



**HAL**  
open science

# Etude de la variabilité et du spectre d'utilisation de structures composites carbone-époxy pour l'aviation légère

Ahmed El El Habib Habib

► **To cite this version:**

Ahmed El El Habib Habib. Etude de la variabilité et du spectre d'utilisation de structures composites carbone-époxy pour l'aviation légère. Autre. ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique - Poitiers, 2013. Français. NNT : 2013ESMA0020 . tel-02003813

**HAL Id: tel-02003813**

**<https://theses.hal.science/tel-02003813>**

Submitted on 1 Feb 2019

**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.

# SOMMAIRE

## INTRODUCTION

## CHAPITRE I : AVANT PROPOS

<b>1. AERONEF PROTOTYPE .....</b>	<b>10</b>
1.1. OSSATURE DE LA VOILURE.....	10
<b>2. MATERIAUX ET MISE EN ŒUVRE .....</b>	<b>11</b>
2.1. TECHNIQUE DE MISE EN ŒUVRE .....	11
2.2. PRESENTATION DES MATERIAUX .....	11
<b>3. NORMES CS23 ET FAR 23.....</b>	<b>12</b>
3.1. EXIGENCES AU NIVEAU MATERIAU .....	13
3.2. EXIGENCES AU NIVEAU STRUCTURE .....	14
3.3. EVALUATION DE LA STRUCTURE EN FATIGUE .....	15
<b>3. SYNTHESE .....</b>	<b>16</b>

## CHAPITRE II : BIBLIOGRAPHIE

<b>1. PROPRIETES MECANIQUES ET VARIABILITE.....</b>	<b>21</b>
1.1. INFLUENCE DE LA TENEUR EN FIBRES DANS LES COMPOSITES .....	21
1.2. LA POROSITE DANS LES MATERIAUX COMPOSITES.....	25
1.3. VIEILLISSEMENT DES COMPOSITES CARBONE/EPOXY .....	27
1.3.1. Vieillissement physique – relaxation structurale .....	28
1.3.2. Vieillissement hygrothermique.....	33
1.3.2.1. Influence du taux d’humidité relative et de la température .....	34
1.4. FATIGUE DES STRUCTURES COMPOSITES AERONAUTIQUES .....	36
1.4.1. Notion de fatigue des structures.....	37
1.4.1.1. Méthode de comptage : RainFlow.....	37
1.4.1.2. Critère de fatigue.....	39
1.4.1.3. Cumul d’endommagement.....	40
1.4.1. Fatigue sous spectre de chargement.....	42

1.5. CONCLUSION SUR LA BIBLIOGRAPHIE.....	45
1.5.1. Porosité.....	45
1.5.2. Taux de fibres.....	45
1.5.3. Vieillessement.....	46
1.5.4. Fatigue.....	47
<b>CHAPITRE III : ETUDE DE LA VARIABILITE DES CARACTERISTIQUES MECANIQUES</b>	
<b>1. CONDITIONS EXPERIMENTALES.....</b>	<b>52</b>
1.1. CHOIX DES EPROUVETTES.....	52
1.2. MOYENS D'ESSAIS.....	53
1.2.1. Essais de traction.....	54
1.2.2. Essais de calorimétrie différentielle (DSC).....	54
1.2.3. Etude morphologique – porosité – taux de fibres.....	56
<b>2. DETERMINATION DU COEFFICIENT DE SECURITE.....</b>	<b>59</b>
<b>3. VARIABILITE DES PROPRIETES MECANIQUES.....</b>	<b>60</b>
3.1.1. Synthèse.....	67
<b>4. VARIABILITE ET VIEILLISSEMENT.....</b>	<b>68</b>
4.1. PROTOCOLE DE VIEILLISSEMENT.....	68
4.2. ANALYSE DES RESULTATS.....	70
<b>5. CONCLUSION DU CHAPITRE.....</b>	<b>72</b>
<b>CHAPITRE IV : INSTRUMENTATION, CALCUL ET ESSAIS DE LA VOILURE COMPLETE</b>	
<b>1. METHODES EXPERIMENTALES.....</b>	<b>76</b>
1.1. VOILURES D'ESSAIS.....	76
1.1.1. Aile accidentée (aile A).....	76
1.1.2. Aile endommagée (aile B).....	77
1.1.3. Aile aéronef d'essai (aile C).....	77
1.1.4. Bilan.....	77
1.2. INSTRUMENTATION DES VOILURES.....	78
1.2.1. Instrumentation de l'aéronef d'essai (aile C).....	79

1.2.2. Instrumentation de l'aile endommagée .....	80
1.3. BANC D'ESSAIS STRUCTURES ET OUTILLAGES .....	81
1.3.1. Outillage pour essais statiques et fatigues [G. Puech] .....	82
1.3.1.1. Palonnier N°1 .....	83
1.3.1.2. Palonnier N°2 .....	84
1.3.1.3. Palonnier N°3 et N°4 .....	85
1.3.1.4. Les carcans .....	85
<b>2. SIMULATION NUMERIQUE DE LA VOILURE [BE].....</b>	<b>86</b>
2.1. COMPOSITION DE LA VOILURE.....	86
2.2. MODELISATION DES SOUS-STRUCTURES DE LA VOILURE.....	88
2.2.1. Modélisation et étude détaillée du longeron seul .....	88
2.2.1.1. Géométrie .....	88
2.2.1.2. Propriétés des matériaux.....	88
2.2.1.3. Chargement et conditions aux limites .....	90
2.2.1.4. Maillage .....	90
2.2.1.5. Test expérimental sur longeron .....	90
2.2.1.6. Résultats et comparaison.....	91
2.2.2. Modélisation de la peau de voilure .....	93
2.2.2.1. Géométrie .....	93
2.2.2.2. Propriétés des matériaux.....	93
2.2.2.3. Maillage .....	94
2.2.3. Modélisation des nervures .....	94
2.2.3.1. Maillage .....	94
2.2.3.2. Propriétés des matériaux.....	95
2.2.3.3. Maillage .....	95
2.3. CONDITIONS AUX LIMITES ET CHARGEMENT .....	95
2.4. RESULTAT DU MODELE NUMERIQUE.....	96
<b>3. ESSAI EN VOL .....</b>	<b>96</b>
3.1. MISE EN PLACE DE L'ESSAI .....	97
3.2. RESULTATS .....	97

<b>4. ESSAIS SUR BANC 30 TONNES .....</b>	<b>99</b>
4.1. ESSAI STATIQUE SUR L'AILE ENDOMMAGEE (AILE B) .....	99
4.1.1. <i>Mise en place de l'essai expérimental</i> .....	99
4.1.2. <i>Analyse des résultats et comparaison avec le modèle numérique</i> .....	101
4.2. ESSAI DE FATIGUE SUR L'AILE ENDOMMAGEE .....	103
4.2.1. <i>Définition du spectre de chargement en fatigue</i> .....	103
4.2.3. <i>Résultats des essais de fatigue (aile B)</i> .....	106
4.3. ESSAIS STATIQUES NORMALISES (AILE AERONEF D'ESSAI) .....	111
4.3.1. <i>Mise en place de l'essai</i> .....	111
4.3.1. <i>Résultats des essais normalisés</i> .....	115
<b>5. CONCLUSION.....</b>	<b>118</b>

**CONCLUSION GENERALE**

# ***INTRODUCTION GENERALE***

Les matériaux composites connaissent un essor important ces dix dernières années surtout dans le domaine des transports aériens. Utilisés à moins de 5% en masse totale des aéronefs dans les années 70, ils passent aujourd'hui à un taux massique beaucoup plus important (25% pour le gros porteur A380 et 50% pour le B787 et le futur A350). En dehors de l'aviation commerciale, les fabricants d'aéronefs légers vont beaucoup plus loin en employant plus de 80% en masse de composites sur leurs différents modèles. Cet engouement est surtout lié à un allègement important de la masse des structures couplé à de performances mécaniques exceptionnelles.

Les matériaux composites présentent cet avantage de pouvoir être façonnés de manière à ajuster leurs propriétés aux exigences spécifiques d'une application donnée. Les excellentes propriétés mécaniques des matériaux composites sont principalement liées aux propriétés intrinsèques de leurs constituants. Mais l'expérience montre que le processus de fabrication influe de façon significative sur leur performance; en effet c'est dans cet étape que plusieurs défauts apparaissent tels que porosité, décohésion inter faciale ou des contraintes internes.

Au delà du mode d'élaboration, à cause de leur hétérogénéité et anisotropie, il reste toujours difficile de prédire le comportement sur le long terme de ces matériaux. En cours de service, les structures composites sont soumises à différents chargement mécaniques, thermiques qui, couplés aux agressions environnementales entraînent sur le long terme la fatigue des pièces et/ou le vieillissement du composite. Ainsi la connaissance de la durabilité de ces matériaux permettra non seulement d'optimiser le dimensionnement des structures associées et donc d'améliorer la sécurité à bord, mais aussi de réduire considérablement les coûts d'exploitation. C'est ainsi que tout constructeur d'aéronef est soumis au respect des normes justificatives (selon le type d'avion) afin d'assurer la qualité du produit fini.

L'étude qui va suivre a été réalisée dans le cadre d'un contrat CIFRE accordé par l'ANRT et la région Poitou-Charentes. Il s'agit d'accompagner l'entreprise Dyn'Aviation dans le cadre de la certification ELA 1 (European Light Aircraft, concernant les aéronefs ayant une masse maximale de 1200 Kg) de leur modèle MCR 4S qui, jusqu'à maintenant, est vendu en kit. Cette certification permettra ainsi de prouver aux autorités de la qualité des produits Dyn'Aviation et leur permettre une ouverture beaucoup plus large du marché des aéronefs légers en les vendant montés.

Le modèle étudié (MCR 4S) est un avion 4 places de masse maximale de 750 Kg et est donc soumis aux normes CS 23 et FAR 23 Amendement 7. Ce projet d'étude a donc pour but, à partir d'une démarche scientifique en respectant les normes associées :

- Quantifier un coefficient de sécurité représentatif des matériaux composites utilisés et qui sera utilisé pour le dimensionnement des structures.
- Evaluer les efforts en cours de services pour, dans un premier temps, les comparer aux efforts analytiques dont la répartition est supposée elliptique, puis dans un second temps, établir le spectre de chargement qui sera utilisé pour l'évaluation de la fatigue de l'aile. Enfin dans un

dernier temps, les charges obtenues en cours de service (déformations locales) seront comparées aux charges dimensionnantes, déterminées à partir du coefficient de sécurité.

- Appréhender le vieillissement à partir de tests de vieillissement accéléré représentatifs des agressions subies en cours de service.

Ce mémoire est divisé en cinq chapitres :

Le premier chapitre fait l'inventaire des principaux matériaux utilisés pour la fabrication de l'aéronef ainsi que le processus de fabrication utilisé puis s'en suivra une présentation du modèle d'aéronef étudié et sa structure maîtresse (l'aile). Ensuite les principaux points utilisés dans les normes CS 23 et FAR 23 sont évoqués.

Le second chapitre expose l'étude bibliographique. Elle récapitule des résultats relatifs aux stratifiés composites et structures associées : influences des teneurs en fibres et vides sur les propriétés mécaniques, vieillissement des composites carbone/époxy et fatigue des structures composites aéronautiques.

Le troisième chapitre consiste à identifier et évaluer les caractéristiques mécaniques et physico-chimiques des stratifiés composites étudiés dans le but d'évaluer leur variabilité, nécessaires à la détermination du coefficient de sécurité. Cette partie est complétée par une étude en vieillissement dont les conditions sont représentatives des conditions environnementales maximales établies par les normes aéronautiques de cette catégorie d'aéronef.

Dans le cadre de cette partie, plusieurs échantillons fabriqués de 1997 jusqu'à 2009, dans les mêmes conditions que les pièces des aéronefs (peau de voilure, coque, ...etc.) sont utilisés pour effectuer l'étude de variabilité.

Enfin le quatrième chapitre est consacré à l'étude structurelle de l'aile de l'aéronef : instrumentation puis exploitation des résultats obtenus lors des essais en vol à partir d'un avion prototype, exploitations des résultats des essais statiques à comparer avec des résultats issus de modèles numériques qu'il faudra valider afin d'obtenir une répartition complète des efforts sur toutes la structure de l'aile. Les essais en vol ont permis d'extraire un spectre de chargement en cours de service utilisé par la suite sur un essai de fatigue jusqu'à rupture.

*Chapitre I*  
*Avant propos*

<b>1. AERONEF PROTOTYPE .....</b>	<b>10</b>
1.1. OSSATURE DE LA VOILURE.....	10
<b>2. MATERIAUX ET MISE EN ŒUVRE .....</b>	<b>11</b>
2.1. TECHNIQUE DE MISE EN ŒUVRE .....	11
2.2. PRESENTATION DES MATERIAUX.....	11
<b>3. NORMES CS23 ET FAR 23.....</b>	<b>12</b>
3.1. EXIGENCES AU NIVEAU MATERIAU .....	13
3.2. EXIGENCES AU NIVEAU STRUCTURE .....	14
3.3. EVALUATION DE LA STRUCTURE EN FATIGUE .....	15
<b>3. SYNTHESE.....</b>	<b>16</b>

# 1. Aéronef prototype

Ce projet d'étude porte sur le modèle d'avion MCR 4S fabriqué par Dyn'Aviation. Jusqu'à maintenant cet avion est vendu en kit complet et est donc soumis au Certificat de Navigabilité Spécial d'aéronef en Kit (CNSK). Il s'agit d'un avion 4 places entièrement en carbone qui peut emporter en charge utile jusqu'à 150% de sa propre masse. Ci-dessous les caractéristiques principales du MCR 4S.



<i>Envergure</i>	8.72 m
<i>Largeur cabine</i>	1.20 m
<i>Corde</i>	0.9 m
<i>Masse à vide</i>	350 kg
<i>Masse maximale</i>	750 kg
<i>Puissance moteur</i>	100 chevaux
<i>Vitesse maximale</i>	250 km/h

Fig. 1.1. Caractéristiques de l'aéronef MCR 4S

## 1.1. Ossature de la voilure

La voilure est constituée de deux longerons continus, reliés entre eux par les nervures. Le tout étant enveloppé par l'entoilage. Les longerons sont constitués de semelles en pultrudé carbone/époxy et du bois (Fig. 1.2), le cœur est rempli d'une mousse PVC et les flancs par du stratifié carbone/époxy +45°/-45°. Une couche de bois en contre plaqué est rajoutée aux flancs uniquement dans les zones situées dans le fuselage. Trois types de nervures sont utilisées : des nervures en sandwich stratifié carbone/époxy et mousse PVC, des nervures uniquement en stratifié et des nervures en mousse PVC. L'entoilage n'est pas monolithique : la partie centrale entre les deux longerons est en plaques sandwich (plaques carbone/époxy +45°/-45° et âme en PVC) tandis que les parties situées au bord d'attaque et bord de fuite sont en stratifié +45°/-45°.

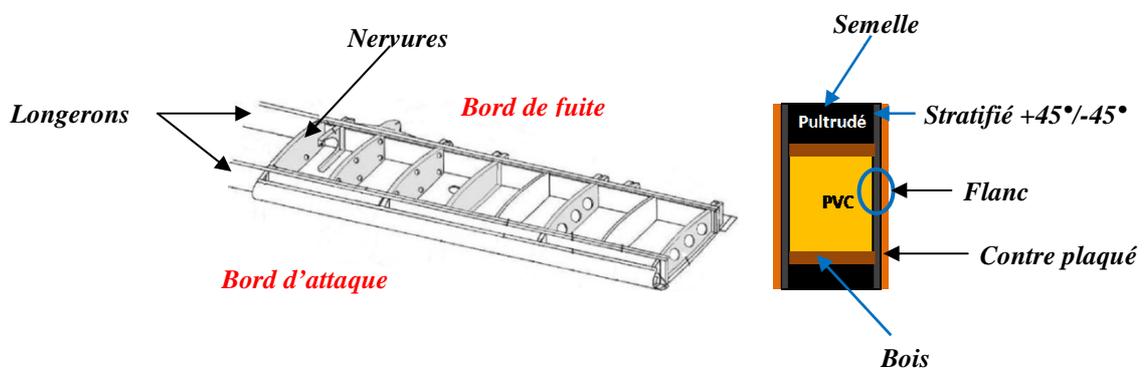


Fig. 1.2. Éléments structuraux de voilure

## 2. Matériaux et mise en œuvre

### 2.1. Technique de mise en œuvre

La technique utilisée pour la fabrication des pièces est le moulage au contact suivi d'une compression sous vide : cette technique consiste à imprégner les couches de renforts secs (tissus carbone) d'une matrice liquide (époxy) dans le moule ouvert sous air et température ambiants, puis vient la compression sous vide à 0.9 bar permettant d'évacuer l'excès de résine et les bulles d'air et rendre l'imprégnation plus homogène et faciliter la mise en forme de la pièce par rapport au moule ; le tout est effectué à une température de 18°C - 30°C. Ensuite les pièces ont 24 heures pour polymériser entre 20°C et 25°C sous atmosphère ambiante. Après démoulage, elles subissent un recuit en étuve à 60°C pendant 16 heures.

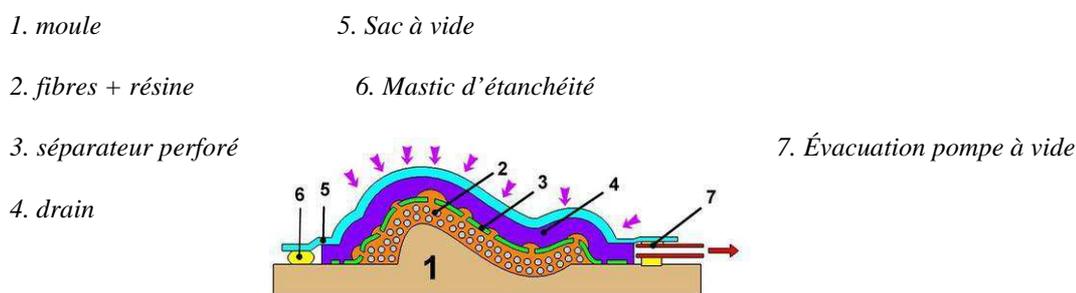


Fig. 1.3. Technique du moulage sous vide

Cette technique permet une orientation préférentielle des renforts et une réalisation de pièces de grandes dimensions et de formes complexes. Par contre elle ne garantit pas une épaisseur homogène de la pièce et ne fournit qu'une seule face d'aspect fini (côté moule).

### 2.2. Présentation des matériaux

Le matériau étudié est un composite stratifié carbone/époxy. Dans le cadre de cette étude, nous disposons de plusieurs échantillons constituant une base d'empreintes des plaques stratifiées composites utilisées (2 plaques par avion) pour la fabrication de différents modèles d'avions entre 1997 et 2008. Les échantillons ont été réalisés en même temps que les pièces structurelles des avions et dans les mêmes conditions de températures et d'humidités.

Ces derniers ont été fournis par Dyn' Aviation. Les composites ont été fabriqués à partir de fibres de carbone T700 de l'entreprise EPSILON COMPOSITES et d'une résine époxy de la société SICOMIN. Deux types de stratifiés se différencient par leurs drapages :

- ✚ "Bibiais" : il s'agit d'un tissu biaxial obtenu à partir de deux nappes de carbone unidirectionnelles drapées à +/-45° de grammage total de 440g/m<sup>2</sup> (Fig. 1.4). Il est utilisé principalement pour les stratifications structurales de haute résistance pour une résistance

optimale au cisaillement. Il est ainsi utilisé sur les flancs des longerons et les revêtements de la voilure et du fuselage supérieur.

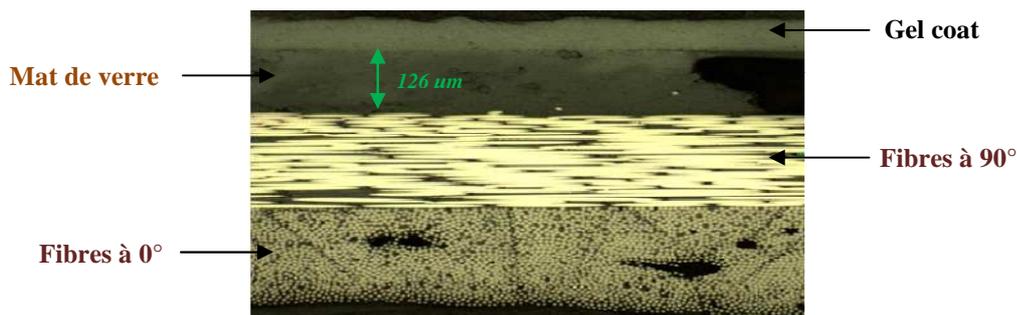


Fig. 1.4. Vue microscopique (5X) de la section d'une plaque +/-45° disposée à 0°/90°

- ✚ "Triaxial" : Tissu structural triaxial, composé de 3 nappes de fibres de carbonés à 0°/+60°/-60° et de grammage total de 760g/m<sup>2</sup>. Il est utilisé pour la fabrication des coques du fuselage du fuselage inférieur : il participe ainsi à la tenue des efforts de flexion et de cisaillement du fuselage.

En plus des tissus de carbone une couche de mat de verre de 27 g/m<sup>2</sup> de grammage est utilisée (face contre moule) et une dernière couche de gel coat pour la finition (jusqu'à l'année 2005).

Le mat de verre permet d'améliorer l'état de surface pour ainsi diminuer le temps de ponçage qui précède le travail de peinture. Ainsi lors de la préparation des surfaces avant peinture, le mat de verre et le gel coat permettent d'isoler les tissus carbonés de toutes dégradations dues au ponçage.

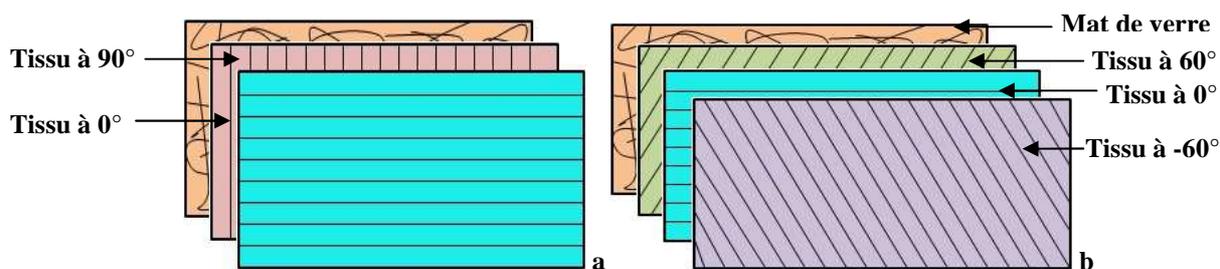


Fig. 1.5. Schémas des drapages des deux stratifiés composites étudiés

a. 0°/90°, b. 0°/+60°/-60°

### 3. Normes CS23 et FAR 23

Ces deux normes similaires concernent les avions de catégorie normale, comprenant au maximum 9 sièges (sans tenir compte du siège pilote), une masse maximale au décollage de 5780 Kg. Cette catégorie limite les manœuvres de voltige et autorise uniquement :

- les manœuvres incluant une incidence pour vol normal
- Les décrochages (sauf décrochage vertical)
- les manœuvres telles que : le looping, le virage serré, la chandelle avec un angle de roulis de plus de 60° mais, ne dépassant pas 90°.

La FAR 23 (Federal Aviation Regulation) est applicable aux USA tandis que la CS 23 est gérée par l'EASA pour l'Europe.

#### 3.1. Exigences au niveau matériau

Suivant le matériau utilisé pour la fabrication de l'aéronef, une procédure de justification est élaborée par ces normes afin de valider les tenues mécanique (chargement statique, fatigue, dynamique) et physico-chimique (vieillesse thermique, physique, hygrothermique). L'utilisation des niveaux de contraintes suivants peuvent être pris comme une preuve suffisante, en conjonction avec les pratiques de bonne conception pour éliminer les concentrations de contraintes et assurer une bonne durée de vie des structures sous-jacentes :

Matériau utilisé	Niveau de contraintes maximales utilisé admissible pour le dimensionnement
Composite Verre/époxy	250 MPa
Composite Carbone/époxy	400 MPa
Alliage aluminium	La moitié de la contrainte à rupture
Alliage acier	La moitié de la contrainte à rupture

Tab. 1.1. Tableau récapitulatif des contraintes de dimensionnement [44]

Pour des structures subissant des niveaux de contraintes plus élevés que ceux cités dans le tableau 1, une étude approfondie en fatigue devra être faite ou une combinaison avec les méthodes suivantes :

- des tests de fatigue basés sur le spectre réel d'utilisation,
- des calculs en fatigue utilisant les valeurs de résistance obtenues par des essais de fatigue réalisés sur des Éprouvettes (matériau) ou des sous structures (composant, exemple : longeron).

### 3.2. Exigences au niveau structure

Le dimensionnement des structures des aéronefs légers se fait en respectant des facteurs de sécurité imposés par les différentes normes (CV 23, FAR 23) suivant le type de matériau utilisé.

Pour la justification des structures en matériaux composites, un coefficient de sécurité de 1.5 est imposé. Le coefficient de sécurité définitif est déterminé à partir d'une des deux méthodes suivantes :

a. Un facteur additionnel de 1.2 sera utilisé lorsque les structures sont testées dans les conditions maximales d'humidité (80% d'humidité relative) et de température (54°C pour un avion peint en blanc, 84°C en noir). Cela fait au total un coefficient de sécurité de  $1.5 \times 1.2 = 1.8$ .

b. Si les structures sont testées sans contraintes de température, ni d'humidité, l'utilisation d'un facteur additionnel de 1.5 est préconisé : soit un facteur global de 2.25.

Cependant Pour les structures polymérisées à froid, on considérera que ces dernières sont déjà conditionnées au maximum d'humidité. Le facteur défini en a. peut être évalué à partir du coefficient de variation sur les résistances obtenues lors d'une étude de variabilité des matériaux de la structure. 6 éprouvettes au minimum sont nécessaires pour le calculer. Ainsi après essais (traction dans notre cas) le coefficient de variation est estimé, puis ce dernier sera multiplié par un facteur correctif F dépendant du nombre d'échantillons à tester [44] :

$$F = \frac{1 + U_p \left\{ \frac{1}{2f} \left( 1 - \frac{c^2 U_p^2}{n} \right) + \frac{c^2}{n} \right\}^{\frac{1}{2}}}{1 - \frac{c^2 U_p^2}{n}} \quad (1)$$

Où n représente le nombre d'échantillons à tester, f le degré de liberté statistique (= n-1). c et Up des constantes qui valent respectivement 0.2 et 1.6452.

Sur le tableau suivant sont répertoriés les coefficients de sécurité associés au produit du coefficient de variation au facteur correctif

CV x F	Coefficient de sécurité
5	1
6	1.03
7	1.06
8	1.1
9	1.12
10	1.15
12	1.22
14	1.3
15	1.33
20	1.55

Tab. 1.2. Coefficient de sécurité additionnel

L'étude du facteur correctif F montre une décroissance de ce dernier avec le nombre d'échantillons jusqu'à atteindre une valeur limite ( $F = 1$ ) pour un nombre très élevé d'éprouvettes. La figure 6 montre l'évolution du coefficient F en fonction du nombre d'éprouvettes à tester : ainsi en augmentant le nombre d'échantillons à tester de 6 éprouvettes à 30 éprouvettes, le facteur F passe de 1.56 à 1.23 soit une diminution de 21.15%. Pour 105 éprouvettes testées, le facteur F passe de 1.56 à 1.12, soit une diminution de 28.2% qui est un gain conséquent.

Un nombre important d'échantillon permet ainsi de diminuer la valeur du produit  $CV \times F$  et donc de s'assurer d'un faible coefficient de sécurité à condition que le matériau étudié ait une très faible variabilité. Cependant cela va représenter un coût qui sera lié au nombre d'essais à effectuer.

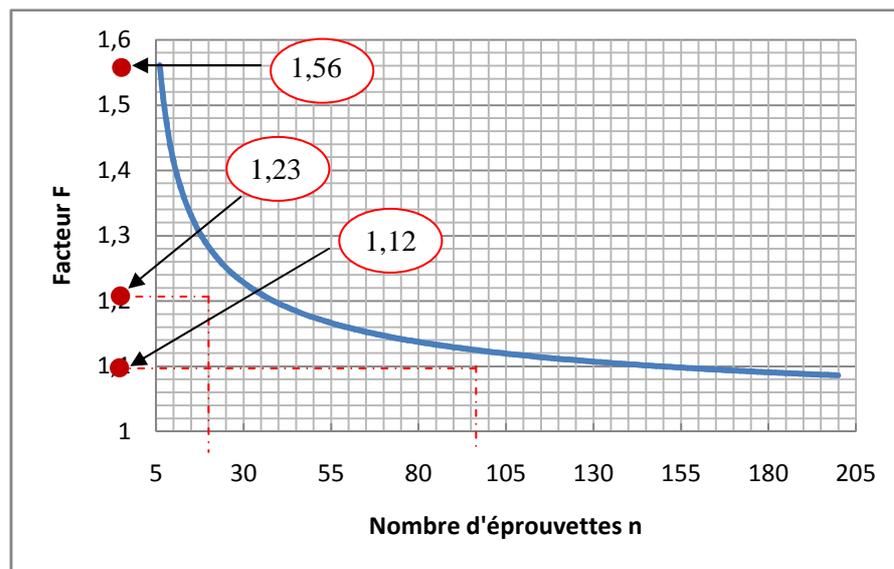


Fig. 1.6. Evolution du facteur correctif en fonction du nombre d'échantillons

Au final après avoir déterminé le coefficient de variation à partir de l'étude de variabilité, on est donc apte à évaluer le coefficient de sécurité à utiliser pour le dimensionnement des structures :  $1.5 \times CV \times F$ .

### 3.3. Evaluation de la structure en fatigue

En aéronautique l'étude en fatigue commence par l'établissement de spectres de chargement conservatifs suivi de la détermination de la durée de vie moyenne en fatigue de la structure. Un facteur de dispersion est appliqué à la durée de vie moyenne pour établir une « durée de vie sécuritaire » pour la structure. L'utilisation d'un facteur de dispersion a pour objectif de s'assurer qu'il y a une probabilité extrêmement faible que n'importe quel avion éprouve un spectre de chargement au-delà de sa durée de vie en fatigue pour ce spectre.

Le facteur de dispersion spécifié varie avec le type d'aéronef.

Pour une analyse en fatigue à partir du spectre, la fréquence et la grandeur du chargement doivent être établies.

Les principaux types de charges à déterminer en cours de service pour établir un spectre complet sont les suivantes :

- Les charges en vol, constituées de rafales et manœuvres (suivant le type d'aéronef)
- Les effets sol-air-sol
- Les charges de roulage
- Les charges d'impact à l'atterrissage.

### 3. Synthèse

A partir des essais de traction réalisés sur les deux types de matériaux ( $0^\circ/90^\circ$  et  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$ ), une étude de variabilité est effectuée dans le but de déterminer le coefficient de sécurité multiplicatif, en plus du coefficient de 1.5 imposé par les normes CS 23 et FAR 23. Le coefficient de sécurité final sera utilisé pour le dimensionnement des structures de l'aéronef.

D'autre part, l'instrumentation de la voilure de l'avion permet d'évaluer les charges (contraintes locales) appliquées en conditions réelles de fonctionnement et ce suivant différents types de configuration de vol tels que le décollage, l'atterrissage, la montée, le vol en palier, le virage,....etc.

Connaissant le coefficient de sécurité, donc les charges dimensionnelles des structures et les contraintes locales des structures en cours de service, on peut donc déterminer la marge existante entre ces deux grandeurs (fig. 1.7) :

- Si l'étude de variabilité aboutit à un fort coefficient de sécurité, cette marge se réduit et les structures se trouvent donc surdimensionnées afin de palier la forte variabilité du matériau constitutif.

- Par contre, dans le cas où le matériau présente une faible variabilité, donc un coefficient de sécurité faible, la marge entre contraintes locales et contraintes de dimensionnement sera donc très élevée, permettant ainsi une optimisation des structures lors du dimensionnement en diminuant cet écart.

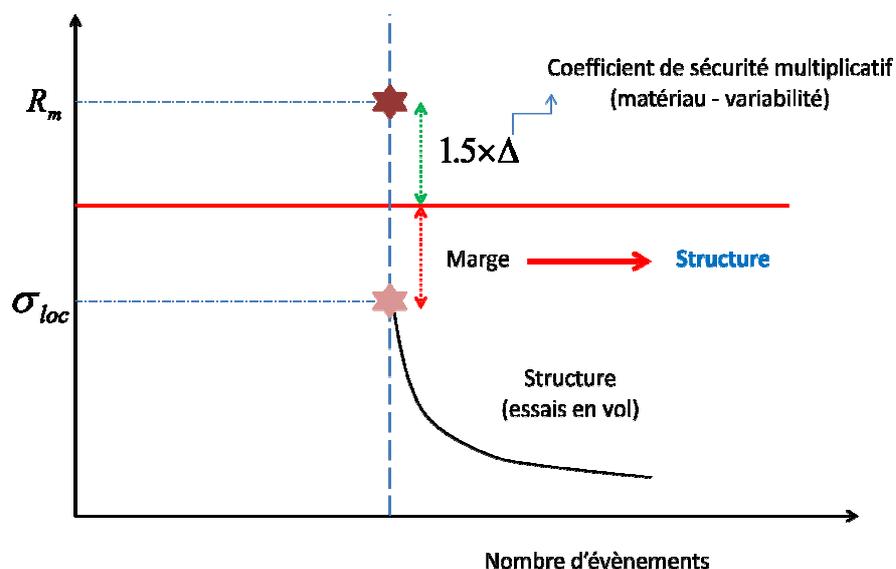


Fig. 1.7. Lien matériau - structure

Ces quelques éléments de contexte permettent de mettre en avant les principaux enjeux de notre travail, à savoir,

- Comprendre la variabilité des propriétés du composite sur 13 ans (variation du procédé de fabrication ? vieillissement ?)
- Etudier la résistance de l'aile sous spectre de chargement représentatif des conditions réelles de fonctionnement.

*Chapitre 2*  
*Bibliographie*

# 1. PROPRIETES MECANQUES ET VARIABILITE..... 21

1.1. INFLUENCE DE LA TENEUR EN FIBRES DANS LES COMPOSITES .....	21
1.2. LA POROSITE DANS LES MATERIAUX COMPOSITES.....	25
1.3. VIEILLISSEMENT DES COMPOSITES CARBONE/EPOXY .....	27
1.3.1. <i>Vieillissement physique – relaxation structurale</i> .....	28
1.3.2. <i>Vieillissement hygrothermique</i> .....	33
1.3.2.1. Influence du taux d’humidité relative et de la température.....	34
1.4. FATIGUE DES STRUCTURES COMPOSITES AERONAUTIQUES .....	36
1.4.1. <i>Notion de fatigue des structures</i> .....	37
1.4.1.1. Méthode de comptage : RainFlow .....	37
1.4.1.2. Critère de fatigue .....	39
1.4.1.3. Cumul d’endommagement .....	40
1.4.1. <i>Fatigue sous spectre de chargement</i> .....	42
1.5. CONCLUSION SUR LA BIBLIOGRAPHIE.....	45
1.5.1. <i>Porosité</i> .....	45
1.5.2. <i>Taux de fibres</i> .....	45
1.5.3. <i>Vieillissement</i> .....	46
1.5.4. <i>Fatigue</i> .....	47

Du fait de leur petite taille qui conduit à des chargements en vol moins importants (conception simplifiée, masse maximale en vol, altitude, environnement) par rapport aux avions commerciaux, les aéronefs légers ont la possibilité d'intégrer un maximum de matériaux composites sur des pièces structurelles, jusqu'à 80% de la masse totale.

Malgré leur faible densité conjuguée à leurs hautes performances mécaniques, les matériaux composites demandent une attention particulière, de leur fabrication jusqu'à leur utilisation. Il a été prouvé dans plusieurs études que l'étape de fabrication est et reste la source de la majorité des défauts rencontrés sur les produits finis. Ces défauts tels que la porosité, l'adhérence matrice-renforts ou contraintes internes ont un impact direct sur les propriétés mécaniques du matériau, fragilisant ainsi les structures associées. Aussi suivant le processus utilisé pour la fabrication d'une pièce composite, des variations des teneurs en renforts et matrices peuvent être constatées : c'est le cas du moulage au contact. Les propriétés mécaniques du composite final étant liées à celles de la fibre et de la matrice, elles varient donc suivant les proportions de ces dernières.

Bien qu'ils ne soient pas soumis aux mêmes niveaux d'agressions environnementales que dans l'aviation civile, les aéronefs légers sont aussi exposés principalement à l'humidité et aux variations de températures. Le vieillissement est aussi à prendre en compte dans les structures composites des aéronefs légers. Ce dernier modifie la structure interne du matériau qui se traduit mécaniquement par une chute des propriétés et d'une augmentation de la variabilité de ces propriétés.

Suivant l'utilisation prévue, un aéronef léger ne subit pas le même taux de chargement en cours de service (aéroclub, loisir) ; En général, du fait des différents types de configurations (roulage, décollage, manœuvres, atterrissage) les structures composites sont donc sujettes à de la fatigue due aux variations de contraintes relatives à chaque configuration de vol.

Ce chapitre est divisé en quatre parties : la première partie aborde l'impact de la variation de la teneur en fibres dans les matériaux composites ; la seconde présente l'influence du taux volumique de porosité ; la troisième partie présente les différents types de vieillissement que peut rencontrer l'aéronef étudié en cours de service et la dernière partie aborde la fatigue des structures aéronautiques sous spectre de chargement.

Ce chapitre se terminera par une synthèse des de toutes les sous parties présentées dans le but de faire ressortir les pistes adaptées à notre étude.

# 1. Propriétés mécaniques et variabilité

## 1.1. Influence de la teneur en fibres dans les composites

Obtenus par l'association de fibres et d'une matrice, les matériaux composites héritent des propriétés de ces derniers (lois de mélange). Les propriétés d'un composite varient donc en fonction de celles de ses matériaux constitutifs (fibres et matrice) : d'une part la grande rigidité et la haute résistance des fibres qui associées d'autre part, par l'isotropie de la matrice jouant le rôle de la répartition des contraintes, permet au final d'obtenir un matériau qui allie légèreté et hautes performances mécaniques.

Les capacités de renforcement des fibres dépendent de l'orientation, la quantité, l'adhésion renfort-matrice et l'imprégnation des fibres dans la résine [1]. Suivant le sens de chargement par rapport à celui de l'orientation des fibres, un composite n'aura pas les mêmes propriétés mécaniques ; De même une bonne imprégnation et une adhésion parfaite des fibres dans la matrice permettent un meilleur profit des caractéristiques intrinsèques des fibres, en assurant une bonne répartition des charges d'une fibre à l'autre via la matrice.

Enfin étant donné que la grande rigidité et résistance des composites proviennent surtout des renforts, leurs quantités influencent donc sur les caractéristiques mécaniques finales. Aous et al. [2] ont étudié l'influence du taux volumique de fibres sur les propriétés mécaniques d'un composite renforcé de fibres de verre (verre/époxy) à partir des essais de flexion 3 points : ils ont prouvé qu'une augmentation de la teneur volumique de fibres de 51,7% à 61,7% engendre une augmentation de 27% du module d'élasticité et 15% de la force à rupture (figure 2.1 et 2.2).

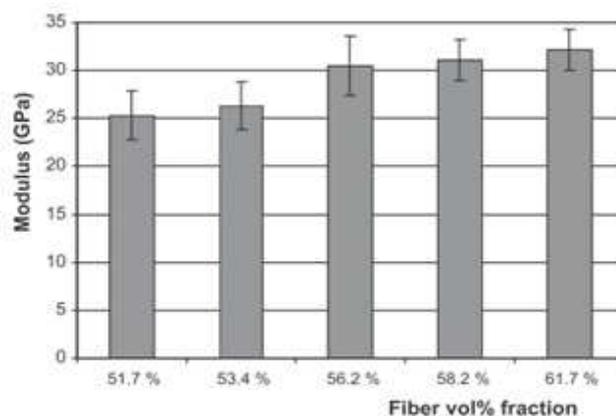
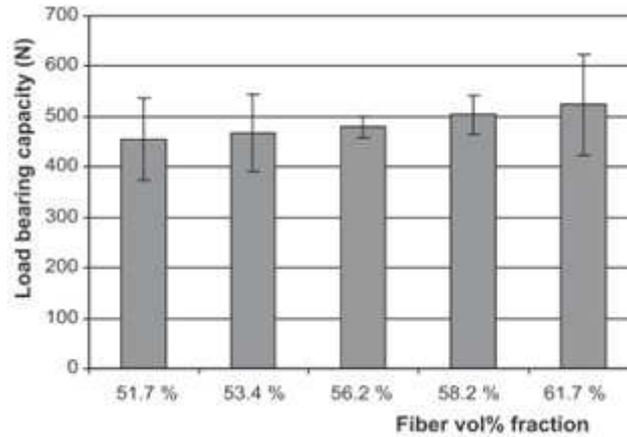
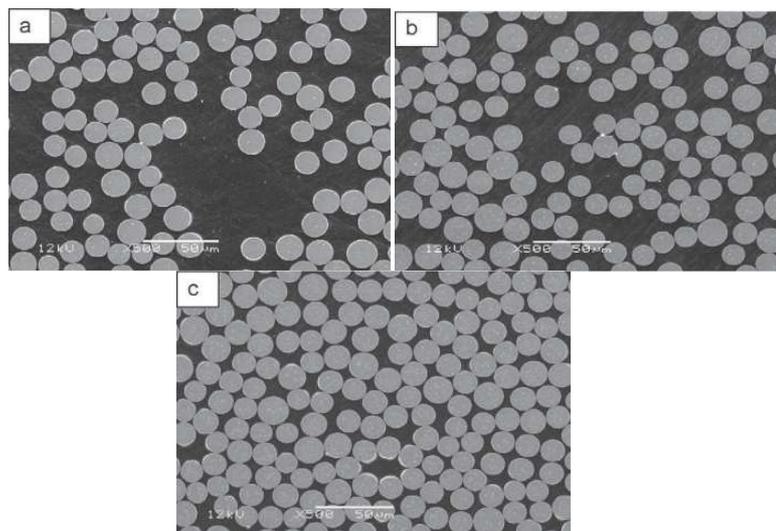


Fig. 2.1. Moyenne des modules en fonction du pourcentage volumique de fibres [2]



**Fig. 2.2. Moyenne des charges à rupture en fonction du taux volumique de fibres [2]**

A partir d'images MEB (Microscopie à Balayage Electronique), ils montrent aussi comment sont réparties les fibres dans la matrice suivant leurs teneurs dans le composite. Ainsi il montre que pour l'échantillon ayant le plus faible taux volumique de fibres, ces derniers ont une répartition irrégulière au sein de la matrice, ce qui provoque donc une répartition hétérogène des contraintes dans le composite (figure 2.3). Cette répartition des fibres s'améliore au fur et à mesure que la teneur augmente.



**Fig. 2.3. Images MEB (500x) illustrant l'augmentation de la teneur en fibres (b)  
a: 51.7%, b: 56.2% c: 61.7% [2]**

En effet les composites sont plus sensibles à la rigidité des fibres que celles de la matrice ainsi, lorsque le taux de fibres augmente, le coefficient de Poisson lui diminuerait afin de se rapprocher de celui des fibres de verre [3]. Des études effectuées sur un composite renforcé de fibres de verre montre une faible diminution du coefficient de Poisson lors d'une augmentation de la teneur en fibres (figure 2.4) [4].

