

疲労負荷を受ける CFRP 直交積層板の損傷挙動と寿命予測*

東郷 敬一郎^{*1}, 中川 修士^{*2}, 荒木 弘安^{*1}Damage Behavior and Life Prediction in CFRP Cross-Ply Laminates
under Fatigue LoadingKeiichiro TOHGO^{*3}, Shuji NAKAGAWA and Hiroyasu ARAKI^{*3} Department of Mechanical Engineering, Shizuoka University,
3-5-1 Johoku, Hamamatsu-shi, Shizuoka, 432-8561 Japan

This paper deals with fatigue damage and life prediction of CFRP cross-ply laminates. Fatigue tests are carried out on CFRP unidirectional and cross-ply laminates under the on-axis and off-axis directions. On the unidirectional laminate, fiber breakage and fiber peeling develop before the final fracture under on-axis fatigue, while the final fracture suddenly occurs by cracking along the fiber direction under off-axis fatigue. On the cross-ply laminates, ply-cracking in 90° plies and fiber-peeling in 0° plies develop under on-axis fatigue, while ply-cracking and delamination lead to the final fracture under off-axis fatigue. Based on the comparison of damage behavior and *S-N* curves between unidirectional and cross-ply laminates, possibility of fatigue life prediction of CFRP cross-ply laminates is discussed.

Key Words: Composite Material, CFRP Cross-Ply Laminate, Unidirectional Laminate, Fatigue, *S-N* Curve, Life Prediction

1. 緒 言

一方向強化プライからなる積層複合材料(積層板)では、静的負荷あるいは繰返し負荷の下で層内割れや層間はく離、繊維破断などの損傷が進行し、その損傷挙動および機械的特性は構成プライの変形・強度特性および積層板の積層構成に依存する。積層板の各層(プライ)に注目すると、繊維とマトリックスからなるミクロスケールの不均質性を有し、ミクロスケールの不均質性による損傷モードはマトリックス割れ、繊維破断、繊維-マトリックス界面はく離である。一方、積層板を均質な異方性体を積層したものとみなすと、積層構成はメゾスケールの不均質性とみなすことができる。このメゾスケールの不均質性に起因する損傷モードは層を貫通する層内割れ(Transverse cracking, Splitting)、層間はく離、繊維破断を伴う層破断である。Transverse cracking, Splitting はマトリックス割れ、繊維-マトリックス界面はく離による繊維方向に沿った割れであるので、本論文では層内割れ(Ply-cracking)と呼ぶことにする。積層板の機械的特性には、このメゾスケールの損傷モードが、ミクロスケールの損傷モードよりも大きな影響を持つことから積層

板の層内割れ損傷および層間はく離に関する研究が多く行われている^{(1)~(17)}。

積層板の繰返し荷重下での損傷、破壊挙動の解明は応用上重要な課題である。まず、繰返し荷重下の一方向積層板においては、損傷・破壊挙動は負荷方向に依存し、繊維方向(主軸方向)の負荷では繊維破断、斜め方向(非主軸方向)の負荷ではマトリックス割れあるいは繊維-マトリックス界面はく離により破断する。一方向積層板の疲労強度に関しては、疲労強度の負荷方向依存性をいかに説明するかという観点から行われている^{(18)~(20)}。

繰返し荷重下の多方向積層板においては、層内割れ、層間はく離の損傷が繰返し数の増加とともに進行し、最終破断にいたり、これらの損傷挙動は、負荷レベル、負荷モードに依存する。直交積層板および斜交積層板に関して、層内割れ損傷の発生、進行、飽和についての実験および予測モデルの開発が行われている^{(12)~(14)}。また、多方向積層板の疲労による最終破断の予測に関しては、応力繰返しによる残留強度の低下あるいは剛性低下に基づく損傷力学的手法によるモデルが提案されている^{(15)~(17)}。

積層複合材料のこの複雑な疲労挙動を解明するためには、同一の一方向強化プライからなる一方向積層板、多方向積層板に関して、主軸方向、非主軸方向の静的負荷試験、疲労試験を行い、損傷挙動、強度特性の関連を明らかにすることが重要である。換言すれば、任

* 原稿受付 2006年1月20日。

^{*1} 正員、静岡大学工学部(〒432-8561 浜松市城北3-5-1)。^{*2} 静岡大学大学院理工学研究科。

E-mail: tmktoug@ipc.shizuoka.ac.jp

意の多方向積層板の主軸、非主軸疲労強度を一方向積層板の強度特性から予測可能か否かを探ることにより、積層複合材料の疲労挙動が明らかにされるものと考えられる。

本研究では、炭素繊維強化複合材料 (CFRP) の一方向積層板と直交積層板について、主軸、非主軸方向の静的負荷試験、疲労試験を行い、損傷挙動を明らかにするとともに、積層板の疲労強度を支配する因子および疲労寿命予測の可能性について考察した。

