研究論文

CFRP ピン継手の疲労と準静的引張り負荷における
強度と損傷進展の比較

清 家 聡*, 高雄 善裕**, 汪 文学**, 松原 監壮**

(2006年11月20日受付)

Comparisons of Strengths and Damage Evolutions of a Pin Joint in CFRP
Laminates under Fatigue and Quasi-Static Tensile LoadingSatoshi SEIKE,* Yoshihiro TAKAO,** Wen-Xue WANG**
and Terutake MATSUBARA**

(Received November 20, 2006)

A mechanically fastened joint in Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP) laminates is necessary for its advantages in inspection, replacement and reliability, nevertheless its disadvantage in stress concentration. The mechanical joint should be designed to make the bearing failure mode occur because the strength is high and the joint fails non-catastrophically, while it fails catastrophically in other tensile and shear-out modes. In this study, the damage evolution of the pin joints for both $[0/\pm 45/90]_{3S}$ and $[90/\pm 45/0]_{3S}$ CFRP laminates and its difference between static and fatigue loading were discussed in detail. No difference between the macroscopic external appearance of damaged specimens under fatigue and static loading was observed, but the microscopic internal damage differed in critical damage and evolution. In static tests all the inside 0° layers had kinking at the maximum load and the kinking to be a trigger to the final failure with intense delamination and matrix crack. On the other hand, under fatigue loading the final damages mostly started from collapse at the loaded surface edge. It was also found that the total delamination length was longer in the case of fatigue at the same total matrix crack length and that $[90/\pm 45/0]_{3S}$ presented higher strength than $[0/\pm 45/90]_{3S}$ in both static and fatigue cases.

1. 背 景

樹脂系炭素繊維複合材料CFRPは軽量で高い機械特性を有し、航空宇宙などの分野で広く使用されている。CFRP積層板の機械継手は接着継手に比べて応力集中や重量が大きくなるなどの問題はあつたものの、分解・検査が容易で耐環境性に優れるという特徴を有している。しかし、機械継手の挙動には不明な点が多い。

CFRP積層板では数多くの積層構成が存在し、加えて機械継手では継手形状、ピン本数、材質およびワッシャ

一拘束力などの設計パラメータがあり、これらに対する多くの研究が準静的（以降は静的と記す）負荷について行われてきた¹⁻¹⁰⁾。しかし疲労に関する研究報告は少ない¹¹⁾。

そこで本研究ではCFRP積層板の機械継手の一種であるピン継手の引張り疲労試験を行い負荷-寿命線図を求める。次に疲労試験片の損傷解析を行い、負荷の繰返しに伴う損傷の進展を明らかにする。

なお、CFRP積層板機械継手では試験片形状によりFig. 1に示す三つの巨視的破損形態が見られる²⁾が、ここではベアリング (bearing) モードを検討する。ベアリングモードによる破壊は破壊荷重並びに靱性が高いため、機械継手ではこの損傷形態が発生するように設計される。

平野等¹²⁾及びHirano et al.¹³⁾の詳細な静的損傷進展解析は半円弧試験片に関するもので、試験片形状はFig.

* 九州大学大学院生

Graduate School of Engineering, Kyushu University

** 九州大学応用力学研究所複合連続体力学分野 (816-8580 春日市春日公園 6-1)

RIAM, Kyushu University

Fig. 1 Failure modes of a mechanical joint.²⁾

1の引張りモード破壊の下半分に対応している。半円弧試験片では試験片上端面は自由表面になっているが、全円弧試験片ではこの部分は連続している。このため、これ等の損傷解析結果を参考にはするものの、直接的な比較のために全円弧機械継手試験片の静的負荷試験とその損傷進展解析も行う。

多くの機械継手はピン継手ではなくボルト継手であり、通常ワッシャーを介して手締めあるいは一定程度の面圧が掛かっている。このボルト継手の挙動はかなり複雑^{4,5)}である。そこで、機械継手の個々の損傷が一樣引張りと疲労でどの様に異なり、これらが強度とどの様に関係するかという基礎的な実験解析を行うために、今回は面圧の作用しないピン継手を用いる。

