

Proposition d'un modèle unifié pour la prévision de la tenue et la durée de vie de structures composites tissées 3D à matrice organique

Proposition of a unified model to predict strength and fatigue lifetime of 3D woven composite structures with polymer matrix

Frédéric Laurin¹, Myriam Kaminski¹, Lise Angrand² et Rodrigue Desmorat³

1 : DMAS, Onera - Université Paris-Saclay
29 avenue de la Division Leclerc, BP 72 – 92322 Chatillon Cedex
e-mail : frederic.laurin@onera.fr, myriam.kaminski@onera.fr

2 : Safran Aircraft Engines,
Rond-point René Ravaut - Réau, F-77550 Moissy Cramayel, France
e-mail : lise.angrand@lmt.ens-cachan.fr

3 : LMT Cachan, ENS Paris Saclay,
62 avenue du président Wilson, F-94230 code postale Ville Cedex 3
e-mail : desmorat@lmt.ens-cachan.fr

Résumé

Une approche unifiée de l'endommagement et la rupture a été proposée pour prévoir la ruine et la durée de vie de matériaux composites tissés 3D à matrice polymère soumise à des charges statiques et/ou de fatigue. L'approche macroscopique de l'endommagement et de la rupture développée par l'Onera pour les chargements statiques a été étendue dans cette étude pour prévoir l'évolution des endommagements durant les chargements de fatigue, même pour des chargements spectraux multiaxiaux, en utilisant un formalisme d'endommagement incrémental. Les prévisions de durée de vie en fatigue, aussi bien en termes d'évolution du module apparent que de courbes S-N pour différents rapports de charge, ont été comparées avec succès aux essais disponibles réalisés par le groupe Safran ou à l'Onera. De plus, cette approche unifiée a été mise en œuvre dans un code commercial par éléments finis et appliquée avec succès à des structures composites, présentant une complexité croissante, soumises à des chargements de fatigue.

Abstract

A unified damage and failure approach has been proposed to estimate the failure of 3D woven composite materials with polymer matrix subjected to static and/or fatigue loadings. Indeed, the existing damage and failure approach developed by Onera for static loading has been extended in the present paper to predict the damage evolution during fatigue loading, even for multiaxial spectral loadings, using an incremental damage formalism. The fatigue lifetime predictions, meaning the evolution of apparent modulus and S-N curves for different stress ratios, have been compared successfully with the available tests carried-out by Safran Group or Onera. Moreover, this unified approach has been implemented into a commercial finite element code and applied successfully to different composite structures, presenting an increasing complexity, subjected to fatigue loadings.

Mots Clés : Composite tissé 3D, fatigue, endommagement, durée de vie, simulation par éléments finis

Keywords : 3D woven composite materials, fatigue, damage, fatigue lifetime, finite element simulation

1. Introduction

L'usage des matériaux composites ne cesse de croître dans les structures aéronautiques civiles ou militaires en raison de leur rapport masse/rigidité/résistance très intéressant en regard de solutions métalliques plus conventionnelles. Toutefois, en raison des faibles performances résiduelles après impact des matériaux composites stratifiés, on assiste à l'émergence de solutions composites tissées 3D à matrice organique (CMO) pour des applications aéronautiques. En effet, ces matériaux, présentant de bonnes propriétés hors-plan (rigidité et résistance) et une bonne tenue à l'impact de par leur microstructure, ont donc été retenus pour la réalisation de l'aube de turbine Fan développée par Safran Aircraft Engines ou pour la contre-fiche du Boeing 787 réalisée par Safran Landing

Systems. De plus, en raison des impératifs de réduction de masse et de minimisation de la consommation des avions récents, les pièces composites sont soumises à des sollicitations mécaniques toujours plus sévères et pour des durées toujours plus longues. La proposition de méthodologies robustes pour la prévision de la durée de vie de pièces Composites tissées 3D à Matrice Organique (CMO) répond donc à un fort besoin industriel. Parmi les différentes méthodes existantes de prévision de la durée de vie en fatigue [1], les modèles d'endommagement progressifs en fatigue semblent les plus prometteurs pour les matériaux composites et en particulier pour les composites tissés 2D [2] et 3D [3]. Deux familles de modèles d'endommagement progressif sont disponibles dans la littérature. La première famille de modèles, plus répandue, consiste soit (i) à faire dépendre les paramètres matériau (α_i) de la loi d'évolution de l'endommagement du nombre de cycles et des paramètres du chargement [4-6] (de type $\alpha_i = f(N, \sigma_{max}, R_\sigma)$), soit (ii) à définir une loi d'évolution spécifique en fatigue et fonction du nombre de cycles et du chargement [2-3,7] (modèle de type $\frac{dd}{dN} = f(\sigma_{max}, d, R_\sigma)$). Ce type de modèle permet de décrire de manière efficace et satisfaisante les essais de fatigue cyclique sur éprouvettes élémentaires mais nécessite la connaissance du cycle répété de chargement, dont la définition est loin d'être triviale [6] dans le cas de chargements réels sur structures. Une deuxième famille de modèles, développés pour les matériaux métalliques [8] et plus récemment pour les composites [9], basés sur un formalisme incrémental (modèle de type \dot{d}), permet de s'affranchir de la définition d'un cycle et donc de simuler des chargements spectraux complexes, représentatifs des chargements industriels sur structures. Ce type d'approche semble prometteur mais reste encore aujourd'hui peu utilisé pour la prévision de la durée de vie des structures composites.

Par conséquent, il est proposé, dans cet article, une approche unifiée d'endommagement et de rupture, basée sur un formalisme incrémental, pour prévoir la ruine des structures composites tissées 3D soumises à des charges statiques et/ou de fatigue.