2. 供試材料および実験方法

供試材料は、エポキシ系 CFRP (TR340H150, 三菱レーヨン社製) で一方向積層板と直交積層板である。1プライの厚さは約 0.15mm で、一方向積層板は 20 プライを積層したもので、直交積層板は積層構成を $(0^\circ/90^\circ/0^\circ)$ 及び $(0^\circ_2/90^\circ_8/0^\circ_2)$, $(0^\circ_3/90^\circ_{12}/0^\circ_3)$ とした 3 種類である。以後、直交積層板に対して、 90° 層と 0° 層の比および総層数を用いて、0.5-3ply, 2-12ply, 2-18ply と呼ぶことにする。引張試験および疲労試験に用いた試験片は、図 1 (a) に示すように、荷重軸に対して 0° 層の繊維方向を変えて短冊状に切出し、アルミニウムタブを接着剤で貼り付けたものである。試験片の端面 (切断面) はバフ研磨により、切断による傷を除去し、負荷による損傷がレプリカ法により観察できるようにした。また、一方向積層板の 0° 方向引張試験、疲労試験に対しては、図 1 (a) と同様な寸法の試験片では、タブがはがれて試験不可能なため、一方向積層板の厚さ方向 (3mm) が試験片の幅方向で、厚さ 0.5mm となるように切出した図 1 (b) に示す試験片を用いた。

単軸引張試験は、一方向積層板に対しては 0° , 30° ,

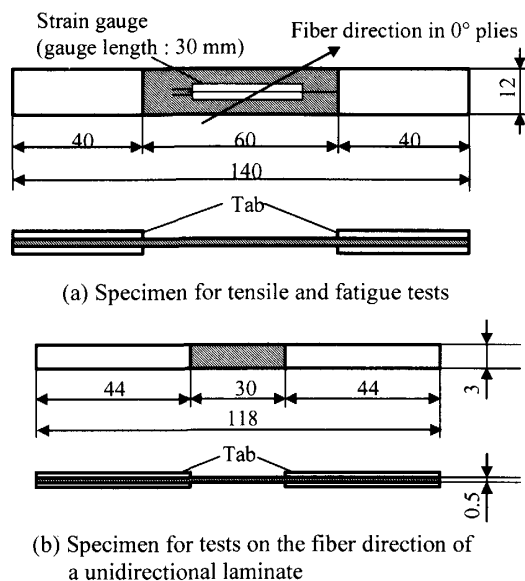


Fig. 1 Specimen configuration.

60° , 90° 方向、直交積層板に対しては 0° , 30° 方向について、クロスヘッドスピード 0.5mm/min で室温、大気中で行った。応力-ひずみ線図を得るために各試験片にはひずみゲージを貼付した。特に、直交積層板については、層内割れ損傷の影響を含んだひずみを測定するためゲージ長さ 30mm のひずみゲージを用い、層内割れ損傷の進行を観察するため、各変形段階まで負荷し、その荷重レベルの約 50%まで除荷した後、レプリカの採取を試験片両端面で行った。

疲労試験は、一方向積層板の 0° , 30° , 60° , 90° 方向、および直交積層板の 0° , 30° 方向について、応力比 $R=0.1$, 繰返し速度 10Hz の正弦波により室温、大気中で行った。直交積層板に対しては、荷重繰返し数とともに進行する層内割れ損傷を観察するために、各繰返し数で疲労試験を中断し平均荷重を負荷した状態でレプリカを採取した。荷重繰返し数が 10^7 サイクルになっても破断しないときは、その時点で試験を中止した。

3. 実験結果

3.1 一方向積層板の引張強度特性 一方向積層板の引張試験による破壊形態は、 0° 方向では繊維破断による破壊で、 30° , 60° , 90° 方向では繊維に沿ったマトリックス樹脂の割れおよび繊維-マトリックスの界

Table 1 Tensile strength, fracture strain and elastic moduli of a unidirectional laminate.

Tensile strength and fracture strain				
Tensile direction	0°	30°	60°	90°
Tensile strength σ_B (MPa)	2280	124.4	79.4	63.0
Fracture strain ε_F (%)	1.62	1.66	1.20	0.85
Elastic moduli				
$E_{11} = 122.5$ GPa	$E_{22} = 8.24$ GPa			
$G_{12} = 4.33$ GPa	$\nu_{12} = 0.283$			

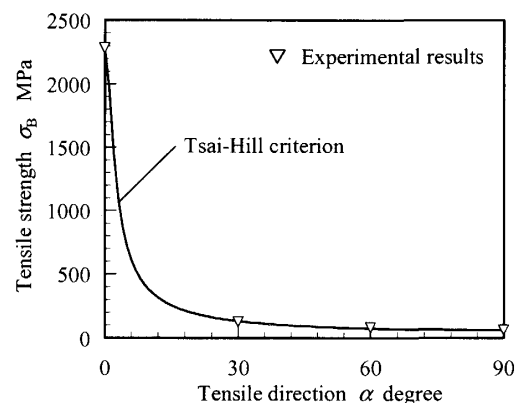


Fig. 2 Tensile strength of a unidirectional laminate as a function of the tensile direction

