exemple le modèle de la droite de Goodman, le modèle de la parabole de Gerber ou encore le modèle dit du CETIM tiré d'une norme VDI allemande [BFGT99] (voir Figure 2.2.3).

A partir d'un certain nombre d'éprouvettes testées à des niveaux différents, il est possible de lisser les points obtenus et de tracer la courbe S-N, ou courbe de Wöhler (voir Figure 2.2.4), afin de déterminer la limite d'endurance du matériau et sa durée de vie en fonction du niveau de contrainte appliqué. Chaque éprouvette testée donne un point sur le diagramme. La courbe S-N est alors obtenue par lissage de l'ensemble des résultats expérimentaux suivant différents types de modèles.

La partie I correspond à la **zone de fatigue oligocyclique**, où chaque cycle entraîne une déformation plastique d'ensemble accompagnée soit d'un adoucissement, soit d'un durcissement (écrouissage) du métal.

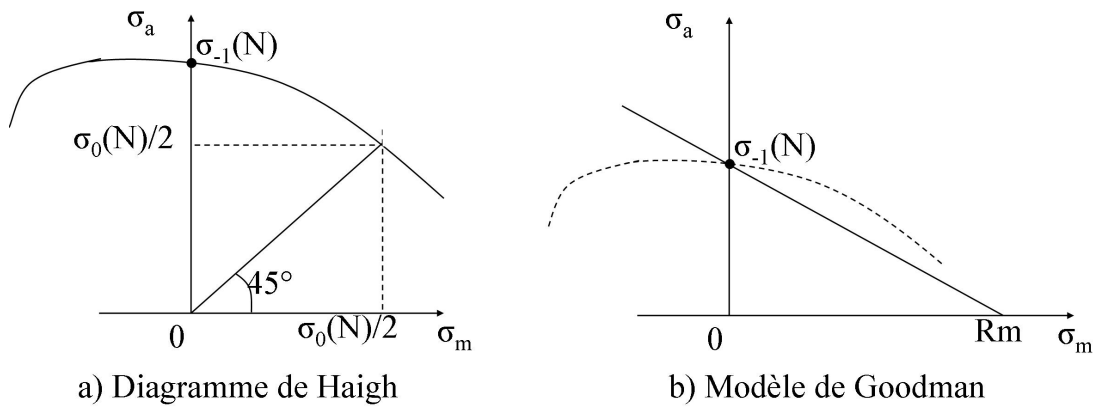


FIG. 2.2.3 – Diagramme de Haigh, a) allure générale expérimentale (matériaux métalliques), b) modèle de la droite de Goodman.

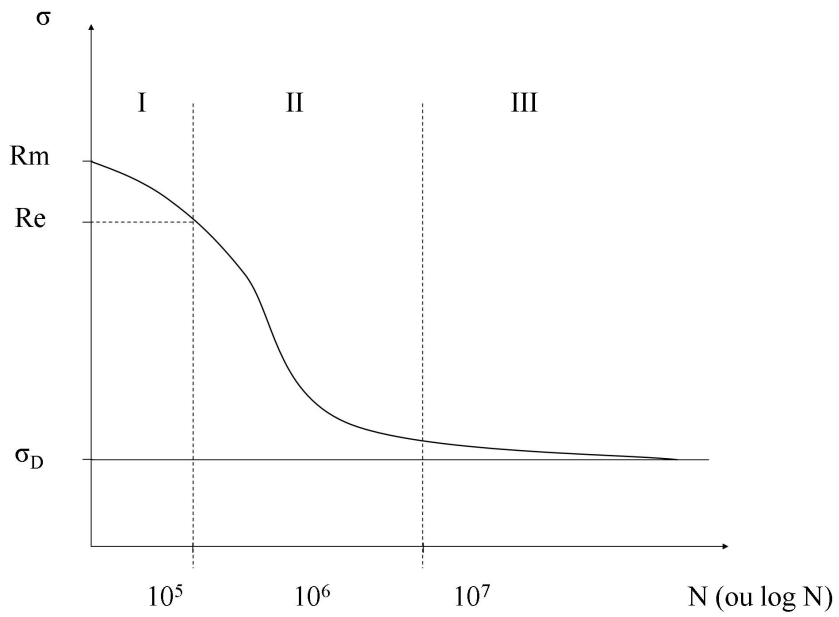


FIG. 2.2.4 – Courbe S-N.



La partie II correspond à la **zone de fatigue ou d'endurance limitée**, où la rupture apparaît généralement sans être accompagnée d'une déformation plastique d'ensemble mesurable, tout au moins dans la zone d'amorçage de la fissure.

La partie III correspond à la **zone d'endurance illimitée**. Cette zone permet de déterminer la limite d'endurance, appelée encore limite de fatigue. C'est la contrainte maximale qui peut être supportée par le matériau au-dessous de laquelle celui-ci ne rompt pas par fatigue. Pour résumer, en-dessous de cette limite, il n'y a pas rupture et au-dessus de cette limite, il y a rupture par fatigue.

### 2.2.2 Dimensionnement des structures en fatigue

La démarche pour dimensionner les structures en fatigue dépend de la nature du chargement. Les méthodes utilisées dépendent de la triaxialité de l'état de contraintes (uniaxial ou triaxial) et du caractère périodique (amplitude constante) ou aléatoire (amplitude variable) des sollicitations.

Quand le chargement est uniaxial à amplitude constante (voir Figure 2.2.5 a), le diagramme de Haigh et la courbe S-N suffisent pour déterminer la durée de vie de la structure.

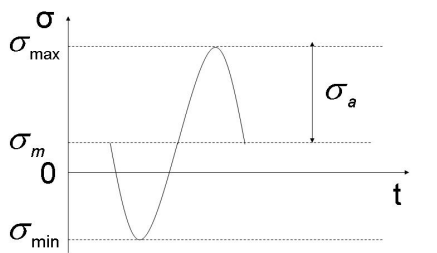
Par contre, si les sollicitations sont uniaxiales à amplitude variable (voir Figure 2.2.5 b), il est nécessaire d'identifier les cycles par une méthode de comptage (par exemple le comptage Rainflow, qui est la méthode la plus courante), de décrire le dommage induit par chaque cycle (diagramme de Haigh et courbe S-N) puis de cumuler ces dommages pour avoir le dommage total de la structure correspondant à l'ensemble de la séquence appliquée (loi d'endommagement et loi de cumul du dommage).

Si l'état des contraintes est multiaxial à amplitude constante (voir Figure 2.2.5 c), il est nécessaire d'utiliser un critère de fatigue multiaxial dont l'application est étendue au domaine de l'endurance limitée et de déterminer pour cela les courbes S-N indispensables (propriétés de fatigue du matériau, à savoir en général  $\sigma_{-1}(N)$ ,  $\sigma_0(N)$  et

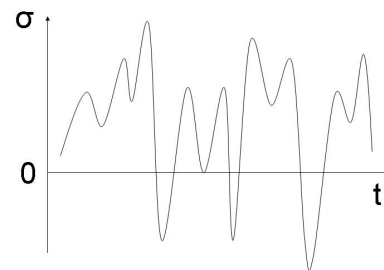
$\tau_{-1}(N)$ ).

Finalement, dans le cas le plus général où l'état de contrainte est multiaxial et à amplitude variable (voir Figure 2.2.5 d), il est nécessaire en général d'utiliser une variable de comptage, une méthode de comptage, un critère de fatigue multiaxial à durée de vie limitée, une loi d'endommagement et une loi de cumul de dommage.

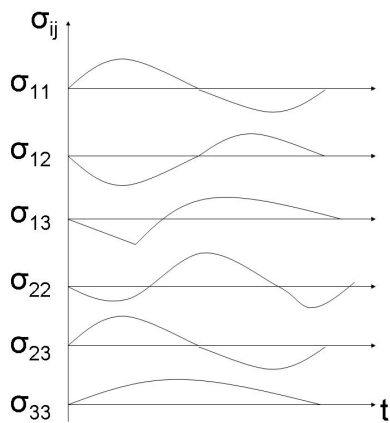
L'analyse en fatigue doit être effectuée en tous les points de la structure pour déterminer la zone critique de celle-ci du point de vue de la tenue en fatigue (zone de durée de vie minimale). Lorsque la zone potentiellement critique est identifiée, les calculs en fatigue sont généralement restreints à cette zone.



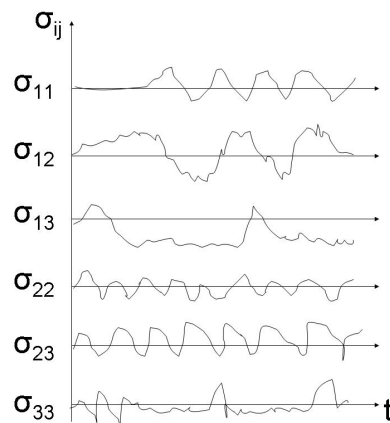
a) Etats de contraintes uniaxiaux à amplitude constante



b) Etats de contraintes uniaxiaux à amplitude variable



c) Etats de contraintes multiaxiaux à amplitude constante



d) Etats de contraintes multiaxiaux à amplitude variable

FIG. 2.2.5 – Différents types d'états de contraintes.

### 2.2.3 Approches en contrainte pour le cas de la fatigue multiaxiale d'amplitude variable

Du point de vue de la résistance à la fatigue, le chargement le plus fréquemment rencontré pour les structures mais le plus complexe et par conséquent le plus difficile à analyser est celui d'une sollicitation multiaxiale dite aléatoire, c'est-à-dire à amplitude variable. L'objectif aujourd'hui de la conception est d'assurer une durée de vie minimale ou un coefficient de sécurité donné pour un niveau de chargement défini et une certaine durée de vie.

La méthode d'estimation de durée de vie retenue est l'approche en contrainte, dont l'organigramme est présenté Figure 2.2.6.

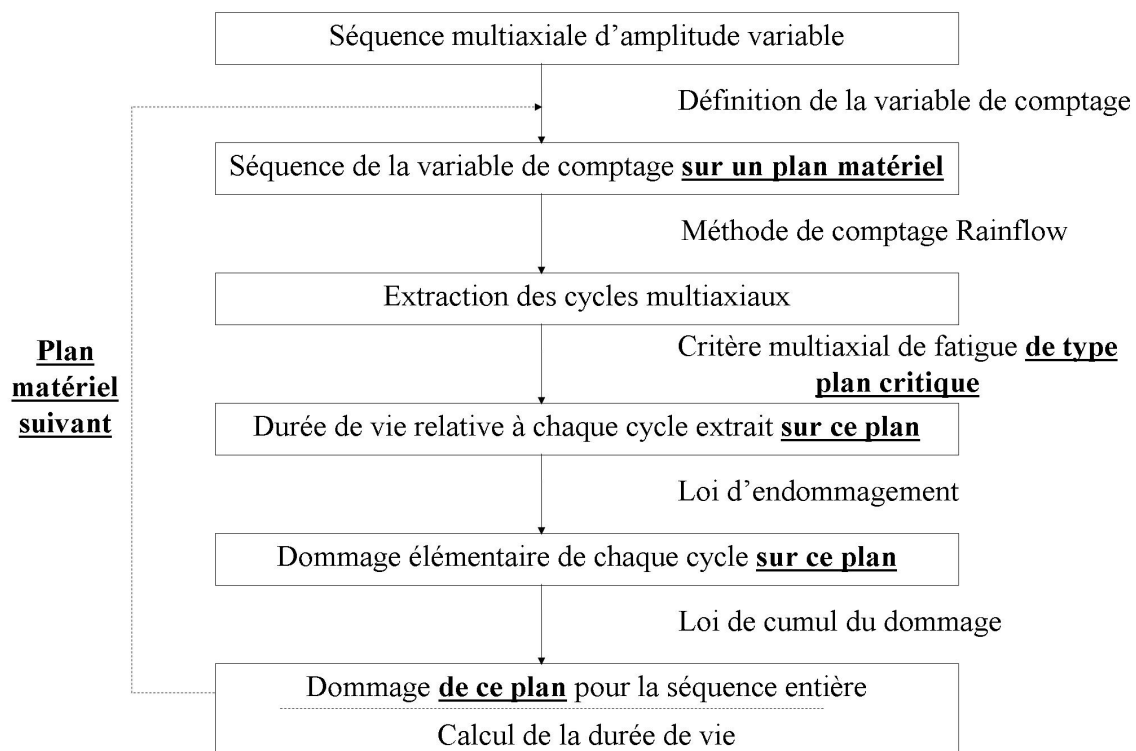


FIG. 2.2.6 – Démarche de prévision de durée de vie d'une structure sous sollicitation multiaxiale d'amplitude variable.

La variable de comptage rend possible le comptage des cycles. Cette variable est la contrainte normale existant sur un plan physique déterminé et choisi arbitrairement. Le comptage Rainflow, décrit au paragraphe 2.4.2, est alors appliqué à cette variable. Le cycle multiaxial, une fois identifié, est extrait de la séquence multiaxiale et la durée de vie du matériau est déterminée au moyen d'un critère de fatigue multiaxial. Une méthode itérative basée sur une interpolation permet de résoudre numériquement l'équation de la durée de vie en  $N$  (voir Equation 2.2.1).

$$E([\sigma_{ij}(t)]_T, \sigma_{-1}(N), f_{-1}(N), \sigma_0(N), f_0(N), \tau_{-1}(N), \dots) = 1 \quad (2.2.1)$$

$E$  est la fonction de fatigue propre au critère multiaxial utilisé, lequel est 'calé' sur deux ou plusieurs limites de fatigue à  $N$  cycles du matériau.

$f_{-1}$  et  $f_0$  sont les limites d'endurance en flexion rotative alternée symétrique ( $R = -1$ ) et en flexion rotative répétée ( $R = 0$ ) respectivement.

- si  $E > 1$  alors l'amorçage de la fissure intervient avant l'application des  $N$  cycles,
- si  $E < 1$  alors l'amorçage de la fissure intervient après l'application des  $N$  cycles,
- si  $E = 1$  alors le cycle multiaxial correspond au niveau d'endurance à  $N$  cycles du matériau.

La loi d'endommagement permet alors de calculer le dommage correspondant au cycle et d'en faire le cumul. La loi la plus utilisée est celle de Miner, qui est une loi linéaire. Les dommages du matériau correspondant à chaque cycle sont calculés puis sommés pour obtenir le dommage cumulé.

Les calculs définis ci-dessus sont réalisés sur un plan donné, dit plan critique. Ce dernier est établi après un certain nombre d'itérations (la démarche de prévision

de durée de vie est conduite pour de nombreux plans d'orientations différentes). Le plan dit critique est celui qui conduit à la durée de vie minimale. L'idée est ensuite d'étendre le concept de plan critique au calcul du dommage, plan physique par plan physique et en même temps au comptage plan par plan (partie soulignée et en gras sur la Figure 2.2.6). Chaque plan physique sert ainsi à la fois de plan de comptage, de plan de calcul et de plan de cumul du dommage. La durée de vie de chaque plan matériel au point de la structure où est conduite l'analyse en fatigue est donc ainsi déterminée. Le cumul du dommage effectué plan par plan permet de déterminer parmi tous les plans celui qui est le plus endommagé. Ainsi, l'algorithme pour déterminer la durée de vie de la structure reste le même que celui défini précédemment en rajoutant juste une boucle permettant de prendre en compte tous les plans. Le principe est simple, chaque plan est passé en revue pour déterminer la durée de vie du matériau pour chaque cycle extrait de la séquence multiaxiale. Le dommage cycle après cycle est ensuite déterminé et cumulé.

## 2.3 Architecture du logiciel et organigramme

L'analyse du dommage par fatigue d'une structure exige à la fois de localiser la zone critique du composant et d'évaluer sa résistance à la fatigue en fonction des propriétés de fatigue du matériau, du procédé de fabrication et de la séquence de chargement auquel il est soumis [CWR00].

Les trois aspects suivants sont donc considérés :

- les données de fatigue du matériau, constituées par les courbes S-N, doivent être déterminées expérimentalement. Dans le cas où un chargement multiaxial est rencontré, plusieurs courbes S-N doivent être connues afin de pouvoir utiliser les critères multiaxiaux.
- l'effet du procédé de fabrication, tel que le laminage, le formage et la découpe doit

être également pris en considération. Son influence sur les propriétés de fatigue doit être mesurée car ces dernières peuvent en être fortement affectées. Par exemple, le formage du métal améliore en général la résistance à la fatigue du métal à cause de son durcissement (écrouissage) [CWR00]. Au contraire, la découpe des tôles d'acier peut engendrer une diminution de la résistance à la fatigue du métal en raison des défauts géométriques générés par le procédé de découpe sur les bords de la tôle [MGB<sup>+</sup>04].

- l'analyse en fatigue est généralement basée sur les états de contraintes existant localement dans le volume du matériau. Ceci implique une évaluation précise des contraintes générées par le chargement auquel le composant mécanique est soumis. Une analyse des contraintes par éléments finis est par conséquent l'étape préliminaire de l'analyse par fatigue.

Les prévisions de la durée de vie et du dommage en fatigue sont réalisées avec un post-processeur de code de calcul par éléments finis puisque l'analyse en fatigue doit être répétée en chaque point où les états de contraintes sont calculés. Le temps de calcul nécessaire à l'analyse en fatigue peut être réduit si la zone critique de la structure est connue. L'analyse du dommage par fatigue est alors réalisée seulement dans cette zone.

La méthode proposée de prévision de durée de vie par fatigue est donc basée sur une approche en contraintes qui tient compte des états de contraintes multiaxiaux existant localement dans le volume du matériau analysé. Le **cumul de dommage** est réalisé par l'utilisation d'une **loi de cumul**. Les **critères de fatigue multiaxiaux** traitent les **cycles de contraintes multiaxiaux**, lesquels sont identifiés à partir de l'historique de l'état de contraintes local par la **méthode de comptage Rainflow** [AFN93], elle-même appliquée à une variable (dite variable de comptage) qui est la contrainte normale existant sur le plan matériel particulier scruté. L'orientation de

ce plan de référence peut être changée une fois la prévision de durée de vie sur le plan précédent effectuée.

L'architecture du post-processeur de prévision de durée de vie est présentée dans la Figure 2.3.1. Elle indique la méthodologie appliquée étape par étape. L'analyse en fatigue est réalisée en chaque noeud du maillage du composant afin de déterminer le point critique, c'est-à-dire le noeud où la durée de vie du matériau est la plus faible.

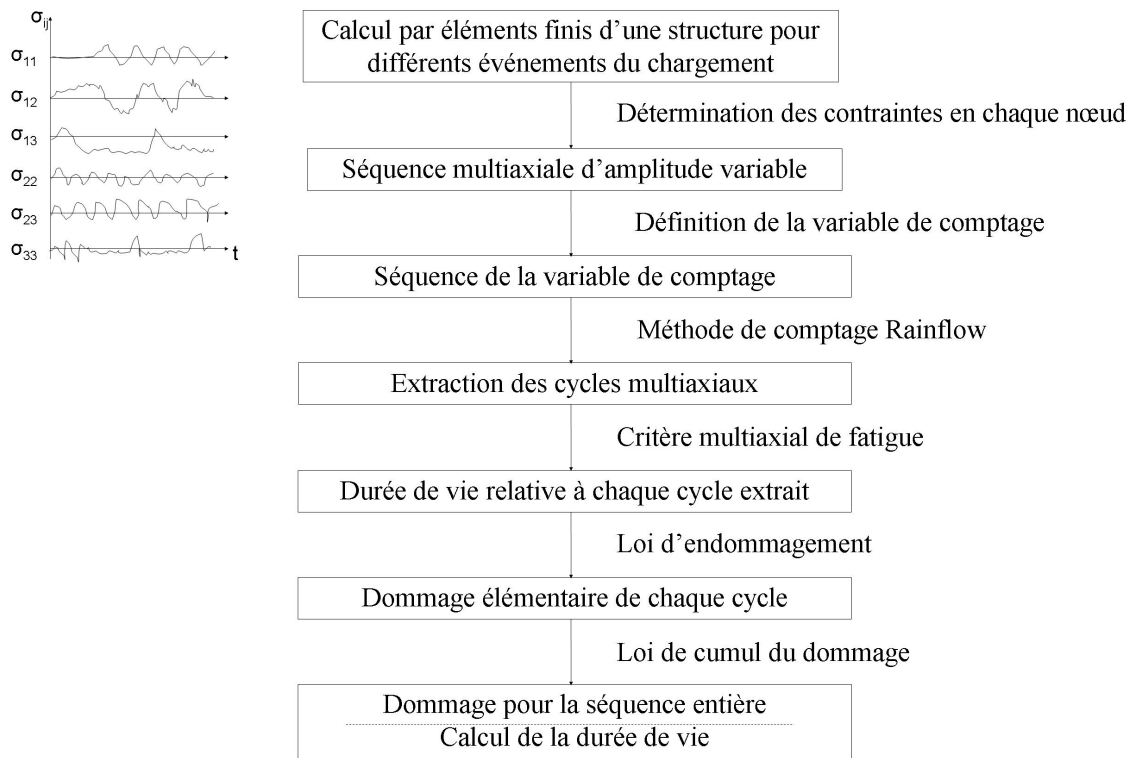


FIG. 2.3.1 – Architecture du post-processeur de prévision de durée de vie.

Le logiciel de prévision de durée de vie est conçu de telle sorte qu'un nouveau critère multiaxial de fatigue ou une loi de cumul du dommage peut facilement être ajouté. Chaque modèle en effet relève du **choix laissé à l'utilisateur pour mener son calcul**. Il sélectionne ses modèles parmi les outils de dimensionnement en fatigue à

utiliser. Comme le but du travail est d'optimiser l'efficacité de la procédure de renforcement de la structure du point de vue de l'extension de la durée de vie résiduelle des composants pré-endommagés puis renforcés, l'évaluation de celle-ci est le meilleur moyen de juger de la pertinence du renforcement.

## **2.4 Programmation des lois d'endommagement**

### **2.4.1 Généralités sur le concept de cumul de dommage**

La notion de dommage peut être décrite suivant deux approches [BB97]. La première correspond à un aspect physique du dommage, relevant des variations des propriétés physiques du matériau pendant l'essai de fatigue. Ces variations indiquent des modifications de la microstructure des matériaux. Le second aspect consiste en la représentation quantitative de l'endurance du matériau soumis à des historiques de chargement plus ou moins variés.

S'il est possible de tracer une courbe de fatigue donnant le nombre de cycles en fonction de la contrainte appliquée (courbe S-N), il n'en va pas immédiatement de même pour une courbe de dommage, qui dépend de la sensibilité de la méthode de mesure employée (observation directe ou indirecte de l'apparition des fissures).

Miner [Min45] a proposé une loi de dommage simple qui repose sur une hypothèse de linéarité. Cette loi n'est pas générale et donc s'avère insuffisante dans certains cas. En effet, dans le cas d'une sollicitation à amplitude variable, des cycles d'amplitude inférieure à la limite d'endurance peuvent être endommageants, en particulier lorsqu'un endommagement initial est induit par des cycles de grandes amplitudes, même en petit nombre. Aussi, d'autres lois de dommage prenant en compte un chargement d'amplitude variable ont été proposées par la suite [Gro60, MFE67, Hen55, Gat62, FH59, MGAR05, Tik07]. Cependant le processus de cumul de dommage par fatigue reste un problème difficile et aucune loi d'endommagement n'est apparue



comme une avancée majeure. Ainsi, la loi de Miner reste la loi de dommage la plus communément utilisée du fait de sa simplicité.

Pour connaître la durée de vie d'une pièce mécanique soumise à un chargement d'amplitude variable, il est habituel de décomposer la séquence de chargement en cycles élémentaires. C'est ce rôle que joue la méthode de comptage [HM05].

#### **2.4.2 Comptage préliminaire des cycles par le méthode Rainflow**

Une méthode de comptage permet en général de déterminer la répartition par niveaux ou par amplitude des sollicitations relevées en service. Avant application d'une méthode d'identification à proprement parler des cycles, un traitement préliminaire du signal est parfois requis. Il consiste en une extraction de ses extrema puis en une quantification de ses valeurs [AFN93]. Il en résulte alors une succession de valeurs maxi et mini appelées pics et vallées.

Il existe un certain nombre de méthodes de comptage différentes dont les plus connues sont la méthode des dépassements de niveau et le comptage Rainflow.

Dans le cadre de ce travail, le comptage Rainflow préconisé par la recommandation AFNOR A03-406 [AFN93] a été utilisé. De plus, la méthode de comptage Rainflow rend mieux compte du contenu de certains signaux, notamment ceux dont la valeur moyenne varie fortement dans le temps.

Le principe général d'extraction d'un cycle de chargement utilise quatre points successifs. Un cycle de contrainte se traduit par une boucle d'hystérésis dans le repère contraintes - déformations ( $\sigma - \epsilon$ ). Deux cas possibles d'apparition des cycles sont distingués, l'un dans une translation 1 – 4 ascendante, l'autre dans une translation descendante (voir Figure 2.4.1). Le comptage Rainflow permet de détecter la

présence d'un cycle de la façon suivante : un cycle apparaît quand l'étendue de la transition intermédiaire est inférieure ou égale aux étendues des deux transitions qui l'encadrent. Seuls les pics et vallées successifs de la séquence sont donc utilisés.

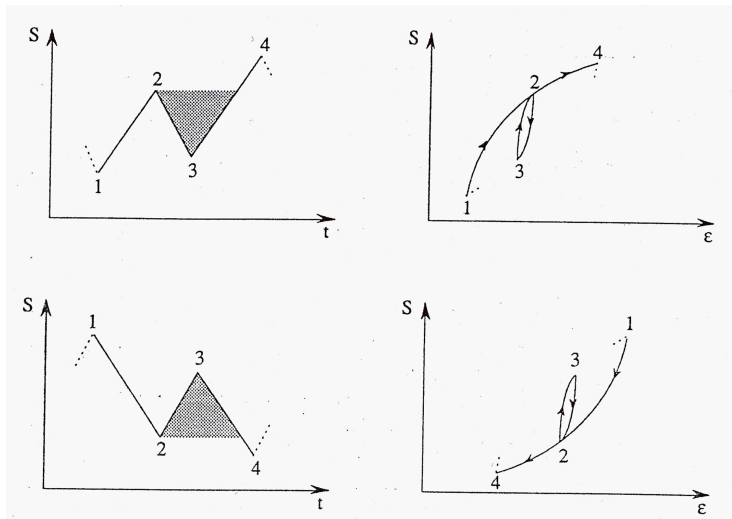


FIG. 2.4.1 – Apparition possible d'un cycle [AFN93].

Une première application de cet algorithme sur la séquence traitée permet d'extraire un certain nombre de cycles de celle-ci. L'ensemble des pics et vallées résiduels à l'issue de cette étape s'appelle le résidu.

Ce dernier apparaît comme un signal dont les étendues de variation successives vont en croissant, puis en décroissant. La transition d'étendue la plus importante est constituée des valeurs maximale et minimale du signal. Le résidu est alors dupliqué et sa copie est rajoutée à la fin du premier résidu, moyennant certaines précautions au niveau du raccordement pour ne conserver que des pics et vallées dans le nouveau signal constitué des deux résidus. Le comptage Rainflow est à nouveau appliqué à ce signal. Les cycles extraits lors de cette seconde étape de comptage correspondent aux cycles du résidu.

### 2.4.3 Modèles programmés

Beaucoup de théories sur le cumul de dommage ont été formulées durant la seconde moitié du siècle dernier. Quelques-unes d'entre elles sont fondées sur le fait que soit la courbe S-N du matériau, soit sa limite de fatigue change en fonction du dommage cumulé [FY98]. Une autre approche, comme la théorie du dommage de Grover, établit que les deux étapes d'amorçage et de propagation de la fissure doivent être successivement considérées [Gro60]. D'autres modèles évaluent le dommage en fatigue induit par le chargement à partir de l'énergie de déformation développée par la réponse contrainte - déformation du matériau.

La loi de dommage non-linéaire proposée par Chaboche [LC90] semble être prometteuse puisque le cumul de dommage n'est pas linéaire et que les cycles inférieurs à la limite de fatigue contribuent également au dommage. Mais cette loi présente un inconvénient important qui est le calage de ses paramètres. Aussi un modèle simple et non-linéaire développé par Mesmacque *et al.* [MGAR05] apparaît plus attractif. Ces modèles ainsi que d'autres sont détaillés dans les paragraphes suivants. Ils ont été implantés dans le logiciel de prévision de durée de vie.

N'ayant pas connaissance de la/les loi(s) à utiliser dans le cas d'un aluminium vu le manque d'information disponible dans la littérature ouverte, il a été nécessaire d'en programmer plusieurs afin de cerner celle(s) qui correspond(ent) le mieux à l'alliage d'aluminium 2024-T3.

Les modèles ci-dessous sont présentés par ordre de complexité croissante, ce qui correspond sensiblement à leur ordre d'apparition chronologique dans la littérature.

### Loi de Miner [Min45]

La loi de Miner est la loi la plus ancienne, la plus simple et cependant la plus utilisée. Elle s'appuie sur les hypothèses suivantes :

- le dommage subi par le matériau à chaque cycle est uniquement fonction du niveau de contrainte  $\sigma$  représentatif de ce cycle (valeur maximale sous sollicitation alternée symétrique). Pour  $n$  cycles appliqués, est appelé dommage, ou endommagement ou fraction de vie au niveau de contrainte  $\sigma$ , la quantité :

$$d = \frac{n}{N} \quad (2.4.1)$$

où  $N$  est le nombre de cycles à la rupture au niveau  $\sigma$  ; il est relevé directement sur la courbe S-N du matériau.

- l'apparition d'une fissure, lorsqu'elle est observée, est le critère de fin de vie du matériau,

- à un niveau de contrainte  $\sigma$ , l'amorçage intervient lorsque  $n = N$ , soit quand  $d = 1$ ,

- les cycles de contraintes inférieurs à la limite de fatigue du matériau ne sont pas pris en compte,

- les dommages liés à plusieurs groupes de cycles identiques successifs s'additionnent, donnant lieu à ce qu'on appelle le cumul linéaire du dommage. Si  $k$  groupes de cycles d'amplitudes  $\sigma_i$  égales ou différentes sont appliqués successivement avec  $n_i$  cycles, le dommage total  $D$  subi par le matériau s'écrit :

$$D = \sum_{i=1}^k d_i = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (2.4.2)$$

- les endommagements se cumulent sans qu'il n'y ait influence d'un niveau sur l'autre, c'est-à-dire d'effet de l'ordre relatif d'application des cycles en question. L'amorçage se produit pour :

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (2.4.3)$$

#### Avantages de la loi de Miner :

- elle est simple d'application. C'est essentiellement pour cette raison qu'elle est la loi la plus utilisée,
- elle n'a pas de paramètre particulier à déterminer. Seule la courbe S-N du matériau doit être connue.

#### Inconvénients de la loi de Miner :

- elle ne prend pas en compte le niveau d'endommagement atteint par le matériau pour la description du dommage engendré par un cycle au moment où celui-ci est appliqué,
- elle ne tient pas compte de l'ordre d'apparition des cycles (effet de séquence),
- elle ne tient pas compte du dommage créé par les cycles de contraintes inférieurs à la limite d'endurance du matériau ('petits' cycles).

#### **Loi de Grover [Gro60]**

Grover a proposé une nouvelle loi d'endommagement car celle de Miner ne traduit pas correctement selon lui le comportement en fatigue des matériaux lors de certains

cas de chargement. Il propose donc une méthode de calcul et de cumul du dommage basée sur deux aspects de l'endommagement par fatigue : la phase d'amorçage d'une fissure macroscopique et la phase de propagation jusqu'à rupture. La loi de Grover revient en fait à appliquer la loi de Miner soit aux durées de vie correspondant à l'amorçage d'une fissure macroscopique, soit aux durées de vie correspondant à la phase de propagation. Chacune des deux phases comprend des nombres de cycles propres notés respectivement  $N_I$  et  $N_{II}$ . La durée de vie du matériau à la rupture s'exprime alors de la façon suivante :  $N_r = N_I + N_{II}$ . Le nombre de cycles  $N_I$  à l'amorçage d'une fissure macroscopique (fin de la phase d'amorçage) est exprimé en fonction du nombre total de cycles à la rupture :  $N_I = \alpha N_r$ , où  $\alpha$  est un coefficient compris entre 0 et 1.