Dans la section 2.1, les mécanismes d'endommagement rencontrés lors de chargements quasi-statiques et/ou de fatigue, spécifiques aux matériaux composites tissés 3D, sont détaillés. Dans la section 2.2, le modèle d'endommagement et de rupture, déjà développé à l'Onera [10] permettant de décrire avec précision les différents mécanismes d'endommagement rencontrés dans les composites tissés 3D à matrice organique sous chargement quasi-statique, est d'abord brièvement rappelé. Ensuite, ce modèle a été étendu pour prévoir la durée de vie en fatigue sur la base d'un formalisme incrémental [9,11], capable d'estimer l'évolution des endommagements en fatigue, et ce même pour des chargements spectraux multiaxiaux. Dans la section 3.1, la procédure d'identification du modèle est décrite et appliquée à un matériau tissé 3D déséquilibré. Enfin, dans la section 3.2, les prévisions de l'approche proposée sur d'autres configurations d'essais sont comparées avec succès aux résultats d'essai disponibles. Enfin, dans la section 4, l'approche actuelle est appliquée à différentes structures composites, de complexité croissante, afin de démontrer sa transférabilité vers un bureau d'études de l'industrie aéronautique.

2. Présentation du modèle unifié d'endommagement et de rupture ODM-CMO

2.1 Mécanismes d'endommagement et de rupture au sein des matériaux tissés 3D

L'architecture des matériaux composites tissés 3D a été conçue de sorte à proscrire l'apparition et la propagation de larges délaminages, induisant une chute soudaine et violente des propriétés mécaniques au sein de la pièce et à obtenir ainsi uniquement des endommagements diffus dans le matériau. Dans cette étude, une architecture tissée 3D déséquilibrée est considérée. Le matériau est réalisé à partir de fibres de carbone enrobées dans une résine époxy et son volume élémentaire représentatif est centimétrique, impliquant une attention particulière sur la géométrie des éprouvettes et les moyens de mesures associés (*i.e.* longueur d'extensomètre conséquente).

Les mécanismes d'endommagement, observés lors d'un essai de traction quasi-statique dans le sens de la chaîne réalisés à l'UTC [12] et l'Onera [3], sont diffus et localisés dans les poches de résine entre les torons de fibres. L'orientation des endommagements est pilotée par la microstructure en raison du fort contraste de propriétés mécaniques entre les constituants élémentaires (constat établi à l'aide de l'analyse d'essais additionnels de traction hors-axe sur éprouvettes). La ruine finale des éprouvettes est due à la rupture des torons de chaîne en traction. Lors d'essais de fatigue dans la direction chaîne réalisés à l'UTC [13], avec un rapport de charge proche de 0, les mêmes mécanismes d'endommagement diffus sont observés, comme reporté sur la Fig. 1. Il semble donc pertinent de supposer que les endommagements, observés lors de chargement statiques et de fatigue, sont similaires et présentent les mêmes effets sur le comportement macroscopiques.

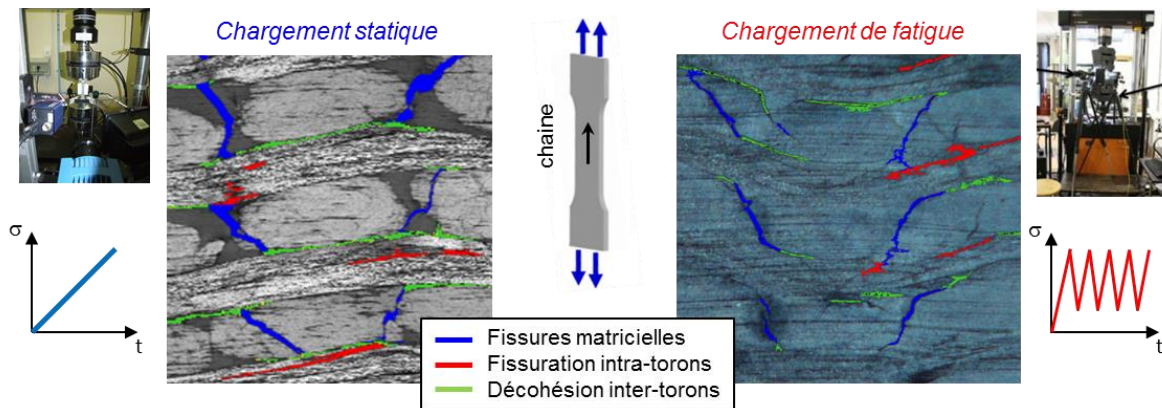


Fig. 1. Faciès d'endommagement lors de chargement statique ou de fatigue sens chaîne sur matériau tissé 3D.

De plus, la valeur de saturation des endommagements matriciels, liée à la microstructure, peut également être considérée comme équivalente pour des chargements statiques ou de fatigue. Toutefois, les lois d'évolution des endommagements sont notablement différentes suivant le type de sollicitations appliquées. En effet, l'évolution des endommagements lors de chargements de fatigue est beaucoup plus lente que celle observée lors de sollicitations monotones quasi-statiques. Aussi, il semble intéressant d'effectuer une distinction entre la loi d'évolution des endommagements en statique et en fatigue, comme proposé dans [2-3,9]. Enfin, la ruine finale en fatigue des éprouvettes est à nouveau due à la rupture des torons de fibres en traction, mais la contrainte/déformation à rupture est plus faible que pour un chargement statique, indiquant la nécessité d'introduire un couplage entre l'état d'endommagement du matériau et la contrainte/déformation apparente à rupture pour ce type de matériau.

2.2 Modèle d'endommagement macroscopique

Le modèle d'endommagement et de rupture ODM-CMO développé pour les matériaux tissés 3D à matrice organique est défini à l'échelle macroscopique afin de prévoir la tenue de structures représentatives de cas industriels réels. Dans la présente version du modèle, seule la principale source de non-linéarité du matériau, c'est-à-dire l'endommagement matriciel, est prise en compte. La loi de comportement du modèle ODM-CMO est donnée dans l'Eq. **Erreur ! Source du renvoi introuvable.** Le modèle ODM-CMO est basé sur la mécanique de l'endommagement continu où les variables internes traduisent les effets des différents endommagements. Trois variables d'endommagement ont été définies et sont : (i) d_1 qui représente les méso-dommages matriciels orientés sens chaîne, (ii) d_2 pour les méso-dommages matriciels orientés sens trame et (iii) d_3 pour les décohésions inter-torons orientées dans la direction hors-plan du matériau. On notera que la viscosité de la matrice a été négligée dans un premier temps, pour des raisons de simplicité, mais son introduction dans le modèle constitue clairement une perspective court terme à ce travail.