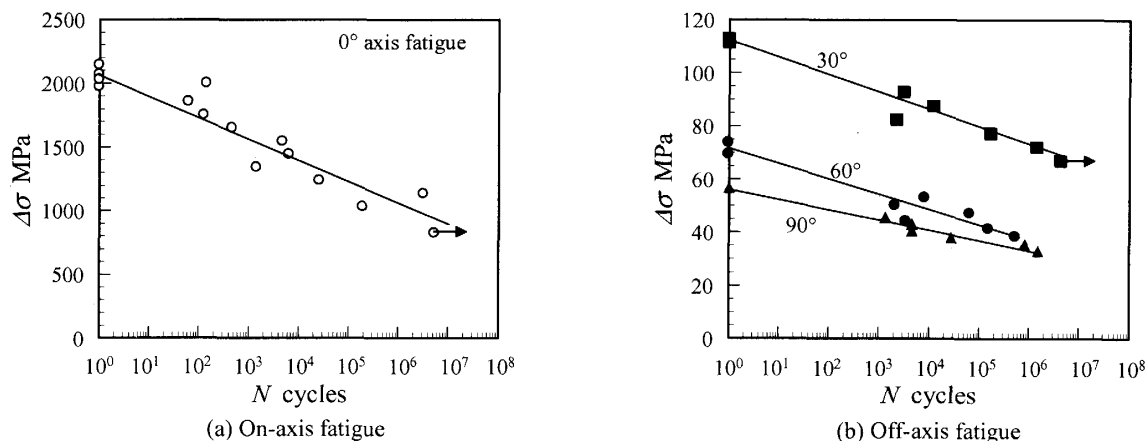


Fig. 3 S-N curves of a unidirectional laminate

面はく離による破壊である。引張試験により得られた引張強さと破断ひずみおよび弾性係数を表 1 に示す。表 1 の数値は 2 本から 3 本の試験片の平均値を示している。また、一方向強化材の破壊のクライテリオンとして、Tsai-Hill のクライテリオン⁽²⁾を適用すると、次式で表すことができる。

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{2280}\right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{2280^2} + \left(\frac{\sigma_{22}}{62}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{66}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

ここで、 σ_{11} 、 σ_{22} 、 τ_{12} は、それぞれ、繊維方向、繊維に垂直方向の垂直応力とせん断応力で、単位は MPa である。図 2 は、引張強さと繊維方向の関係を実験結果と Tsai-Hill のクライテリオンによる予測結果と比較したものであり、両者はよく一致していることがわかる。

3.2 一方向積層板の疲労強度特性 図 3 に、一方向積層板の各方向の疲労試験による S-N 曲線を示す。一方向積層板の S-N 曲線は各方向ともに、片対数図上で引張強さから繰返し数に対して低下する直線で表されるが、その破壊形態は異なる。すなわち、0°方向では、繊維破断。繊維はく離損傷が進行して破断するのに対して、30°、60°、90°方向では、明確な損傷の進行は認められず、突然、繊維に沿った割れにより破断する。図 4 は、各方向の S-N 曲線を引張強さと応力比を考慮して応力振幅を無次元化した修正 S-N 曲線である。この応力振幅の無次元化は、応力繰返しの最大応力は $\Delta\sigma/(1-R)$ となるので、最大応力を引張強さで無次元化したという意味で、当然、1 回目の繰返し数に対して 1 となる。図 4 において、各方向のデータが狭いバンド内に整理されているが、さらに、0°方向とその他の方向にわけて傾きの異なる直線で示すことができる。0°方向に対して、

$$\frac{\Delta\sigma}{(1-R)\sigma_B} = -0.079 \log(N) + 1 \quad (2)$$

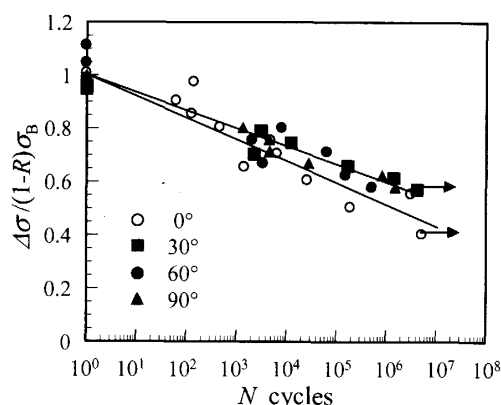


Fig. 4 S-N curves modified by tensile strength of a unidirectional laminate

その他の方向に対して

$$\frac{\Delta\sigma}{(1-R)\sigma_B} = -0.067 \log(N) + 1 \quad (3)$$

と記述できる。

以上の結果は、引張強さは Tsai-Hill のクライテリオンにより予測できるので、一方向積層板の疲労強度は、Tsai-Hill のクライテリオンと図 4 の結果により予測できるということを示している。

3.3 直交積層板の引張強度特性と層内割れ損傷

直交積層板の 0°方向（主軸方向）、30°方向（非主軸方向）の引張試験により得られた応力-ひずみ関係を図 5 (a), (b) に、層内割れ損傷のき裂密度 c (1/cm) と応力の関係を図 6 (a), (b) に示す。なお、き裂密度は各層の繊維方向に垂直な方向の 1cm 当たりの層内を貫通するき裂の個数で、30°方向引張試験のき裂密度は、試験片端面での個数より換算したものである。応力-ひずみ関係と層内割れ損傷に関しては、既に報告している結果と同様である⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。すなわち、0°方向引張りの応力-ひずみ関係は 0°層と 90°層の層厚比に依存し、ほぼ線形関係であるが、90°層に層内割れが発生・進行すると僅かに非線形性を示すようになり、最終的に

