

**GRUPPO ITALIANO FRATTURA (IGF)
V CONVEGNO NAZIONALE
TRENTO, 8-9 GIUGNO 1989**

CEDIMENTO, DANNO E FRATTURA NEI LAMINATI IN COMPOSITO

A. Corvi

Dipartimento di Meccanica - Università di Ancona
via delle Breccie Bianche - 60131 ANCONA

S. Reale e D. Vangi

Dipartimento di Meccanica e Tecnologie Industriali - Università di Firenze
via di S. Marta, 3 - 50139 FIRENZE

SOMMARIO

Gli aspetti del danno nei materiali compositi si presentano sempre estremamente articolati e le descrizioni dei diversi, e spesso interconnessi micromeccanismi rendono difficile una comprensione globale o facilmente generalizzabile del fenomeno.

Non è quindi sempre disponibile al progettista, e all'utilizzatore finale del prodotto, uno strumento semplice, magari grossolano, ma comunque efficiente per individuare, anche se in termini di larga massima, l'evoluzione del danneggiamento in un laminato in materiale composito e per prevedere la vita residua del componente.

L'attività svolta intende dare un contributo in tale ultima direzione.

In particolare nella memoria vengono descritti i meccanismi del danno nei compositi analizzandone gli aspetti più rilevanti. Viene inoltre descritto un modello semplificato di valutazione dell'evoluzione del danno nei laminati che permette di ottenere una procedura basata sulla conoscenza delle caratteristiche elastiche e dei limiti a rottura delle lamine costituenti il laminato.

Sono riportati inoltre alcuni risultati sperimentali conseguiti nel corso delle prove di trazione su laminati in vetro-poliestere. Tali risultati mostrano la attendibilità dei modelli considerati.

Le prove sono state monitorate utilizzando tecniche di Controllo non Distruttivo (Ultrasuoni ed Emissione Acustica).

IL CONCETTO DI DANNO

Si intende, in termini generali, che un prodotto è danneggiato quando non svolge più nel modo ottimale le prestazioni per le quali è stato progettato. Ciò significa che una struttura deve essere idonea a sopportare i carichi di lavoro, nelle condizioni ambientali di esercizio, per

tutta la sua vita. Punto finale dell'evoluzione del danno in una struttura è il suo cedimento ed eventuale frattura.

Per quelle funzioni per le quali il materiale svolge un ruolo determinante, il danno del materiale si può definire come il più o meno graduale deterioramento dovuto all'apparizione e allo sviluppo di microcricche e/o microvuoti. La meccanica del danno consiste quindi nella modellizzazione di tali fenomeni in termini di comportamento strutturale. Essa è espressa attraverso modelli costitutivi del materiale che, se inclusi nella analisi strutturale, permettono di descrivere e prevedere il cedimento di una struttura e, più generalmente, di stimare il suo stato di danno relativamente a una o diverse modalità di collasso. Un modello di danno utilizzabile per progettare contro il collasso deve contenere sia relazioni che leghino lo stato di tensione e deformazione allo stato di danno che leggi di crescita del danno e criteri di collasso, esprimibili attraverso variabili di stato interne.

Nel caso dei materiali compositi, l'eterogeneità e l'anisotropia intrinseche, rendono multiforme lo sviluppo del danno e quindi complessa e articolata qualsiasi modellistica per la sua descrizione. La difficoltà principale è dovuta al fatto che i modi di danno sono molteplici e interagiscono tra loro rendendo ogni attività volta alla loro individuazione sperimentale molto problematica.

Al fine comunque di analizzare il danno, è possibile descrivere, per una larga classe di materiali compositi, il fenomeno attraverso successioni di meccanismi prevalenti di danno. Una descrizione schematizzata dello sviluppo del danno in un laminato in composito è mostrata in fig. 1 dove cinque fasi di danno tra loro distinguibili sono riportate in ordine di apparizione.