$$\underline{\underline{\sigma}} = \underline{\underline{C}}^{eff} : \underline{\underline{\varepsilon}} \quad \text{avec} \quad \underline{\underline{C}}^{eff} = \left(\underline{\underline{S}}^0 + \sum_{i=1}^3 d_i \underline{\underline{H}}^i \right)^{-1} \quad \text{et } i=\{1,2,3\} \quad (\text{Eq. 1})$$

avec $\underline{\underline{\sigma}}$ la contrainte, $\underline{\underline{C}}^{eff}$ le tenseur de rigidité effective prenant en compte les effets des endommagements matriciels, $\underline{\underline{S}}^0$ le tenseur des souplesses élastiques initiales, $\underline{\underline{\varepsilon}}$ la déformation totale. Dans cette approche, les effets des différents mécanismes d'endommagement matriciels (fissuration matricielle, décohésion inter-torons, ...) sur le comportement macroscopique sont distingués. Les influences des différents mécanismes d'endommagement sont décrites dans le modèle par l'Eq. 1, en augmentant la souplesse élastique initiale $\underline{\underline{S}}^0$ par trois termes représentant respectivement les effets des endommagements matriciels plans et hors-plan ($\sum_{i=1}^3 d_i \underline{\underline{H}}^i$).

Les forces motrices associées aux différentes variables d'endommagement sont exprimées dans l'Eq. 2 et dépendent (i) des différentes composantes du tenseur de rigidité élastique initiale $\underline{\underline{C}}^0$, (ii) des paramètres matériau ($a_{15}, a_{15}, a_{24}, a_{26}, a_{34}, a_{35}$) qui sont des coefficients liés au seuil des endommagements sous chargements de cisaillement et (iii) du tenseur des déformations positives. La partie positive du tenseur des déformations totales, associée à une force motrice, correspond à la partie positive du tenseur de déformation totale où toutes les composantes sont égales à zéro à l'exception de celles présentes dans la force motrice et générant du dommage. L'utilisation du tenseur des déformations positives est un moyen élégant pour décrire le renforcement apparent du seuil d'endommagement pour des chargements combinés de compression/cisaillement sans ajout de coefficient supplémentaire [3]. De plus, en collaboration avec Safran, il a été décidé d'introduire les déformations équivalentes $\varepsilon_{eq(i)}$ dans le modèle, car plus facilement compréhensible par les ingénieurs d'un bureau d'études que les forces motrices, étant homogène à une déformation.

$$\begin{cases} y_1 = \frac{1}{2} \left(C_{11}^0 \varepsilon_1^{1+2} + a_{15} C_{55}^0 \varepsilon_5^{1+2} + a_{16} C_{66}^0 \varepsilon_6^{1+2} \right) \\ y_2 = \frac{1}{2} \left(C_{22}^0 \varepsilon_2^{2+2} + a_{24} C_{44}^0 \varepsilon_4^{2+2} + a_{26} C_{66}^0 \varepsilon_6^{2+2} \right) \\ y_3 = \frac{1}{2} \left(C_{33}^0 \varepsilon_3^{3+2} + a_{34} C_{44}^0 \varepsilon_4^{3+2} + a_{35} C_{55}^0 \varepsilon_5^{3+2} \right) \end{cases} \quad \text{et} \quad \begin{cases} \varepsilon_{eq(1)} = \sqrt{\frac{2y_1}{C_{11}^0}} \\ \varepsilon_{eq(2)} = \sqrt{\frac{2y_2}{C_{22}^0}} \\ \varepsilon_{eq(3)} = \sqrt{\frac{2y_3}{C_{33}^0}} \end{cases} \quad (\text{Eq. 2})$$

Concernant les effets des différents mécanismes d'endommagement, dans le sens de la chaîne par exemple, le tenseur d'effet $\underline{\underline{H}}^1$ associé à la variable d'endommagement d_1 est défini en fonction d'un indice d'activation (η_1) et de deux tenseurs d'effet ($\underline{\underline{H}}^{1+}$, $\underline{\underline{H}}^{1-}$) décrivant respectivement les effets d'une fissure ouverte ou fermée sur la souplesse effective, comme indiqué dans l'Eq. 3.

$$\underline{\underline{H}}^1 = \eta_1 \underline{\underline{H}}^{1+} + (1 - \eta_1) \underline{\underline{H}}^{1-} \quad \text{avec} \quad \eta_1 = \begin{cases} 1 & \text{si } \sigma_{kk} \geq 0 \\ 0 & \text{sinon} \end{cases} \quad (\text{Eq. 3})$$

Pour l'endommagement sens chaîne, toutes les composantes du tenseur $\underline{\underline{H}}^{1+}$ sont nulles à l'exception des termes 11 (direction normale à la fissure), 55 et 66 (cisaillements associés). Le tenseur $\underline{\underline{H}}^{1-}$ est égal au tenseur $\underline{\underline{H}}^{1+}$ à l'exception du terme 11 qui est nul pour décrire la reprise de raideur lors du passage en compression due à la fermeture de la fissure. Les tenseurs des effets dans les autres directions (2,3) s'obtiennent par permutation des indices. Les composantes de cisaillement du tenseur des rigidités effectives sont donc supposées également dégradées, même lors d'un chargement de compression, signifiant que le frottement aux lèvres de fissure est supposé négligeable pour des raisons de simplicité.