Les données matériau servant au calcul et au cumul du dommage sont donc constituées de deux courbes S-N, l'une à l'amorçage et l'autre à la rupture (voir Figure 2.4.2).

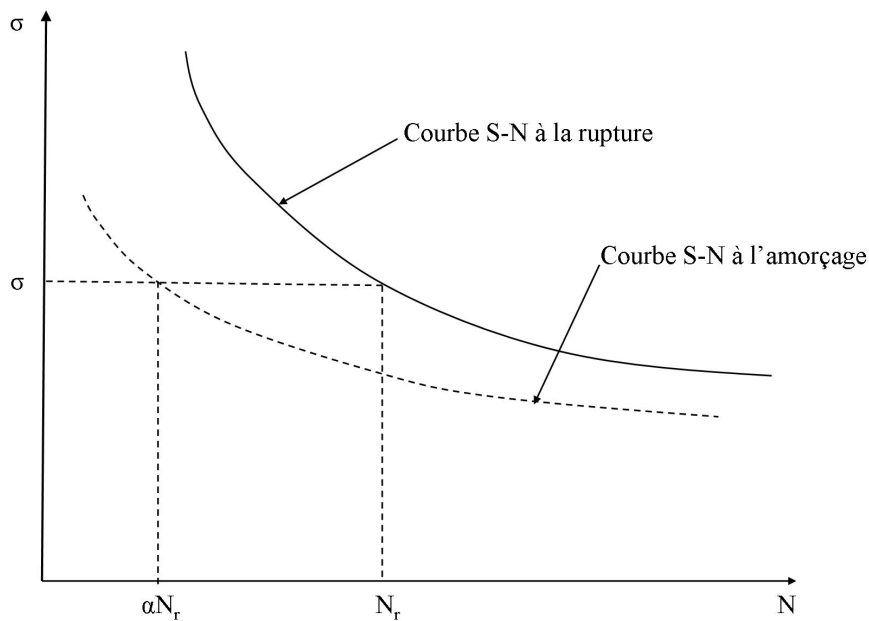


FIG. 2.4.2 – Courbes S-N servant au calcul du dommage par la loi de Grover [Nga03].

### Avantages de la loi de Grover :

- elle est simple d'exploitation,
- elle permet de tenir compte de l'effet de séquence.

### Inconvénients de la loi de Grover :

- elle ne prend pas en compte l'influence en fatigue des 'petits' cycles de contraintes, inférieurs à la limite d'endurance,
- la loi nécessite la détermination du coefficient  $\alpha$ , dépendant du niveau de contrainte considéré, procédure qui n'est pas aisée car la connaissance des deux courbes S-N est difficilement envisageable dans la plupart des cas,
- la difficulté réside également dans le choix du critère de détection de l'amorçage.

### **Loi de Manson *et al.* [MFE67]**

La loi de Manson *et al.* repose sur le même concept que la loi de Grover. Elle est basée sur la prise en compte de la phase d'amorçage de la fissure et de sa phase de propagation dans le processus d'endommagement. La distinction avec la loi de Grover réside dans le fait que les deux phases sont régies par leur propre fonction de dommage linéaire.

L'objectif principal de cette loi est de corriger l'insuffisance de la loi de Miner vis-à-vis de l'ordre d'apparition des cycles (effet de séquence).

Les hypothèses retenues par Manson pour l'élaboration de la loi sont :

- la durée  $(\Delta N)_{ri}$  de la période de propagation de fissure jusqu'à rupture s'exprime en fonction de la durée de vie totale  $N_{ri}$  selon deux cas :

- si  $N_{ri} > 730$  cycles alors  $(\Delta N)_{ri} = pN_{ri}^b$ ,
- si  $N_{ri} < 730$  cycles alors  $(\Delta N)_{ri} = N_{ri}$ .

où  $b$ ,  $p$  et le seuil de 730 cycles sont des constantes de la loi propres au matériau.

- le nombre de cycles à l'amorçage  $N_{0i}$  est :  $N_{0i} = N_{ri} - (\Delta N)_{ri}$ . Dans le cas d'une durée de vie totale très courte et inférieure à 730 cycles, la phase d'amorçage est négligée. L'apparition de la fissure est supposée immédiate dès le premier cycle ( $N_{0i} = 0$ ).
- les expressions du cumul de dommage distinguent les phases d'amorçage et de propagation :

- pour la phase d'amorçage :  $D_I = \sum(\frac{n_i}{N_{0i}}) = 1$  si  $N_{ri} > 730$  cycles,
- pour la phase de propagation :  $D_{II} = \sum(\frac{n_i}{(\Delta N)_{ri}}) = 1$  à la rupture.

La Figure 2.4.3 montre l'évolution des fractions de vie  $r_1$  et  $r_2$  à la rupture pour un chargement à deux niveaux de contraintes suivant que les cycles de plus grande amplitude sont appliqués en premier (chargement Haut-Bas) ou en second (chargement Bas-Haut).

**Avantages de la loi de Manson *et al.* :**

- elle est simple d'application,
- elle prend en compte l'effet de séquence,
- elle peut s'appliquer à tout type de chargement à condition de connaître les courbes S-N à l'amorçage et à la propagation.



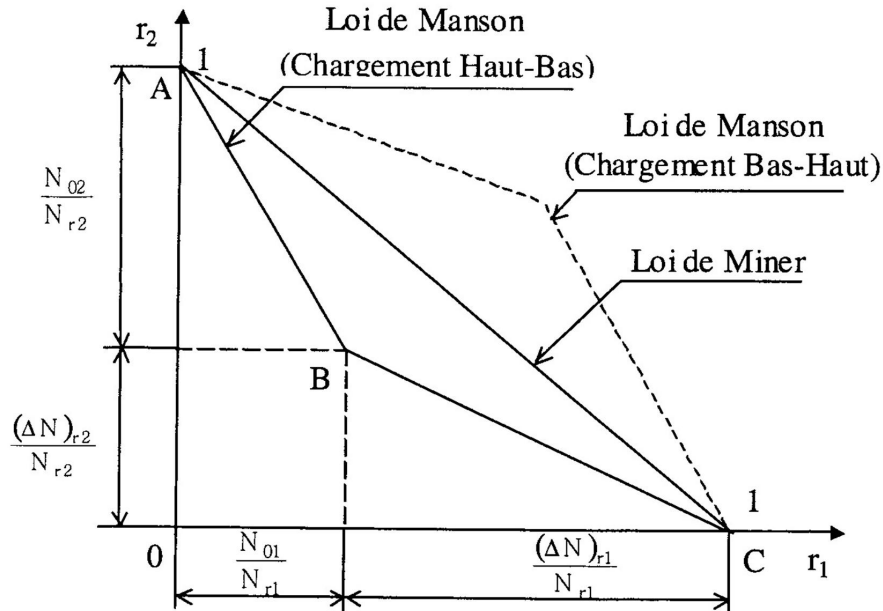


FIG. 2.4.3 – Cumul du dommage pour la loi de Manson [Nga03].

**Inconvénients de la loi de Manson *et al.* :**

- l'effet en fatigue des cycles de contraintes d'amplitude inférieure à la limite d'endurance n'est pas pris en compte,
- comme pour la loi de Grover, la détermination de la frontière entre amorçage et propagation de la fissure est très délicate,
- la connaissance des deux courbes S-N est difficilement envisageable.

**Loi de Henry [Hen55]**

La loi de Henry lie l'évolution du dommage du matériau à la variation de sa limite d'endurance.

Les hypothèses faites par Henry pour l'élaboration de sa loi sont les suivantes :

- la courbe S-N d'un matériau peut être représentée, pour des cycles de contraintes situés au-dessus de la limite d'endurance, par l'équation 2.4.4. Si le matériau est vierge, elle est donnée par l'équation 2.4.5, avec la condition dite de Weibull [Wei] :  $\sigma_{D0} < \sigma < 1,5\sigma_{D0}$ .

$$N_r = \frac{K}{\sigma - \sigma_D} \quad (2.4.4)$$

$$N_r = \frac{K_0}{\sigma - \sigma_{D0}} \quad (2.4.5)$$

avec :

$\sigma_D$  : limite d'endurance du matériau après  $n$  cycles,

$\sigma_{D0}$  : limite d'endurance du matériau vierge,

$K$  et  $K_0$  : coefficients empiriques dépendant du matériau, de l'état de surface et de la géométrie de l'éprouvette.

- la limite d'endurance  $\sigma_D$  est proportionnelle à la constante  $K$  et évolue avec l'état d'endommagement du matériau,

- le point critique de la pièce est considéré comme une entaille de coefficient de concentration de contrainte  $K_t$ , défini par  $K_t = \frac{K_0}{K}$ . L'équation empirique de Henry s'écrit alors selon l'équation 2.4.6.

$$N_r = \frac{K_0}{K_t(\sigma - \sigma_D)} \quad (2.4.6)$$

### Avantages de la loi de Henry :

- elle tient compte du caractère non linéaire de l'évolution du dommage du matériau,
- elle est simple d'application et sans paramètre à déterminer,
- elle prend en compte la nature de la sollicitation appliquée.

### Inconvénient de la loi de Henry :

Elle ne s'applique pas aux cycles de chargement situés en-dessous de la limite d'endurance ('petits' cycles).

### **Loi de Gatts [Gat61, Gat62]**

La loi de Gatts est basée sur la variation de la limite de fatigue du matériau soumis à des chargements d'amplitude constante.

Cette loi est fondée sur les hypothèses suivantes :

- l'endommagement d'un matériau entraîne la diminution de sa résistance en traction monotone ainsi que de sa limite d'endurance. L'endommagement est de ce fait lié à la variation de la résistance maximale en traction monotone  $R_m$  suivant l'équation 2.4.7.

$$\frac{dR_{mn}}{dn} = -kD(R) \quad (2.4.7)$$

avec :

$R$  : variable homogène à une contrainte,

$k$  : constante de proportionnalité dépendant du matériau,

$D$  : variable représentant le dommage par fatigue,

$R_{mn}$  : valeur instantanée de la résistance qui décroît et passe de  $R_{m0}$  à  $R_{mN_r}$ .

- la limite d'endurance instantanée  $\sigma_D$  est toujours proportionnelle à la résistance  $R_{mn}$  :  $\sigma_D = CR_{mn}$  (où  $C$  est une constante empirique).

Les conditions aux limites sont :

si  $n = 0$  alors  $R_{mn} = R_{m0} = R_u$ ,

si  $n = N_r$  alors  $R_{mn} = R_{mN_r} = \sigma$ .

avec :

$R_u$  : résistance maximale à la traction monotone,

$\sigma$  : amplitude de la contrainte appliquée.

- Gatts tient compte des cycles de contraintes inférieurs à la limite d'endurance du matériau en donnant à la variable du dommage l'expression suivante :  $D(R) = \langle R - \sigma_D \rangle^p$ .

avec :

$p$  : constante du matériau (égale à l'unité d'après l'auteur),

si  $R - \sigma_D \leq 0$  alors  $\langle R - \sigma_D \rangle = 0$ ,

si  $R - \sigma_D > 0$  alors  $\langle R - \sigma_D \rangle = R - \sigma_D$ .

- en traction alternée symétrique, la déformation plastique, si elle se produit, a lieu dès le premier cycle appliqué, et peut atteindre une valeur dite critique pour créer un dommage,

- de petites déformations plastiques peuvent également engendrer la ruine du matériau. Le dommage est proportionnel à l'énergie :

$$\frac{dR_{mn}}{dn} = -K \int_{\sigma_D}^{\sigma} (R - \sigma_D) dR \quad (2.4.8)$$

où  $K$  est un coefficient de proportionnalité.

- la limite d'endurance  $\sigma_D$  et le coefficient  $K$  restent constants durant le  $n^e$  cycle ;  
l'équation 2.4.9 est ainsi obtenue :

$$\frac{d\sigma_D}{dn} = -K' C (\sigma - \sigma_D)^2 \quad (2.4.9)$$

avec :  $K' = \frac{K}{2}$ .

Les conditions aux limites sont :

si  $n = 0$  alors  $\sigma_D = \sigma_{D0}$ ,

si  $n = N_r$  alors  $\sigma_D = C\sigma = \frac{\sigma_{D0}}{R_u\sigma}$ .

#### Avantages de la loi de Gatts :

- elle tient compte de la nature de la sollicitation et de l'effet de la contrainte moyenne grâce à la limite d'endurance,
- elle prend en compte l'histoire du chargement (effet de séquence).

#### Inconvénient de la loi de Gatts :

Elle ne s'applique pas aux cycles de chargement inférieurs ou égaux à la limite d'endurance du matériau (c'est-à-dire les 'petits' cycles).

### Loi de Freudenthal-Heller [FH59]

La loi de Freudenthal-Heller permet de prendre en compte les effets d'interaction entre les blocs de sollicitations (c'est-à-dire l'influence de l'ordre d'apparition des cycles appelée aussi effet de séquence) selon les hypothèses suivantes :

- il existe un point de coordonnées  $(N^*, \sigma_{max}^*)$  où se coupent la courbe S-N expérimentale du matériau vierge et sa courbe S-N dite théorique (voir Figure 2.4.4). Ce point est choisi de telle sorte que son abscisse  $N^*$  soit comprise entre  $10^3$  et  $10^4$  cycles.

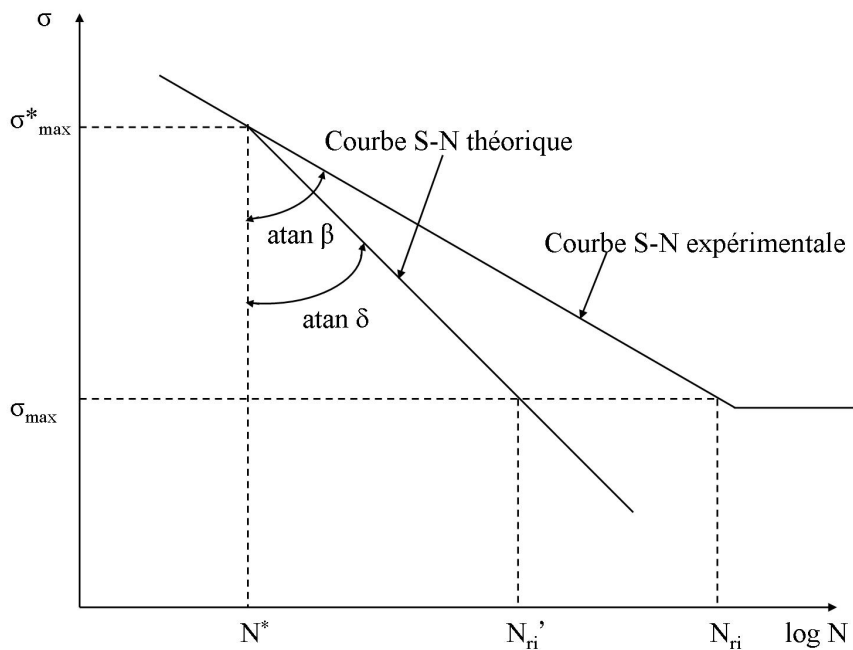


FIG. 2.4.4 – Modèle de Freudenthal-Heller - Courbes S-N théorique et expérimentale [Nga03].

La durée de vie  $N'_{ri}$  (courbe S-N théorique) correspondant à la contrainte  $\sigma_{max}$  est donnée par l'équation 2.4.10 :

$$\frac{N'_{ri}}{N^*} = \left( \frac{\sigma_{max}^*}{\sigma_{i \ max}} \right)^\delta \quad (2.4.10)$$

La durée de vie  $N_r$  (courbe S-N expérimentale) pour la même contrainte  $\sigma_{max}$  est donnée par l'équation 2.4.11 :

$$\frac{N_{ri}}{N^*} = \left( \frac{\sigma_{max}^*}{\sigma_{i \ max}} \right)^\beta \quad (2.4.11)$$

où  $\beta$  et  $\delta$  sont des constantes du matériau.

- pour un chargement à  $p$  niveaux de contraintes, le nombre total de cycles appliqués jusqu'à rupture peut être calculé de la façon suivante :

- pour la courbe S-N expérimentale :

$$N_r = \sum_{i=1}^p \frac{N_{ri}}{\alpha_i} \quad (2.4.12)$$

- pour la courbe S-N théorique :

$$N'_r = \sum_{i=1}^p \frac{N'_{ri}}{\alpha_i} \quad (2.4.13)$$

où  $\alpha_i$  est la proportion du nombre de cycles à rupture pour la contrainte  $\sigma_i$ .

**Avantages de la loi de Freudenthal-Heller :**

- elle donne une expression simple de la courbe S-N,
- elle prend en compte l'histoire du chargement.

**Inconvénients de la loi de Freudenthal-Heller :**

- le point de référence ( $N^*, \sigma_{max}^*$ ) ne peut être déterminé avec précision, rendant les résultats approximatifs,
- le calcul de durée de vie nécessite des essais d'endurance à plusieurs niveaux de contrainte,
- l'effet des cycles de faible amplitude (inférieure à celle de la limite de fatigue) n'est pas pris en compte,
- la loi ne s'applique pas à tout type de chargement,
- les constantes  $\beta$  et  $\delta$  ne sont pas aisées à déterminer.

**Loi de Mesmacque [MGAR05]**

La loi de Mesmacque repose sur un indicateur de dommage relié cycle après cycle à la courbe S-N du matériau. Cet indicateur est la contrainte dite de dommage correspondant à la durée de vie résiduelle instantanée.

Une seule hypothèse est faite pour l'élaboration de cette loi. Cette hypothèse stipule qu'à état physique d'endommagement identique la durée de vie en fatigue ne dépend que des conditions du chargement.

Le principe de la loi est le suivant : l'application de  $n_i$  cycles de contrainte  $\sigma_i$  im-



plique une durée de vie résiduelle égale à  $(N_i - n_i)$  cycles,  $N_i$  étant le nombre de cycles à rupture au niveau  $\sigma_i$  (voir Figure 2.4.5). Cette durée de vie résiduelle correspond à une contrainte admissible équivalente  $\sigma_{edi}$  au niveau  $i$  après  $n_i$  cycles. Cette contrainte est la contrainte de dommage. Un nouveau paramètre de dommage  $D_i$  est alors défini comme étant le rapport de l'incrément de la contrainte de dommage sur la différence de la contrainte appliquée et de la contrainte limite (Equation 2.4.14).

$$D_i = \frac{\sigma_{edi} - \sigma_i}{\sigma_u - \sigma_i} \quad (2.4.14)$$

avec :

$\sigma_{edi}$  : contrainte de dommage,

$\sigma_i$  : contrainte appliquée,

$\sigma_u$  : contrainte limite.

Lorsque  $D$  est égal à 1, la structure est complètement endommagée, elle rompt immédiatement.

$$D = \sum_{i=1}^n D_i \quad (2.4.15)$$

**Avantages de la loi de Mesmacque :**

- elle prend en compte l'historique du chargement,
- elle est simple d'application,
- elle est utilisable pour différents types de chargement,

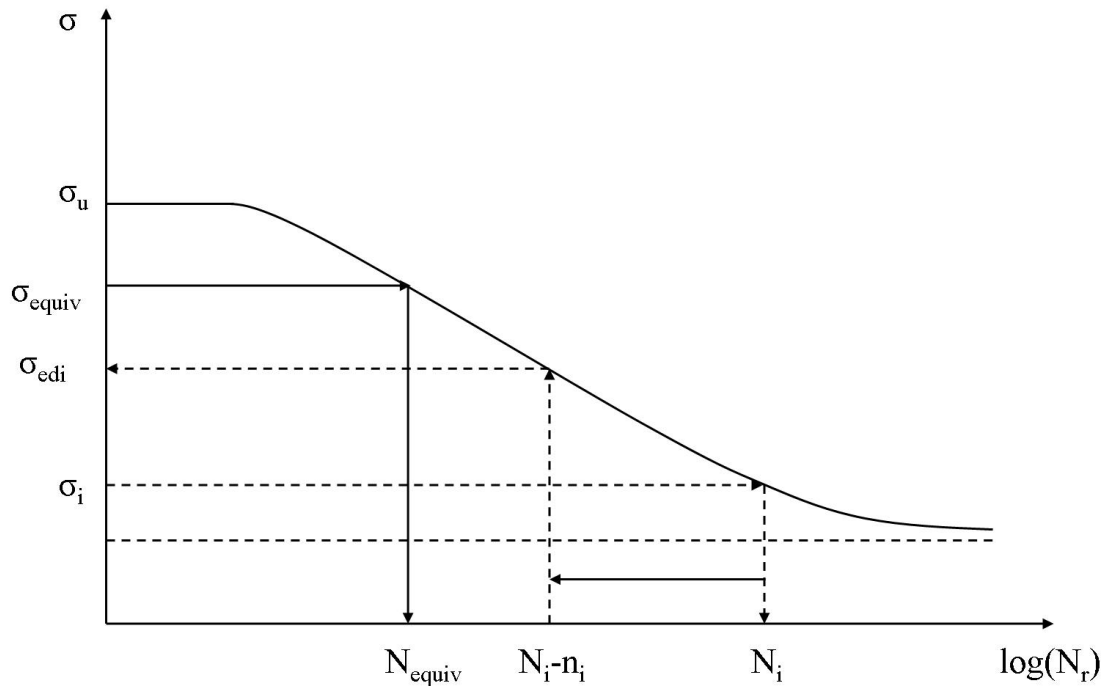


FIG. 2.4.5 – Définition des paramètres utilisés dans la loi de Mesmacque [MGAR05].

- elle ne nécessite pas la détermination expérimentale de certains paramètres.

**Inconvénients de la loi de Mesmacque :**

- elle ne s'applique pas aux cycles de chargement inférieurs à la limite d'endurance du matériau,
- elle n'est applicable qu'à partir de la courbe S-N de Basquin.

**Loi de Chaboche modifiée [Tik07]**

Cette loi est issue d'une modification de la loi proposée par Chaboche [LC78, LC96]. Le but de la modification est d'éliminer le problème du calage des constantes [Tik07]. Le principe de la loi est une forme différentielle de l'endommagement par fatigue

dont l'intégration conduit à la courbe S-N modélisée par Bastenaire. L'expression générale de la courbe S-N en question est la suivante :

$$N_r = \frac{1}{a(\beta + 1)(\sigma^*(\sigma_m) - \sigma_D)} e^{-\left(\frac{\sigma^*(\sigma_m) - \sigma_D}{B}\right)^C} \quad (2.4.16)$$

avec :

$\beta$  et  $a$  : coefficients propres au matériau, le coefficient  $a$  dépendant de la température. Il représente l'interaction entre les différents types d'endommagement. Son effet apparaît lors du couplage de l'endommagement par fatigue et de l'endommagement de fluage,

$\sigma^*(\sigma_m)$  : ordonnée à l'origine de la droite de Goodman. Son équation est la suivante :

$$\sigma^*(\sigma_m) = \sigma_a - b\sigma_D\sigma_m \quad (2.4.17)$$

$b$  : pente de la droite de Goodman déterminée à partir des limites de fatigue  $\sigma_0$  et  $\sigma_{-1}$ ,

$B$  et  $C$  : paramètres du modèle de Bastenaire lors de la détermination de la courbe S-N du matériau (lissage des points expérimentaux sous ESOPE).

**Avantages de la loi de Chaboche modifiée :**

- elle prend en compte l'historique du chargement,
- elle tient compte de l'effet de la contrainte moyenne,
- elle décrit la non-linéarité du cumul de dommage,

- elle est applicable aux sollicitations multiaxiales et aux chargements constitués de sollicitations successives de nature différente en utilisant un critère de fatigue multiaxial qui établit le cycle uniaxial équivalent au cycle multiaxial du point de vue de la durée de vie [Web99].

#### **Inconvénient de la loi de Chaboche modifiée :**

Les 'petits' cycles ne peuvent être pris en compte dans le nouveau formalisme de la loi de Chaboche du fait du caractère exponentiel de la formulation de la courbe S-N de Bastenaire.

#### **2.4.4 Calage des lois à partir des essais à deux niveaux réalisés sur les éprouvettes d'aluminium**

Parmi les lois énoncées, trois lois nécessitent d'être calées. Le calage est l'opération permettant de déterminer les paramètres de la loi en fonction de certaines propriétés mécaniques du matériau. Ces lois sont :

- la loi de Grover avec les paramètres  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  ( $\alpha_i \in [0, 1]$ ),
- la loi de Manson avec les paramètres  $b$  et  $p$  ( $b \in [0, 1]$  et  $p \in [0, 100]$ ),
- la loi de Freudenthal-Heller avec les paramètres  $\gamma$  et  $\beta$ . Les auteurs ne donnent pas l'intervalle de variation dans lequel ces deux paramètres appartiennent. Comme ces deux paramètres représentent des angles correspondant aux pentes des courbes S-N théorique et expérimentale, il est convenu de les faire varier *a priori* entre  $10^\circ$  et  $70^\circ$ .

Le calage de ces lois est réalisé à partir des résultats expérimentaux obtenus lors des **essais à deux niveaux de chargement successifs**. Ces essais ont été pratiqués de la façon suivante :

- trois niveaux de contrainte ont été déterminés afin de couvrir toute la courbe S-N.

Le niveau, dit 'low', se situe juste au-dessus de la limite d'endurance, soit 195 MPa. Le niveau, appelé 'middle', se situe au milieu de la courbe S-N et vaut 280 MPa. Le niveau se situant en haut de la courbe S-N (380 MPa) est appelé 'high',

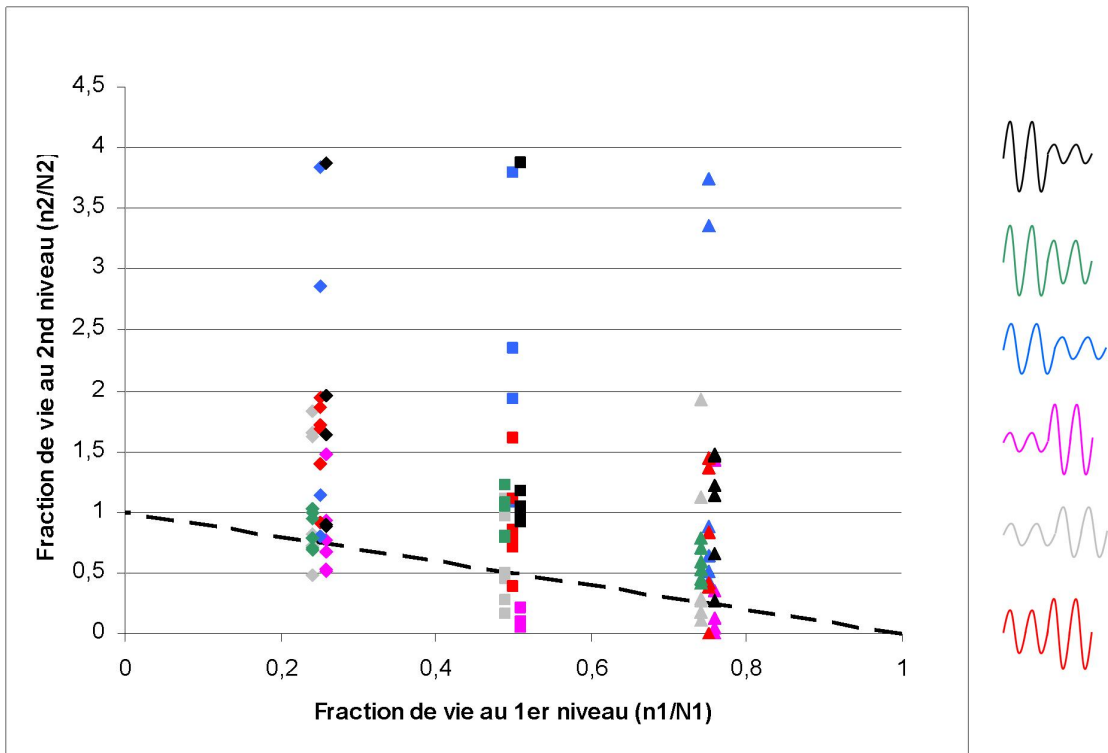
- les six combinaisons possibles low - middle, low - high, middle - low, middle - high, high - low et high - middle ont donc été testées et ce pour différentes fractions de vie du premier niveau (25%, 50% et 75%),

- pour chaque combinaison, six éprouvettes ont été testées afin d'avoir un aperçu de la dispersion en fatigue due aux hétérogénéités du matériau et à la rugosité engendrée lors de l'usinage,

- toute éprouvette ayant rompu au premier niveau n'est pas prise en compte.

Les tableaux 2.1 et 2.2 présentent d'une part la moyenne des résultats expérimentaux et d'autre part les durées de vie obtenues grâce à la courbe S-N de référence pour les trois niveaux de contrainte. Les résultats expérimentaux peuvent être analysés à partir du graphique (Figure 2.4.6), donnant la répartition des fractions de vie obtenues au second niveau. Une grande dispersion ressort de ces résultats d'essais, encore que ce sont surtout les essais middle - low et high - low qui s'écartent de l'ensemble des points représentatifs des autres essais, en donnant une fraction de vie largement supérieure à l'unité. Ceci signifie pour ces deux types d'essais particuliers que le nombre de cycles obtenu expérimentalement au second niveau de chargement est bien plus important que le nombre de cycles attendu d'après la courbe S-N du matériau et la règle de cumul de Miner. Cette tendance est intéressante en ceci qu'elle n'est pas la même que celle observée habituellement pour les aciers [Nga03]. Un chargement high - low conduit à une somme de fractions de vie inférieure à l'unité tandis qu'un chargement low - high conduit à une somme de fractions de vie supérieure à l'unité.

L'architecture du programme de calage des paramètres pour les trois niveaux low,



$n1$  et  $n2$  : nombre de cycles appliqués au 1<sup>er</sup> et au 2<sup>nd</sup> niveau de chargement respectivement

$N1$  et  $N2$  : nombre de cycles à la rupture pour le 1<sup>er</sup> et le 2<sup>nd</sup> cas de chargement respectivement

FIG. 2.4.6 – Représentation des résultats d'essais de fatigue à deux niveaux.