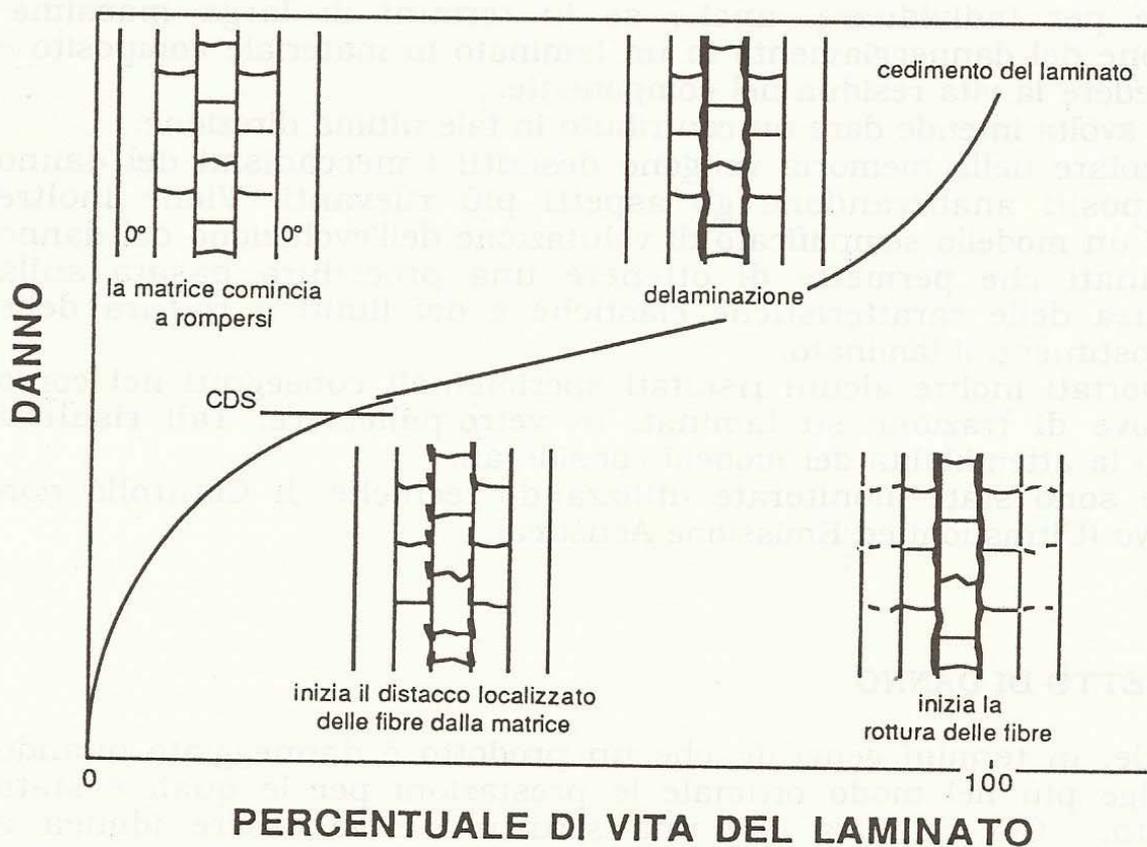


fig. 1 - Fasi di sviluppo del danno

Nella prima fase si rompe la matrice lungo le fibre negli strati le cui fibre sono orientate in direzioni diverse da quella del carico. Questo meccanismo è chiamato fessurazione primaria della matrice ed è evidenziato da una serie di fratture parallele, sugli strati inclinati rispetto alla direzione del carico, profonde per tutta la larghezza del provino. Il numero delle fessure aumenta monotonicamente con il carico e tende a raggiungere un livello di saturazione che risulta essere una caratteristica del laminato e prende il nome di Stato Caratteristico di Danno (CDS). Il suo raggiungimento indica la fine della fase di frattura interlaminare.

Successivamente si verificano fessure trasversali a quelle primarie. Queste fessure secondarie provocano l'inizio della frattura intralaminare, inizialmente in zone limitate e distribuite nei piani intralaminari, in seguito in modo più diffuso. Lo sviluppo successivo del danno è invece fortemente localizzato, ha una crescita instabile e coinvolge la rottura delle fibre disposte nella direzione del carico e sfocia nel collasso del laminato.

Inoltre, non evidenziati in questo schema, possono verificarsi altri modi di danno osservabili prima del collasso del laminato. Il più comune danno delle fibre è l'interruzione della loro continuità: poiché è impossibile ottenere lamine costituite da fibre senza alcuna interruzione si assume che già all'inizio della vita del composito siano presenti interruzioni delle fibre disposte statisticamente in modo distribuito (fig. 2).

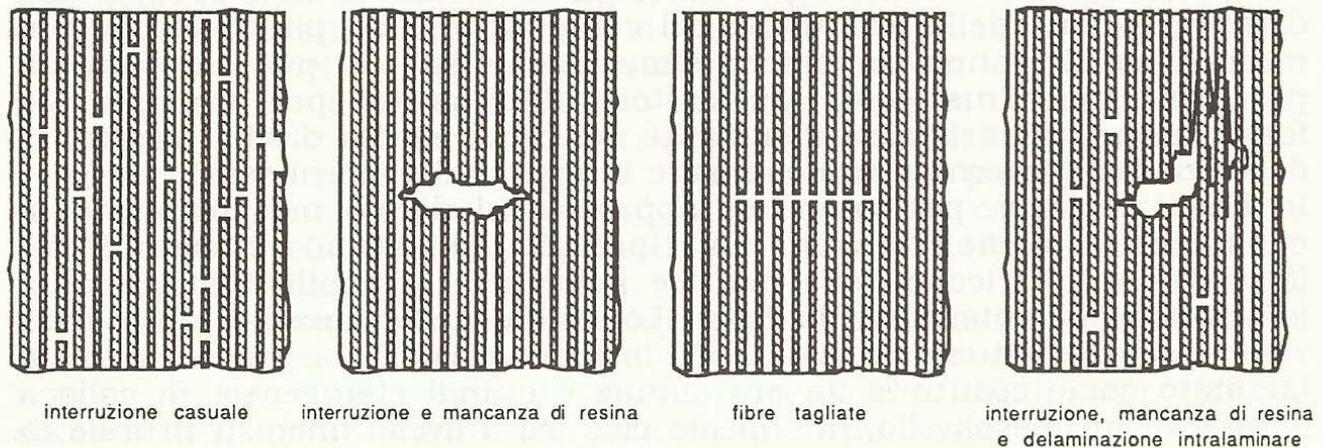


fig. 2 - Danno per interruzione delle fibre

Nel corso poi della vita del componente, altre fibre si possono rompere a causa di sovratensioni molto localizzate dovute principalmente a differenze tra il tensionamento iniziale di fibre continue. La non costanza del tensionamento provoca anche una mancanza di allineamento delle fibre; una volta sottoposte a carico, le fibre tendono a riallinearsi inducendo stati di tensione di compressione e di trazione sulla matrice (fig. 3) che possono provocare, oltre naturalmente a una diminuzione locale delle proprietà della lamina, la rottura della fibre stesse e il distacco tra fibra e matrice. Le fibre possono essere inoltre distribuite in modo non uniforme (fig. 4) nel volume del composito provocando, una volta sottoposte a carico, sollecitazioni di taglio intralaminare. Nella matrice si possono invece trovare porosità (fig. 5) dovute sia alla presenza di bolle d'aria rimaste nel corso della stratificazione, sia ai gas che si sviluppano nel corso della polimerizzazione della resina. Si trovano anche

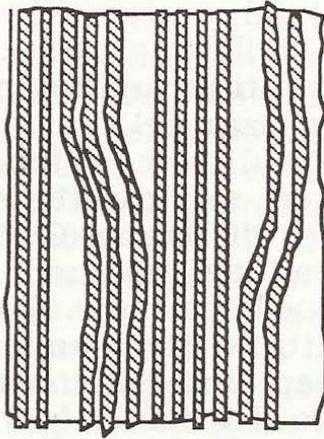


fig. 3 - Danno per non allineamento delle fibre

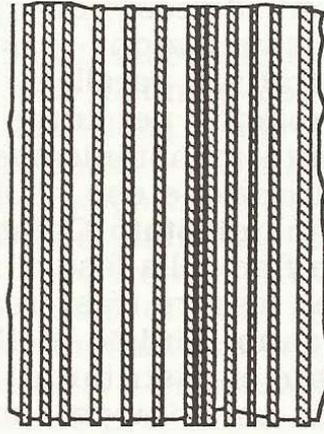


fig. 4 - Danno per distribuzione non uniforme delle fibre

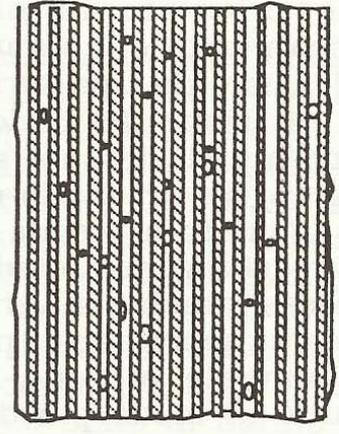


fig. 5 - Danno per porosità della matrice

fratture nella resina dovute a tensioni residue indotte dal ritiro della resina nel corso della polimerizzazione. Per gli stessi motivi si possono generare anche delaminazioni. Una impregnazione non accurata può provocare inoltre scarsa adesione tra le fibre e la matrice.