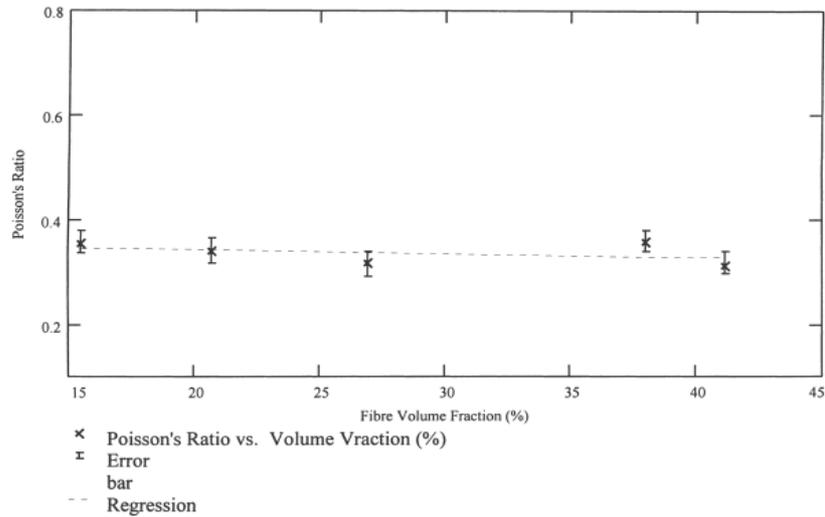


Fig. 2.4. Coefficient de poisson en fonction du taux volumique de fibres [4]

Rochardjo et al. [5] ont étudié l'influence du taux de fibres sur le mode de rupture d'un composite carbone / époxy. En effet le taux volumique de fibres est un facteur influençant non seulement les propriétés mécaniques, mais aussi le mode de rupture du composites [5]. Ainsi à partir d'éprouvettes trouées au centre, il a ainsi montré comment une variation de la teneur de fibres modifie la répartition des contraintes locales et donc du mode de rupture. Comme le montre la figure suivante, le mode de rupture est conditionné par deux types de contrainte :

- La contrainte nécessaire à la rupture du composite dans le sens du chargement (traction)
- La contrainte nécessaire à la rupture de l'échantillon en cisaillement inter laminaire (CIL).

Selon cette étude, l'apparition de différents modes de rupture est associée à l'évolution de la relation d'inégalité entre la charge nécessaire à la rupture de l'échantillon en traction ( $P_{\sigma}^*$ ) et la charge nécessaire à une rupture en cisaillement inter laminaire ( $P_{\tau}^*$ ). Ainsi pour un faible taux volumique de fibre, la contrainte nécessaire à une rupture en cisaillement étant plus élevée que celle de traction ( $P_{\sigma}^* < P_{\tau}^*$ ), une rupture franche de l'échantillon perpendiculaire au sens de chargement est observée (Fig. 2.5. b - Type A). A l'opposé, pour un taux de fibres plus élevé, la contrainte nécessaire à une rupture en traction devient plus importante que celle de cisaillement ( $P_{\sigma}^* > P_{\tau}^*$ ) : ce qui engendre donc une rupture du matériau en cisaillement (Fig. 2.5. b - Type B) [4 – 5]. Dans la zone intermédiaire, au fur et à mesure que le la fraction volumique de fibres augmente,  $P_{\sigma}^*$  augmente aussi tandis que  $P_{\tau}^*$  diminue : une rupture mixte est observée pour un taux de 55% (Fig. 2.5. b - Type AB) où la contrainte nécessaire à la rupture en traction égale celle en cisaillement, ce qui correspond à l'intersection des droites représentant les évolutions de  $P_{\sigma}^*$  et  $P_{\tau}^*$  en fonction du taux volumique de fibres (Fig. 2.5. a).

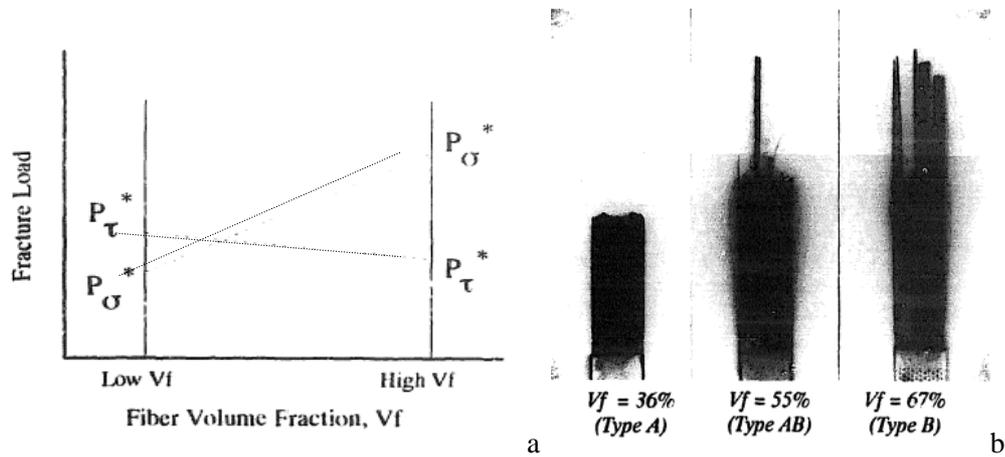


Fig. 2.5. a : illustration du changement de contrainte à rupture en fonction du taux volumique de fibres

b : images échantillon après essais illustrant les modes de rupture du composite [5]

Type A : rupture franche

Type AB : rupture mixte

Type B : rupture en cisaillement

Cette étude va encore plus loin en étudiant les mécanismes locaux de rupture, comme l'ont montré Zweben et al. , la teneur en fibres conditionne le mode de rupture à l'échelle fibre – matrice : pour un échantillon ayant un faible taux volumique de fibres, la rupture d'une fibre entraîne celle de la fibre voisine, tandis que pour un taux de fibres élevé, la rupture d'une fibre entraîne une décohésion de l'interface fibre – matrice (figure 6) [4,6] ce qui se traduit par un déchaussement de fibres dans ce dernier cas.

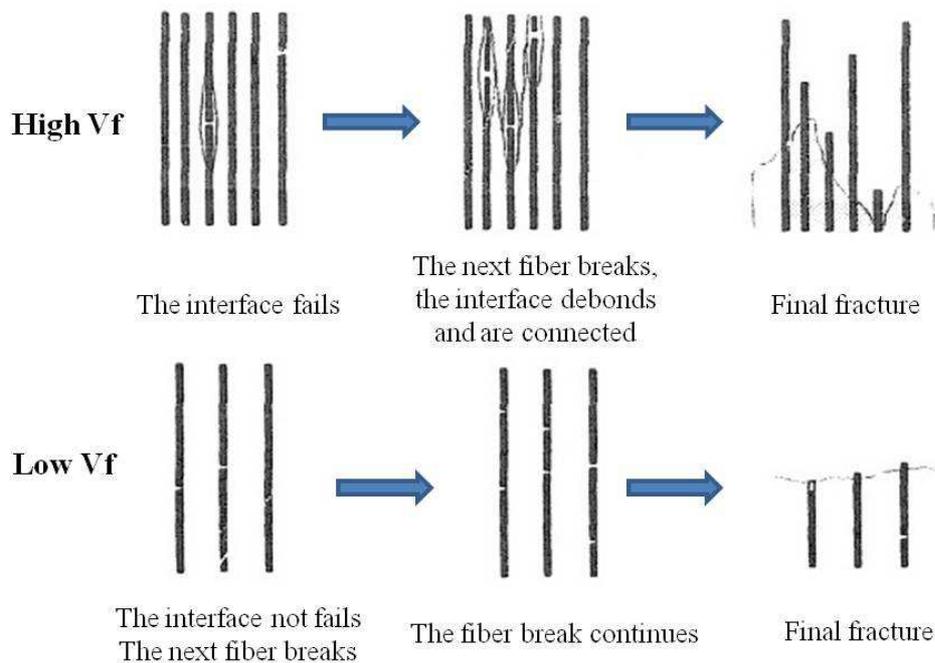


Fig. 2.6. Modes de rupture suivant le taux volumique de fibres [6]

## ***1.2. La porosité dans les matériaux composites***

Très recherchée dans la fabrication des mousses ou des membranes filtrantes, la porosité est en revanche néfaste au matériau composite de haute performance. L'impact de ce défaut à fait l'objet de beaucoup d'attention, comme en atteste le nombre important d'études sur ce sujet.

La présence de porosité dans les pièces composites est un fait inévitable. C'est ainsi que des limites furent fixées suivant les applications : dans les structures aérospatiales travaillant en dynamique, un taux de porosités dépassant 1% n'est pas tolérable [7] ; contrairement à d'autres applications où un niveau de 5% et même plus peut être toléré [7-8]. Ces niveaux critiques permettent de limiter la chute des caractéristiques mécaniques. En dessous d'un certain pourcentage volumique, compris entre 0.5% et 1% suivant le matériau étudié, la porosité n'a pas d'influence sur le comportement de la pièce si elle est bien répartie dans l'espace. En revanche, pour des taux de porosité plus élevés, les propriétés mécaniques de la pièce sont affectées de manière significative.

En effet, plusieurs études montrent que les caractéristiques mécaniques des composites sont sensibles à la teneur en porosité [9-11].

Dans leurs recherches sur la détermination de la pression de cuisson optimale aboutissant à un minimum de porosité, Olivier et al. [12] ont étudié en même temps les principales causes et effets de la porosité sur les composites carbone/époxy. Deux principales causes engendrant de la porosité ont été citées [13-16] :

- La première est l'emprisonnement d'air lors de l'imprégnation des fibres par la résine.
- La seconde est due à l'évaporation des substances volatiles contenues dans le système matriciel.

Après ces deux amorces, l'augmentation du taux de porosité peut survenir à partir de la diffusion de l'air ou par l'agglomération des porosités voisines.

Plusieurs auteurs ayant étudié les effets de la porosité sur les stratifiés composites épais en carbone/époxy s'accordent à dire que les propriétés de traction longitudinale des stratifiés unidirectionnels n'apparaissent pas être influencés par la teneur en porosité ; contrairement aux propriétés de compression, traction transverse ainsi que la flexion et le cisaillement inter laminaire [9-13,17]. Tous ces auteurs mentionnent une diminution des propriétés mécaniques avec l'augmentation du taux de porosité : le cisaillement inter laminaire est la caractéristique la plus sensible comme le montre la figure 7.

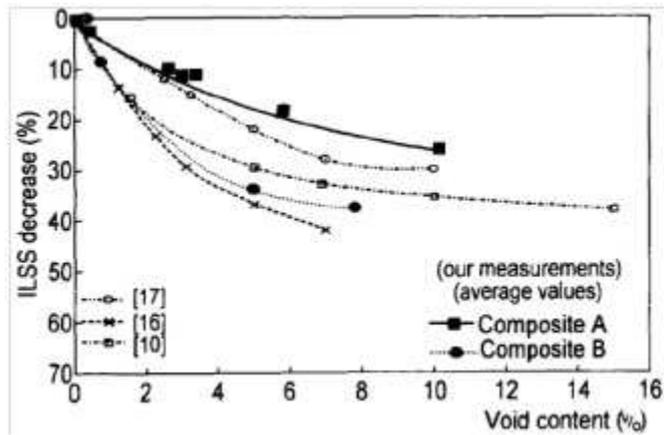


Fig. 2.7. Diminution du cisaillement inter laminaire en fonction du taux de porosité [12,20]

Les figures 2.8.a et 2.8.b montrent l'influence de la porosité sur deux composites A et B de même drapage ( $[0^\circ_{16}]$ ) et ayant un même taux volumique de fibres (60%). Ils se différencient par les deux types d'époxy utilisés : le type A provient de l'entreprise Hexcel (France) et le type de l'entreprise Ciba (USA). Comme attendu, le module longitudinal en traction ( $E_l$ ) n'est pas affecté (ou très peu) par la teneur de vides (fig. 8.a), ceci est principalement dû au fort taux volumique de fibres ; par contre ils montrent une diminution de 12% de la contrainte à rupture pour les deux composites lorsque le taux de porosité passe de 0.3% à 10.3% pour le composite A et de 1.4% à 8.3% pour le composite B. quant aux modules et à la résistance en traction transversale, ils restent très sensibles à la teneur en porosité.

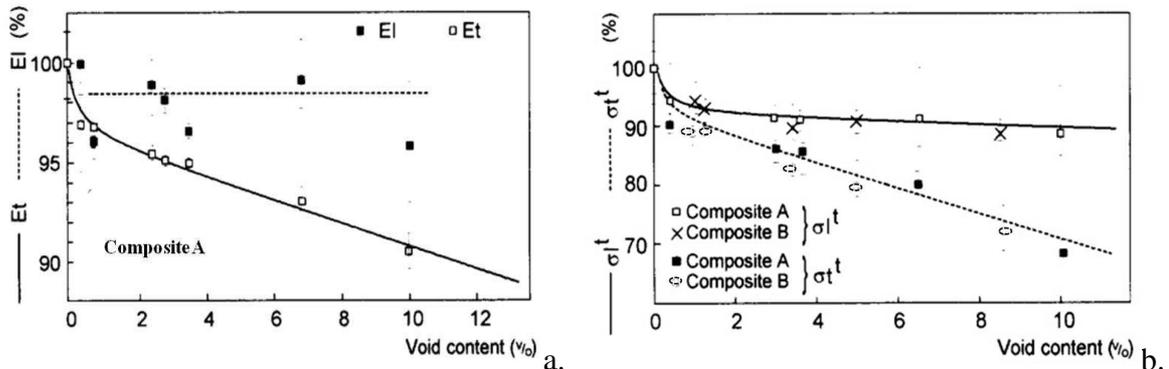


Fig. 2.8. : a. Modules longitudinal et transversal en fonction du taux de porosité (composite A),  
b. résistance en traction longitudinale et transversale en fonction de la porosité [12].

D'autres études ont expliqué cette différence d'influence sur les caractéristiques mécaniques :

- Selon ces études, en traction longitudinale, l'influence de la porosité n'est pas liée à la répartition des contraintes dans le composite [18], mais plutôt aux micros-décohésions entre fibres et matrice [19].
- En traction transverse, le système fibre – matrice supporte la même charge au cours de l'essai, ainsi la présence de porosité rompt le lien fibre – matrice et modifie donc le module et la résistance.

Le taux de porosité n'explique pas à lui seul les chutes des caractéristiques mécaniques des stratifiés composites. En effet, il est tout à fait possible que deux stratifiés ayant subi le même processus de fabrication et ayant le même taux de porosité, puissent toutefois avoir des propriétés mécaniques différentes : ceci est principalement dû au fait que la porosité est tout d'abord une caractéristique volumique du composite ; ainsi son influence sur les caractéristiques mécaniques dépend de la localisation, de la taille et de la forme [20] : c'est ce qui modifie la distribution homogène des contraintes dans l'épaisseur.

### ***1.3. Vieillessement des composites carbone/époxy***

Afin de répondre à la question principale de la réduction de durée de vie, des tests de vérification et des méthodes d'analyse sont nécessaires pour quantifier le vieillissement, fournir des orientations pour le développement de matériaux et d'évaluer avec précision les tendances de vieillissement des matériaux composites. En effet le vieillissement fait évoluer les caractéristiques mécaniques des composites à partir :

- De modifications de la structure chimique de la matrice (vieillessement chimique) ; on y retrouve le vieillissement thermochimique, thermo-oxydatif, photochimique (UV), etc....
- De phénomènes tels que la relaxation structurale, l'absorption ou la diffusion de molécules et ce sans modifier la structure chimique des macromolécules : c'est le vieillissement physique.

Du fait de leur condition d'utilisation moins endommageant en température (entre  $-20^{\circ}\text{C}$  et  $+54^{\circ}\text{C}$ ), il ne sera pas abordé dans ce mémoire le vieillissement thermo-oxydatif ; de même que le vieillissement photochimique à cause de l'utilisation de peintures permettant d'isoler l'impact des ultraviolets aux composites.

Dans le cadre de ce projet, l'étude de vieillissement est limitée au vieillissement physique des matrices thermodurcissables et leurs composites associés. Il est important pour une étude en vieillissement d'identifier les facteurs de dégradation environnementale et le mécanisme de dégradation critique afin de mettre en place un protocole de vieillissement accéléré.

Dans le cadre de ce projet les facteurs de dégradation environnementale sont : la chaleur, l'humidité et le chargement mécanique. Le mécanisme de dégradation critique est le processus qui se produit à cause d'une attaque par un ensemble spécifique de facteurs de dégradation environnementale. Il est supposé que le mécanisme de dégradation critique se produit lorsque les facteurs de dégradation de l'environnement sont à l'intérieur des limites de l'utilisation [21]. Par exemple, la dégradation critique en raison de l'humidité est supposée se produire uniquement dans des environnements conformes aux conditions de fonctionnement.

Le vieillissement accéléré est défini comme étant le ou les processus requis pour accélérer un mécanisme de dégradation critique spécifique; ce qui se traduit dans le matériau d'atteindre le même état final vieilli comme dans le cas réel de fonctionnement mais en moins de temps.

La validation des méthodes de vieillissement a lieu grâce à une comparaison des propriétés mécaniques, des mécanismes d'endommagement et des paramètres physiques (par exemple la perte de

poinds, des changements de la transition vitreuse ou de la ténacité à la rupture) déterminés à partir des tests accélérés avec ceux de tests en temps réel de vieillissement.

### 1.3.1. Vieillissement physique – relaxation structurale

Suivant leurs utilisations en cours de service, les composites à matrice époxy se retrouvent souvent exposés à des températures plus ou moins élevées. Sur une période prolongée, cette exposition entraîne un vieillissement de la matrice époxy pouvant dégrader ses propriétés thermomécaniques. Traditionnellement, le vieillissement physique a été classé comme l'une des grandes catégories de mécanismes de vieillissement des matériaux vitreux. Il est caractérisé par une augmentation de la densité massique (relaxation volumétrique) et/ou une diminution de l'énergie configurationnelle moléculaire (enthalpie de relaxation) des polymères amorphes ou semi-cristallins lors d'une exposition prolongée à une température en-dessous de la température de transition vitreuse.

Les mécanismes caractéristiques du vieillissement physique sont axés sur les changements physiques dans la structure moléculaire lors d'un recuit. Le vieillissement physique est souvent associé aux diminutions de la ténacité, de la réponse viscoélastique et de la perméabilité des polymères.

Il y a deux changements majeurs qui se produisent lors d'un vieillissement physique : réduction du volume libre et du volume spécifique du polymère.

$$\begin{array}{ccc}
 \text{Volume spécifique du polymère} & \longrightarrow & \mathbf{v = v_f + v_s} & \longleftarrow & \text{Volume spécifique des molécules compactées} \\
 & & \uparrow & & \\
 & & \text{Volume Libre} & & 
 \end{array} \quad (2)$$

Lorsqu'un polymère est refroidi à partir d'une température élevée, son volume spécifique diminue (donc le volume libre). Pour des températures élevées, le volume spécifique varie linéairement avec cette dernière comme le montre la ligne d'équilibre amorphe (Fig. 2.9). Tout au long de la partie linéaire de cette courbe, la structure moléculaire du polymère se trouve dans un état d'équilibre énergétique pour une température donnée et peu importe le temps de maintien, le volume spécifique ne change pas : c'est l'état caoutchoutique de l'époxy.

Lorsqu'un échantillon époxy est refroidi à partir de cet état d'équilibre, à des températures élevées, il existe une plage de température dans laquelle la relation entre le volume spécifique et la température n'est plus linéaire : le point au cours duquel cela se produit est connu sous le nom de température de transition vitreuse (Tg). Au moment où l'échantillon époxy continue à se refroidir à travers la Tg, le volume spécifique continue de diminuer mais à un rythme beaucoup plus faible qu'au dessus de la Tg. Cette courbe reste parallèle à la courbe du matériau cristallin, conséquence de la contraction thermique (diminution du volume libre).



6.8 Atm. Une post cuisson est effectuée en étuve à 250°C pendant 16 heures puis suivi d'un refroidissement rapide à l'air ambiant (23°C) ; la post-cuisson est nécessaire pour éliminer la possibilité de réticulation continue lors du vieillissement thermique.

Le vieillissement est effectué à la température de 140°C sous azote (N)

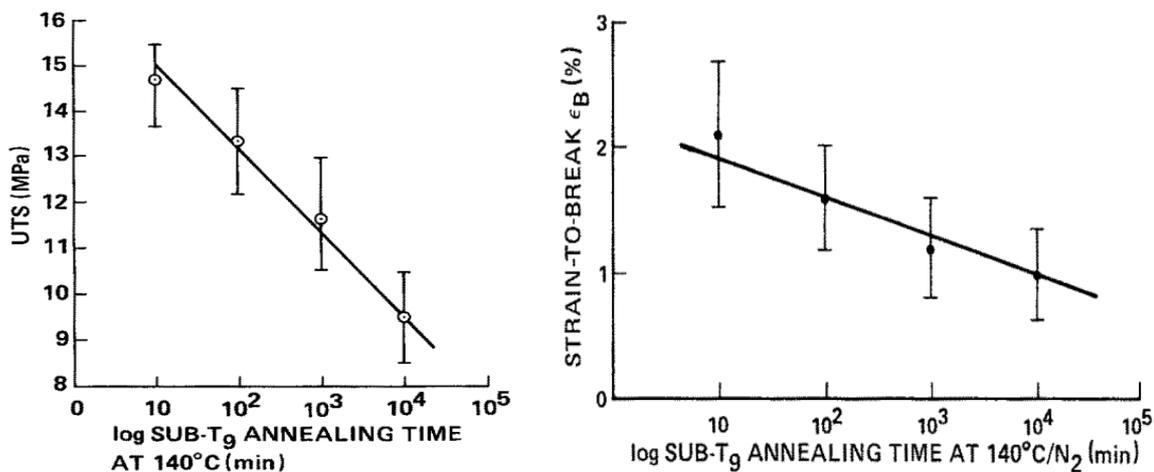


Fig. 2.10. Contraintes (a) et déformations (b) à rupture en fonction du temps de vieillissement [25].

Après vieillissement à une température en dessous de la T<sub>g</sub>, des essais de traction sont effectués sur les échantillons et il a été prouvé que la contrainte à rupture en traction diminue avec le temps. La même conclusion est obtenue pour la déformation maximum à rupture. Ces deux grandeurs diminuent linéairement en fonction du logarithme du temps de vieillissement [25].

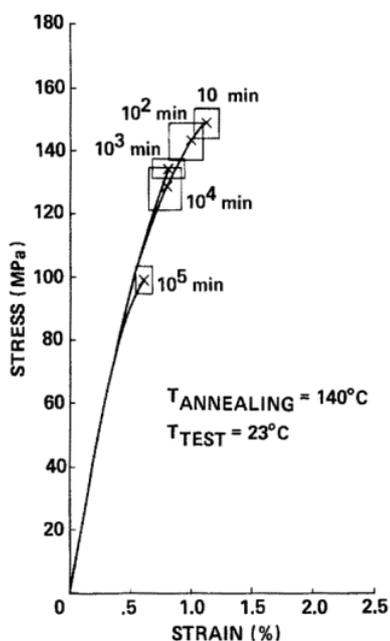


Fig. 2.11. Comportement en traction en fonction du temps de vieillissement [25]

La figure 2.11 présente ainsi le même constat que pour la résine seule, c'est-à-dire une diminution des contraintes et déformations à ruptures avec le temps de vieillissement. Ces mêmes auteurs ont

effectué des essais de DSC sur la plage de température de 60°C à 300°C afin de suivre la cinétique de relaxation lors du vieillissement (fig.12).

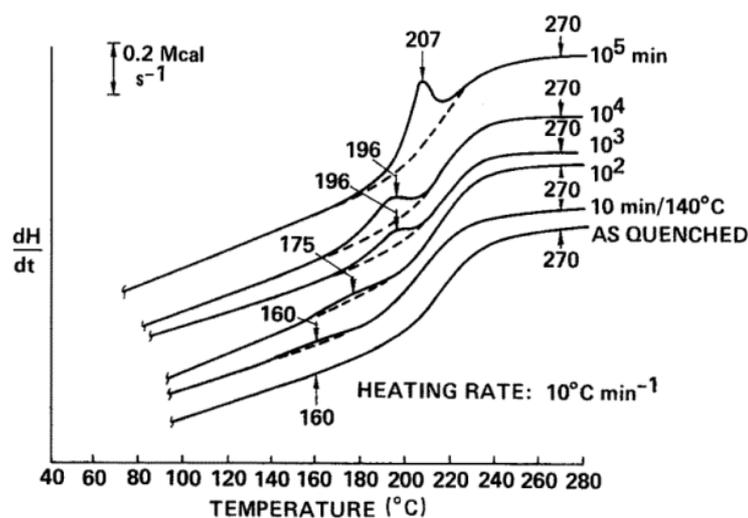


Fig. 2.12. a. Evolution de l'enthalpie de relaxation en fonction du temps de vieillissement [25] ;  
Vieillissement après réticulation totale.

La figure 2.12.a. représente des échantillons d'époxy réticulés totalement qui sont refroidis à partir d'une température supérieure à la  $T_g$  puis vieillis à 140°C. Les lignes pleines et pointillées représentent respectivement les courbes au premier passage et celles du deuxième passage après un rapide refroidissement. Les observations suivantes ont été faites [25]:

- Un pic d'enthalpie de relaxation apparaît juste à côté de la valeur « onset » de la  $T_g$ . Ce pic apparaît dès 10 mn de vieillissement.
- Durant le vieillissement, la température du pic de relaxation augmente avec le temps.
- Ce phénomène (relaxation) est thermoréversible (courbe en pointillé après un refroidissement rapide) comme le montre l'expérience sur la figure 2.12.b.

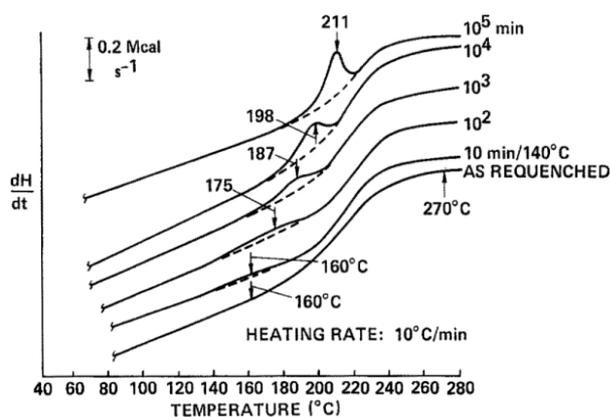


Fig. 2.12. b. Re-vieillissement après refroidissement du matériau déjà vieilli (figure 2.12. a).

L'étude sur l'enthalpie de relaxation a été effectuée sur trois températures différentes : 80°C, 110°C et 140°C [25] comme le montre la figure 2.13 : la cinétique de vieillissement ralentit lorsque l'incrément de température «  $T_g - T_v$  » (où  $T_v$  représente la température de vieillissement) augmente.

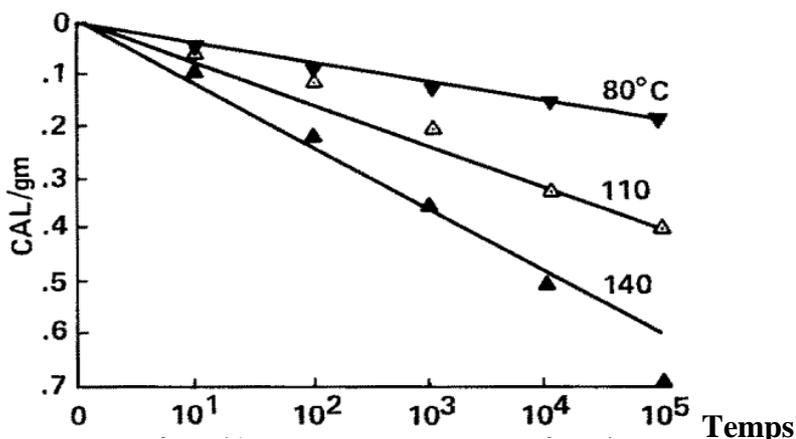


Fig. 2.13. Enthalpie de relaxation sous différentes températures de vieillissement [25]

Barral et al [25'] reportent quelques effets lors d'un vieillissement à une température en dessous de la  $T_g$  sur le module de conservation et le pic d'amortissement (tangente delta) pour des époxy à faible  $T_g$ , à partir des essais de DMA : en effet lorsque le temps de vieillissement augmente, le module de conservation suit le même rythme et le pic de la tangente delta diminue avec le temps de vieillissement.

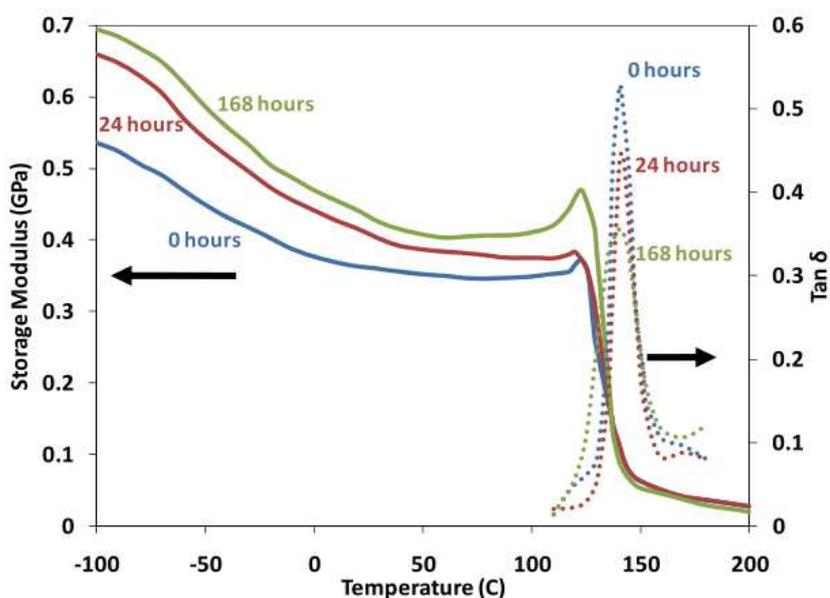


Fig. 2.14. Evolution du module de conservation et de la tangente delta avec le temps de vieillissement [25']

Lorsque la température de vieillissement est supérieure ou égale à la température de transition vitreuse, un autre phénomène, l'oxydation, est à prendre en compte : c'est ainsi que D. Lévêque et al

[26] ont effectué la comparaison des échantillons de composites carbone/époxy de différents drapages vieillis et non vieillis sur un test thermomécanique (traction à 120°C)

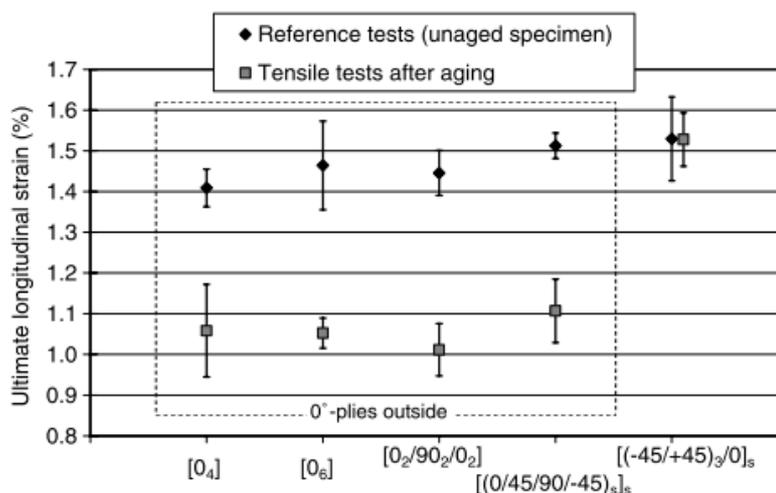


Fig. 2.15. Valeurs limites en traction en fonction du drapage [26]

Ils ont montré (figure 2.15) que le vieillissement thermique affecte les composites ayant leurs plis à 0° à l'extérieur et note ainsi une chute jusqu'à 30% des valeurs limites en traction due à une oxydation de la résine [26]. Par contre pour le stratifié  $[(-45^\circ/+45^\circ)_3/0]_s$ , ayant son pli à 0° à l'intérieur du composite présente les mêmes valeurs limites de traction entre l'échantillon vieilli et non vieilli. En effet dans ce dernier cas, le pli à 0° est protégé de l'oxydation.

Ce phénomène ne sera pas pris en compte dans cette étude, dans la mesure où les essais seront toujours effectués à une température inférieure à la température de transition vitreuse (60°C pour une Tg de 75°C).

### 1.3.2. Vieillissement hygrothermique

Plusieurs études montrent aujourd'hui que les composites à matrices organiques sont sensibles aux contraintes environnementales telles que la température et l'humidité [27-30]. Ces dernières peuvent créer des dégradations irréversibles et rendre ainsi les pièces inutilisables. Dans les résines époxy plus ou moins hydrophile, la diffusion de l'eau au sein de la résine et de l'interface fibre – matrice peut entraîner une modification des différents composants en agissant comme « plastifiant ». Les propriétés de ces composants pouvant évoluer au cours du temps suivant l'intensité des contraintes environnementales. Ainsi pour des taux d'humidité et température faibles, l'eau liée au réseau moléculaire peut se libérer et quitter le matériau après séchage. Pour des conditions plus sévères (humidité et température élevées), des défauts se créent au sein de la matrice et/ou de l'interface fibre-matrice, également des pertes de matière (lessivage). Ces endommagements ne sont pas réversibles après séchage.

Il est donc primordial de connaître l'évolution des propriétés des composites dans les conditions environnementales d'utilisation et dans un temps donné.

### 1.3.2.1. Influence du taux d'humidité relative et de la température

B.C. Ray [32] a étudié l'influence de la température lors des essais de vieillissement hygrothermiques en maintenant constant le taux d'humidité relative. Les tests sont effectués sur un stratifié carbone/époxy pour des températures de 60°C et 70°C et sous une humidité relative de 95% HR. Comme le montre la figure suivante, une température plus élevée entraîne une hausse du taux d'absorption et donc de la vitesse d'absorption [32].

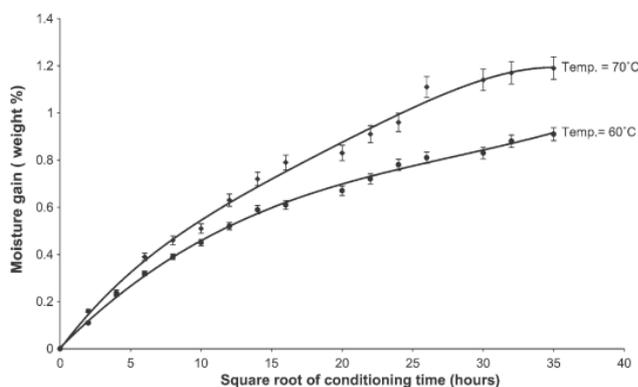


Fig. 2.16. Cinétique d'absorption d'un composite carbone/époxy à 60°C et 70°C sous une humidité relative de 95%HR [32]

Après vieillissement, des tests de cisaillement inter laminaire sont effectués : il est noté que les contraintes de cisaillement inter laminaire sont plus faibles pour les échantillons ayant subis un vieillissement hygrothermique à haute température (70°C).

Ceci est dû principalement aux contraintes thermiques engendrées par la hausse de la température. Ces contraintes thermiques favorisent l'amorçage et la propagation de fissure à l'interface fibre/matrice.

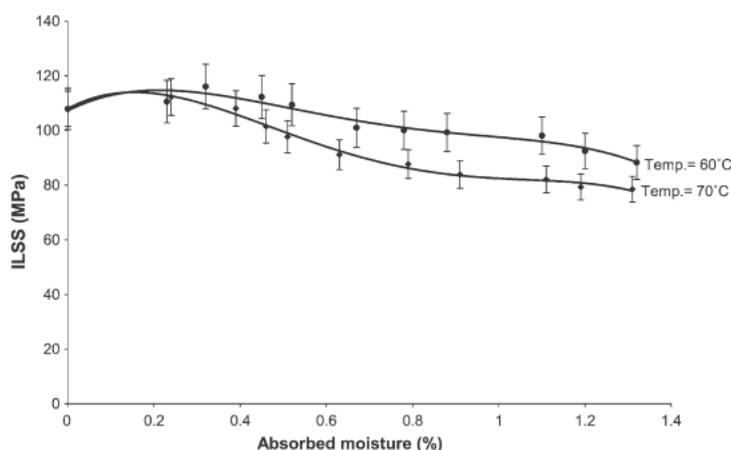


Fig. 2.17. Variation des contraintes de cisaillement inter laminaire après vieillissement [32]

Le vieillissement hygrothermique est un phénomène très pris au sérieux dans l'aéronautique. Les essais adaptés aux conditions réelles de fonctionnement des avions (militaires ou civils) se

développent dans le but de se rapprocher des dégradations environnementales en cours de service. Néanmoins, ces vieillissements ne prennent pas en compte les variations de températures et d'humidité et donc du couplage des deux tels que rencontrés en cours de service.

Dans sa thèse, T.G. Reynold [33] a étudié l'impact environnemental sur les structures composites des avions supersoniques à partir d'essais cycliques combinant la température et l'humidité.

Il a ainsi dressé un profil de test cyclique de base représentatif des conditions réelles de fonctionnement de ces types d'aéronefs :

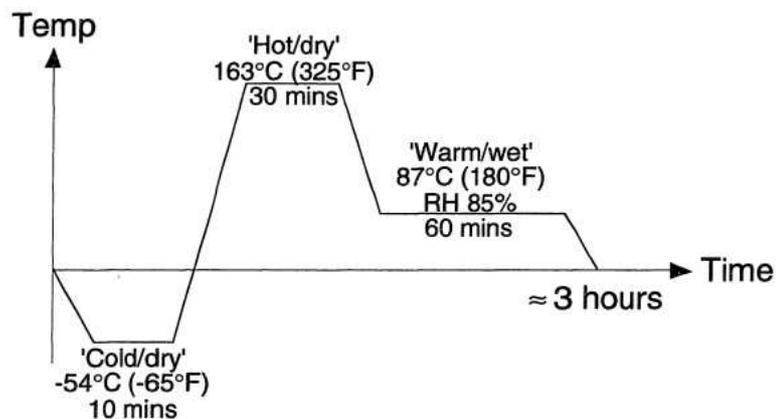


Fig. 2.18. Profil de test cyclique de base d'un avion supersonique [33]

- La zone froide/sèche représente la phase de vol subsonique (-54°C, 10mn)
- La zone chaude/sèche représente la phase supersonique (163°C, 30mn)
- La zone chaude/humide représente la phase de stockage, maintenance et vol à faible altitude (87°C, 60mn)

Des dégradations sur les bords et des microfissures au sein du stratifié sont observé sur des composites exposés sur ce profil cyclique. Et les matériaux réagissent différemment.

Sachant que la durée de vie de l'avion est estimée à 20000 cycles, il faudra 9 ans de tests continus pour palier toute la DDV. Il est donc nécessaire d'effectuer des tests accélérés, permettant d'obtenir les mêmes dégradations en moins de temps. Pour ce faire, dans un premier temps, il a effectué un test de 500 cycles respectant le profil de base qui lui a permis de déterminer les différentes dégradations engendrées. La suite de l'étude a été de déterminer les mécanismes causant les dégradations observées. L'idée est de découpler les mécanismes de dégradation afin de répartir les dommages suivant les phénomènes (thermique, humide). Ceci qui lui a ainsi permis d'optimiser le temps moyen d'un cycle pour l'essai accéléré après avoir donc ciblé les mécanismes endommageant.

Il est montré que lorsque l'humidité et la température restent constantes tout au long d'un essai, le taux maximum d'humidité absorbé dépend de l'humidité relative ; tandis que la vitesse de diffusion dépend elle de la température. Dans le cas d'une étude transitoire, l'état d'équilibre est obtenu lors d'une exposition prolongée, tandis que les changements de distribution d'humidité eux se produisent sur les couches extérieures du stratifiés.

Une exposition en des temps et températures faibles conduit à des effets réversibles après séchage. En effet par le procédé de plastification, l'eau rompt les liaisons Van de Waals au sein de la résine. Ceci réduit la température de transition vitreuse de 10°C à 20°C pour une absorption d'humidité de 1% ; ce qui n'est pas sans conséquences sur les propriétés mécaniques.

#### 1.4. Fatigue des structures composites aéronautiques

En cours de service, toute pièce constitutive d'une structure aéronautique (ou autre) n'est pas uniquement sollicitée en statique mais subit des charges répétées, aléatoires ou cyclique de plus ou moins forte amplitude en superposition de son chargement nominal.

La fatigue conduit à des ruines de structure sous chargement plus faible que la limite de rupture sous chargement monotone. Afin de faire face à cette difficulté, il faut donc bien connaître la durée de vie de la structure ou bien dimensionner cette dernière pour avoir une durée de vie maîtrisée.

Ainsi les pièces sont dimensionnées avec une contrainte maximale inférieure à la limite de fatigue (ou seuil d'endurance) ou bien il faut prédire leur durée de vie et la fréquence de leur remplacement ou encore à défaut de prédiction fiable il faut surveiller leur éventuelle évolution de manière à détecter le seuil d'acceptabilité avant échange.

La figure 2.19 suivante donne une représentation schématique de l'évolution ainsi que l'accumulation des dommages au cours d'un chargement en fatigue d'un carbone/époxy multidirectionnel.

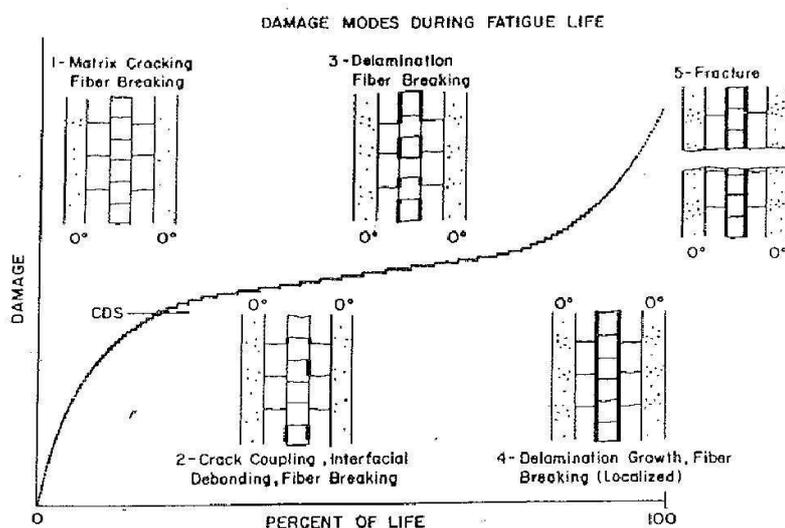


Fig. 2.19. Représentation schématique de l'accumulation des endommagements en fatigue dans un composite unidirectionnel [34]

La ruine des ailes d'avions découle directement des chargements de ces dernières. Toutes les structures sont dimensionnées en fonction de leurs chargements en cours de service. Ci-dessous les structures et sous-structures susceptibles de rompre lors de chargement plus élevés :

- La peau de voilure : constituée en sandwich aux centres des caissons de voilures et monolithique aux bords d'attaque et de fuite, elle est essentiellement chargée en traction à l'intrados et compression à l'extrados et en torsion
- Les nervures quant à elles sont dimensionnées en flambement
- Le longeron est exclusivement dimensionné en flexion :
  - a. Les semelles sont donc chargées en traction ou compression
  - b. Les flancs des longerons prennent tout le cisaillement dû à la flexion du longeron
- Enfin l'assemblage (collage) est tout aussi susceptible de rompre à cause de l'association des différents efforts et surtout en fatigue [35].

Les méthodes de prévision de durée de vie de pièces soumises à un chargement aléatoire se composent généralement de quatre éléments :

- une méthode de comptage de cycle,
- choix de la contrainte équivalente : critère de fatigue
- une loi de cumul d'endommagement,
- une courbe de Wöhler.

Il existe aussi des modèles incrémentaux basés sur la mécanique de l'endommagement, mais nous n'aborderons pas ici ces travaux.

### ***1.4.1. Notion de fatigue des structures***

#### ***1.4.1.1. Méthode de comptage : RainFlow***

Une méthode de comptage est une méthode permettant de recenser un "évènement statistique" dans une histoire aléatoire de chargement. Cet évènement peut être, par exemple, des extrema, des étendues ou des "cycles" du signal. Une méthode de comptage de cycles de contrainte détermine donc le nombre ou la densité de présence des cycles de contrainte dans le signal de chargement. Ces cycles recensés sont généralement répartis par niveaux d'amplitude (on parle de cumulatif de charge) représentable dans un tableau. Ce tableau sert aussi bien à calculer des niveaux d'endommagement, qu'à générer des essais de fatigue (méthode des blocs programmés par exemple). La méthode de comptage de cycles adoptée aujourd'hui par les auteurs des méthodes de calcul de durée de vie est la méthode RainFlow.