	1 <sup>er</sup> niveau (25%)	2 <sup>e</sup> niveau	1 <sup>er</sup> niveau (50%)	2 <sup>e</sup> niveau	1 <sup>er</sup> niveau (75%)	2 <sup>e</sup> niveau
low - middle	64 400	63 700	128 800	30 800	193 300	34 800
low - high	64 400	11 300	128 800	5 300	193 300	4 600
middle - low	12 800	698 800	25 500	589 400	38 300	410 100
middle - high	12 800	23 700	25 500	12 600	38 300	10 300
high - low	3 800	562 300	7 500	507 600	11 300	267 000
high - middle	3 800	86 000	7 500	53 300	11 300	31 000

TAB. 2.1 – Résultats des essais de fatigue à deux niveaux (valeurs moyennes des nombres de cycles).

	low	middle	high
Durée de vie (cycles) - courbe S-N de référence	257 700	51 000	15 000

TAB. 2.2 – Durée de vie de l'aluminium (cycles).

middle et high est présentée sur la Figure 2.4.7. La première étape consiste à écrire les données d'entrée dans le programme, à savoir les niveaux de contrainte des premier et second niveaux de chargement et le nombre de cycles appliqués au premier niveau de chargement. Ensuite une boucle sur les deux paramètres de la loi à caler est faite pour les faire varier et trouver les valeurs de ceux-ci donnant un nombre de cycles au second niveau le plus proche possible de celui obtenu expérimentalement. Pour chaque valeur des paramètres, le nombre de cycles  $n_2$  au second niveau de chargement est déterminé grâce à la loi considérée. Un critère d'optimisation est défini (voir Equation 2.4.18). Il permet de comparer l'écart relatif entre le nombre de cycles au second niveau obtenu expérimentalement et celui calculé théoriquement. La valeur la plus petite du critère correspond donc à la valeur optimale des paramètres du critère. La Figure 2.4.8 donne un exemple de graphique obtenu pour l'optimisation des paramètres de calage des lois. Les valeurs optimales des deux paramètres sont gardées en mémoire et sont utilisées dans le post-processeur de calcul de durée de vie selon les lois correspondantes. Les lois ainsi programmées et calées sur les essais à

deux niveaux, ainsi que celles ne nécessitant pas de calage seront alors utilisées pour déterminer la durée de vie des mini-structures en aluminium 2024-T3 renforcées par patchs composites. Les calculs permettront de confronter les prévisions du post-processeur aux résultats de fatigue obtenus à partir d'essais sur les mini-structures.

$$critere = \sum \frac{|N'_2 - n_2|}{n_2} \quad (2.4.18)$$

où :

$N'_2$  : nombre de cycles au second niveau obtenu expérimentalement (valeur moyenne),

$n_2$  : nombre de cycles au second niveau obtenu théoriquement.

Plus le critère déterminé ici donne une valeur petite, plus la loi en question permet de se rapprocher des résultats expérimentaux. Le Tableau 2.3 indique les valeurs du critère obtenues pour les lois qui ont nécessité un calage. Il apparaît que la loi de Grover est celle qui permet le mieux de corroborer les résultats expérimentaux.

	Grover	Manson	Freudenthall-Heller
critere (-)	7,71	9,49	16,65

TAB. 2.3 – Valeurs du critères obtenues lors du calage des trois lois.

## 2.5 Critères de fatigue multiaxiaux

### 2.5.1 Différents concepts

De nombreuses parties de structures ou de composants aéronautiques sont soumises à des états de contraintes multiaxiaux en raison de leur géométrie particulière et/ou



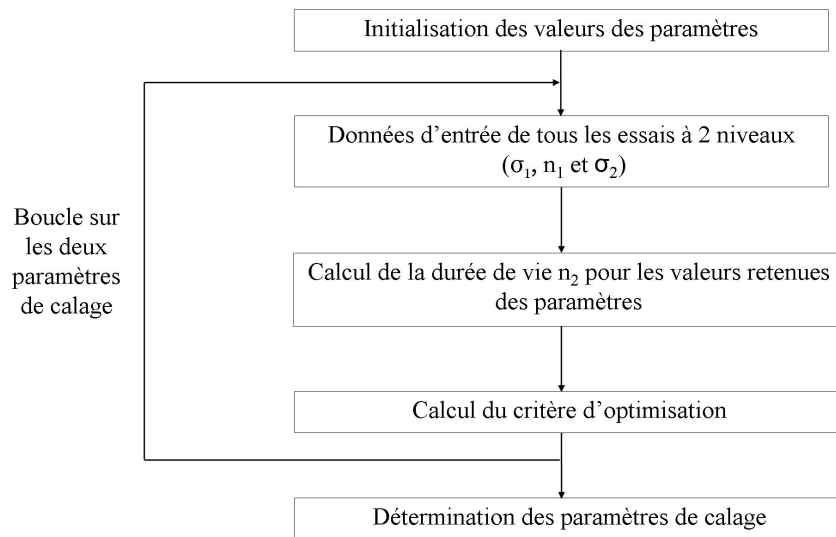


FIG. 2.4.7 – Démarche du calcul d'optimisation des paramètres de calage des lois d'endommagement de Grover, Manson et Freudenthal-Heller.

de leur chargement. Les outils appropriés pour l'analyse en fatigue de ces zones sont les critères de fatigue multiaxiaux.

Un critère de fatigue est en fait un outil ou moyen de situer tout cycle multiaxial de contraintes par rapport à la limite de fatigue à  $N$  cycles du matériau et aussi de déterminer le cycle uniaxial équivalent à un cycle multiaxial en termes de durée de vie. Il permet donc de vérifier si la limite d'endurance ou la limite de fatigue à  $N$  cycles est atteinte pour une succession d'états de contraintes définissant un cycle multiaxial. Il met en relation (voir Equation 2.2.1) les composantes du cycle multiaxial de contraintes  $\sigma_{ij}(t)$  et des limites de fatigue suivant plusieurs modes de sollicitations simples (traction alternée symétrique, flexion alternée symétrique, traction répétée, torsion alternée symétrique...). Un critère de fatigue peut être représenté sous la forme d'**une fonction de fatigue E**. A la limite d'endurance, il peut être écrit sous la forme présentée par l'équation 2.5.1.

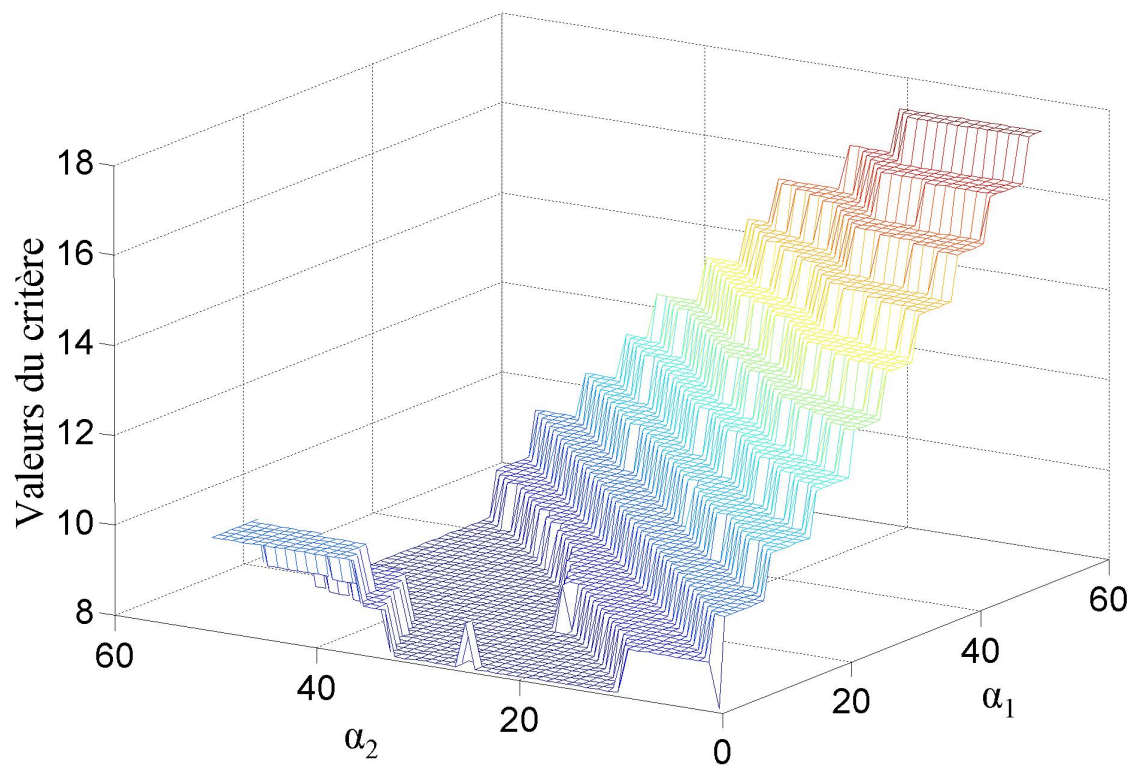


FIG. 2.4.8 – Valeurs du critère d'optimisation obtenues pour les paramètres  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  de la loi de Grover.

$$E_D([\sigma(t)], \sigma_{-1}, \tau_{-1}, \sigma_0, \dots) = 1 \quad (2.5.1)$$

où :

$[\sigma(t)]$  : cycle de contrainte analysé par le critère,

$\sigma_{-1}$ ,  $\tau_{-1}$  et  $\sigma_0$  : limites de fatigue du matériau sous des chargements de traction uniaxiale alternée symétrique, de torsion alternée symétrique et de traction uniaxiale répétée respectivement.

Quand l'équation 2.5.1 est vérifiée, cela signifie que le cycle de contrainte considéré  $[\sigma(t)]$  correspond exactement à la limite d'endurance du matériau. Pratiquement, la limite de fatigue du matériau est atteinte pour un nombre de cycles donné  $N_D$ . Cette observation permet l'extension du critère multiaxial de fatigue aux durées de vie limitées en statuant d'une part que sa formulation reste la même et d'autre part que les limites de fatigue du matériau à  $N_D$  cycles sont remplacées par les limites de fatigue analogues à  $N$  cycles (voir Equation 2.5.2).

$$E([\sigma(t)], \sigma_{-1}(N), \tau_{-1}(N), \sigma_0(N), \dots) = 1 \quad (2.5.2)$$

Quand l'équation 2.5.2 est vérifiée, cela signifie que le cycle de contrainte multiaxial  $[\sigma(t)]$  est équivalent au cycle de contrainte qui correspond à la limite de fatigue  $\sigma_{-1}(N)$ . L'équivalence est basée sur la durée de vie en fatigue : le matériau présente la même durée de vie sous le cycle multiaxial de chargement que sous le cycle de chargement uniaxial correspondant à la limite de fatigue à  $N$  cycles  $\sigma_{-1}(N)$  (voir Figure 2.5.1).

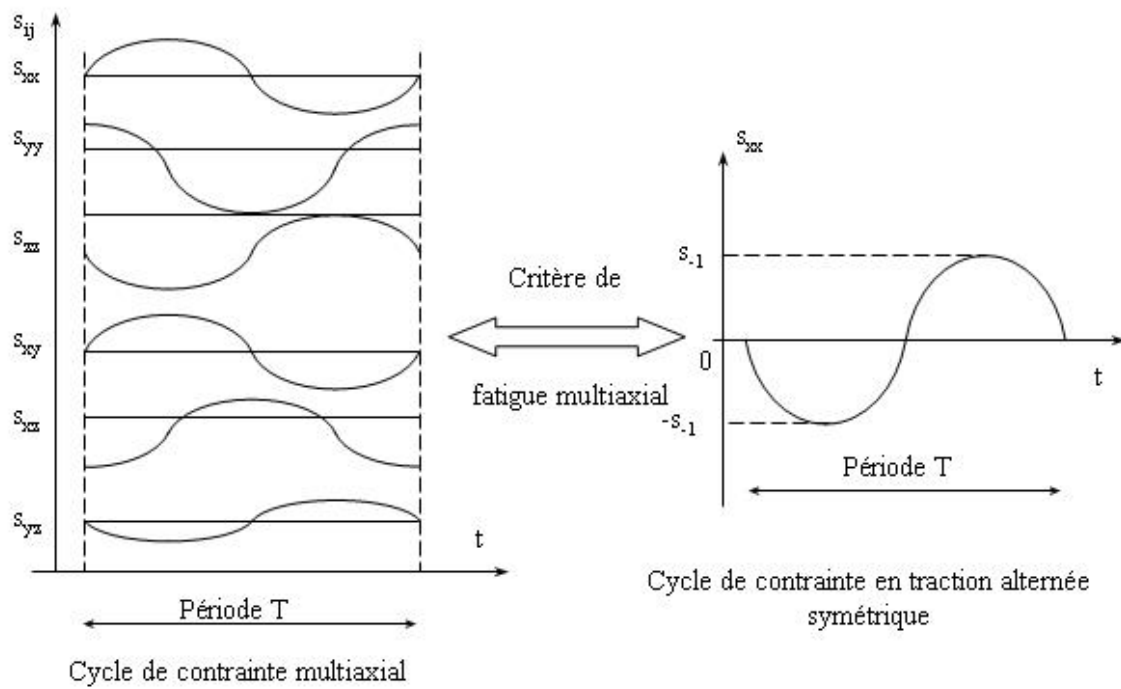


FIG. 2.5.1 – Principe de l'équivalence en fatigue au moyen d'un critère de fatigue multiaxial [NR06].

L'équation 2.5.2 est une équation implicite en  $N$  qui donne la possibilité de calculer la durée de vie en fatigue ( $N$  cycles) du matériau quand il est soumis au cycle de contrainte  $[\sigma(t)]$  quel qu'il soit. Cette procédure permet de transformer chaque cycle multiaxial en un cycle uniaxial équivalent. L'étape est nécessaire pour l'évaluation du dommage par fatigue et de son cumul. De cette façon, l'utilisation des critères de fatigue multiaxiaux est étendue de la limite d'endurance du matériau (c'était le rôle traditionnel des critères de fatigue à l'origine) jusqu'au domaine des durées de vie limitées. Le résultat majeur est que ceci permet d'adapter les lois de cumul de dommage à la fatigue multiaxiale.

Il existe trois types de critères multiaxiaux [Web99] :

- les critères de fatigue à caractère empirique dont l'application (et la vocation) est consacrée à des types de chargement particuliers comme la flexion rotative et la torsion en phase,
- les critères de type 'plan critique' : l'endommagement du matériau est supposé se produire et surtout être décrit sur un plan physique unique, appelé plan critique, défini par le critère,
- les critères d'approche globale ou intégrale : tous les plans physiques contribuent à l'endommagement du matériau.

Le critère le plus utilisé en France est celui de type plan critique de Dang Van [Dan93] et le critère le plus utilisé en Allemagne est celui d'approche intégrale proposé par Zenner [ZSL00].

Il existe de nombreux critères de fatigue, classés parmi ces trois approches. Cinq critères sont implémentés dans le logiciel de prévision de durée de vie en fatigue. L'un d'entre eux utilise le concept de plan critique (critère de Dang Van [Dan93]), les quatre autres sont basés sur l'approche globale ou intégrale (critères de Fogue [Fog87], de Zenner [ZSL00], de Sines [Sin81] et de Crossland [Cro70]).

## 2.5.2 Critères programmés dans le logiciel

### Critère de Dang Van [Dan93]

Le critère de Dang Van est basé sur la partie alternée du cisaillement  $\tau_{ha}$  et la pression hydrostatique  $P_H$ . La fonction de fatigue  $E_{DV}$  du critère est une maximisation d'un indicateur de dommage par plan  $E_h$  défini par l'équation 2.5.3 :

$$E_h = \max_t \left\{ \frac{\tau_{ha}(t) + \alpha P_H(t)}{\beta} \right\} \quad (2.5.3)$$

avec :  $P_H(t) = \frac{\sigma_{11}(t) + \sigma_{22}(t) + \sigma_{33}(t)}{3}$ ,

$h$  : indice faisant référence à la normale unitaire  $h$  du plan considéré, elle même définie par deux angles d'Euler.

La fonction de fatigue du critère s'écrit suivant l'équation 2.5.4 :

$$E_{DV} = \max_h (E_h) \quad (2.5.4)$$

Les constantes  $\alpha$  et  $\beta$  doivent être déterminées à partir de deux limites de fatigue connues. Dans ce travail de thèse, les courbes S-N à  $R = 0$  et à  $R = -1$  ont été tracées. Par conséquent, les deux constantes sont déterminées à partir des deux limites de fatigue obtenues par ces courbes. Le principe d'obtention de ces deux constantes est d'écrire que la fonction de fatigue du critère est égale à l'unité pour

les cycles de contraintes correspondant à ces limites de fatigue. Les deux constantes sont ainsi déterminées (voir Equation 2.5.5). La validité du critère est assurée par la condition  $\alpha > 0$ .

$$\begin{cases} \alpha = \frac{\frac{\sigma_0}{4} - \frac{\sigma_{-1}}{2}}{\frac{\sigma_{-1}}{3} - \frac{\sigma_0}{3}} \\ \beta = \frac{\sigma_0}{4} + \frac{\sigma_0}{3} \times \frac{\frac{\sigma_0}{4} - \frac{\sigma_{-1}}{2}}{\frac{\sigma_{-1}}{3} - \frac{\sigma_0}{3}} \end{cases} \quad (2.5.5)$$

#### Critère de Fogue [Fog87, FB85]

Le critère de Fogue est basé sur la moyenne quadratique d'un indicateur d'endommagement par plan  $E_h$  (voir Equation 2.5.6).

$$E_h = \frac{a\tau_{ha} + b\sigma_{hha} + d\sigma_{hhm}}{\sigma_{-1}} \quad (2.5.6)$$

où :

$\tau_{ha}$  : amplitude de la contrainte de cisaillement sur le plan de normale unitaire  $h$ ,

$\sigma_{hha}$  : amplitude de la contrainte normale au plan,

$\sigma_{hhm}$  : contrainte normale moyenne sur le plan.

Le critère réalise ensuite la moyenne quadratique des indicateurs de tous les plans physiques en utilisant la sphère de rayon unité définie par Grübisic et Simbürger [Sim75, GS76] (voir Figure 2.5.2). La fonction de fatigue du critère s'écrit ainsi suivant l'équation 2.5.7.

$$E_{FG} = \sqrt{\frac{1}{S} \int_S E_h^2 dS} \quad (2.5.7)$$

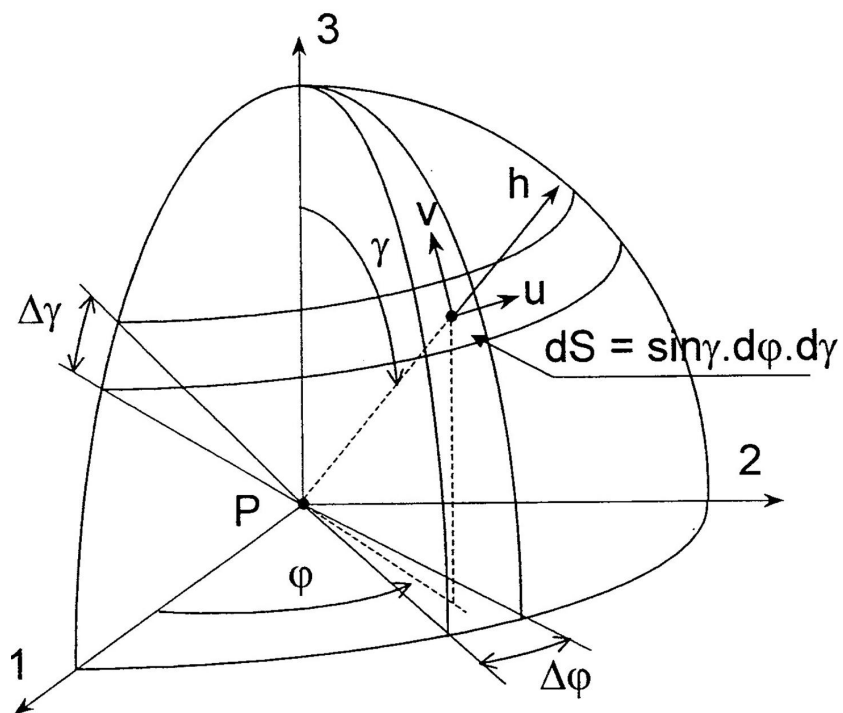


FIG. 2.5.2 – Sphère de rayon unité définie par Grübisic et Simbürger [Sim75].



Les constantes  $a$ ,  $b$  et  $c$  sont déterminées à partir de trois limites de fatigue  $\tau_{-1}$ ,  $\sigma_{-1}$  et  $\sigma_0$ . Dans le cadre de cette étude, il sera nécessaire de faire une hypothèse sur la valeur de  $\tau_{-1}$  puisque sa valeur n'est pas connue.

### Critère de Zenner [ZSL00]

Le critère de Zenner est basé sur l'amplitude et la moyenne de la contrainte de cisaillement notées respectivement  $\tau_{ha}$  et  $\tau_{hm}$  et sur l'amplitude et la moyenne de la contrainte normale notées respectivement  $\sigma_{hha}$  et  $\sigma_{hhm}$ . La fonction de fatigue du critère s'écrit suivant l'équation 2.5.8.

$$E_{ZE} = \frac{\sqrt{\frac{15}{8\pi} \int_{\gamma=0}^{\pi} \int_{\psi=0}^{2\pi} (a\tau_{ha}^2(1 + m\tau_{hm}^2) + b\sigma_{hha}^2(1 + n\sigma_{hhm})) \sin(\gamma) d\psi d\gamma}}{\sigma_{-1}} \quad (2.5.8)$$

Les constantes  $a$ ,  $b$ ,  $n$  et  $m$  sont obtenues à partir de quatre limites de fatigue ( $\sigma_{-1}$ ,  $\sigma_0$ ,  $\tau_{-1}$  et  $\tau_0$ ). Comme les limites de fatigue  $\tau_{-1}$  et  $\tau_0$  n'ont pas pu être déterminées, deux estimations de ces deux grandeurs sont proposées par Zenner. La détermination de  $\tau_{-1}$  est établie par analogie avec le rapport entre  $\sigma_e$  et  $\tau_e$  donné par le critère de Von Mises. La détermination de  $\tau_0$  repose sur le fait que l'amplitude est de l'ordre de la valeur moyenne. Ces hypothèses conduisent aux expressions suivantes des deux limites d'endurance  $\tau_{-1}$  et  $\tau_0$  [ZSL00] :

$$\tau_{-1} = \frac{1}{\sqrt{3}}\sigma_{-1} \text{ et } \tau_0 = \frac{4\tau_{-1}}{\frac{2\sigma_{-1}}{\sigma_0} + 1}.$$

### Critère de Sines [Sin81, Sin55]

Le critère de Sines est basé sur les invariants du tenseur des contraintes et de son déviateur. La fonction de fatigue du critère est fonction de  $J_{2a}$ , amplitude du 2<sup>e</sup> invariant du tenseur déviateur des contraintes, et de  $I_{1m}$ , valeur moyenne du 1<sup>er</sup> invariant du tenseur des contraintes (voir Equation 2.5.9).

$$E_{SI} = \frac{\sqrt{J_{2a}} + \alpha I_{1m}}{A} \quad (2.5.9)$$

Les constantes  $A$  et  $\alpha$  sont déterminées à partir de deux limites de fatigue du matériau. Dans notre cas, les deux constantes sont déterminées à partir de  $\sigma_0$  et de  $\sigma_{-1}$ . La validité du critère est assurée par la condition  $\alpha > 0$ .

### Critère de Crossland [Cro70, Cro56]

Le critère de Crossland est très voisin de celui de Sines. La différence réside dans le fait que Crossland considère la valeur maximale  $I_{1max}$  du premier invariant du tenseur des contraintes au lieu de sa valeur moyenne. La fonction de fatigue s'écrit suivant l'équation 2.5.10.

$$E_{CR} = \frac{\sqrt{J_{2a}} + BI_{1max}}{A} \quad (2.5.10)$$

Les constantes  $A$  et  $B$  sont déterminées de la même façon que celles du critère de Sines et le critère est valide lorsque  $B > 0$ .

## **2.6 Confrontation du logiciel à des applications expérimentales sur des mini-structures pré-endommagées avant renforcement**

Le logiciel est testé sur des essais menés sur des mini-structures pré-endommagées puis renforcées par patchs composites. Le but est donc de comparer les résultats expérimentaux, à savoir le nombre de cycles à rupture, aux résultats théoriques fournis par le logiciel. Ainsi, dans un premier temps, les mini-structures puis les résultats expérimentaux seront présentés. Dans un deuxième temps, en raison de la forte concentration de contrainte due à la géométrie des mini-structures et du fait de son influence considérable sur le comportement en fatigue des matériaux, la méthode du gradient sera décrite, mise en oeuvre et utilisée dans le logiciel. Finalement, les durées de vie obtenues par le logiciel seront analysées et comparées aux résultats expérimentaux.

L'objectif final est d'appliquer ce logiciel de prévision de durée de vie à des structures aéronautiques. A ce stade de l'étude, seulement des mini-structures sont testées. Cependant, elles présentent un gradient de contrainte qui permet de se rapprocher un peu du but final, à savoir l'application sur des structures réelles.

### **2.6.1 Description des essais et résultats expérimentaux**

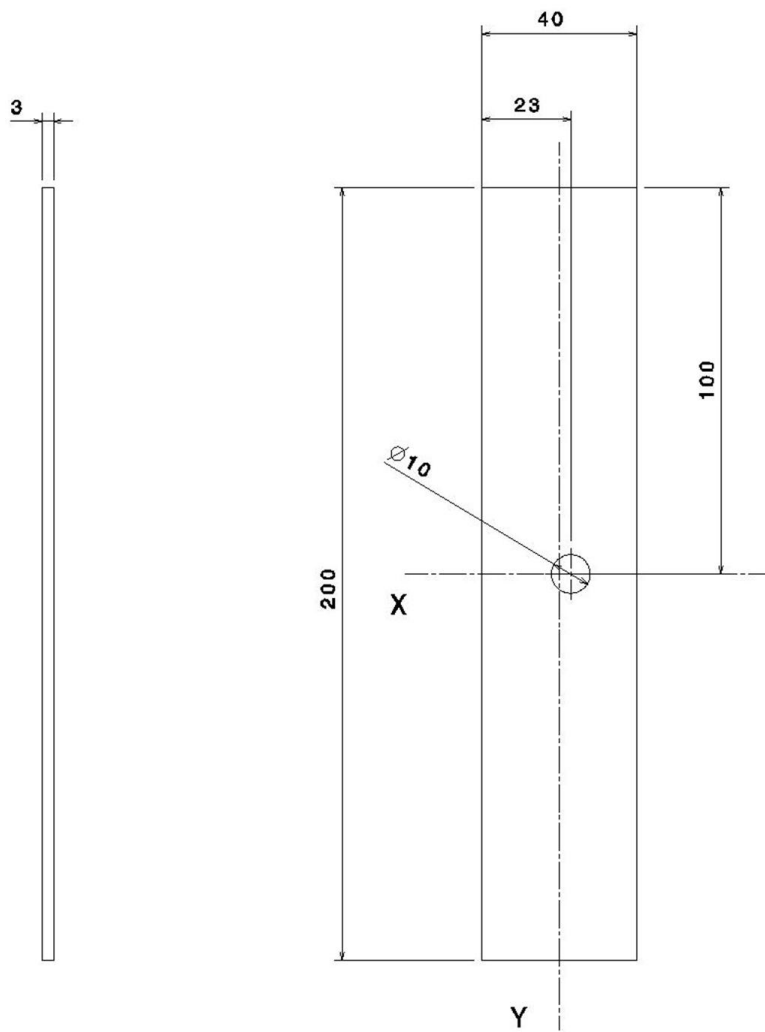
Vingt mini-structures sont extraites de plaques en aluminium 2024-T3 par découpe plasma, procédure accomplie à l'IUT de Montluçon qui a permis un gain de temps appréciable par rapport à une découpe jet d'eau réalisée par une entreprise. Elles sont ensuite usinées afin d'éviter toute perturbation métallurgique due à l'échauf-

fement lors de la découpe (Une grande surépaisseur a été laissée après la découpe plasma afin que l'usinage vienne enlever la ZAT). Leurs dimensions sont de 200 mm de long, 40 mm de large et 3 mm d'épais. Elles ont toutes été percées d'un trou afin d'être en présence d'un champ de contraintes hétérogène lié à la présence du trou. La zone critique des composants est ainsi parfaitement localisée, réduisant certains aléas comme une rupture dans les mors liée à des angles vifs. La localisation et le diamètre du trou ont été étudiés au préalable par différentes analyses par éléments finis réalisées avec le logiciel Ansys. Le choix final est celui qui permet d'obtenir la plus grande différence entre les contraintes présentes sur les bords du trou. Il a donc été retenu pour cette étude un trou de 10,55 mm de diamètre se situant à 12 mm du bord droit de la mini-structure (voir Figure 2.6.1 a).

Les mini-structures sont pré-endommagées par fatigue à une certaine fraction de vie et sous un niveau d'effort maximal donné. Le nombre de cycles choisi correspond pratiquement au nombre de cycles obtenu à 75% de la durée de vie totale à ce niveau de contrainte. Une fois pré-endommagées, les mini-structures sont renforcées par collage d'un patch composite symétriquement des deux côtés (voir Figure 2.6.2 c). Comme pour le renforcement des éprouvettes utilisées pour la caractérisation du matériau et la validation du renfort par patch composite, le collage des patches sur les mini-structures est réalisé à l'AIA. Le protocole expérimental de collage est ainsi identique à celui présenté dans le premier chapitre.

Les essais sont réalisés à effort constant entre avant et après renforcement, la machine de fatigue étant pilotée en force.

Deux niveaux de contrainte ont été choisis afin d'être au-dessus de la limite d'endurance lorsque les mini-structures sont renforcées et au-dessous de la limite de fatigue à 10 000 cycles (borne supérieure du domaine d'étude défini par l'AIA) lorsque les mini-structures sont pré-endommagées. Dans chaque cas, six mini-structures ont été



**X et Y : axes de symétrie**

FIG. 2.6.1 – Dessin de définition des mini-structures.

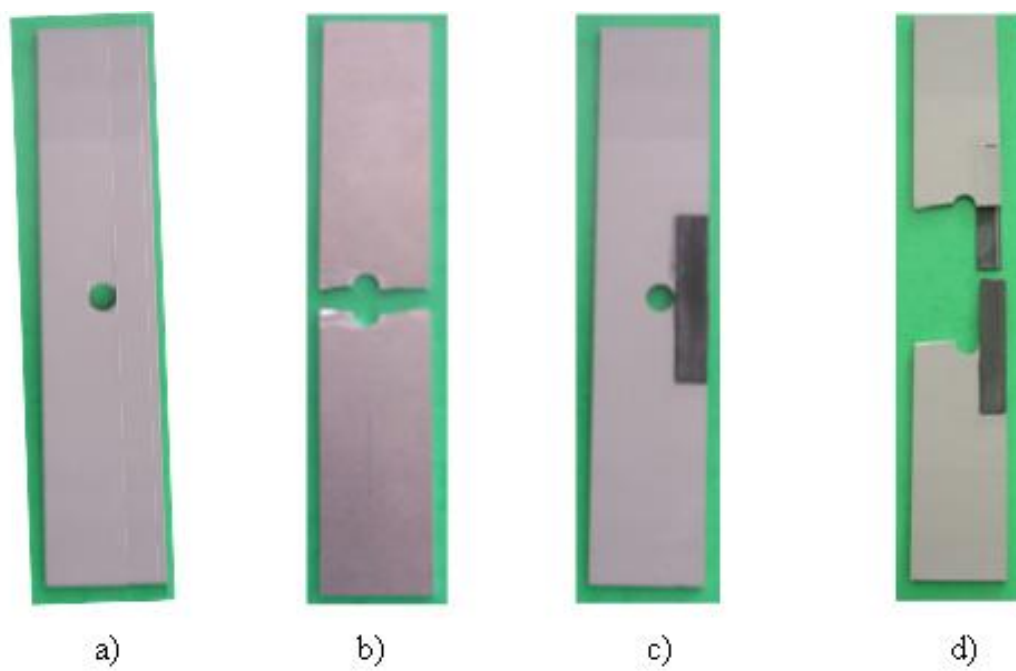


FIG. 2.6.2 – Mini-structures vierges et renforcées par patches composites avant et après rupture par fatigue.

testées. Le Tableau 2.4 résume les résultats expérimentaux obtenus.

1 <sup>er</sup> cas	1 <sup>er</sup> niveau	$\sigma_1 = 298$ MPa	$n_1 = 165\,366$ cycles					
	2 <sup>e</sup> niveau	$\sigma_1 = 205$ MPa	83 928	NR	185 050	NR	NR	NR
2 <sup>e</sup> cas	1 <sup>er</sup> niveau	$\sigma_1 = 349$ MPa	$n_1 = 107\,284$ cycles					
	2 <sup>e</sup> niveau	$\sigma_1 = 205$ MPa	NR	119 435	262 552	27 661	13 389	73 297

NR : éprouvette non rompue après  $10^6$  cycles

$\sigma_1$  : contrainte au bord du trou déterminée par les calculs EF

$n_1$  : nombre de cycles appliqués aux mini-structures non renforcées

TAB. 2.4 – Résultats des essais de fatigue à deux niveaux sur les mini-structures.