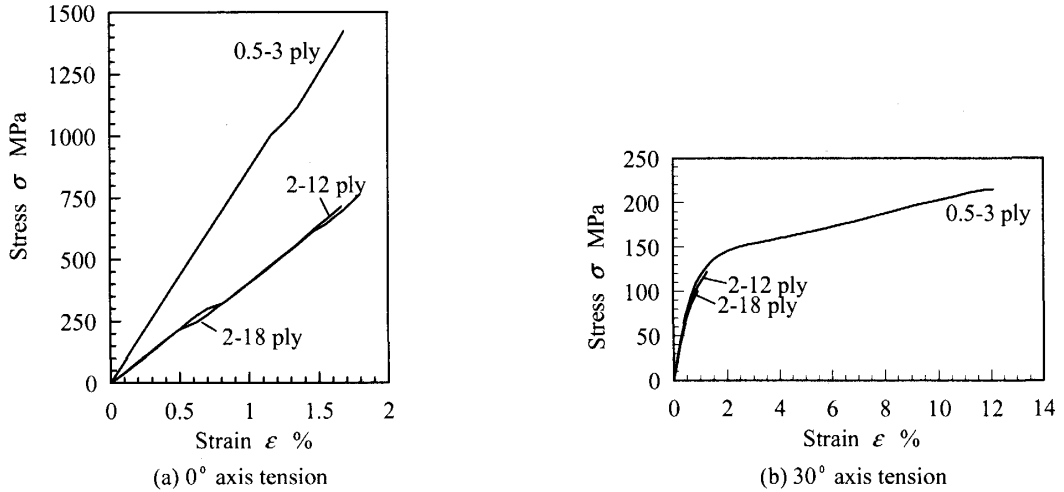


Fig. 5 Stress-strain relations of cross-ply laminates under on-axis and off-axis tension

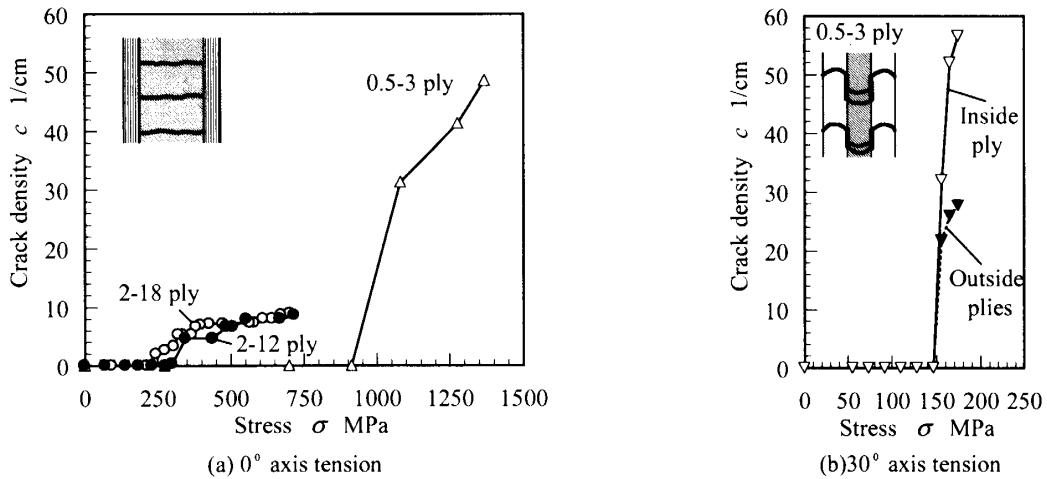


Fig. 6 Ply-cracking density as a function of applied stress in cross-ply laminates under on-axis and off-axis tension.

0°層の繊維破断により破壊する。一方、30°方向引張りでは、応力-ひずみ関係は3種類の積層板ではほぼ同様な非線形関係となるが、板厚の薄い0.5-3plyが2-12ply、2-18plyに比べて大きな破断ひずみを示す。2-12ply、2-18plyでは層内割れ損傷は最終破断まで観察されず、層内割れ損傷の開始により最終破断に至った

ものと思われる。大きな破断ひずみを示した0.5-3plyでは60°層、30°層の両層に層内割れ損傷が観察され、最終破断までの大きな非線形変形の間に行進したことがわかる。結局、30°方向引張りの非線形変形は、2-12ply、2-18plyではマトリックス樹脂の非線形変形により生じ、0.5-3plyではさらに層内割れ損傷と層間は

Table 2 Tensile strength, fracture strain and stress for ply-cracking initiation of cross-ply laminates.

Laminate	0° axis tension			30° axis tension		
	0.5-3ply	2-12ply	2-18ply	0.5-3ply	2-12ply	2-18ply
Tensile strength σ_B (MPa)	1859	799	829	215	124	117
Prediction*	1520	760	760			
Fracture strain ϵ_F (%)	1.88	1.79	1.85	12.09	1.35	1.20
Stress for ply-cracking initiation σ_{in} (MPa)	913	300	244	156	(124)	(117)
Prediction**	643	351	351	149	144	144

(---) shows the tensile strength instead of the stress for ply-cracking initiation.

* Prediction based on the tensile strength (0° direction) of unidirectional laminate.

** First ply failure based on the Tsai-Hill criterion.

く離により生じたものと推測できる。

直交積層板の引張試験により得られた引張強さ、破断ひずみ、層内割れ損傷開始応力を表2に示す。表2の実験結果は、2本から3本の試験片の平均値である。また、0°方向の引張強さに対して、最終破断は0°層のみが荷重を支えた状態で起こるとして、一方向積層板の0°方向引張強さより予測した値を併記している。3種類の積層板ともに、実験結果は予測結果より高く、直交積層板にすることにより、繊維方向強度を向上させていることがわかる。さらに、直交積層板の層内割れ損傷開始応力に対して、積層理論と Tsai-Hill のクライテリオンを用いて以下のように予測した。直交積層板の単軸引張り（引張応力 σ ）に積層理論を用いると、各層（例えば k 番目の層）の材料主軸に関する応力が $\sigma_{11}^k = \Sigma_{11}^k \sigma$ 、 $\sigma_{22}^k = \Sigma_{22}^k \sigma$ 、 $\sigma_{12}^k = \Sigma_{12}^k \sigma$ のように得られる。これらの応力を Tsai-Hill のクライテリオンに代入すると、

$$\sigma^k = \left\{ \left(\frac{\Sigma_{11}^k}{2280} \right)^2 - \frac{\Sigma_{11}^k \Sigma_{22}^k}{2280^2} + \left(\frac{\Sigma_{22}^k}{62} \right)^2 + \left(\frac{\Sigma_{12}^k}{66} \right)^2 \right\}^{-1/2} \quad (4)$$