La loi d'évolution des endommagements constitue le point clé de l'approche incrémentale proposée et est basée sur les travaux de [9,11]. En effet, l'évolution de l'endommagement \dot{d} peut être décomposée en deux parties principales: (i) son évolution durant un chargement monotone quasi-statique et (ii) son évolution durant un chargement de fatigue, comme reporté sur l'Eq. 4. On notera que les deux contributions (statique et fatigue) ne peuvent être activées en même temps. Pour les chargements statiques, la déformation équivalente maximale durant le chargement (*i.e.* $\varepsilon_{eq(k)}^{max} = \sup_{t \leq \tau} \varepsilon_{eq(k)}(t)$) augmente de manière similaire à la déformation équivalente $\varepsilon_{eq(k)}$. Par conséquent, seul le premier terme de l'Eq. 4 est activé. Les paramètres $(S_{m(k)}, s_m^k, \varepsilon_0^m(k))$ sont des coefficients de matériaux à identifier. Pour les charges de fatigue, la déformation équivalente maximale reste constante. Par conséquent, seul le deuxième terme de l'Eq. 4 est activé et induit l'évolution de l'endommagement lors du chargement de fatigue. Le paramètre $(d_{\infty(k)})$ correspond à la saturation du dommage actuellement observée pour les composites soumis à des chargements de fatigue, $\varepsilon_0^f(k)$ correspond au seuil d'endommagement en fatigue (usuellement inférieur au seuil en statique [3]) et $(S_f(k), s_f^k)$ sont des paramètres matériaux liés à la loi d'évolution en fatigue. La formulation actuelle, utilisant la déformation équivalente, garantit la création d'endommagement uniquement durant les phases de chargement, et ce même pour des sollicitations multiaxiales complexes. $\langle \rangle_+$ correspond aux crochets de Macauley.

$$\begin{aligned} \dot{d}_k = & (d_{\infty(k)} - d_k) \left\langle \frac{\varepsilon_{eq(k)}^{max} - \varepsilon_0^m(k)}{S_{m(k)}} \right\rangle_+^{s_m^k} \langle \dot{\varepsilon}_{eq(k)}^{max} \rangle_+ \\ & + (d_{\infty(k)} - d_k)^{\gamma_k} \left\langle \frac{\varepsilon_{eq(k)} - m_k \check{\varepsilon}_{eq(k)} - \varepsilon_0^f(k)}{S_f(k)} \right\rangle_+^{s_f^k} [\langle \dot{\varepsilon}_{eq(k)} \rangle_+ - \dot{\varepsilon}_{eq(k)}^{max}] \end{aligned} \quad (\text{Eq. 4})$$

De plus, il a été démontré qu'il est absolument nécessaire d'introduire l'influence de la déformation équivalente moyenne ($\check{\varepsilon}_{eq(k)}$) dans la loi d'évolution de l'endommagement, comme reporté dans l'Eq. 5, afin de prendre en compte l'influence du rapport de charge sur l'évolution de l'endommagement [11]. L'influence de la déformation équivalente moyenne peut être calibrée grâce au paramètre matériau m_k .

$$\check{\varepsilon}_{eq(k)} = \frac{I(k)}{Z_{ac(k)}} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} I(k) = \int \varepsilon_{eq(k)} |d\varepsilon_{eq(k)}| \\ Z_{ac(k)} = \int |d\varepsilon_{eq(k)}| \end{cases} \quad (\text{Eq. 5})$$

La quantité moyenne $\check{\varepsilon}_{eq(k)}$ a été formulée afin (i) d'être insensible au nombre d'incrémentés utilisés pour décrire un cycle, (ii) d'être insensible à la forme des cycles et (iii) de tendre vers la quantité moyenne pour un chargement cyclique ($\lim_{t \rightarrow \infty} \check{\varepsilon}_{eq(k)} = 0.5 (\varepsilon_{eq(k)}^{max} + \varepsilon_{eq(k)}^{min})$). Ces trois conditions sont essentielles pour utiliser un modèle incrémental dans des simulations par éléments finis sur structures soumises à des chargements complexes. On notera toutefois que cette formulation de déformation moyenne induit un fort effet d'inertie dans le cas de chargements cycliques à deux niveaux de déformation maximale successifs ou pour rapports de charge proches de 1.

2.3 Critères de rupture des torons

La ruine finale des éprouvettes est due à la rupture des torons de fibres dans le sens de la chaîne ou de la trame pour des chargements de traction ou de compression. Les ruptures en traction et en compression sont distinguées dans le modèle car les mécanismes de ruine impliqués sont très différents (rupture nette des torons en traction et kinking des torons en compression [10]). Il a été démontré, en traction [7] et surtout en compression [14], que les déformations à rupture devaient être fonction de l'état d'endommagement du matériau pour prévoir de manière satisfaisante leur

durée de vie. Par conséquent, les déformations totales effectives à rupture en traction et en compression sont fonction de l'état d'endommagement du matériau, comme présenté dans l'Eq. 5.

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1^t = \frac{\varepsilon_{11}}{\tilde{\varepsilon}_{11}^{Rt}} \text{ avec } \tilde{\varepsilon}_{11}^{Rt} = \varepsilon_{11}^{Rt} \left\langle \frac{d_1^R - d_1}{d_1^R} \right\rangle_+ \\ f_2^t = \frac{\varepsilon_{22}}{\tilde{\varepsilon}_{22}^{Rt}} \text{ avec } \tilde{\varepsilon}_{22}^{Rt} = \varepsilon_{22}^{Rt} \left\langle \frac{d_2^R - d_2}{d_2^R} \right\rangle_+ \end{array} \right. \text{ et } \left\{ \begin{array}{l} f_1^c = \frac{\varepsilon_{11}}{\tilde{\varepsilon}_{11}^{Rc}} \text{ avec } \tilde{\varepsilon}_{11}^{Rc} = \varepsilon_{11}^{Rc} \left\langle \frac{d_3^R - d_3}{d_3^R} \right\rangle_+ \\ f_2^c = \frac{\varepsilon_{22}}{\tilde{\varepsilon}_{22}^{Rc}} \text{ avec } \tilde{\varepsilon}_{22}^{Rc} = \varepsilon_{22}^{Rc} \left\langle \frac{d_3^R - d_3}{d_3^R} \right\rangle_+ \end{array} \right. \quad (\text{Eq. 5})$$

Les paramètres $(\varepsilon_{ii}^R, d_i^R)$ sont des paramètres matériau à identifier. Pour des chargements de traction statique ou de fatigue (*i.e.* avec un rapport de charge positif évoluant entre 0 et 1), les paramètres doivent être identifiés en utilisant deux essais différents dans lesquels les états d'endommagement matriciel à rupture sont différents, comme un essai statique et un essai de fatigue olygocyclique. La validation du couplage endommagement matriciel et rupture des torons en traction sera présentée dans la section suivante. En revanche, le couplage entre l'endommagement hors-plan, (*i.e.* décohésions inter-toron) et la déformation de compression à rupture est actuellement en cours d'étude et ne sera pas abordé dans cet article.