L'analyse du Tableau 2.4 montre que les résultats obtenus dans le 1<sup>er</sup> cas ne sont pas facilement exploitables puisque la majorité des éprouvettes n'a pas cassé. Cependant, il sera intéressant de vérifier si le logiciel prévoit ce cas de non rupture pour les contraintes et les nombres de cycles appliqués.

La géométrie particulière des mini-structures, du fait de la présence du trou, engendre l'existence d'un gradient de contrainte en son sein, particulièrement important aux bords du trou là où les contraintes sont les plus importantes. C'est d'ailleurs toujours à cet endroit que les mini-structures rompent (voir Figure 2.6.2 b et d). Pour le calcul de prévision de durée de vie, il est indispensable de considérer ce gradient étant donné sa grande influence bien connue en fatigue [BFGT99]. Il est pris en compte dans notre cas grâce à la méthode du gradient présentée ci-dessous.

### 2.6.2 Méthode du gradient

La courbe S-N du matériau pour le rapport de charge  $R = 0$  a été obtenue à partir d'éprouvettes répondant à la norme ISO 1099 [ISO75] et ne présentant qu'une très faible concentration de contrainte. Cette courbe S-N ne permet donc pas de prendre

en compte la **capacité d'adaptation du matériau vis-à-vis d'un gradient**, ce qui au demeurant conduit en général à surdimensionner les pièces.

La méthode du gradient développée au CETIM essaie de pallier cette insuffisance [BFGT99]. A partir du concept de gradient de contrainte  $\chi$ , une méthode de calcul des pièces à la fatigue basée sur l'adaptation plastique en fond d'entaille en statique et en dynamique a été développée. Elle a été validée sur des aciers, et est présentée dans ce qui suit.

La méthode se décompose en deux parties. La première porte sur l'adaptation plastique statique et la seconde sur l'adaptation plastique sous sollicitation dynamique. Lorsque les éprouvettes entaillées (éprouvettes présentant un gradient de contrainte) sont soumises à un essai de traction monotone, une amélioration de la résistance de l'éprouvette fonction de l'augmentation de l'acuité de l'entaille est observée. Ceci se traduit par une variation de la résistance à la rupture. Une relation existe donc entre la résistance à la rupture mesurée sur éprouvette entaillée  $\widehat{R}_m$ , la résistance à la rupture normalisée  $R_m$  et le gradient de contrainte  $\chi$  (voir Tableau 2.5) [BFGT99].

$R_m \geq 1\,800\text{ N.mm}^{-2}$	Pour tout $\chi$	$\widehat{R}_m = R_m$
$R_m < 1\,800\text{ N.mm}^{-2}$	$\chi \leq 0,03\text{ mm}^{-1}$	$\widehat{R}_m = R_m$
	$0,03 < \chi < 4\text{ mm}^{-1}$	$\widehat{R}_m = R_m (0,25 \log \chi + 1,4)$
	$4 < \chi < 10\text{ mm}^{-1}$	$\widehat{R}_m = 1,55 R_m$
	$\chi > 10\text{ mm}^{-1}$	Redessiner la pièce

TAB. 2.5 – Relation entre  $R_m$  et  $\widehat{R}_m$  en fonction du gradient de contrainte  $\chi$  [BFGT99].

Dans le cas des mini-structures étudiées, cette relation se traduit par l'équation 2.6.1.

$$\frac{\widehat{R}_m}{R_m} = 0,25 \log \chi + 1,4 \quad (2.6.1)$$



Le gradient de contrainte est défini par la relation suivante :

$$\chi = \lim_{x \rightarrow 0} \frac{1}{\sigma_{max}} \frac{d\sigma}{dx} \quad (2.6.2)$$

où :

$\sigma_{max}$  : contrainte maximale réelle liée à la concentration de contrainte ( $\sigma_{max} = k_t \sigma_{nom}$ ),

$\frac{d\sigma}{dx}$  : gradient au sens mathématique représentant la pente de l'évolution de la contrainte normale suivant la direction x.

La limite d'endurance  $\sigma_D$  des éprouvettes entaillées diminue quand l'acuité de l'entaille augmente. Le comportement de la contrainte  $\widehat{\sigma}_D = K_t \sigma_D$  en fonction de la concentration de contraintes suit le même comportement que la grandeur  $\widehat{R}_m$ .

Il est donc justifié d'établir une méthode de calculs à partir des valeurs  $\widehat{R}_m$  et  $\widehat{\sigma}_D$ .

A partir des valeurs  $\widehat{R}_m$  et  $\widehat{\sigma}_D$ , il est possible de tracer un diagramme d'endurance du type diagramme de Haigh de la même manière qu'en absence d'un gradient, avec  $R_m$  et  $\sigma_D$ . Compte tenu de la corrélation physique existant entre la limite d'endurance réelle purement alternée  $\widehat{\sigma}_D$  et la contrainte de rupture nominale  $\widehat{R}_m$ , les axes du diagramme de Haigh (voir Figure 2.6.3) sont les suivants :

- en abscisse, contrainte moyenne  $\sigma_m$  exprimée en contrainte nominale,
- en ordonnée, amplitude de la contrainte dynamique  $\widehat{\sigma}_a$  exprimée en contrainte réelle.

Grâce à ce diagramme, il est possible de déterminer la nouvelle limite de fatigue à partir de la courbe S-N à  $R = -1$ , déterminée pour les éprouvettes de caractérisation,

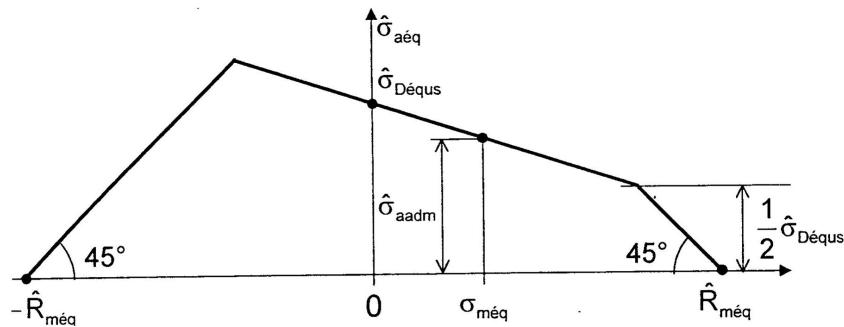


FIG. 2.6.3 – Description du diagramme de Haigh.

et ce pour les différentes valeurs des contraintes appliquées aux mini-structures. Ces nouvelles limites de fatigue sont donc introduites dans les différentes lois d'endommagement programmées afin de pouvoir déterminer le nombre de cycles à rupture obtenu avec le logiciel pour le second niveau de chargement. La comparaison entre les résultats obtenus par les voies expérimentale et théorique sera alors effectuée.

### 2.6.3 Prévisions de durée de vie

La concentration de contrainte due à la géométrie des mini-structures est prise en compte grâce au gradient de contrainte. Le nombre de cycles au second niveau de chargement est alors déterminé à l'aide du logiciel.

Le Tableau 2.4 rappelle que lors du 1<sup>er</sup> cas de chargement, sur six mini-structures testées, seules deux ont rompu. Les différentes lois d'endommagement programmées indiquent également que pour le 1<sup>er</sup> cas de chargement, les mini-structures ne devraient pas connaître d'amorçage de fissure. Seule la loi de Freudenthal-Heller prévoit une rupture de l'éprouvette. Cependant comme il a été dit lors de la présentation des différentes lois d'endommagement, les auteurs de cette loi ne donnent pas de plage de variation possible pour les paramètres  $\beta$  et  $\gamma$ . L'application de cette loi est donc à prendre avec beaucoup de précaution. Il a de ce fait été décidé de ne pas

considérer cette loi dans la suite de l'étude.

Pour le 2<sup>e</sup> cas de chargement, les résultats expérimentaux indiquent cinq ruptures sur les six mini-structures testées. Toutes les lois d'endommagement prévoient également une rupture de la mini-structure pour le chargement appliqué. La Figure 2.6.4 centralise les résultats et permet ainsi d'établir une comparaison entre les résultats expérimentaux et théoriques.

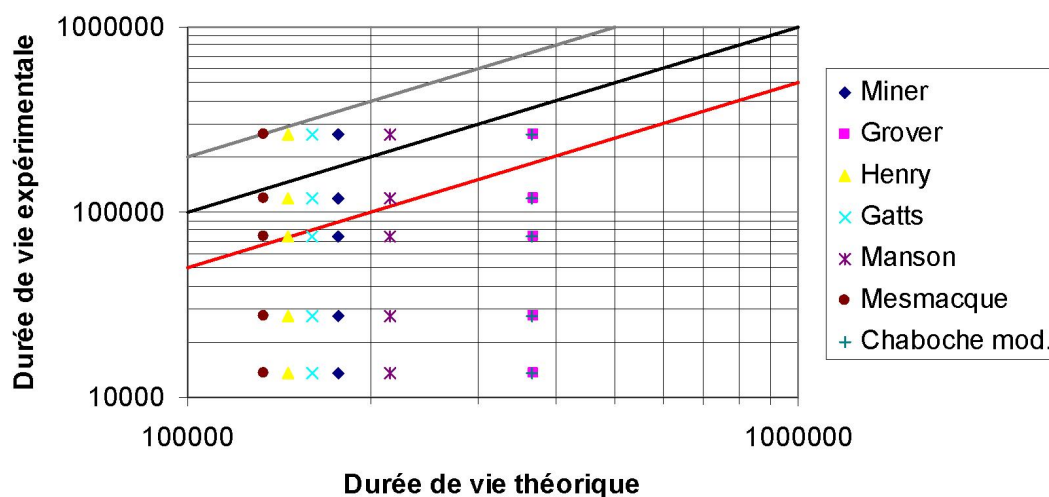


FIG. 2.6.4 – Comparaison des durées de vie expérimentales et théoriques.

Sur cette figure, il apparaît clairement que les résultats expérimentaux sont très dispersés et que les lois d'endommagement ne permettent pas d'estimer correctement le nombre de cycles au second niveau. Les droites grise et rouge donnent l'intervalle correspondant à un écart des durées de vie expérimentale et théorique dans un rapport 2 ou  $\frac{1}{2}$ . Beaucoup de points expérimentaux sont en dessous de la droite rouge. La durée de vie obtenue par le logiciel surestime la durée de vie expérimentale. Par conséquent, à ce stade de l'étude, il n'est pas possible de dire laquelle de ces lois permet de prévoir précisément la durée de vie réelle. La loi de Mesmacque est néanmoins celle qui conduit à l'écart minimum entre les résultats expérimentaux et

théoriques. La plupart des prévisions de durée de vie sont de nature non sécuritaire, dans le sens où les prévisions sont plus importantes que les durées de vie réelles obtenues expérimentalement. Un effet du gradient surestimé pourrait bien être à l'origine de cette réalité.

La méthode du gradient développée par le CETIM a été utilisée ici pour un matériau sur lequel le CETIM ne l'avait pas validé. L'analogie avec la démarche a été cependant retenue par défaut, c'est-à-dire en l'absence de données tangibles pour cet aluminium concernant sa sensibilité au gradient de contrainte. L'application de la méthode a été rendue possible également, il faut le souligner, en surface libre du trou des mini-structures car l'état de contraintes en cette zone est uniaxial (la méthode du gradient du CETIM est extensible aux états biaxiaux de contraintes en phase seulement).

Il est bien évident qu'un des premiers compléments aux travaux expérimentaux réalisés concerne la caractérisation de l'effet du gradient sur le comportement en fatigue de l'alliage d'aluminium utilisé, par des essais comportant des entailles (et donc des gradients) plus ou moins importants.

En résumé, l'emploi de la méthode du gradient du CETIM est justifié par le fait qu'il semble plus judicieux d'utiliser une méthode approchée pour prendre en compte ce gradient plutôt que de ne pas l'aborder du tout.

Les durées de vie obtenues par le logiciel post-processeur sont surestimées par rapport à la réalité, ce qui n'est pas sécuritaire.

Il ne faut tout de même pas être trop sévère quant à l'efficacité des lois d'endommagement. Il a été vu lors du premier chapitre que les courbes S-N de l'aluminium issues de plaques différentes (pourtant tirées du même lot) étaient sensiblement distinctes. Les observations faites lors de la détermination de la courbe S-N peuvent expliquer la dispersion des résultats.

De plus, il a été montré aussi que le renforcement par patchs composites n'est pas aisé et que le moindre défaut lors du collage peut engendrer une rupture anticipée.

Il est impossible de savoir si les patchs offrent tous la même résistance dans le cas des mini-structures. Il faut donc garder en tête cette idée pour tenter d'expliquer également les aléas enregistrés lors des résultats expérimentaux.

Toutes ces remarques soulevées n'ont pas pu être abordées durant ce travail de thèse mais elles feront l'objet d'une étude ultérieure afin d'avoir un éclaircissement sur l'origine exacte des tendances observées.

## 2.7 Conclusion

Dans cette partie, toute la procédure d'évaluation en fatigue développée pour la **prévision de durée de vie de composants aéronautiques renforcées par patchs composites** est décrite étape après étape.

Tout d'abord avant même de parler de programmation, réalisée en langage Fortran, ont été rappelés les outils classiques propres à la fatigue multiaxiale et au cumul de dommage.

L'architecture du logiciel a ensuite été établie. Il est, en effet, important de connaître le cahier des charges pour pouvoir évaluer les différentes étapes de la programmation mise en place et dédiée à des composants aéronautiques renforcés par patchs composites. Ce renforcement permet d'étendre leur durée de vie résiduelle. Le logiciel de prévision de durée de vie vise par conséquent à évaluer avec précision la durée de vie résiduelle de la partie préalablement endommagée par fatigue de la structure considérée puis renforcée. Le logiciel intervient comme post-processeur d'un code de calcul par éléments finis, le logiciel Ansys dans le cadre de cette étude.

Comme l'architecture du programme le montre, le logiciel post-processeur intègre des critères multiaxiaux de fatigue afin de traiter les états multiaxiaux de contraintes. Deux types de critères ont été programmés, un critère d'approche plan critique et des critères d'approche intégrale ou globale. Même si aujourd'hui, en France, le critère

le plus utilisé est celui de Dang Van, il n'en reste pas moins vrai que les critères d'approche intégrale permettent généralement de mieux estimer le dommage subi par la structure puisque les dommages de tous les plans sont cumulés. Cependant, il était important que le logiciel post-processeur donne à l'utilisateur le choix du critère qu'il veut utiliser.

Ensuite, des lois non-linéaires de dommage et des règles de cumul sont utilisées pour modéliser correctement l'effet de la contrainte moyenne, l'effet de séquence et l'influence préjudiciable des cycles de petite amplitude une fois que le dommage en fatigue a été initié. La prise en compte du gradient de contrainte généré par la géométrie des mini-structures a été programmée. Un éventail de lois partant de la plus ancienne (celle de Miner) à de plus récentes (celle modifiée de Chaboche, de Mesmacque) est disponible dans le logiciel. La validité de ces lois dépend bien évidemment du matériau utilisé. La confrontation du logiciel est réalisée vis à vis de structures pré-endommagées ou initialement vierges de tout dommage puis renforcées et soumises à un chargement d'amplitude variable (séquence à deux niveaux). Lors de cette étude, il est apparu que la loi d'endommagement caractérisant le mieux l'alliage d'aluminium 2024-T3 renforcé par patchs composites est *a priori* **la loi de Mesmacque**. Il faut être tout de même prudent devant tout jugement définitif du fait de la grande dispersion observée lors des essais.

L'influence du gradient de contrainte est importante et il est nécessaire d'en tenir compte pour la prévision de durée de vie, notamment en vue de la validation des lois d'endommagement par rapport aux résultats expérimentaux obtenus sur les mini-structures. Par conséquent, et afin de quantifier le plus justement possible l'effet du gradient, il serait intéressant de mener une campagne expérimentale pour tracer la courbe S-N en présence d'un gradient de contrainte. Celle-ci permettrait de mieux rendre compte de l'effet du gradient sur la tenue en fatigue de ce matériau.

Une autre perspective qui intéresserait l'AIA est d'utiliser le logiciel de prévision de durée de vie pour des pièces aéronautiques réelles, comme la voilure.

De plus, il faudrait essayer de développer de nouvelles lois ou d'adapter celles qui existent pour l'aluminium. A la vue des résultats obtenus, il faudrait essayer d'aller plus loin dans ce sens.

Durant ce chapitre, de nombreuses données matériau ont été nécessaires dans le calage des lois d'endommagement et des critères multiaxiaux. Afin de prévoir la durée de vie réelle des structures, ces données matériau sont indispensables. L'analyse de l'endommagement progressif du matériau en fatigue est un peu le fil conducteur d'une démarche de prévision de durée de vie. Aussi, pour mieux connaître le matériau et son comportement à la fatigue, des analyses utilisant la thermographie infrarouge ont été conduites. Celles-ci sont présentées dans le chapitre suivant.

## Chapitre 3

# Analyse thermographique de l'endommagement lors de la fatigue oligocyclique de l'alliage d'aluminium 2024-T3

### 3.1 Introduction

Les AlphaJet sont susceptibles de connaître des cas de chargement élevés générant de la fatigue oligocyclique. Les données établies dans les deux parties précédentes nécessitent la connaissance précise du comportement du matériau constitutif lorsqu'il est soumis à ce type de sollicitation. C'est dans cet objectif que s'inscrit cette dernière partie.

Ce troisième chapitre porte sur l'analyse thermographique de l'endommagement en fatigue oligocyclique de l'aluminium 2024-T3. La Figure 3.1.1 rappelle le contexte du travail. Cette figure montre que les propriétés du matériau en fatigue, comme par exemple les courbes S-N, sont nécessaires comme données d'entrée du logiciel



post-processeur du code de calculs par éléments finis. La thermographie infrarouge a ici pour but de donner un éclairage sur les phénomènes, tels que la plasticité, le dommage initial subi par les éprouvettes, les effets de structure..., apparaissant sur les éprouvettes en alliage d'aluminium.

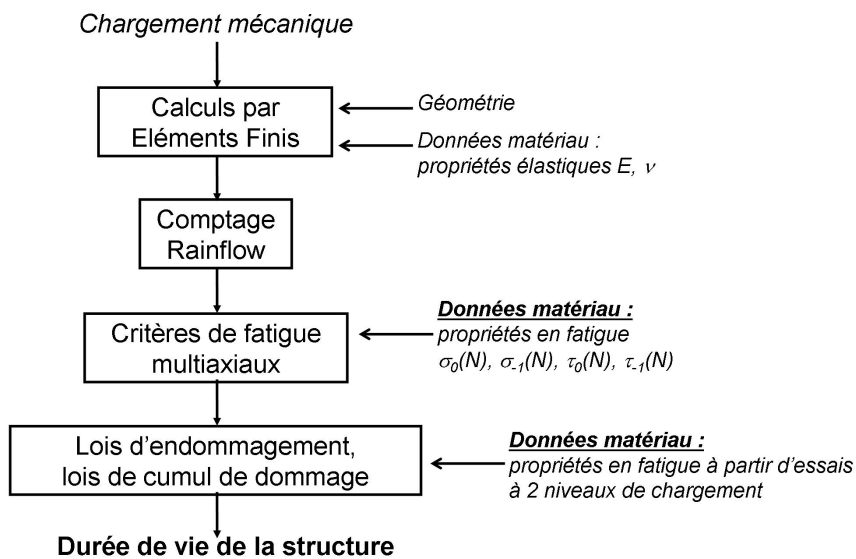


FIG. 3.1.1 – Architecture du travail expérimental de thèse.

La thermographie IR est de plus en plus utilisée en mécanique des matériaux comme 'mode d'observation' non destructif, en temps réel et sans contact. Elle permet de mesurer la température à la surface d'une pièce. Il y a une vingtaine d'années, des études de thermographie en fatigue ont débuté. Elles concernaient principalement le domaine de la propagation de fissure mais assez peu celui de l'amorçage. Le contexte de cette thèse s'inscrit dans le domaine de la **fatigue oligocyclique**. Ce chapitre a principalement pour but de présenter des phénomènes observés lors d'un essai de fatigue à faible durée de vie (**LCF**). Travaillant dans le domaine oligocyclique, la limite élastique est dépassée, ce qui conduit à la présence de **plasticité** lors des essais

de fatigue. Un des objectifs de ce chapitre consiste à voir si l'**endommagement**<sup>1</sup> **plastique** joue un rôle sur la durabilité de l'éprouvette.

Dans un premier temps (paragraphe 3.2), quelques études sur l'utilisation de la thermographie IR en fatigue seront présentées afin de cerner les applications, les avantages et les limites des techniques IR existantes. La thermographie infrarouge est classiquement employée pour caractériser le comportement en fatigue des aciers (c'est-à-dire évaluer la résistance à la fatigue pour un nombre donné de cycles) [FGLR02, LR00, CCS05] et notamment pour déterminer rapidement la limite de fatigue  $\sigma_D$ . Cette technique offre un gain de temps important par rapport à des essais classiques. Dans un deuxième temps (paragraphe 3.3 et 3.4), seront décrits le cadre thermodynamique et notamment la détermination de l'équation de la chaleur ainsi que le dispositif thermographique. Dans un troisième temps (paragraphe 3.5), des essais préliminaires, la mise en place expérimentale des essais ainsi que la détermination des constantes nécessaires à l'analyse seront détaillés.

Il y a quelques années, une analyse énergétique a été développée afin de considérer les sources de chaleur comme un indicateur de fatigue ([MCDG04, BCMG04]). La détermination des sources de chaleur nécessite l'utilisation d'un post-traitement des mesures de température. Dans un quatrième temps (paragraphe 3.6), afin d'exploiter les mesures expérimentales, le traitement du signal utilisé pour cette étude sera présenté. Les sources de chaleur contiennent des informations sur les phénomènes réversibles et irréversibles. C'est pourquoi elles sont intéressantes à calculer pour connaître l'état d'endommagement par fatigue de la pièce. Leur évaluation nécessite de traiter l'équation de la chaleur. Il est donc important d'utiliser une méthode de filtrage adéquate. Une discussion sur l'analyse des résultats expérimentaux (paragraphe 3.7 et 3.8) est ensuite conduite. Cette analyse montre des énergies très

---

<sup>1</sup>Remarque de vocabulaire : l'endommagement ici caractérise tout changement des propriétés mécaniques du matériau. On ne se limitera pas, par conséquent, à l'endommagement par fatigue.

élevées au début de l'essai caractérisant un phénomène de plasticité. Un lien entre ces sources de chaleur et la dispersion observée en fatigue oligocyclique sera proposé. Finalement, dans le paragraphe 3.9) sera conduite une étude des différents harmoniques des champs de températures à mi-durée de vie des essais de fatigue à  $10^4$  cycles.

## 3.2 La thermographie IR pour l'étude du comportement en fatigue des matériaux

**Introduction** L'objectif de ce paragraphe est de présenter différentes approches de la thermographie infrarouge appliquée à la fatigue des matériaux. Il existe, en effet, des études très variées utilisant cette technique expérimentale. Le but est ici de fournir quelques éléments sur ces différentes applications. Si le lecteur souhaite avoir plus de détails, il pourra consulter les références fournies dans chaque paragraphe.

**Evolution de la température lors d'un essai de fatigue et détermination rapide de la limite de fatigue** Les toutes premières études [CGR89] faites en fatigue montrent que l'évolution de la température moyenne se décompose en trois phases (voir Figure 3.2.1) : lors de la phase I, la température moyenne augmente, lors de la phase II, elle reste constante et lors de la phase III, elle augmente rapidement jusqu'à rupture de l'éprouvette [CCS05].

Depuis environ vingt ans, la thermographie infrarouge est utilisée comme une stratégie alternative pour évaluer la limite de fatigue  $\sigma_D$  (lorsque celle-ci existe, ce qui est le cas pour les aciers notamment). Au début, la thermographie a été employée pour définir le comportement en fatigue des aciers [LS89, Luo95, Luo98b, DAKG04]. Luong *et al.* [LD92, Luo98a] et La Rosa [CLOR86, LR00] ont notamment proposé

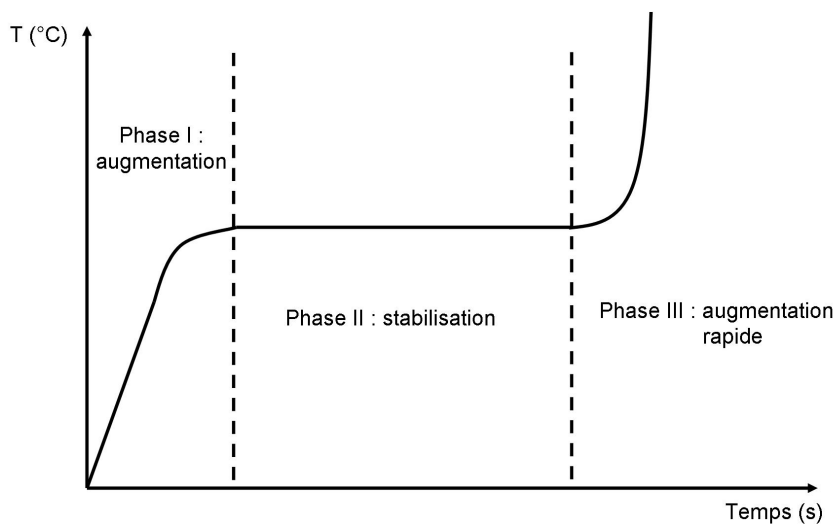


FIG. 3.2.1 – Evolution classique de la température moyenne lors d'un essai de fatigue [CCS05].

une méthode pour déterminer rapidement cette grandeur en reportant sur un graphe la température maximum durant la phase II en fonction de la contrainte appliquée (voir Figure 3.2.1). La température augmente considérablement à partir de la limite de fatigue  $\sigma_D$ . Sur la Figure 3.2.2, une rupture brutale de la pente de la température en fonction des contraintes est observée. Il a été constaté que cela correspondait à la limite de fatigue  $\sigma_D$ . Des résultats comparables sont obtenus en utilisant la pente de la température en fonction des contraintes lors de la phase I.

**Thermoélasticité** Des techniques développées en thermographie ont été mises au point afin d'estimer le champ de contraintes en thermoélasticité [LR00, DYP04, BCMG04], si les fréquences de chargement sont suffisamment élevées, permettant ainsi de supposer une évolution locale adiabatique. Dans ce cas, la fréquence mécanique n'a pas d'influence sur l'amplitude de l'oscillation de la température  $\Delta T$  (Equation 3.2.1). L'équation 3.2.1 régit la relation entre l'amplitude de la température et celle de la trace des contraintes.

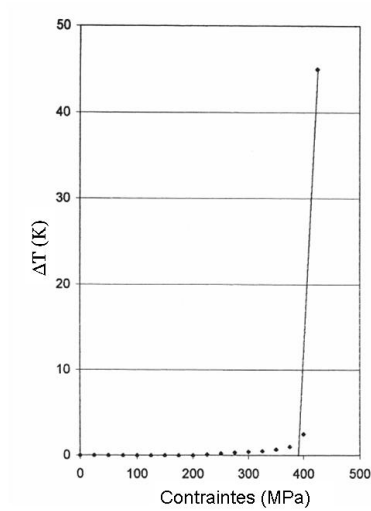


FIG. 3.2.2 – Température durant la phase II en fonction de la contrainte appliquée pour un acier C 30. Détermination de  $\sigma_D$  lors de la rupture de pente [LR00].

$$\Delta\sigma = \frac{\alpha T_0}{\rho C} \Delta T \quad (3.2.1)$$

où  $\alpha$ ,  $\rho$ ,  $C$  et  $T_0$  sont respectivement le coefficient de dilatation thermique, la densité volumique, la chaleur spécifique et la température moyenne.

**Domaine de la fissuration** A partir des années 1990, de nouvelles études ont été conduites sur les aciers, notamment dans le domaine de la fissuration. Palin-Luc *et al.* [PPS<sup>+</sup>04] et Luong [Luo95] ont travaillé sur l’amorçage de la fissure par fatigue. Palin-Luc *et al.* ont montré que l’écart-type spatial du champ de températures permet de déterminer la localisation du dommage par fatigue, l’amorçage de la fissure par fatigue ainsi que sa propagation. Luong *et al.* ont détecté la fissure par fatigue

grâce à la déformation plastique qui a lieu lors de l'amorçage de la fissure (zone où la température est la plus élevée). Dans le même domaine, Diaz *et al.* [DAKG04] ont évalué le facteur d'intensité de contrainte de la fissure en utilisant une analyse des contraintes grâce à la thermoélasticité.

**Influence de la fréquence** Des études en fatigue ont également été menées dans le domaine fréquentiel. De très grandes fréquences (de l'ordre de 1 000 Hz) ont été considérées. Liaw *et al.* [LWJ<sup>+</sup>00] ont ainsi montré que les très grandes fréquences de chargement ont une influence sur l'élévation de la température, contrairement aux fréquences de chargement 'normales' qui, elles, n'ont pas d'influence (cf. Thermoélasticité). En effet, l'élévation de la température est très importante pour de très grandes fréquences de chargement. Ce phénomène conduit à des durées de vie de l'échantillon beaucoup plus faibles.

**Domage 'cumulatif'** En 2002, Risitano *et al.* [FGLR02] ont repris la méthode de détermination rapide de la limite de fatigue et l'ont étendue à des niveaux de contraintes supérieures en développant une approche basée sur une notion de 'dommage cumulatif'. Ceci a été réalisé sur des aciers. Cette méthodologie donne toute la courbe S-N à partir de considérations énergétiques sur la durée de vie résiduelle. Des essais ont été lancés pour déterminer le lien entre la quantité de chaleur dissipée et la limite de fatigue. Les premiers résultats montrent une corrélation entre l'énergie dégagée par unité de volume et la résistance à la fatigue du matériau testé. Les auteurs ont proposé une méthode rapide basée sur cette théorie pour déterminer toute la courbe S-N. Cependant, cette méthode ne semble pas clairement et facilement transposable à d'autres matériaux que l'acier et en tout cas pas à la présente étude car l'existence d'une limite d'endurance pour l'aluminium est souvent remise

en question.

**Démodulation synchrone** Plus récemment, Krapez *et al.* [KP02] ont développé une approche basée sur une démodulation synchrone pour analyser les cartes de températures durant un chargement cyclique sur des éprouvettes en acier et en aluminium soumises à de bas niveaux de contraintes en fatigue (HCF). Les auteurs considèrent les deux premiers harmoniques du signal infrarouge. L'amplitude de la température de chaque harmonique est tracée en fonction de la contrainte appliquée lors de l'essai de fatigue. A la fréquence de chargement (premier harmonique), une rupture brutale de pente de la température apparaît pour des contraintes proches de la limite de fatigue lorsque celle-ci existe (voir Figure 3.2.3).

En ce qui concerne l'étude du dommage, Krapez *et al.* ont étendu cette procédure à la fréquence du signal égale à deux fois celle du chargement. La principale conclusion pour les aciers est que les températures obtenues à partir des deux harmoniques permettent d'obtenir la limite de fatigue. Pour l'aluminium, les conclusions ne sont pas aussi évidentes notamment parce que la limite de fatigue n'existe pas. Il n'existe pas de tangente horizontale sur la courbe S-N comme pour les aciers (les résultats présentés dans le chapitre 1 montrent une tangente horizontale car ils ont été tracés selon le modèle de Bastenaire qui impose une tangente horizontale. Ceci vient du fait qu'initialement ce modèle a été créé pour traiter des résultats d'essais réalisés sur des aciers). Cependant, l'analyse du premier harmonique semble permettre de détecter la limite de fatigue à  $10^7$  cycles environ. En revanche, aucune conclusion ne peut être émise à partir du second harmonique.