E' importante notare che ogni meccanismo di danno non occupa una distinta regione della vita totale del componente, ma piuttosto che più meccanismi di danno compaiono simultaneamente. Si può però parlare per ogni meccanismo di un settore dominante; per esempio, la fessurazione primaria sarà dominante nel primo stadio di vita, mentre la delaminazione interna sarà dominante in uno stadio intermedio.

In linea generale, per un primo approccio al danno nei compositi, si considerano come rilevanti la tipologia di danno intralaminare (formazione di cricche nella matrice nella fase) e quella interlaminare (delaminazione interna nella fase). Lo studio dell'evoluzione del danno viene quindi effettuato considerando la lamina come omogenea mentre il laminato come costituito da più lamine e quindi eterogeneo. Si colloca quindi ad un mesolivello, intermedio cioè tra il livello microstrutturale in cui si distinguono i componenti fibra e matrice e loro dimensioni e interazioni considerando il materiale eterogeneo e il livello macrostrutturale per il quale si considera il materiale in termini di lamina e laminato come omogeneo e anisotropo.

MODELLI DI DANNO NEI LAMINATI IN MATERIALE COMPOSITO

I modelli di danno potenzialmente utilizzabili in fase di caratterizzazione e progettazione fanno riferimento ai concetti della meccanica del danno (continuum damage mechanics) esprimendo la formazione e la crescita di microcricche attraverso variabili interne di stato nelle equazioni costitutive. Tali modelli sono pertanto di tipo fenomenologico in quanto prendono in considerazione soltanto gli effetti globali della microcricatura e non gli effetti di ogni singolo difetto.

Bisogna comunque tenere conto che i meccanismi di danno presi in considerazione hanno orientazioni preferenziali diverse (la fessurazione

primaria è localizzata in piani paralleli alle fibre, la fessurazione secondaria in piani paralleli alle interfacce delle lamine). Pertanto variabili scalari non bastano alla caratterizzazione del danno ma saranno necessarie variabili vettoriali o variabili tensoriali nel caso non si vogliano trascurare le interazioni. Inoltre è necessario considerare che, mentre la fessurazione nella matrice è causata dall'applicazione del carico, la fessurazione interlaminare è causata dallo stato di tensione triassiale che si instaura all'apice delle cricche.

In letteratura sono proposti differenti modelli di danno che esprimono le variabili di stato (caratteristiche elastiche del materiale) in funzione del livello di danno. E' comune alla maggior parte dei modelli la distinzione tra una analisi per il danno intralaminare e quello interlaminare. Nei due casi i modelli forniscono relazioni tra le entità delle caratteristiche elastiche del materiale danneggiato e il livello di danno. Alcuni autori propongono anche modelli di evoluzione del danno. Tali modelli comunque richiedono la determinazione sperimentale di alcuni parametri attraverso prove specifiche di danno.

In particolare, Talreja ha proposto un modello, attraverso una analisi termodinamica del fenomeno, in cui nelle equazioni costitutive compaiono le variabili interne relative allo stato danneggiato. Questo modello permette, in funzione di diciotto costanti fenomenologiche caratteristiche del laminato composito danneggiato e delle componenti del vettore di danno, di scrivere la matrice di rigidezza del materiale danneggiato. Per la completa formulazione del modello si rimanda ai riferimenti bibliografici.

Per la gestione del modello è necessario, in una prima fase, caratterizzare il danno in una situazione valutando sperimentalmente il vettore di danno attraverso rilievi di densità di cricche e valori delle caratteristiche elastiche del materiale danneggiato. Da tali rilievi si possono ricavare le costanti fenomenologiche. Successivamente, note le costanti, è possibile conoscere il livello di danno attraverso la misura delle variazioni delle caratteristiche elastiche e viceversa.

Da quanto esposto, si può rilevare come l'applicazione del modello richieda un notevole sforzo sperimentale (la misura del danno si presenta non semplice e necessita di attrezzature sperimentali non sempre disponibili in ogni laboratorio). Inoltre la caratterizzazione deve essere effettuata su ogni laminato, quindi cambiando la stratificazione, anche mantenendo lo stesso materiale, è necessario ripeterla.

Ai fini dell'applicazione strutturale risulta essenziale avere a disposizione una legge di evoluzione del danno per potere effettuare stime di vita residua. Anche se alcuni autori hanno proposto modelli evolutivi del danno, al momento non risultano sufficientemente validati e quindi non risultano essere affidabilmente utilizzabili. Pertanto, il modello di Talreja, così come altri modelli riportati in letteratura, non consente al momento di effettuare valutazioni ingegneristiche di danno su strutture.

Allo scopo di rendere disponibile al progettista, e all'utilizzatore finale del prodotto, può essere necessario uno strumento semplice, magari grossolano, ma comunque efficiente per individuare l'evoluzione del danno in un laminato in materiale composito o comunque poter estendere in modo cautelativo il campo di utilizzo della struttura individuando una zona di possibile impiego anche se in condizioni di presenza di danno. A tal fine, sono stati proposti modelli basati sull'uso esteso delle ipotesi di rottura. Nel corso della presente attività è stato sviluppato e verificato un

modello basato sull'estensione dell'ipotesi di rottura di lamine trasversalmente isotrope di Tsai-Hill generalmente usata in fase di progetto.