となり、各層（k 番目の層）の破壊が生じるときの直交積層板の単軸引張応力 σ^k が得られる。これらの応力の内、最小の応力が、対応する層で最初の層内破壊（First-ply-failure）が起こる負荷応力ということになり、直交積層板の層内割れ開始応力に対応する。各積層板の0°方向、30°方向に対して予測した結果を表2に併記している。表2より、0°方向、30°方向ともに、以上の方法により、層内割れ損傷開始応力を概略予測できるようであるが、実験結果に比べると、予測結果は0.5-3plyで低く、2-12ply、2-18plyで高く見積もっていることがわかる。この原因としては、直交積層板の製造時に生じる各層の残留応力を考慮していないこと、この方法では、エネルギー解放率基準とは異なり、層

厚の影響を考慮できないということが挙げられる。

3.4 直交積層板の疲労強度特性と損傷挙動 図7に直交積層板の疲労試験により得られた0°（主軸）方向（主軸）と30°（非主軸）方向のS-N曲線を示す。0°方向の2-18plyに対しては、高荷重の疲労試験となるため、タブのはがれが生じ高応力域でのデータは得られなかった。水平の矢印は 10^7 サイクルで破断していないものであるが、S-N曲線は直線で表され、 10^7 回の繰返し数以前に疲労限を示す水平な領域は見られない。0°方向では疲労強度は層厚比に大きく依存し、同じ層厚比ならば薄い試験片ほど高い強度を示している。30°方向でも疲労強度の積層構成への依存性に同様の傾向が見られるが、その差は0°方向に比べて小さいようである。

0°方向では90°層の層内割れ損傷と0°層の繊維はく離損傷が進行して最終破断にいたる。図8は、各試験片の90°層の層内割れ損傷のき裂密度と応力繰返し数の関係を示したものである。表2の層内割れ損傷開始応力と図7(a)の 10^7 回強度からわかるように、 10^7 サイクルまでに疲労破壊が生ずるような応力レベルでは、第1サイクルから層内割れが発生・進行し、繰返し数の初期段階で飽和する。しかも、き裂密度と繰返し数の関係は、 10^7 回強度以上の応力である限り、応力レベルにさほど依存しないようである。図9は、直交積層板の0°方向引張疲労における0°層の繊維はく離損傷の進行の様子を示したものである。繊維はく離損傷は、まず、試験片の端面角部から発生し、繰返し数とともに試験片の全領域に広がっている。

すなわち、直交積層板の主軸方向引張疲労では、まず、繰返し初期に90°層の層内割れ損傷が進行し、0°層のみが荷重を負担するようになると、層内割れ損傷は飽和し、続いて、0°層の繊維はく離損傷が進行し、0°層の載荷能力も低下し、疲労荷重を支えられなくな

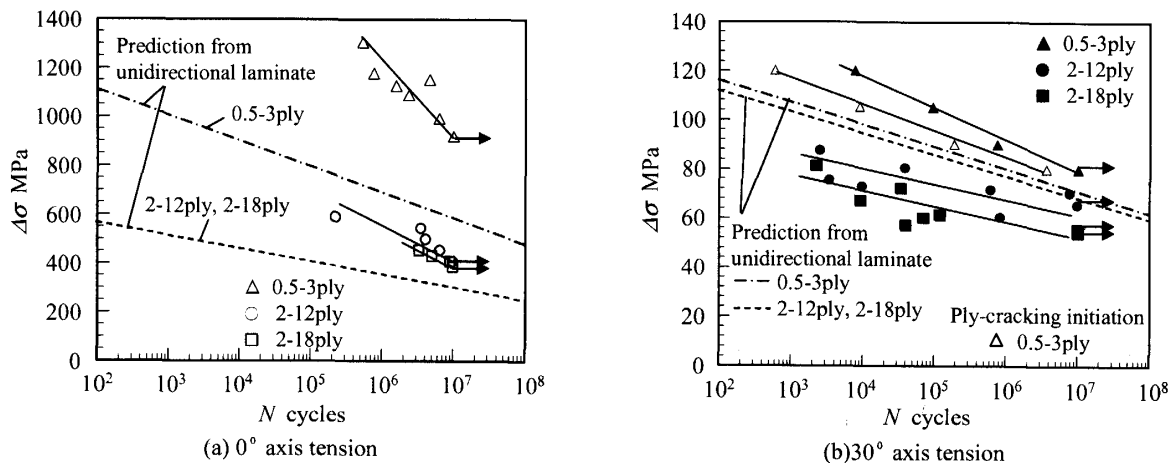


Fig. 7 S-N curves of cross-ply laminates under on-axis and off-axis fatigue

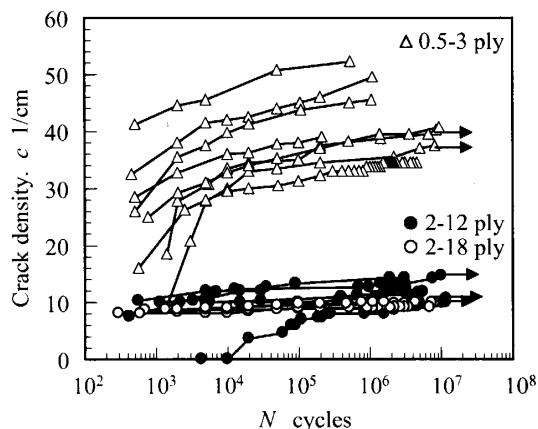


Fig. 8 Ply-cracking density as a function of number of stress cycles in cross-ply laminates under on-axis fatigue.