3. Identification et validation du modèle ODM-CMO

4.1 Procédure d'identification

Afin de transférer ce type de modèle à un bureau d'études, il est nécessaire de proposer une procédure d'identification claire. Pour un matériau composite tissé 3D orthotrope, 7 essais différents sont nécessaires pour identifier le modèle: (i) un essai de traction monotone à rupture dans le sens chaîne (et un essai sens trame), (ii) deux essais de fatigue à rupture dans le sens chaîne (et deux dans le sens trame) avec un rapport de charge fixe (proche de 0) et avec deux contraintes maximales différentes et (iii) un essai de traction hors-axe quasi-statique à rupture (pour identifier l'influence des endommagements sur le module de cisaillement plan). On peut noter que les parties compression et hors-plan du modèle ne sont pas prises en compte dans cette étude, mais constitue un axe de travail actuel et présente des difficultés tant sur le plan expérimental que modélisation.

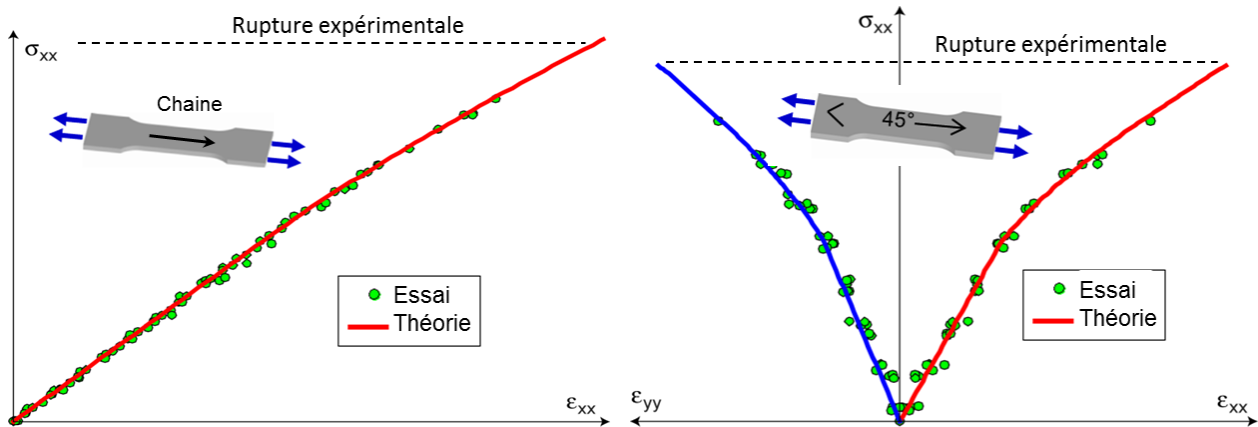


Fig. 2. Comparaison des comportements macroscopiques prévus et mesurés pour des essais de traction à 0° et 45°.

Pour l'ensemble des essais, il est absolument nécessaire de mesurer l'évolution de la déformation macroscopique durant le chargement statique ou de fatigue à l'aide d'un extensomètre (réel ou virtuel en utilisant la corrélation d'images numériques). En effet, cette mesure permet d'estimer à la fois l'évolution du module apparent (pour identifier les paramètres liés à l'évolution des endommagements) et la déformation effective à rupture pour les essais statiques et de fatigue cyclique (pour identifier le couplage entre les endommagements matriciels et la déformation apparente à rupture). Un des points délicats de la procédure d'identification réside dans

l'identification du seuil d'endommagement en fatigue, qui est lié à la limite d'endurance du matériau. Ce paramètre peut être déterminé en utilisant la partie asymptotique des courbes S-N (méthode utilisée dans la présente étude étant donné la richesse de la base expérimentale disponible) ou en utilisant les méthodes d'auto-échauffement présentant actuellement un fort engouement pour les matériaux composites [15].

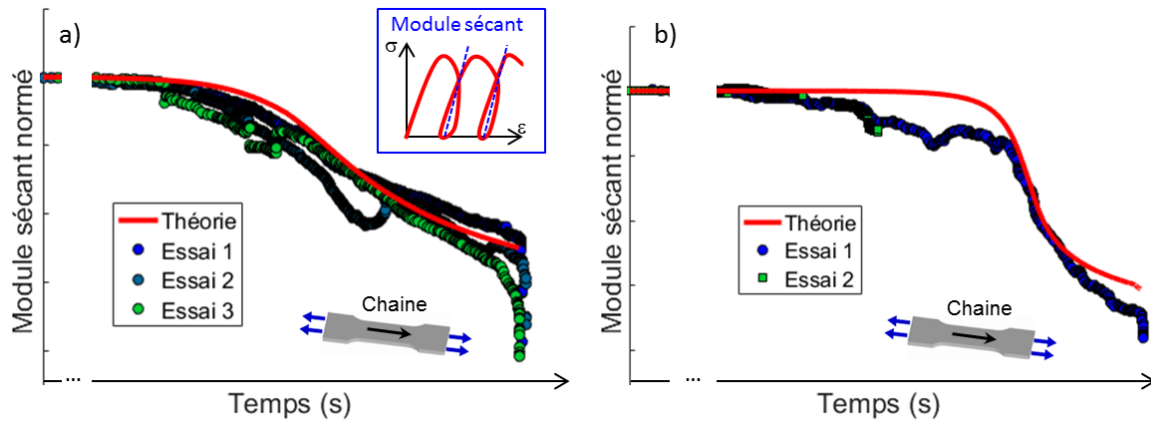


Fig. 3. Comparaison des évolutions des modules sécants prévus et mesurés pour des essais de fatigue à 5Hz avec $R_\sigma=0.05$ en traction sens chaîne (a) à 60% et (b) à 38% de la résistance statique σ_R .

La Fig. 2 présente les comparaisons entre les comportements macroscopiques prévus et mesurés lors d'essais quasi-statiques de traction sens chaîne ou hors-axe à 45° . De plus, la Fig. 3 présente les comparaisons entre le module apparent estimé et les mesures pour deux essais de fatigue dans le sens chaîne avec un rapport de charge de 0.05 et avec deux contraintes maximales différentes, exprimées en fonction de la résistance statique σ_R . L'identification a également été menée dans la direction trame du matériau. Le modèle proposé permet donc de décrire de manière satisfaisante les essais statiques et de fatigue utilisés lors de la procédure d'identification en tenant compte à la fois de l'évolution du module apparent et de la rupture ou de la durée de vie en fatigue.