**Approche énergétique** Depuis une vingtaine d'années, Chrysochoos *et al.* [CMM<sup>+</sup>89, CL01] ont développé une approche basée sur l'utilisation de l'équation de la chaleur.

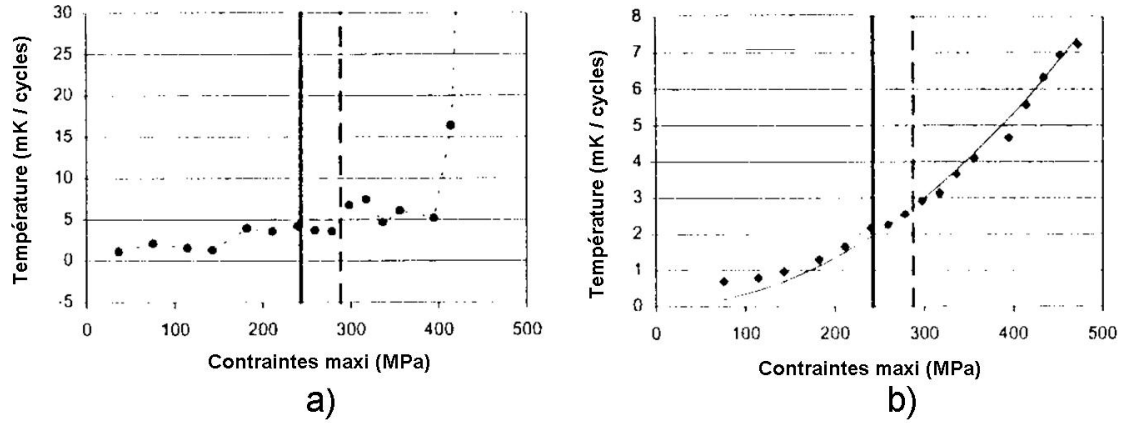


FIG. 3.2.3 – Evolution de la température pour l’alliage d’aluminium 2024-T3 en fonction des contraintes appliquées pour a) la fréquence de chargement et b) le second harmonique. Les limites d’endurance à  $10^6$  cycles et  $10^5$  cycles sont indiquées sur les figures par les lignes verticales continues et en pointillés [KP02].

L’idée consiste à déterminer les champs des sources de chaleur à partir des champs de températures. La température elle-même peut bien sûr être considérée comme un indicateur utile mais en pratique ceci reste difficile car l’analyse ne tient pas compte des échanges externes avec l’extérieur (mors et air ambiant) et de la diffusion de la chaleur dans l’éprouvette même. Plus récemment, cette approche a été étendue à la fatigue des aciers et des aluminiums soumis à des bas niveaux de contrainte (HCF). Pour l’aluminium, une approche globale (‘0D’) a été réalisée pour déterminer les sources de chaleur (supposées être la somme des sources thermoélastiques  $s_{the}$  et de dissipation mécanique  $d_1$ ). Il a été mis en évidence que l’amplitude des sources thermoélastiques  $\Delta s_{the}$  en fonction de l’amplitude des contraintes augmente de façon presque linéaire (voir Figure 3.2.4). La dissipation mécanique  $d_1$  est plus difficile à évaluer à cause de sa très faible valeur (voir Figure 3.2.5). Elle est environ 1 000 fois plus petite que l’amplitude des sources thermoélastiques  $\Delta s_{the}$ . Cette étude a été étendue à des approches uni- et bi-dimensionnelles (‘1D’ et ‘2D’ respectivement) [MCDG04].



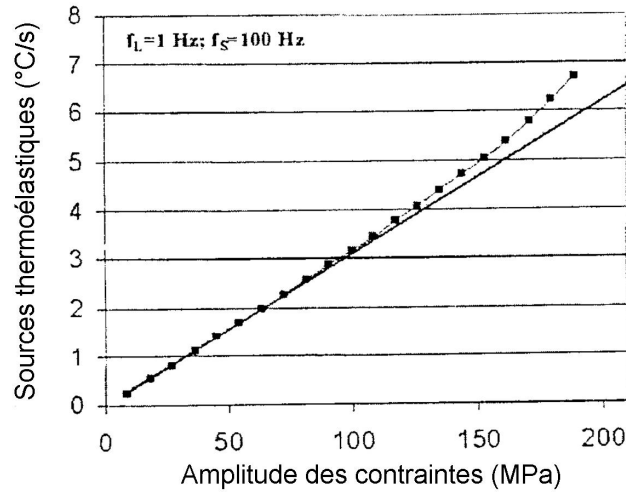


FIG. 3.2.4 – Ecart progressif de  $\Delta s_{the} / \rho C$  à une fréquence de chargement de 1 Hz pour l’alliage d’aluminium 2024-T3 [MCDG04].

**Conclusion** Les principales études trouvées dans la littérature concernant la fatigue basée sur la thermographie IR sont consacrées aux aciers. Aucun travail n’est réalisé à notre connaissance sur de l’aluminium sollicité dans le domaine LCF. Le but de cette étude est d’analyser l’évolution de la température dégagée par les éprouvettes en aluminium soumises à de **hauts niveaux de contraintes** durant un essai de fatigue **LCF**. Cette étude s’inscrit, comme il a déjà été dit précédemment, dans le cadre de la maintenance, réalisée par la DGA, de structures aéronautiques.

### 3.3 Cadre thermodynamique d’interprétation

Le cadre utilisé pour interpréter les phénomènes expérimentaux est la **Thermodynamique des Processus Irréversibles** [GNS83], en utilisant l’axiome de l’état

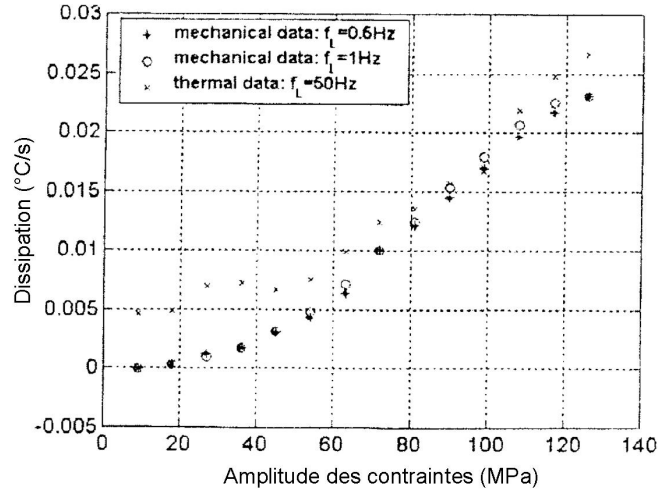


FIG. 3.2.5 – Comparaison des estimations thermiques et mécaniques de  $d_1 / \rho C$  pour l’alliage d’aluminium 2024-T3 [MCDG04].

local qui postule que chaque élément de volume est à l’équilibre et qu’il est défini par un certain nombre de variables d’état.

La fatigue est ici considérée comme un processus dissipatif quasi-statique [GNS83].

Ainsi, les variables d’état sont les suivantes :

- la température absolue  $T$ ,
- le tenseur linéarisé des déformations  $\epsilon$ ,
- les variables internes  $\alpha_1, \dots, \alpha_n$  décrivant un état de la microstructure (plasticité, endommagement...).

### 3.3.1 Premier principe

Le premier principe de la thermodynamique exprime la conservation de l’énergie d’un système. Il traduit la possibilité de transformer de l’énergie mécanique en chaleur et inversement.

Pour un volume  $V$  de frontière  $\delta V$ , il s'écrit :

$$\frac{d}{dt}(E + K) = P_{\text{ext}} + Q \quad (3.3.1)$$

où :

$E$  : énergie interne avec  $E = \int_V \rho e dV$ ,  $e$  étant l'énergie interne spécifique par unité de volume et  $\rho$  la masse volumique,

$K$  : énergie cinétique avec  $K = \int_V \rho \vec{v} \cdot \vec{v} dV$ ,  $\vec{v}$  étant la vitesse,

$P_{\text{ext}}$  : puissance des efforts extérieurs. D'après le théorème de l'énergie cinétique, il vient que :  $\frac{dK}{dt} = P_{\text{ext}} + P_{\text{int}}$  avec  $P_{\text{int}} = \int_V \dot{w}_i dV$  et  $\dot{w}_i$  puissance des efforts intérieurs par unité de volume telle que  $\dot{w}_i = \sigma : \dot{\epsilon}$ .

$Q$  : taux de chaleur reçu par le système avec  $Q = \int_V r dV - \int_{\delta V} \vec{q} \cdot \vec{n} dS$ ,  $r$  étant la densité volumique de chaleur d'origine extérieure (rayonnement),  $\vec{q}$  le flux de chaleur et  $\vec{n}$  la normale extérieure à  $\delta V$  en chaque point.

En utilisant le théorème de la divergence, la forme locale de la conservation de l'énergie s'écrit :

$$\rho \frac{de}{dt} = r - \text{div } \vec{q} - \dot{w}_i \quad (3.3.2)$$

### 3.3.2 Second principe

Le second principe de la thermodynamique postule, quant à lui, l'existence de l'entropie et de la température. Le taux de production d'entropie est toujours supérieur ou égal au taux de chaleur reçu divisé par la température. Il s'écrit suivant l'équation 3.3.3.

$$\frac{dS}{dt} \geq \int_V \frac{r}{T} dV - \int_{\delta V} \frac{\vec{q} \cdot \vec{n}}{T} dS \quad (3.3.3)$$

avec  $S$  : entropie ( $S = \int_V \rho s dV$ ).

En utilisant le théorème de la divergence, la forme locale du second principe est alors obtenue :

$$\rho \frac{ds}{dt} - \frac{r}{T} - \text{div} \frac{\vec{q}}{T} \geq 0 \quad (3.3.4)$$

Un nouveau potentiel, l'énergie libre spécifique  $\psi$ , est défini par l'équation 3.3.5.

$$\psi = e - Ts \quad (3.3.5)$$

Il vérifie les deux lois d'état suivantes (Equation 3.3.6).

$$\begin{cases} \sigma^{rev} = \rho \frac{\partial \psi}{\partial \epsilon^e} \\ s = -\frac{\partial \psi}{\partial T} \end{cases} \quad (3.3.6)$$

où  $\sigma^{rev}$  et  $\epsilon^e$  sont respectivement la contrainte réversible et la déformation élastique.

L'inégalité de Clausius Duhem (Equation 3.3.7) s'obtient en introduisant cette variable dans l'équation 3.3.4.

$$\dot{w}_i - \rho(\dot{\psi} + s\dot{T}) - \vec{q} \cdot \frac{\vec{grad} T}{T} \geq 0 \quad (3.3.7)$$

Elle s'écrit généralement sous une forme condensée (Equation 3.3.8) faisant apparaître deux quantités  $d_1$  et  $d_2$ .

$$d_1 + d_2 \geq 0 \quad (3.3.8)$$

avec :

$d_1$  : dissipation intrinsèque (ou mécanique) où  $d_1 = \dot{w}_i - \rho(\dot{\psi} + s\dot{T})$ . C'est une partie de la puissance de déformation anélastique, qui est perdue sous forme de chaleur.

Elle est liée à l'endommagement dû, par exemple, à la fatigue ou à la plasticité.

$d_2$  : dissipation thermique où  $d_2 = -\vec{q} \cdot \frac{\vec{grad} T}{T}$ .

### 3.3.3 Equation de la chaleur

L'équation de conservation de l'énergie d'après le 1<sup>er</sup> principe de la thermodynamique s'écrit suivant l'équation 3.3.2. En remplaçant  $e$  par  $\psi + Ts$  et  $s$  par  $-\frac{\partial\psi}{\partial T}$ , l'équation locale du 1<sup>er</sup> principe de la thermodynamique peut s'exprimer selon l'équation 3.3.9.

$$\rho \frac{de}{dt} = \rho \frac{\partial\psi}{\partial\alpha_j} \dot{\alpha}_j - \rho \left( T \frac{\partial^2\psi}{\partial T^2} \dot{T} + T \frac{\partial^2\psi}{\partial\alpha_j \partial T} \dot{\alpha}_j \right) = r - \text{div } \vec{q} - \dot{w}_i \quad (3.3.9)$$

En introduisant les définitions 3.3.10 de la chaleur spécifique  $C$  (que l'on suppose constante pour des variations de température modérées) et de la loi de Fourier respectivement, l'équation de la chaleur est obtenue (voir Equation 3.3.11).

$$\begin{cases} C = T \frac{\partial s}{\partial T} \\ \vec{q} = -k \text{ grad } T \end{cases} \quad (3.3.10)$$

$$\rho C \dot{T} - \text{div}(k \text{ grad } T) - r = d_1 + \rho T \frac{\partial^2\psi}{\partial T \partial \epsilon} : \dot{\epsilon} + \rho T \frac{\partial^2\psi}{\partial T \partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i \quad (3.3.11)$$

avec :

$C$  : chaleur spécifique (en  $J.kg^{-1}.^{\circ}C^{-1}$ ),

$k$  : tenseur de conductivité (d'ordre 2) (en  $W.m^{-1}.K^{-1}$ ).

L'équation de la chaleur fait apparaître :

- les couplages entre la température et les autres variables d'états (couplage thermomécanique) :

$\rho T \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \epsilon}$  :  $\dot{\epsilon}$  correspond au couplage entre  $T$  et  $\epsilon$ , appelé couplage isentropique ou encore couplage 'thermoélastique'. Ceci traduit le fait qu'un matériau sollicité en régime élastique se réchauffe lorsque  $\dot{\sigma} < 0$  et se refroidit lorsque  $\dot{\sigma} > 0$ ,

$\rho T \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i$  correspond aux autres couplages possibles entre  $T$  et  $\alpha_i$ ,

- la dissipation mécanique  $d_1$ ,  
- le taux d'absorption de chaleur  $\rho C \dot{T}$  et la conduction  $-\text{div} (k \vec{\text{grad}} T)$ .

L'évaluation des termes de l'équation de la chaleur est basée sur quelques hypothèses telles que :

- la variation de température induite par les mécanismes de fatigue et mesurée expérimentalement avec une caméra IR est très petite pour avoir une influence sur l'état de la microstructure (les paramètres 'matériau' restent donc constants),  
- les termes de couplage entre  $T$  et  $\alpha_j$  sont négligeables,  
- le matériau est isotrope, par conséquent  $k$  est un scalaire.

Sous ces hypothèses, l'équation de la chaleur s'écrit de la façon suivante :

$$\rho C \frac{\partial T}{\partial t} - k \Delta T - r = d_1 + s_{\text{the}} = s_t \quad (3.3.12)$$

avec  $s_t$  : source de chaleur totale.

où :

$$s_{the} = \rho T \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \epsilon} = -\alpha T \frac{\partial(\text{Trace } \sigma)}{\partial t} \quad (3.3.13)$$

### 3.3.4 Champ de températures de référence

L'objectif est de travailler sur des variations de température afin de pouvoir calculer les sources de chaleur.

Les variations de températures sont considérées par rapport à un **champ de températures de référence**  $T_{\text{ref}}$ . Une attention particulière est attribuée à ce champ  $T_{\text{ref}}$ , qui doit être obtenu pour un état où l'éprouvette ne produit pas de source de chaleur  $s$ . Dans ce cas, l'évolution de la température est régie par l'équation suivante :

$$\rho C \frac{\partial T_{\text{ref}}}{\partial t} - k \Delta T_{\text{ref}} - r = 0 \quad (3.3.14)$$

En faisant l'hypothèse que la chaleur externe  $r$  ne dépend pas du temps et que les coefficients  $k$ ,  $\rho$  et  $C$  restent constants tout au long de l'essai de fatigue, en considérant la variation de température (voir Equation 3.3.15) et en soustrayant les équations 3.3.12 et 3.3.14, l'équation de la chaleur s'écrit alors sous la forme présentée par l'équation 3.3.16.

$$\theta = T - T_{\text{ref}} \quad (3.3.15)$$



$$\rho C \frac{\partial \theta}{\partial t} - k \Delta \theta = d_1 + s_{\text{the}} \quad (3.3.16)$$

### 3.3.5 Equation de la chaleur en 2D

Il est cependant montré que la détermination des sources de chaleur dans toute la pièce est difficilement réalisable en ayant uniquement des informations sur le champ des températures en surface [MCDG04]. Avec des éprouvettes de forme plane (décrites lors du premier chapitre et répondant à la norme ISO 1099 [AFN93]), cette équation peut être intégrée dans l'épaisseur en faisant l'hypothèse qu'il y a peu de variation de température dans l'épaisseur de la tôle [MCDG04]. En tenant compte des températures de référence et extérieure, l'équation de la chaleur 2D est alors obtenue (Equation 3.3.17).

$$\rho C \left( \frac{\partial \theta}{\partial t} + \frac{\theta + T_{\text{ref}} - T_{\text{ext}}}{\tau_{\text{th}}^{2D}} \right) - k \left( \frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \theta}{\partial y^2} \right) = s_t \quad (3.3.17)$$

avec  $\tau_{\text{th}}^{2D}$  : constante de temps caractérisant les échanges de chaleur entre la pièce et l'air (convection et radiation) et  $T_{\text{ext}}$  : température extérieure.

## 3.4 Dispositifs expérimentaux

### 3.4.1 Rappels sur le rayonnement thermique

#### Nature du rayonnement thermique

Tout objet émet un rayonnement électromagnétique [Lou99]. Le **rayonnement thermique** est une émission d'ondes électromagnétiques caractérisée par des longueurs d'ondes comprises entre 0,3 et 1000  $\mu m$ . Le spectre de l'infrarouge occupe la plage  $[0,75 ; 1000 \mu m]$ .

Le rayonnement mesurable par observation d'un corps dont la température est  $T_0$  résulte de la superposition de quatre phénomènes (voir Figure 3.4.1) :

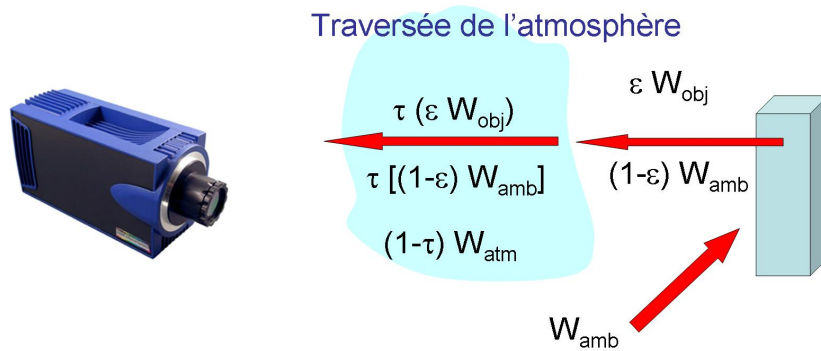
- l'objet à température  $T_0$  émet son propre rayonnement,
- le corps réfléchit une partie de l'énergie rayonnée par le milieu ambiant,
- si le corps est partiellement transparent, il transmet une partie du rayonnement émis par le fond,
- s'y ajoute finalement une absorption du rayonnement lors de la traversée de l'atmosphère entre l'objet et la caméra.

Les rayonnements réfléchis et émis par l'objet varient selon la nature de cet objet d'où la nécessité de définir un corps étalon, appelé **Corps Noir**. Par définition, tout rayonnement thermique atteignant un Corps Noir est complètement absorbé quelle que soit la longueur d'onde et la direction d'observation. Il est également considéré comme un 'émetteur parfait', à toutes températures de manière isotrope et quelle que soit la longueur d'onde. Il a une émissivité  $\epsilon$  égale à 1 [Lou99].

#### Emissivité

L'émissivité joue un rôle primordial dans la thermographie car la caméra mesure le rayonnement résultant des quatre phénomènes décrits plus haut. Avec les Corps

Radiation électromagnétique reçue par le capteur infrarouge = Rayonnement émis par l'objet observé + Rayonnement réfléchi par l'objet - Absorption par l'atmosphère



Nécessité de peindre l'éprouvette en noir pour se rapprocher de  $\varepsilon = 1$

FIG. 3.4.1 – Bilan du rayonnement reçu par la caméra ( $W_{obj}$  : énergie émise par l'objet,  $W_{amb}$  : énergie réfléchie par l'objet,  $\tau$  : fraction de l'énergie qui traverse l'atmosphère).

Noirs, le rayonnement mesuré provient pratiquement de leur émission propre. C'est pour cela que les éprouvettes utilisées, lors des essais en thermographie IR, sont préalablement nettoyées, dégraissées puis recouvertes de peinture noire et mate à forte émissivité. L'éprouvette sera ainsi considérée comme un Corps Noir, dans la mesure où la réflexion IR sur la peinture est négligée.

### 3.4.2 Dispositif thermographique infrarouge

Le dispositif expérimental est composé de la machine de fatigue MTS, d'une caméra infrarouge CEDIP JADE MWIR ayant un plan focal constitué de 320 x 240 pixels et une résolution thermique d'environ 20 mK, et d'un ordinateur PC permettant de piloter la caméra et de réaliser les enregistrements (lancer l'enregistrement d'un film et/ou d'une image à un temps donné) grâce au logiciel CIRRUS (voir Figure 3.4.2).

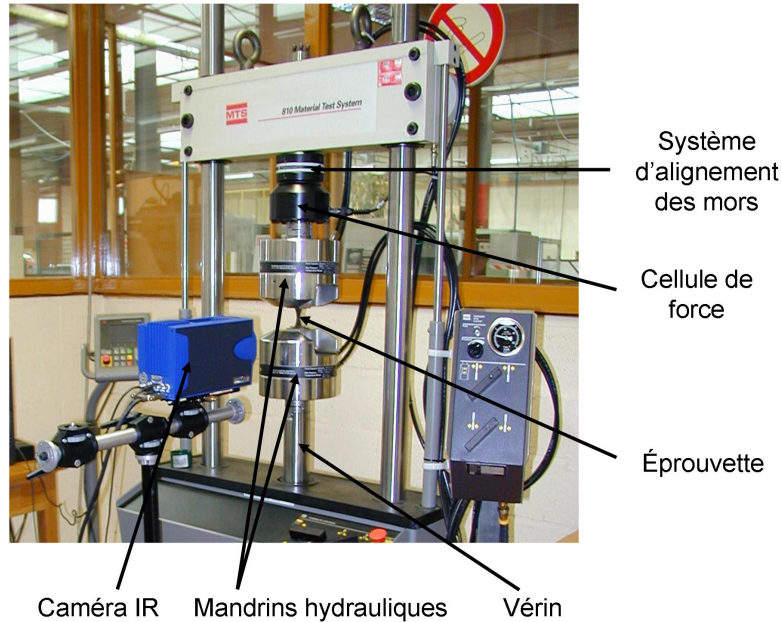


FIG. 3.4.2 – Dispositif expérimental.

Avant de présenter les essais réalisés, une présentation de certaines caractéristiques de la caméra infrarouge utilisée est faite.

### Détecteurs

La matrice de la caméra est constituée d'une multitude de détecteurs. Ceci permet des cadences d'images extrêmement élevées par rapport aux anciennes générations de caméras. Les détecteurs sont indépendants les uns des autres. Chaque élément du détecteur renvoie une mesure correspondant à un point (ou pixel) de l'image produite. La contrepartie est une disparité des caractéristiques des détecteurs qui viennent affecter la qualité de l'image. En effet, la mesure est moins homogène qu'avec un seul capteur (ancienne génération de caméras). Ainsi, il est nécessaire d'uniformiser l'image grâce à une table de 'NUC' (Correction de Non Uniformité)

donnée par le constructeur. Chaque capteur a sa propre courbe d'étalonnage c'est-à-dire son gain et son 'offset' propres. Expérimentalement, seul l'offset sera modifié après l'allumage de la caméra. Le rendu de l'image sera meilleur et la mesure ne sera en aucun cas affectée (du fait de l'utilisation de variations de température cf. Eq. 3.3.15).

### **Etalonnage**

La caméra peut être considérée comme un appareil à compter les photons. Selon la quantité reçue de photons, elle renvoie une tension électrique (en volts) exprimée en valeur numérique (DL). La conversion des valeurs numériques renvoyées par la caméra en température se fait grâce à une fonction de transfert non linéaire qui est inspirée de la loi de Planck (Equation 3.4.1). Le rôle de l'étalonnage est de définir cette fonction de transfert expérimentale.

$$S = \frac{R}{e^{\frac{B}{T}} - F} \quad (3.4.1)$$

avec :

S : signal électrique mesuré par le capteur de la caméra IR,

T : température du corps observé,

R, B, F : coefficients d'étalonnage donnés par le constructeur de la caméra.

Le flux de photons reçus par la caméra dépend du trajet optique et du temps d'intégration (temps d'acquisition du capteur).

En infrarouge, l'étalon de température constituant une référence validée est un Corps Noir. L'étalonnage de la caméra, qui se fait à partir de cet étalon, est une opération

de métrologie faite par le constructeur. En effet, des **courbes d'étalonnage** pour diverses valeurs d'ouverture des capteurs, sont implantées dans le logiciel. Cet étalonnage doit être révisé régulièrement afin de remettre à jour les courbes. La caméra IR possédée par le laboratoire ayant été achetée en Janvier 2005, elle a commencé à être utilisée à partir de Mars 2005 pour ces travaux de recherche. Par conséquent, toutes les courbes furent considérées à jour lors des essais présentés dans ce travail.

### 3.5 Etudes préliminaires

Avant de commencer la série d'essais pour étudier l'endommagement en fatigue, des questions sur l'utilisation et l'environnement de la caméra IR se sont posées. Le but de ce chapitre est donc de présenter les essais préliminaires qui ont précédé la réalisation des mesures en fatigue.

#### 3.5.1 Mesures de champs homogènes

##### Résolution thermique (bruit)

La **résolution thermique** annoncée par le constructeur est de 20 mK dans la gamme  $[5^{\circ}\text{C}; 50^{\circ}\text{C}]$ . La résolution thermique a été déterminée expérimentalement avant de lancer les essais de fatigue. Ne disposant pas de Corps Noir, une plaque a été peinte en noir de façon homogène afin d'avoir une émissivité proche de 1. De plus, cette plaque a été posée sur des plots en polystyrène pour limiter la conduction avec son environnement. La température au sein de l'échantillon est homogène. Avec la caméra, un film de 5 s a été enregistré à  $20^{\circ}\text{C}$ . La taille de la zone considérée est de 9 x 7 pixels. Après traitement du film enregistré par la caméra, l'histogramme 3.5.1 est obtenu. L'écart-type donnant la résolution thermique est de  $0,027^{\circ}\text{C}$ . Lorsqu'une moyenne sur plusieurs zones et plusieurs pixels est faite, l'écart-type donné

par le fournisseur est pratiquement confirmé.

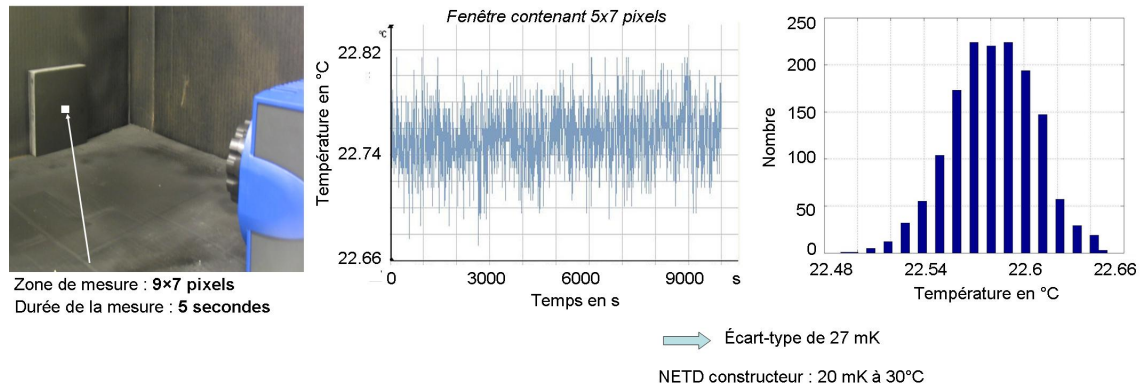


FIG. 3.5.1 – Histogramme donnant la distribution de la température.

### Variation spatiale

Une autre analyse a été réalisée à partir de l'essai précédent. Elle consiste à regarder la variation spatiale du champ sur la plaque testée. Cette répartition devrait être parfaitement homogène. Or la Figure 3.5.2 montre clairement la présence d'un 'halo'. Ce 'halo' est classiquement rencontré lors des mesures par IR. Ainsi, la solution proposée et mise en place afin d'éliminer ce 'halo' est de retrancher une image de référence définie juste avant le début de l'essai de fatigue (cf. section 3.3.4). Travailler en variation de températures annule le problème de non homogénéité.

### 3.5.2 Température des mors

Toute perturbation extérieure de la température est directement observée sur la mesure. La question de la température des mors s'est donc posée. Deux phénomènes ont été observés. Le premier concerne l'élévation de la température des mors lors d'un essai de fatigue et le second concerne la différence de température entre les

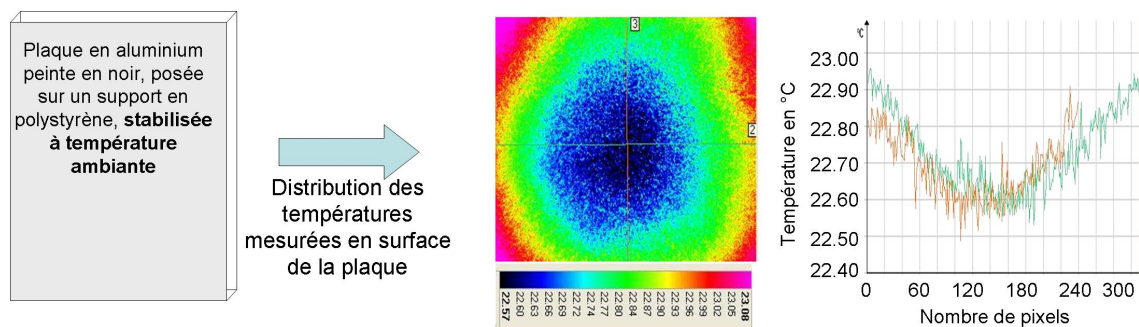


FIG. 3.5.2 – Evolution de la température lors d'un essai de fatigue.

mors inférieur et supérieur.

Lors de l'essai de fatigue, la température des mors augmente. Cependant la température n'évolue pas rapidement. En effet, au début de l'essai, une augmentation moyenne de  $0,75^{\circ}\text{C}$  est faite en 1 200 s (voir Figure 3.5.3). Or, par la suite, on verra que l'on filme au maximum 60 s d'essai. Donc ceci ne devrait pas interférer dans l'analyse des résultats. Cependant, afin de prendre le plus de précautions possibles, il sera considéré que l'évolution de la température n'est pas la donnée la plus pertinente, comme Chrysochoos *et al.* l'ont d'ailleurs évoqué [MCDG04], à cause des échanges thermiques avec l'environnement extérieur de l'éprouvette (mors et température ambiante) et de la diffusion de la chaleur à l'intérieur de l'éprouvette elle-même. Ainsi, une approche spécifique basée sur le calcul des sources de chaleur sera réalisée afin de minimiser l'effet de ce phénomène.

L'huile du groupe de pression de la machine de fatigue alimente le vérin qui se situe au-dessous des mors inférieurs. Par conséquent, il y a une différence de température entre le mors inférieur et le mors supérieur (voir Figure 3.5.3). Cette différence reste constante sur de très courtes durées. Par conséquent, en soustrayant une image de référence et en utilisant l'équation de la chaleur, ce problème disparaît.