ったときに最終破断に至るものと思われる。したがって、 0° 方向の疲労では、最終破断は 90° 層の層内割れ損傷ではなく、 0° 層の繊維はく離損傷により支配されていることがわかる。

一方、 30° 方向の疲労は、表2の層内割れ損傷開始応力と図7(b)のS-N曲線より、層内割れ損傷開始応力以下の応力レベルでの破壊現象であることがわかる。2-12ply および 2-18ply では、引張試験と同様に、層内割れ損傷の進行は観察されず、層内割れの発生とともに最終破断に至り、0.5-3ply では、 60° 層、 30° 層の両方に層内割れ損傷が発生、進行して破断に至る。0.5-3ply におけるき裂密度と繰返し数の関係を図10に示す。図10より、層内割れ損傷はある繰返し数で発生し、繰返し数とともに進行し、このき裂密度と繰返し数の関係は応力レベルに強く依存することがわかる。最終破断は、0.5-3ply, 2-12ply, 2-18ply とともに、各層の繊維に沿った割れ(層内割れ)と層間はく離により生じている。

すなわち、直交積層板の非主軸方向疲労では、各層

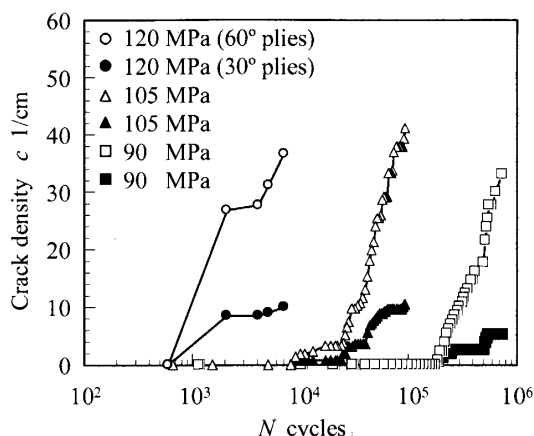


Fig. 10 Ply-cracking density as a function of number of stress cycles in the 0.5-3 ply under off-axis fatigue

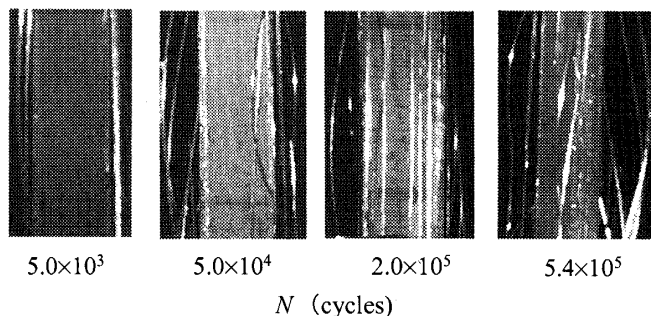


Fig. 9 Damage evolution in 0° plies of the 0.5-3 ply under on-axis fatigue ($\Delta\sigma = 1215$ MPa).

の層内割れ損傷およびその後起こる層間はく離に支配されていることがわかる。

4. 直交積層板の寿命予測

4.1 直交積層板の主軸方向引張疲労 前述したように、直交積層板の主軸方向引張疲労では、繰返し初期から 90° 層に層内割れ損傷が進行するので、疲労寿命の大部分は 0° 層が荷重を支えており、 0° 層の疲労損傷により最終破断に至る。そこで、一方向積層板の 0° 方向のS-N曲線(図4(a))より、直交積層板の全荷重を 0° 層のみが負担しているとして、予測した結果を各積層板に対して、図7(a)に一点鎖線と破線で示している。図より、全ての積層板において、一方向積層板からの疲労強度の予測は直交積層板の実験結果よりも低いことがわかる。これは、引張強さに対する同様の予測が直交積層板の実際の引張強さより低く見積もることに対応している。さらに、図11は、直交積層板の 0° 方向疲労強度と一方向積層板の 0° 方向疲労強度をそれぞれの引張強さで無次元化した修正S-N曲線の比較を示したもので、引張強さにおける直交積層板と一方向積層板の差を除去したことを意味している。図において、3種類の直交積層板の結果は狭いバンド内に入るが、一方向積層板よりも高い疲労強度となっている。図11の結果より、一方向積層板の主軸方向疲労強度(S-N曲線)と直交積層板の引張強さから直交積層板の疲労強度を予測すると、安全側の予測となることがわかる。また、引張強さと同様に、直交積層板の疲労強度が一方向積層板よりも高いことの原因が直交積層板における 90° 層の影響であるとする、 90° 層は層内割れ損傷後も 0° 層の繊維破断および繊維はく離損傷を抑制する働きを持っているものと考えることができる。この詳細を解明することは重要であり、今後の課題である。

4.2 直交積層板の非主軸方向引張疲労 直交積層板 0.5-3ply の非主軸方向の引張試験では層内割れ損傷が進行し、大きな非線形変形の後破断し、疲労試

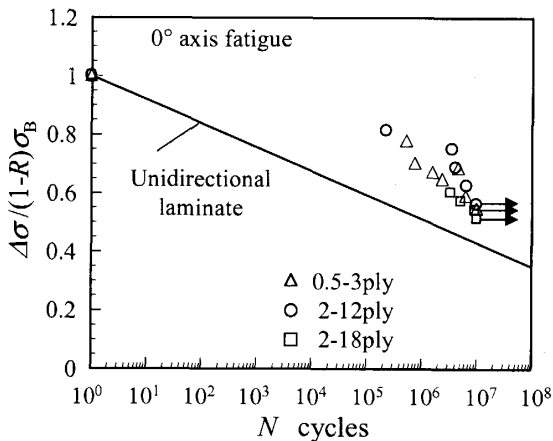


Fig. 11 Comparison of modified S-N curves for on-axis fatigue between cross-ply and unidirectional laminates.