4.2 Validation des prévisions du modèle

Dans cette section, l'approche unifiée d'endommagement et de rupture est évaluée au travers de comparaisons avec des résultats d'essais non utilisés lors du protocole d'identification.

Dans un premier temps, la qualité des prévisions de l'évolution des endommagements lors de chargements de fatigue a été évaluée. La Fig. 4 présente les comparaisons entre l'évolution du module sécant prévue et mesurée lors d'essais de fatigue sens chaîne avec un rapport de charge proche de 0, une fréquence de 5 Hz et différents niveaux de contraintes maximales, définis en fonction de la contrainte à rupture statique σ_R . Les prévisions du modèle sont en bon accord avec les données expérimentales disponibles fournis par l'UTC, l'Onera et Safran Aircraft Engines.

Pour l'évaluation de la prévision de la durée de vie en fatigue, les courbes S-N estimées ont été comparées avec succès aux essais disponibles dans les directions trame (voir Fig. 5a) et chaîne (voir Fig. 5b-d). Il convient de rappeler que la partie rupture du modèle a été identifiée uniquement à l'aide d'un essai statique et d'un essai de fatigue à rupture. De plus, les courbes S-N prévues pour différents rapports de charge croissants (évoluant entre 0 et 1), présentées sur les Fig. 5b-d, sont en bon accord avec les résultats d'essais, principalement grâce à l'introduction de la contrainte équivalente moyenne dans l'évolution des dommages (voir Eq. 5).

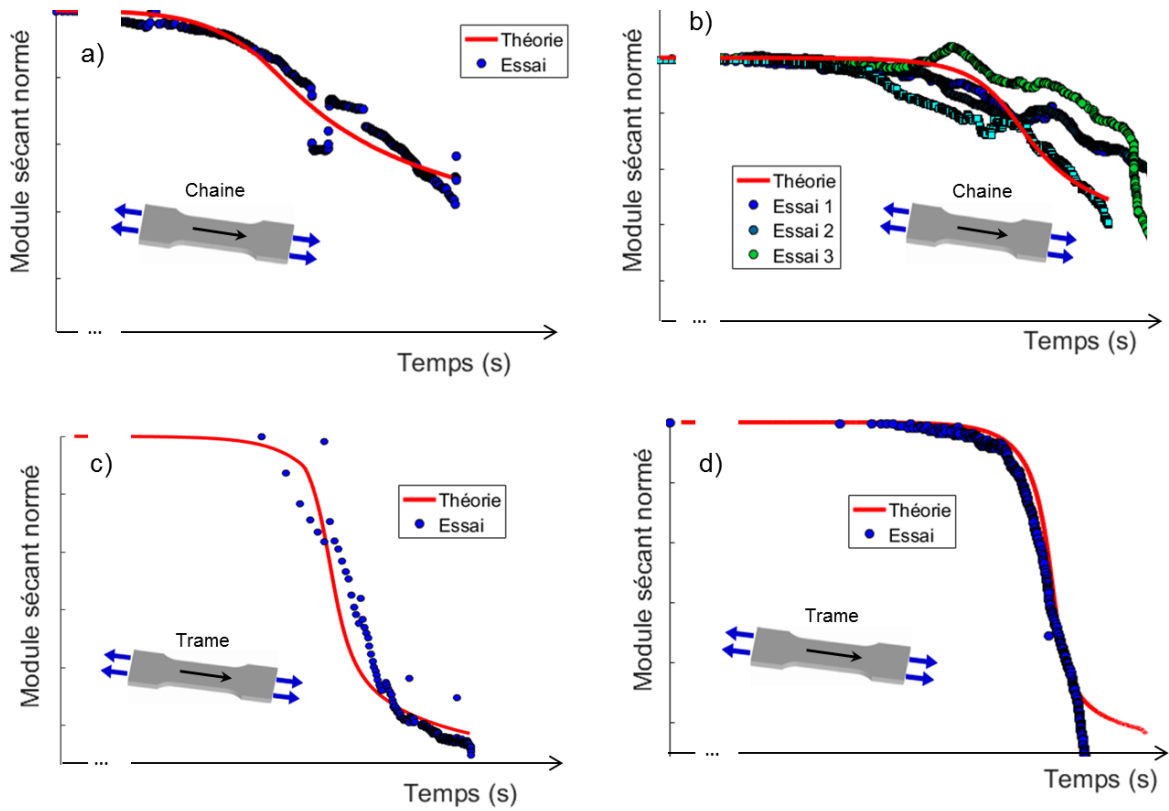


Fig. 4. Comparaison des évolutions des modules sécants prévus et mesurés pour des essais de fatigue à 5Hz et $R_\sigma=0.05$ en traction sens chaîne (a) à 65% et (b) à 45% de σ_R et sens trame (c) à 55% et (d) à 28% de σ_R