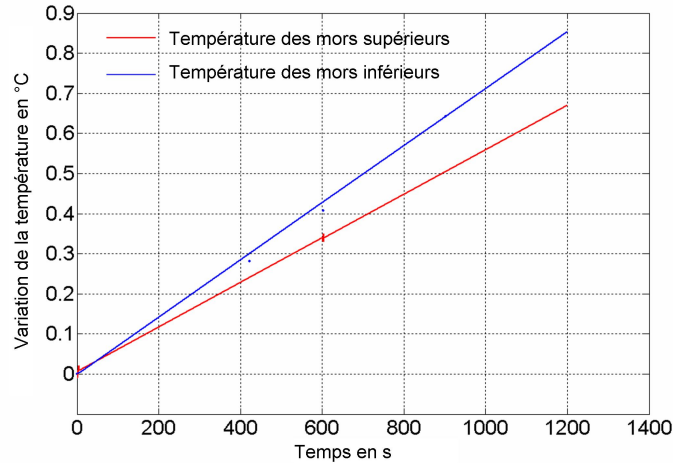


FIG. 3.5.3 – Evolution de la température des mors supérieurs et inférieurs au cours d'un essai de fatigue.

### 3.5.3 Déplacement des points matériels

Les essais de fatigue sont réalisés dans le domaine LCF, c'est-à-dire pour des contraintes élevées et par conséquent pour de grands déplacements, tout au moins pour certaines zones de l'éprouvette. L'objectif est donc de réaliser des essais visant à translater les champs de températures stationnaires afin de déplacer les points matériel comme lors d'un essai de fatigue. Le but est de voir si la température apparente mesurée pour chaque pixel évolue à cause du déplacement des points matériels auquel cas il serait nécessaire de développer un programme pour les recalculer.

Le protocole expérimental pour réaliser des essais de translation des champs de températures stationnaires est de placer une éprouvette dans la machine de fatigue et de ne la serrer que d'un côté puis d'imposer un déplacement. Comme les mors dans lesquels l'éprouvette est fixée sont chauds, il existe un gradient de température au sein de l'éprouvette (variation de  $0,05^{\circ}\text{C}$  pour 52 pixels). Dans ce cas étudié, le déplacement imposé est de 0,44 mm ce qui, pour les conditions de mesure employées, correspond à un déplacement de 2 à 3 pixels pour un point matériel. Une faible os-

cillation de la température en fonction du temps est observée. Comme la caméra IR ne se déplace pas au cours de l'essai, cette oscillation ne devrait évidemment pas apparaître si les points matériels ne se déplaçaient pas. Cependant, la variation de la température d'un point matériel vaut environ  $0,0041^{\circ}\text{C}$ , ce qui n'est pas détectable (NETD = 20 mK). Par conséquent, le recalage des points n'est pas indispensable et ne sera donc pas effectué lors des essais de fatigue.

### 3.5.4 Détermination de la constante de temps $\tau_{\text{th}}^{2D}$

Lors de cette étude, la constante de temps caractérisant les échanges de chaleur entre la pièce et l'air est considérée constante à la surface de l'éprouvette.

Cette grandeur  $\tau_{\text{th}}^{2D}$  est déterminée expérimentalement. L'éprouvette est posée sur des plots en polystyrène afin qu'aucune de ses faces ne soit entièrement en contact avec un objet provoquant une forte conduction de chaleur avec l'extérieur. Elle est ensuite chauffée par un flux d'air chaud, de la façon la plus homogène possible pendant environ 10 s. Le chauffage est stoppé et la température de l'éprouvette est alors mesurée avec la caméra infrarouge durant la phase de refroidissement : la température de l'éprouvette revient progressivement à la température ambiante. Comme les sources de chaleur  $s$  produites par le matériau sont nulles durant cette phase,  $\tau_{\text{th}}^{2D}$  peut être déterminée simplement en résolvant l'équation 3.3.17. Avec cette méthode,  $\tau_{\text{th}}^{2D} \simeq 200$  s est obtenue. Il est constaté par ailleurs qu'il n'est pas utile de caractériser précisément  $\tau_{\text{th}}^{2D}$  car le terme  $\rho C \frac{\theta + T_0 - T_{\text{ext}}}{\tau_{\text{th}}^{2D}}$  est négligeable comparé aux autres termes comme par exemple  $\rho C \frac{\partial \theta}{\partial t}$ . Ceci sera détaillé dans la suite.

### 3.6 Méthodes de filtrage

L'objectif de ce chapitre est de présenter le traitement du signal réalisé. En effet, le but étant d'estimer les sources de chaleur à partir des champs de températures mesurés à la surface de l'éprouvette, le **problème du calcul des dérivées** se pose rapidement. Le calcul des sources de chaleur nécessite le calcul de dérivées à la fois temporelles et spatiales. Les champs expérimentaux de température sont toutefois bruités à la fois spatialement et temporellement. La question du filtrage est donc inévitable. Afin de pouvoir calculer correctement les sources de chaleur, il faut réduire au maximum le bruit des champs de température mesurés. Ce filtrage est délicat car il s'agit de n'enlever au signal que le bruit et non les informations qui sont propres aux phénomènes à observer.

Chaque terme de la partie se trouvant à gauche de l'équation 3.3.17 est filtré séparément et avec des paramètres spécifiques. Il s'agit :

- du terme temporel  $\rho C \frac{\partial \theta}{\partial t}$ ,
- du terme d'échange radial  $\rho C \frac{\theta + T_0 - T_{\text{ext}}}{r_{\text{th}}^{2D}}$ ,
- du terme Laplacien traduisant la conduction spatiale  $-k(\frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \theta}{\partial y^2})$ .

Dans un premier temps, le filtrage utilisé pour le terme temporel est évoqué, puis dans un deuxième temps une présentation des méthodes de filtrage testées pour le calcul du Laplacien est proposée et la méthode de filtrage choisie dans ce travail est finalement détaillée. Plusieurs méthodes de filtrage peuvent être utilisées. Actuellement, aucune ne fait partie ou n'a initié une norme à respecter. Aussi, le but est ici de présenter concrètement le procédé utilisé lors du filtrage du Laplacien, ses avantages et ses inconvénients.

### 3.6.1 Filtrage du terme temporel

Le champ de températures bruité est simplement lissé par un produit de convolution 2D réalisé avec une fonction intitulée *filter2* implémentée sous Matlab (filtre passe bas linéaire, réel et gaussien). La taille de la fenêtre de ce filtre est de 30 x 6 pixels. Il peut paraître étrange de filtrer spatialement le champ de températures alors qu'il doit être dérivé temporellement. Ceci vient du fait que la variation de température en fonction du temps est suffisamment grande, ainsi, des petites perturbations dues au bruit ne viennent pas perturber fortement la valeur du terme temporel. Or, il n'en est pas de même quand on commence à aborder le terme Laplacien. C'est pourquoi, afin d'avoir un champ initial de température uniforme, un lissage par produit de convolution est effectué. Ensuite, le terme temporel est déterminé par différences finies, lequel calcul par différences finies est réalisé en utilisant un schéma centré. Une simulation numérique montre que le terme d'échange radial  $\rho C \left( \frac{\theta + T_0 - T_{\text{ext}}}{\tau_{\text{th}}^{2D}} \right)$  est négligeable comparé aux autres termes. Mais, pour être complet, il a tout de même été considéré dans les calculs.

### 3.6.2 Méthodes de filtrage testées pour le Laplacien

Une attention toute particulière a été portée au filtrage du terme contenant le Laplacien. L'analyse a été réalisée sous Matlab. La Figure 3.6.1 montre la méthodologie adoptée pour déterminer si les méthodes de filtrage sont correctes. Tout d'abord une fonction initiale de référence  $\theta$ , similaire au champ de température expérimental, est choisie afin de calculer exactement le Laplacien  $\Delta\theta$  (calcul analytique). Ensuite, un bruit réel est ajouté à  $\theta$ . De cette façon, la fonction initiale devient bruitée, on la note  $\theta_b$ . Différentes méthodes numériques sont ensuite appliquées à cette fonction afin de déterminer le Laplacien et de comparer l'efficacité des différentes méthodes numériques pour filtrer la fonction bruitée.

### Procédure de validation du calcul du Laplacien

#### Nomenclature:

$\theta(x,y)$ : fonction initiale simulée

$\theta_b(x,y)$ : fonction bruitée

$\Delta\theta_b(x,y)$ : Laplacien calculé à partir de la fonction bruitée

$\Delta\theta(x,y)$ : Laplacien théorique

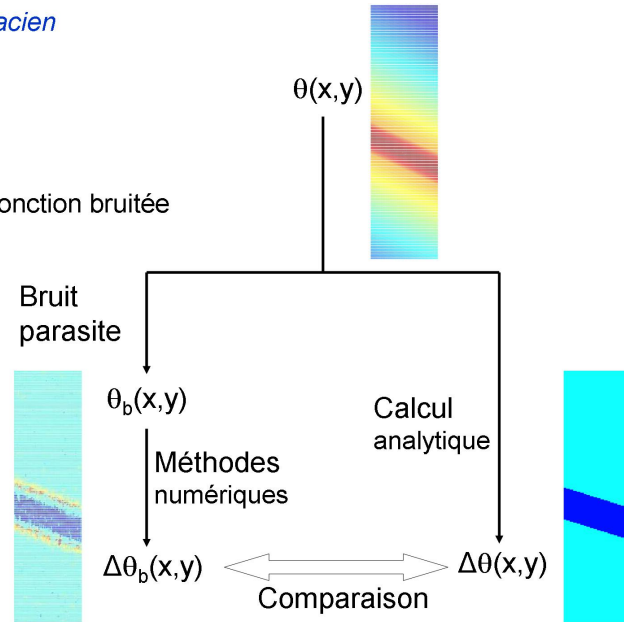


FIG. 3.6.1 – Validation de la méthode de filtrage.

### Méthodes de filtrage

Quatre méthodes de filtrage sont testées :

1. la première méthode consiste à approximer sur le champ complet 2D la fonction  $\theta_b(x, y)$  par **moindres carrés** en utilisant un polynôme d'ordre  $n_k$  en x et d'ordre  $n_h$  en y (voir Equation 3.6.1). Les degrés  $n_k$  et  $n_h$  sont déterminés par optimisation à l'aide de fonctions dites fonctions 'objectifs', qui seront présentées ultérieurement. Il faut noter que le temps de calcul d'une telle méthode est relativement long car il n'existe pas de fonction pré-programmée sous Matlab. Les calculs ont donc été lancés en temps masqué.

$$\theta_b(x, y) = \sum_{h=0}^{n_h} \sum_{k=0}^{n_k} a_{hk} x^k y^h \quad (3.6.1)$$

2. la deuxième méthode consiste à approximer la fonction  $\theta_b(x, y)$  ligne par ligne puis colonne par colonne avec des polynômes d'ordre  $n_k$  suivant les lignes et d'ordre  $n_h$  suivant les colonnes (voir Equation 3.6.2). Les degrés  $n_k$  et  $n_h$  sont également déterminés par optimisation à l'aide de fonctions 'objectifs'. Cette méthode est plus rapide que la première car il existe une fonction implémentée sous Matlab (et appelée *polyfit*).

$$\begin{cases} \theta_{by}(x) = \sum_{k=0}^{n_k} a_k x^k \\ \theta_{bx}(y) = \sum_{h=0}^{n_h} a_h y^h \end{cases} \quad (3.6.2)$$

3. la troisième méthode consiste à interpoler localement la fonction  $\theta_b(x, y)$  par **différences finies sur trois points**, horizontalement et verticalement. La taille de la fenêtre à laquelle appartiennent les trois points est retenue pour chaque pixel. L'écartement entre les points est optimisé en considérant la convergence de la courbure (voir Figure 3.6.2). Cette méthode permet de déterminer la taille de la fenêtre d'interpolation optimale. Il faut noter que cette optimisation ne rime pas avec convergence efficace. En effet, dans tous les cas, la courbure finit par converger car on écarte les points. Le gros avantage de cette méthode est d'avoir une taille de fenêtre qui varie pour chaque pixel. De plus, elle est très rapide en termes de temps de calculs car une dérivation '3 points' est rapide.

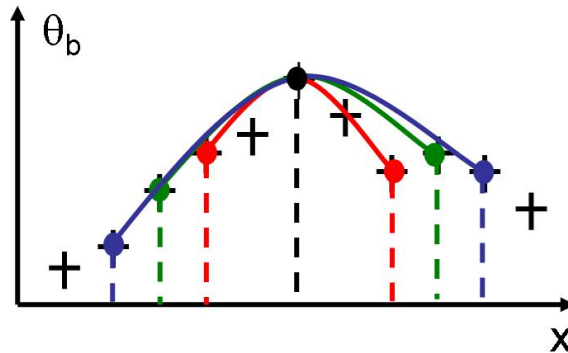


FIG. 3.6.2 – Méthode 3 : optimisation de la convergence de la courbure par différences finies.

4. la quatrième méthode consiste à lisser la fonction  $\theta_b(x, y)$  par **moindres carrés** avec une taille de fenêtre fixée. Pour cette méthode, la taille de la fenêtre n'est pas optimisée car cette opération prendrait trop de temps. Cette taille de fenêtre et les degrés des polynômes suivant les lignes et les colonnes sont déterminés à l'aide de fonctions 'objectifs'. L'avantage de cette méthode est de lisser proprement la fonction mais elle reste une méthode longue en temps de calcul.

### Fonctions 'objectifs'

Comme cela a été annoncé, des optimisations ont été effectuées pour déterminer, par exemple, les degrés des polynômes donnant la meilleure approximation. Ces optimisations ont été réalisées grâce à des fonctions 'objectifs'.

Plusieurs fonctions 'objectifs' ont été programmées :

- la première fonction 'objectif' consiste à minimiser la moyenne de la différence au carré entre le Laplacien théorique  $\Delta\theta(x, y)$  et le Laplacien calculé  $\Delta\theta_b(x, y)$ , c'est-à-dire la quantité  $1/n \sum (\Delta\theta - \Delta\theta_b)^2$ .
- la deuxième fonction 'objectif' consiste à minimiser le maximum de la différence au carré entre le Laplacien théorique  $\Delta\theta(x, y)$  et le Laplacien calculé  $\Delta\theta_b(x, y)$ , donc la quantité  $\max((\Delta\theta - \Delta\theta_b)^2)$ .

- la troisième fonction 'objectif' consiste à classer grâce à un histogramme les résultats suivant les valeurs de la différence au carré entre le Laplacien théorique  $\Delta\theta(x, y)$  et le Laplacien calculé  $\Delta\theta_b(x, y)$ , donc la quantité  $(\Delta\theta - \Delta\theta_b)^2$  (voir Figure 3.6.3). On considère alors les valeurs des différences obtenues pour 80%, 50% ou 30% du nombre de pixels.

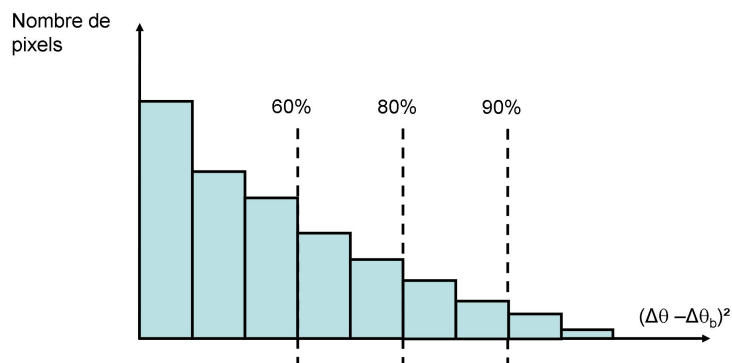


FIG. 3.6.3 – Histogramme donnant la répartition de  $(\Delta\theta - \Delta\theta_b)^2$ .

Tous les résultats obtenus avec ces différentes méthodes ne sont pas détaillés ici. Toutefois, l'oeil peut souvent servir d'indicateur pour savoir si la méthode est adaptée. C'est là toute la difficulté de ce genre d'étude car aujourd'hui il n'existe pas de règle ni de solution optimale connue. Il reste donc des progrès à faire dans ce domaine. Malgré cela, grâce à ces fonctions 'objectifs', il a été possible de voir que les degrés des polynômes ne devaient pas dépasser 2 en général sinon des anomalies apparaissent du fait de l'interpolation polynômiale (voir Figure 3.6.4). De même les tailles des fenêtres d'interpolation ont été établies à l'aide de ces fonctions.

### 3.6.3 Méthode de filtrage retenue

Ce travail d'investigation et de test a permis de sélectionner une méthode de filtrage. Celle-ci est présentée sur la Figure 3.6.5. Cette méthode est la combinaison de



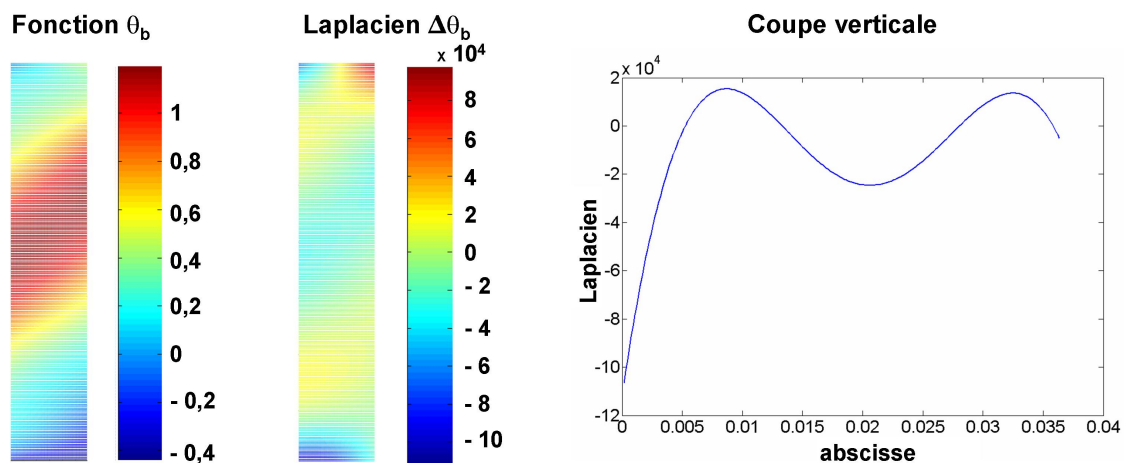


FIG. 3.6.4 – Anomalies survenues avec la deuxième méthode pour un polynôme de degré supérieur à 2.

la troisième et de la quatrième méthodes analysées précédemment (méthode par différences finies et méthode par moindres carrés). Ceci permet de ne prendre en compte que les avantages des deux méthodes, à savoir une taille de fenêtre variable pour chaque pixel avec un temps de calcul faible et une bonne approximation du Laplacien par moindres carrés. Ainsi, une approximation du Laplacien par un polynôme passant par trois points (troisième méthode décrite précédemment) est tout d'abord réalisée, puis elle est suivie par une double dérivation (calcul de la courbure). Le programme teste automatiquement plusieurs distances entre trois points et le processus est stoppé quand la variation relative du Laplacien entre deux interpolations successives est inférieure à 1 %. La taille de la fenêtre d'approximation varie donc pour chaque pixel : le fait de ne pas imposer une taille de fenêtre constante engendre une grande flexibilité dans la méthode. Puis, une approximation de la fonction bruitée par la méthode des moindres carrés est réalisée en utilisant la fonction *polyfit* existant sous Matlab. Le lissage est donc réalisé avec un polynôme 1D ligne par ligne puis colonne par colonne. L'étape précédente donne la taille de la fenêtre à utiliser. L'approximation obtenue après l'application de la méthode des moindres

carrés est utilisée pour calculer la valeur du Laplacien. La Figure 3.6.6 montre un résultat issu de cette méthode : une bonne approximation du terme Laplacien est obtenu, excepté sur quelques zones qui ont nécessité un nombre important de pixels. Ces points devraient être enlevés ou mis à zéro lors de la détermination du Laplacien mais cette opération est délicate. Par conséquent, il a été décidé de garder ces points 'défectueux'.

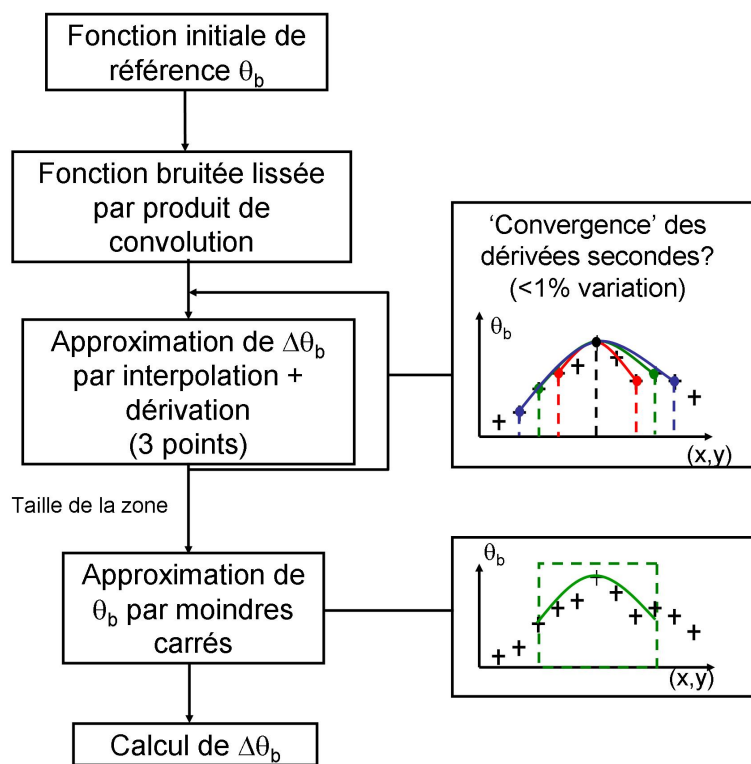


FIG. 3.6.5 – Organigramme de la méthode de filtrage.

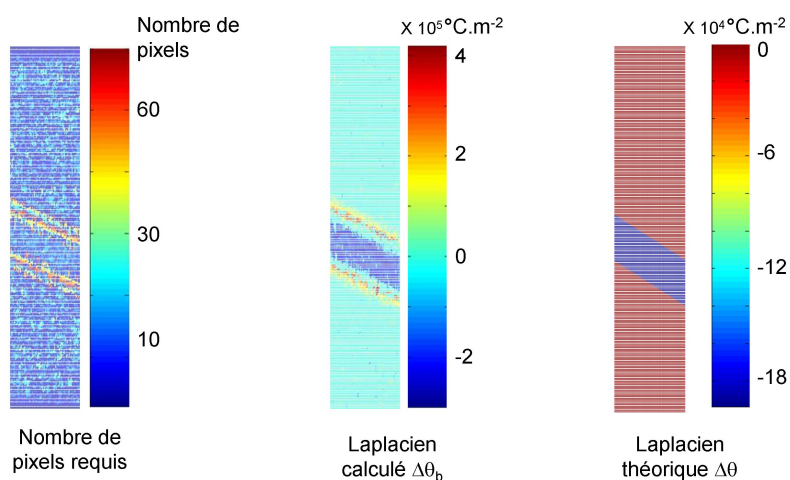


FIG. 3.6.6 – Cartes du nombre de pixels requis, du Laplacien calculé  $\Delta\theta_b$  et du Laplacien théorique  $\Delta\theta$ .

## 3.7 Protocole expérimental

### 3.7.1 Géométries des éprouvettes

Deux géométries différentes ont été sélectionnées pour les essais observés en thermographie infrarouge. Les éprouvettes A ont une section non-uniforme alors que les éprouvettes D ont une section uniforme (voir Figure 3.7.1). Cependant, dans les deux cas, les éprouvettes ont été soumises au même type d’usinage, à savoir une découpe au jet d’eau puis un fraisage de finition, afin de présenter des bords de découpe aussi ‘propres’ que possibles.

Six éprouvettes de chaque catégorie sont testées. La géométrie des éprouvettes A respectent la norme ISO 1099 [AFN93]. Ainsi, les résultats obtenus avec ce type de géométrie peuvent être considérés comme une référence. Les éprouvettes D ont été réalisées et testées afin de distinguer les propriétés intrinsèques du matériau et les éventuels **effets de ‘géométrie’**. En effet, la répartition des contraintes est différente entre les éprouvettes de type A et D.

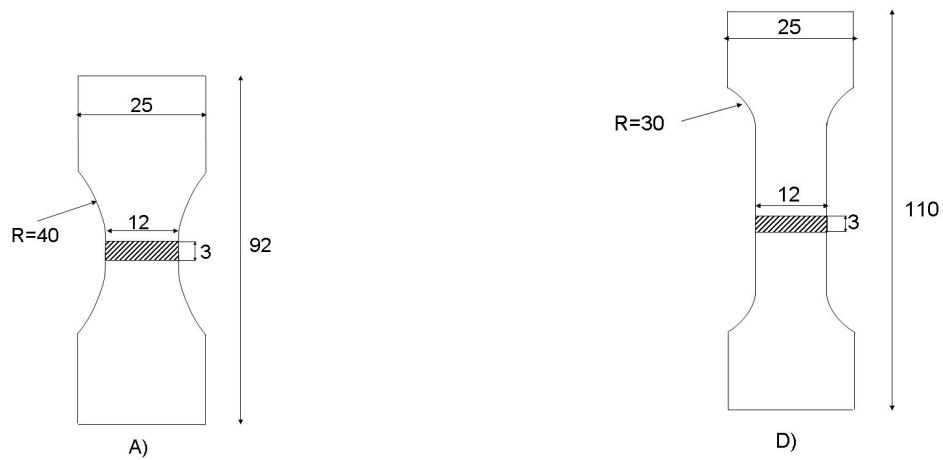


FIG. 3.7.1 – Géométries des deux types d'éprouvettes utilisées.

### 3.7.2 Préparation des éprouvettes

Les éprouvettes sont préparées spécialement pour les mesures thermographiques. Elles sont polies et nettoyées pour éliminer tout oxyde ou graisse en surface. Elles sont ensuite recouvertes d'une couche de peinture noire opaque afin d'obtenir une émissivité proche de 1. En raison des grandes déformations plastiques ayant lieu lors des essais du domaine LCF, la peinture peut se détacher de l'éprouvette. Une attention toute particulière est donc portée quant au nettoyage et à l'application de la peinture.

### 3.7.3 Conditions d'essais

L'installation expérimentale est donnée à la Figure 3.4.2. Comme il a été présenté dans le paragraphe 3.4, des interférences avec l'environnement sont susceptibles d'intervenir. Ainsi, afin d'éviter toute réflexion parasite due à l'environnement, des protections en carton peint en noir sont placées tout autour du système. Les mesures

thermiques sont réalisées à une fréquence d'acquisition de 150 Hz.

Les essais de fatigue sont réalisés à 2 Hz avec un rapport de charge égal à 0 et des contraintes maximales allant de 350 à 430 MPa. Etant donné que les contraintes dans cet intervalle sont supérieures à la limite d'élasticité ( $R_e = 345$  MPa), des **phénomènes plastiques** sont attendus, tout au moins au début de l'essai.

Dans cette étude, un chargement spécifique a été réalisé. Une montée en charge progressive est programmée afin d'éviter toute surcharge accidentelle liée au pilotage de la machine jusqu'à atteindre une première fois la valeur maximale de consigne. Puis, l'amplitude de la force appliquée reste constante durant la seconde partie de l'essai (voir figure 3.7.2).

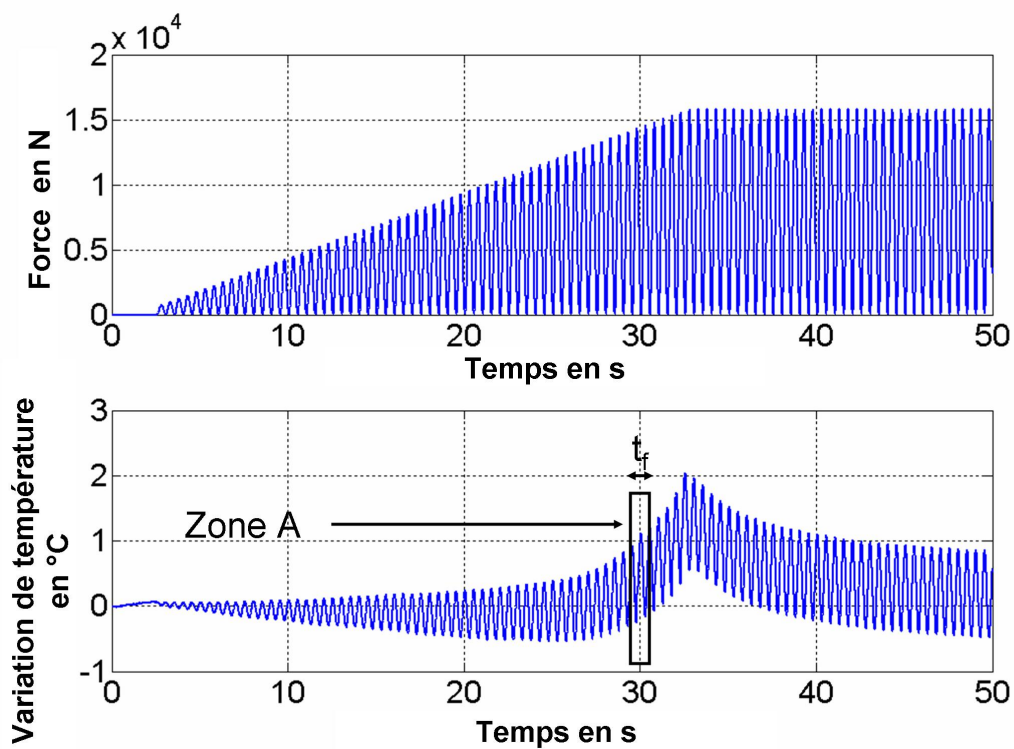


FIG. 3.7.2 – Evolution de la température en milieu d'éprouvette durant l'essai de fatigue ( $R = 0$ ,  $\sigma_{\max} = 430$  MPa).

## 3.8 Analyse des résultats expérimentaux

### 3.8.1 Analyse de l'évolution de la température

La Figure 3.7.2 présente l'évolution de la température au milieu de l'éprouvette pour une contrainte maximale de 430 MPa. Cette valeur est atteinte au bout de 65 cycles durant le chargement transitoire. La température oscille à la même fréquence que la fréquence de chargement mais avec une différence de phase de  $\pi$ , ce qui est logique par la simple présence des sources thermoélastiques (voir les Equations 3.3.12 et 3.3.13). L'évolution de la température moyenne au cours de chaque cycle est caractérisée par trois phases au début de l'essai de fatigue (voir Figure 3.7.2) :

- Phase A : la température moyenne dans un cycle diminue. Ceci est dû essentiellement à la production des sources thermoélastiques et également peut-être aux échanges thermiques avec l'extérieur.
- Phase B : la température moyenne sur un cycle augmente légèrement jusqu'à ce que le chargement atteigne la valeur maximale de l'amplitude de la contrainte. Ceci est dû au fait que la contrainte maximale appliquée dépasse la limite d'élasticité, engendrant par conséquent de la plasticité (sources de chaleur positives). Plus précisément, des augmentations subites de la température apparaissent juste avant la fin de chaque cycle mécanique (voir Figure 3.8.1). De tels sauts ne devraient pas avoir lieu avec seulement des phénomènes élastiques. Lors de la fin du deuxième cycle mécanique, sur la Figure 3.8.1, il n'y a pas de saut de température visible. Ceci provient du fait que la figure a été tracée pour un seul pixel et donc si l'élévation de température n'a pas lieu pour ce pixel, le saut n'est pas visible. Mais par contre il doit apparaître pour un autre pixel.
- Phase C : la température moyenne dans un cycle diminue après le chargement transitoire. Comme dans la phase I, ceci est dû essentiellement à la production des sources thermoélastiques, à l'accommodation plastique et peut-être aux échanges thermiques avec l'extérieur.