験では、ある繰返し数で層内割れ損傷が発生し、繰返し数とともに進行した後に破断する。直交積層板の非主軸方向においては、図 12 に示すように、各層の層内割れ損傷の発生後は層間のせん断応力により支えられることになり、最終破壊は層間はく離により起こる。このせん断応力は、層内割れが板幅中央で交差するとき最も高くなり、次式で与えられる。

$$\Delta\tau = \frac{4B}{mW} \Delta\sigma \cos\alpha \sin\alpha \quad (5)$$

ここで、 B 、 W 、 m は直交積層板の板厚、板幅、層間数である。この層間せん断応力は薄い試験片で幅の広い試験片ほど低い値となるため、0.5-3ply では層内割れ損傷の発達していく様子が観察されるのに対し、2-12ply と 2-18ply では層内割れ損傷の開始が最終破壊を引起す結果になったものと思われる。

以上のことから、一方向積層板の非主軸方向の疲労強度と直交積層板における層内割れ開始応力の Tsai-Hill のクライテリオンによる推定値より、すなわち、(2)式の σ_B に表 2 の 60°方向の層内割れ開始応力の推定値を代入して得られる結果を図 8 (b)に一点鎖線と破線

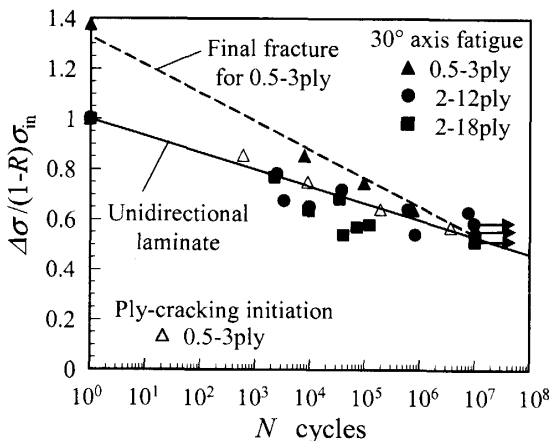


Fig. 13 Comparison of modified S-N curves for off-axis fatigue between cross-ply and unidirectional laminates.

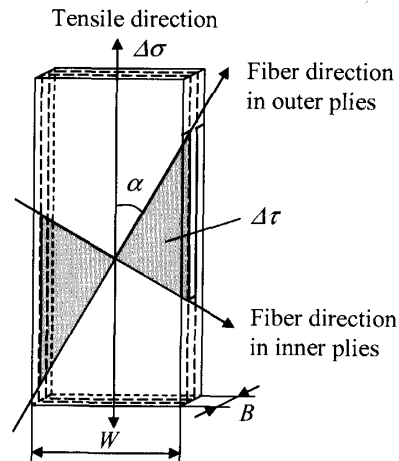


Fig. 12 Interlaminar shear stress after ply-cracking damage in cross-ply laminates under off-axis fatigue.

で示している。これらの予測結果は、0.5-3ply に対しては層内割れ発生に、2-12ply、2-18ply に対しては、層内割れ即破断の実験結果に対応しているが、予測結果と実験結果の差は、引張強度特性で議論した残留応力や層厚の影響である。そこで、図 13 に示すように、各直交積層板の引張試験における層内割れ開始応力 (2-12ply、2-18ply に対しては引張強さ) の実験結果を用いて S-N 曲線を無次元化し、一方向積層板の非主軸方向の修正 S-N 曲線 (図 13 中の実線) と比較した。図よりわかるように、2-12ply、2-18ply に対する破断寿命、0.5-3ply に対する層内割れ発生寿命は、一方向積層板の結果とよく一致している。

さらに、0.5-3ply に対しては、層内割れ開始後の層間せん断応力を(5)式により計算し、層内割れ開始から最終破断までの層間はく離寿命との関係を求めると、図 14 のように得られる。図 14 の結果を用いて、0.5-3ply に対する最終破断を予測した結果が図 13 に破線で示されており、実験結果とよく一致していることがわかる。

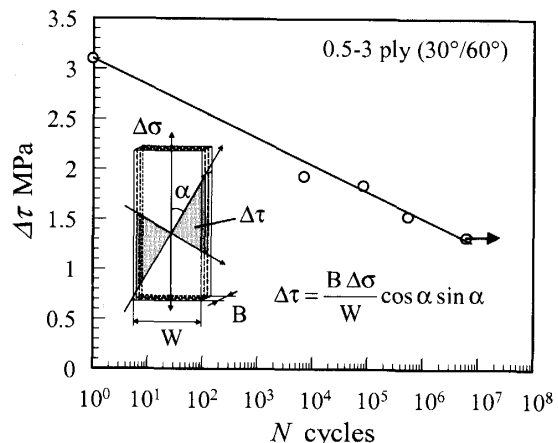


Fig. 14 S-N curve for delamination after ply-cracking on off-axis fatigue of 0.5-3ply.