2. 静的試験

2.1 試験方法

炭素繊維強化エポキシ CF/Epoxy (T800H/#3631) プリプレグ (東レ製) を積層し、オートクレーブを用い 180°C で 2 時間硬化させて擬似等方性積層板 $[0/\pm 45/90]_{3S}$ を作製した。この積層板からその 0 及び 90 度方向を試験片長手方向に取った $[0/\pm 45/90]_{3S}$, $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の 2 種類の試験片を切り出した。この積層構成は損傷発生が確認しやすく機械継手の引張り損傷に関する過去の研究²⁾でも使用され積層構成の影響が検討された。試験片及び治具を Fig. 2 に示す。積層板から 160×36 mm の小さい板を切り出し、端面から 36 mm のところにピン穴を開け試験片とした。穴開けの際には、試験片のはく離や毛羽立ち等の損傷を防ぐために板両面を同種の CFRP 板で挟み、ダイヤモンド加工超硬ドリルで下穴をあけた後に、6.0 mm 径の超硬リーマを用いて穴表面の仕上げを行った。

試験機には MTS 810.21 油圧式疲労試験機を使用し

Fig. 2 (a) Tensile (fatigue) CFRP pin joint specimen and (b) the loading fixture.

Fig. 3 Observed cross-section.

た。試験治具および直径 6 mm のピンにはステンレス鋼 SUS45C を用いた。クロスヘッド移動量はピン穴変形量の他に試験片長さにはほぼ比例する弾性変形と治具のガタ等を含んでいるため、継手の挙動を表現している訳ではない。一般には伸び計を用いた予備試験を行い、負荷と上記の余分な変形量の関係を求め、これを差し引いて穴変形量としている¹²⁾。本論文では、後述の別の方法で対処している。なお、疲労試験で伸び計を装着することは繰返し負荷のために難しい。

まずそれぞれの積層構成について 9 本の試験片から荷重-変形曲線と最大負荷 P_{MAX} を求める。 P_{MAX} の平均より最大荷重 P_{UTS} を定める。次に $0.95P_{UTS}$ 、当該試験片の P_{MAX} 時、 P_{MAX} 後の荷重低下後 (最終段階) の各段階で試験片のベアリング面 (Fig. 3 参照) における内部損傷を光学顕微鏡で解析する。それぞれの条件に対し 7 本の試験片を準備して損傷解析を行う。研磨時に損傷状況が消失しないように損傷部位にアクリル樹脂を十分染み込ませ

硬化させる。その後、試験片の円弧中心を通るように横に切断し、更に損傷部の中心を少しずらして負荷方向に縦断し、余分な部分を切り除き研磨用金属型に入れる。これをエポキシ樹脂で固め、ベアリング面位置まで研磨し損傷観察面とする。

P_{MAX} 時の損傷は、Hirano et al.¹³⁾ の方法に従って求めた。この方法では、 P_{MAX} から 40 N 荷重低下が起きた時点で試験機に強制除荷制御を掛ける。40 N は P_{MAX} の約 0.4% と極めて小さい。また、後に示す荷重-変形曲線からわかるように、40 N 荷重低下時点では P_{MAX} 後の急激な荷重低下はまだ始まっていない。このため、試験片や治具に溜まった歪による付加的損傷が抑えられ、 P_{MAX} 時の損傷が求められる。CFRP 積層板機械継手のこの損傷は従来の目視による手動操作では求め難い。静的試験における負荷時のクロスヘッド速度は 1 mm/min であり、自動除荷時は 3 mm/min である。

2.2 静的負荷試験結果

代表的な荷重-変位線図を Fig. 4 に示す。ここの変位量はストローク移動量である。低い荷重レベルでは非線形的に荷重が上昇し (stage I), その後直線的に荷重が増加し (stage II), 非線形性が現れて最大荷重に到達している (stage III)。そして発音とともに急激に荷重は低下してある程度の範囲に落ち着いてくる (final stage)。全円弧試験片は stage I におけるピンと円孔部の接触位置のわずかな初期不整に敏感に反応し、stage I の変位量にばらつきが出る。 $[0/\pm 45/90]_{3S}$ について、その各ステージの境界を黒丸で、損傷解析を行った $0.95P_{UTS}$, P_{MAX} 及び最終段階を+印で示している。更に疲労損傷観察条件に丸印と+印を重ねて示している。この詳細は疲労試験

Fig. 4 Load-displacement curves of a pin joint bearing test of CFRP laminates.