Deux traitements préliminaires sur le signal sont à effectuer : d'une part une quantification du signal en un nombre de classes raisonnable (64 classes préconisées par la norme française), d'autre part une transformation du signal en une succession de pics et de vallées. Le comptage peut ensuite commencer. Dans l'algorithme de la norme AFNOR [36], l'extraction d'un cycle est issue de la comparaison de trois étendues successives. Un cycle est compté quand l'étendue courante  $e_i$  est inférieure ou égale à la précédente  $e_{i-1}$  et inférieure ou égale à l'étendue suivante  $e_{i+1}$

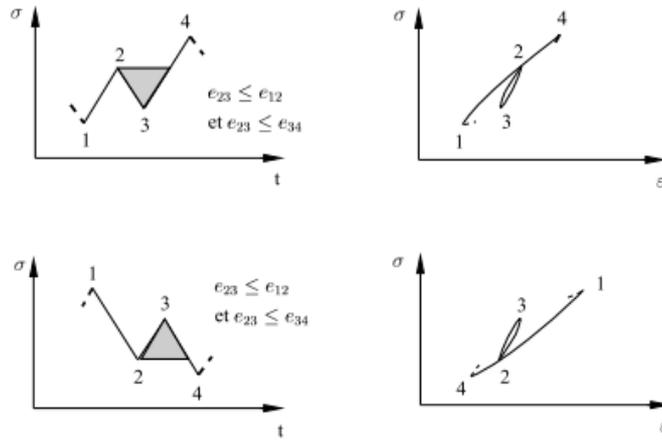


Fig. 2.20. Principe du cycle de RainFlow [36]

La Figure 2.20 illustre les deux cas où un cycle peut être extrait d'un signal temporel de contrainte. Le cycle compté aura une étendue égale à la deuxième étendue considérée et les extremums (2 et 3) seront enlevés de la séquence. Cette opération est répétée en repartant du premier point de la séquence ainsi réduite, et ce jusqu'à ce que l'on ne puisse plus extraire de points. Ainsi, sur la Figure suivante, le premier cycle extrait est le cycle BC (BC < AB et BC < CD) les points B et C sont enlevés de la séquence de chargement.

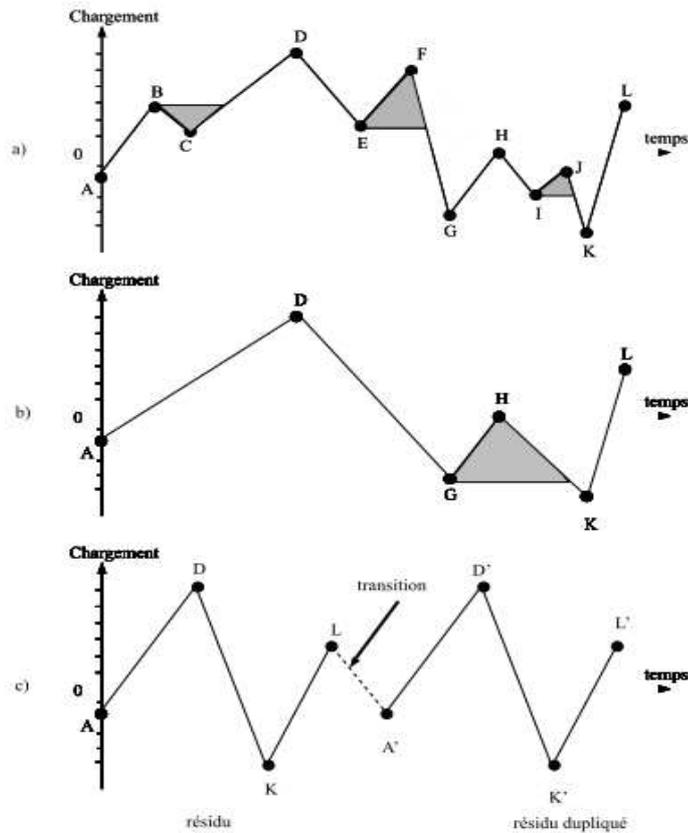


Fig. 2.21. Norme AFNOR de comptage RainFlow [36]

Le nombre de points restant à la fin du comptage (résidu) est traité par duplication : les deux mêmes résidus (Fig. 2.21.c) sont juxtaposés et raccordés à l'aide d'une transition artificielle. Sur ce "double" résidu un comptage de cycles est à nouveau effectué. Les cycles d'étendue 'LA' et 'KD' seront extraits du résidu (Fig. 2.21.c). Les cycles extraits de la totalité de la séquence proviennent des deux comptages (séquence d'origine et résidu).

Le résultat d'un comptage se présente généralement sous la forme d'une matrice rectangulaire dans laquelle est inscrit le nombre de cycles comptés en fonction de leur étendue et de leur valeur moyenne. Les différentes étapes d'un comptage sont donc :

- Quantification du signal et filtrage pics-vallées,
- Comptage des cycles sur la séquence de points,
- Duplication du résidu à l'aide d'une transition,
- Comptage des cycles sur le résidu dupliqué,
- Représentation et stockage de la totalité des cycles extraits du comptage.

Les différences entre les diverses versions des méthodes RainFlow se situent dans le traitement du résidu. Le résidu est généralement composé de peu de points, mais contient les plus grandes étendues du signal ; il est donc impératif d'en tenir compte. Lorsque le premier point de comptage est le plus grand "pic" ou la plus petite "vallée", toutes les méthodes RainFlow comptent les mêmes cycles. Le résultat d'un comptage de cycles avec une méthode RainFlow a l'avantage d'être "invariant" quel que soit le premier point de comptage, contrairement à la méthode des étendues appariées.

L'un des inconvénients de la méthode de comptage RainFlow, est que l'ordre des cycles et la fréquence de leurs contenus disparaît. Cette information est particulièrement importante pour la reconstitution de l'histoire du chargement car à partir de la matrice RainFlow, différentes séquences de chargement peuvent être composées aléatoirement ou par blocks [37].

#### ***1.4.1.2. Critère de fatigue***

Un critère de fatigue est un seuil défini par un formalisme mathématique pour une durée de vie fixée et un matériau donné, séparant l'état où la pièce est non fissurée de l'état où elle est fissurée par fatigue. Il est calculé en un point M critique de la pièce. Par exemple, pour une sollicitation de traction, ce critère peut être une combinaison linéaire de la contrainte moyenne et de la contrainte alternée (ex. critère de Goodman). D'une façon générale, un critère de fatigue est développé pour des chargements cycliques d'amplitude constante.

Les courbes S-N sont tracées à partir d'éprouvettes sollicitées à un rapport de charge donné (R). Pour une amplitude donnée, l'augmentation de la contrainte moyenne abaisse l'amplitude de contrainte admissible, comme on le voit sur la figure 2.22 [38]:

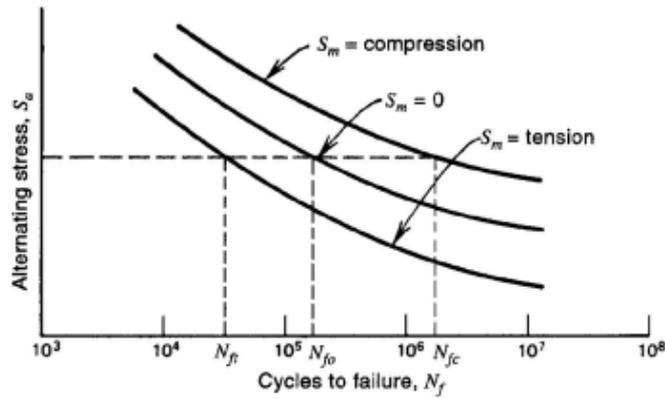


Fig. 2.22. Effet de la contrainte moyenne  $S_m$  [38]

Il est cependant possible de réaliser un calcul de durée de vie pour un signal de contrainte moyenne non nulle avec une courbe S-N valable pour un rapport de charge donné. Pour cela, on effectue une correction de contrainte moyenne sur l'amplitude en contrainte à l'aide d'un critère de fatigue uniaxial (contrainte équivalente). On utilise en général les critères de Goodman ou de Gerber, qui sont les plus connus, qui correspondent respectivement à des corrections linéaires ou quadratiques.

Deux critères sont souvent utilisés pour le calcul de la contrainte moyenne [39] :

- Le critère de Goodman qui s'exprime par la relation,

$$\sigma_a = \sigma_a^* \left( 1 - \left( \frac{\sigma_m}{R_m} \right)^2 \right) \quad (3)$$

Où  $R_m$  désigne la résistance maximale à la traction et  $\sigma_a^*$  est l'amplitude du chargement alterné équivalent en terme de dommage au chargement initial.

- Le critère de Gerber prend la forme suivante,

$$\left( \frac{\sigma_m}{R_m} \right)^2 + \frac{\sigma_a}{\sigma_a^*} = 1 \quad (4)$$

### 1.4.1.3. Cumul d'endommagement

Une loi de cumul d'endommagement est une règle permettant d'accumuler une variable d'endommagement D, elle-même définie par une loi d'endommagement. Pour les chargements cycliques, la variable d'endommagement D est généralement calculée grâce aux caractéristiques d'un cycle de chargement (amplitude de contrainte, contrainte moyenne, contrainte maximum, etc.). Plusieurs lois d'endommagement ont été recensées dans la littérature. La plus utilisée aujourd'hui est la loi de cumul d'endommagement linéaire de Palmgren-Miner (1945) qui reste un bon compromis entre la simplicité d'application et la qualité des prévisions pour les grandes durées de vie.

Ainsi en reprenant les études de Palmgren, Miner a proposé une loi reposant sur l'hypothèse suivante : l'application de  $n_i$  cycles au niveau de contrainte  $\sigma_i$ , auquel le nombre moyen de cycles à la rupture est  $N_i$ , entraîne un accroissement du dommage égal à  $n_i / N_i$  et la rupture intervient quand  $\sum n_i / N_i = 1$ .

Ainsi comme le montre la figure ci-dessus, pour deux blocs de contraintes, la rupture intervient dans ce cas lorsque :

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} = 1 \quad (5)$$

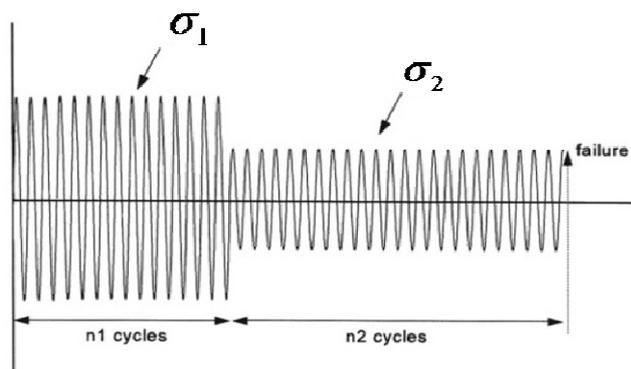


Fig. 2.23. Deux blocs de contraintes avec des amplitudes variables [40]

Une courbe de Wöhler est une courbe représentant pour une probabilité d'amorçage de fissures donnée (généralement 50 %), l'amplitude de la sollicitation cyclique considérée (pour un rapport de charge R) en fonction de la durée de vie. On parle aussi de courbe S-N. Cette courbe est obtenue par des essais de fatigue sur éprouvettes sous un chargement cyclique d'amplitude constante

La durée de vie des structures est estimée suivant deux notions fondamentales [40] :

- ✚ Le concept de durée de vie sûre (Safe Life) repose exclusivement sur le temps d'amorçage des fissures. La durée de vie est définie en appliquant un coefficient de sécurité soit à une durée de vie moyenne, soit à une résistance en fatigue déterminée expérimentalement ou par calcul. Au terme de cette durée de vie, l'élément doit être retiré du service, qu'il soit effectivement fissuré ou non. Selon ce type d'approche, un composant sera donc toujours remplacé avant de développer des fissures de fatigue.
- ✚ Le concept de redondance (Fail Safe) suppose qu'une rupture partielle d'un élément n'engendre pas de conséquence catastrophique pour l'intégrité de la structure. Cette conséquence est estimée sous chargement statique. La structure endommagée doit pouvoir supporter le niveau de chargement correspondant à des conditions sévères d'utilisation

multiplié par un coefficient de sécurité. Ce type d'approche implique des inspections périodiques pour permettre la détection de dommages, la réparation et/ou le remplacement de l'élément défaillant.

#### ***1.4.1. Fatigue sous spectre de chargement***

Dans certains cas de figure (machines rotatives), le chargement en cours de service peut être simplifié par une amplitude constante. Dans la plupart des cas, tels que les structures aéronautiques où suivant les configurations de l'appareil en cours de services, les structures ont un chargement spécifique : ainsi pour un aéronef, un cycle de chargement réel est composé principalement d'un roulage, décollage, vitesse de croisière en altitude et d'un atterrissage ; sans oublier de prendre en compte les rafales de vent. L'enjeu est de déterminer l'amplitude de tout le spectre de chargements variables.

En aéronautique, les autorités exigent des justificatifs de fatigue et de tolérance aux dommages avant de délivrer un certificat de navigabilité. [CS 23].

L'analyse de la tolérance aux dommages et de la fatigue se compose d'un examen des pièces dont la défaillance peut avoir des répercussions sur la navigabilité et d'une justification que ces pièces n'auront pas de dommages ou que ces derniers seront détectés avant de compromettre l'intégrité de la structure.

Laurence Le Divenah et Jean-Yves Beaufils [41] donne un aperçu de la façon dont Airbus construit un spectre complexe de fatigue pour la conception des aéronefs commerciaux de grande taille, mais aussi pour les tests.

Une mission de fatigue est effectuée (vol avec rafales) et pour chaque pièce structurale, les niveaux de contraintes sont prélevés ainsi que leurs fréquences d'apparition durant ce vol type.

Stress Level (in MPa)	Cumulative Frequency
100	1
80	10
50	100
20	1000

**Fig. 2. 24. Niveaux de contraintes et fréquences [41]**

Mais avec les coûts très élevés de la mise en place d'un test de fatigue basé sur un spectre de chargement, un compromis entre complexité et précision est donc nécessaire. Ainsi la réduction du spectre reste un moyen important d'amélioration, mais tout en gardant à l'esprit qu'un spectre d'essais doit être représentatif du spectre réel.

Deux méthodes sont utilisées : la troncature et l'omission.

La fréquence de troncature va dépendre de la longueur de la séquence de chargement du test et de la représentativité de chaque type de vol. L'objectif de l'omission est de diminuer le nombre de

contraintes par la suppression des contraintes faibles parce qu'ils sont les plus fréquentes et sont individuellement les moins dommageables.

L'utilité de l'hypothèse de cumul de dommages de Palmgren-Miner dans les charges aléatoires a été prouvée dans la littérature. En effet du fait que tous les modèles mathématiques de cumul de dommages donnent des résultats approximatifs, les autorités (aéronautiques) assument qu'il n'y a aucune raison de choisir un modèle plus compliqué que celui de Palmgren-Miner.

Il est très difficile d'avoir les propriétés cycliques pour l'évaluation en fatigue des structures. La forme la plus simple de leurs présentations est la courbe S-N qui dépend du facteur de charge R. la gamme des valeurs de R étant très élevée pour les spectres de chargement des structures aéronautiques, des représentations beaucoup plus simples d'utilisation dans ce cadre d'étude existent : ce sont les diagrammes de Haigh.

Dans son article Cetin Morris Sonsino [42] détaille les grandes lignes de l'analyse de fatigue sous spectre de chargement. En effet les premières procédures de simulation en fatigue sous chargement d'amplitudes variables ont été formulées par Ernest Gassner en 1939, basées sur des séquences de blocks de contraintes.

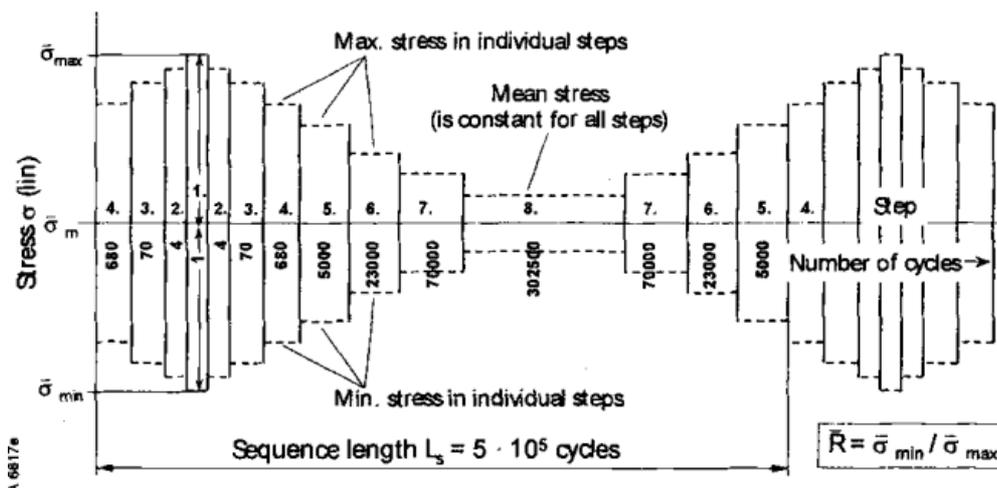


Fig. 2.25. Séquence de blocks de chargement par Ernest Gassner [42]

Cette méthode a été utilisée jusqu'aux années 70 avec l'arrivée des actionneurs hydrauliques qui remplacèrent les chargements en blocks par des chargements de séquences aléatoires facilités par les méthodes de comptage (RainFlow) qui simplifient les spectres de chargement réel.

La figure ci-dessous présente les différentes causes et origines des spectres de chargements d'amplitudes variables dans le temps.

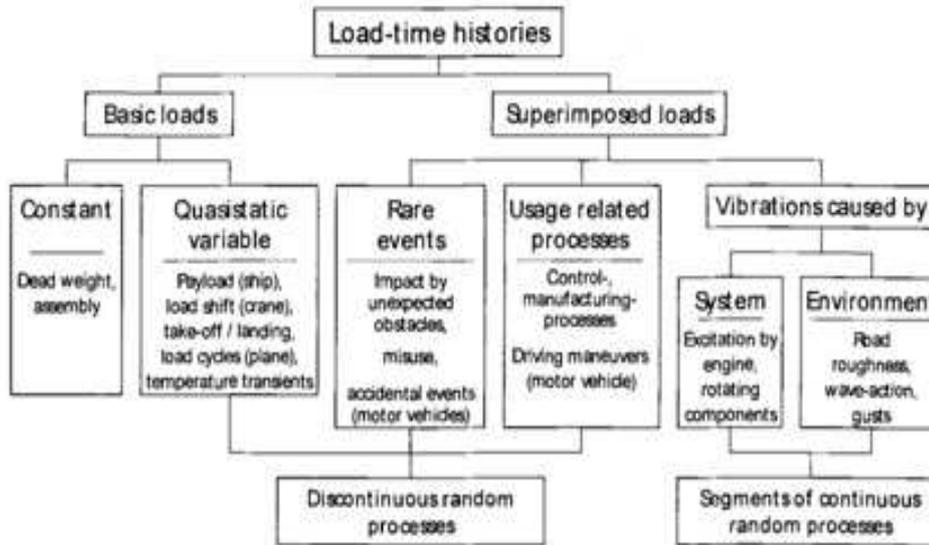


Fig. 2.26. Origines des variabilités du spectre de chargement [42]

La connaissance du spectre de chargement qui ne peut être obtenu que par des mesures en cours de service et non pas par calculs, est essentielle pour diverses raisons : diminution des charges nuisibles, connaissances des charges maximales en service, obtention du spectre de chargement pour la conception d'essais de fatigue.

Le spectre de chargement est partitionné en séquences qui sont répétées. Plusieurs possibilités existent pour la diminution du temps de test existent telles que l'augmentation ou l'omission de la charge maximale du spectre. Cependant une augmentation qui excède le chargement maximum en cours de service doit être évitée car elle peut produire des dommages de fatigue irréalistes. Il en est de même pour une omission sans dommages de compensation.

Dans son article Mirosław Rodzewicz étudie la fatigue des structures aéronautiques [43]. Dans cette étude, la fatigue est considérée en terme de structure et non pas en terme de « matériau » à cause de l'assemblage collé qui constitue précisément des zones de concentration de contraintes très localisées. Ces dernières ont une forte influence sur le comportement en fatigue des structures. L'un des grands problèmes soulevé dans cet article est la difficulté à mener une étude complète en fatigue. En effet la gamme de valeurs de rapport de charge  $R$  contenue dans le spectre de chargement d'un aéronef est tellement large, de sorte qu'il est nécessaire d'avoir à sa disposition tout un grand ensemble de courbes  $S-N$ .

Un autre problème vient de la quantité de spécimens à tester pour la résistance en fatigue (plaques avec différents drapages, pultrudés, plaques sandwich). Ceci entraîne donc la nécessité de procéder à une investigation de l'ensemble des matériaux constituant la structure et des différentes valeurs de rapports de charge. Ces raisons nécessitent de tester de nombreux spécimens pour chaque point de la courbe  $S-N$ , ce qui est nécessaire pour la présentation statistique de la vie en fatigue d'une structure particulière en composite.

## ***1.5. Conclusion sur la bibliographie***

L'étude bibliographique nous montre la nécessité d'étudier attentivement la porosité, le taux de fibres et le vieillissement pour tenter de comprendre le rôle de chacun de ces paramètres sur la variabilité.

### ***1.5.1. Porosité***

Il est admis que la porosité apparaît lors de l'étape de fabrication. Son taux dépend donc du processus de fabrication utilisé. Quant à son influence sur les caractéristiques mécaniques du matériau fini, elle est liée au type de chargement (le cisaillement inter laminaire en est très sensible) et du sens de chargement par rapport à l'orientation des fibres. Dans ce dernier cas, lors d'une traction dans le sens des fibres, les propriétés sont moins sensibles dans la mesure où ce sont surtout les renforts qui retiennent la charge. Contrairement à un chargement en dehors de la direction des fibres où les microvides deviennent des zones d'amorçage de fissures fragilisant ainsi la matrice et l'interface fibre-matrice ; une chute des propriétés mécaniques survient conséquence d'une rupture prématurée du matériau.

### ***1.5.2. Taux de fibres***

Tout comme la porosité, une chute du taux de renfort survient dans le cas d'une non-maîtrise du processus de fabrication. L'influence de la teneur en fibres sur les propriétés mécaniques est vérifiée analytiquement et expérimentalement.

En effet, analytiquement le taux de fibres est directement lié aux caractéristiques mécaniques du composites par les formules suivantes (pour un composite unidirectionnel) :

$$E = E_f V_f + E_m V_m \text{ et } \sigma \approx \sigma_f \times V_f \quad (6)$$

où  $E_f$  désigne le module de la fibre,  $V_f$  et  $V_m$  les taux volumiques respectivement de fibres et de résine et  $\sigma_f$  est la contrainte à rupture de la fibre. Expérimentalement, une augmentation du module en fonction du taux de fibres est notée comme le montre la figure suivante.

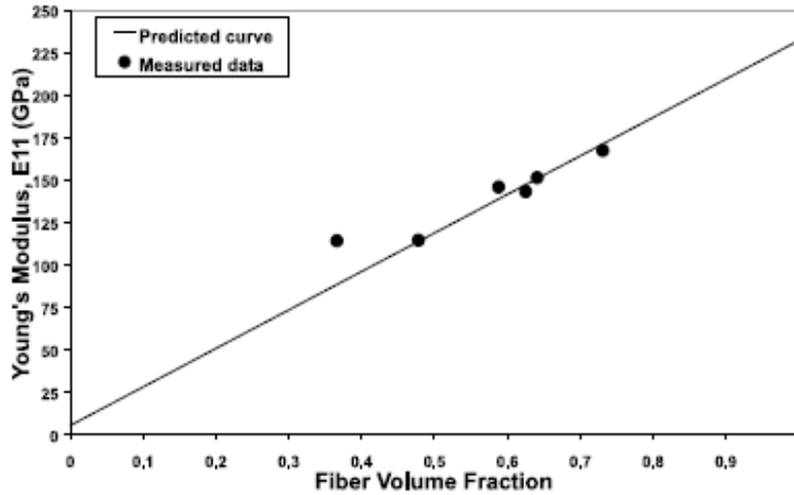


Fig. 2.27. Evolution du module de Young d'un composite carbone/époxy en fonction du taux volumique de fibres.

### 1.5.3. Vieillissement

Le vieillissement intervient lors de l'utilisation du matériau en service. Elle provient ainsi du couplage des effets environnementaux (température et humidité) et mécaniques.

Il est développé dans ce manuscrit deux types de vieillissement : le vieillissement physique et le vieillissement hygrothermique. Plusieurs auteurs ont montré l'influence de la température sur le comportement des époxyes. La relaxation structurale est le premier phénomène observé dès le début d'un vieillissement à une température en dessous de la température de transition vitreuse. Toutefois ce phénomène reste réversible après chauffage. A partir d'un certain temps de vieillissement, une chute des caractéristiques mécaniques est ainsi observée.

Le vieillissement hygrothermique est abordé dans ce projet par un couplage entre humidité relative et température de façon reproduire en essai le profil type en service de l'aéronef. Comme montré dans le manuscrit de Roger VODICKA, un profil type utilisé en aviation civil combine les états hygrothermique de l'avion de la maintenance jusqu'en vol.

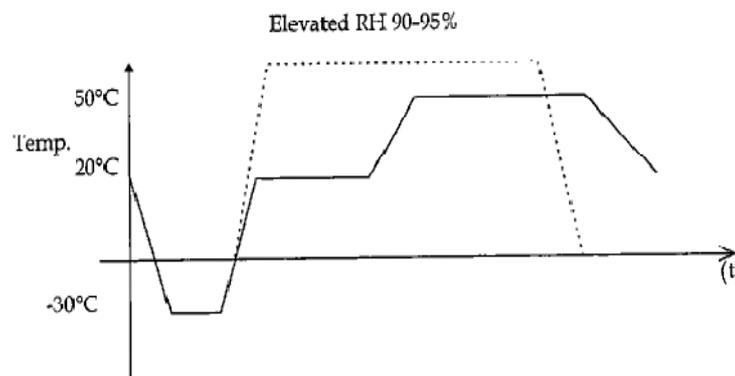


Fig. 2.28. Profil type hygrothermique de l'aviation civil

Les essais de cyclage basés sur ce profil ont l'avantage de représenter exactement les conditions réelles de service du matériau étudié. Dans le cadre de ce projet ce profil sera adapté aux aéronefs légers pour les essais de vieillissement.

#### 1.5.4. Fatigue

La fatigue est traitée dans ce projet sous chargement d'amplitudes variables dans le temps. C'est le cas en cours de service lorsque l'aéronef se trouve suivant différentes configurations telles que le roulage, le décollage, la montée, le vol en palier avec vitesse de croisière, la descente, manœuvres et atterrissage.

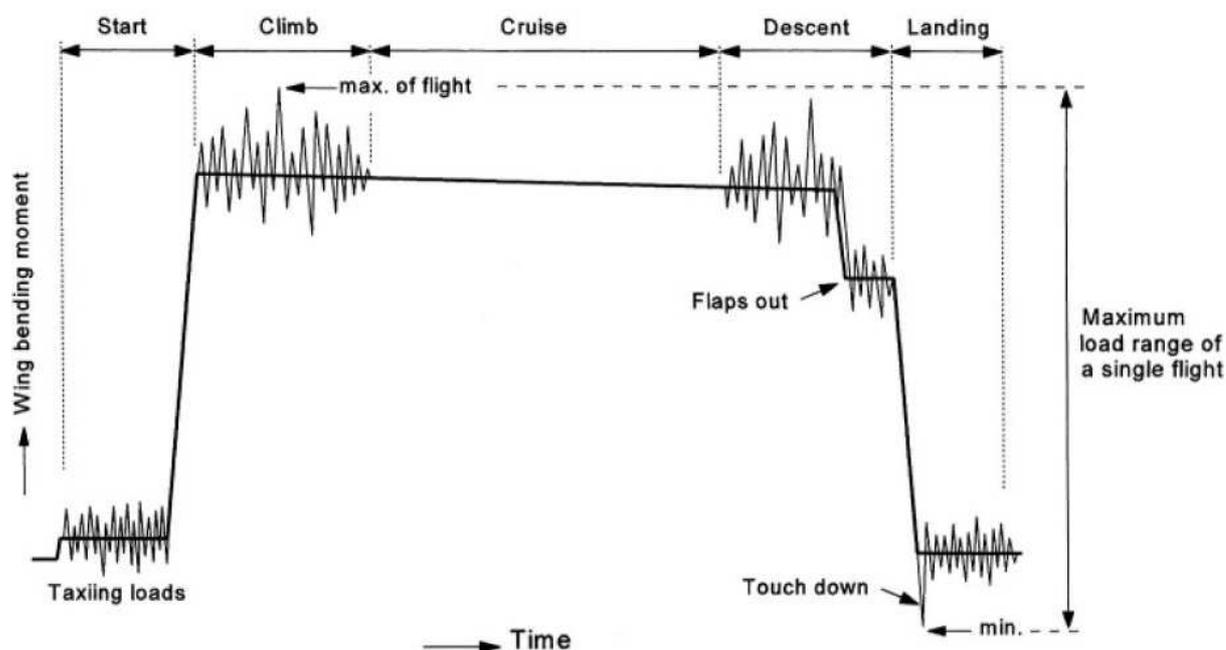


Fig. 29. Spectre de chargement d'une aile d'avion

Comme montré sur la figure 29, le moment de flexion varie d'une configuration de vol à l'autre. Couplé à aux différentes perturbations (turbulences dues aux rafales, vibrations moteurs), l'amplitude de chargement varie au sein d'une configuration donnée. D'où l'intérêt de la méthode de comptage de RainFlow permettant de simplifier le spectre de façon à ce qu'il soit reproductible en essai de fatigue.

La méthode RainFlow permet aussi de classer dans une matrice les différents niveaux de contraintes constituant le spectre en fonction de leurs fréquences. Cette matrice est utilisée pour une évaluation des dommages en fatigue par la loi de cumul des dommages de Palmgren-Miner.

Plusieurs types de ruptures peuvent intervenir lors du chargement de l'aile : flambement des nervures, flambement des peaux de voilure en compression, décollement de l'assemblage et enfin rupture du pultrudé en compression entraînant la ruine totale du longeron et de l'aile.

Cependant une démarche de calcul de durée de vie peut être mise en place pour chaque type de matériau utilisé avec son chargement identifié :

- La première étape consiste à calculer l'historique des contraintes locales au point critique de la structure d'après sa géométrie, les forces extérieures, etc. Cela peut s'effectuer au moyen de la méthode des éléments finis ou essais embarqués.
- Ce signal, dont l'amplitude est variable, n'est pas exploitable en tant que tel par un critère de fatigue. Il faut effectuer un traitement du signal dit "comptage de cycles", par exemple la méthode RainFlow.
- On peut alors appliquer un critère de fatigue (figure 2.30. d). Le critère définit une contrainte  $\sigma_{eq}$  équivalente en terme de dommage au tenseur des contraintes. Il suffit alors de calculer l'amplitude de cette contrainte équivalente pour chaque cycle extrait, d'effectuer une correction de contrainte moyenne (figure 2.30. c) et de porter la nouvelle amplitude sur une courbe S-N à R donné. On obtient  $N_i$ , le nombre de fois que le cycle en question peut être imposé avant qu'une fissure ne s'amorce. L'endommagement élémentaire  $D_i$  occasionné par l'apparition de ce cycle peut alors être calculé par une loi d'endommagement (loi de cumul).

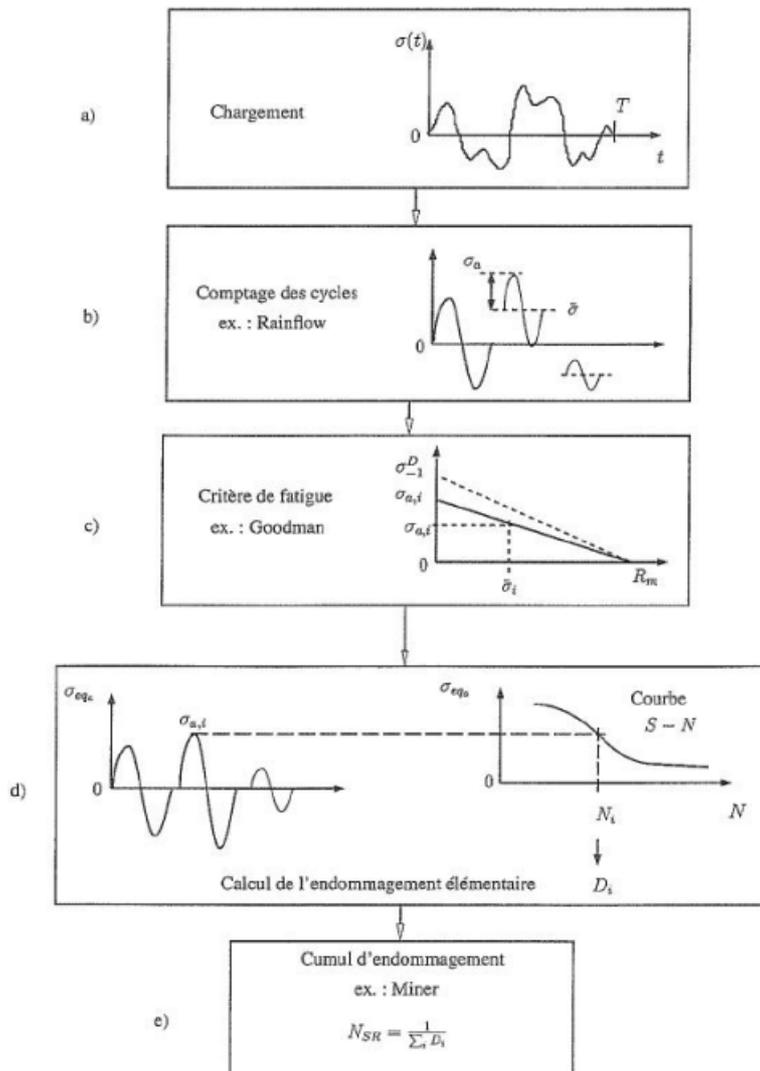


Fig. 2.30. Schématisation du calcul de durée de vie sous chargement à amplitudes variables

L'enjeu principal de notre étude sera de tenter de découpler l'impact des trois principaux paramètres identifiés (porosité, taux de fibres et vieillissement) sur la variabilité des propriétés mécaniques du stratifié.

Enfin la fatigue sur la structure de l'aile complète sera abordée en fabriquant une aile prototype entièrement instrumentée, en mesurant le spectre de chargement et en testant cette aile sous spectre réel.

## *Chapitre 3*

# *Etude de la variabilité des caractéristiques mécaniques*

<b>1. CONDITIONS EXPERIMENTALES.....</b>	<b>52</b>
1.1. CHOIX DES EPROUVETTES.....	52
1.2. MOYENS D'ESSAIS.....	53
1.2.1. <i>Essais de traction</i> .....	54
1.2.2. <i>Essais de calorimétrie différentielle (DSC)</i> .....	54
1.2.3. <i>Etude morphologique – porosité – taux de fibres</i> .....	56
<b>2. DETERMINATION DU COEFFICIENT DE SECURITE .....</b>	<b>59</b>
<b>3. VARIABILITE DES PROPRIETES MECANQUES .....</b>	<b>60</b>
3.1.1. <i>Synthèse</i> .....	67
<b>4. VARIABILITE ET VIEILLISSEMENT .....</b>	<b>68</b>
4.1. PROTOCOLE DE VIEILLISSEMENT .....	68
4.2. ANALYSE DES RESULTATS .....	70
<b>5. CONCLUSION DU CHAPITRE .....</b>	<b>72</b>

Comme décrit au paragraphe 3.2 (Avant propos), les normes (CS 23 et FAR 23) exigent des coefficients de sécurité pour le dimensionnement des structures aéronautiques fabriquées en matériaux composites. La détermination de ce coefficient de sécurité se fait à partir de l'étude de variabilité sur les valeurs limites des caractéristiques mécaniques ; dans le cadre de cette étude, les valeurs limites sont les contraintes à ruptures en traction. Pour une étude plus complète, plusieurs caractéristiques mécaniques et structurelles des matériaux seront suivies à savoir la force à rupture, la contrainte à rupture, le module apparent, l'épaisseur et le taux volumique de fibres.

L'étude de variabilité permet ainsi de démontrer une reproductibilité des matériaux composites utilisés et des structures associées en garantissant la stabilité de leurs propriétés mécanique. Pour cela, plusieurs plaques stratifiées carbone/époxy, de drapages  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$  et  $+45^\circ/45^\circ$ , réparties sur 13 années (de 1997 à 2009) sont à disposition pour cette étude.

Le but de l'étude est de déterminer l'origine de la variabilité (porosité, teneur volumique de fibres et/ou vieillissement) des différentes caractéristiques mécaniques et les découpler afin de hiérarchiser les facteurs aggravants.

## ***1. Conditions expérimentales***

### ***1.1. Choix des éprouvettes***

Le choix des plaques s'est fait de manière aléatoire entre 1997 et 2009 et sur une même année afin d'étudier la variabilité d'une année à l'autre et aussi suivant les saisons de fabrication. Les essais sont effectués sur les deux types de drapage ( $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$  et  $+45^\circ/-45^\circ$ ). Pour approfondir l'étude, le choix a été restreint uniquement sur les plaques de drapages  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$ .

Les éprouvettes sont prélevées des plaques stratifiées par découpe jet d'eau. Pour les plaques  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$  étudiées plus en détail en traction, l'orientation des fibres est telle que le sens  $0^\circ$  (fibres longitudinales) coïncident avec le sens de chargement (figure 3.1).

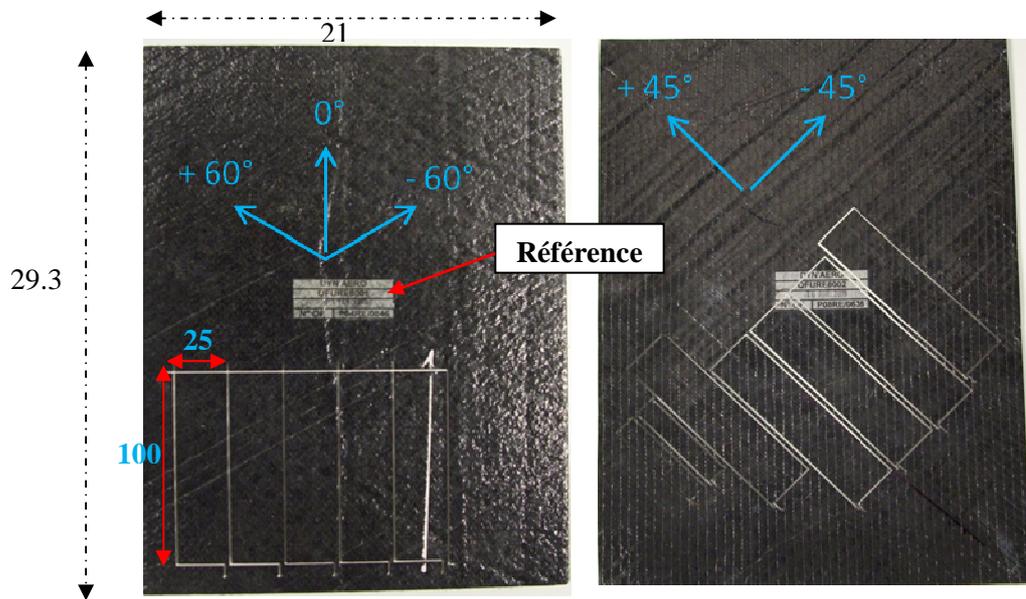


Fig. 3.1. Prélèvement éprouvettes (planque 0°/+60°/-60°) – dimensions en millimètre

Les épaisseurs sont obtenues à partir d'un micromètre disposant d'un embout sphérique permettant de faire des mesures en dehors des fils de liage du stratifié.



Fig. 3.2. Mesure des épaisseurs avec un micromètre à embout sphérique

Pour les deux types de drapage et ce jusqu'en 2004, une couche de gel coat est ajoutée lors de la fabrication. Dans la suite de l'étude un microscope binoculaire a été utilisé pour évaluer l'épaisseur de la couche de gel coat pour chaque éprouvette testée.

## 1.2. Moyens d'essais

Différents moyens techniques sont utilisés dans cette partie de l'étude dans le but de chercher à comprendre la dispersions des propriétés mécaniques des composites suivant leurs années et mois de fabrication :

- Essais de traction
- DSC
- Taux de fibres
- Taux de porosité

### 1.2.1. Essais de traction

Cet essai permet de déterminer la résistance en traction, le module apparent en traction (E1) et, si nécessaire, le coefficient de Poisson et l'allongement à rupture des stratifiés.

La machine utilisée est une Zwick Z250. Les essais sont réalisés à une température ambiante régulée à 23°C et à une vitesse de chargement de 2mm/mn. Deux capteurs extensométriques permettent de mesurer les déformations au cours des essais.

La figure 3.2 montre l'allure des courbes de traction de 5 éprouvettes prélevées sur une même plaque fabriquée en 2008 ; la pente de chaque courbe caractérise le module apparent et à partir de l'épaisseur et de la largeur de chaque éprouvette, les contraintes à ruptures sont calculées.

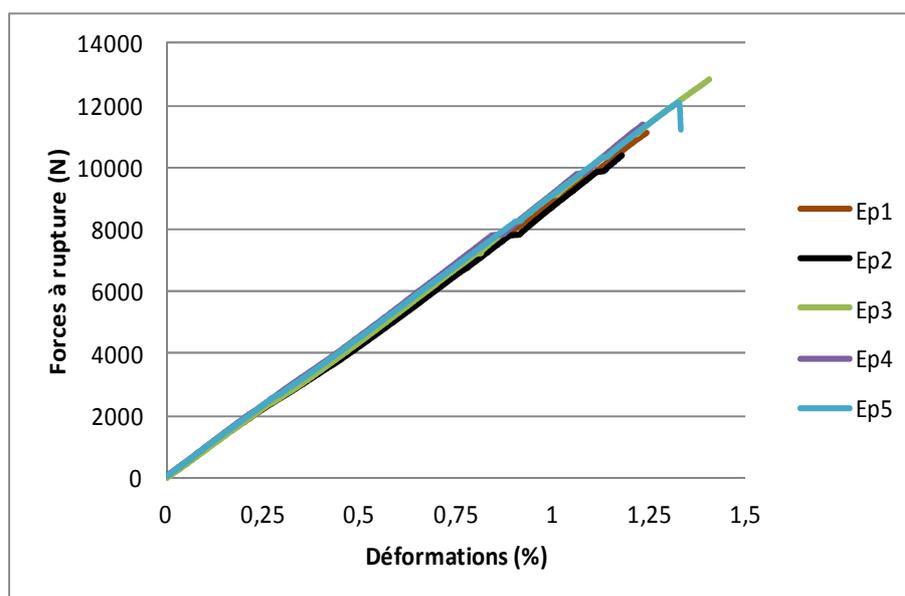


Fig. 3.3. Traction plaque 2008 de drapage 0°/+60°/-60° (2mm/min)

### 1.2.2. Essais de calorimétrie différentielle (DSC)

La mesure par D.S.C. (Differential Scanning Calorimetry) est une technique employée pour étudier le comportement des polymères lorsqu'ils sont chauffés. Cette technique est utilisée ici pour étudier les transitions thermiques de la matrice. Dans le cadre de cette étude il s'agira d'étudier le comportement de la résine époxy utilisée pour la fabrication des stratifiés.

Cet essai a permis de déterminer la température de transition vitreuse et l'état de réticulation de la résine (figure 33). La température de transition vitreuse est déterminée au point milieu. A partir d'échantillon de résine seule, nous pouvons estimer le taux de réticulation des échantillons de stratifiés. L'appareil utilisé est une Netzsch DSC 204 F1. Les essais sont effectués sur les plages de température

suivantes : dans un premier temps de 0°C à 300°C puis étant la stabilité du matériau dans les basses températures, la plage de 25°C à 300°C a finalement été choisie.