すなわち、直交積層板の非主軸方向の疲労寿命は、一方向積層板の非主軸疲労の S-N 曲線と直交積層板の非主軸方向の層内割れ開始応力および層間はく離の S-N 曲線により予測できることがわかる。

5. 結 言

エポキシ系炭素繊維強化複合材料 (CFRP) の一方向積層板および直交積層板の主軸および非主軸方向の引張試験と疲労試験を行い、損傷挙動および直交積層板の疲労寿命の予測について検討を行い、以下の結論を得た。

(1) 一方向積層板の S-N 曲線は片対数上で直線で表され、負荷方向に強く依存するが、各方向の引張強さで無次元化するとほぼ 1 本の直線で表される。

(2) 直交積層板の疲労破壊は、主軸方向では 90°層の層内割れ損傷と 0°層に繊維はく離損傷により、非主軸方向では層内割れ損傷と続く層間はく離によりおこる。

(3) 一方向積層板の主軸方向疲労強度により直交積層板の主軸方向疲労強度を予測すると、安全側の予測となり、直交積層板の 90°層は損傷後も 0°層の繊維はく離、繊維破断を抑制する効果を持つ。

(4) 直交積層板の非主軸方向疲労強度は、層内割れ発生を一方向積層板の非主軸方向疲労強度により、その後の層間はく離を層間はく離疲労強度により予測できる。

文 献

- (1) O'Brien, T.K., Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate, *ASTM STP 775*, (1982), pp.140-167.
- (2) Masters, J.E. and Reifsnider, K.L. An Investigation of Cumulative Damage Development in Quasi-Isotropic Graphite/Epoxy Laminates. *ASTM STP 775*, (1982), pp.40-62.
- (3) Nairn, J.A., The Strain Energy Release Rate of Composite Microcracking: a Variational Approach, *Journal of Composite Materials*, Vol.23, (1989), pp.1106-1129.
- (4) Caslini, M. et al., Study of Matrix Cracking and Delamination in Glass/Epoxy Laminates, *Journal of Composite Technology and Research*, Vol.9 (1987), pp.121-130.
- (5) Lafarie-Frenot, M.C. and Henaff-Gardin, C., Formation and Growth of 90° Ply Fatigue Cracks in Carbon/Epoxy Laminates, *Composite Materials and Technology*, Vol.40 (1991), pp.40:307-24.
- (6) Nairn, J.A. and Hu, S., Matrix Cracking, *Damage mechanics of composite materials*, (1994), pp.187-243, Elsevier.
- (7) Kamiya, S. and Sekine, H., Damage and Fracture Resistances of Continuous Fiber-Reinforced Cross-Ply Composites (in Japanese), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A*, Vol.56, No.524 (1990), pp.930-936.
- (8) Ogiwara, S. et al., Experimental Characterization of Microscopic Damage Initiation and Growth in Quasi-Isotropic CFRP laminates (in Japanese), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A*, Vol.62, No.602 (1990), pp.2250-2255.
- (9) Shimamura, Y. et al., Effect of Fracture Mode on FRP Damage Simulation (in Japanese), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A* Vol.62, No.594 (1996), pp.328-334.
- (10) Tohgo, K. et al., Ply-Cracking Damage Theory for Cross-Ply Laminate and Its Application to Finite Element Method, *JSME International Journal, Series A*, Vol.44 (2001), pp.282-290.
- (11) Tohgo, K. et al., Ply-Cracking Damage and Nonlinear Deformation of CFRP cross-ply Laminate, *JSME International Journal, Series A*, Vol.45 (2002), pp.545-552.
- (12) Henaff-Gardin, C. and Lafarie-Frenot, M.C., The Use of a Characteristic Damage Variable in the Study of Transverse Cracking Development under Fatigue Loading in Cross-Ply Laminates, *International Journal of Fatigue*, Vol.24 (2002), pp.389-395.
- (13) Takeda, N. et al., Effects of Toughened Interlaminar Layers on Fatigue Damage Progress in Quasi-Isotropic CFRP Laminates, *International Journal of Fatigue*, Vol.21 (1999), pp.235-242.
- (14) Yokozeki, T. et al., Fatigue Growth of Matrix Cracks in the Transverse Direction of CFRP Laminates, *Composites Science and Technology*, Vol.62 (2002), pp.1223-1229.
- (15) Reifsnider, K.L., Damage and Damage Mechanics, *Fatigue of composite materials*, (1991), pp.11-77, Elsevier.
- (16) Talreja, R., Damage Characterization, *Fatigue of composite materials*, (1991), pp.79-103, Elsevier.
- (17) Li, C. et al., A Damage Meso-Mechanical Approach to Fatigue Failure Prediction of Cross-Ply Laminate Composites, *International Journal of Fatigue*, Vol.24 (2002), pp.429-435.
- (18) Hashin, Z. and Rotem, A., A Fatigue Failure Criterion for Fiber-Reinforced Materials, *Journal of Composite Materials*, Vol.7 (1973), pp.448-464.
- (19) Ellyin, F. and El Kadi, H., A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Composite Laminates, *Composite Structures*, Vol.15 (1990), pp.61-74.
- (20) Kawai, M., A Phenomenological Model for Off-Axis Fatigue Behavior of Unidirectional Polymer Matrix Composites under Different Stress Ratio, *Composites: Part A*, Vol.35 (2004), pp.955-963.
- (21) Azzi, V.D. and Tsai, S.W., Anisotropic Strength of Composites, *Experimental Mechanics*, Vol.5 (1965), pp.283-288.