結果のところで説明する。

P_{UTS} を標準偏差とともに Fig. 5 に示す。半円弧試験の場合と同様に $[0/\pm 45/90]_{3S}$ より $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の方が強く、円弧とピンの接触位置における表面層繊維の横方向の連続性が効いている¹³⁾ ためと理解できる。 $[90/\pm 45/0]_{3S}$ では治具不整により得られたデータが7つとなっている。

2.3 静的負荷による内部損傷

$[0/\pm 45/90]_{3S}$ 試験片の $0.95P_{UTS}$, P_{MAX} 及び最終段階における代表的内部損傷を Fig. 6 に示す。図(a)の 0.95

Fig. 5 Ultimate tensile strength of $[0/\pm 45/90]_{3S}$ and $[90/\pm 45/0]_{3S}$.

Fig. 6 Damage evolution of bearing failure of $[0/\pm 45/90]_{3S}$ CFRP laminates at (a) $0.95 P_{UTS}$, (b) P_{MAX} and (c) final stage.

P_{UTS} で表面 0 度層 (図中番号 1, 2 で示している) と隣接する 45 度層間 (図中番号①, ②で示している) に剥離 D (Delamination) が発生している。これは表面層縦割れに対応している。その次の繊維方向が 90 度異なる ± 45 度層間 (④) の上端部にも剥離が確認できる。また全 0 度層上端に圧壊 C (Collapse) が発生している。

図 (b) の P_{MAX} では、内側 0 度層 (5, 6) に繊維のキンク K (Kink) が現れる。中間 0 度層 (3) も不完全キンクが起きていると思われるが、右の 0 度層 (4) は圧壊のままである。キンクと圧壊はどちらも繊維の局所的座屈の結果である。接触面での座屈を圧壊、内部の座屈をキンクとしている。圧壊はピンと円弧の接触における局所的不整の影響を受け、キンクは 0 度層に掛かる圧縮応力に強く関係する。上端部と局所座屈の間に層方向に揃っている繊維部分があればキンク、そうでないなら圧壊となる。半円弧試験では圧壊の有無にかかわらず内部の全 0 度層でキンクが発生したが、全円弧試験では中間 0 度層 (3, 4) にキンクが発生しないものもある。全円弧試験は半円弧試験に比べ治具が複雑で接触の不整が大きくなり易い。このため崩壊が上端に留まらず 0 度層に比較的深く進み 0 度層の圧縮応力上昇を抑える傾向にある。特に、横方向変形への抑制が内側に比べて小さい 0 度層 (3, 4) ではキンクが発生し難くなる。

$0.95P_{UTS}$ で縦割れと剥離が発生している表面 0 度層 (1, 2) は板厚方向外側への変形が容易になり、 $0.95P_{UTS}$ で現れた剥離 (①, ②) は 1.5~2 mm に成長する。各キンクや 0 度層 (4) の崩壊下部からも層境界に沿って剥離が成長している。 ± 45 度層間 (③, ④) の他、表面に近い界面 (⑤, ⑥) にも上端に小さな剥離が確認できる。0 度層 (4) からはせん断マトリックス・クラック M (Matrix crack) も成長している。

図 (c) の内側 0 度層 (5, 6) のキンクから出たせん断マトリックス・クラックは連結し、中間 0 度層 (3, 4) の圧壊とキンクからも大小のせん断マトリックス・クラックが両側下方向に出ている。半円弧試験ではひとつの大きな楔型が形成されたが^{12,13)}、今回はキンクとそこからの両側下方向へのマトリックス・クラックという 1 セットの損傷が 4 つ重なるように配される傾向にあり、全円弧試験片での内部 0 度層 (3, 4, 5, 6) は比較的似た様な応力構造にあると思われる。その原因は、序論でも述べた円弧リガメント部分にあると考えられる。半円弧の場合と違いリガメント部に作用する引張り力が試験片の横方向の自由な膨らみを抑え、中間 0 度層 (3, 4) と内側 0 度層 (5, 6) の応力構造の違いを小さくし、両 0 度層周辺で同じ様