DSC (mW/mg)

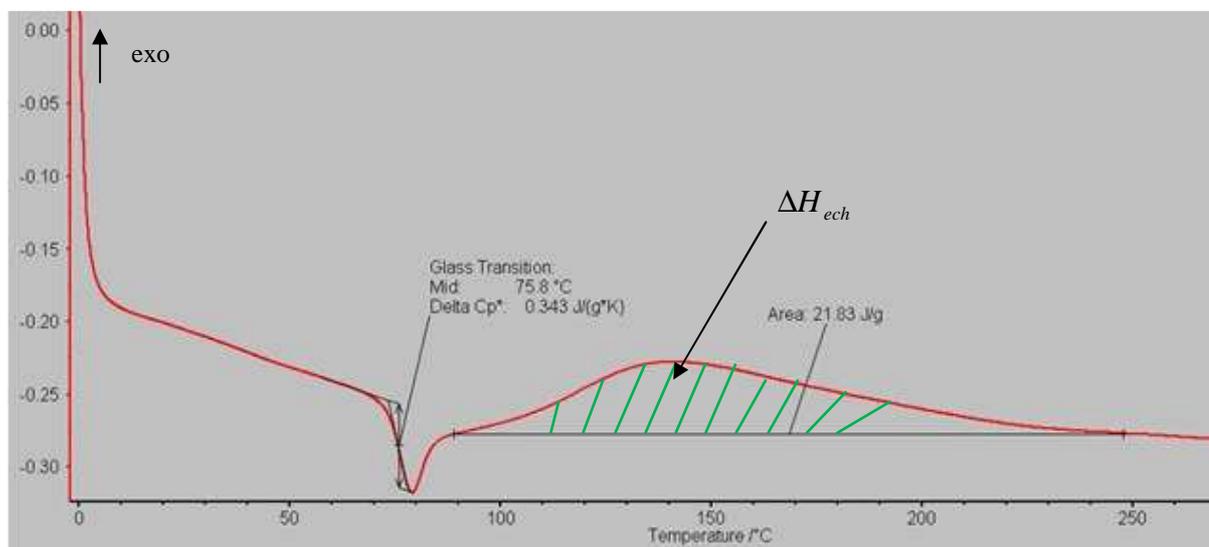


Fig. 3.4. Courbe de DSC (échantillon de l'année 2004)

Le taux de réticulation est calculé à partir de la formule suivante, tenant compte du taux massique de résine ( $w_r$ ) contenu dans le stratifié :

$$TR = 100 - \frac{\Delta H_{ech}}{w_r \times \Delta H_{R100\%}} \times 100 \quad (7)$$

Où  $\Delta H_{ech}$  désigne l'aire post-réticulation obtenue à partir de la courbe DSC de l'échantillon (Figure 33) et  $\Delta H_{R100\%}$  représente l'énergie totale de réticulation de la résine seule.

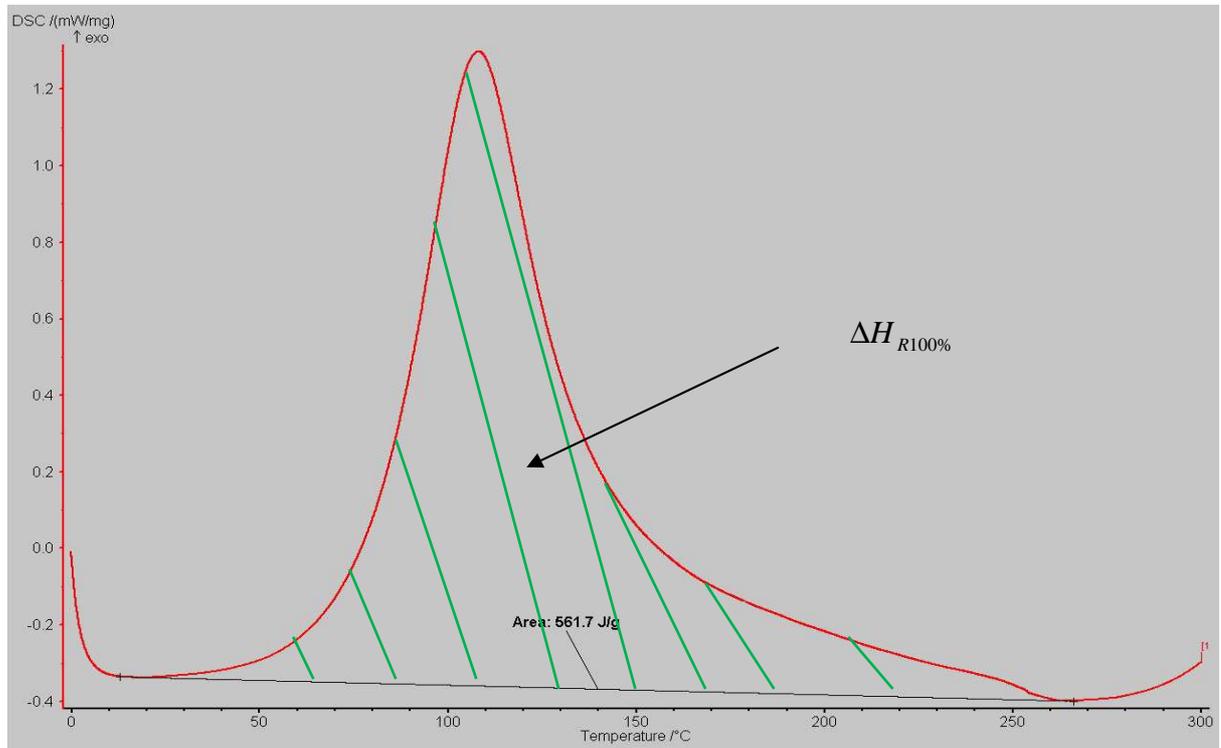


Fig. 3.5. Courbe DSC de la résine seule

### 1.2.3. Etude morphologique – porosité – taux de fibres

Il faut noter que jusqu'en 2005 les plaques stratifiées étaient fabriquées avec une couche de gel coat en plus. Cette dernière étaient appliquées sans contrôle rigoureuse, ce qui a conduit à des couches de gel coat variables d'une plaque à l'autre et suivant les années. Pour obtenir les épaisseurs réelles des stratifiés (sans gel coat), un protocole d'étude est mis en œuvre. Il comprend une phase de polissage suivi d'une phase d'observation au microscope optique qui permet de mesurer l'épaisseur d'une éprouvette d'essai sans le gel coat et ce sur 5 positions suivant la largeur. Cette étude a permis aussi d'appréhender l'état poreux de nos échantillons

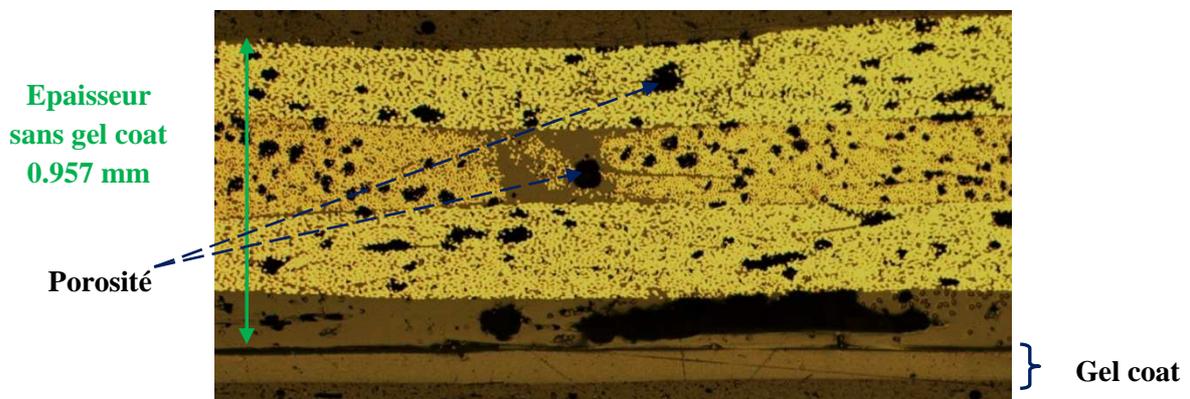
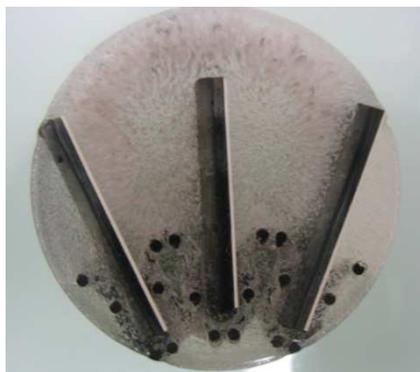


Fig. 3.6. Vue en coupe d'une plaque de drapage 0°/+60°/-60°

Cette étude morphologique a servi aussi à évaluer le taux de porosité 2D de nos éprouvettes testés. La procédure est la suivante :

- a. Après les essais de tractions, on récupère les éprouvettes et ces dernières sont découpées dans la zone située dans les talons (zone non endommagée) afin de prélever un échantillon de 25 mm X 10 mm.
- b. Les échantillons ainsi obtenus, sont ensuite immobilisés dans un bloc de résine pour polissage



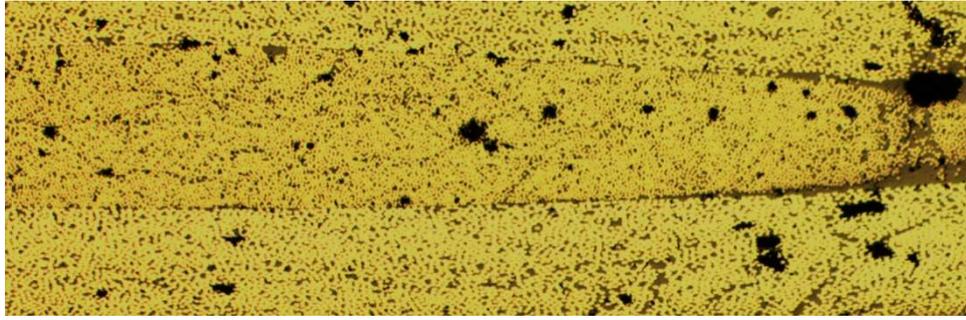
**Fig. 3.7. Echantillons de drapage  $0^{\circ}/+60^{\circ}/-60^{\circ}$  après polissage**

- c. Après polissage, les échantillons sont passés au microscope optique pour observation et extractions des images.



**Fig. 3.8. Observation microscopique**

- d. L'extraction des images, suivie d'assemblage pour chaque échantillon, permet à partir du logiciel ImageJ, d'évaluer le taux de porosité 2D. le taux de porosité est ainsi déterminé à partir d'un seuillage permettant d'identifier la porosité au sein de l'image.



**Fig. 3.9. Image d'une zone dans la section d'une éprouvette de drapage 0°/+60°/-60°**

Cependant, une autre méthode a aussi permis de déterminer en même temps la porosité et le taux de fibres : il s'agit de la méthode de l'attaque acide.

Les échantillons de dimensions 20 mm X 10 mm sont prélevés directement sur les plaques stratifiées. Ces derniers sont séchés puis pesés. Ensuite la masse volumique de chaque échantillon est déterminée. La suite de la procédure consiste à dissoudre la résine du composite afin d'isoler les fibres seules à partir d'acide chlorhydrique. Une fois cette étape effectuée, les fibres sont séchées puis pesées. Ainsi, connaissant les masses du composite (l'échantillon) et de fibres et les densités du composite et de la fibre (donnée constructeur), les différents teneurs du composite sont déterminées par les équations :

$$W_f = 100 \times \frac{m_f}{m_c}$$

$$V_f = W_f \times \frac{\rho_c}{\rho_f}$$

$$V_0 = 100 - \left[ W_f \times \frac{\rho_c}{\rho_f} + (100 - W_f) \times \frac{\rho_c}{\rho_r} \right]$$

Où :  $V_0$  est le taux volumique de porosité exprimé en pourcentage du volume initial ;

$W_f$  est la teneur volumique en fibres exprimée en pourcentage de la masse initiale ;

$\rho_c$  est la masse volumique de l'éprouvette, en gramme par centimètre cube ;

$\rho_f$  est la masse volumique des fibres, en gramme par centimètre cube ;

$\rho_r$  est la masse volumique de la résine polymérisée, en gramme par centimètre cube.

La dernière méthode utilisée consiste, à partir de la détermination de la densité de l'échantillon de composite par immersion dans liquide neutre (N-heptane dans notre cas) par l'utilisation d'une

balance de Mohr, de remonter aux taux de fibres et de porosité ; ces derniers sont obtenus par application des lois de mélange.

La balance de Mohr permet de déterminer la densité relative du composite par immersion de ce dernier en mesurant les masses de l'échantillon dans l'air puis dans le liquide ; la densité de l'échantillon est ainsi déterminée par la formule :

$$\rho_c = \frac{m_a \times \rho_l}{m_l}$$

Où :  $m_a$  représente la masse de l'échantillon dans l'air ;

$m_l$  est la masse de l'échantillon dans le liquide ;

$\rho_l$  est la masse volumique du liquide.

## ***2. Détermination du coefficient de sécurité***

Pour évaluer le coefficient de sécurité à utiliser lors du dimensionnement des structures de l'aéronef, des essais de traction sont effectués sur plusieurs plaques sélectionnées, à raison de 5 éprouvettes par plaque.

Dans un premier temps, et pour un souci de représentativité, une plaque est choisie par an pour le drapage  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$  et ce pour cinq années dans les 13 années de stockage (1997 - 1999 - 2002 - 2005 - 2008) et quatre plaques sont choisies pour les années 2005 et 2008 avec des mois de fabrication différents. Il s'agit ici uniquement des plaques de drapage  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$ .

En éliminant les éprouvettes ayant glissées dans les mords, il reste au total 50 échantillons exploités pour le drapage  $0^\circ/+60^\circ/-60^\circ$  et 56 pour le drapage  $0^\circ/90^\circ$  (Figure 40 et 41).

Comme décrit au 2.3.2, pour 50 et 56 échantillons qui seront présentés dans la suite, les facteurs correctifs F calculés pour les deux types de drapage valent 1.175 et 1.165. A partir de ces valeurs, on détermine les valeurs des coefficients de sécurité additionnelle tenant compte des coefficients de variation calculés sur les contraintes à rupture (18% et 22%).

Donc à partir de la formule  $C_v \times F$ , on obtient 21% et 26%.

Ainsi en se référant au Tab.1 (Préambule), les valeurs de  $C_v \times F$  calculées ici sont en dehors de la limite de variabilité préconisée par les normes aéronautiques :  $C_v \times F$  (limite) = 20.

Et comme nous l'avons montré au chapitre 1, paragraphe 2.3, l'obtention d'un coefficient de sécurité faible passe par une réduction du coefficient de variation, et donc d'une diminution de la variabilité du matériau.

Il est donc impossible de déterminer un coefficient de sécurité du fait de la forte variabilité obtenue sur les valeurs des contraintes à ruptures lors des essais de traction. A partir de là, il est nécessaire d'effectuer une étude approfondie afin de démasquer l'origine de cette forte variabilité.

### 3. Variabilité des propriétés mécaniques

Cette partie de l'étude est consacrée à l'étude de la variabilité des caractéristiques mécaniques de traction. Les figures 3.10 et 3.11 représentent les forces à rupture en fonction des années de fabrications pour les deux types de drapage :

On remarque ainsi une variabilité au sein de chaque plaque d'une année donnée, mais aussi d'une année à l'autre pour chaque type de drapage.

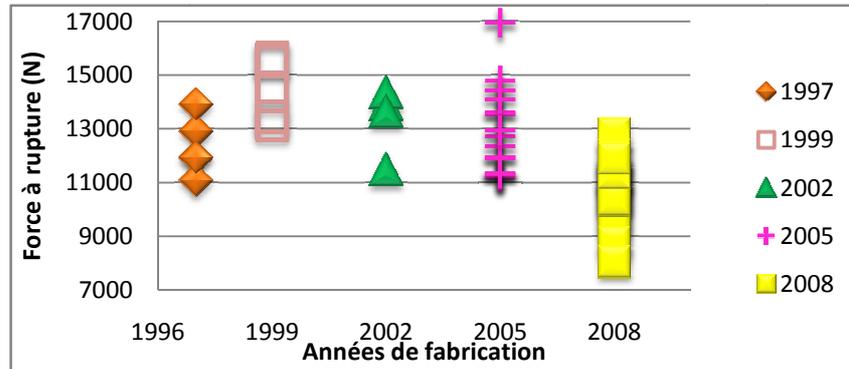


Fig. 3.10. Forces à rupture suivant les années de fabrication (0°/+60°/-60°)

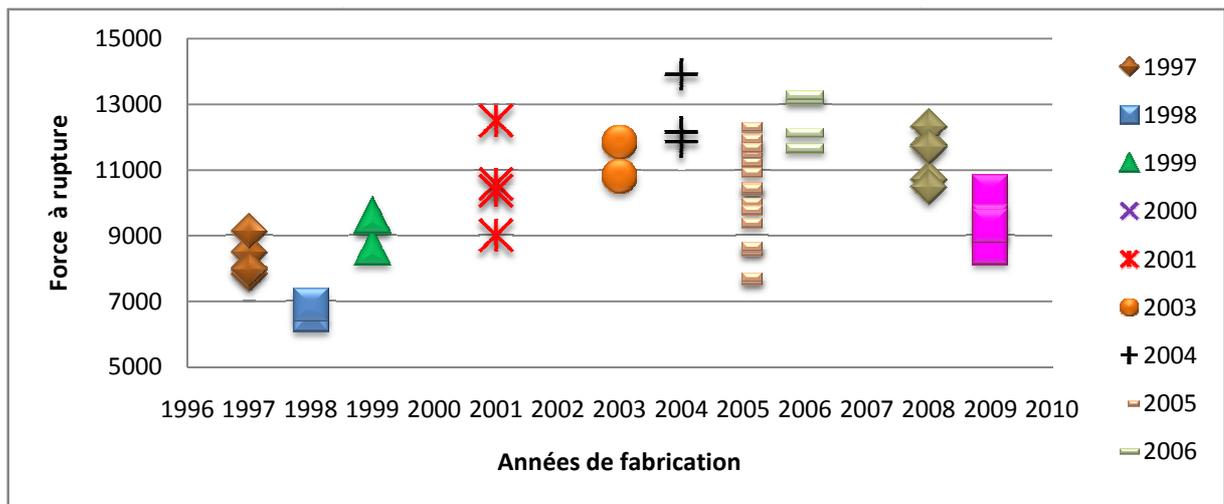


Fig. 3.11. Forces à rupture suivant les années de fabrication (+45°/-45°)

Pour déterminer la provenance de la variabilité, deux plaques (1999 et Oct.05) sont isolées dans le but d'étudier dans un premier temps la variabilité au sein d'une plaque. En effet ce choix est motivé par le fait que ces deux plaques présentes des éprouvettes ayant une moyenne égale sur les différentes caractéristiques mais avec des variabilités différentes.

L'évolution de l'épaisseur et de la contrainte à rupture en fonction des années de fabrication (fig.37), montre une variabilité très élevée de l'épaisseur dans la plaque de 1999 avec 26% d'écart entre la valeur minimale et la valeur maximale. La plaque de 2005 présente au contraire une faible variabilité (7%). Ceci confirme les inconvénients décrits au paragraphe préambule sur le processus de

fabrication qui ne garantit pas une épaisseur homogène de la pièce. Une dispersion élevée de l'épaisseur (respectivement faible) entraîne automatiquement une forte variabilité des contraintes à rupture (respectivement faible) : ce qui est tout à fait logique du fait que l'épaisseur intervient dans la formule du calcul de la contrainte :  $\sigma_{\max} = (F_{\max}/l.e)$  où  $l$  représente la largeur et  $e$  l'épaisseur de l'échantillon

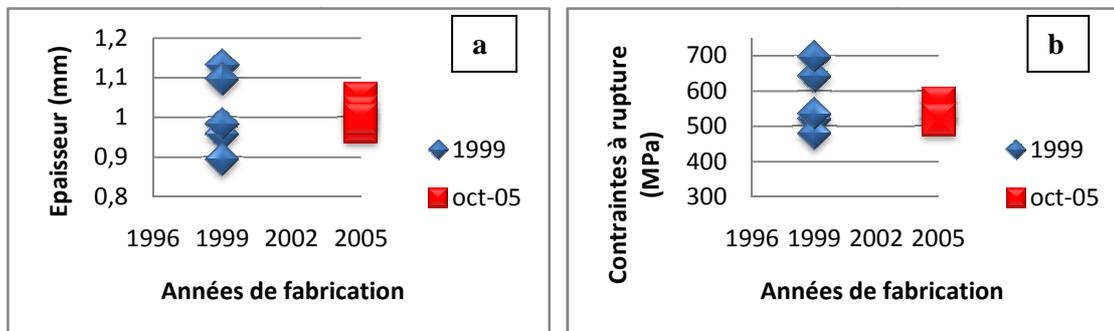


Fig. 3.12. Variabilité de l'épaisseur (a) et de la contrainte à rupture (b) au sein des 2 plaques

La figure 38.a. montre que la force à rupture n'est pas une fonction de l'épaisseur : une valeur faible (ou élevée) de l'épaisseur n'implique pas forcément une diminution (ou augmentation) de la force à rupture. La figure 38.b. illustre bien l'influence de l'épaisseur sur la contrainte à rupture comme décrit précédemment.

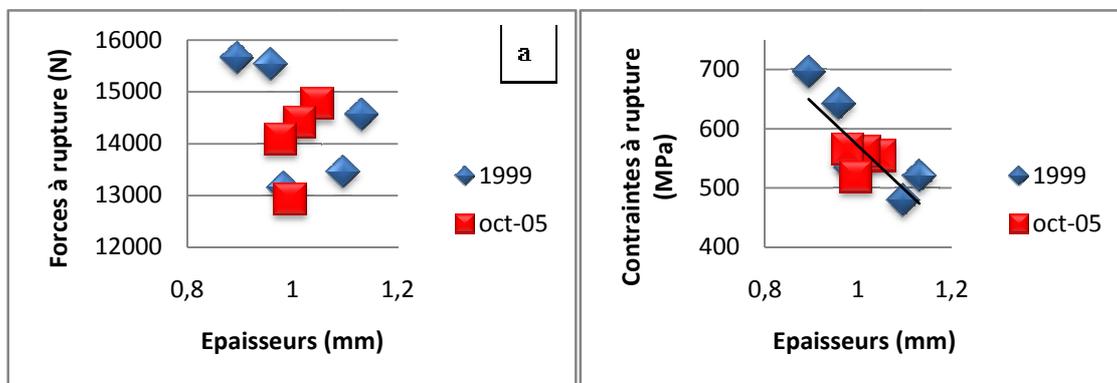
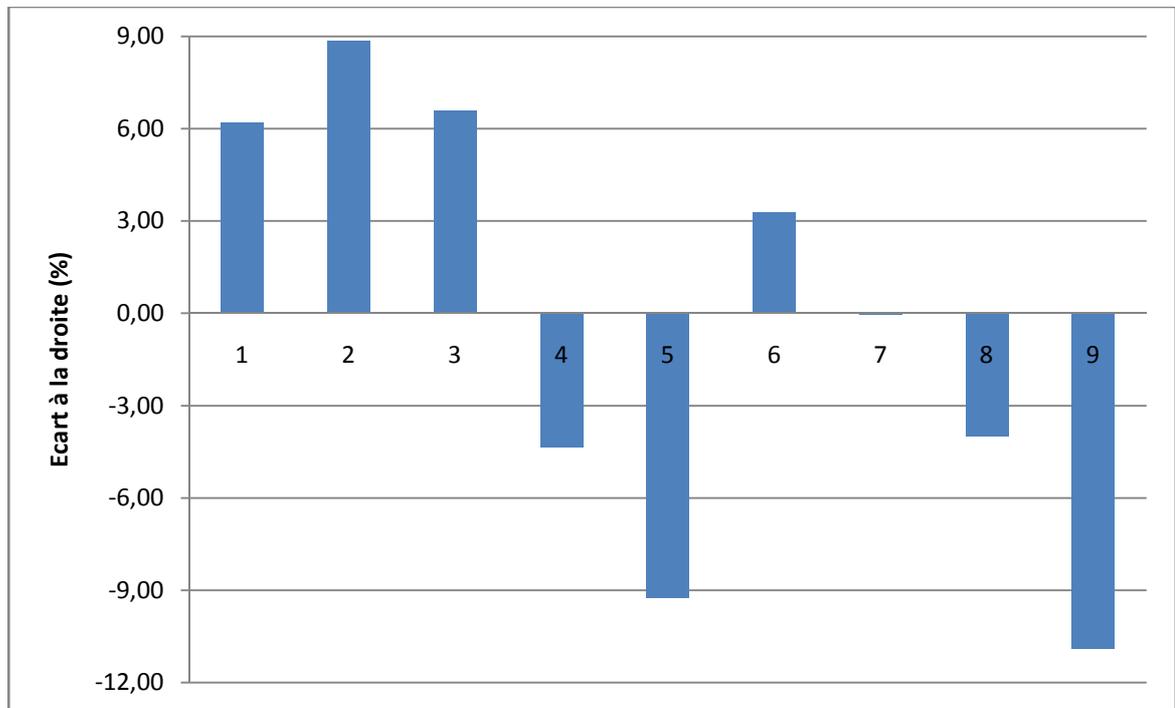


Fig. 3.13. Forces (a) et contraintes à rupture (b) en fonction de l'épaisseur

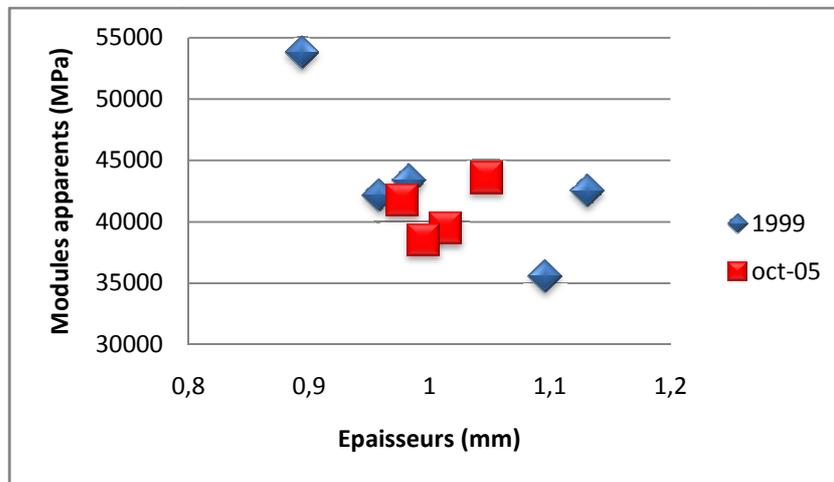
En regardant de plus près (figure 3.14), on remarque que cette tendance de la contrainte à rupture en fonction de l'épaisseur est bien confirmée par des écarts très faibles par rapport à la droite de régression dont l'équation est la suivante :

$$y = -741,84x + 1313,1$$



**Fig. 3.14. Ecarts à la droite de régression linéaire**

Quant aux modules apparents (pente de la courbe contrainte - déformation), une légère dépendance du module apparent par rapport à l'épaisseur (Fig.3.15); ceci nécessite l'augmentation du nombre d'échantillon pour confirmer ces tendance.



**Fig. 3.15. Modules apparents en fonction de l'épaisseur**

Suivant les années de fabrication, les épaisseurs des éprouvettes varient d'une année à l'autre; l'écart maximum prélevé en moyenne est de 54% entre la plaque de 1999 et celle de 2002 (Fig. 3.16).

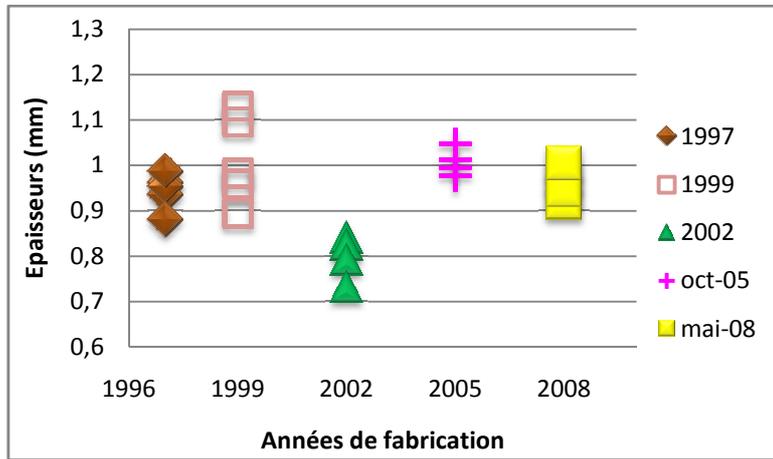


Fig. 3.16. Epaisseurs suivant les années de fabrication

La figure 3.17 confirme le fait que la force à rupture n'est pas une fonction de l'épaisseur de l'éprouvette contrairement à la contrainte à rupture qui diminue lorsque l'épaisseur augmente. Les modules apparents, sauf pour quelques échantillons, gardent la même tendance que les contraintes.

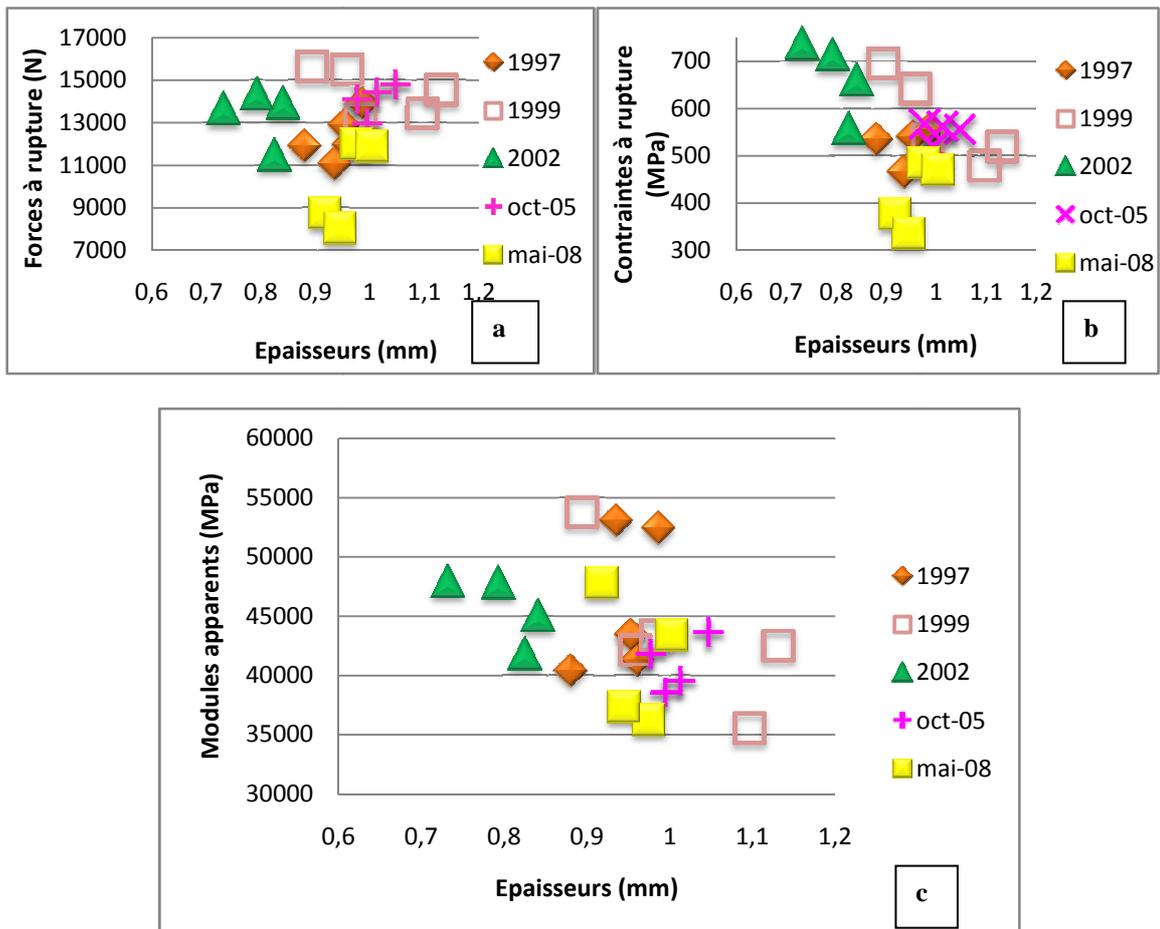


Fig. 3.17. Forces (a), contraintes (b) et Modules apparents en fonction des épaisseurs(c)

En dehors de la variabilité de l'épaisseur, l'étude morphologique a montré la présence de porosité non négligeable au sein de nos échantillons. Les figures 3.18.a et 3.18.b reprennent les résultats

précédents afin d'étudier une possible influence de la porosité. Concernant les deux plaques (1999 et 2005), on n'observe aucune tendance quant à une éventuelle influence de la porosité sur la force et la contrainte à rupture.

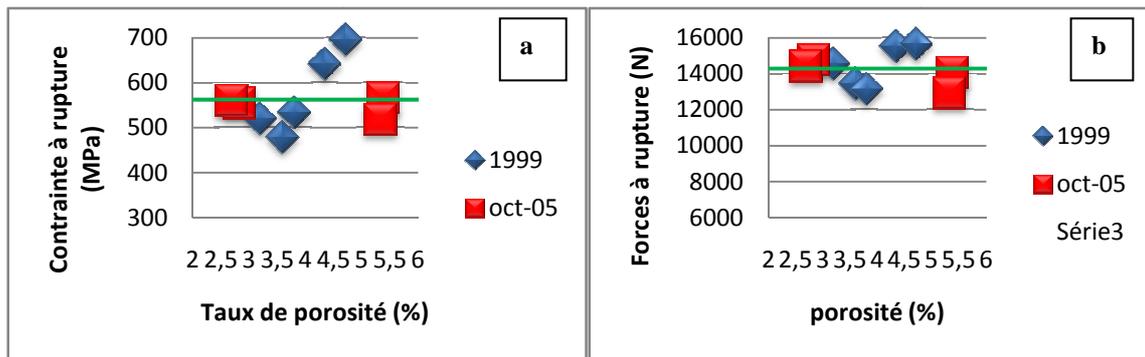


Fig. 3.18. Contraintes et forces à rupture en fonction de la porosité

Etant donnée qu'analytiquement, la contrainte est une grandeur inversement proportionnelle à l'épaisseur, il a donc fallu par la suite extraire l'influence de l'épaisseur dans le but d'étudier l'impact de la porosité sur la variabilité. Pour cela, la contrainte à rupture est donc normée en calculant le rapport entre la contrainte liée à l'épaisseur expérimentale mesurée et la contrainte calculée à partir de l'épaisseur théorique du stratifié ; L'épaisseur théorique est calculée à partir d'un taux de mélange renfort – résine de 60% et 40% respectivement. La figure 3.19 représente l'évolution de la contrainte à rupture normée en fonction de la porosité.

Les contraintes normées ont une moyenne de 0,84 et un écart-type de 0,06. La très faible valeur de l'écart-type montre ainsi que

$$\frac{R_m}{R_{m(ep)}} \approx cste$$

Où  $R_m$  est la contrainte calculée à partir de l'épaisseur expérimentale mesurée ;

$R_{m(ep)}$  est la contrainte calculée à partir de l'épaisseur théorique du stratifié.

Cela montre qu'un taux de porosité variant entre 1% à 6% n'a pas d'influence sur la variabilité de la contrainte à rupture ; ainsi la variabilité de la contrainte est donc liée directement à celle de l'épaisseur.

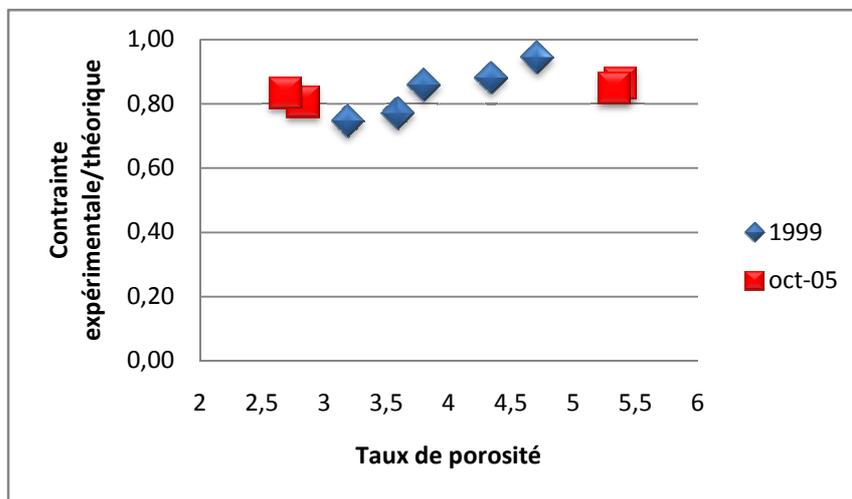


Fig. 3.19. Evolution des contraintes normées en fonction du taux de porosité

Comme il n'y a aucun lien entre l'état poreux et les caractéristiques mécaniques d'un échantillon à l'autre, on conclue donc que la porosité, bien qu'elle ait une influence non négligeable sur les propriétés du stratifié n'est pas dans ce cas la cause d'ordre 1 de la variabilité. Et comme le montre la figure 3.20, on n'observe non plus aucun lien entre le taux de porosité et la variabilité des épaisseurs. Cette figure montre aussi que le matériau n'est pas plus poreux lorsque l'épaisseur augmente.

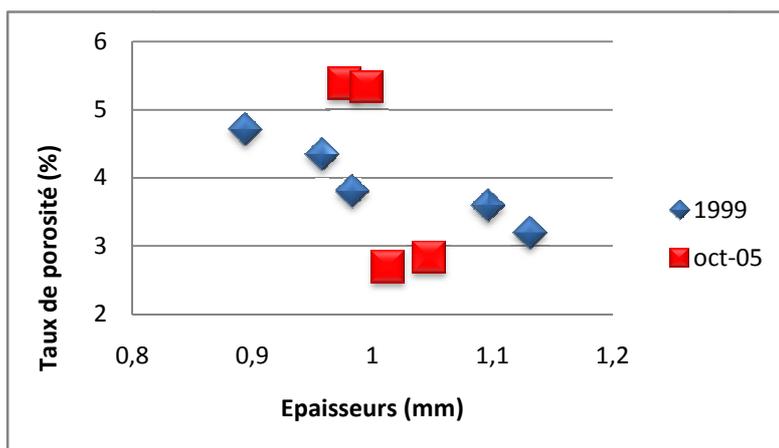


Fig. 3.20. Porosité en fonction de l'épaisseur

Un deuxième échantillonnage est effectué et cette fois pour étudier l'influence du taux de fibres sur les propriétés mécaniques. Quatre plaques de l'année 2008 ont été choisies (une par saison).

En traçant la courbe d'évolution de la force à rupture en fonction du taux de fibre, aucune relation directe entre ces deux caractéristiques n'est observée (Fig. 3.21).

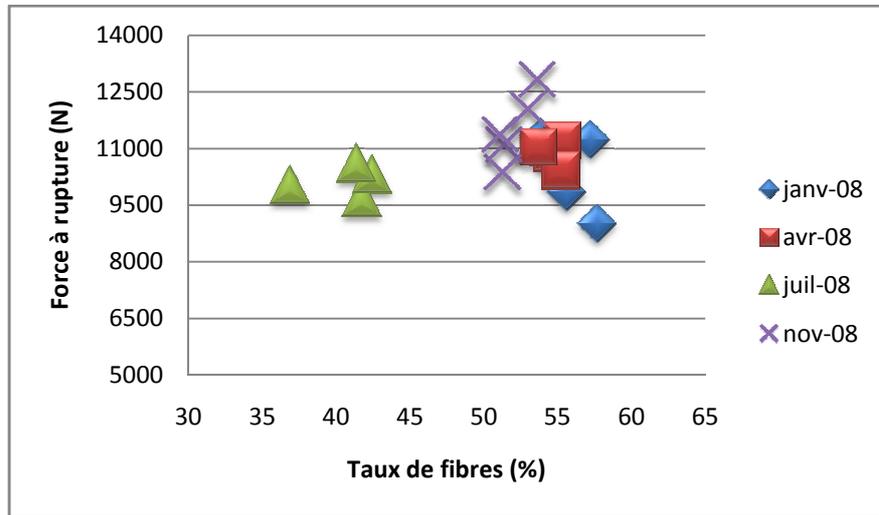


Fig. 3.21. Forces à rupture en fonction du taux de fibres

Contrairement à la force à rupture, les contraintes à rupture et les modules apparents varient directement en fonction du taux de fibres (Fig. 3.22). En effet pour un composite unidirectionnel, le module ainsi que la contrainte à rupture sont déterminés directement en fonction du taux volumique de fibres comme montré dans l'équation (6).

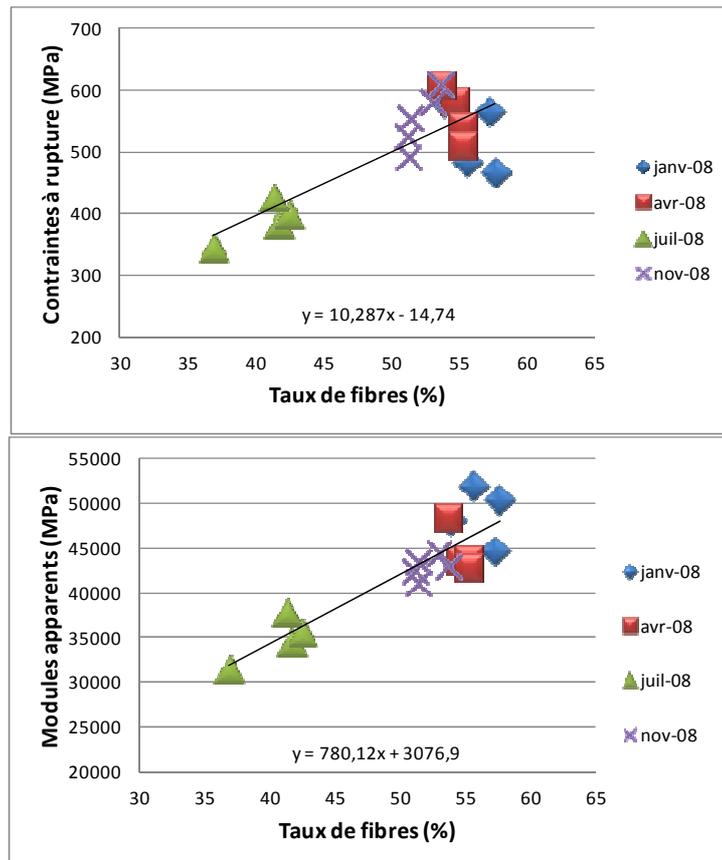


Fig. 3.22. Evolution de la contrainte à rupture et du module apparent en fonction du taux volumique de fibres

Ces tendances sont tout aussi confirmées au regard des écarts observés par rapport aux droites de régression linéaire associées.

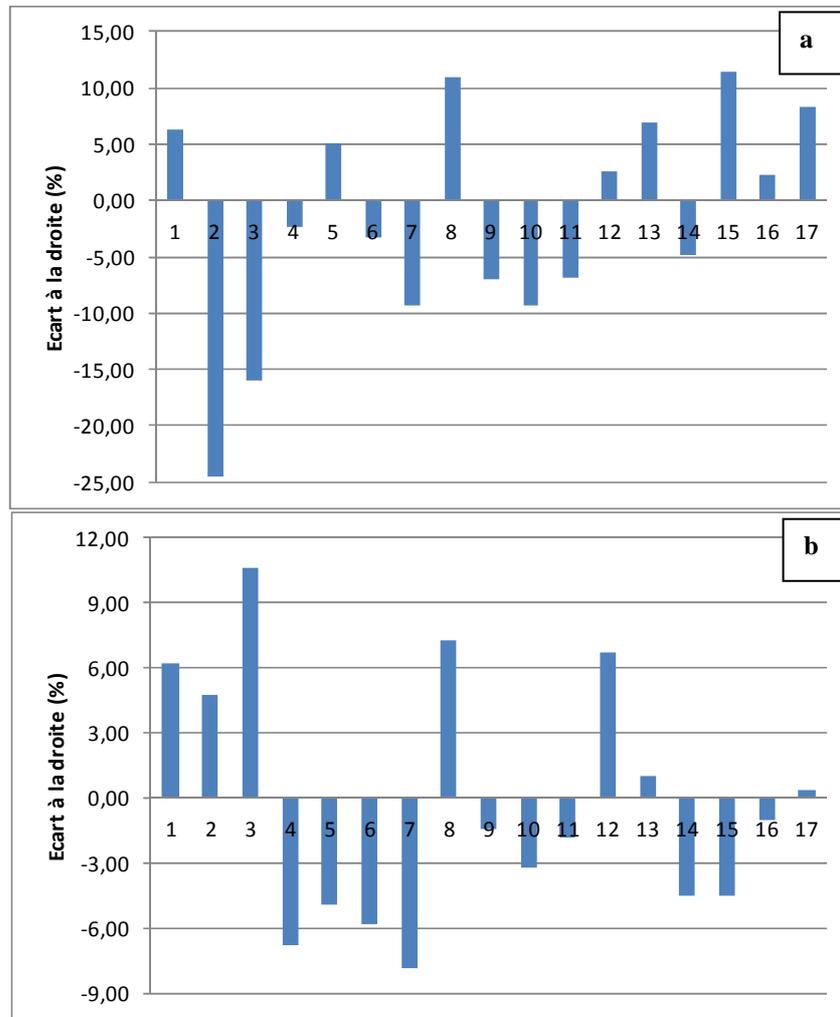


Fig. 3.23. Ecart à la droite de régression linéaire de la contrainte et du module en fonction du taux de fibres

### 3.1.1. Synthèse

La variabilité des résultats est telles que malgré le grand nombre de résultats obtenus, le calcul du coefficient de sécurité intégrant la variabilité expérimentale n'est pas meilleure que le calcul par défaut de la norme (coefficient de sécurité plus élevé).