Osservazioni sperimentali preliminari hanno mostrato come, in un laminato, lamine orientate in modo diverso siano soggette a modi di danno diversi. In modo abbastanza schematico, si può dire che il comportamento globale di un laminato caratterizzato da un certo modo di danno in una certa fase, è condizionato in larga misura dal comportamento di quelle lamine prevalentemente interessate a quel danno.

L'incremento di danno può essere visto come sequenza di successivi cedimenti di lamine e quindi come cessazione (totale o parziale) del loro contributo al comportamento strutturale del laminato.

La prima fase è quindi quella della valutazione della distribuzione dello stato di tensione in ogni lamina del laminato sottoposto a carico. Questa può essere valutata attraverso la Classica Teoria della Laminazione (CLT).

Con le ipotesi della CLT, i carichi specifici e i momenti specifici (per unità di larghezza agenti sul laminato) si possono ottenere dagli integrali delle tensioni e dei momenti delle tensioni agenti sulle lamine, valutati sullo spessore totale delle laminato.

$$N_i = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_i dz$$

$$M_i = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_i z dz$$

(i = x, y, xy) (1)

Si può dimostrare che:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^\circ \\ \varepsilon_y^\circ \\ \gamma_{xy}^\circ \end{Bmatrix} + \begin{vmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^\circ \\ \varepsilon_y^\circ \\ \gamma_{xy}^\circ \end{Bmatrix} + \begin{vmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix}$$

(2)

dove $\varepsilon_x^\circ, \varepsilon_y^\circ, \gamma_{xy}^\circ, k_x, k_y, k_{xy}$, sono le deformazioni e le curvature del piano medio del laminato. La sottomatrice $|A|$ è la matrice di rigidezza per sollecitazioni di trazione nel laminato, la sottomatrice $|D|$ è quella di rigidezza flessionale e la sottomatrice $|B|$ è la matrice di rigidezza di accoppiamento e tiene conto sia delle caratteristiche di trazione che di quelle di flessione del laminato.

Invertendo la (2) si ha:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^{\circ} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \mathbf{k} \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} \mathbf{A}' & : & \mathbf{B}' \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \mathbf{B}' & : & \mathbf{D}' \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

Questo sistema di equazioni permette, note le caratteristiche elastiche del laminato e le condizioni di carico cui è soggetto, di valutare lo stato di deformazione del piano medio del laminato.

Avendo ipotizzato con la CLT un andamento lineare delle deformazioni attraverso lo spessore, mediante le

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{\circ} \\ \varepsilon_y^{\circ} \\ \gamma_{xy}^{\circ} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

può essere valutato lo stato di deformazione nel laminato ad una distanza z dal piano medio (fig. 6). Noto lo stato di deformazione in una lamina e note le caratteristiche elastiche della stessa, è possibile valutare il suo stato di tensione riferito alle direzioni del laminato risolvendo il sistema di equazioni:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = |\mathbf{Q}^*| \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

Ottenuto poi lo stato di tensione nelle direzioni di ortotropia della lamina, la formulazione del criterio di rottura di Tsai-Hill si presta bene a descrivere il cedimento di una lamina in funzione del suo stato di tensione e dei suoi carichi di rottura R (fig. 7):

$$\frac{\sigma_1^2}{R_1^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{R_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{R_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{R_{12}^2} \leq 1 \quad (6)$$

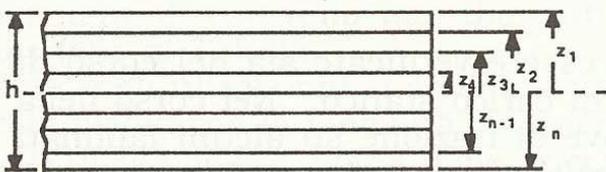


fig. 6 - Schema di un laminato

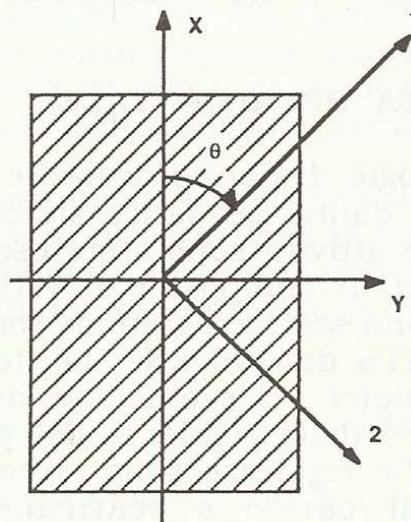


fig. 7 - Direzioni principali di una lamina

E' possibile quindi calcolare un "fattore di utilizzazione della lamina" (FUL) che ne indica il grado di sfruttamento e che se raggiunge l'unità individua la condizione di collasso della lamina stessa. Tale fattore ha la seguente espressione:

$$FUL = \sqrt{\frac{\sigma_{1med}^2}{R_1^2} - \frac{\sigma_{1med} \sigma_{2med}}{R_1^2} + \frac{\sigma_{2med}^2}{R_2^2} + \frac{\tau_{12med}^2}{R_{12}^2}} \quad (7)$$

dove il pedice med indica il valore medio della tensione che agisce sulla lamina.

Facendo crescere il carico si può individuare il livello a cui la prima lamina collassa; a questo punto si può considerare che cessi, del tutto o in parte, il contributo strutturale di tale lamina al laminato e percorrere nuovamente l'iter descritto considerando un nuovo laminato che non contiene la lamina che ha collassato. Il procedimento può essere percorso fino a quando non collassi l'ultima lamina del laminato e possono essere individuati approssimativamente (in corrispondenza del raggiungimento della condizione FUL=1) i carichi e le deformazioni a cui avvengono i cedimenti delle lamine e quindi l'incremento progressivo di danno.

Il punto cruciale di tale procedura per la valutazione dell'evoluzione del danno è la simulazione delle singole fasi di collasso: è necessario tenere conto infatti che il cedimento della lamina è generalmente progressivo e diffuso e che, quando si è raggiunto il livello di saturazione delle cricche, la lamina, anche se non contribuisce alle proprietà strutturali del laminato nella direzione del carico, continua a contribuire nelle altre direzioni.

Una simulazione, in termini di macromeccanica, dell'evoluzione del danno di questo tipo risulta gestibile senza una specifica attività sperimentale di supporto e con modelli di calcolo disponibili per l'utente di materiali compositi. Considerando grandezze globali del materiale, la tecnica non può però tenere direttamente conto dei fenomeni di danno descrivibili in modo corretto in termini di micromeccanica o di meso-livello. Anche se in via indiretta, può consentire comunque di effettuare una stima di massima dei valori delle funzioni di stato che i modelli di danno considerano come riferimento.