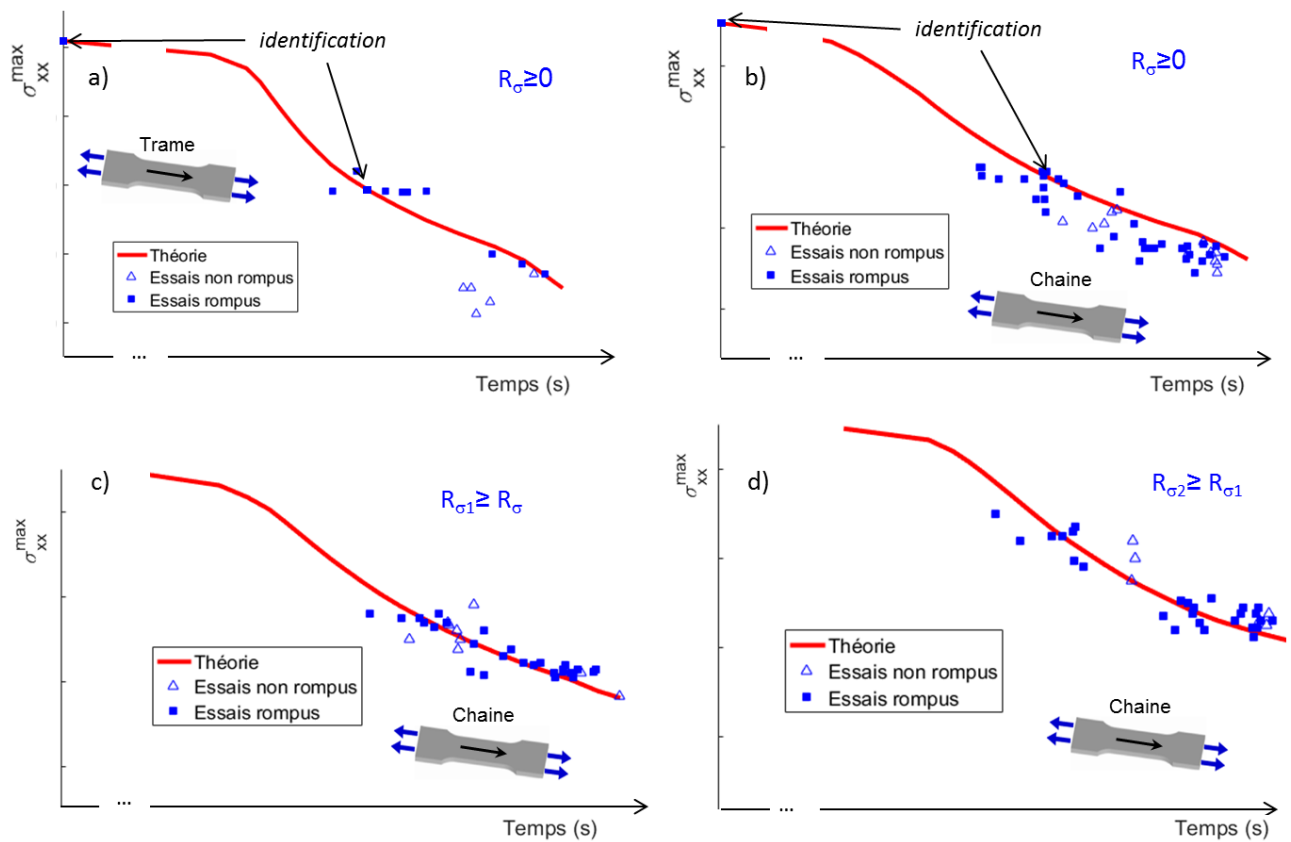


Fig. 5. Comparaison des courbes S-N prévues et mesurées pour des essais de fatigue à 5Hz en traction sens trame avec $R_\sigma=0.05$ (a) et sens chaîne (b-d) avec trois différents rapports de charge ($0 \leq R_\sigma \leq R_{\sigma 1} \leq R_{\sigma 2} \leq 1$).

On notera que le modèle macroscopique proposé a également été validé sur d'autres nuances de tissage 3D présentant des ratios chaîne/trame différents aussi bien pour des chargements statiques que de fatigue.

5 Application aux structures composites

Ensuite, l'approche actuelle a été mise en œuvre dans un code éléments finis commercial pour estimer l'évolution des dommages lors de chargements statiques et/ou de fatigue. Une attention particulière a été portée au calcul de la matrice tangente consistante afin de réduire le temps de calcul et d'augmenter la robustesse de ce modèle d'endommagement en vue d'un transfert en bureau d'études. Ce modèle a été appliqué à différentes structures composites de plus en plus complexes, du cube élémentaire, à la plaque trouée jusqu'à des pièces représentatives d'applications industrielles telles qu'un pied d'aube.

La Fig. 6 présente le cas d'une plaque trouée sous chargement de traction en fatigue orientée sens chaîne. Le diamètre du trou est égal à 6,35 mm et le rapport largeur de la plaque sur diamètre du trou est égal à 5. Le maillage, constitué de 20000ddl, et les conditions aux limites sont également reportés sur la Fig. 6. Un chargement de fatigue piloté en déplacement a été appliqué avec un rapport de charge égal à 0.05 avec une fréquence de 5 Hz. Afin de démontrer que l'approche actuelle pourrait être utilisée en bureau d'études, 10^4 cycles ont été simulés en 40 minutes, ce qui est très prometteur sans considérer aucune stratégie de calcul, *i.e.* l'ensemble des cycles a donc été simulé. L'évolution des dommages au cours des différents cycles semble pertinente et est représentative des faciès d'endommagement observés lors des premiers essais réalisés à l'Onera sur plaques perforées tissées 3D.

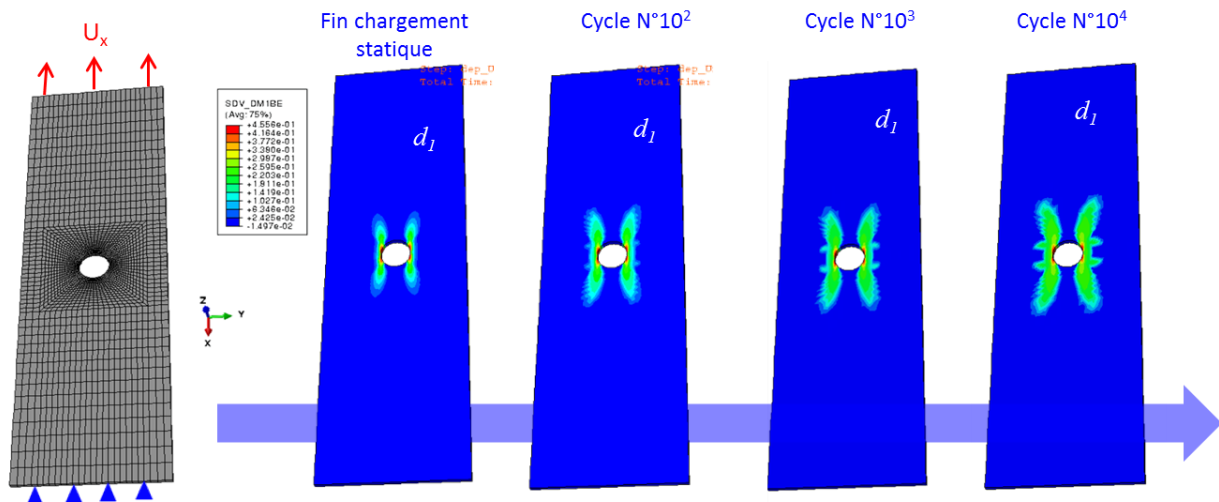


Fig. 6. Prédiction de l'évolution des endommagements au sein d'une plaque trouée sens chaîne sous sollicitation de fatigue à 5Hz piloté en déplacement avec $R_u=0,05$.