Une grande variabilité de l'épaisseur est observée au sein d'une même plaque et suivant les années de fabrication. Cette variabilité de l'épaisseur évolue en sens inverse avec la teneur en fibres mesurée : Toutes les plaques étant fabriquées avec le même tissu de fibres ayant le même grammage, alors toute variation d'épaisseur d'une plaque à l'autre est donc due à une variation de la quantité de résine utilisée lors de l'étape de fabrication. Une augmentation de la quantité de résine et donc de l'épaisseur (la pression sous vide restant la même) conduit directement à une diminution du taux de renfort de la plaque.

Ceci a pour conséquence

- une diminution de la contrainte à rupture; cette dernière étant approximativement proportionnelle au taux volumique de fibres.

- une diminution du module apparent directement lié au taux volumique de fibre (pour un composite unidirectionnel)

Plusieurs études corroborent ces tendances et selon Rochardjo et al., cette variabilité du taux de fibres conditionne aussi la rupture du stratifié lors des essais de traction : selon ses études, un échantillon ayant un faible taux volumique de fibre, la rupture d'une fibre entraîne celle de la fibre voisine, tandis que pour un taux de fibre élevé, la rupture d'une fibre entraîne une décohésion de l'interface fibre - matrice et l'observation de la surface de rupture montre de nombreuses fibres déchaussées. Il sera donc intéressant d'effectuer une étude de fractographie pour observer l'état de la surface de rupture.

## ***4. Variabilité et vieillissement***

L'objectif de cette partie de l'étude est donc d'analyser l'impact de la température et de l'humidité sur un composite carbone époxy mais dans le cas d'un vieillissement artificiel accéléré. Pour cela nous disposons d'une plaque d'une surface de 1 m<sup>2</sup> fabriquée à cet effet.

Deux types de conditionnement en vieillissement sont effectués simultanément :

- Un conditionnement purement thermique
- Un conditionnement hygrothermique

Une température de 60°C et une humidité relative de 80% sont choisies pour mener cette étude. Ce choix découle de la norme CS 23 qui préconise une bonne tenue mécanique du matériau composite à la température de 54°C pour les avions peints en blanc.

### ***4.1. Protocole de vieillissement***

Le conditionnement en température est effectué dans une étuve [CLIMATS SAPRATIN] réglable. Pour le contrôle de l'humidité, c'est la méthode de solution saline saturée qui est utilisée. Le principe de cette dernière est simple :

L'ajout de sel dans l'eau modifie le potentiel chimique de l'eau en phase liquide et donc par conséquent le potentiel chimique de l'eau en phase vapeur qui est directement relié à l'humidité relative[44].L'humidité de l'air surmontant la solution dépend directement de la concentration en sel. Ainsi la solution sera saturée pour que la concentration en sel reste constante et ne dépende que de la température.

Le tableau suivant montre plusieurs sels utilisés pour le contrôle de l'humidité :

Solutions salines saturées	Humidité relative en pourcentage pour température en °C									
	5	10	15	20	25	30	35	40	50	60
Acide Phosphorique H <sub>3</sub> PO <sub>4</sub>	-	-	-	-	9	-	-	-	-	-
Hydroxyde de potassium KOH	14	13	10	9	8	7	6	6	6	-
Chlorure de Lithium LiCl	14	14	13	12	12	12	12	11	11	10
Acétate de potassium KCH <sub>3</sub> CO <sub>2</sub>	-	21	21	22	22	22	21	20	-	-
Chlorure de magnésium MgCl <sub>2</sub>	35	34	34	33	33	33	32	32	31	30
Carbonate de potassium K <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	-	47	44	44	43	43	43	42	-	36
Nitrate de magnésium Mg(NO <sub>3</sub> ) <sub>2</sub> ·6H <sub>2</sub> O	58	57	56	55	53	52	50	49	46	43
Bromure de sodium NaBr	64	62	61	59	58	56	55	53	51	50
Bichromate de sodium Na <sub>2</sub> Cr <sub>2</sub> O <sub>7</sub> ·2H <sub>2</sub> O	-	73	69	65	62	59	55	53	47	42
Nitrate d'ammonium NH <sub>4</sub> NO <sub>3</sub>	-	73	69	65	62	59	55	53	47	42
Nitrate de sodium NaNO <sub>2</sub>	-	-	-	66	65	63	62	62	59	59
Iodure de Potassium KI	73	72	71	70	69	68	67	66	65	63
Chlorure de sodium NaCl	76	76	76	76	75	75	75	75	76	76
Sulfate d'ammonium (NH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	82	82	81	81	80	80	80	79	79	-
Chlorure de potassium KCl	88	88	87	86	85	85	84	82	81	80
Sulfate de Zinc ZnSO <sub>4</sub> ·7H <sub>2</sub> O	-	-	-	90	-	-	-	-	-	-
Nitrate de potassium KNO <sub>3</sub>	96	95	94	93	92	91	89	88	85	82
Sulfate de potassium K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	98	98	97	97	97	96	96	96	96	96

**Fig. 3.24. Humidité relative de l'air surmontant des solutions salines saturées.  
Résumé des données aux températures comprises entre 5°C et 60°C [45]**

Dans le cadre de cette étude, c'est le chlorure de potassium qui a été choisi car il présente une humidité relative de 80% à 60°C. Une boîte bien étanche en polypropylène a été utilisée pour mener cette expérience ; cette dernière est placée dans l'étuve pour le maintenir en température.

Après la préparation de la solution, il est conseillé d'attendre au moins 24 heures avant l'utilisation de la solution. Les gouttelettes et dépôts sur les bords des récipients ont été nettoyés avant car des gouttes de liquide non saturé peuvent conduire à une mauvaise estimation du titre de la solution.

Un hygromètre (Lascar EL-USB) a été utilisé pour contrôler et enregistrer la température et l'humidité au cours de l'essai.

Des éprouvettes du matériau étudié de drapage 0°/90° sont prélevées sur la plaque neuve puis colmatées afin d'éviter les effets de bord lors du vieillissement. A la fin du vieillissement les éprouvettes sont refroidies naturellement à température ambiante (23°C) et des essais de tractions sont pratiqués sur les éprouvettes ainsi vieilles pour comparaison avec d'autres éprouvettes provenant de la même plaque mais non vieilles.

## 4.2. Analyse des résultats

Les résultats sont présentés sur un même graphe pour les deux types de vieillissement. Comme présenté sur la figure 47, plusieurs types de configuration :

- Les éprouvettes nommées « SV » sont les échantillons non vieillis
- THR\_Moy représente les éprouvettes vieilles dans les conditions de température et d'humidité décrites auparavant pendant 13 jours
- T\_Moy, les éprouvettes vieilles uniquement en température pendant 13 jours
- THR\_tot, éprouvettes vieilles en température et humidité pendant 28 jours
- T\_tot, éprouvettes vieilles pendant 28 jours à 60°C.

Ces essais sont effectués en moyenne sur quatre éprouvettes pour chaque type de vieillissement.

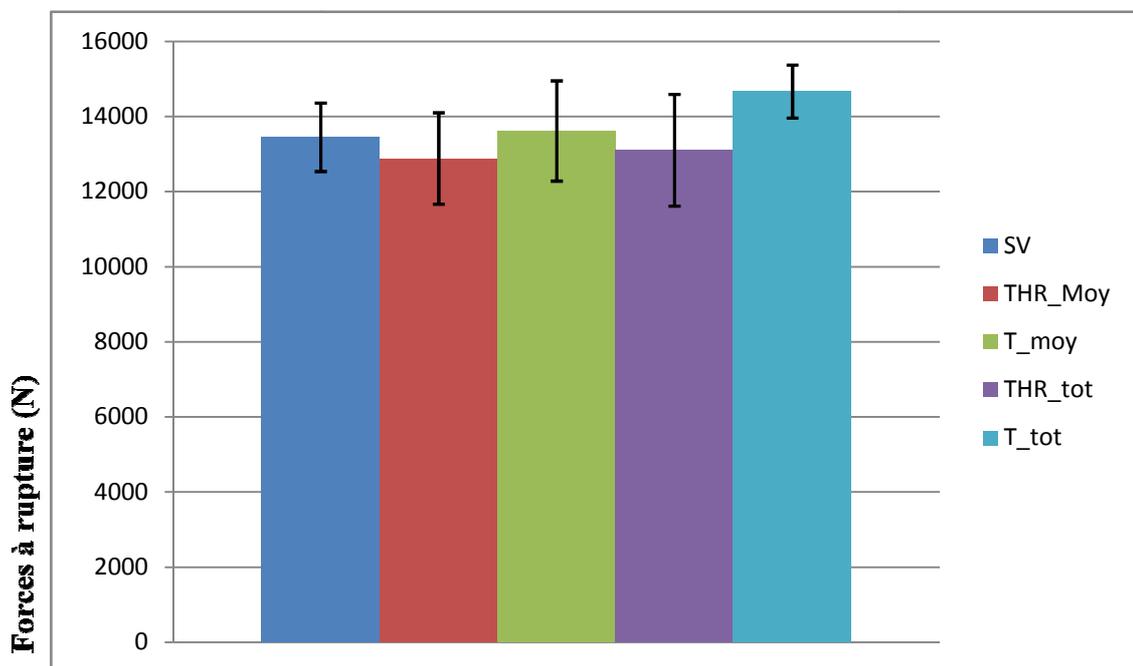


Fig. 3.25. Variabilité de la force à rupture pour différents vieillissements

En analysant la figure 3.25, on remarque une variabilité de la force à rupture importante sur chaque type de vieillissement (barres d'erreur). Cette variabilité est telle que l'on ne peut pas conclure sur une variation de la force à rupture entre les éprouvettes non vieilles et les éprouvettes vieilles. Cependant une légère variation peut être observée entre les éprouvettes sans vieillissement et les éprouvettes vieilles à 60°C pendant 28 jours. Dans l'ensemble, les variabilités obtenues après essai de traction restent du même ordre que sur les échantillons stockés étudiés au chapitre 2. Les mêmes observations sont faites en analysant l'impact des deux types de vieillissement sur le module apparent du composite étudié (Fig. 3.26).

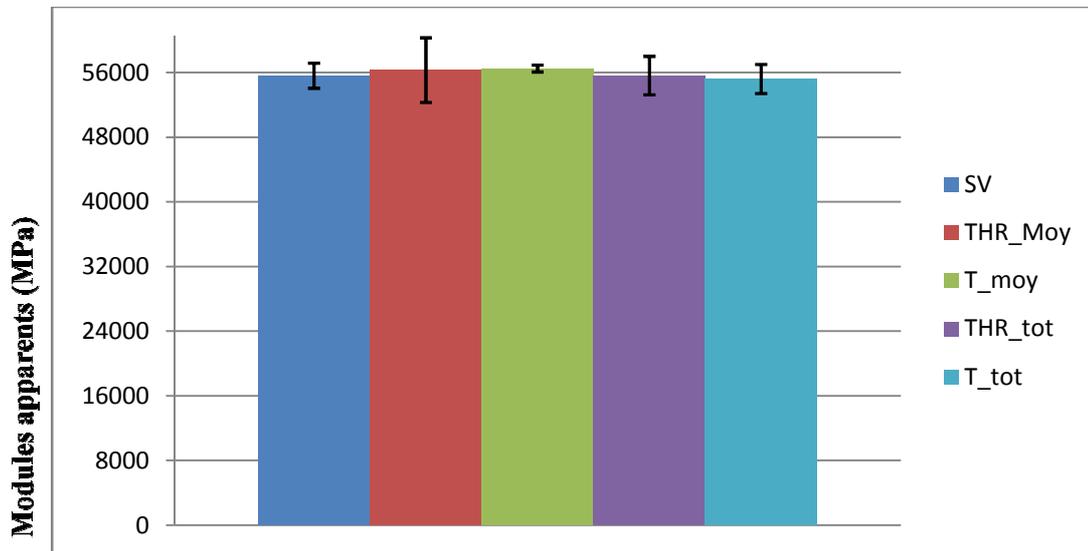


Fig. 3.26. Variabilité de la force à rupture pour différents vieillissements

Ces résultats ne sont pas conformes aux remarques faites dans la littérature [25,26] où l'humidité et la température font chuter les propriétés mécaniques des composites carbone/époxy. En effet contrairement aux différentes études rencontrées dans la bibliographie, les essais de vieillissement ont été effectués ici sans recuire le matériau avant vieillissement. Ce qui a pour conséquence de coupler deux phénomènes :

- Une réticulation continue du matériau lors du vieillissement qui tend à rigidifier ce dernier
- Vieillissement thermique et hygrothermique néfastes aux composites carbone/époxy.

A la fin du vieillissement et après refroidissement, des essais de DSC sont effectués sur le matériau non vieilli et en même temps sur les éprouvettes vieilles pendant 28 jours.

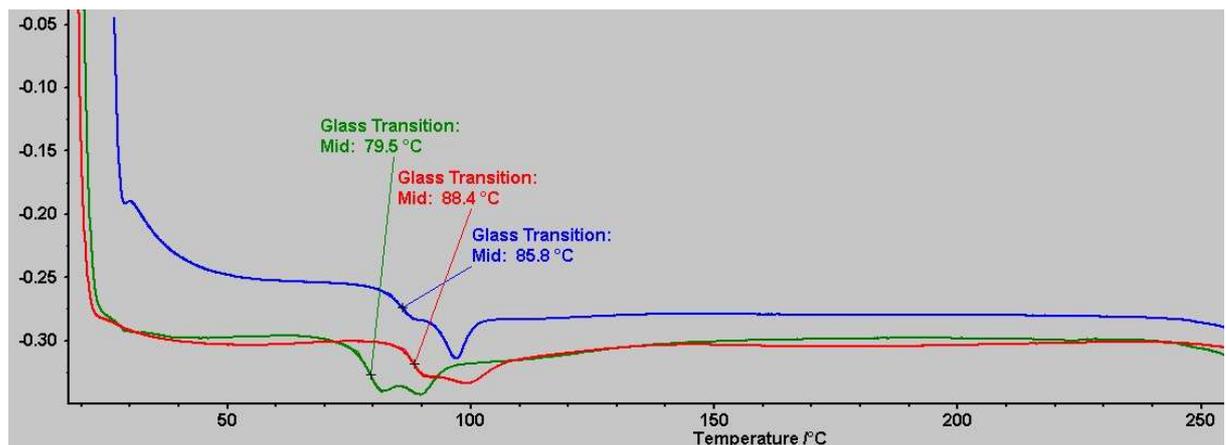


Fig. 49. Courbes DSC : échantillon non vieilli (verte), échantillon THR-tot (rouge) et échantillon T-tot (bleue)

On remarque ainsi l'augmentation de la température de transition vitreuse entre les échantillons vieillis et non vieillis. Un pic d'enthalpie relaxation qui s'accroît lors du vieillissement thermique,

conformément à la bibliographie (figure 2.12 [25]) ; ceci traduit donc le couplage d'un vieillissement physique lié au pic de relaxation structurale et un vieillissement chimique lié à la post-réticulation.

Aussi le fait que le module reste constant lors du vieillissement, traduit une plastification limitée de la résine ; néanmoins, le fait que les éprouvettes de composites soient testées dans le sens longitudinal des fibres a peut être masqué cet effet.

## ***5. Conclusion du chapitre***

Le fabricant a stocké des plaques de composite fabriquées en parallèle à la production et dans les mêmes conditions durant une vingtaine d'année. Ces plaques ont été analysées pour quantifier la variabilité sur les propriétés statiques et tenter d'expliquer l'origine de la variabilité. 3 paramètres ont été étudiés : l'épaisseur, le taux de porosité et le taux de fibres. Suite à cette étude, les conclusions suivantes peuvent être formulées :

1. Le taux de porosité (1 à 6%) ne semble ni affecter la résistance en traction ni le module apparent.
2. La teneur en fibres est le paramètre d'ordre 1 : plus le taux de fibres est important et plus le matériau est résistant.
3. La variabilité globale très importante, liée à un manque de maîtrise du taux de résine, ne permet pas d'observer un effet éventuel de vieillissement de la matrice : les plaques les plus vieilles ne sont pas les moins résistantes.
4. Un vieillissement artificiel a été étudié sur une plaque fabriquée en 2012. Aucun effet de vieillissement n'a été observé car le composite n'est pas totalement réticulé en fin de fabrication et le vieillissement est donc masqué par la post-réticulation.
5. La dispersion des résultats est telle que, malgré le grand nombre d'éprouvettes testées, le calcul du coefficient de sécurité proposé par la norme CS 23 ne permet pas de faire mieux que le coefficient maximum de la norme.

Ce chapitre met en lumière le fait que le principal progrès à faire dans l'aviation légère concerne le procédé car les marges ne peuvent être réduites tant que le procédé n'est pas maîtrisé (en particulier l'épaisseur des stratifiés composites).

## *Chapitre 4*

# *Instrumentation, calcul et essais de la voileure complète.*

<b>1. METHODES EXPERIMENTALES .....</b>	<b>76</b>
1.1. VOILURES D'ESSAIS.....	76
1.1.1. Aile accidentée (aile A).....	76
1.1.2. Aile endommagée (aile B) .....	77
1.1.3. Aile aéronef d'essai (aile C) .....	77
1.1.4. Bilan.....	77
1.2. INSTRUMENTATION DES VOILURES .....	78
1.2.1. Instrumentation de l'aéronef d'essai (aile C).....	79
1.2.2. Instrumentation de l'aile endommagée .....	80
1.3. BANC D'ESSAIS STRUCTURES ET OUTILLAGES .....	81
1.3.1. Outillage pour essais statiques et fatigues [G. Puech] .....	82
1.3.1.1. Palonnier N°1 .....	83
1.3.1.2. Palonnier N°2 .....	84
1.3.1.3. Palonnier N°3 et N°4 .....	85
1.3.1.4. Les carcans .....	85
<b>2. SIMULATION NUMERIQUE DE LA VOILURE [BE].....</b>	<b>86</b>
2.1. COMPOSITION DE LA VOILURE.....	86
2.2. MODELISATION DES SOUS-STRUCTURES DE LA VOILURE.....	88
2.2.1. Modélisation et étude détaillée du longeron seul .....	88
2.2.1.1. Géométrie .....	88
2.2.1.2. Propriétés des matériaux.....	88
2.2.1.3. Chargement et conditions aux limites .....	90
2.2.1.4. Maillage .....	90
2.2.1.5. Test expérimental sur longeron .....	90
2.2.1.6. Résultats et comparaison.....	91
2.2.2. Modélisation de la peau de voilure .....	93
2.2.2.1. Géométrie .....	93
2.2.2.2. Propriétés des matériaux.....	93
2.2.2.3. Maillage .....	94
2.2.3. Modélisation des nervures .....	94

2.2.3.1. Maillage .....	94
2.2.3.2. Propriétés des matériaux.....	95
2.2.3.3. Maillage .....	95
2.3. CONDITIONS AUX LIMITES ET CHARGEMENT .....	95
2.4. RESULTAT DU MODELE NUMERIQUE.....	96
<b>3. ESSAI EN VOL .....</b>	<b>96</b>
3.1. MISE EN PLACE DE L'ESSAI .....	97
3.2. RESULTATS .....	97
<b>4. ESSAIS SUR BANC 30 TONNES .....</b>	<b>99</b>
4.1. ESSAI STATIQUE SUR L'AILE ENDOMMAGEE (AILE B) .....	99
4.1.1. Mise en place de l'essai expérimental.....	99
4.1.2. Analyse des résultats et comparaison avec le modèle numérique.....	101
4.2. ESSAI DE FATIGUE SUR L'AILE ENDOMMAGEE .....	103
4.2.1. Définition du spectre de chargement en fatigue.....	103
4.2.3. Résultats des essais de fatigue (aile B).....	106
4.3. ESSAIS STATIQUES NORMALISES (AILE AERONEF D'ESSAI) .....	111
4.3.1. Mise en place de l'essai.....	111
4.3.1. Résultats des essais normalisés.....	115
<b>5. CONCLUSION.....</b>	<b>118</b>

L'objectif de ce chapitre est dans un premier temps de justifier par un calcul numérique, une aile et réduire au minimum l'écart simulation numérique / essais sur certification. Dans un second temps, il s'agira d'effectuer des essais statiques sur banc structure dans le but de justifier la tenue mécanique de la voilure en vue d'une certification suivant la norme CS23. Enfin des essais de fatigue sous spectre auront pour but de prévoir le comportement de la voilure sous chargement cyclique.

Pour cela, la géométrie complète de l'aile sera connue à partir d'une aile accidentée (aile A) pour la simulation numérique ; des tests de validation du montage sur banc seront effectués sur une aile endommagée (aile B) ; pour la certification, une aile fabriquée à cet effet servira pour le test statique après essais en vol dans le but d'obtenir le spectre de chargement pour une étude en fatigue sous spectre jusqu'à rupture. Quant au calcul numérique, une modélisation éléments finis de la structure complète de l'aile sera effectuée dans le but d'une confrontation des résultats avec les essais expérimentaux ainsi qu'une comparaison aux calculs de dimensionnement de la voilure (RDM).

## ***1. Méthodes expérimentales***

### ***1.1. Voilures d'essais***

#### ***1.1.1. Aile accidentée (aile A)***

Une aile provenant d'un avion accidenté est fournie par le constructeur ; cette aile présente de nombreuses fissures en surface ainsi que des délaminages sur l'entoilage. Un longeron est cependant intègre.



**Figure 3.1** Etat de l'aile accidentée (aile A)

Cette aile est utilisée par la suite pour :

- Obtenir une géométrie plus précise de l'aile pour la modélisation car les informations issues des plans ne sont pas toujours conforme à la réalité,
- Effectuer des essais sur les différents matériaux afin d'enrichir les propriétés mécaniques,
- Effectuer des essais sur longeron pour valider le modèle numérique du longeron seul.

### 1.1.2. Aile endommagée (aile B)

Dans le cadre des essais statiques qui permettront de valider le modèle numérique et des essais de fatigue, le constructeur a fourni une aile (aile B) qu'il a déjà utilisée lors de ses différents essais statiques interne (jusqu'à 7,5G). Globalement cette aile ne présente pas de dommages significatifs, à part une fissure située sur la peau extradados dans sa partie gauche. Cette fissure est apparue lors d'un essai statique normalisé effectué par le constructeur.



Figure 3.2 Etat de l'aile endommagée (aile B)

### 1.1.3. Aile avion d'essai (aile C)

Dans le cadre de ce projet d'étude, un avion d'essai a été construit dans le but d'effectuer des essais en vol après une instrumentation complète de la voilure. Après les essais en vol l'aile est récupérée dans le but d'effectuer des essais statiques normalisés suivant la norme aéronautique CS 23.



Figure 3.3 Partie droite de l'aile provenant de l'avion d'essai (aile C)

### 1.1.4. Bilan

Au final dans le cadre de ce projet d'étude, trois ailes provenant du même modèle d'avion d'essais ont été fournies par le constructeur. Le tableau 3.1 présente ces voilures ainsi que leurs utilisations prévues pour l'étude.

Aile A	Géométrie, étude longeron seul
Aile B	Validation banc structure (statique et fatigue)
Aile C	Tests statiques de certification et fatigue

Tableau 3.1 : Propriétés mécaniques des semelles pultrudés

## 1.2. Instrumentation des voilures

Cette instrumentation concerne uniquement l'aile endommagée (aile B) et l'aile provenant de l'aéronef d'essai (aile C). L'instrumentation est effectuée par des jauges de déformation collées sur les zones prédéfinies afin d'obtenir une répartition de la charge alaire. Suivant le comportement mécanique de la zone ciblée (traction, compression ou cisaillement), deux types de jauges prévues :

- Des jauges unidirectionnelles sont utilisées pour de mesurer les déformations en traction (semelles intrados) et en compression (semelles extrados) semelles pultrudés des longerons.
- Des jauges bidirectionnelles sont utilisées pour la mesure du cisaillement sur les flancs des longerons et sur la peau de voilure.

La figure 3.4 montre schématiquement les positionnements des différents types de jauges utilisées lors de l'instrumentation.

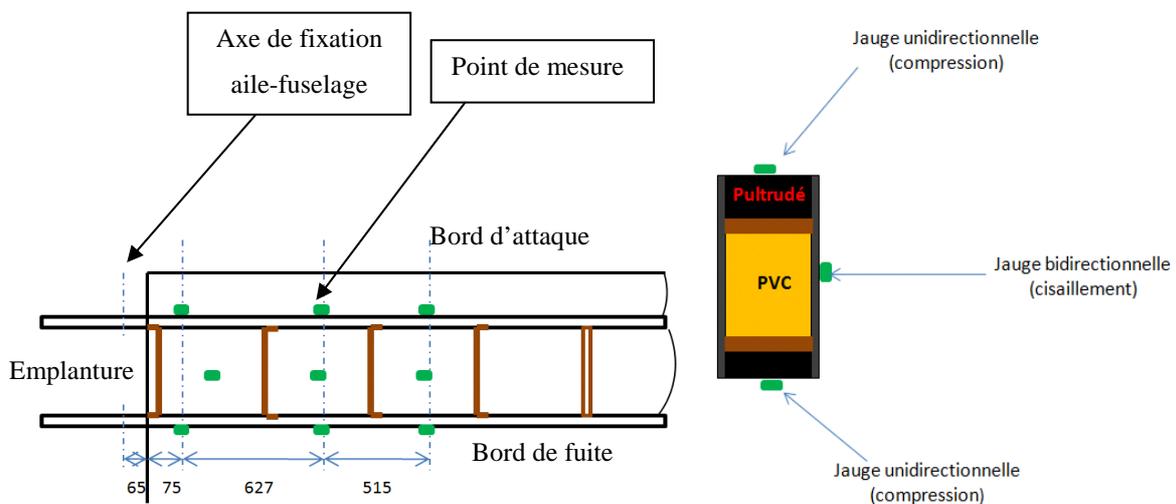


Figure 3.4 : A gauche - Position des jauges de contrainte sur l'aile, à droite - section d'un longeron représentant un point de mesure (Dimensions en mm)

L'enregistrement des microdéformations issues des différentes jauges lors des essais est assuré par un système d'acquisition composé de cinq boîtiers (maximum autorisé) de dix voix de mesure chacun. Ces derniers seront branchés en série et reliés à un PC par un module d'interface (CANHEAD Direct) par voie USB (figure 3.4). Chaque boîtier a une fréquence d'acquisition maximale de 300 Hz et cette fréquence est inversement proportionnelle au nombre de boîtiers mis en série ; ainsi l'ensemble des cinq boîtiers branché en série possède une fréquence maximale d'acquisition de 60 Hz.

Une fois l'ensemble relié au PC, le pilotage et l'enregistrement sont effectués à partir du logiciel CATMAN EASY ; les résultats sont enregistrés dans un fichier Excel.

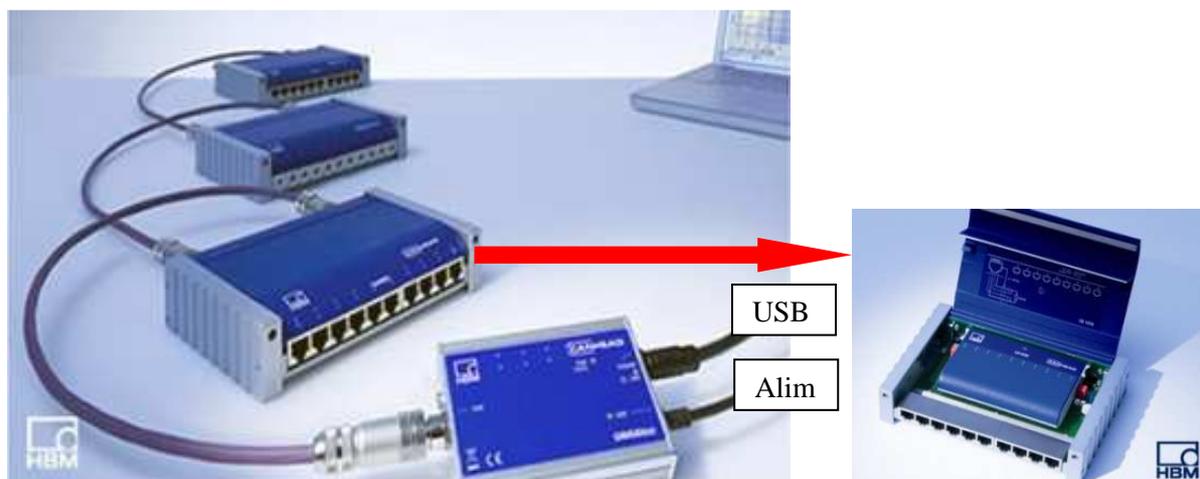


Figure 3.5 : Système d'acquisition Canhead

Les jauges de déformations se situent aux positions citées au paragraphe 1.2 et portent les nominations suivantes :

- SIBAD : semelle intrados bord d'attaque droit
- SIBAG : semelle intrados bord d'attaque gauche
- SIBFD : semelle intrados bord de fuite droit
- SIBFG : semelle intrados bord de fuite gauche
- SEBAD : semelle extrados bord d'attaque droit
- SEBAG : semelle extrados bord d'attaque gauche
- SEBFD : semelle extrados bord de fuite droit
- SEBFG : semelle extrados bord de fuite gauche
- FBFD : flanc bord de fuite droit
- FBFG : flanc bord de fuite gauche

Quant aux numérotations, de 1 à 4, elles correspondent aux positions de l'emplanture vers les extrémités des voilures.

### ***1.2.1. Instrumentation de l'aéronef d'essai (aile C)***

Avant son assemblage complet, la voilure de l'aéronef d'essai est instrumentée par les jauges de déformations directement sur des zones prévues à cet effet : ainsi les jauges unidirectionnelles sont collées directement sur les semelles pultrudés des longerons en intrados comme en extrados. Les jauges de cisaillement sont aussi collées sur les flancs des deux longerons (un flanc par longeron) et sur la peau de voilure (figure 3.6).



Figure 3.6 : Collage des jauges avant assemblage de la voilure

Le tableau 3.2 présente le nombre total de jauges (48 jauges avec 72 voies) collées sur l'aile C, leurs positions et leurs types de déformations mesurées lors de la flexion de l'aile :

Nombre de jauges	Positions	Déformations
12 (1 voie/jauge)	Semelles supérieures	Compression
12 (1 voie/jauge)	Semelles inférieures	traction
12 (2 voies/jauge)	Flancs	cisaillement
12 (2 voies/jauge)	Peau de voilure	cisaillement

Tableau 3.2 : Présentations des différentes jauges collées sur l'aile C

### 1.2.2. Instrumentation de l'aile endommagée

Le collage des jauges sur cette aile n'a pas pu être effectué directement sur les zones souhaitées (pour les semelles) puisqu'elle a été récupérée plusieurs années après son assemblage. Donc pour cette voilure, les jauges destinées aux semelles des longerons seront collées sur la peau de voilure faisant face aux semelles (figure 3.7).

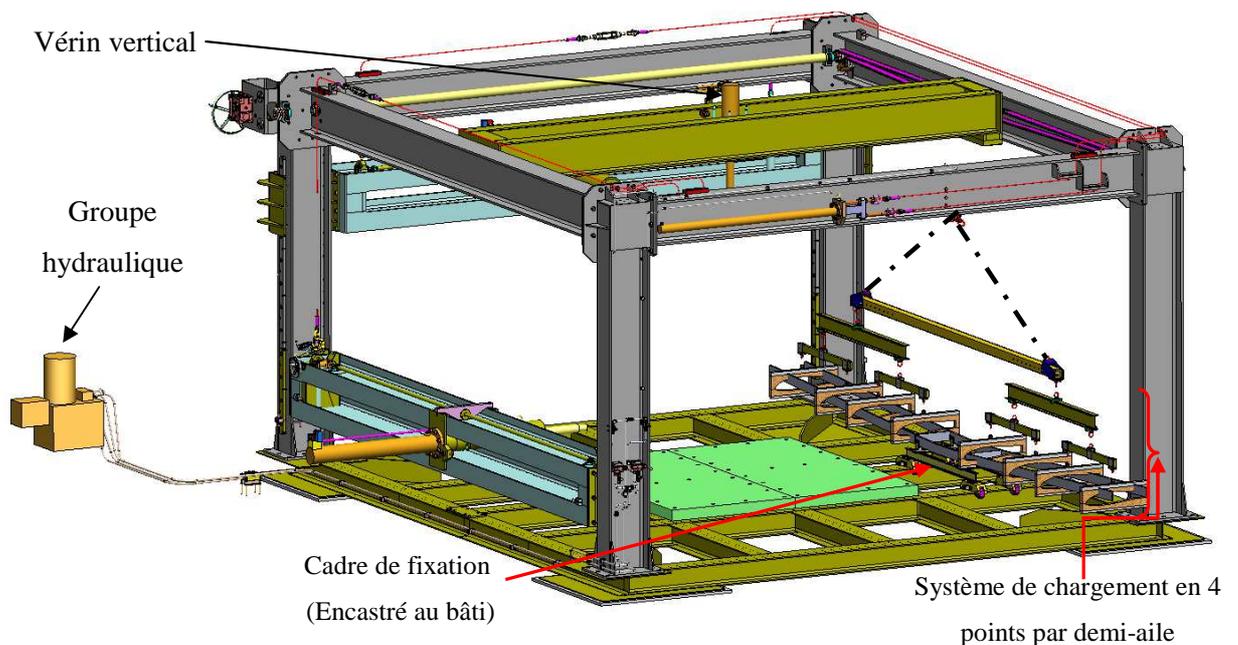


**Figure 3.7 : A gauche - aile endommagée après instrumentation, à droite – jauge collée directement sur la semelle pour comparaison**

Comme le montre la figure 3.7, une jauge a été collée directement sur la semelle du longeron après avoir enlevé la peau et la colle, dans le but de comparer ses valeurs mesurées avec celles des jauges voisines. Ceci pour s’assurer de la pertinence des mesures effectuées avec les jauges collées sur la peau. Seul le longeron bord de fuite donne accès à son flanc ; donc ce longeron est instrumenté pour la mesure en cisaillement. Le nombre total de jauges est inférieur à celui présenté au tableau 3.2, ceci est dû au fait que seul le longeron bord de fuite donne accès aux flancs ce qui réduit de moitié le nombre de jauge de cisaillement allouées aux longerons (6 jauges).

### ***1.3. Banc d’essais structures et outillages***

Les essais statiques comme de fatigue sont réalisés sur un banc d’essai de capacité de 30 tonnes en charge, composé de trois vérins. Dans le cadre de cette étude, seulement le vérin vertical sera utilisé pour le chargement de la voilure. Ce vérin est asservi par un groupe hydraulique et possède une course de 500 mm et une fréquence de chargement maximale cyclique de 8 mm/s.



**Figure 3.8 : Banc d’essais structures**

Ce vérin possède un capteur de position intégré d'une course de 550 mm. L'asservissement est commandé par un système de pilotage MOOG LEHA 3S 3 voies.

### 1.3.1. Outillage pour essais statiques et fatigues [G. Puech]

Cette partie concerne le dimensionnement et la conception de l'outillage pour les essais statiques et fatigue et a été réalisée dans le cadre d'un stage.

Le système retenu se compose de trois séries de palonniers qui forment un arbre. L'intérêt de ce système est la facilité du réglage de la transmission des efforts au bout de chaque palonniers en jouant sur la position du barycentre des efforts sur chaque palonniers. La position des points d'applications des forces sur l'aile peut lui aussi être réglée en jouant sur la longueur des palonniers. La conception a donc pris en compte le fait qu'il doit être possible de modifier la longueur des palonniers ainsi que la position du point de fixation central.

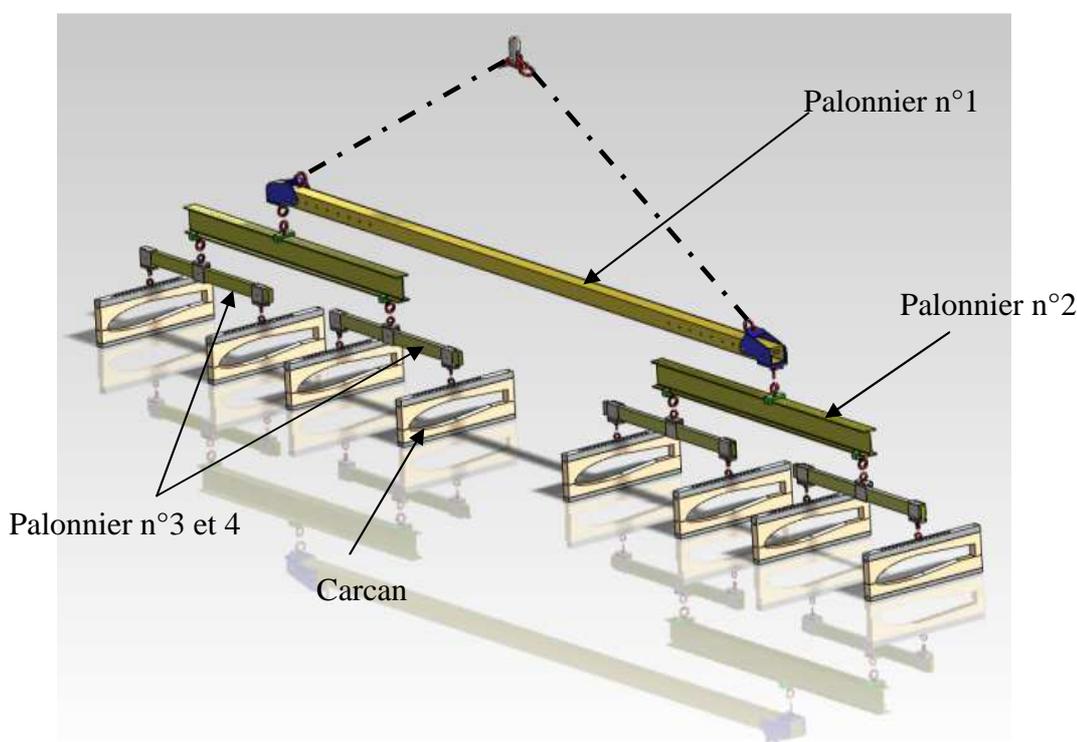


Figure 3.9 : Montage essais statique et fatigue avec répartition des charges

La répartition théorique de la portance le long de l'aile est connue (répartition théorique). C'est la répartition utilisée lors du dimensionnement de l'aile (figure 3.10) [Dyn].

Dans le but de la conception des palonniers, l'aile est divisée en quatre zones sensiblement égales, chaque partie de l'aile crée un moment fléchissant au niveau des fixations. Les efforts à appliquer sur l'aile sont obtenus en calculant la valeur de l'effort qu'il faut imposer au centre de chaque zone pour obtenir le même moment fléchissant. C'est ainsi que la longueur de chaque palonnier et la position de chaque point d'attache central sont déterminées.

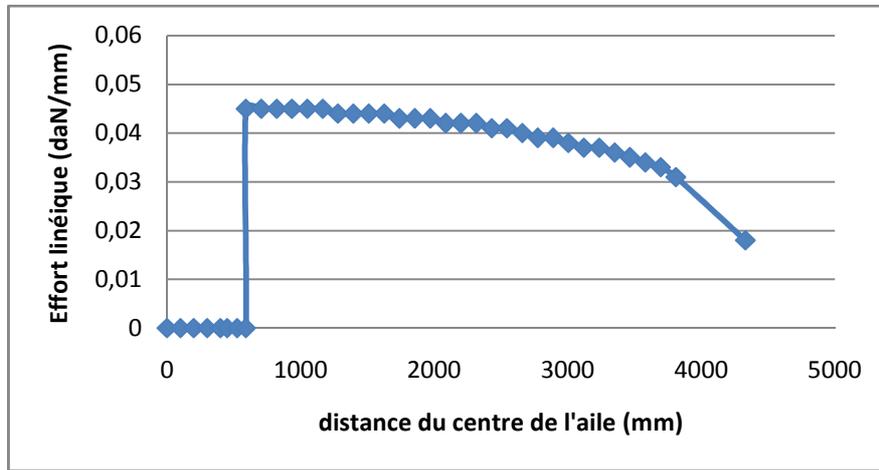


Figure 3.10 : Répartition elliptique des efforts le long de la demi-envergure [Dyn]

Afin de permettre certaines modifications les longueurs seront prise un peu plus grandes et l'ensemble sera dimensionné pour un effort du vérin de 10 tonnes. Cela correspond à la charge à rupture théorique de l'aile (8 G – donnée constructeur) avec un coefficient de sécurité de 1.5. Il y a en tout quatre palonniers différents (numéroté de 1 à 4, du plus grand au plus petit). Les palonniers 3 et 4 identiques.

### 1.3.1.1. Palonnier N°1

Ce palonnier fait 4.70 mètre et il est dimensionné pour un effort de 10 tonnes. La configuration choisie pour le montage de ce palonnier est d'utiliser la poutre en compression plutôt qu'en flexion :

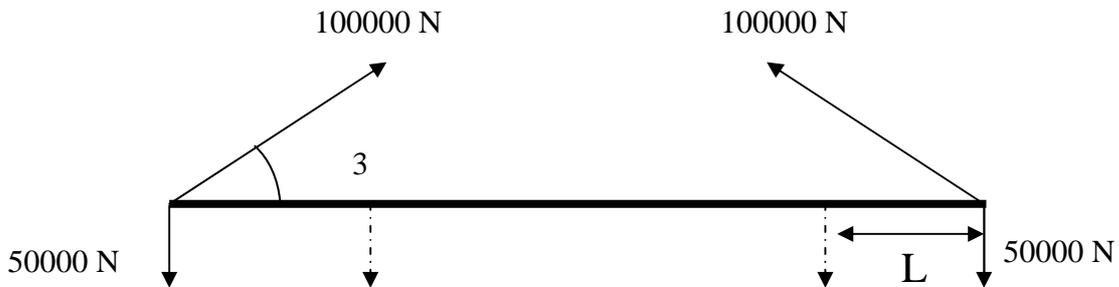
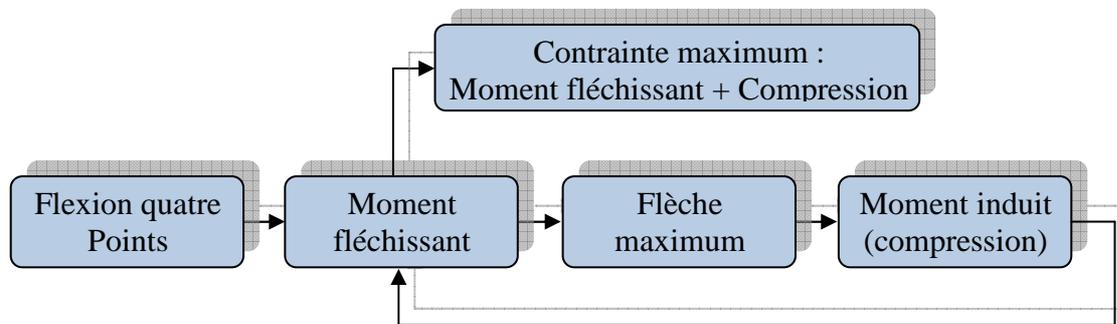


Figure 3.11 : Schéma des efforts sur le palonnier N°1

Cette configuration fait intervenir le flambement mais cela permet d'utiliser des poutres moins lourdes.