ATTIVITA' SPERIMENTALE

Le tipologie di danno descritte possono essere verificate sia nel corso di prove di danno per fatica sia con prove di carico statico. Nel corso della presente attività sono state eseguite prove di trazione su alcuni laminati realizzati in composito di vetro unidirezionale e resina poliestere. Le prove sono state eseguite in controllo di spostamento con un macchina di prova MTS da 100 kN. Le deformazioni sono state misurate mediante estensimetri. L'evoluzione del danno è stata valutata attraverso le variazioni della rigidità dei provini nella direzione di applicazione del carico. Le rigidità sono state misurate interrompendo la prova a vari livelli di carico e scaricando parzialmente il provino (unloading compliance).

Il danno è stato inoltre seguito e monitorato con l'uso della tecnica dell'Emissione Acustica e con quella degli Ultrasuoni. E' stato ritenuto di

interesse utilizzare anche tali tecniche in quanto oggi è sempre più sentita, da parte di produttori e utilizzatori di componenti e strutture in composito, l'esigenza di procedure di verifica del livello di danno raggiunto e di valutazione della vita residua. In questa ottica, le tecniche di indagine prese in considerazione nel corso dello sviluppo della presente attività si pongono come possibili strumenti per il monitoraggio (AE) e la verifica (ultrasuoni) (fig. 8).

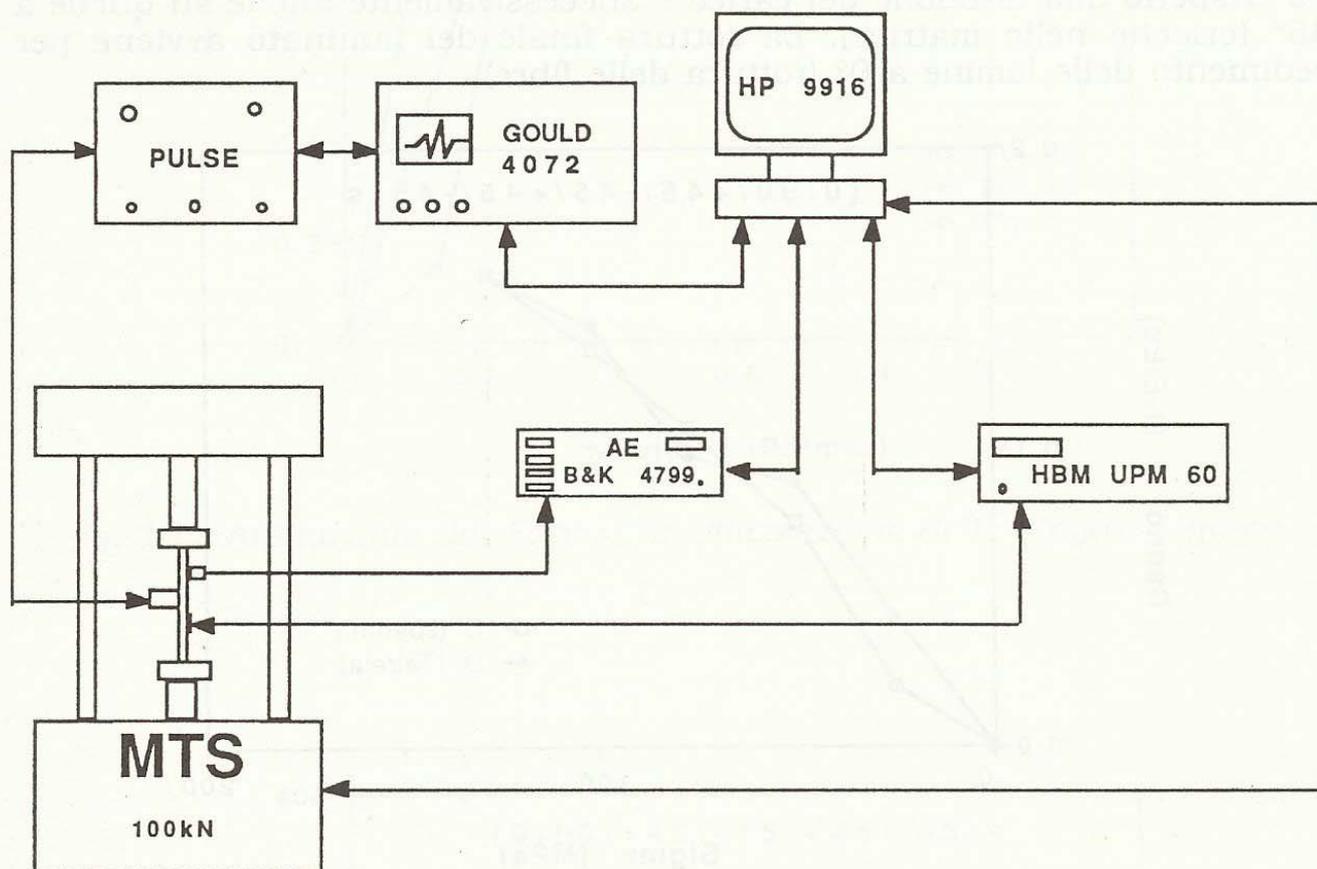


fig. 8 - Schema dell'apparato sperimentale

Nel corso delle prove inoltre, con un microscopio stereoscopico sono state valutate le densità delle cricche trasversali. Dalla densità delle cricche e dalla rigidità del provino si è potuto quindi confrontare l'andamento del danno valutato attraverso la variazione di rigidità e le tecniche di controllo non distruttivo con quello descrivibile attraverso il modello di Talreja.

L'AE e gli ultrasuoni si sono mostrati validi strumenti per seguire il danno e individuarne le modalità prevalenti. Le misure di variazione di rigidità e il rilievo della densità delle cricche sono risultate in buona correlazione con il modello di Talreja. La fig. 9 mostra l'andamento del danno valutato come

$$D = 1 - E/E_0 \quad (8)$$

sia secondo il modello di Talreja che sperimentalmente con le misure di rigidità.