な損傷進展に導いたことになる。また、剥離が殆どの層間で発生してくる。二つのマトリックス・クラックが互いを切り合わず合体して剥離ができると損傷形態は複数楔型に見える。

$0.95P_{UTS}$ に比した P_{MAX} の損傷の特徴は内部 0 度層のキンク発生とそこからの剥離とせん断マトリックス・クラックになる。更に P_{MAX} に比した final stage の損傷の特徴は P_{MAX} の特徴的損傷が連結することと殆どの層間に剥離が発生することになる。なお、半円弧試験片に比した全円弧試験片の損傷の特徴は final stage における損傷連結が大きな一つの楔型にならず同様な損傷セットの重ね合わせの傾向を示すことである。

$[90/\pm 45/0]_{3S}$ の内部損傷を Fig. 7 に示す。 $[0/\pm 45/90]_{3S}$ と似た損傷進展を示しており、ここでは異なる点だけを述べる。図 (a) の $0.95P_{UTS}$ では $[0/\pm 45/90]_{3S}$ に見られた様な表面層の剥離は認められず、層間 (②) の剥離も小さい。しかし、右から 2 つ目の層間 (④) では上端部に 0.5 mm 程度の剥離が存在する。これから、 $0.95P_{UTS}$ の膨らみは表から 2 番目の層間の剥離を伴うものであることがわかる。力学的には、1 番目の層間の繊維方向差が 45 度であるのに対し、2 番目は 90 度と大きいこと、更に表面層と隣接層の縦剛性差が $[0/\pm 45/90]_{3S}$ では 10 倍程度違うのに比べ $[90/\pm 45/0]_{3S}$ では 1.4 倍程度と殆ど変

Fig. 7 Damage evolution of bearing failure of $[90/\pm 45/0]_{3S}$ CFRP laminates at (a) $0.95 P_{UTS}$, (b) P_{MAX} and (c) final stage.

わらないこと¹⁴⁾が原因であると説明できる。表面に近く変形が大きい0と90度層の層間(⑧)にも剥離が発生している。

なお、左右両表面層の上端部ではせん断損傷が発生している。これは表面では細かなトランスバース・ファイブ・クラックとして確認される。更に、0度層(4)にキンクが発生し始め、全ての0度層に圧壊が発生している。0度層(1, 5)の圧壊粉は切断と研磨の過程で脱落したと思われる。0度層(1)の黒い縦模様は撮影上の汚れである。

図(b)の P_{MAX} では殆どの0度層にキンクが発生している。これは上端部の横方向変形が $[0/\pm 45/90]_{3S}$ と比べより抑制された結果と考えられる。この働きは、表面90度層の膨らみと随伴する層間剥離があっても、90度層の繊維が上端で連続していることから来ている。

図(c)の最終段階ではそれぞれの0度層キンクからせん断マトリックス・クラックが成長し損傷は複数楔型となることが多い。半円弧試験片では5例中の3例が1つの大きな楔型となったが、全円弧試験片では殆どない。半円弧試験片では内部層の変形抑制、応力状態及び楔型の数の間に関係が有り、変形抑制が大きいと楔は複数になってくる¹²⁾。これに従えば、全円弧試験片では変形抑制が半円弧試験より強くなっていることを意味する。この変形抑制効果は $[0/\pm 45/90]_{3S}$ で述べたように円孔リガメント部の引張り力に拠ると考えている。

$[90/\pm 45/0]_{3S}$ 全円弧試験片の損傷は $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の場合と概ね等しい。 $[0/\pm 45/90]_{3S}$ との違いは、表面から2番目の層間剥離の早期発生及び P_{MAX} における殆どの0度層でのキンク発生である。

3. 疲労試験

3.1 実験方法

静的試験で得られた最大荷重 P_{UTS} の60%, 70%, 80%, 90%を最大値 $P_{MAX,F}$ にして応力比 $R=0.1$ の疲労試験を行い、疲労荷重-変位曲線及び負荷-寿命曲線を求める。なお、繰返し数 N が 10^5 に達したら疲労試験を停止する。それぞれの試験条件で3本の試験片を用意し、繰返し速度は過去のCFRP積層板疲労試験を参考¹¹⁾に10 Hzとする。