Par contre il faut pouvoir régler la longueur des palonniers. Si l'on déplace la position des fixations des palonniers inférieur ( $L \neq 0$ ), la poutre n'est plus en compression pure mais il se superpose un problème de flexion quatre points. Un compromis a été trouvé pour que la flexion n'entraîne pas trop de flèche afin d'éviter un flambage trop important. Pour calculer la superposition des deux chargements, un calcul itératif a été effectué. On détermine la flèche dû à la flexion quatre points, ensuite on calcule le moment induit par la compression que l'on rajoute au moment fléchissant, on recalcule la flèche.



De cette façon, la valeur du moment fléchissant dû à la flexion quatre points à partir de laquelle on dépasse la limite élastique dans la poutre est déterminée. C'est ainsi que la distance maximale sur laquelle peuvent évoluer les positions des fixations des palonniers N°2 a été déterminée. Pour une valeur de L supérieure à 70 mm, la contrainte est de 230 MPa pour une flèche au centre de 60 mm. Avec un coefficient de sécurité de 1.4,

$$L_{\max} = 50 \text{ mm}$$

Pour une plage de réglage plus importante, on décide de faire varier également la position des fixations qui vont s'accrocher au vérin. Pour un ensemble soudé qui peu coulisser sur la poutre et s'y fixer à intervalles régulières a été conçu. Cet ensemble permet de régler le palonnier 1 entre 4.80 m et 2.80 m.

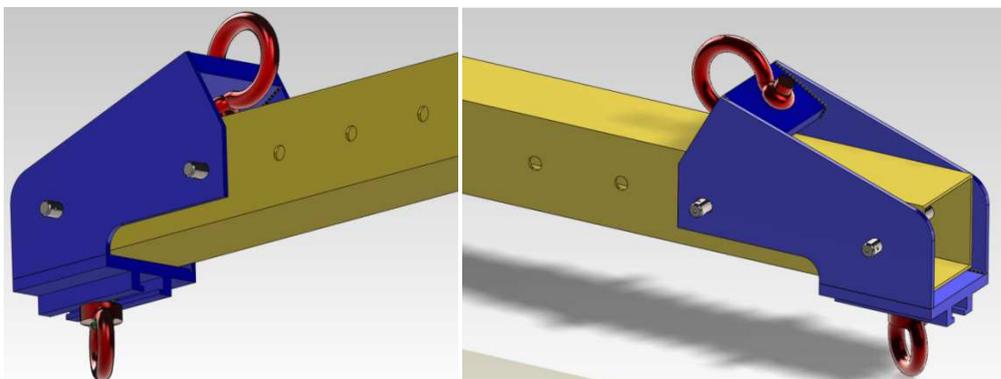


Figure 3.12 : Ensemble mécano-soudé de fixation du palonnier

### 1.3.1.2. Palonnier N°2

Ce palonnier est dimensionné en flexion trois points.

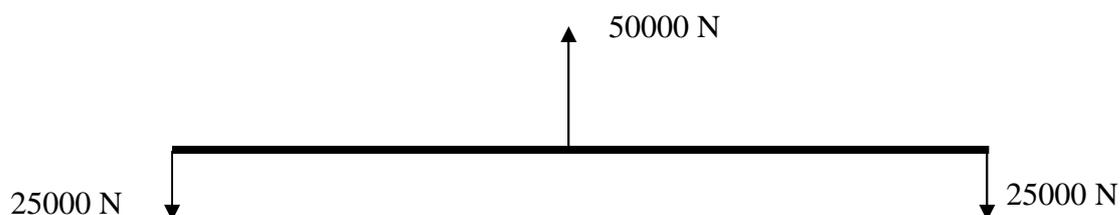


Figure 3.13 : Schéma des efforts sur le palonnier n°2

Après avoir comparé plusieurs solutions, une poutre IPN s'est avérée être la solution la plus adaptée alliant légèreté et faible coût de fabrication. De plus il est facile de se fixer dessus avec une pièce rainurée qui peut coulisser sur les ailes de la poutre. Cette pièce est dimensionnée à 5 tonnes par un calcul de flexion trois points puis avec un calcul éléments finis à l'aide du module Simulation Xpress de SOLIDWORKS.

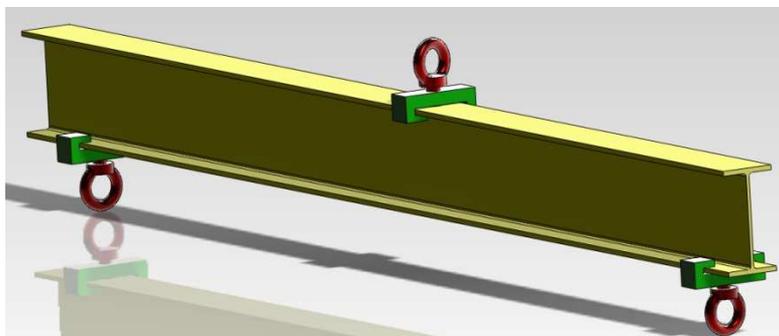


Figure 3.14 : Palonnier N°2 avec ses attaches

### 1.3.1.3. Palonnier N°3 et N°4

Ces palonniers sont dimensionnés de la même manière que le palonnier n°2 pour une longueur de 1.20m. Ils sont en alliage d'aluminium (Aluminium 2017)

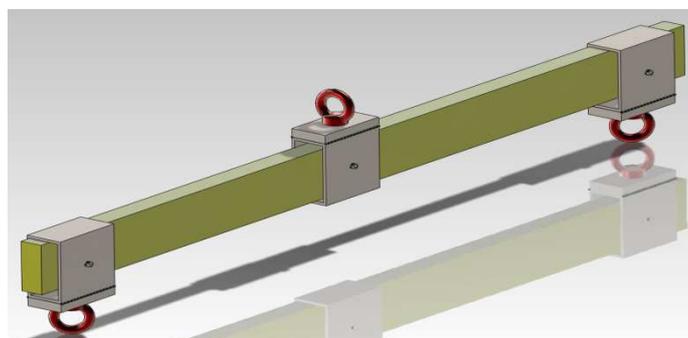


Figure 3.15 : Palonnier N°3 et N°4 avec ses attaches

### 1.3.1.4. Les carcans

Les carcans viennent s'adapter au profil de l'aile et répartissent l'effort sur toute sa corde. De plus il est possible de modifier le point d'attache central suivant la corde de l'aile. Le profil de l'aile est repris grâce à deux pièces usinées dans du médium. Elles sont serrées entre deux barres en aluminium par deux tiges filetées. La barre du haut est dimensionnée en flexion trois points, celle du bas en flexion avec un effort réparti.

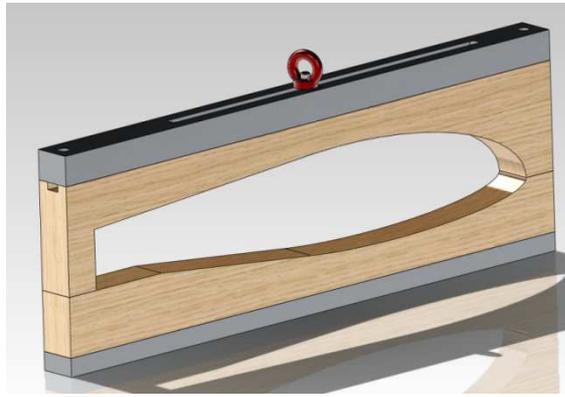


Figure 3.16 : carcan avec attache

## ***2. Simulation numérique de la voilure [BE]***

La simulation numérique de la voilure complète permet d'étudier le comportement mécanique de cette dernière avec l'avantage de l'obtention de la cartographie complète des contraintes et déformations. Cette étude numérique est ensuite validée par des essais statiques sur longeron et aile complète. La plus grande difficulté de cette modélisation a été l'absence de plan géométrique des différentes sous-structures composant la voilure.

Ainsi dans un premier temps, une aile accidentée (aile A) a été désassemblée afin d'extraire les valeurs géométriques des différents constituants de la voilure ; dans un second temps, des essais mécaniques sont effectués sur des échantillons provenant de la voilure accidentée pour les propriétés mécaniques des matériaux ; et enfin les modèles numériques sont mis en œuvre, à commencer par le longeron suivi de l'aile entière. Tous ces modèles numériques sont ensuite confrontés puis validés par des essais statiques.

La simulation numérique de la voilure est effectuée sous le logiciel ABAQUS CAE .

### ***2.1. Composition de la voilure***

L'aile accidentée est désossée dans le but de mesurer précisément les différentes variations géométriques de ses composants (longeron, peau et nervure).

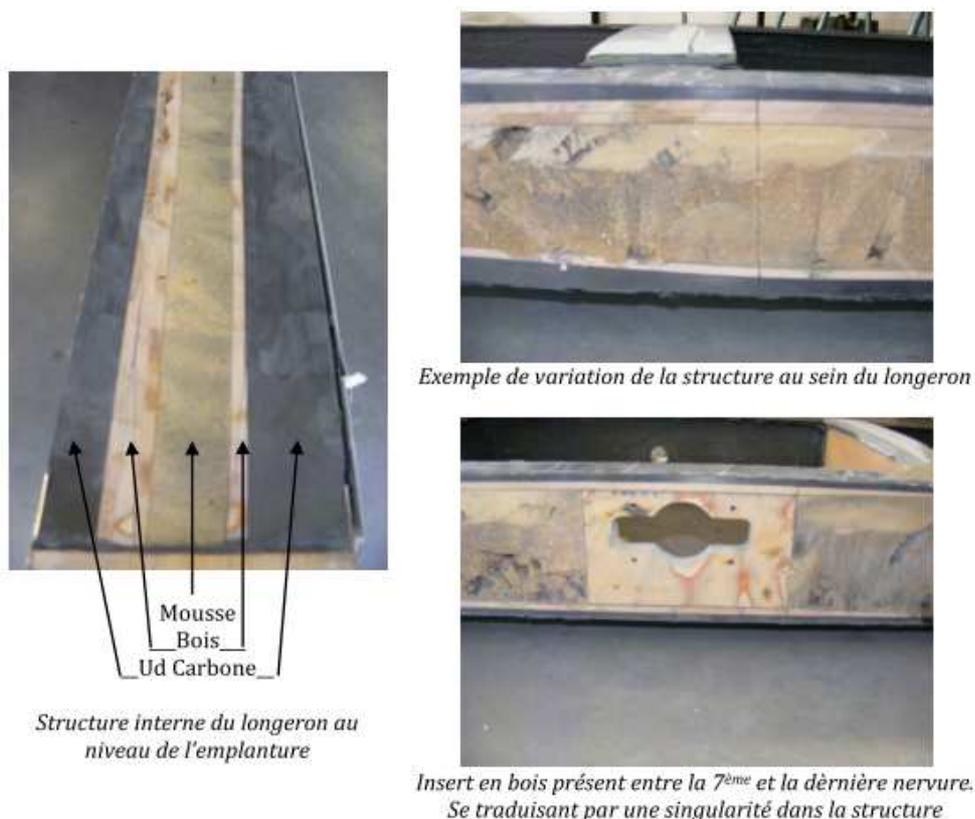


Figure 3.17 : Démontage de l'aile accidentée (aile A)

Les premières observations sur cette aile ont fournies la structure géométrique de la peau de voilure qui se compose de plis carbone tissés orientés à  $+45^\circ/-45^\circ$  aux extrémités (bord d'attaque et bord de fuite) et d'une couche de 5 mm de mousse à l'intérieur pour la partie centrale ; ainsi l'entoilage est constituée de couches de stratifié monolithique au bord d'attaque et au bord de fuite, et d'un sandwich entre les deux bords. De même, il a aussi été constaté que les nervures sont constituées d'un empilement de fibres de carbone orientées à  $0/120/-120^\circ$ .

Les premiers caissons de voilure (partie située entre deux nervures) sont recouverts d'un enduit (résine époxy) et servent de réservoirs de carburant dans l'aile ; ceci ne sera pas modélisé numériquement. L'assemblage des différentes sous-structures est effectué par collage. En plus de la colle, une stratification est effectuée entre les longerons et la peau, et entre les nervures et la peau. Dans cette étude numérique, la re-stratification ne sera pas modélisée et seul le collage sera donc prise en compte.

Par la suite, un longeron est isolé puis démonté ; il est ainsi constitué d'un empilement de pultrudés carbone / époxy à l'extérieur reprenant la traction / compression lorsque l'aile est soumise à de la flexion, puis des plis en bois avec une mousse à faible densité au centre. Les flancs sont des stratifiés carbone/époxy de drapage  $+45^\circ/-45^\circ$ .



**Figure 3.18 : composition et géométrie du longeron**

Ce démontage a permis dans un premier temps de faire une expertise sur les différents matériaux que composent la structure la structure de l'aile et dans un second temps, d'obtenir la géométrie exacte

des sous-structures de la voilure (nervures, variations des épaisseurs du bois, pultrudé et peau). La suite est de déterminer les propriétés mécaniques de ces différents matériaux.

## ***2.2. Modélisation des sous-structures de la voilure***

Cette partie traite la modélisation des différents sous-ensembles de l'aile (longerons, peau de voilure et nervures). La modélisation de chaque sous-structure est détaillée en présentant :

- Sa modélisation géométrique
- Les propriétés mécaniques des matériaux qui la composent
- Et son maillage

### ***2.2.1. Modélisation et étude détaillée du longeron seul***

L'intérêt d'isoler le longeron pour l'étudier est de vérifier la maîtrise de son comportement mécanique. Ceci à cause du rôle prépondérant du longeron au seuil de la voilure. En effet ce dernier constitue la colonne vertébrale de la structure complète de l'aile en reprenant les efforts de flexion.

#### ***2.2.1.1. Géométrie***

Le longeron est modélisé en 3D coque. Ces derniers sont particulièrement utilisés pour des structures minces dont les rapports entre les dimensions (épaisseur/longueur caractéristique) sont inférieurs à 1/10, ce qui est largement le cas pour de ce longeron (rapport de 0,05%). Ces modélisations sont utilisables en mécanique linéaire et non linéaire, sous des hypothèses de petites déformations et petits déplacements.

La modélisation du longeron est ainsi constituée de 3 éléments plaques : la partie centrale (avec les carbonés unidirectionnels, le bois et la mousse) et les deux flancs (plis à +/-45°).

#### ***2.2.1.2. Propriétés des matériaux***

Comme rappelé au paragraphe précédent (2.2.1.1), le longeron étudié est constitué des 3 matériaux suivants : du pultrudé carbone/époxy (semelles), du bois (sous semelles) et de la mousse PVC (cœur du longeron). Les propriétés mécaniques utilisées sont celle données par le constructeur.

##### **Pultrudés carbone/époxy**

Les pultrudés sont considérés comme étant des matériaux isotropes transverses où l'axe d'isotropie est  $e_1$ . Ainsi  $E_2 = E_3$  et  $\nu_{12} = \nu_{13} \neq \nu_{23}$ . Dans le cadre de cette étude, il sera supposé que  $\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$  et  $G_{12} = G_{13} = G_{23}$ . Le tableau suivant récapitule ces propriétés :

<b>Pultrudés (Elastic/Engineering constants)</b>	
$E_1$ (MPa)	130000
$E_2$ (MPa)	5000
$E_3$ (MPa)	5000
$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$	0.28
$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (MPa)	6600

**Tableau 3.3 : Propriétés mécaniques des semelles pultrudés**

### Mousse PVC

La mousse est considérée isotrope avec les caractéristiques suivantes :

<b>Mousse (Elastic/Isotropic)</b>	
E (MPa)	78
$\nu$	0.4

**Tableau 3.4 : Propriétés mécaniques de la mousse PVC**

### Bois

Le bois étant sollicité suivant sa direction principale, l'hypothèse d'isotropie peut donc lui être appliquée :

<b>Bois (Elastic/Isotropic)</b>	
E (MPa)	10000
$\nu$	0.3

**Tableau 3.5 : Propriétés mécaniques de la mousse PVC**

### Flancs (carbone/époxy +45°/-45°)

Le tableau 3.6 donne les caractéristiques orthotropique d'un pli unidirectionnel utilisé pour la modélisation d'une plaque stratifiée de drapage +45°/-45° :

<b>Flanc (Elastic/Engineering constants)</b>	
$E_1$ (MPa)	128000
$E_2$ (MPa)	6750
$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$	0.3
$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (MPa)	5000

**Tableau 3.6 : Propriétés mécaniques des semelles pultrudés**

### 2.2.1.3. Chargement et conditions aux limites

Les conditions aux limites ont consisté à appliquer un pivot en bloquant les déplacements  $u_x$ ,  $u_y$  et  $u_z$  ainsi que les rotations  $UR_x$  et  $UR_y$  sur deux axes de fixation (figure 3.19). Un chargement est imposé en bout de longeron suivant  $y$ .

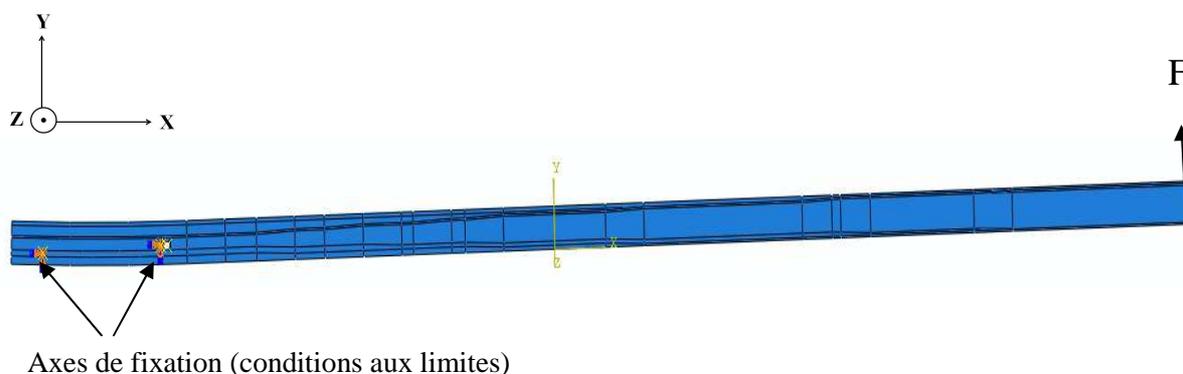


Figure 3.19 : Conditions aux limites et chargement sur le longeron seul

### 2.2.1.4. Maillage

Tout d'abord l'assemblage des différents matériaux (pultrudés, bois, mousse et stratifié  $+45^\circ/-45^\circ$ ) est effectué par la mise en place de contraintes TIE (collage parfait). Les éléments de plaque utilisés sont des éléments S8R5. Ce sont donc des éléments coques bien appropriés à la structure modélisée en « 3D planar » avec des éléments plaques. Des éléments quadrangles du second ordre à 8 nœuds sont utilisés car ils présentent une meilleure convergence que les éléments triangles et ceux du premier ordre. De plus, ces éléments sont bien adaptés au chargement de flexion. Enfin, ces éléments sont appliqués avec une intégration réduite, à 5 degrés de liberté puisque le longeron peut être considéré comme une plaque mince (voir 2.2.1.1).

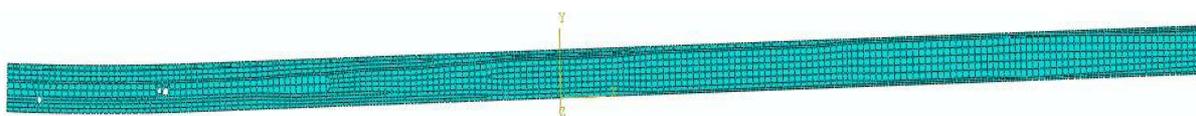


Figure 3.20 : maillage des différentes parties du longeron

### 2.2.1.5. Test expérimental sur longeron

Dans le but de valider le modèle numérique précédemment réalisé, une comparaison sera effectuée avec un cas de test réel. Cette expérience est réalisée en imposant une force mesurée avec un dynamomètre. Les déformations sont relevées en continu à partir d'une acquisition par jauges de déformations et la flèche est mesurée avec un régllet. Les jauges sont collées sur deux positions. Chaque position comprend une jauge de cisaillement (collée sur le flanc) et deux jauges

unidirectionnelles pour la traction et la compression (collée respectivement sur les semelles supérieure et inférieure).

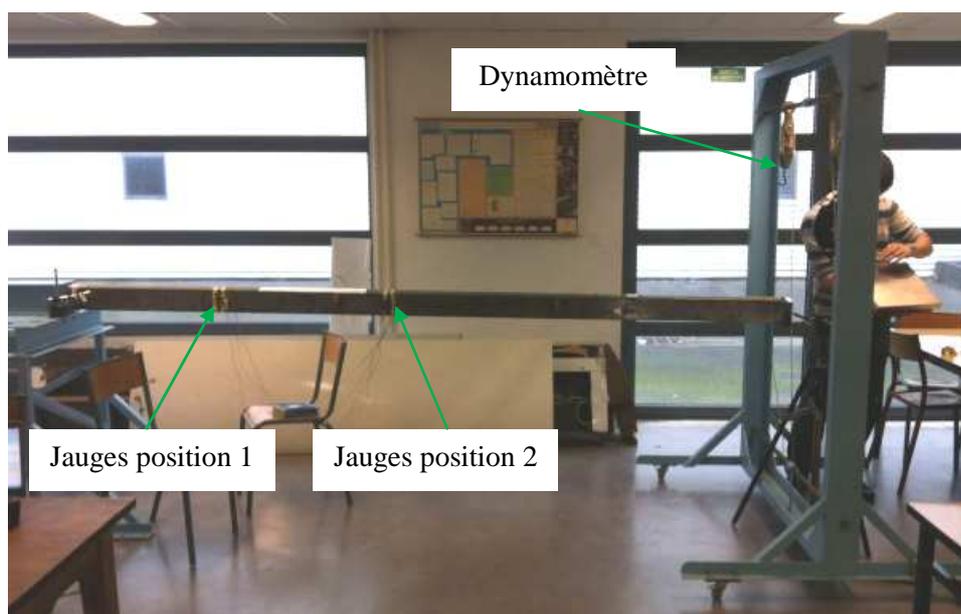


Figure 3.21 : essai de flexion sur longeron

#### 2.2.1.6. Résultats et comparaison

Dans un premier temps, la flèche en bout de longeron (Figure 3.22) est comparée avec le modèle numérique. La mesure expérimentale montre une bonne linéarité dans les déplacements et montre également une bonne corrélation avec le modèle numérique. L'écart observé pour la flèche à 300N est de 2% entre le modèle numérique et l'essai expérimental.

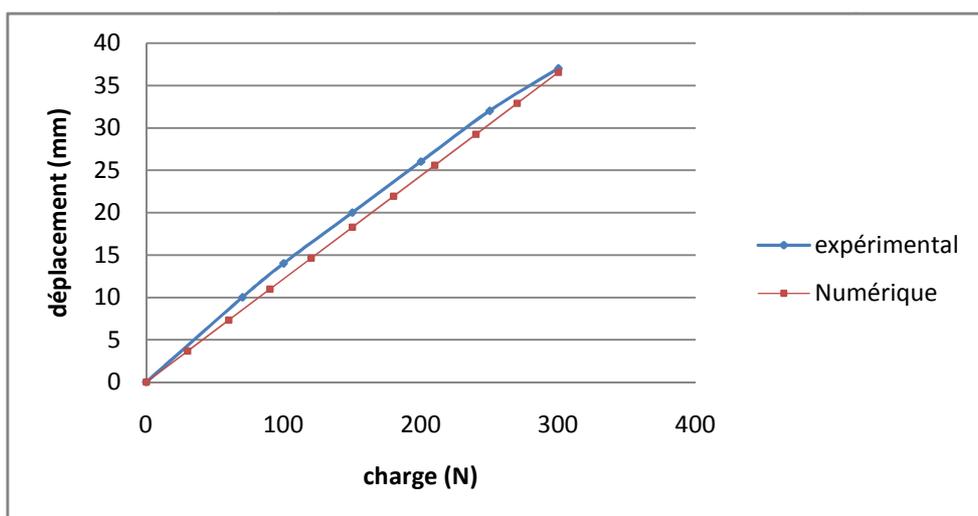


Figure 3.22 : Comparaison de la flèche en bout de longeron

L'observation des déformations sur le modèle numérique seul traduit bien l'influence des changements des épaisseurs des semelles pultrudés (figure 3.23).

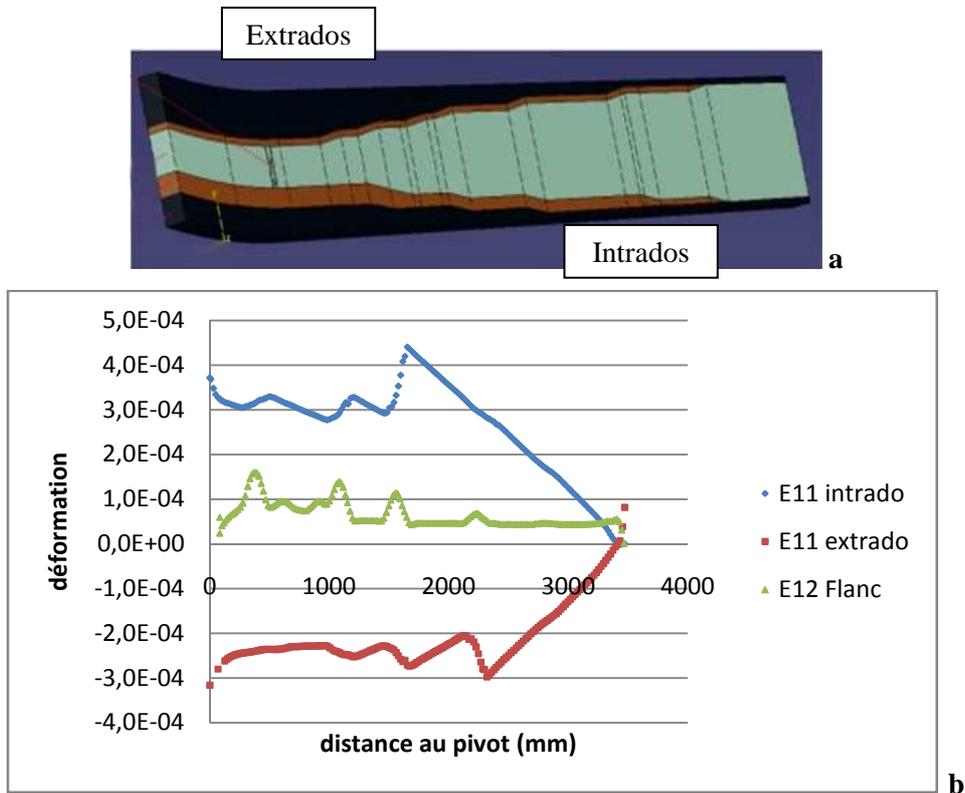


Figure 3.23 : a. variation des épaisseurs des semelles des longerons ; b. Déformations le long du longeron

Une bonne corrélation est observée sur les déformations des semelles des longerons.

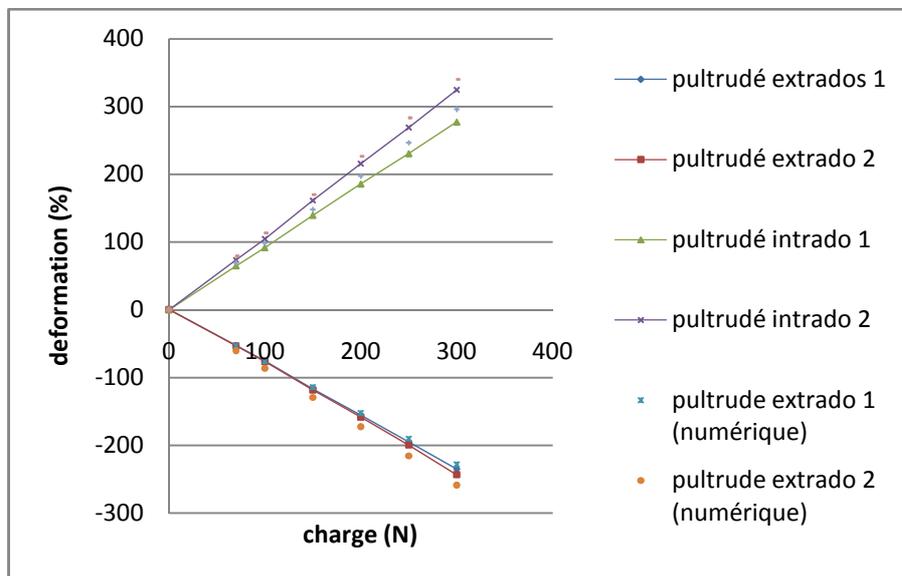


Figure 3.24 : Comparaison des déformations aux semelles du longeron

Concernant le cisaillement, le modèle induit un écart assez conséquent qui se traduit par des facteurs de 2.2 et 3.4 entre le modèle numérique et les positions 1 et 2 des jauges dans le cas expérimental.

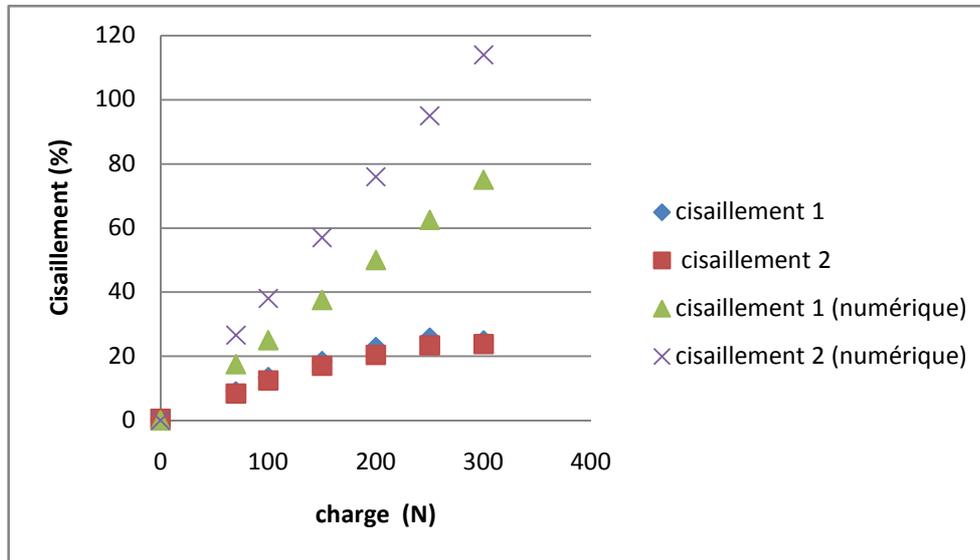


Figure 3.25 : Comparatif de l'évolution des contraintes de cisaillement expérience/numérique

Cette étude de comparaison a permis de constater le bon comportement du modèle numérique surtout au niveau des semelles. Un écart très significatif est observé au niveau des déformations de cisaillement ; en effet dans le cas réel, une re-stratification est appliquée entre les flancs du longeron et la peau de voilure et qui induit donc une rigidité supplémentaire sur le longeron vis-à-vis du cisaillement.

## 2.2.2. Modélisation de la peau de voilure

### 2.2.2.1. Géométrie

La peau de l'aile vient s'appuyer sur les nervures et a une épaisseur constante de 7 mm. Elle est créée en 3D coque par extrusion en utilisant des éléments plaques puisque le rapport épaisseur/longueur caractéristique est inférieur à 10%.

### 2.2.2.2. Propriétés des matériaux

La peau de voilure est une plaque sandwich constituée de peaux externes en stratifiés carbone/époxy et d'un cœur en mousse PVC. Le logiciel Lamkit est utilisé pour déterminer les caractéristiques équivalentes de la plaque sandwich à partir des caractéristiques de chaque pli unidirectionnel et de la mousse (§2.2.1).

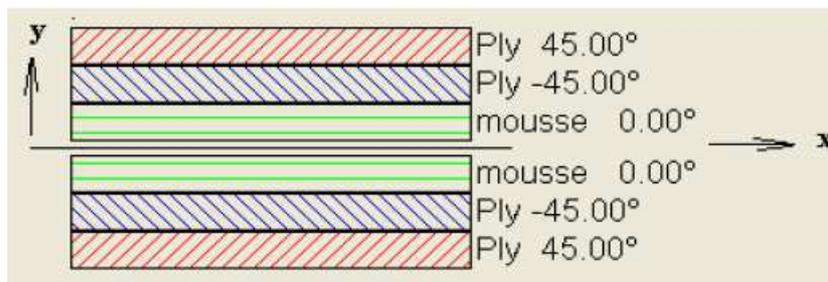


Figure 3.26 : Modèle Lamkit de la peau de voilure

Le tableau 3.5 présente les propriétés mécaniques équivalentes de la peau de voilure.

Peau de voilure (Elastic/Engineering constants)	
$E_1 = E_2 = E_3$ (MPa)	1330
$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$	0.3
$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (MPa)	2350

Tableau 3.5 : propriétés mécaniques de la peau de voilure

### 2.2.2.3. Maillage

Les éléments de plaque utilisés pour la peau sont les éléments S4. Ce sont donc des éléments coques bien appropriés à cette sous structure modélisée en 3D planar avec des éléments plaques. Des éléments quadrangles du premier ordre à 4 nœuds sont utilisés car ils ont une meilleure convergence que les éléments triangles.

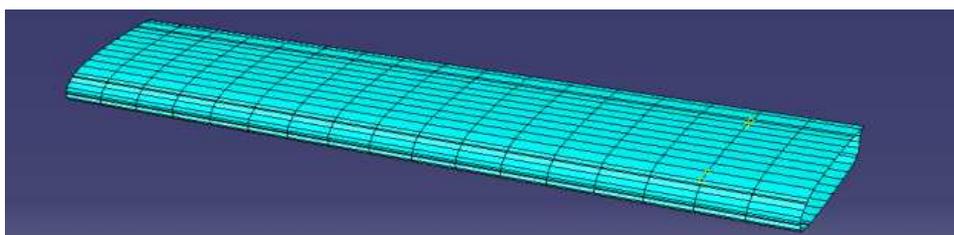


Figure 3.27 : Maillage de la peau de voilure

### 2.2.3. Modélisation des nervures

#### 2.2.3.1. Maillage

Les nervures sont créées en mode 3D planar en utilisant des éléments plaques puisque le rapport épaisseur/longueur caractéristique est de 5%. Les nervures sont modélisées de façon à être de la même forme que le profil de l'aile. Elles sont fixées sur les deux longerons de l'aile afin de maintenir la peau. D'après les plans de l'aile, les géométries des nervures sont très peu différentes. Par

conséquent, il est supposé, dans un but de simplification, que toutes les nervures ont la même géométrie.

### 2.2.3.2. Propriétés des matériaux

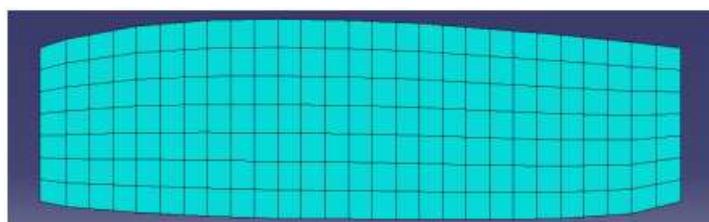
Les nervures seront modélisées suivant un empilement de 12 plis (de 0.125mm d'épaisseur chacun) avec les orientations : +45°/-45°/90°/0°/-45°/45°//symétrique.

Nervure (Elastic/Engineering constants)	
$E_1 = E_2 = E_3$ (MPa)	4055
$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$	0.42
$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (MPa)	2358

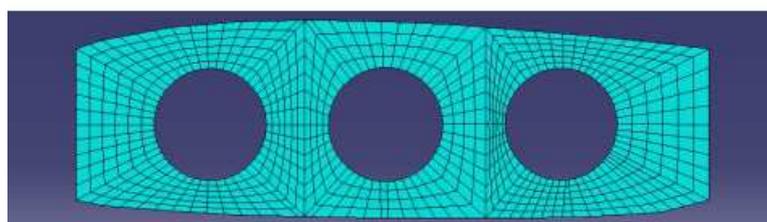
Tableau 3.6 : propriétés mécaniques des nervures

### 2.2.3.3. Maillage

Les éléments utilisés pour le maillage des nervures sont les mêmes que ceux utilisés pour la peau de voilure.



*maillage d'une nervure*



*maillage de la nervure en bout d'aile*

Figure 3.28 : Maillage des nervures

## 2.3. Conditions aux limites et chargement

Par symétrie seule la moitié de l'aile est modélisée.

Les conditions aux limites appliquées sont les suivantes :

- Un pivot aux niveaux des axes de fixation de l'aile
- Les déplacements  $u_x$  et  $u_y$  sont imposés nuls et le déplacement  $u_z$  est libre.

Tout l'assemblage est supposé parfait à partir de l'outil de contrainte TIE. Le chargement est reparti comme sur l'outillage pour essais statique et fatigue du banc d'essai 30 tonnes (§1.3.1).

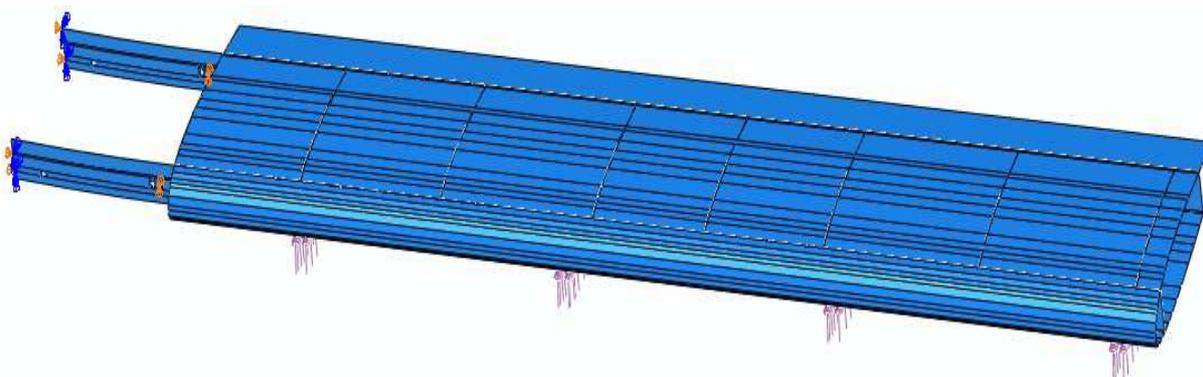


Figure 3.29 : Conditions aux limites et chargement de la demi-aile

## 2.4. Résultat du modèle numérique

La figure 3.30 présente une cartographie numérique des déplacements obtenus pour un chargement a 3.8 G, qui correspond à la charge limite en vol. En bout d'aile le modèle donne une flèche de 34 cm.

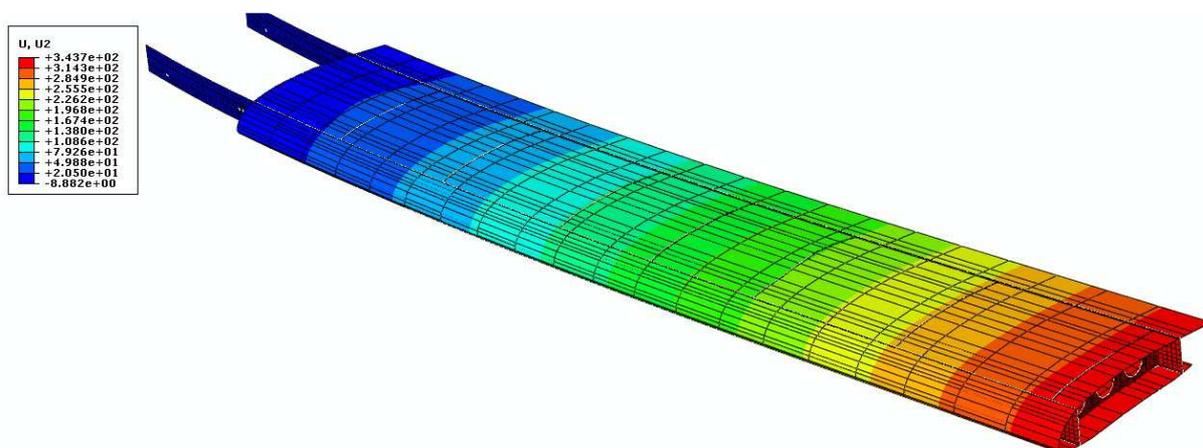


Figure 3.30 : Déplacements sur la demi-aile

## 3. Essai en vol

Cet essai doit permettre d'appréhender le comportement de la voilure en cours de service à partir d'une extraction des différents spectres de chargement et ce sur plusieurs configurations de vol (tableau 3.7). Le but étant de constituer le spectre global de chargement pour un vol type.

### 3.1. Mise en place de l'essai

Les mesures en vol sont effectuées dans les conditions suivantes :

- Une fréquence d'acquisition de 60 Hz (la fréquence maximale pour 5 boîtiers mis en série) est choisie dans le but de couvrir toutes les plages de mesures.
- Les zéros des jauges sont effectués avion au sol, avec deux personnes à bord et moteur allumé.
- Les acquisitions des jauges se font par configuration de vol pendant une minute en moyenne
- Une centrale inertielle est utilisée pour l'évaluation de la vitesse, de l'accélération et de la position.
- La fréquence d'acquisition de la centrale inertielle est de 120 Hz (la fréquence la plus élevée)

### 3.2. Résultats

Le tableau 3.7 liste les différentes manœuvres effectuées lors de l'essai en vol ainsi que les valeurs moyennes des déformations enregistrées pour chaque configuration pour la jauge SEBAD1 :

Configurations	Particularité	Moyenne déformation ( $\mu\text{m/m}$ )
Roulage		-20
Montée		-350
Vol en palier		-360
Virage	Faible inclinaison	-400
Virage	Moyenne inclinaison	-490
Virage	Forte inclinaison	-720
Décrochage	horizontal	-305
Vol en palier 140 km/h	1 cran de volet	-290
Vol en palier 120 km/h	2 crans de volet	-270
décrochage	2 crans de volet	-300
Décrochage	1 cran de volet	-250
décrochage	Sans volet	-290
Cas de charge limite	2~3G	-500
Descente rapide		-300

Tableau 3.7 : Récapitulatif des différentes configurations de vol

Plusieurs spectres sont donc ainsi enregistrés et l'ensemble constitue un vol type. La figure 3.31 présente le spectre de la jauge la plus proche de l'emplanture, située précisément sur la semelle extradorsale sur le longeron bord d'attaque droit lors de la phase de montée.

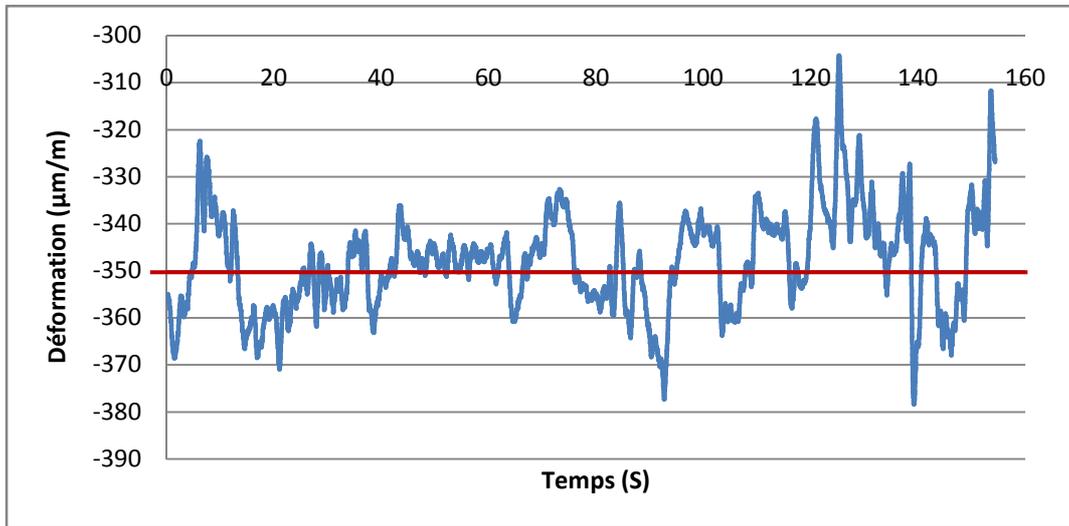


Figure 3.31 : Spectre en montée pour une jauge située sur la semelle extrados (SEBAD1)

La figure 3.32 quant à elle montre le spectre sur la même configuration (montée) de la jauge située à la même distance au centre de l'aile que la jauge SEBAD1, mais en intrados (SIBAD1).