I dati sperimentali ottenuti sono stati utilizzati per un confronto fra comportamento globale del laminato e quanto descrivibile utilizzando la

CLT e l'ipotesi di rottura di Tsai-Hill applicata in modo diretto senza particolari ipotesi aggiuntive o accorgimenti specifici.

In fig. 10 sono mostrati gli andamenti dei FUL delle lamine del laminato, singolarmente considerate, al variare del carico globale agente sul laminato normalizzato rispetto al carico calcolato di rottura del laminato. Si può rilevare come per il laminato in esame, i primi periodi di vita si possano considerare dominati dal danno prima sulle lamine orientate a 90° rispetto alla direzione del carico e successivamente anche su quelle a 45° (cricche nella matrice). La rottura finale del laminato avviene per cedimento delle lamine a 0° (rottura delle fibre).

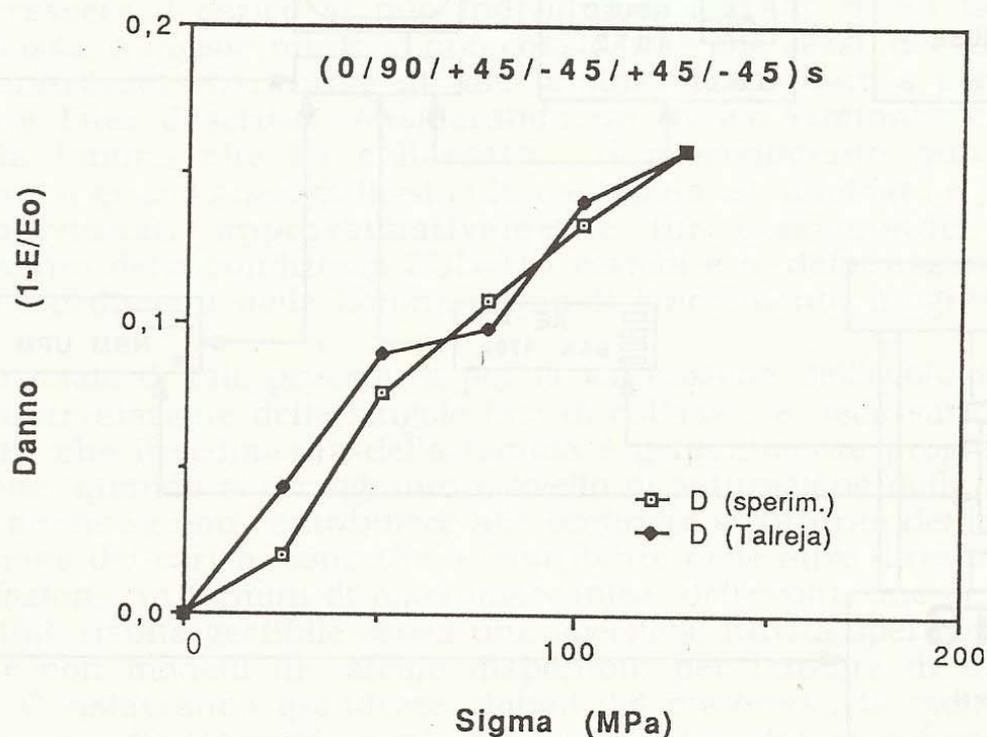


fig. 9 - Danno valutato sperimentalmente e secondo il modello di Talreja

Confrontando invece gli andamenti tensione-deformazione nel laminato sperimentale e calcolato attraverso il modello semplificato (fig. 11), si può rilevare come nel primo tratto, corrispondente alla situazione di laminato non ancora influenzato dal danno, il modello sia in grado di descrivere e prevedere il comportamento strutturale e come successivamente il modello sia fortemente cautelativo sia in termini di tensione che di deformazione.

I risultati ottenuti consentono alcune osservazioni sulla utilizzazione del modello in fase di progetto. In termini qualitativi il modello consente di individuare le fasi e le successioni di danno di individuare le lamine prevalentemente interessate. In termini più quantitativi, permette di estendere in modo significativo l'entità dei carichi applicabili al laminato, anche se danneggiato, mantenendo, per l'intrinseca conservatività del metodo, un grado di sicurezza accettabile compatibilmente con l'utilizzazione della struttura.