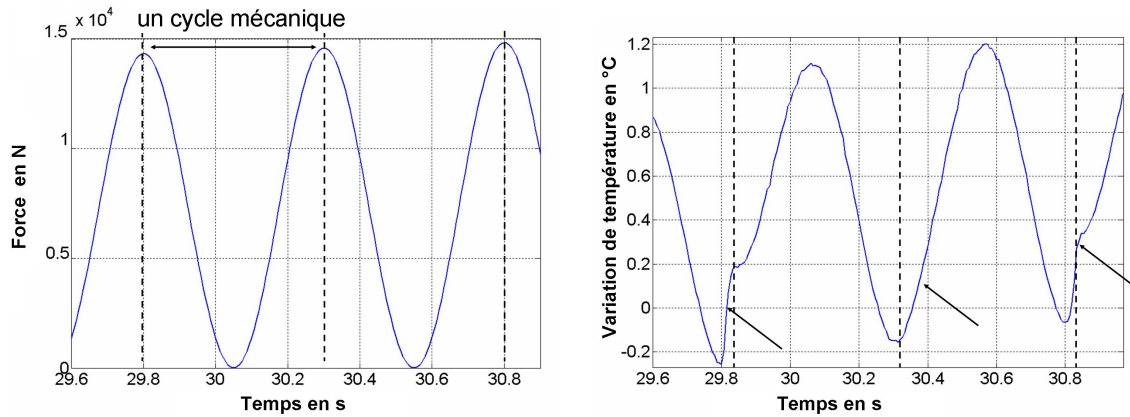


FIG. 3.8.1 – Agrandissement autour de la zone A.

Les observations faites en 2D révèlent que la **plasticité** apparaît sous deux formes pour les deux types d'éprouvettes. Quand la force est juste au-dessus de la limite élastique, un premier type de plasticité apparaît (voir Figure 3.8.2) : une augmentation soudaine de la température est observée dans une zone horizontale relativement large. Pour des chargements plus élevés, un seconde type de plasticité est observé : des bandes localisées apparaissent comme le montre la Figure 3.8.3. Parfois, deux bandes inclinées apparaissent simultanément.

Pour  $\sigma_{\max} = 430$  MPa qui est atteinte en 65 cycles, la limite d'élasticité est dépassée 17 fois. Les **larges bandes horizontales** apparaissent 10 fois alors que les **bandes inclinées** n'apparaissent que 7 fois pour les deux types d'éprouvettes. Les bandes inclinées sont probablement dues à des phénomènes plus dynamiques puisqu'elles apparaissent après les larges bandes horizontales. Comme la fréquence reste constante durant l'essai, la vitesse de contrainte  $\dot{\sigma}$  augmente pour les amplitudes de chargement élevées. Pour les éprouvettes de type D, les bandes inclinées se déplacent progressivement à chaque cycle, mais il est noté que certaines parties de l'éprouvette ne semblent pas soumises à ce phénomène.

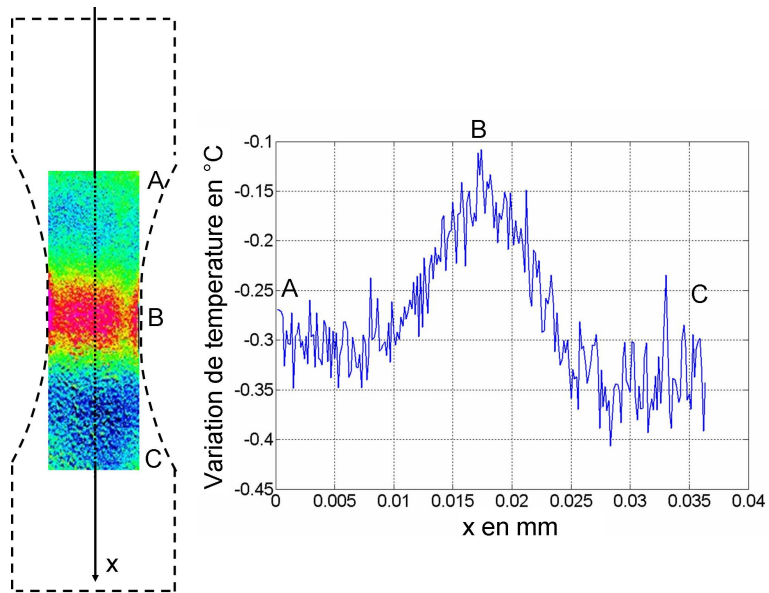


FIG. 3.8.2 – Variations de température : premier type de bandes.

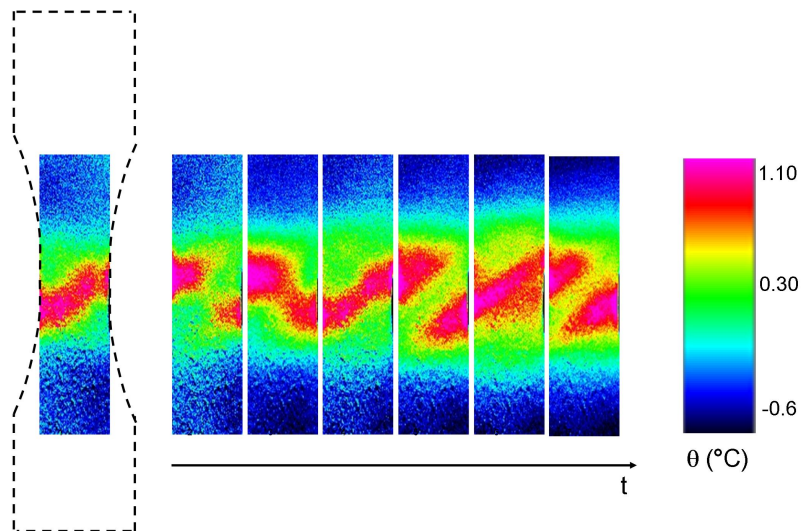


FIG. 3.8.3 – Variations de température : second type de bandes.



Pour les alliages d'aluminium, très peu d'informations de type champs est disponible dans la littérature. Par contre, des informations concernant les bandes de Portevin-Le Chatelier [LVA05], les bandes de Lüders [YLM<sup>+</sup>05] ou encore les bandes de transformation de phase dans les alliages de cuivre [Bal00] détectées par caméra infrarouge lors d'essais de fatigue ont été publiées.

### 3.8.2 Sources de chaleur

L'équation 3.8.1 est utilisée afin de calculer la **dissipation mécanique**  $d_1$  où  $s_t$  est obtenue à partir de la procédure décrite dans la section 3.6 et où  $s_{\text{the}}$  est calculée théoriquement à partir de l'équation 3.3.13.

$$d_1 = s_t - s_{\text{the}} \quad (3.8.1)$$

Quelques exemples de champs de dissipation mécanique pour les éprouvettes de type A et D sont montrés sur les Figures 3.8.4 et 3.8.5 respectivement. Excepté dans certaines zones de l'éprouvette, la dissipation mécanique est pratiquement égale à zéro. Sur les coupes des Figures 3.8.4 et 3.8.5, il est possible de voir que la dissipation est négative, chose qui ne peut arriver d'après l'équation de la chaleur. Ceci peut provenir soit d'une petite variation de la température extérieure (environnement) soit de l'approximation sur le calcul du Laplacien qui engendre, lors du calcul des sources de chaleur, une dissipation non parfaitement égale à zéro en dehors des bandes de plasticité. Ces erreurs restent tout de même négligeables par rapport au pic de dissipation observé lors de l'apparition des bandes de plasticité. La dissipation mécanique apparaît de façon très localisée (cf. second type de bandes) pour les éprouvettes aussi bien de type A et que de type D.

La Figure 3.8.6 met en évidence le fait que le champ de température, quelle que soit l'éprouvette considérée, est difficile à analyser. Le champ de températures est, en effet, le résultat de plusieurs sources de chaleur produites par le matériau, comme par exemple les sources thermoélastiques et la dissipation mécanique, mais aussi par les échanges de chaleur avec l'extérieur et par la conduction thermique.

A titre d'illustration, pour les éprouvettes de type D, deux zones plus chaudes apparaissent sur la Figure 3.8.6 à  $x = 0,025$  m et à  $x = 0,05$  m pour un temps  $t_i = 27,5$  s. La partie centrale de cette figure montre clairement que la dérivée temporelle  $\rho C \frac{\delta\theta}{\delta t}$  à  $x = 0,025$  m est presque égale à zéro (une bande a dû apparaître peu de temps auparavant) alors que la dérivée à  $x = 0,05$  m ne l'est pas.

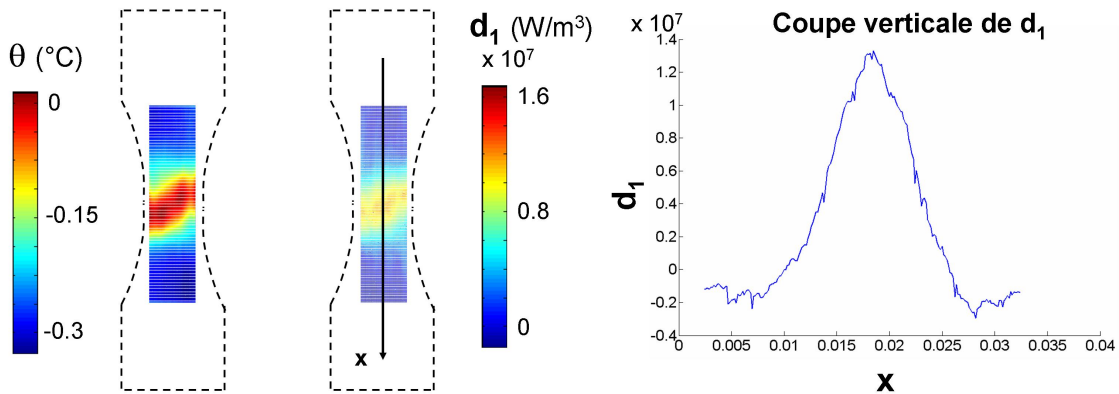


FIG. 3.8.4 – Champs de variations de température et de dissipation mécanique pour une éprouvette de type A soumise à  $F = 14\,430\text{N}$  ( $\sigma_{\max} = 400$  MPa) pour  $t = 14$  s.

La comparaison entre les éprouvettes de type A et D souligne une différence dans la valeur maximum de la dissipation mécanique alors que la même contrainte est appliquée aux deux éprouvettes (au centre pour l'éprouvette A). La valeur de la dissipation mécanique dans les bandes est environ 8 fois plus grande pour les éprouvettes de type D que pour les éprouvettes de type A. L'explication suivante peut être proposée : pour les éprouvettes de type A, à chaque fois que la limite d'élasticité  $\sigma_e$  est

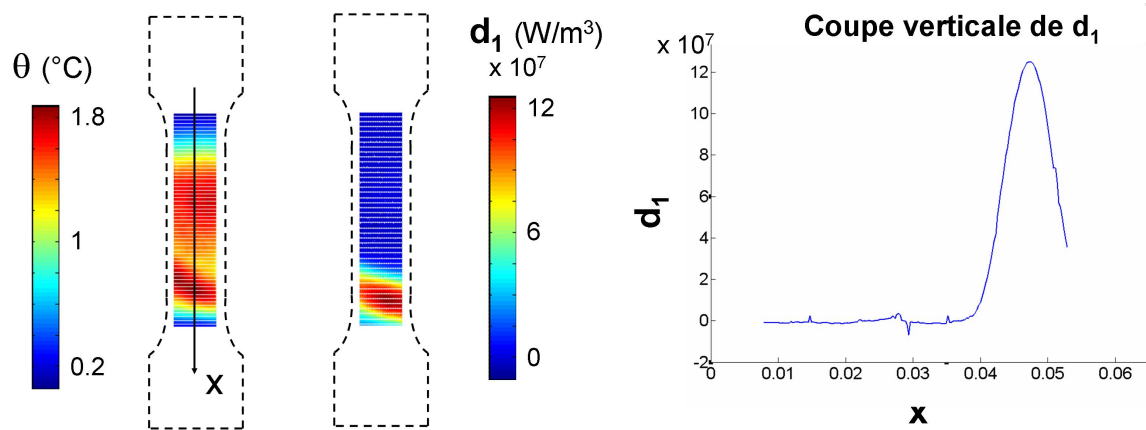


FIG. 3.8.5 – Champs de variations de température et de dissipation mécanique pour une éprouvette de type D soumise à  $F = 14\,250\text{N}$  ( $\sigma_{\max} = 400\text{MPa}$ ) pour  $t = 14\text{s}$ .

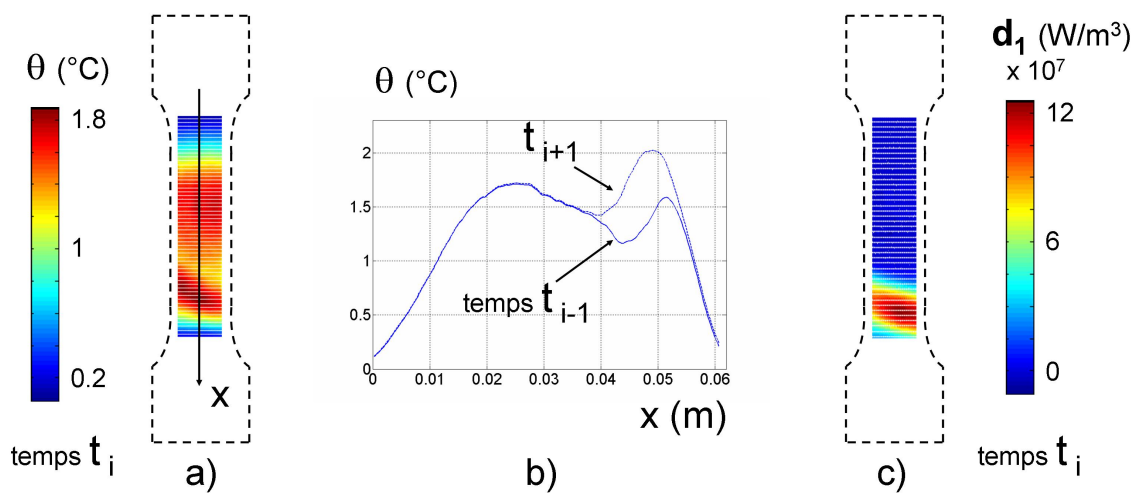


FIG. 3.8.6 – (a) Champs de variation de température  $\theta$  (b) le long de l'axe  $x$  (c) champ de dissipation mécanique  $d_1$  pour une éprouvette de type D soumise à  $F = 14\,250\text{N}$  ( $\sigma = 400\text{MPa}$ ).

dépassée, la section minimale plastifie. Pour les éprouvettes de type D, seulement quelques zones plastifient à chaque fois que la limite d'élasticité est dépassée. Toute l'éprouvette ne plastifie donc pas de manière homogène. Ceci signifie que des zones ont du 'retard' dans l'apparition de la plasticité. Le but est donc de savoir si le fait d'avoir, pour les éprouvettes de type D, des zones qui ont du 'retard' dans l'apparition de la plasticité engendre une variabilité du cumul de plasticité. Cette question est étudiée dans le paragraphe 3.8.3.

**Remarque** Le poids relatif de chaque terme de l'équation de la chaleur peut être déterminé. Dans la zone plastifiée des éprouvettes A, le terme temporel  $\rho C \frac{\delta \theta}{\delta t}$  représente environ 80% des sources de chaleur, la conduction spatiale  $-k(\frac{\delta^2 \theta}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 \theta}{\delta y^2})$  représente environ 20% et les échanges radiaux  $\rho C \frac{\theta}{r}$  représente moins de 0,02% des sources de chaleur. Dans la zone plastifiée des éprouvettes D, le terme temporel représente 91% des sources de chaleur, la conduction spatiale représente environ 9% et les échanges radiaux moins de 0,03% des sources de chaleur. Comme il est déjà mentionné dans l'article [MCDG04], le terme le plus important est le terme temporel. Cependant, le terme de la conduction spatiale doit bien être considéré ici.

### 3.8.3 Dommages cumulés

Afin d'étudier des **effets potentiels dus à la géométrie de l'éprouvette**, un indicateur de dommages est défini durant le chargement transitoire. Il permet ainsi de donner l'**état de dommages local initial** des éprouvettes avant qu'elles ne soient soumises au chargement stabilisé. Cet indicateur de dommages correspond à l'intégrale temporelle de la dissipation mécanique (voir Equation 3.8.2, où  $t_f$  est la durée du chargement transitoire). Il correspond donc à une énergie par unité de volume.

$$D_{cum} = \int_0^{t_f} d_1 dt \quad (3.8.2)$$

Des champs de dommage plastique typiques pour les éprouvettes A et D sont représentés sur les Figures 3.8.7 et 3.8.8 respectivement.

Pour toutes les éprouvettes de type A, l'**indicateur de dommage maximum** est bien sûr localisé dans la section minimale des éprouvettes. Seul le centre des éprouvettes est soumis à des déformations plastiques. Cependant, les trois éprouvettes n'ont pas été soumises exactement à la même amplitude du dommage plastique. Pour les éprouvettes de type D, des cartes de l'indicateur de dommage ont également été déterminées. Elles montrent des états initiaux de dommage très différents avant que l'essai de fatigue à proprement parler ne commence. L'hétérogénéité dans la localisation du dommage plastique cumulé existe donc pour ces essais de fatigue LCF. Toute la partie utile de l'éprouvette a bien plastifié, excepté en haut. Il peut être observé que les cartes de l'indicateur de dommage plastique cumulé sont construites par des blocs correspondant à la superposition de larges bandes horizontales et de bandes inclinées de plasticité évoquées précédemment. Avec l'indicateur de dommage plastique cumulé, une différence entre les éprouvettes de type A et D est observée. L'indicateur pour les éprouvettes de type D est environ 1,5 à 2 fois plus grand que celui des éprouvettes de type A.

#### 3.8.4 Lien avec la fatigue

Il est intéressant de considérer les résultats de fatigue en termes de durée de vie. Sept éprouvettes de chaque type (A et D) ont été testées dans ce but. Les résultats obtenus sont présentés dans le tableau 3.1. Il est bien connu et vérifié expérimentalement

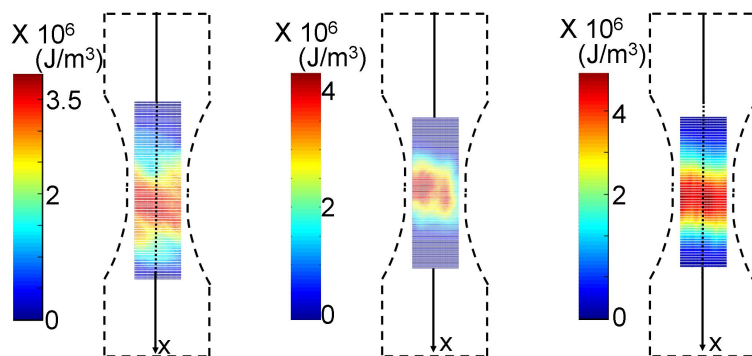


FIG. 3.8.7 – Champs de dommage plastique cumulé  $D_{cum}$  pour les trois éprouvettes de type A pour  $\sigma_{max} = 430$  MPa atteint au bout de 65 cycles.

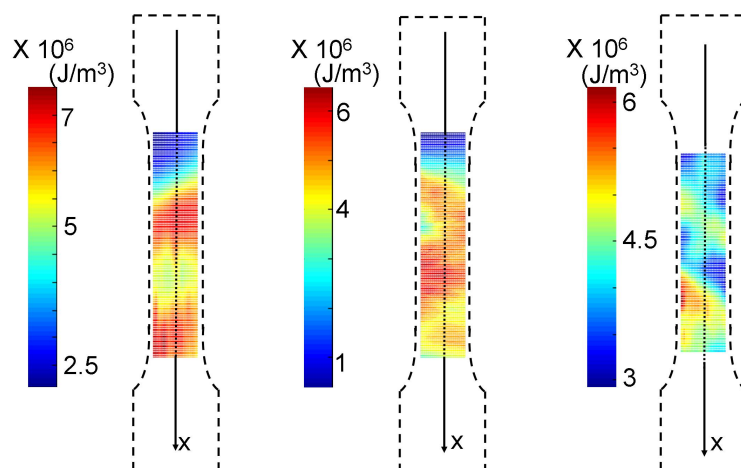


FIG. 3.8.8 – Champs de dommage plastique cumulé  $D_{cum}$  pour les trois éprouvettes de type D pour  $\sigma_{max} = 430$  MPa atteint au bout de 65 cycles.

que les résultats de fatigue montrent une grande dispersion. Plusieurs raisons sont souvent évoquées pour expliquer cette dispersion : (i) l'hétérogénéité des propriétés du matériau liée à la microstructure, (ii) le procédé de fabrication générant des défauts de surface, (iii) les procédures de commande et de contrôle lors des essais, (iv) la dispersion géométrique liée à l'usinage, (v) les conditions expérimentales [MMLL01, MGRI03, PH69]. Dans le cas de la fatigue du domaine LCF présentant un phénomène de plasticité, l'étude montre une hétérogénéité de la répartition du dommage plastique cumulé. Clairement, les éprouvettes de type D ne sont pas soumises à la même répartition du dommage plastique durant le chargement transitoire. Il est donc proposé de rajouter une autre origine à la dispersion observée des résultats de fatigue, à savoir (vi) le champ du dommage plastique initial.

	Eprouvettes de type A	Eprouvettes de type D
Durée de vie moyenne (cycles)	9 540	8 150
Ecart-type (cycles)	1 460	1 310

TAB. 3.1 – Résultats des essais de fatigue obtenus à partir de 7 éprouvettes de type A et D respectivement.

Classiquement, la durée de vie des éprouvettes de type A est plus longue que celle des éprouvettes de type D. Ceci illustre l'effet d'échelle et peut être expliqué par la théorie du maillon le plus faible. Le dommage en fatigue s'amorce principalement sur des défauts géométriques ou métallurgiques et ensuite la fissure apparaît, puis se propage à partir de ce défaut localisé. Les écart-types suivent la même tendance, avec une valeur plus faible dans le cadre des éprouvettes D (1 310 cycles) que pour les éprouvettes A (1 460 cycles).

Des tests statistiques sont effectués afin de vérifier l'indépendance des résultats issus des deux géométries d'éprouvettes testées. Grâce au test de Shapiro Wilk, il est montré que les deux séries suivent une loi log-normale. Par conséquent, il est

justifié d'utiliser leur valeur moyenne ainsi que leur écart-type. Pour s'assurer de leur indépendance, le test statistique établi selon la loi de Snedecor est appliqué. Il prouve que les deux séries sont distinctes à 77 %. Les durées de vie obtenues pour les deux géométries d'éprouvettes sont donc différentes. Il convient tout de même d'être prudent par rapport à cette conclusion car 7 éprouvettes seulement ont été testées. Pour obtenir un résultat statistique avec une confiance plus grande, il faudrait avoir davantage de résultats d'essais.

Deux effets se conjuguent pour justifier cette tendance : les variations autour d'une valeur moyenne plus faible sont logiquement d'une étendue réduite. L'effet d'échelle conduit à trouver systématiquement le même type de défaut critique sur un vaste volume de matériau (éprouvette D) [Mas55, PK65] tandis que sa présence est moins probable dans un volume plus restreint (éprouvette A). Les variations de durée de vie (donc son écart-type) sont donc naturellement plus grandes dans le cas des éprouvettes A.

Les observations expérimentales des durées de vie et de leur dispersion ont donc des tendances logiques même si le faible nombre d'éprouvettes testées doit inciter à la prudence quant aux valeurs moyennes et aux répartitions affichées dans le Tableau 3.1.

Le lien entre la plasticité observée sur les premiers cycles des essais de fatigue et les résultats des durées de vie qui relèvent du comportement global de l'éprouvette sur la totalité des essais n'est pas aisé à établir de manière indiscutable.

## **3.9 Etude de la partie stationnaire de l'essai de fatigue**

### **3.9.1 Introduction**

L'analyse du début de l'essai de fatigue à fort chargement mécanique a révélé la présence de la plasticité. Cette dernière se manifeste de façons différentes pour des



éprouvettes à géométries différentes. Des bandes de plasticité apparaissent tout le long de la section utile pour les éprouvettes à section constante et dans la section minimale pour les éprouvettes à section non constante. De plus, les bandes de plasticité n'apparaissent pas toujours au même endroit dans le cas des éprouvettes à section constante ce qui pourrait expliquer l'importante dispersion des résultats de fatigue. Le début d'un essai de fatigue a donné des informations intéressantes à propos de la **plasticité** et de l'**effet de structure**. Cette étude n'a porté que sur les premiers cycles des essais de fatigue. Il apparaît opportun maintenant d'étudier la partie stationnaire en milieu d'essai de fatigue (mi-durée de vie) à fort chargement mécanique. Comme pour l'étude précédente, seules quelques secondes d'essai sont analysées. En effet, les films enregistrés ont une taille qui devient vite très importante ce qui rend impossible, d'un point de vue matériel, leur post-traitement. Le moyen d'investigation est l'étude de la température pour **différents harmoniques du signal**. Il est connu que la thermoélasticité se manifeste par le premier harmonique mais en ce qui concerne le phénomène de fatigue, il est plus difficile de savoir à quelles fréquences il intervient [KP02], d'où l'intérêt d'étudier l'influence des différents harmoniques. Se manifeste-t-il pour des harmoniques supérieurs à la fréquence de chargement ou déjà lors du premier harmonique ? Ainsi, le but de l'étude de cette partie stationnaire est d'analyser la manifestation de l'endommagement par fatigue pour différents harmoniques du chargement mécanique au milieu d'un essai de fatigue.

### 3.9.2 Etude menée par Krapez *et al.*

Krapez *et al.* [KP02] considèrent que l'harmonique double de celui du chargement est causé par l'endommagement par fatigue. Ils ont donc mis au point une approche thermographique de démodulation synchrone pour déterminer deux harmoniques du signal thermique et ainsi obtenir des informations supplémentaires sur l'existence du dommage en fatigue. Le traitement du signal utilisé pour analyser les différents har-

moniques du signal consiste à minimiser par **moindres carrés**, pour chaque pixel, la différence entre la température expérimentale et celle donnée par la fonction de référence suivante :

$$J = \sum_{n=1}^N (T_{exp}(t_i) - T_{mod}(t_i))^2 \quad (3.9.1)$$

où :

$T_{exp}(t_i)$  : température expérimentale,

$T_{mod}(t_i)$  : température donnée par la fonction de référence (voir Equation 3.9.2).

$$T_{mod}(t) = T_0 + D_T ft + T_1 \sin(2\pi ft + \phi_1) + T_2 \sin(4\pi ft + \phi_2) \quad (3.9.2)$$

avec  $f$  : fréquence du chargement mécanique et  $D_T$  : pente de l'ajustement linéaire.

Les champs d'amplitude  $T_2$  ont donc été étudiés au même titre que les champs d'amplitude  $T_1$ . Krapez observe que, pour les aluminiums, le premier harmonique permet d'avoir une estimation très approximative de la limite d'endurance à un nombre de cycles autour de  $10^8 - 10^9$  cycles. Cependant, l'étude de l'amplitude de la fréquence double de celle du chargement ne permet pas d'obtenir d'information intéressante.

### 3.9.3 Traitement réalisé durant cette étude

Dans cette étude, l'objectif qui est d'analyser les champs de températures issus des différents harmoniques est proche de celui de Krapez. Par contre, le traitement du signal utilisé est différent. Il est réalisé, pour chaque pixel du champ 2D de températures, par **la transformée discrète directe de Fourier (DFT)** à l'aide du logiciel Matlab.

Les harmoniques étant déterminés par la transformée de Fourier, les amplitudes sont alors calculées. La figure 3.9.1 montre le type de résultat obtenu après traitement du signal pour un pixel. La fréquence qui apparaît de façon très prononcée est celle du chargement mécanique (2 Hz), la fréquence du second harmonique (4 Hz) est encore perceptible à l'oeil mais les suivantes ne le sont plus.

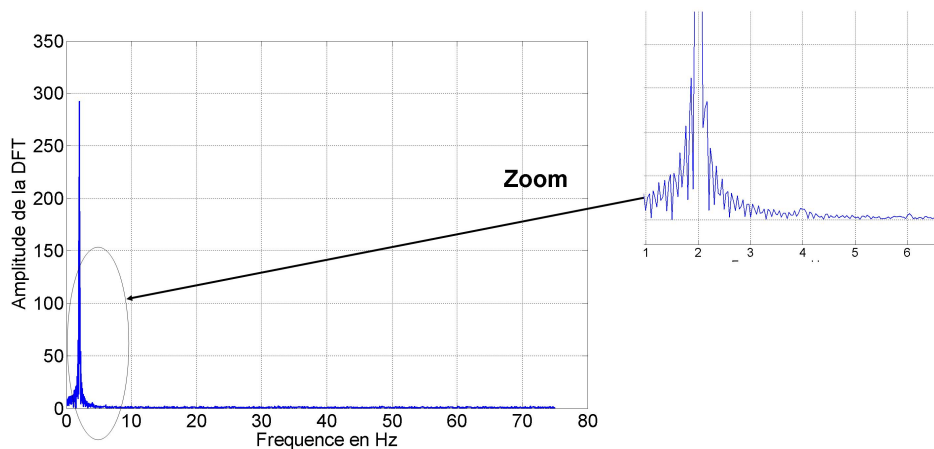


FIG. 3.9.1 – Cartes des différents harmoniques apparaissant pour un essai sollicité à une fréquence mécanique de 2 Hz.

Les essais réalisés pour cette étude ont été conduits à une fréquence de chargement mécanique de 2 Hz. Les films ont été enregistrés durant 30 s à une fréquence d'acquisition de 150 Hz. Normalement la fréquence d'acquisition ne doit pas être un multiple

de la fréquence de sollicitation mécanique afin que les différentes amplitudes soient précisément calculées. Cependant, dans notre cas, la fréquence d'acquisition est bien plus grande que la fréquence de sollicitation mécanique (il y a 75 points d'acquisition par cycle), ce qui permet de ne pas trop perdre d'information lors du traitement.

### 3.9.4 Résultats

La figure 3.9.2 montre les cartes des amplitudes de température obtenues pour les deux premiers harmoniques lors d'un essai mené sur une éprouvette à section non constante.

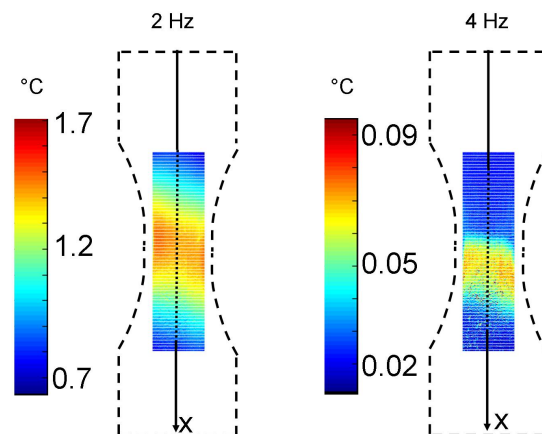


FIG. 3.9.2 – Cartes des amplitudes de température pour le premier (2 Hz) et le second harmonique (4 Hz) lors d'un essai de fatigue réalisé à 2 Hz sur une éprouvette à section non constante.