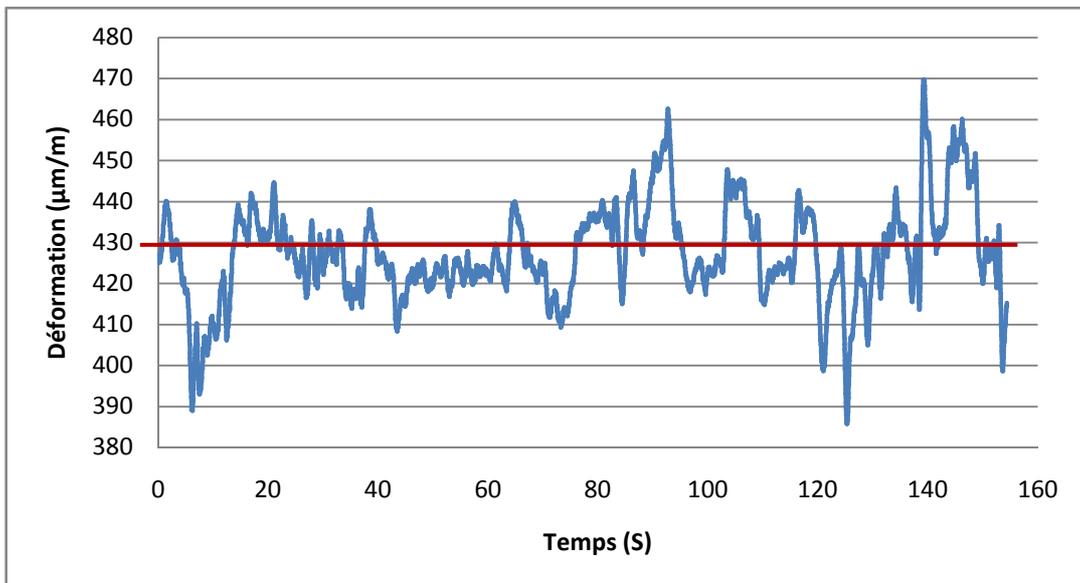
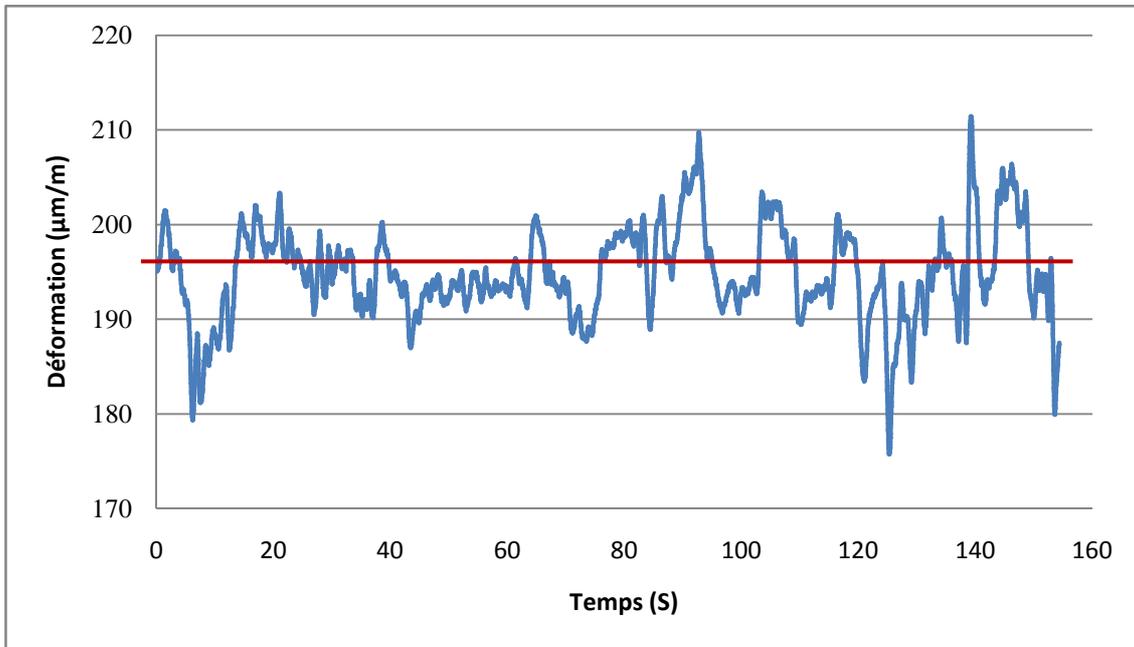


Figure 3.32 : Spectre en montée pour une jauge située sur la semelle extrados (SIBAD1)

Enfin la figure 3.33 présente le spectre de la jauge (FBAD1) située au flanc du longeron à la même distance au centre de l'aile que les deux précédentes.



**Figure 3.33 : Spectre en montée pour une jauge située sur le flanc (FBAD1)**

Ces trois spectres présentent la même évolution des déformations prélevées à leurs positions respectives ; elles diffèrent sur les intensités et les signes de ces dernières : en effet, les spectres des jauges SEBAD1 et SIBAD1 ont des évolutions opposées dans la mesure où l'une est en compression (SEBAD1) et l'autre en traction (SIBAD1). Leurs différences sur les intensités des déformations associées s'expliquent par une épaisseur de semelle plus élevée en extrados qu'en intrados. Quant au spectre la jauge FBAD1, elle présente l'évolution du cisaillement sur le flanc du longeron.

L'analyse des autres jauges montre que pour une configuration de vol donnée, tous les spectres ont la même évolution avec des valeurs de déformation plus élevées pour les zones les plus proches de l'emplanture.

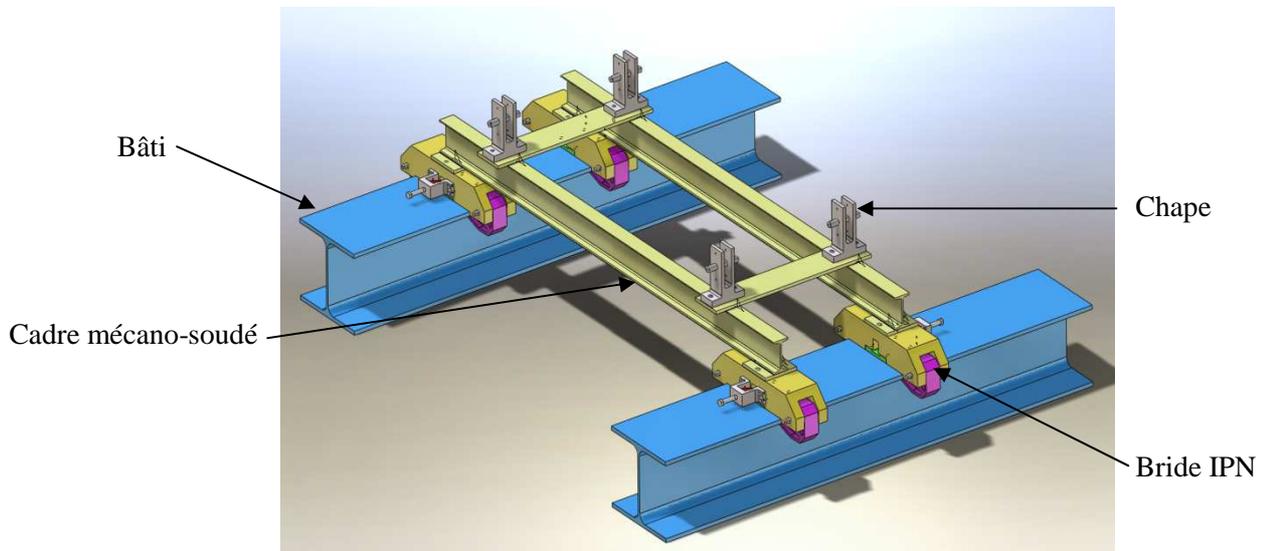
## ***4. Essais sur banc 30 tonnes***

### ***4.1. Essai statique sur l'aile endommagée (aile B)***

Cet essai doit permettre dans un premier temps servir de base pour la validation du modèle numérique développé au paragraphe 2.

#### ***4.1.1. Mise en place de l'essai expérimental***

L'aile est maintenue par quatre axes, eux-mêmes maintenus par quatre chapes boulonnées sur un cadre mécano-soudé. L'ensemble est fixé au bâti par quatre brides IPN. Ainsi les corps des longerons s'emboîtent dans les chapes et sont tenus fixe par les axes (figure 3.35).



**Figure 3.34 : Ensemble de fixation de l'aile sur le banc**



**Figure 3.35 : Fixation de l'aile (endommagée) sur le banc d'essai**

En plus des jauges de déformations des capteurs de déplacement (figure 3.36) sont placés aux extrémités de l'aile (bases des saumons) pour mesurer la flèche de l'aile lors de l'essai et un capteur de force pour l'application de la charge.

L'ensemble des acquisitions ont été effectuées à une fréquence de 5 Hz. Cette dernière a été admise après un premier test d'une acquisition de 50 Hz ; la fréquence d'échantillonnage du résultat a ensuite été diminuée par pas de 5 Hz pour constater la conservation de la courbe initiale.

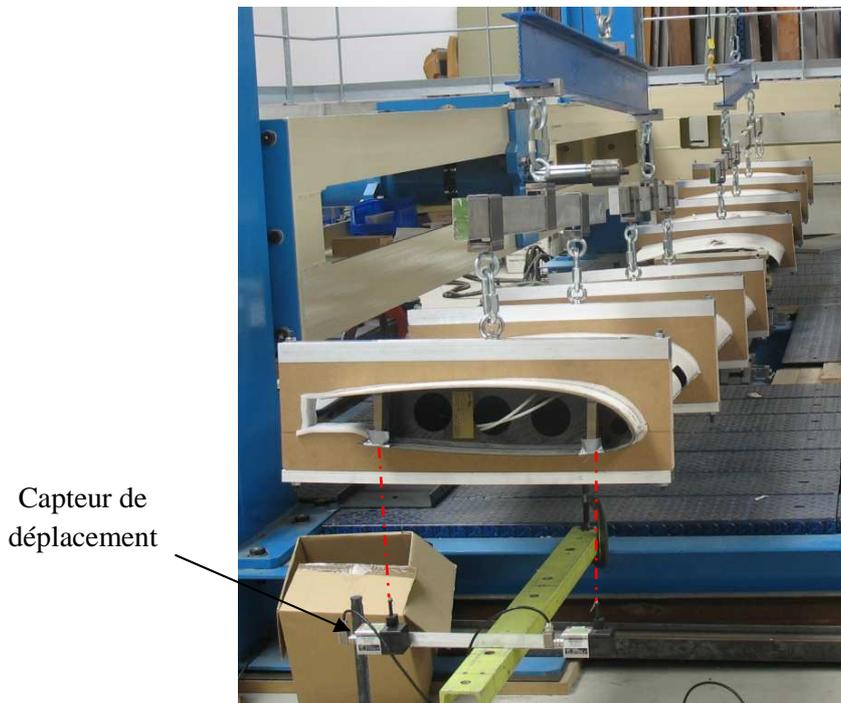


Figure 3.36 : Montage avec capteurs de déplacement

#### 4.1.2. Analyse des résultats et comparaison avec le modèle numérique

Le dépouillement des résultats obtenus a donné les valeurs des flèches, ainsi que des déformations aux emplacements où des jauges ont été collées sur la voilure. Ces valeurs brutes sont résumées avec le chargement sur les graphiques présentés en figure suivante. Il apparaît des valeurs de déformations plus élevées de l'emplanture vers les extrémités de l'aile. Ce qui est tout à fait logique mécaniquement puisque les concentrations de contraintes et donc de déformations se situent aux zones situées au plus proche des axes.

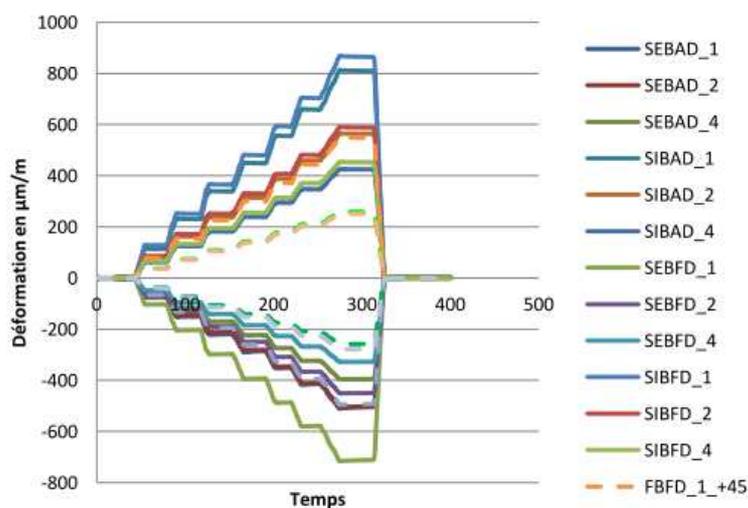


Figure 3.37 : Déformations obtenues par les jauges lors de l'essai

La mise au point d'un chargement Abaqus calqué sur le chargement appliqué au cours de l'essai expérimental a permis de ré effectuer l'expérience décrite précédemment de façon numérique. Le tout dans l'optique de comparer notre modèle à une aile réelle afin de pouvoir le valider.

La figure suivante présente les valeurs des flèches et du chargement sur l'ensemble de carcans sur le modèle numérique et l'aile testée expérimentalement. Il apparait que le modèle numérique est trop souple (déplacements plus élevés) par rapport aux résultats expérimentaux.

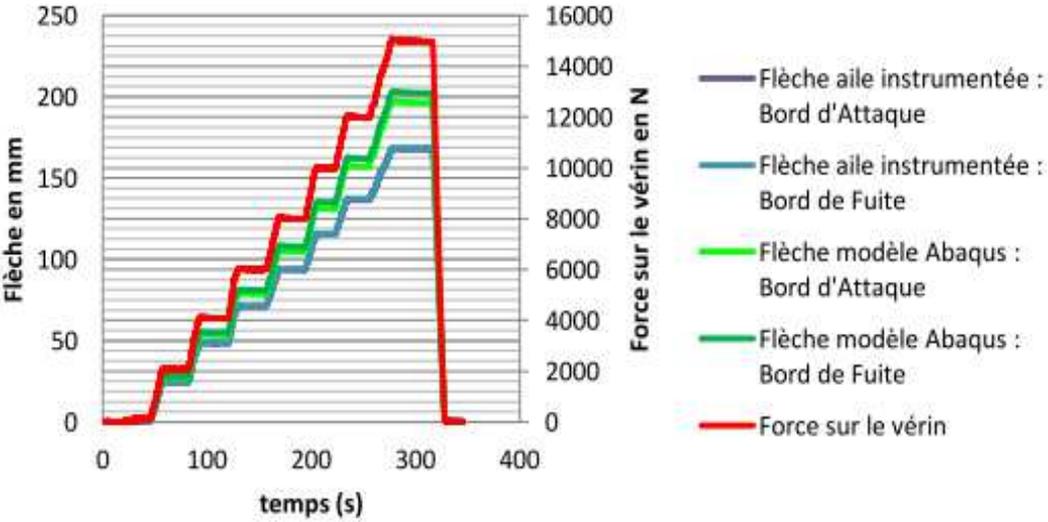


Figure 3.38 : Comparaison résultats essai CRITT et modèle numérique

Pour une lecture plus simple du comportement de l'aile en fonction de la charge qui lui est appliquée, une comparaison est effectuée traçant la flèche en fonction du chargement (pour les deux expériences (numérique et réelle)).

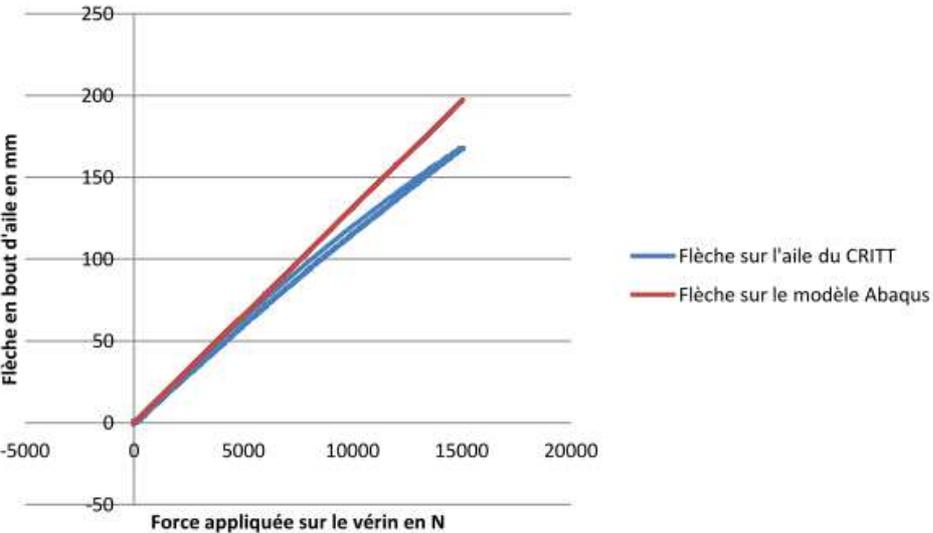


Figure 3.39 : Comparaison déplacement expérimental et numérique

Les flèches obtenues pour les deux modèles avec une force au niveau du vérin de 14985 N sont :  
 - 206 mm pour le modèle numérique

- 176 mm pour l'essai expérimental

A faible chargement (figure 3.39), le modèle numérique suit parfaitement le comportement de l'aile réelle. Lorsque le chargement augmente, les comportements divergent. Il est constaté que le modèle numérique suit un comportement linéaire élastique tandis que l'aile réelle possède un comportement non linéaire. La flèche diminue et l'aile quitte son domaine linéaire élastique. Il faut noter aussi une boucle d'hystérésis entre le chargement et le déchargement. Cependant la décharge est elle linéaire.

## ***4.2. Essai de fatigue sur l'aile endommagée***

Afin d'appréhender le comportement ainsi que les mécanismes de ruine en cours de service, un essai de fatigue jusqu'à rupture est effectué sur le banc d'essai à partir de l'aile endommagée. Le chargement en fatigue est défini à partir de l'ensemble des différents spectres obtenus lors des essais en vol.

### ***4.2.1. Définition du spectre de chargement en fatigue***

A partir de l'essai en vol, un spectre global de chargement comprenant toutes les différentes configurations de vol est construit : Dans ce cadre de l'étude, ce spectre général est construit à partir de la jauge située à l'extrados de la semelle bord d'attaque, la plus proche de l'implanture. C'est dans cette zone que se concentrent les contraintes les plus élevées.

Il est supposé ici que le cumul de dommage ne dépend pas du temps. Le spectre a donc été créé en évènements ; ainsi ce spectre peut être utilisé à la fréquence voulue et, si nécessaire, à des fréquences différentes pour chaque configuration, suivant leur fréquence d'évènement. Pour chaque configuration, une valeur moyenne, une amplitude et un nombre d'évènement sont définis. La fréquence de ces évènements est déterminée sur une minute pour chaque configuration. Pour cela les spectres obtenus lors des essais en vol sont simplifiés de la manière suivante :

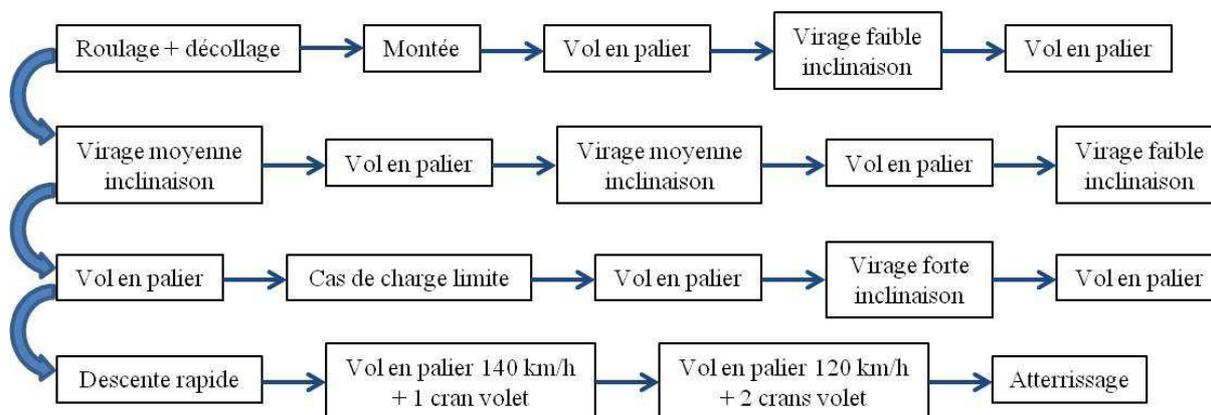
- Pour chaque spectre, les valeurs minimale, maximale et la moyenne sont extraites
- La norme impose qu'avec une charge maximum de 3,8 g, soit 27 958,5 N (avec  $g = 9.81$  et la masse maximale de l'avion = 750 kg) l'aile de l'avion reste dans son domaine élastique.
- A partir de là et en supposant que le chargement maximum se fait à 3.8G, soit 100% de la charge maximale admise par la norme, on répartit ainsi les charge en Newton pour les autres configurations de vol.

Le tableau 3.7 résume donc les valeurs maximales, minimales et moyennes attribuées à chaque configuration de vol pour la jauge située sur la semelle extrados du longeron bord d'attaque :

Configurations	Moyenne (N)	2 x amplitude	Valeur max (N)	Valeur min (N)
Roulage	675	832	1091	259
Montée	11716	1675	12554	10878
Vol en palier	12054	2013	13060	11047
Virage faible inclinaison	13380	2338	14549	12210
Virage moyenne inclinaison	16405	3013	17912	14898
Virage forte inclinaison	24107	4351	26283	21932
Cas de charge limite	16743	22432	27959	5527
Descente rapide	10041	2338	11210	8872
Vol en palier 140 km/h	9715	1000	10215	9215
Vol en palier 120 km/h	9040	506	9293	8787

**Tableau 3.7 : chargements des différentes configurations de vol**

La figure 3.40 présente la succession de différentes configurations de vol formant le spectre global de chargement :



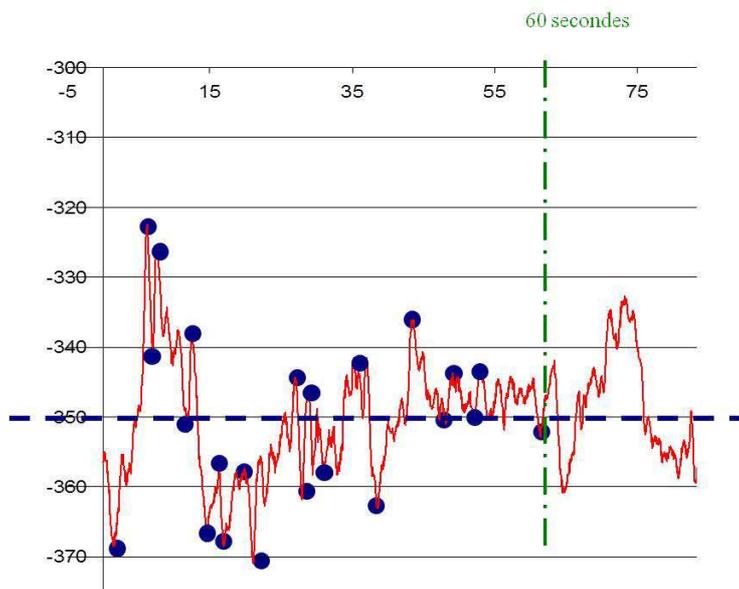
**Figure 3.40 : Configurations d'un vol type**

La dernière valeur à définir afin de pouvoir réaliser la programmation de l'essai est la fréquence. La fréquence est imposée par la vitesse limite du vérin qui est de 8 mm/s mais qui pour des raisons de sécurité d'asservissement, elle ne doit pas dépasser 5 mm/s. Pour chaque configuration de vol et à partir des valeurs maximale et minimale, les déplacements en bout d'aile ont été calculés (flèches) en utilisant le modèle numérique. En effet à cet endroit, le déplacement de l'aile est le même que celui du vérin. Ce déplacement s'effectue pendant le temps d'une demi-période. En divisant la vitesse limite du vérin (5 mm/s) par deux fois le déplacement, on obtient donc la fréquence à ne pas dépasser pour chaque configuration de vol (tableau 3.8) :

Configurations	Valeur min (N)	Valeur max (N)	Flèche Valeur min (mm)	Flèche Valeur max (mm)	Déplacement Total (mm)
Roulage	259	1091	1,35	5,3	3,95
Montée	10878	12554	60	72	12
Vol en palier	11047	13060	64	75	11
Virage faible inclinaison	12210	14549	70	85	15
Virage moyenne inclinaison	14898	17912	90	110	20
Virage forte inclinaison	21932	26283	32	180	148
Cas de charge limite	5527	27959	130	160	30
Descente rapide	8872	11210	55	68	13
Vol en palier 140 km/h	9215	10215	57	65	8
Vol en palier 120 km/h	8787	9293	53	58	5

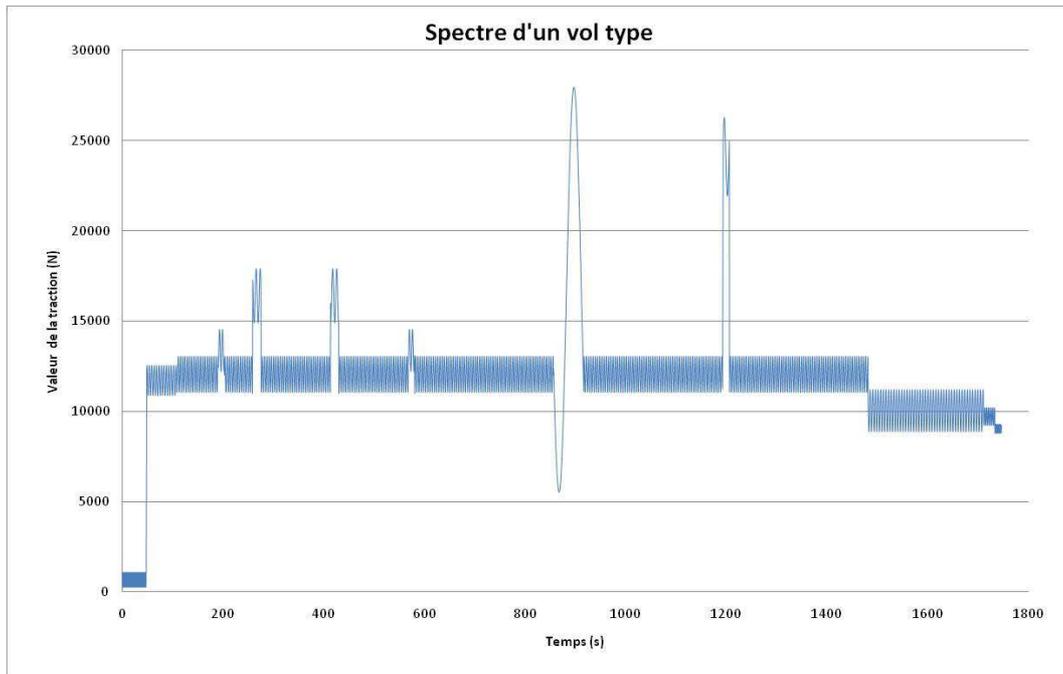
**Tableau 3.8 : Déplacements en bout d'aile pour chaque configuration**

Le nombre de cycle à appliquer pour chaque configuration au sein du spectre global est déterminé à partir des spectres en vol associés en comptant les fréquences des événements les plus significatifs par minute comme le montre la figure 3.41 pour la phase de montée :



**Figure 3.41 : comptage des fréquences des événements par minute**

A partir de ces valeurs caractéristiques, le spectre général représentant un vol type est déterminé (figure 3.42). Ce spectre représente un vol type avec les successions des différentes situations rencontrées lors d'un vol normal.



**Figure 3.42 : Spectre de chargement pour la fatigue**

Ce spectre est construit de façon à ce que l'effort maximum soit de 3.8 G, qui est la charge maximale en vol imposée par la norme CS 23. Aussi lors de l'essai nous avons fait le choix de soustraire du spectre les configurations ayant des faibles charges (le roulage par exemple). Ainsi on se focalise sur les niveaux de chargement ayant un impact sur la structure et on diminue le temps de l'essai ; Un cycle dure 34 minutes.

L'essai de fatigue est divisé en trois niveaux de chargement : le niveau N1 défini précédemment à 3,8 g. Le niveau N3, qui correspond à la charge extrême pour un coefficient de sécurité de 2,25 qui aura donc sa charge maximale à 8,55 g et un niveau intermédiaire N2 fixé à 6 g. Les charges équivalentes en Newton sont calculées à partir de la charge maximale de l'aéronef en vol c'est-à-dire 750 Kg (sans délestage).

#### **4.2.3. Résultats des essais de fatigue (aile B)**

Les conditions de réalisation des essais de fatigue sur l'aile endommagée sont les mêmes que pour l'essai statique sur cette même aile (§4.1).

Le premier palier de l'essai de fatigue est répété 96 fois avec des acquisitions (flèches en bouts d'aile et j'auges de déformations) au début, au milieu et à la fin du premier palier de vol.

L'aile a rompu lors du premier cycle du second palier, lors de l'application de la charge maximale de ce cycle – exactement à 3881,2 daN (après délestage des palonniers et carcans), soit à 5,26 G. Cette rupture a eu lieu comme le montre la figure suivante, sur les semelles extradorsales en compression à environ 12 cm de l'axe de symétrie de l'aile, suivi d'un délaminage des âmes tout au long de la partie centrale des deux longerons.

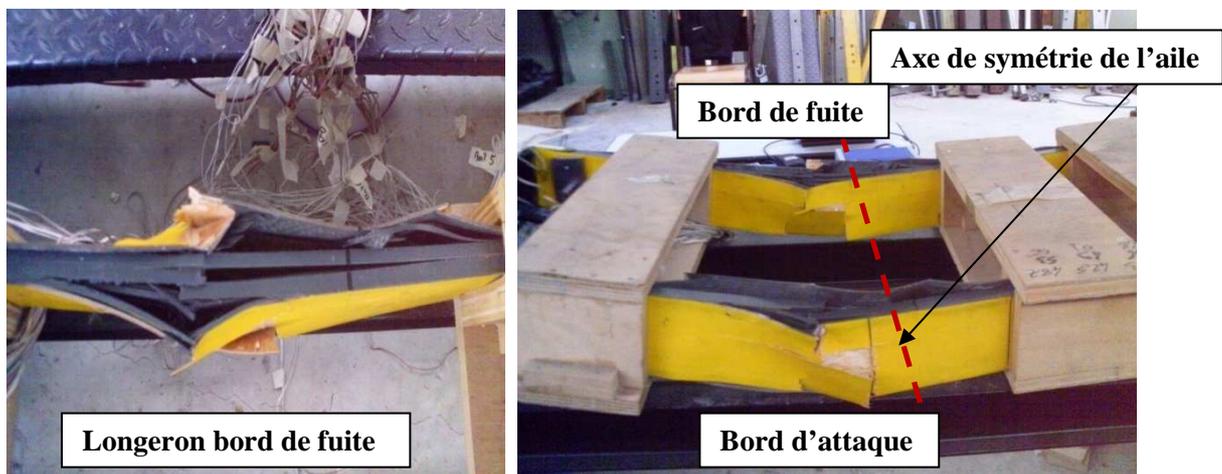


Figure 3.43 : Rupture en compression des semelles

Ci-dessous un exemple sur les jauges SIBAD1 (Semelle Intrados Bord d'Attaque 1) et SEBAD1 (Semelle Extrados Bord d'Attaque Droit) :

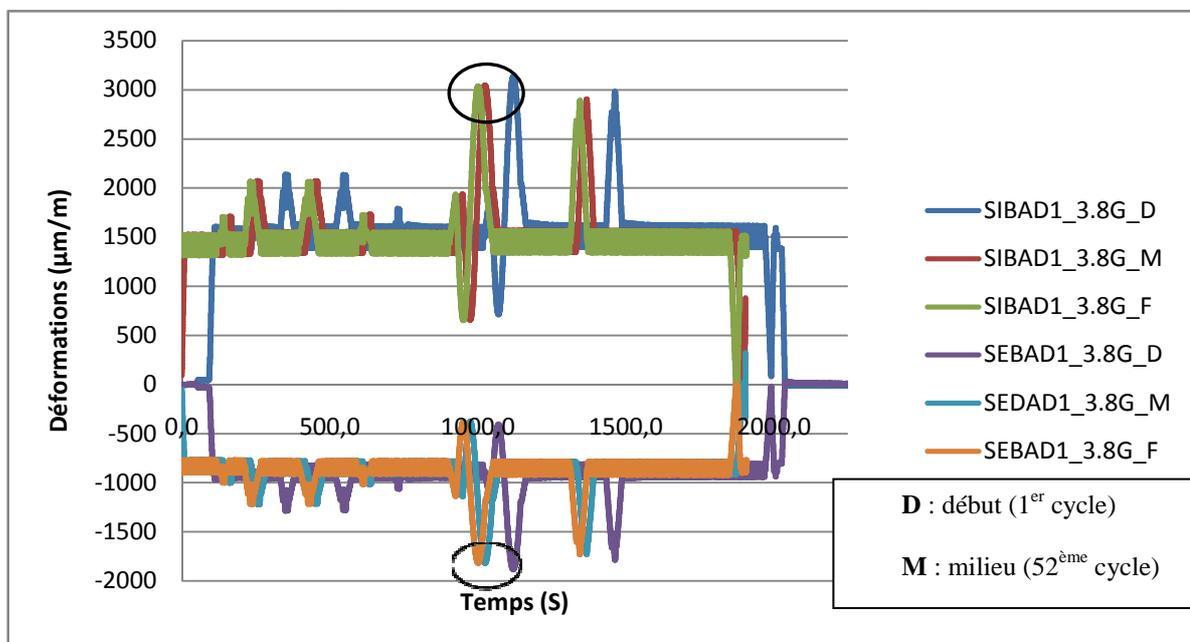


Figure 3.44 : Evolution des déformations aux semelles

Ces jauges suivent parfaitement la forme du spectre de chargement. On observe une légère chute des microdéformations entre le premier cycle et le cycle 52 lors du premier palier ; l'écart est évalué à 2,88% par rapport au premier cycle, à la charge maximale.

Les mêmes observations sont faites aussi sur les jauges de cisaillement et la flèche en bout

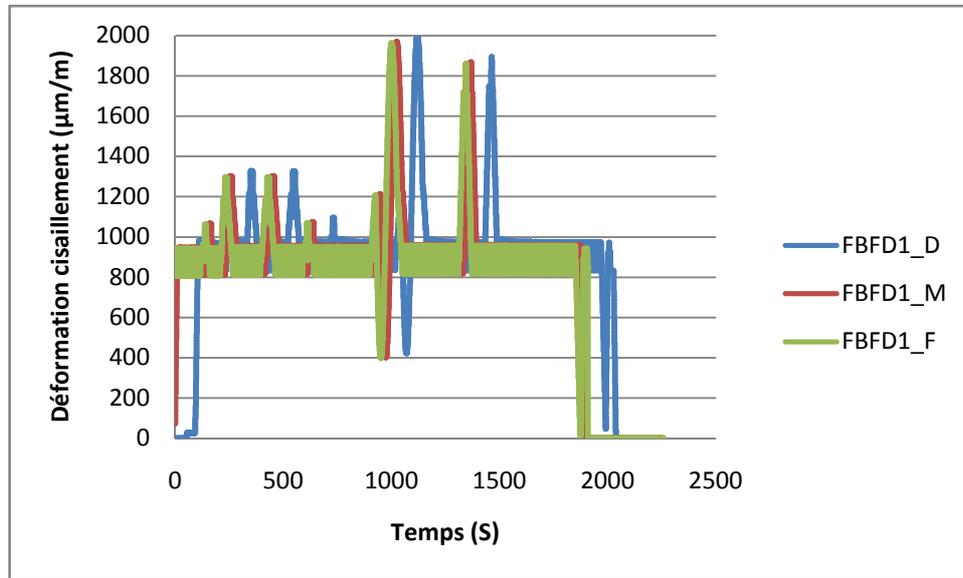


Figure 3.45 : Evolutions des cisaillements

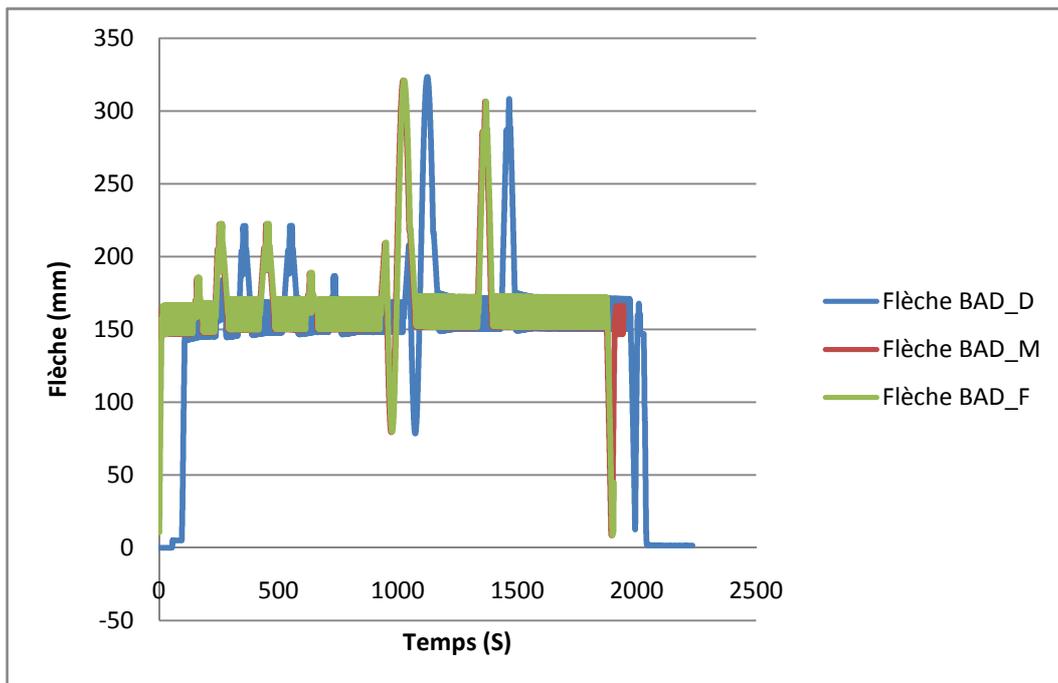


Figure 3.46 : Evolution de la flèche en bout d'aile

Et en même temps la force du vérin lors de ces deux acquisitions n'a pas évolué (figure 3.47).

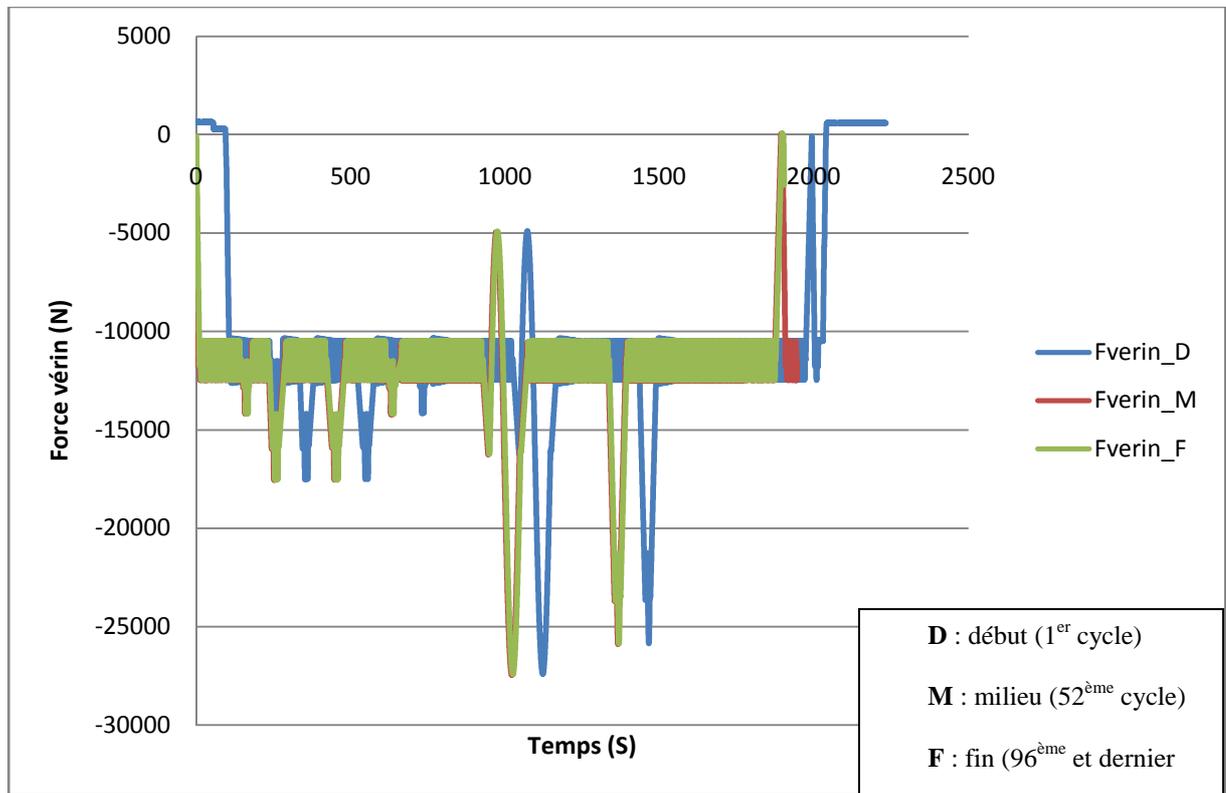


Figure 3.47 : Suivi de la force du vérin

Cette petite chute est donc due au recalage du montage lors du passage du premier cycle au second.

La suite de l'analyse est consacrée au second palier (6G). Le but étant de se focaliser sur le moment de la rupture de l'aile et suivre donc le comportement des différentes jauges et capteurs.

La figure suivante présente le comportement des capteurs de déplacement lors de la rupture. Un déphasage de 10 secondes est appliqué sur les capteurs BFD et BFG afin de mieux observer leurs évolutions : la première chose que l'on voit est la flèche anormalement élevée issue du capteur BAD par rapport aux autres ; en effet lors de la rupture le fil de ce capteur a rompu, ce qui donne des valeurs aberrante par la suite.

L'analyse des trois autres capteurs donne une valeur moyenne de la flèche lors de la rupture de 481 mm avec un écart-type de 12 mm.