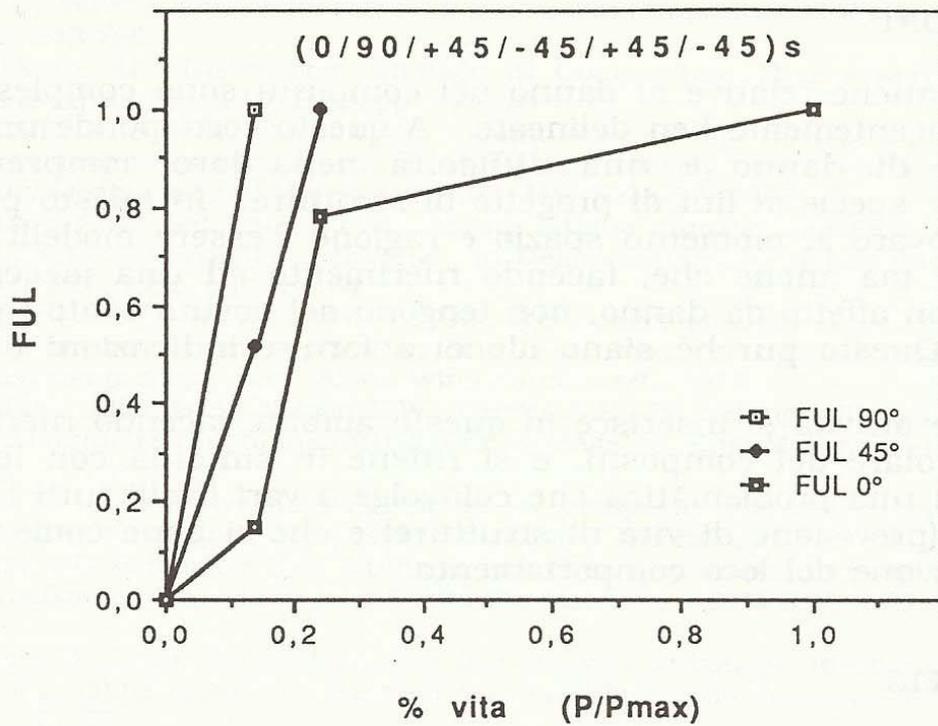


fig. 10 - Andamento del Fattore di Utilizzazione delle singole Lamine

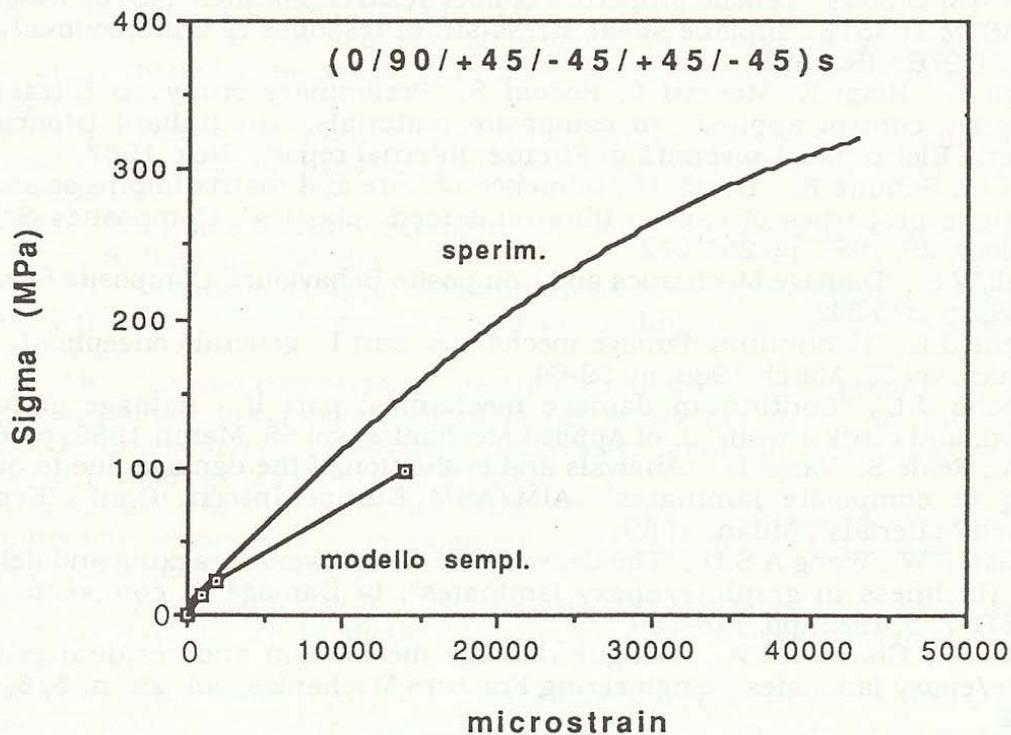


fig. 11 - Confronto tra l'andamento tensione-deformazione sperimentale e l'andamento valutato con il modello semplificato

CONCLUSIONI

Le problematiche relative al danno nei compositi sono complesse e non ancora sufficientemente ben delineate. A questo corrisponde una varietà di modelli di danno e una difficoltà nella loro comprensione e utilizzazione specie ai fini di progetto di strutture. In questo panorama, possono trovare al momento spazio e ragione d'essere modelli non solo semplificati ma anche che, facendo riferimento ad una meccanica del continuo non affetto da danno, non tengono nel dovuto conto i parametri di danno. Questo purché siano idonei a fornire indicazioni utili per il progettista.

La presente attività si inserisce in questo ambito, facendo riferimento al caso particolare dei compositi, e si ritiene in sintonia con le linee di tendenza di una problematica che coinvolge a vari livelli tutti i materiali strutturali (previsione di vita di strutture) e che si pone come trainante nella definizione del loro comportamento.

BIBLIOGRAFIA

1. Allen D.H, Harris C.E, Groves S.E. "A thermomechanical constitutive theory for elastic composites with distributed damage". *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 23, n.9 (1987), pp. 1301-1319
2. Allen D.H, Harris C.E, Groves S.E. "Damage Modeling in Laminated Composites", IUTAM/ICM Symp. Yielding, Damage and Failure of Anisotropic Solids, Grenoble (France), 1987
3. Allix, O., et alii, "Damage Mechanics for Composite Laminates Under Complex Loading", IUTAM/ICM Symp. Yielding, Damage and Failure of Anisotropic Solids, Grenoble (France), 1987
4. ANSI/ASTM D 3039 "Tensile properties of fiber-resin composites" (1976), (R. 1982)
5. ANSI/ASTM D 3518 "Inplane shear stress-strain response of unidirectional reinforced plastics" (1976), (R. 1982)
6. Barbagli P, Biagi E, Masotti L, Rocchi S. "Preliminary study on Ultrasonic Non-Destructive control applied to composite materials". (In Italian) Dipartimento di Ingegneria Elettronica Università di Firenze, internal report, Nov. 1987
7. Baron Ch., Schulte K., Harig H., "Influence of fibre and matrix failure strain on static and fatigue properties of carbon fibre-reinforced plastics", *Composites Science and Technology*, 29, 1987, pp 257-272
8. Carswell W.S., "Damage Mechanics and Composite Behaviour", *Composite Structures*, n. 10, 1988, pp. 335-342
9. Chaboche J.L., "Continuum damage mechanics: part I - general concepts" *J. of Applied Mechanics*, vol 55, March 1988, pp 59-64
10. Chaboche J.L., "Continuum damage mechanics: part II - damage growth, crack initiation, and crack growth" *J. of Applied Mechanics*, vol 55, March 1988, pp 65-72
11. Corvi A., Reale S., Vangi D., "Analysis and evaluation of the damage due to quasi-static loading in composite laminates", AIM/ASM Europe Intern. Conf. "Evolution of Advanced Materials", Milan, 1989.
12. Crossman F.W., Wang A.S.D., "The dependence of transverse cracking and delamination on ply thickness in graphite/epoxy laminates", in *Damage in composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp. 118-139
13. Daniel I.M., Charewicz A., "Fatigue damage mechanism and residual properties of graphite/epoxy laminates", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 25, n. 5/6, 1986, pp. 793-808
14. Dvorak G.J., Laws N., Hejazi M., "Analysis of progressive matrix cracking in composite laminates -I. Thermoelastic properties of unidirectional composite with cracks", *Journ. of Composite Materials*, 18 (1985).
15. Dvorak G.J., Laws N., "Analysis of progressive matrix cracking in composite laminates - II. First ply failure", *Jorn. of Composite Materials*, 21 (1987), pp. 309-329