$P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ と $0.8P_{UTS}$ の疲労試験片の内部損傷進展観察を静的試験の場合と同様の手順で行う。損傷観察の場合にも各条件について3本の損傷試験片を用意する。観察は $N=10^3$ と 10^4 及び $P_{MAX,F}$ での変位 $U_{MAX,F}$ が次項で定める2つの値になった時に行う。

3.2 疲労負荷試験結果

Fig. 8に $[0/\pm 45/90]_{3S}$, Fig. 9に $[90/\pm 45/0]_{3S}$ のそれぞれ $P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ と $0.8P_{UTS}$ の疲労荷重-変位曲線を示す。1, 10, 10^2 , 10^3 , 10^4 サイクル及び試験停止前5サイクルのデータを示す。なお、1サイクル目の最大と最小荷重点を結ぶ直線Aと横軸の交点を変位の原点に取り、静的引張りのstage Iを除いている。ここの変位はFig. 4の変位より小さくなる。

グラフからわかる様に当初よりヒステリシスがあり、ループは N の増大と共に右に移動している。繰返し負

Fig. 8 Load-displacement curves of a pin joint due to bearing fatigue loading to $[0/\pm 45/90]_{3S}$ CFRP laminate; $P_{MAX}=0.7P_{UTS}$ and $R=0.1$.

Fig. 9 Load-displacement curves of a pin joint due to bearing fatigue loading to $[90/\pm 45/0]_{3S}$ CFRP laminate; $P_{MAX}=0.8P_{UTS}$ and $R=0.1$.

荷と対応する変位に位相のずれが出たり損傷が発生したりすると負荷-変位曲線にヒステリシスが見られ、損傷の成長はヒステリシス・ループの平均負荷方向への傾斜や移動あるいは拡大となって現れる。CFRP 積層板ピン継手では積層板に損傷がなくてもピンと積層板円弧界面に摩擦を伴う滑りが発生する。この摩擦の方向は負荷と除荷では異なるので変位と負荷の位相はずれていることになる。このためピン継手では積層板側に損傷が発生しなくてもヒステリシス・ループが出現する。

$N=10^4$ までのループの変位幅はほぼ同じでループは徐々に右に移動している。 $N=10^4$ から 2.4×10^4 の繰返し期間でのループの変位幅と移動量はそれぞれそれまでの1.4倍と10倍になっている。 $N=10^4$ 以降から損傷進展が加速したことを示している。なお、この試験片は静的負荷試験と同様なベアリング破壊をした。Fig. 9もほぼ同様な傾向を示している。 $N=5 \times 10^3$ では荷重は所定の値 $P_{MAX,F}$ まで上昇していない。これはピン継手の損傷進展により剛性低下が起こり、試験機の負荷用ピストンがストローク制御量に追従しなくなったためである。Fig. 8にも同様の傾向がわずかに認められる。

ここで、内部疲労損傷観察を行う変位 $U_{MAX,F}$ 及び $U_{MAX,F}$ と静的引張り負荷-変位曲線の関係について述べる。Fig. 8, 9において0.1 mm ずつ直線 A を横方向に移動させ、直線 B~E を描く。疲労によって $U_{MAX,F}$ が直線 B~E と $Load=P_{MAX,F}$ の交点 (同じく B~E で示す) に達した時に予備的損傷解析を行った。交点 A (1 サイクル目の最大荷重点) と交点 B~E では試験片長さに比例する分等も含めて弾性変位成分が同じであるので、この変位差により円弧の損傷量を表すことができる。たとえば交点 C での機械継手の疲労損傷は $U_{MAX,FD}=0.2$ mm で表すことができる。この値には円弧の接触近傍の弾性変位成分が含まれないという利点がある。

$P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ (Fig. 8) では損傷が耐力を保ちながら進行し、損傷の変化は交点 C, E でより効果的に把握できたので、詳細な損傷観察は $N=10^3$ と 10^4 に加え $U_{MAX,FD}=0.2$ mm と 0.4 mm で行う。 $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ (Fig. 9) では損傷が比較的速く進行し、直線 A に近い交点 B, D, つまり $U_{MAX,FD}=0.1$ mm と 0.3 mm で損傷観察を行う。