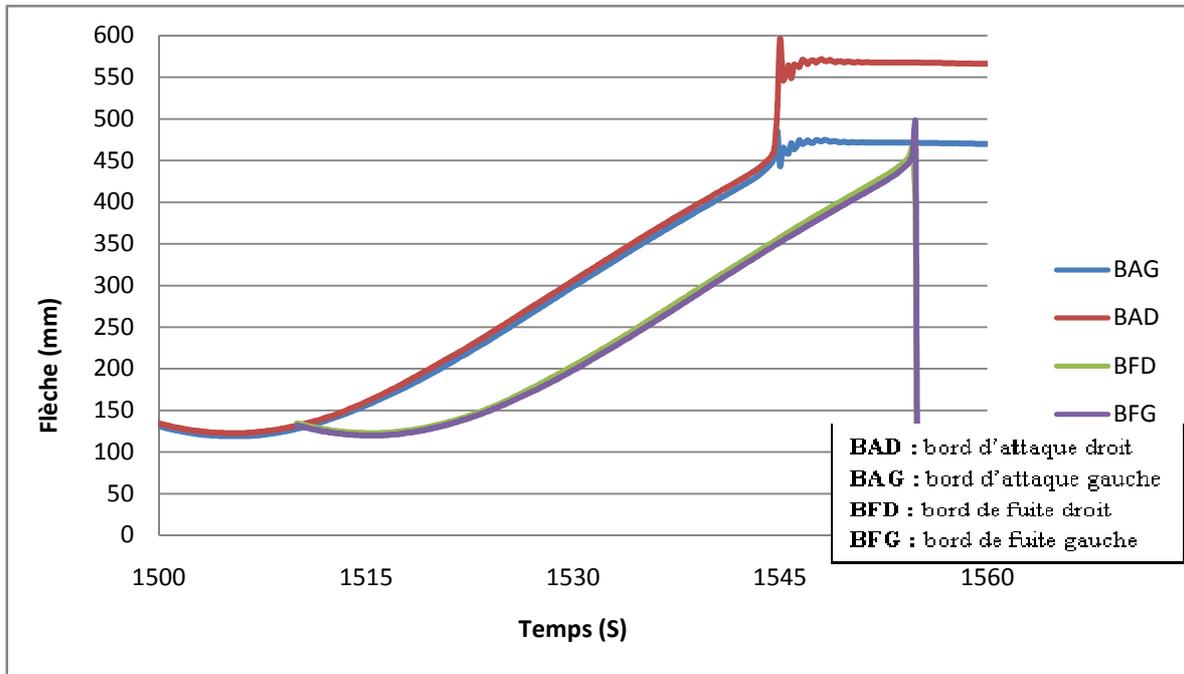


Figure 3.48 : Déplacements en bout d'aile lors de la rupture

Nous avons ensuite suivi l'évolution des jauges de déformations collée sur le longeron bord d'attaque droit (intrados et extrados de l'emplanture vers le saumon) : le comportement de ces jauges est parfaitement en adéquation avec leurs positionnements, à savoir des déformations plus élevées pour les jauges situées à l'emplanture. Ceci est aussi vérifié sur les jauges de cisaillement collées sur les flancs des longerons.

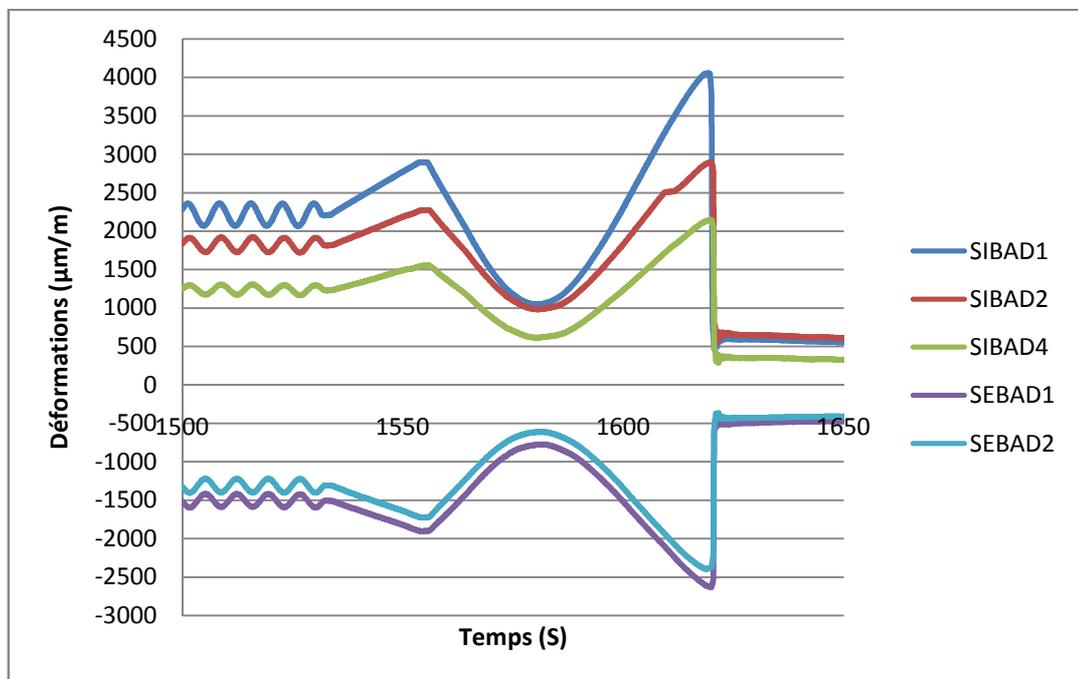
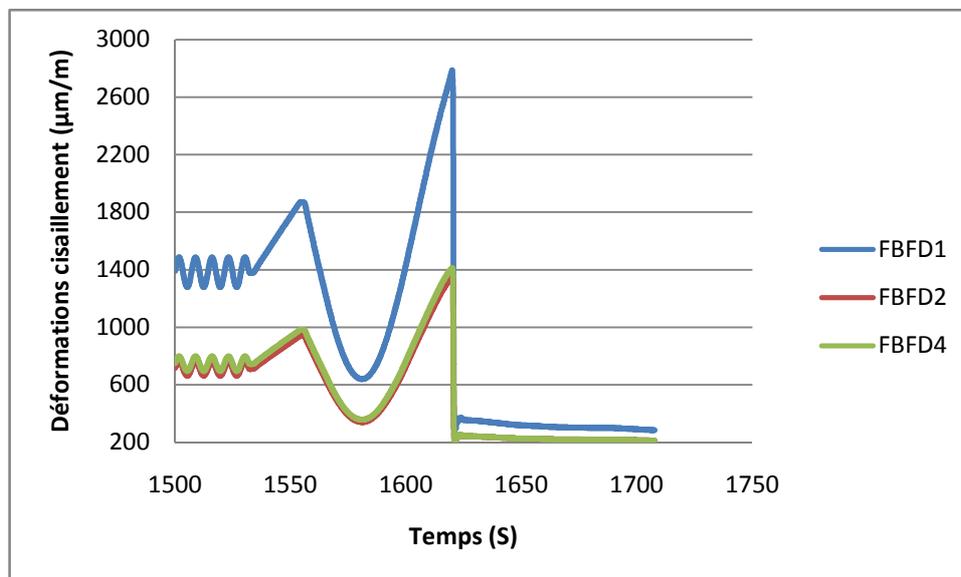


Figure 3.49 : Déformations (semelles) lors de la rupture



**Figure 3.50 : Déformations de cisaillement lors de la rupture**

L'analyse des jauges n'a montré aucune évolution d'endommagement localisé durant tout le premier palier (3.8G) : les niveaux de déformations et déplacements restent les mêmes lors des comparaisons des courbes de début, milieu et fin du premier palier ; sauf une chute de 2.88 % associée à un recalage de l'outillage.

Au second palier (maximum à 6G), l'analyse des résultats du premier cycle menant à la rupture fait état d'une rupture brusque et fragile de la voilure.

Les conditions aux limites appliquées lors de cet essai supposent que la fixation de l'aile au fuselage soit infiniment rigide, ce qui n'est pas le cas dans la réalité, d'où l'intérêt d'utiliser un fuselage lors des prochains essais ; ce qui devra permettre d'avoir un montage respectant les conditions aux limites de l'aile.

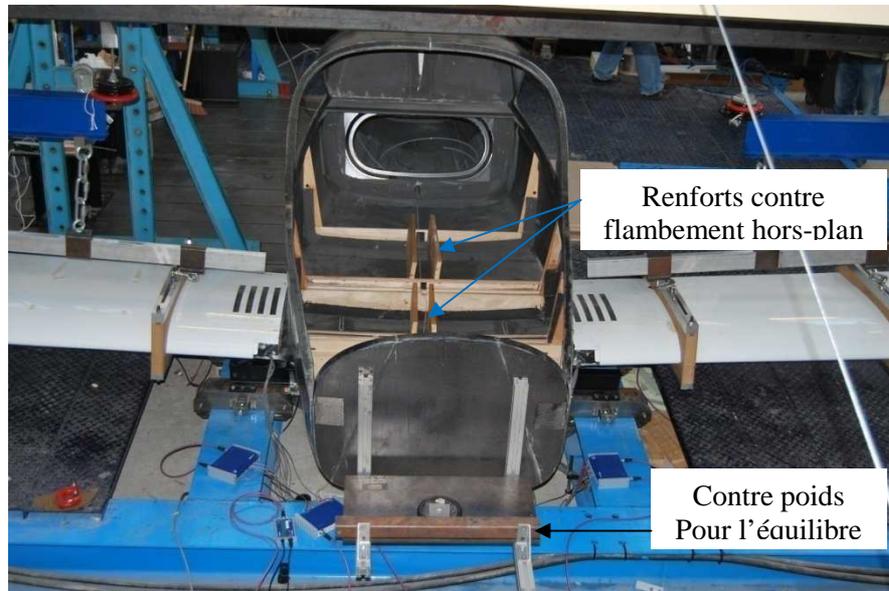
### **4.3. Essais statiques normalisés (aile aéronef d'essai)**

Dans le cadre de la certification CS 23/FAR 23, les normes exigent la réalisation d'essais normalisés pour la justification de la tenue des charges limite et ultime. Concernant les normes CS 23/FAR 23, ces charges valent respectivement 3.8 G et 5.7 G (soit la charge limite multipliée par un coefficient de sécurité de 1.5). Pour être qualifiée l'aile résister et respecter les conditions suivantes durant les essais statiques :

- Avoir un comportement élastique à la charge limite ;
- Résister au moins 3 secondes à la charge ultime sans déformations permanentes.

#### **4.3.1. Mise en place de l'essai**

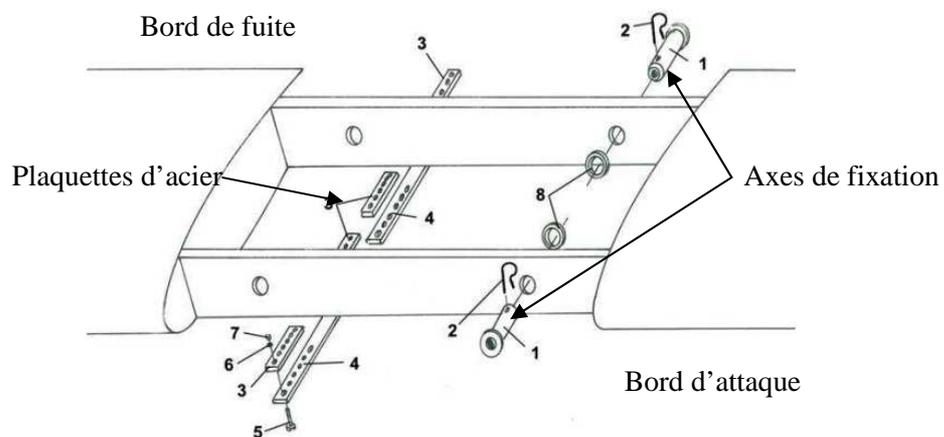
Afin de reproduire au mieux les conditions aux limites de fixation de l'aile telles qu'en cours de service, un fuselage neuf sera utilisé lors du montage des essais (figure 3.51).



**Figure 3.51 : montage de l'aile dans le fuselage**

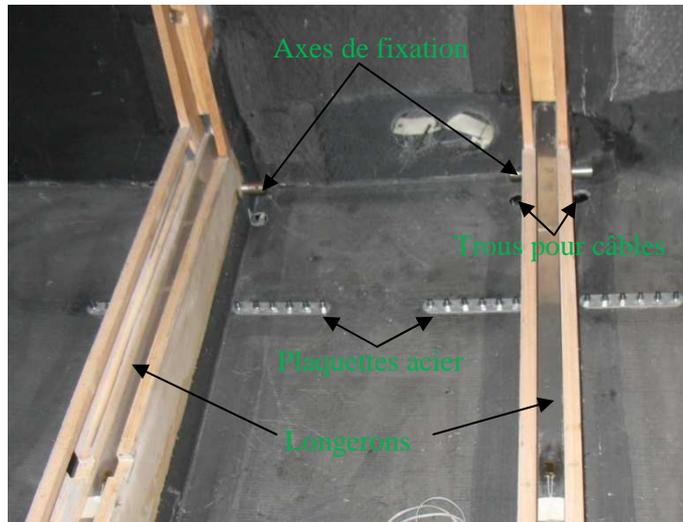
L'aile est assemblée au fuselage comme en cours de service ; en plus des deux contre plaqué utilisés pour le maintient de l'aile dans le fuselage, deux renforts en bois serviront ici à éviter le flambement anti-plan (dans le cas réel ce renfort est en composite carbone/époxy).

Les longerons sont maintenus dans le fuselage par les axes de fixations. Et enfin deux plaquette en acier sont fixées de par et d'autre du fuselage pour renforcer le maintient de l'aile (figure 3.52 et 3.53).



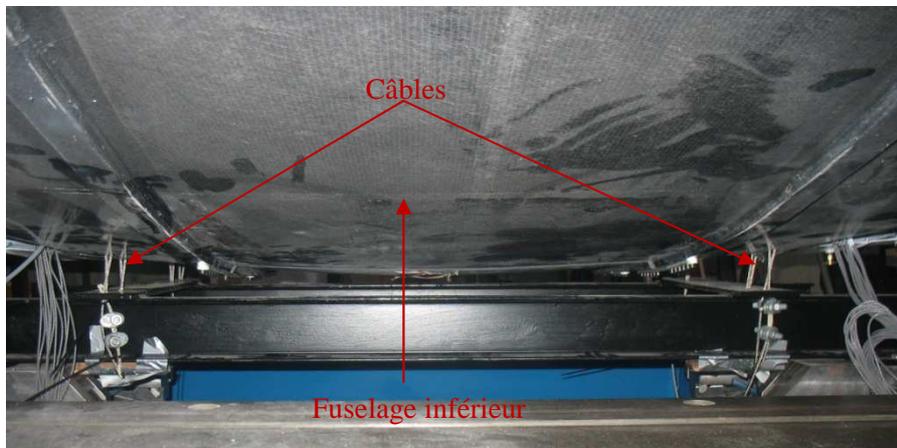
**Figure 3.52 : fixation de l'aile au fuselage**

L'ensemble (fuselage + aile) est maintenu au bâti par des câbles entourant les axes de fixation en passant par des trous créés à cet effet dans le fuselage inférieur.



**Figure 3.53 : Assemblage aile + fuselage**

Les câbles maintiennent donc l'ensemble aile + fuselage au bâti par les axes de sorte qu'au départ de l'essai, tout l'ensemble se trouve maintenu en l'air par le vérin et enfin lors du chargement, seul le câble sert de liaison avec le bâti. Suivant cette configuration, au niveau des axes, les déplacements dans le sens de l'envergure de l'aile ne sont limités que par la rigidité du fuselage telle qu'en condition réelle de service.



**Figure 3.54 : Câbles pour la liaison axe – bâti (vue de dessous)**

Lorsque l'ensemble est suspendu en début d'essai (sans chargement : il y a chargement dès que les câbles se tendent), l'équilibre est assuré par le contre poids rajouté au nez du longeron (à la place du moteur).

Le mode d'application de la charge reste le même que pour l'aile endommagée sauf que cette fois l'outillage est réglé de sorte que l'application de la charge soit parfaitement perpendiculaire à la charge limite (3.8 G). Les charges à appliquer (3.8 G et 5.7 G) au vérin se calculent en Newton à partir

de la masse maximale de l'aéronef délestée des masse de l'aile avec accessoires, des commandes de vol et des trains d'atterrissage tout en prenant en compte les incertitudes du capteur de force.

		kg	N
<b>Masses</b>	MTOW	750,0	7357,5
	voilure	65,6	643,5
	volets	8,8	86,3
	aileron	1,9	18,6
	train	18,4	180,5
	CDV	10,0	98,1
	fuel	0,0	0,0
	fuselage+voilure+2carcans	166,5	1633,0
	fuselage seul	84,9	832,5
	carcans	8,0	78,5
<b>avion réel</b>	Masse 1g avion réel	645,3	6330,4
	Masse 3,8g	2452,1	24055,5
	Masse 3,8g x 1,5	3678,2	36083,2
<b>Charge à appliquer durant essai</b>	3,8g	2581,74	25326,9
	3,8g x 1,5	3807,8	37354,6
	3,8g x 1,0022 (capteur)	2587,4	25382,6
	3,8g x 1,5 x 1,0025 (capteur)	3817,3	37448,0

**Tableau 3.8 : Détermination des charges limite et ultime**

En plus des 4 capteurs de déplacements placés en bouts d'aile (bord d'attaque et bord de fuite), deux autres sont fixés du fuselage inférieur au bâti à côté des câbles de liaison ; ceux-ci permettront de recalculer le déplacement réel imputé de l'allongement des câbles. Aussi 4 nouvelles jauges sont collées au centre de l'aile sur les semelles intrados et extrados des deux longerons.

Les conditions initiales des essais statiques sont les suivantes :

- Le zéro des jauges de déformation est effectué lorsque la voilure est libre de charge c'est-à-dire, son poids ainsi que celui des carcans est annulé en appliquant une force opposée via le vérin et égale au poids de l'ensemble (aile et carcans).
- Quant aux capteurs de déplacement, le zéro est effectué au même moment que les jauges de déformations en prenant soin de soustraire à la fin de l'essai les déplacements en bout d'aile aux déplacement obtenus des capteurs situés aux voisinages des câbles.

Les deux essais s'effectuent simultanément : une charge de 3.8G est appliquée (10 seconde à 3.8G) puis une décharge, suivie d'un chargement à 5.7G (3 seconde).

### 4.3.1. Résultats des essais normalisés

La figure 3.55 montre le comportement de l'aile à 3.8G ; ce qui montre le bon comportement de l'outillage d'application de la charge qui se traduit par une orthogonalité parfaite des liaisons entre palonnier et entre palonnier et carcans.



Tableau 3.55 : comportement de l'aile à 3.8 G

Le but premier de l'essai est d'analyser le comportement de la voilure vis-à-vis de la norme CS 23 dans l'optique d'une certification. La figure 3.56 montre le chargement de la voilure au cours du temps pour les deux charges (limite et ultime).

L'aile a tenu les deux chargements sans rupture ni déformations permanentes.

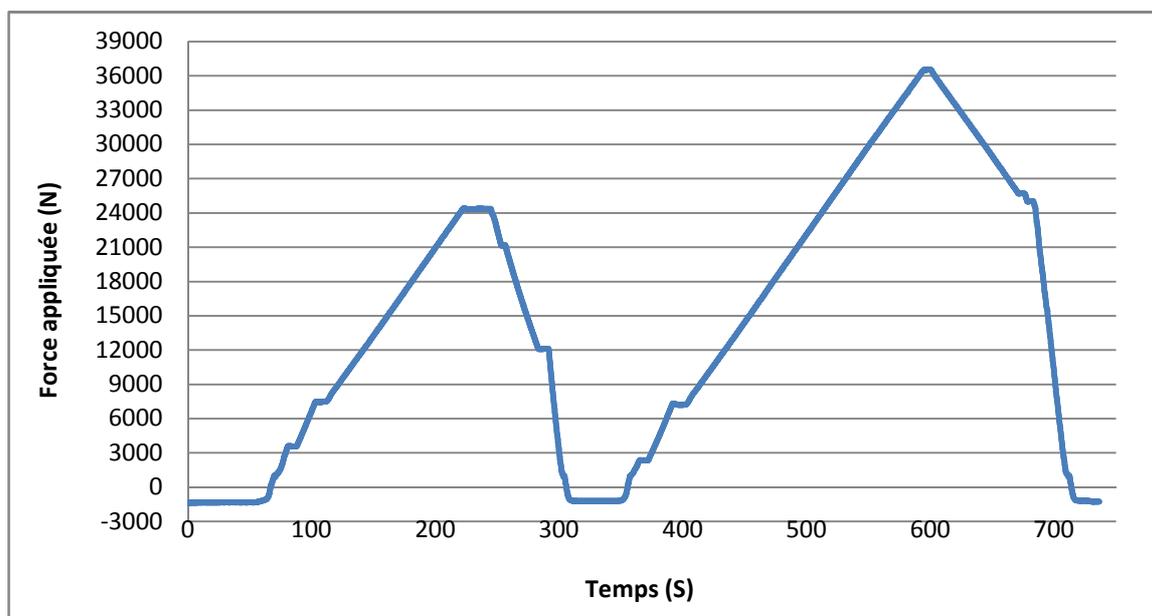


Figure 3.56 : évolution de la force en fonction du temps

Comme préconisé par la norme, la voilure a été maintenue à la charge ultime pendant 3 secondes. Pour vérifier le comportement linéaire et élastique de l'aile, la courbe déplacement en fonction de la charge est tracée (figure 3.57) pour la charge et décharge à 3.8G ; le comportement reste bien linéaire et élastique.

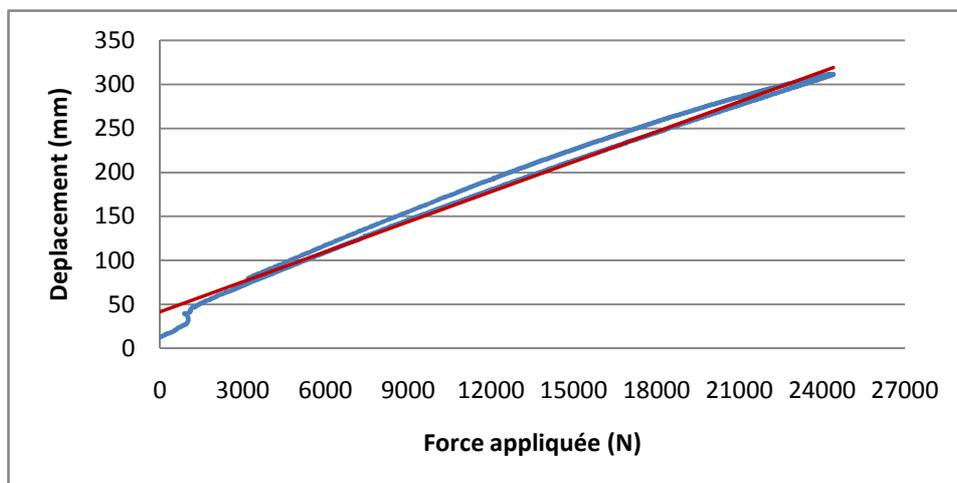


Figure 3.57 : évolution du déplacement en fonction de la charge appliqué après un cycle charge – décharge

Sur la figure 3.58, les flèches en bout d'aile suivent bien le comportement de la charge appliquée avec un petit décalage entre la partie droite et gauche de la voilure mais uniquement en l'absence de chargement.

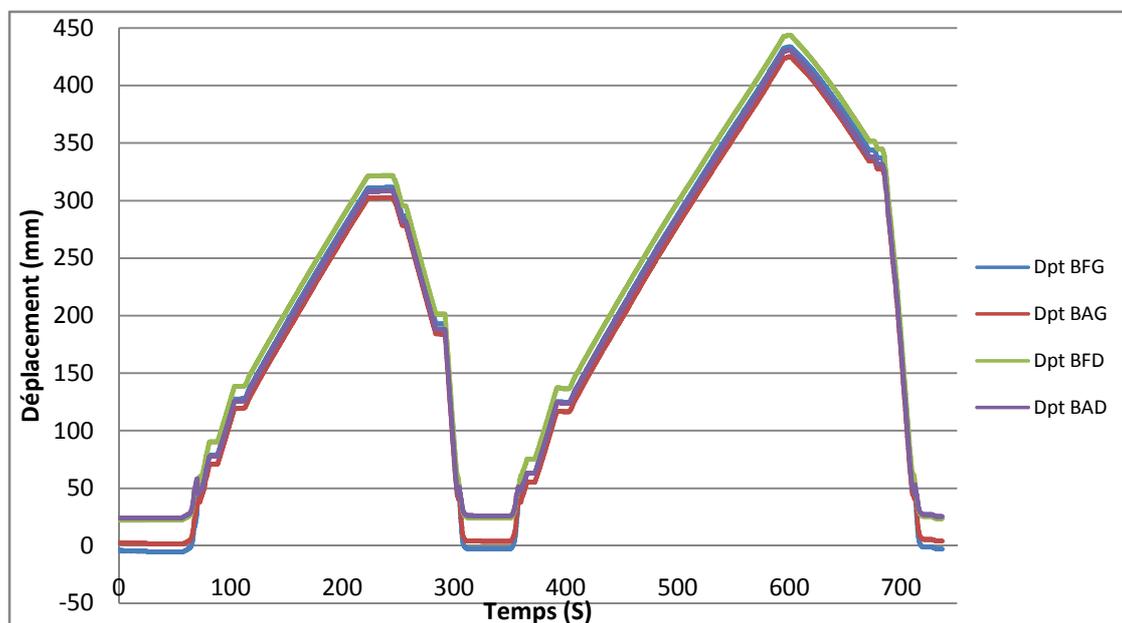


Figure 3.58 : Flèches de la voilure en fonction du temps

Les jauges situées sur la semelle bord d'attaque droit présentent un comportement classique avec des valeurs de déformation plus élevées à l'emplanture (figure 3.62)

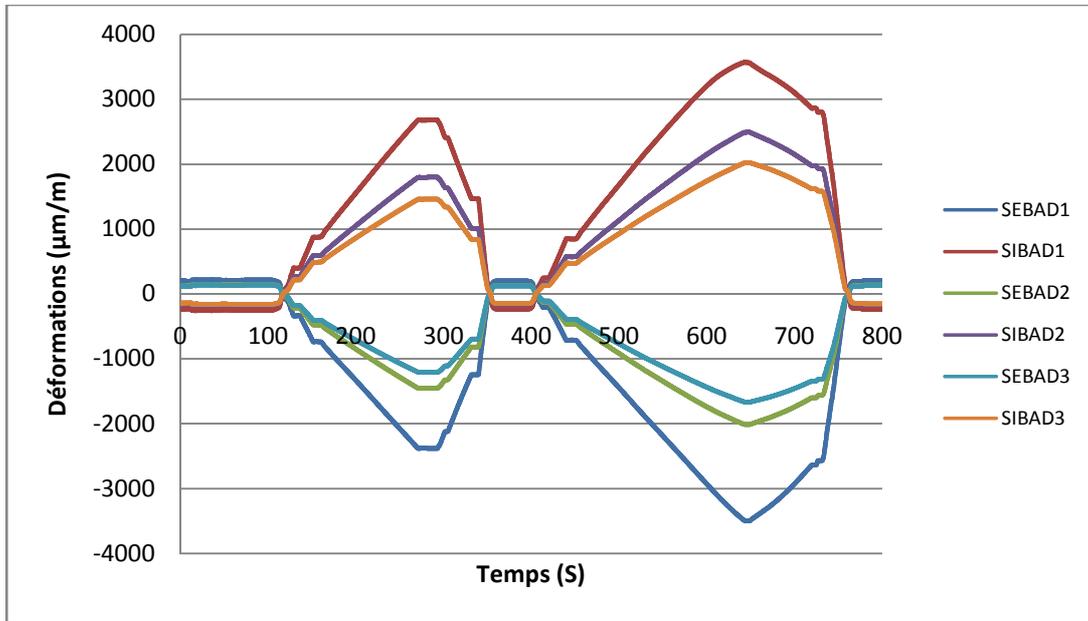


Figure 3.59 : comportement du longeron bord d'attaque droit

Cependant il existe un décalage entre une jauge située au bord d'attaque et une autre au bord de fuite (figure 3.63) ; soit un écart relatif de 10% pour les jauges situées en intrados et 7% pour celles situées en extrados. Ces écarts sont dus aux conditions aux limites : en effet il a été très difficile d'aligner les câbles de fixation afin de s'assurer une bonne répartition des charges entre le longeron bord d'attaque et bord de fuite.

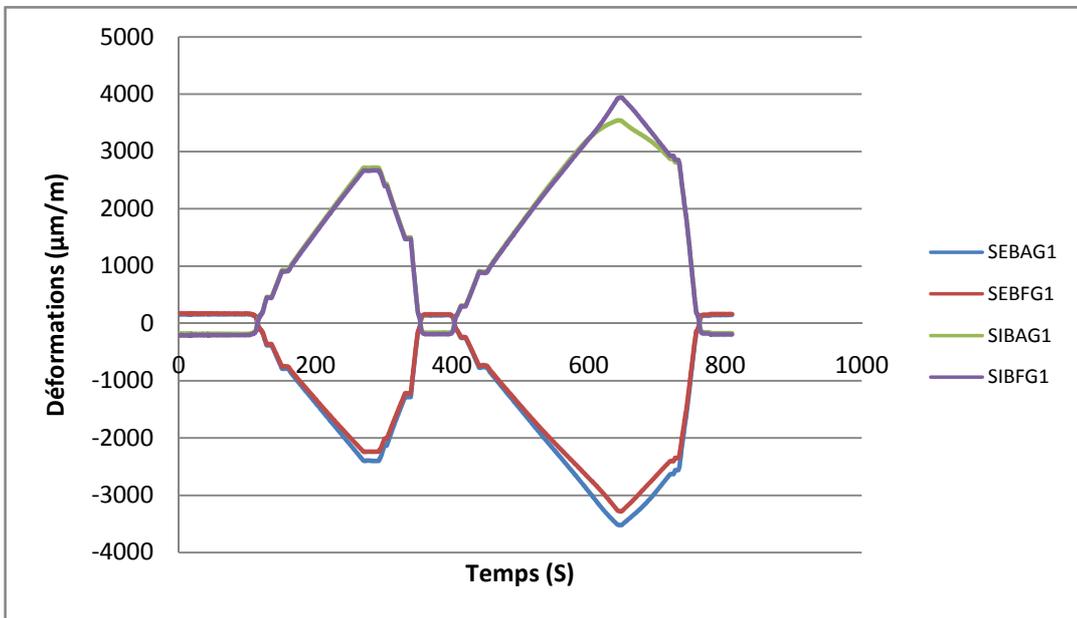


Figure 3.60 : comparaison longeron bord d'attaque et bord de fuite gauche à l'emplanture

## ***5. Conclusion***

Ce chapitre s'est consacré uniquement de l'étude structurelle de la voilure. Cette partie de l'étude a permis dans un premier temps de valider la première phase de la modélisation numérique, à savoir la simulation numérique du longeron seul ; en effet celle-ci est validée après comparaison avec un essai effectué sur un longeron seul extrait de l'aile A : les résultats ont montré un écart relatif de 2% sur la flèche entre les deux modèles (numérique et expérimental). Ce résultat montre que le modèle éléments finis décrit correctement les effets de structures pour ces conditions aux limites. L'analyse des mesures locales des jauges de déformations corrèlent bien dans l'ensemble (semelles des longerons intrados et extrados) avec le modèle numérique sauf dans le cas des cisaillements dans les flancs car le modèle éléments finis n'est pas assez détaillé pour représenter les cornières de renforts par re-stratification lors de l'assemblage peau de voilure - longerons

Le modèle numérique de l'aile complète a donc été mis en œuvre par la suite. Sa conformité a été validée par comparaison avec un essai expérimental effectué sur l'aile B : un écart relatif de 17% entre la flèche expérimentale et numérique est enregistré au maximum de la charge appliquée. Le modèle éléments finis de l'aile complète présente plus de décalage avec l'essai expérimental que le longeron seul : comme précédemment, ceci est dû à la description simplifiée des assemblages des différents éléments structurels dans le modèle éléments finis.

L'essai en vol a permis de définir le spectre de chargement en fatigue dans le but d'étudier le comportement global sous ce type de chargement. Cet essai de fatigue sur la voilure fut achevé par une rupture brusque et uniquement en compression des semelles extrados des longerons situées dans la partie fuselage. Cette rupture concorde bien avec l'hypothèse que la flexion de l'aile est entièrement reprise par les longerons, utilisée lors du dimensionnement de l'aile. En outre, de par sa localisation, dénote de la bonne tenue en fatigue de tout l'assemblage de la structure de l'aile en flexion : en effet l'analyse post-essai des différentes jauges de déformations n'a indiqué aucun endommagement localisé en dehors de la zone de rupture.

En complément des essais statiques (pour la validation des modèles numériques du longeron et aile complète), nous avons aussi réalisé un test de certification sur une aile neuve. Ces essais réalisés sur l'aile C ont permis de qualifier la voilure de l'aéronef avec succès suivant la norme CS 23 avec des conditions aux limites quasi-identiques aux conditions réelles de fixation.

## *Conclusions et perspectives*

L'objectif de cette étude est de contribuer à un projet de certification d'un aéronef léger de 4 places suivant la norme CS 23. Il s'agit dans un premier temps de répondre aux exigences de la norme aux niveaux matériaux et structures. Dans un second temps, et seulement dans le cas où les essais matériaux ne permettent pas d'optimiser le coefficient de sécurité, il sera question d'apporter des éclaircissements qui permettront plus tard d'arriver à un dimensionnement optimum de la voilure.

➤ **Coefficient de sécurité et variabilité du matériau**

La première partie de ce travail a porté sur l'évaluation du coefficient de sécurité utilisé sur les essais de qualification de la voilure comme préconisé dans la norme CS 23. La détermination de ce coefficient de sécurité s'effectue à partir d'une étude de variabilité des matériaux qui constitue la structure de l'aile qui, dans le cadre de cette étude furent deux stratifiés composites carbone/époxy de drapages  $+60^{\circ}/0^{\circ}/-60^{\circ}$  et  $+45^{\circ}/-45^{\circ}$ . Pour cela plusieurs échantillons provenant du site de production des structures de 1997 à 2009 ont été stockés et utilisés lors de cette étude.

Les premiers essais ont permis de constater une grande variabilité des caractéristiques mécaniques évaluées, ce qui a amené à utiliser un coefficient de sécurité par défaut exigé par la norme. Ce dernier étant le plus élevé, permet ainsi de palier à la variabilité des propriétés mécaniques des matériaux pour une meilleure sécurité des structures. Une question demeure : quelle est l'origine de cette variabilité des caractéristiques mécaniques et sur quel (s) critère (s) pourrait-on jouer pour la minimiser ?

L'analyse bibliographique sur les stratifiés composites carbone/époxy a permis d'établir une liste des différents paramètres pouvant influencer la variabilité des propriétés mécaniques des stratifiés composites carbone/époxy relatif à notre étude : il s'agit de la variation de la teneur en fibres, une porosité élevée et le vieillissement.

Notre étude a permis d'écarter la porosité et le vieillissement physique comme paramètres les plus influents dans le cadre de la variabilité de nos matériaux. En effet malgré une présence conséquente au sein des stratifiés étudiés, l'impact de la porosité est minimisé par le sens longitudinal des fibres qui coïncide avec le sens de traction lors des essais de variabilité. Quant au vieillissement, il est masqué par la post réticulation de la résine époxy. L'étude matériau a permis ainsi de distinguer l'influence de la teneur en fibres comme étant le paramètre d'ordre 1 justifiant la variabilité de nos échantillons. En effet la variabilité du taux de fibre, et donc de résine, conditionne directement les épaisseurs des plaques de stratifiés finies. Cette partie de l'étude permet ainsi d'établir qu'une bonne maîtrise du procédé de fabrication (en particulier l'épaisseur des stratifiés) devrait permettre de minimiser la variabilité des propriétés mécaniques et en même temps le coefficient de sécurité pour une meilleure optimisation des structures associées.

### ➤ Comportement mécanique de la voilure en flexion et essais normalisés

La simulation numérique par éléments finis s'est déroulée de manière à étudier dans un premier temps le longeron seul avant de passer dans un second temps, à l'étude du modèle complet de la voilure. Ces modèles éléments finis sont développés de manière à décrire au mieux les conditions aux limites des essais expérimentaux associés. La validation de ces modèles s'est effectuée par une confrontation sur des essais expérimentaux réalisés sur un longeron seul et sur une aile complète : c'est ainsi qu'on a noté une bonne corrélation des effets structures sur le modèle longeron seul et de la structure complète (jusqu'à 17% d'écart relatif sur la flèche de l'aile).

L'étude numérique sur la voilure nous a permis de connaître le comportement structurel de la voilure dans son ensemble par les différentes cartographies numériques ; puis, il a aussi servi de modèle prédictif du comportement de la voilure lors de la mise en place de l'outillage des essais normalisés : ceci a ainsi permis de brancher l'outillage d'essais, de manière à ce que les efforts appliqués sur l'aile par les palonniers, restent orthogonaux à la déformée au maximum de la charge.

Les essais statiques normalisés ont permis de justifier, par la norme CS 23, de la tenue des deux charges préconisées, à savoir, la charge limite et la charge ultime. L'utilisation d'un fuselage pour la fixation de la voilure d'essai a permis d'effectuer ces essais dans les meilleures conditions aux limites par rapport aux conditions réelles de chargement en service. L'instrumentation par jauges de déformations et l'analyse de ces dernières a validé ces deux chargements par l'absence de déformations permanentes lors de la charge limite et une tenue à la charge ultime sans défaillance particulière.

L'essai en vol fut un outil pour la mise en place des essais de fatigue. Il a permis de définir le spectre de chargement en fatigue et a aussi établi un classement des configurations de vol les plus contraignantes en chargement en cours de service. L'analyse de l'ensemble de l'instrumentation n'a décelé aucun endommagement localisé. La rupture fut brusque et très localisée (uniquement aux semelles en compression) et prouve ainsi de la solidité de l'assemblage en flexion. Cependant il serait intéressant d'effectuer cet essai en tenant compte de l'incidence : ceci démontrera de la bonne solidité de la structure dans le cas d'un chargement réel.

## *Références bibliographiques*

## **Références**

- [1] Vallittu PK. Glass fiber reinforcement in repaired acrylic resin removable dentures: preliminary results of a clinical study. *Quintessence Int* 1997; 28:39–44.
- [2] Aous A. Abdulmajeed, Timo O. Närhi, Pekka K. Vallittu, Lippo V. Lassila. The effect of high fiber fraction on some mechanical properties of unidirectional glass fiber-reinforced composite. *Dental Materials* 27 (2011) 313-321.
- [3] O.I. Okoli, G.F. Smith. The effect of strain rate and fibre content on the Poisson's ratio of glass/epoxy composites. *Composite Structures* 48 (2000) 157-161.
- [4] Rao RMVGK, Swaminadham M, Rajanna K. Effect of moisture and glass contents on the Poisson's ratio of FRP plates as determined by laser interferometry. *Fibre Science and Technology* 1981;15:235-242.
- [5] Heru S.B. Rochardjo, Jun Komotori Masao Shimizu, Yasushi Miyano. Effects of the fiber content on the longitudinal tensile fracture behavior of uni-directional carbon/epoxy composites. *Journal of Materials Processing Technology* 67 (1997) 8993.
- [6] Zweben C. et al., *Mechanical behavior and properties of composite materials*, Delaware Composites Design Encyclopedia, Vol. I, Technomic Pub
- [7] Ling Liu, Bo-Ming Zhang, Dian-Fu Wang, Zhan-Jun Wu. Effects of cure cycles on void content and mechanical properties of composite laminates. *Composite Structures* 73 (2006) 303–309
- [8] Ghiorse SR. Effect of void content on the mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *SAMPE QUARTERLY* 1993(1):54–9.
- [9] Greszczuk, L.B, Proc. 22<sup>nd</sup> Soc. Of plastic engineers Conf. Vol. 20A, 1967, pp. 1-10
- [10] Harper, B.D., Staab, G.H. et al. *J. Compos. Mater.* 1987, 280
- [11] Tang, J.M., Lee, W.I. et al. *J. Compos. Mater.* 1987, 21,421
- [12] P. Olivier, J.P. Cottu, B. Ferret. Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *Composites* 26 (1995) 509-515.
- [13] Kardos, J.L. and Dudukovic, M.P. *Adv. Polymer Sci.* 1986, 80, 101
- [14] Kardos, J.L. and Dave, R. 'Proc. ASME: The Manufacturing Science of Composites' Vol. 4, 1988, pp. 41-48.
- [15] Dave, R., Kardos, J.L. et al. 'Proc. American Soc. for Composites First Technical Conf.' 1988, pp. 137-153.
- [16] Kardos, J.L. and Dudukovic, M.P. in 'Composite Materials: Quality Assurance and Processing', ASTM STP 797, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1983, pp. 96-108
- [17] Bowles, K.J. and Frimpong, S.S. *Z Compos. Mater.* 1992, 26, 1487

- [18] Petitpas, E. PhD Thesis, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 1993
- [19] Drzal, L.T. and Madhukar, M. J. Mater. Sci. 1993, 28, 569
- [20] Hancox, N.L.J. Mater. Sci. 1977, 12, 884
- [21] Rod Martin, Ageing of composites, 2008
- [22] G.M. Odegard, A. Bandyopadhyay, Physical Aging of Epoxy Polymers and Their Composites, Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics 49(24) 1695-1716 (2011)
- [23] Wayne D. Cook, Mansour Mehrabi, Graham H. Edward, Ageing and yielding in model epoxy thermosets, Polymer, 40 (1999), 1209–1218
- [24] Yeting Liu, Bhesh Bhandari, Weibiao Zhou, Study of glass transition and enthalpy relaxation of mixtures of amorphous sucrose and amorphous tapioca starch syrup solid by differential scanning calorimetry (DSC), Journal of Food Engineering 81 (2007) 599–610
- [25] Eric Siu-Wai Kong, Physical Aging in Epoxy Matrices and Composites, 1985
- [25'] Barral, L.; Cano, J.; Lopez, J.; Lopez-Bueno, I.; Nogueira, P.; Abad, M. J.; Ramirez, C. European Polymer Journal 1999, 35, 403-411.
- [26] David Lévêque, Anne Schieffer, Anne Mavel, Jean-François Maire, Analysis of how thermal aging affects the long-term mechanical behavior and strength of polymer–matrix composites, Composites Science and Technology 65 (2005) 395–401
- [27] Siva P. Pilli, A novel accelerated moisture absorption test and characterization, Composites Part A : Eng. , 40 (2009), 1501–1505
- [28] Roger VODIKA, Accelerated environmental testing of composite materials, Defense science and technology organization
- [29] Tom G. REYNOLD, Accelerated tests of environmental degradation in composite materials, Master of Science in aeronautics and astronautics, MIT, 1995
- [30] J. Jedidi, F. Jacquemin, A. Vautrin, Accelerated hygrothermal cyclical tests for carbon/epoxy laminates, Composites: Part A 37 (2006) 636–645
- [31] Julien MERCIER, Prise en compte du vieillissement et de l'endommagement dans le dimensionnement de structures en matériaux composites, Thèse de doctorat, Mines Paris (2006)
- [32] BC Ray, Temperature effect during humid ageing on interfaces of glass and carbon fibers reinforced epoxy composites, Journal of Colloid and Interface Science 298 (2006) 111–117
- [33] Tom G. REYNOLD, Accelerated tests of environmental degradation in composite materials, Master of Science in aeronautics and astronautics, MIT, 1995

- [34] VL. TAHIRI, Endommagement de stratifiés carbone/époxyde de type (0°/45°) et (+/-45°) sous chargements quasi-statique et cyclique, Thèse de doctorat, Université de Poitiers (1995).
- [35] V.A. Passipoularidis, T.P. Philippidis, A study of factors affecting life prediction of composites under spectrum loading, *International Journal of Fatigue* 31 (2009) 408–417
- [36] AFNOR, Méthode de RainFlow
- [37] V.A. Passipoularidis, T.P. Philippidis, P. Brondsted, Fatigue life prediction in composites using progressive damage modelling under block and spectrum loading, *International Journal of Fatigue* 33 (2011) 132–144
- [38] Christos Kassapoglou, Fatigue of composite materials under spectrum loading, *Composites: Part A* 41 (2010) 663–669
- [39] N. Himmel, Fatigue life prediction of laminated polymer matrix composites, *International Journal of Fatigue* 24 (2002) 349–360
- [40] R. Sunder, Spectrum load fatigue—underlying mechanisms and their significance in testing and analysis, *International Journal of Fatigue* 25 (2003) 971–981
- [41] Laurence Le Divenah, Jean-Yves Beaufils, Fatigue testing and analysis, *Journal of ASTM Int*, Nov/Dec. 2004, vol. 1, No. 10
- [42] Cetin Morris Sonsino, Fatigue testing under variable amplitude loading, *International Journal of Fatigue - INT J FATIGUE* , vol. 29, no. 6, pp. 1080-1089, 2007
- [43] Miroslaw Rodzewicz, Estimation of fatigue properties of composite structures, *Fatigue of Aircraft Structures Vol. 1* (2010) 87-97
- [44] CS 23