16. Fong J.T., "What is fatigue damage?", in *Damage in composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp. 243-266
17. Fratzliskonis G. "Distributed Damage in Composites, Theory and Verification", *Composite Structures*, n.10, 1988, pp. 165-184
18. Groves S.E., Allen D.H., Harris C.E., "A cumulative damage model for continuous fiber composite laminates with matrix cracking and interply delaminations", Texas A&M University Mechanics and Materials Centre, MM-5023-87, 1987
19. Gustafson C.G., Selden R.B., "Monitoring fatigue damage in CFRP using acoustic emission and radiographic techniques", in *Delamination and debonding of materials*, ASTM STP 876, 1985, pp 448-464
20. Harris C.E., Allen D.H., Nottorf E.W., "Damage-induced changes in the Poisson's ratio of cross-ply laminates: an application of a continuum damage mechanics model for laminated composites", *proc. ASME Winter ann. meet.*, 1987.
21. Harris C.E., Allen D.H., Nottorf E.W., Groves S.E., "Modelling stiffness loss in quasi-isotropic laminates due to microstructural damage", *J. Eng. Materials and Technology*, 1988
22. Hashin Z, "Cumulative damage theory for composite materials: residual life and residual strength methods", *Composites Science and Technology* 23 (1989), pp. 1-19
23. Highsmith A.L, Reifsnider K.L. "Stiffness reduction mechanism in composite laminate" In K.L.Reifsnider (Ed.), *Damage in Composite materials*, ASTM STP, 775, 1982, pp.103-117
24. Jamison R.D, et alii, "Characterization and analysis of damage mechanism in tension-fatigue of graphite-epoxy" In *Effects of defects in composite materials* ASTM-STP, 836, 1984, pp. 21-55
25. Jamison R.D., "On the interrelationship between fiber fracture and ply cracking in graphite/epoxy laminates", in *Composite materials: fatigue and fracture*, ASTM STP 907, 1986, pp 252-273
26. Jamison R.D., "The role of microdamage in tensile failure of garphite/epoxy laminates", *Composites Science and Thecnology* 24 (1985), pp 83-99
27. Kriz R.D., Stinchomb W.W., "Effects of moisture, residual thermal curing stresses, and mechanical load on the damage development in quasi- isotropic laminataea", in *Damage in composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp. 63 - 80
28. Lene F. "Damage constitutive relations for composite materials", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 25, n. 5/6, 1986, pp. 713-728
29. Mohan R, Prathap G. "An Acoustic Emission Energy Analysis and its use to study damage in Laminated Composites" *Journal of Non-Destructive Evaluation*, vol.1, n. 4, 1980, pp 225-232
30. Nahas M.N. "Survey of Failure and Post-Failure Theories of Laminated Fiber-Reinforced Composites" *Journal of Composites Technology & Research*, Vol. 8, n. 4, 1986, pp. 138-153
31. Nahas M.N. "Yeld and Ultimate Strengths of Fibre Composite Laminates", *Composite Structures*, n. 6, 1986, pp. 283-294
32. O'Brien T.K., "Analysis of local delaminations and their influence on composite laminate behavior", in *Delamination and debonding of materials*, ASTM STP 876, 1985, pp 282-297
33. O'Brien T.K., "Characterization of delamination onset and growth in composite laminate", in *Damage in composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp. 140 - 167
34. Ochoa O.O., Engblom J.J., "Analysis of progressive failure in composites", *Composites Science and Thecnology*, 28 (1987), pp 87-102
35. Poursatirip A., Ashby M.F., Beaumont P.W.R., "The fatigue damage mechanics of a carbon fibre composite laminate: I - development of the model", *Composites Science and Thecnology* , 25 (1986), pp 193-218
36. Poursatirip A., Beaumont P.W.R., "The fatigue damage mechanics of a carbon fibre composite laminate: II - life prediction", *Composites Science and Thecnology*, 25 (1986), pp 283-299
37. Reifsnider K.L., Stinchomb W.W., "A critical element model of the residual strength and life of fatigue loaded composite coupons", in *Composite materials: fatigue and fracture*, ASTM STP 907, 1986, pp 293-313
38. Rotem A., "Fracture modes identification of composite materials by acustic emission analysis", *Composites Thecnology Rewiev*, vol 6, n.4, Winter 1984, pp 145 - 158

39. Smith R.F, Doig P. "A microcomputer control system for simple specimens fracture toughness testing using the elastic unloading compliance technique". Engineering Fracture Mechanics vol. 22 n.4 (1985), pp 533-545
40. Steif P.S., "Stiffness reduction due to fiber breakage", J. Composite Materials, 17 (1984), pp 153-172
41. Stinchomb W.W. "Non Destructive Evaluation of Damage Accumulation Process in Composite Laminates" Composite Science and Technology 25 (1986), pp 103-118
42. Talreja R. "Damage mechanics of composite materials" The Danish Center for Applied Mathematics and Mechanics, Report S 32, May 1986
43. Talreja R. "Internal Variable Damage Mechanics of Composite Materials", IUTAM/ICM Symp. Yielding, Damage and Failure of Anisotropic Solids, Grenoble (France), 1987
44. Talreja R. "Stiffness properties of composite laminates with matrix cracking and interior delamination" Engineering Fracture Mechanics, vol. 25, n. 5/6, 1986, pp. 751-762
45. Talreja R., " A conceptual framework for interpretation of fatigue damage mechanisms in composite materials", J. of Composites Technology & Research, vol 7 n. 1, 1985, , pp 25-29
46. Wang A.S.D., "Fracture mechanics of sublaminates cracks in composite materials", Composites technology review, vol 6, n.2, Summer 1984, pp 45-62
47. Wang A.S.D., Slomiana M., Bucinell R.R., "Delamination crack growth in composite laminates", in Delamination and debonding of materials, ASTM STP 876, 1985, pp 135-167
48. Whitworth H.A., "Modeling stiffness reduction of graphite/epoxy composite laminates", J. Composite Materials, 21 (1987), pp. 362-372