La carte des amplitudes de température donnée par le premier harmonique permet de visualiser une valeur plus importante dans la section minimale de l'éprouvette. L'amplitude donnée par le **premier harmonique** dépend fortement de la **thermoélasticité** et par conséquent est une fonction de l'aire de la section (voir Equation 3.9.3). De plus, l'équation 3.9.3 montre que plus l'amplitude de la contrainte est importante, plus l'amplitude de température est élevée. C'est pourquoi la valeur maximale de la

température apparaît dans la section minimale de l'éprouvette.

$$\rho C \frac{\partial \theta}{\partial t} - k \Delta \theta = -\alpha T_0 \dot{\sigma} \quad (3.9.3)$$

L'essai mené à 2 Hz révèle que l'amplitude de la température pour le second harmonique apparaît de façon assez marquée dans la section minimale de l'éprouvette. Néanmoins en regardant les échelles, il apparaît très clairement que l'amplitude du 1<sup>er</sup> harmonique est beaucoup plus importante que l'amplitude du 2<sup>nd</sup>.

Un phénomène intéressant est observé sur la Figure 3.9.2. En effet, on s'attend à ce que la valeur maximale de la température apparaisse 'horizontalement' dans la section minimale de l'éprouvette. Or ici, une inclinaison de la valeur maximale de la température est visible. Ceci provient vraisemblablement d'un problème de mise en place de l'éprouvette dans les mors de la machine de fatigue créant ainsi une flexion qui se manifeste par une inclinaison de la température maximale. Cette inclinaison n'est pas très importante et le résultat est logique (l'éprouvette rompt bien dans la section minimale). Le but est ici de mesurer l'influence des variations de la température lors des deux premiers harmoniques. Même avec l'inclinaison observée, il est possible de voir que l'amplitude des variations de température du second harmonique est très faible comparé à celle du premier. Cette étude correspondant à la partie stationnaire d'un essai de fatigue est certainement à développer et à améliorer. Ainsi, de nouveaux essais seront conduits et la mise en place des éprouvettes sera traitée avec beaucoup de précautions.

La figure 3.9.3 montre les cartes des amplitudes de température obtenues pour les deux premiers harmoniques lors de trois essais réalisés à 2 Hz sur trois éprouvettes à section constante (D).

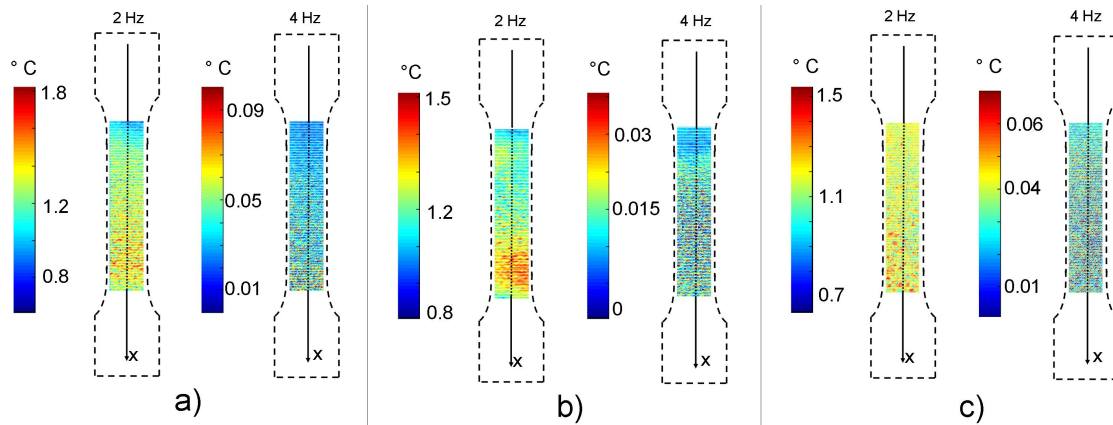


FIG. 3.9.3 – Cartes des amplitudes de température pour trois essais de fatigue menés à 5 000 cycles et réalisés à 2 Hz sur trois éprouvettes D différentes à section constante.

Pour les trois éprouvettes D, l'amplitude des variations de température n'apparaît pas forcément de façon parfaitement homogène sur toute la longueur de l'éprouvette. En effet, sur la Figure 3.9.3 b), la valeur maximale de l'amplitude de la température apparaît en bas de l'éprouvette. Ceci est intéressant car la rupture de cette éprouvette apparaît exactement à cet endroit (voir Figure 3.9.4). Pour les éprouvettes a) et c), la valeur maximale de l'amplitude de la température est bien moins marquée. Néanmoins, il est possible de voir qu'elle se situe en bas de l'éprouvette. La rupture apparaît également, pour ces deux éprouvettes, au même endroit. Deux hypothèses peuvent expliquer cette hétérogénéité de l'amplitude de la température :

- la contrainte dans cette zone est plus importante à cause d'un défaut matériau, d'une épaisseur non constante ou d'une légère flexion hors-plan, ce qui provoque à terme la rupture de l'éprouvette. Ceci entraîne une manifestation plus forte de la thermoélasticité.
- la contrainte est bien homogène et donc les sources thermoélastiques le sont aussi. Par conséquent, cette hétérogénéité est causée par un autre phénomène, à savoir

l'endommagement par fatigue. **Ainsi, le phénomène de fatigue apparaîtrait également dans le premier harmonique.** Ce qui revient à dire qu'il n'y aurait donc pas seulement les sources thermoélastiques dans le premier harmonique, comme il est classiquement avancé dans la littérature. Au vu de ces observations et résultats expérimentaux, il n'est donc pas exclu que le phénomène d'endommagement par fatigue se manifeste à la même fréquence que le chargement mécanique.

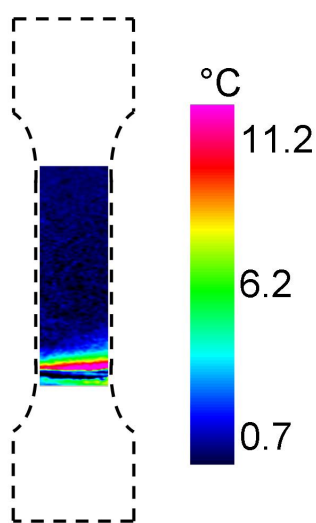


FIG. 3.9.4 – Localisation de la fissure pour l'éprouvette de type D.

### 3.10 Conclusions

Une étude en fatigue de l'évolution des champs de températures durant l'apparition de la plasticité pour deux géométries différentes d'éprouvettes a été effectuée.

Lors du régime transitoire nécessaire pour des questions de régulation du pilotage de la machine de fatigue, des augmentations soudaines de la température ont été observées. Une analyse énergétique a été réalisée puisque les variations de températures dans l'éprouvette dépendent de l'intensité et de la répartition des sources de chaleur mais aussi de la diffusion thermique dans le matériau et des échanges thermiques

avec l'extérieur, ce qui rend délicat l'analyse de la température seule.

Afin de déterminer les sources de chaleur produites par le matériau, une méthode de filtrage a été développée pour minimiser le bruit tout en limitant la perte d'information. Cette méthode de filtrage ajuste par elle-même, grâce à des itérations successives, certains paramètres telle que la taille de la fenêtre d'approximation.

L'analyse de la dissipation mécanique durant un chargement transitoire a montré que les champs de températures ne sont pas un bon indicateur en termes de dommage subi par l'éprouvette. Un indicateur de dommage plastique cumulé a été proposé. Pour les éprouvettes à section constante, les cartes de dommage plastique sont fortement différentes d'une éprouvette à l'autre, mettant nettement en évidence le fait que les éprouvettes ont un état de dommage initial différent avant tout essai de fatigue à proprement parler ou ont des processus distincts d'endommagement localisé. L'hétérogénéité de la répartition du dommage plastique cumulé est mise en évidence lors de ces essais de fatigue. Finalement, il a été intéressant d'essayer d'expliquer ces observations à travers les résultats des essais de fatigue en termes de durée de vie, ceux-ci étant très dispersés. Cette étude a montré que la plasticité corroborait la dispersion des résultats de fatigue.

Afin de caractériser le dommage en fatigue, une étude concernant les champs de températures au milieu d'un essai de fatigue a été conduite dans un second temps. Les déformations plastiques sont alors pratiquement nulles et le dommage est principalement dû au phénomène de fatigue lui-même. Une approche basée sur l'analyse spectrale des champs de températures a été menée. Cependant, l'information significative pour l'aluminium 2024-T3, comme Krapez l'avait observé, est donnée par la grandeur du premier harmonique de la température, correspondant *a priori* à la thermoélasticité. L'amplitude de température du second harmonique n'est pas très élevée et il est difficile d'évaluer si ce qui est perceptible (et mesuré) relève bien du dommage en fatigue ou plutôt du bruit. Ceci est d'autant plus vrai pour les éprouvettes à section constante. Seul le champ d'amplitude  $T_1$  du premier harmo-



nique donne des informations sur le 'futur de l'éprouvette', à savoir la localisation de l'amorçage de la fissure.

En dépit de ces divers résultats, il reste encore des pistes à éclaircir. En effet, dans cette étude, les parties propres aux régimes transitoire et stationnaire de l'essai de fatigue ont été étudiées de manière indépendante. Or, il est bien connu que le dommage par fatigue débute dès le début de l'essai et se termine lors de la rupture de l'éprouvette. Le problème majeur rencontré pour le traitement numérique des mesures de températures est la durée de l'essai de fatigue et donc la taille des films enregistrés par la caméra pour la totalité de l'essai. Le traitement du film entier n'est pas réalisable en pratique. Cet aspect est donc source de développement pour une connaissance approfondie du dommage global subi par l'éprouvette. Le second problème est la diffusion de la chaleur dans l'aluminium qui est très importante, ce qui ne facilite pas l'étude par thermographie. Il faudrait établir un système d'acquisition ou de traitement mieux adapté à cette caractéristique et permettant de l'appréhender plus efficacement.

# Conclusions et perspectives

Le travail conduit pendant ces trois années de thèse aborde le phénomène de fatigue avec différentes approches :

- l'étude expérimentale en fatigue réalisée sur les éprouvettes en aluminium 2024-T3 renforcées par patchs composites a tout d'abord été menée afin de mesurer et de quantifier l'influence bénéfique du renforcement en termes de durée de vie de la zone à laquelle il est appliqué,
- un logiciel de prévision de durée de vie de structures aéronautiques renforcées par patchs composites a ensuite été développé,
- finalement, une analyse thermographique a été conduite pour déterminer l'endommagement des éprouvettes en aluminium 2024-T3 en fatigue oligocyclique, domaine d'emploi des structures aéronautiques visées par le renforcement.

Le premier point a conduit à évaluer le rôle bénéfique du renforcement par patchs composites sur la tenue en fatigue des éprouvettes. Il a été montré que pour des contraintes de faible amplitude, se situant juste au-dessus de la limite de fatigue à  $5 \cdot 10^5$  cycles, le patch renforce l'éprouvette durant tout l'essai de fatigue, ce qui signifie que le joint de colle n'a pas rompu. La durée de vie de l'éprouvette renforcée est multipliée par un coefficient de l'ordre de 11. Par contre, lors de l'application de contraintes d'amplitude plus élevée, le patch composite ne renforce pas l'éprouvette de façon aussi bénéfique car le joint de colle cède avant le substrat en aluminium.

Une augmentation de la durée de vie dans un rapport plus faible, de l'ordre de 3, ce qui reste très important, est néanmoins observée. Cette différence a amené à étudier la tenue de la colle puisqu'elle apparaît être le maillon faible du renforcement pour ces niveaux de chargement relativement élevés. La contrainte de cisaillement présente dans celle-ci a été déterminée grâce à un calcul par éléments finis suivi d'un calcul par différences finies. En parallèle, des essais monotones ont été menés pour déterminer la résistance au cisaillement de la colle. Il a été observé que pour des contraintes de niveau faible, la contrainte de cisaillement de la colle reste bien inférieure à sa limite de rupture, ce qui corrobore sa bonne tenue dans ce cas. Par contre, pour les contraintes plus élevées qui ont été étudiées, la contrainte de cisaillement de la colle est proche de sa limite de rupture, ce qui explique la défaillance prématurée de l'éprouvette renforcée. Enfin, il a été noté que l'accroissement relatif de durée de vie résiduelle est bien plus important dans le cas où les éprouvettes sont pré-endommagées, puis renforcées. Ce résultat est d'autant plus important qu'il correspond à la réalité industrielle des structures à renforcer et justifie l'action du renforcement.

L'étude réalisée dans la première partie a permis de déterminer les propriétés en fatigue uniaxiale de l'aluminium 2024-T3 ainsi que de l'aluminium renforcée par patchs composites. Les structures aéronautiques subissent des chargements multi-axiaux à amplitude variable. La deuxième partie du travail est consacrée au développement d'un logiciel post-processeur de calcul de durée de vie des structures renforcées par patchs composites. Différentes lois d'endommagement et critères de fatigue multi-axiaux existants dans la littérature ont été implémentés dans le logiciel. Le formalisme et l'élaboration des lois et/ou critères ont été étudiés et analysés. Lors de la confrontation des résultats du logiciel avec les résultats d'essais de fatigue, il a été constaté que les mini-structures présentaient un gradient de contrainte important du fait de leur géométrie. Il a donc été décidé de le prendre en compte étant

donné son influence en fatigue. La grande dispersion des résultats expérimentaux ne rend pas aisée l'analyse des résultats. Cependant, il ressort que la loi qui s'adapte actuellement le mieux aux structures en aluminium 2024-T3 renforcées par patchs composites est la loi séquentielle de Mesmacque.

Les deux parties précédentes ont clairement montré l'influence des données matériau dans la prévision de durée de vie en fatigue. C'est avec cet objectif que la partie 3 a été menée. Une étude sur l'évolution des champs de températures pour deux géométries d'éprouvettes, l'une à section variable, l'autre constante, a d'abord été conduite. Deux types de bandes de plasticité ont été mis en évidence. Une analyse énergétique issue des températures enregistrées par caméra infrarouge lors d'essais en fatigue à faible nombre de cycles a également été mise en place. Elle a nécessité l'élaboration d'une méthode de filtrage. Cette méthode a l'avantage d'ajuster par elle-même certains paramètres (taille des fenêtres de lissage). Des cartographies d'endommagement ont montré que le dommage cumulé peut être différent en fonction de la géométrie de l'éprouvette. Ceci permet donc d'apporter sinon une explication, du moins une nouvelle manifestation de la dispersion des résultats de fatigue.

Durant ces trois années, certains points ont pu être approfondis mais de nombreuses questions restent en suspens. Ainsi, et cela a été mentionné à la fin de chaque chapitre, un certain nombre de perspectives peut être proposé.

En ce qui concerne le renforcement par patchs composites :

- il faudrait réaliser des essais avec un épanchement progressif de la colle aux bords libres des patchs composites pour établir si la résistance à la fatigue serait augmentée pour de hauts niveaux de chargement,
- il faudrait aussi réaliser des essais avec une épaisseur variable près des bords libres des patchs composites pour diminuer le cisaillement transverse dans la colle près des

bords libres,

- il faudrait également tester d'autres niveaux de pré-endommagement des éprouvettes en aluminium avant renforcement, comme par exemple 75% de leur durée de vie.

En ce qui concerne le logiciel de prévision de durée de vie :

- il serait indispensable de caractériser en fatigue par des essais appropriés l'effet du gradient sur le matériau testé afin de prendre en compte sa véritable influence dans les prévisions de durée de vie faites par le logiciel,

- il serait également pertinent d'introduire la notion de fiabilité dans le calcul de durée de vie. De nombreuses incertitudes sont présentes en fatigue, de par les hétérogénéités du matériau qui rejouent sur ses propriétés, les aléas des essais et de leur mise en place.

En ce qui concerne l'analyse de l'endommagement en fatigue par thermographie :

- il serait intéressant de pouvoir analyser et cumuler le dommage durant la totalité d'un essai de fatigue,

- il serait donc nécessaire de travailler sur le traitement numérique de films de taille importante et sur le traitement d'images.

# Bibliographie

- [AFN91] AFNOR - NF-X-06-050. Etude de la normalité d'une distribution. 1991.
- [AFN93] AFNOR A03-406. Produits métalliques : Fatigue sous sollicitations d'amplitude variable : Méthode rainflow de comptage de cycles. 1993.
- [AST00] ASTM International D 3171 - 99. Standard test methods for constituent content of composite materials. 2000.
- [Bak99] A. Baker. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures*, vol 47 :431–443, 1999.
- [Bal00] X. Balandraud. Changement de phase et changements d'échelle dans les alliages à mémoire de forme. *Thèse, Université Montpellier II*, janvier 2000.
- [Bas01] A. Bassetti. Lamelles pré-contraintes en fibres de carbone pour le renforcement de ponts rivetés endommagés par fatigue. *Thèse, EPFL, Lausanne, Switzerland*, 2001.
- [BB97] C. Bathias and J.P. Bailon. La fatigue des matériaux et des structures. 1997.
- [BCMG04] T. Boulanger, A. Chrysochoos, C. Mabru, and A. Galtier. Calorimetric analysis of dissipative and thermoelastic effects associated with the fatigue behavior of steels. *International Journal of Fatigue*, vol 26 :221–229, 2004.

- [BFGT99] A. Brand, J.F. Flavenot, R. Gregoire, and C. Tournier. *Données technologiques sur la fatigue*. Centre Technique des Industries Mécaniques (CETIM), 4<sup>e</sup> edition, 1999.
- [BR98] A.A. Backer and Jones R. Bonded repair of aircraft structures. *Martinus Nijhoff Publishers*, 1998.
- [BRR02] A.A. Backer, L.R.F. Rose, and Jones R. Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures. *Elsevier*, 2002.
- [CCS05] F. Curà, G. Curti, and R. Sesana. A new iteration method for the thermographic determination of fatigue limit in steels. *International Journal of Fatigue*, vol 27 :453–459, 2005.
- [CGR89] G. Curti, A. Geraci, and A. Risitano. Un nuovo metodo per la determinazione rapida del limite di fatica. *ATA-Ingegniera Automobilistica*, vol 42 :634–644, 1989.
- [CL01] A. Chrysochoos and H. Louche. Thermal and dissipative effects accompanying Lüders band propagation. *Materials Science and Engineering A*, vol 307 :15–22, 2001.
- [CLOR86] G. Curti, G. La Rosa, M. Orlando, and A. Risitano. Analisi tramite infrarosso termico della temperatura limite in prove di fatica. In *14th AIAS Italian National Conference, Catania, Italy*, 1986.
- [CMM<sup>+</sup>89] A. Chrysochoos, O. Maisonneuve, G. Martin, H. Caumon, and J.C. Chezeau. Plastic and dissipated work and stored energy. *Nuclear Engineering and Design*, vol 114 :323–333, 1989.
- [Col05] 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.
- [Cro56] B. Crossland. Effect of large hydrostatic pressures on the torsional fatigue strength of an alloy steel. *Institution of Mechanical Engineers*,

- International Conference on Fatigue on Metals, London*, pages 138–149, 1956.
- [Cro70] B. Crossland. The effect of pressure on the fatigue of metals. In *mechanical behaviour of materials under pressure*. pages 299–354, 1970.
- [CWR00] A. Carnet, B. Weber, and J.L. Robert. Fatigue life assessment of components and structures under multiaxial service loading. *4th International Conference Fatigue 2000, Fatigue and Durability Assessment of Materials, Components and Structures*, Cambridge, 2000.
- [CY03] 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.
- [DAKG04] F.V. Diaz, A.F. Armas, G.H. Kaufmann, and G.E. Galizzi. Fatigue damage accumulation around a notch using a digital image measurement system. *Experimental Mechanics*, vol 44 :241–246, 2004.
- [Dan93] K. Dang Van. Advances in multiaxial fatigue. *ASTM STP 1191*, pages 120–130, 1993.
- [DB99] M. Davis and D. Bond. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 19 :91–105, 1999.
- [DYP04] F.A. Diaz, J.R. Yates, and E.A. Patterson. Some improvements in the analysis of fatigue cracks using thermoelasticity. *International Journal of Fatigue*, vol 26 :365–376, 2004.
- [FB85] M. Fogue and J. Bahuaud. Fatigue multiaxiale à durée de vie illimitée. *7<sup>e</sup> Congrès Français de Mécanique, Bordeaux*, pages 30–31, 1985.
- [FGLR02] G. Fargione, A. Geraci, G. La Rosa, and A. Risitano. Rapid determination of the fatigue curve by the thermographic method. *International Journal of Fatigue*, vol 24 :11–19, 2002.



- [FH59] A.M. Freudenthal and R.A. Heller. On stress interaction in fatigue and a cumulative damage rule. *Journal of the Aerospace Science*, vol 26 :431–442, 1959.
- [Fog87] M. Fogue. Critère de fatigue à longue durée de vie pour des états multiaxiaux de contraintes sinusoïdales en phase et hors phase. *Thèse, N<sup>o</sup>ordre 87 ISAL 0030*, 1987.
- [FY98] A. Fatemi and L. Yang. *International Journal of Fatigue*, vol 20 :9–34, 1998.
- [Gat61] R.R. Gatts. Application of a cumulative damage concept to fatigue. *ASME Journal of Basic Engineering*, vol 83 :529–540, 1961.
- [Gat62] R.R. Gatts. Cumulative fatigue damage with random loading. *ASME Journal of Basic Engineering*, vol 84 :403–409, 1962.
- [GCM<sup>+</sup>03] A. Galtier, P. Cugy, E. Maronne, Y. Yoshida, A. Seto, and J.L. Robert. Integration of process operation in the fatigue calculation of sheets structural parts. *International Body Engineering Conference*, pages 123–128, 2003.
- [GNS83] P. Germain, Q.S. Nguyen, and P. Suquet. Continuum thermodynamics. *Journal of Applied Mechanics*, vol 50 :1010–1020, 1983.
- [GR44] Goland and Reissner. The stress in cemented joints. *Journal of Applied Mechanics*, vol 11 :A17–A27, 1944.
- [Gro60] H.J. Grover. Fatigue of aircraft structures. *ASTM STP 274*, pages 120–124, 1960.
- [GS76] V. Grübisic and A. Simbürger. Fatigue under combined out-of-phase multiaxial stresses. *International Conference on Fatigue Testing and Design*, vol 2 :1–28, 1976.
- [Hen55] D.L. Henry. A theory of fatigue damage accumulation in steel. *Trans. of the ASME*, vol 77 :913–918, 1955.

- [HL99] L. Hollaway and M. Leeming. *Strengthening of reinforced concrete structures*. 1999.
- [HM05] G. Hénaff and F. Morel. Fatigue des structures : endurance, critères de dimensionnement, propagation des fissures, rupture. 2005.
- [HSD05] 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.
- [ISO75] ISO 1099. Metallic materials - Fatigue testing - Axial force-controlled method. 1975.
- [KH02] R.H. Kaye and M. Heller. Through-thickness shape optimisation of bonded repairs and lap-joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 22 :7–21, 2002.
- [KP02] J.C. Krapez and D. Pacou. Thermography detection of damage initiation during fatigue tests. In *SPIE's Aerosense 2002 Meeting*, pages ONERA TP 2002–124(1);S2–T16917. ONERA, 2002.
- [LC78] J. Lemaitre and J.L. Chaboche. Aspect phénoménologique de la rupture par endommagement. *Journal de Mécanique Appliquée*, vol 2 :317–365, 1978.
- [LC90] J. Lemaitre and J.L. Chaboche. *Mechanics of Solid Materials*, 1990.
- [LC96] J. Lemaitre and J.L. Chaboche. *Mécanique des Matériaux Solides*. Dunod, Paris, 2<sup>e</sup> edition, 1996.
- [LD92] M.P. Luong and K. Dang Van. Infrared thermographic evolution of fatigue limit in metals. *27th QIRT Eurotherm Seminar*, 1992.
- [Lou99] H. Louche. Analyse par thermographie infrarouge des effets dissipatifs de la localisation dans des aciers. *Thèse*, 1999.

- [LR00] G. La Rosa and A. Risitano. Thermographic methodology for the rapid determination of the fatigue limit of materials and mechanical components. *International Journal of Fatigue*, vol 22 :65–73, 2000.
- [LS82] H.P. Lieurade and Société Française de Métallurgie et de Matériaux. Commission fatigue des métaux. *La pratique des essais de fatigue*. 1982.
- [LS89] G.P. Leaity and R.A. Smith. The use of spate to measure residual stresses and fatigue crack growth. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, vol 12 :271–282, 1989.
- [Luo95] M.P. Luong. Infrared thermography scanning of fatigue in metals. *Nuclear Engineering and Design*, vol 158 :363–376, 1995.
- [Luo98a] M.P. Luong. Fatigue limit evaluation of metals using an infrared thermographic technique. *Mechanics of Materials*, vol 28 :155–163, 1998.
- [Luo98b] M.P. Luong. Infrared thermography of fatigue in metals. In *Thermosense XIV. International Conference on Thermal Sensing and Imaging Diagnostics Applications*, volume 1682. SPIE, Orlando, Florida, 1998.
- [LVA05] H. Louche, P. Vacher, and R. Arrieux. Thermal observations associated with the Portevin - Le Chatelier effect in an Al-Mg alloy. *Materials Science and Engineering A*, vol 404 :188–196, 2005.
- [LWJ<sup>+</sup>00] P.K. Liaw, H. Wang, L. Jiang, B. Yang, J.Y. Huang, R.C. Kuo, and J.G. Huang. Thermographic detection of fatigue damage of pressure vessel at 1,000 Hz and 20 Hz. *Scripta Materialia*, vol 42 :389–395, 2000.
- [Mas55] C. Massonnet. Le dimensionnement des pièces de machines. Contribution expérimentale à l'étude de l'effet d'échelle et des entailles. *Revue Universelle des Mines*, pages 203–222, 1955.
- [Mat05] J.D. Mathias. Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques.

*Thèse, Laboratoire de Mécanique et Ingénieries, Université Blaise Pascal et Institut Français de Mécanique Avancée, septembre 2005.*

- [MBG06a] J.D. Mathias, X. Balandraud, and M. Grédiac. Applying a genetic algorithm to the optimization of composite patches. *Computers and Structures*, vol 84 :823–834, 2006.
- [MBG06b] J.D. Mathias, X. Balandraud, and M. Grédiac. Experimental investigation of composite patches with a full-field measurement method. *Composites Part A*, vol 37 :177–190, 2006.
- [MCDG04] A.E. Morabito, A. Chrysochoos, V. Dattoma, and U. Galietti. Analysis of thermoelastic and dissipative effects related to the fatigue of 2024-t3 aluminium alloy. *Quantitative Infra Red Thermography*, vol 1 :99–116, 2004.
- [MFE67] S.S. Manson, J.C. Freche, and S.R. Ensign. Application of a double linear damage rule to cumulative fatigue. *In fatigue crack propagation, ASTM STP 415*, pages 384–412, 1967.
- [MG06] J.D. Mathias and M. Grédiac. Applying the grid method to validate a numerical method predicting the transverse shear stress distribution in patched structures. *Composites Part A*, submitted, 2006.
- [MGAR05] G. Mesmacque, S. Garcia, A. Amrouche, and C. Rubio-Gonzalez. *International Journal of Fatigue*, vol 27 :445–469, 2005.
- [MGB<sup>+</sup>04] E. Maronne, A. Galtier, B. Brisebard, P. Velleaud, M. Wassef, and J.L. Robert. Cutting effect on fatigue steel sheet properties. *International Conference on Mechanical Design and Production*, Cairo, Egypt, 2004.
- [MGB06] J.D. Mathias, M. Grédiac, and X. Balandraud. Optimization of composite patches to reinforce aeronautic structures. *AIAA Journal*, in revision, 2006.

- [MGRI03] E. Maronne, A. Galtier, J.L. Robert, and T. Ishikawa. Cutting process influence on fatigue steel sheets properties. In *15th International Conference on Fatigue Damage of Materials, Experiments and analyses, Toronto, Canada*, pages 13–22, 2003.
- [Min45] M.A. Miner. Cumulative Damage in Fatigue. *Journal of Applied Mechanics*, vol 12 :A159–A164, 1945.
- [MMLL01] F. Meurling, A. Melander, L. Linder, and M. Larsson. The influence of mechanical and laser cutting on the fatigue strengths of carbon and stainless sheet steels. *Scandinavian Journal of Metallurgy*, vol 30 :309–319, 2001.
- [NC93] M. Neuilly and Commission d’Etablissement des Méthodes d’Analyses du Commissariat à l’Energie ATOMIQUE. Modélisation et estimation des erreurs de mesure. *Materialprüfung*, 1993.
- [Nga03] K. Ngargueudedjim. Contribution à l’étude des lois d’endommagement en fatigue. *Thèse, Institut National des Sciences Appliquées de Lyon*, 2003.
- [NM97] 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.
- [NR06] K. Ngargueudedjim and J.L. Robert. Adaptation of cumulative damage models to multiaxial fatigue. *Materialprüfung*, vol 48 :160–163, 2006.
- [PH69] A. Pringle and R.J. Harker. Environmental fatigue testing of molded plastics for prosthetic heart valves. *Experimental Mechanics*, vol 9 :171–178, 1969.
- [PK65] R. Pogoretskii and G.V. Karpenko. On the effect of specimen length on the cyclic strength of steel. *Zavodskaya Laboratoria (Russia)*, vol 31 :1497–1501, 1965.

- [PPS<sup>+</sup>04] O. Plekhov, T. Palin-Luc, N. Saintier, S. Uvarov, and O. Naimark. Fatigue crack initiation and growth in a 35CrMo4 steel investigated by infrared thermography. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, vol 28 :169–178, 2004.
- [Rob00] Maronne E. Robert, J.L. Le dimensionnement des structures en fatigue. *Cours - IUT de Montluçon*, 2000.
- [RVL04] J.L. Robert, P. Velleaud, and S. Lepetit. Influence des procédés de découpe sur la tenue en fatigue de l’acier P220. Contrat PSA / LaMI, décembre 2004.
- [Sim75] A. Simbürger. Festigkeitsverhalten zäher Werkstoffe bei einer mehrachsigen phasenverschobenen Schwingbeanspruchung mit körperfesten und veränderlichen Hauptspannungsrichtungen. *L.B.F., Darmstadt*, Nr.FB-121, 1975.
- [Sin55] G. Sines. Failure of materials under combined repeated stresses with superimposed static stress. *NACA Technical Note, Washington*, pages 145–169, 1955.
- [Sin81] G. Sines. Fatigue criteria under combined stresses or strains. *Journal of Engineering Materials and Technology*, vol 103 :82–90, 1981.
- [SLD03] 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.
- [SMH<sup>+</sup>07] V. Sabelkin, S. Mall, M.A. Hansen, R.M. Vanderwaker, and M. Deriso. Investigation into cracked aluminium plate repaired with bonded composite patch. *Composite Structures*, vol 79 :55–66, 2007.
- [Tik07] B.B. Tikri. Etude et amélioration de la loi d’endommagement non linéaire de Chaboche. *Mémoire de Master Recherche, Montluçon*, 2007.

- [TOM98] M.Y. Tsai, D.W. Oplinger, and J. Morton. Improved theoretical solutions for adhesive lap joints. *International Journal of Solid Structures*, vol 35 :1163–1185, 1998.
- [UD06] 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.
- [Vol38] O. Volkersen. Die Niekraft in zugbeanspruchten mit konstanten Lashenquerschnitten. *Luftfahrtforschung*, vol 15 :41–47, 1938.
- [Web99] B. Weber. Fatigue multiaxiale des structures industrielles sous charge quelconque. *Thèse, Institut National des Sciences Appliquées de Lyon*, 1999.
- [Wei] W. Weibull. A statistical representation of fatigue failure in solids. *Trans. Royal Institute of Techno. Stockholm, Sweden*, N<sup>o</sup> 27.
- [WRHK06] 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.
- [YLM+05] B. Yang, P.K. Liaw, M. Morrison, C.T. Liu, R.A. Buchanan, J.Y. Huang, R.C. Kuo, J.G. Huang, and D.E. Fielden. Temperature evolution during fatigue damage. *Intermetallics*, vol 13 :419–428, 2005.
- [ZSL00] H. Zenner, A. Simbürger, and J. Liu. *International Journal of Fatigue*, vol 22 :137–145, 2000.