Fig. 4 に $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の stage II の一部を 0.1 mm 刻みで横移動させ、これと $P=0.7P_{UTS}$ と $0.8P_{UTS}$ の交点を中抜き丸で示している。この増加量 $0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ mm の線分が Fig. 8 の直線 B, C, D, E に対応している。Fig. 8 の交点 C, E は Fig. 4 の C, E, つまり, stage III の P_{MAX}

での変位と FS での代表的変位に対応している。Fig. 4 の中抜き丸は $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の場合を描いているが、Fig. 9 の $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の点 B, D は Fig. 4 の B, D に近くそれぞれ点 C, E と同じような意味を持っている。疲労内部損傷解析結果の表示では理解を助けるために、 $P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ の点 C と $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ の点 B を $U_{MAX,FD}=P_{MAX}$ 変位相当、 $P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ の点 E と $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ の点 D を $U_{MAX,FD}=FS$ 変位相当と表示する。

Fig. 10 に荷重 $P_{MAX,F}/P_{UTS}$ -寿命 N_f グラフを示す。最終破壊は $P_{MAX,F}/P_{UTS}=0.9, 0.8, 0.7, 0.6$ に対し $N_f=10^2, 10^3, 10^4$ のオーダー、 10^5 以上となった。なお疲労破壊の定義は $U_{MAX,FD}$ が 0.3 mm ($P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ の時) か 0.4 mm ($P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ の時) を越えた場合とした。この値を過ぎると疲労損傷により荷重が $P_{MAX,F}$ まで上昇しなくなった場合 (Fig. 8 参照) があつた。データ上に小さな $\perp$ を付けている。 $P_{MAX,F}=0.7, 0.8P_{UTS}$ の場合は寿命の小さい試験片で発生している。静的試験結果と同様に $[0/\pm 45/90]_{3S}$ より $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の方が疲労に強い。

3.3 疲労による内部損傷

Fig. 11 に $[0/\pm 45/90]_{3S}$ 試験片の $P_{MAX,F}=0.7P_{UTS}$ における $N=10^3, 10^4$, $U_{MAX,FD}=P_{MAX}$ 変位相当, FS 変位相当 (Fig. 8 に +印), Fig. 12 に $[90/\pm 45/0]_{3S}$ 試験片 $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ における $N=10^3$, $U_{MAX,FD}=P_{MAX}$ 変位相当, FS 変位相当 (Fig. 9 に +印) の場合の代表的内部損傷を示す。

Fig. 11 (a) の $N=10^3$ では表面 0 度層と隣接 45 度層間 (①, ②) の 1.5 mm~ 2 mm 程の長い剥離と 0 度層の圧壊が見られる。表面 0 度層 (1, 2) の圧壊は消失している。これはピンの曲げのため表面 0 度層に比較的大きな負荷が繰返し掛かることによる。繊維方向が 90 度違う

Fig. 10 Relationship between load and fatigue life of CFRP laminates.

Fig. 11 Bearing damage evolution of $[0/\pm 45/90]_{3S}$ under fatigue loading of $P_{MAX}=0.7 P_{UTS}$; (a) $N=10^3$, (b) $N=10^4$, (c) $U_{MAX}^N - U_{MAX}^1 = 0.2$ mm and (d) $U_{MAX}^N - U_{MAX}^1 = 0.4$ mm.

表面に近い界面(③, ④)にも剥離が発生している。0度層(3)の圧壊下部から界面(⑦)に剥離が成長している。

ここでは-45度層の先端に損傷らしきものがある。これは繊維と樹脂間界面強度が疲労劣化した-45度層の先端を縦断した際に短繊維側が試料に残り、研磨時に欠落したと思われる。90度違う45度層では長繊維側が残るので繊維が欠落しない。

静的引張りと比較した疲労損傷の特徴として、内側の損傷が圧壊だけの段階で表面0度層の剥離がかなり長いこと、表面0度層の圧壊粒の消失、-45度層の先端損傷、キंकの下からでなく圧壊下部からの剥離成長が挙げられる。

図(b)の 10^4 サイクルの損傷は右側に偏って成長している。成長が進んだ右半分について述べる。界面(②)の剥離が45度層にせん断マトリックス・クラックを作り、界面(④)の幅広い剥離となり下に更に1 mm程成長

Fig. 12 Bearing damage evolution of $[90/\pm 45/0]_{3S}$ under fatigue loading of $P_{MAX}=0.8 P_{UTS}$; (a) $N=10^3$, (b) $U_{MAX}^N - U_{MAX}^1 = 0.1$ mm and (c) $U_{MAX}^N - U_{MAX}^1 = 0.3$ mm.