On notera de plus que des travaux sont en cours sur la proposition de méthodes de sauts de cycles avancées pour pouvoir appliquer des chargements de fatigue polycycliques sur structures composites représentatives de problématiques industrielles [16].

Conclusions/Perspectives

Une approche unifiée d'endommagement et de rupture pour les matériaux composites tissés 3D à matrice polymère a été proposée afin de prévoir la résistance et la durée de vie en fatigue de pièces composites soumises à des chargements complexes réels. En se basant sur le modèle d'endommagement statique existant ODM-CMO, une extension a été proposée pour estimer

l'évolution des endommagements en fatigue, en utilisant un formalisme incrémental afin d'être en mesure de décrire leur évolution pour de chargements cycliques mais aussi pour des chargements spectraux complexes, représentatifs de ceux rencontrés dans des pièces composites réelles.

Un protocole d'identification a été proposé et appliqué sur le matériau tissé 3D déséquilibré de l'étude. Les prévisions du modèle en termes d'évolution des endommagements et de durée de vie ont été comparées avec succès aux résultats d'essais disponibles. Le modèle a également été validé sur d'autres matériaux tissés 3D présentant d'autres ratios chaîne/trame. Enfin, cette approche a été implantée dans un code éléments finis commercial et appliquée à différentes structures de complexité croissante pour montrer son applicabilité en bureaux d'études. Les perspectives à ce travail consisteront à réaliser des comparaisons entre les prévisions de résistance et de durée de vie sur structures composites avec des résultats d'essais multi-instrumentés, actuellement réalisés à l'Onera.

Remerciements

Cette étude est menée dans le cadre du PRC MECACOMP, projet co-financé par la DGAC et le groupe Safran, piloté par Safran, et impliquant Safran, l'Onera et le CNRS. Les auteurs remercient la collaboration avec Safran Aircraft Engines.

Références

- [1] W. Van Paepegem and J. Degrieck, Fatigue degradation modelling of plain woven glass/epoxy composites, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 32 n°10, pp. 1433-1441, 2001.
- [2] C. Hochard, Y. Thollon, A generalized damage model for woven ply laminates under static and fatigue loading conditions, *International Journal of Fatigue*, Vol. 32 n°1, pp.158-165, 2010.
- [3] C. Rakotoarisoa. Prédiction de la durée de vie en fatigue des composites à matrice organique tissés interlock. *Thèse de doctorat de l'Université de Technologie de Compiègne*, 2014.
- [4] A. Thionnet, Prédiction d'endommagement sous chargements quasi-statiques et cycliques des structures composites stratifiées, *Thèse de doctorat de l'Université de Paris VI*, 1991.
- [5] T. Revest, Comportement en fatigue de pièces épaisses en matériaux composites, *Thèse de doctorat de l'École Nationale Supérieure des Mines de Paris*, 2011.
- [6] E. Duboquet, Vers une approche locale du phénomène de fatigue mécanique. Application aux matériaux et aux structures en composites à fibres continues, *Thèse de doctorat de l'Université de Bourgogne*, 2018.
- [7] D. Caous, Rôle de l'endommagement sur la durée de vie en fatigue des matériaux composites stratifiés: application au domaine éolien, *Thèse de doctorat de l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers*, 2017.
- [8] J. Lemaitre, R. Desmorat, M. Sauzay, Loi d'évolution de l'endommagement anisotrope, *Comptes Rendus de l'Académie des Sciences - Series IIB - Mechanics-Physics-Astronomy*, Vol. 327 n°12, pp. 1231-1236, 1999.
- [9] L. Angrand. Modèle d'endommagement incrémental en temps pour la prédiction de la durée de vie des composites tissés 3D en fatigue cyclique et en fatigue aléatoire. *Thèse de doctorat de l'Université Paris-Saclay*, 2016.
- [10] A. Hurmane, A. Mavel, P. Paulmier, F. Laurin. Combined experimental and modelling approaches for strength analysis of 3D woven composites: from elementary coupons to complex aeronautical structures, *Journal Aerospace Lab*, Vol. 12, pp. 1-11, 2016.
- [11] R. Desmorat, L. Angrand, P. Gaborit, M. Kaminski, C. Rakotoarisoa, On the introduction of a mean stress in kinetic damage evolution laws for fatigue, *International Journal of Fatigue*, Vol. 77, pp. 141-153, 2015.
- [12] J. Schneider. Mécanismes d'endommagement dans les composites multicouches à renforts interlock. *Thèse de doctorat de l'Université de Technologie de Compiègne*, 2011.
- [13] J. Henry. Etude et analyse des mécanismes d'endommagements en fatigue des composites à renforts tissus interlocks. *Thèse de doctorat de l'Université de Technologie de Compiègne*, 2013.
- [14] G. Eyer. Rupture des matériaux composites en compression sens fibre. Analyse de l'effet de l'endommagement. *Thèse de doctorat de l'Université d'Aix-Marseille*, 2015.
- [15] L. Müller, J.-M. Roche, A. Hurmane, C. Peyrac et L. Gornet. Accelerated estimation of fatigue performances of thermoplastic composite materials by self-heating monitoring. *18th European Conference on Composite Materials*, Athènes - Grèce, 24-28 Juin 2018.
- [16] O. Sally, F. Laurin, C. Julien, R. Desmorat, F. Bouillon, Estimation de la rigidité résiduelle d'une structure composite oxyde/oxyde sollicitée en fatigue, *21^{ème} journées nationales des composites*, Bordeaux, 1-3 Juillet 2019.