している。0度層(4)の圧壊損傷下部からも界面(⑧, ⑩)に剥離が伸びている。繰返し数の効果は、剥離の成長と0度層圧壊下部からの剥離発生に現れている。なお、静的引張りの場合と同様に、キंकを「その上側に長い繊維が層幅に渡りほぼ残っている場合」と規定してキंकと圧壊を区別している。

$U_{MAX,FD} = P_{MAX}$ 変位相当での損傷は2つに分かれる。図(b)右側の剥離とせん断マトリックス・クラックが進展したものかあるいは図(c)に示すものになる。図(c)では圧壊(C_3 - C_6)からほぼ下側45度にせん断亀裂が進展している。 C_6 からのせん断亀裂は隣の0度層(5)と自身を切断する形になっている。その右の0度層(4)にはキंकが発生している。この図は疲労の最終的な損傷起点がFig. 6(c)の内部キंकではなく、負荷端の圧壊であることを明瞭に示している。これは静的引張りの場合と大きく異なる点である。また、剥離の開きが疲労では小さくなっている。

図(d)の $U_{MAX,FD} = FS$ 変位相当は図(c)とほぼ等しい。両者の違いは圧壊粒が消失していることと剥離の開きがより進んだことである。

Fig. 12 に $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ での積層構成 $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の結果を示す。ここでは Fig. 11 との違いを主に述べる。Fig. 10 の荷重-寿命関係に示されているように、Fig. 11 に比べて最大荷重 $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ の損傷加速効果が積層構成 $[90/\pm 45/0]_{3S}$ による損傷抑制効果より大きい。また $N=10^4$ より前に $U_{MAX,FD}=FS$ 変位相当になると予想される。図(a)の $N=10^3$ には加速と抑制の効果が剝離損傷に登場している。両表面層上端にせん断亀裂あるいはせん断損傷が見られるものの隣接界面(①, ②)に剝離がない。これは $[90/\pm 45/0]_{3S}$ による損傷抑制効果である。0 度層と 90 度層及び ± 45 度層間の繊維方向が 90 度違う多くの界面(③, ④, ⑦, ⑧, ⑪)で剝離が発生成長している。これは $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ と負荷を上げたことによる損傷加速効果である。この試験片はやや左に荷重が偏る傾向があり圧壊や剝離が左に多く発生している。

図(b)の $U_{MAX,FD}=P_{MAX}$ 変位相当では繊維方向が 90 度違う全ての層間に剝離が発生している。更に 0 度層の損傷下部から剝離やせん断マトリックス・クラックが発生する。せん断マトリックス・クラックは界面で剝離を開き、そこに上部が食い込み、 $U_{MAX,FD}=P_{MAX}$ 変位相当が達成され、図(c)のような 0 度層の損傷が互いに重なるようなことは起きていない。これも $[90/\pm 45/0]_{3S}$ での損傷抑制効果と考えている。なお、 $P_{MAX,F}=0.8P_{UTS}$ で $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の場合には損傷に一部重なりが認められている。

0 度層 (1, 4, 5) の上端損傷は本論文の定義では圧壊であるが、0 度層 (5) は特にキックに近い。0 度層 (2) は上部が欠落しており判別できないが 0 度層 (3) にはキックができています。しかし、このキックやキックに近い圧壊は静的引張りの Fig. 6(b), 7(b) に比べ、その上の部分で 0 度層は片方あるいは両方の隣接層から大きく剝離している。負荷上端の崩壊によって 0 度層が屈曲しながら損傷が進みキックという形態が現れたと言える。圧縮負荷により内部で突然損傷の起点となるものが形成されたのではなく、上部損傷である圧壊の連続的進展と見た方が適切である。

図(c)の $U_{MAX,FD}=FS$ 変位相当では外側 2 つの起点部分が消失しているが図(b)より圧壊と推定される。C₂~C₅ の圧壊を起点にした一連の損傷はキック状部分を通してせん断マトリックス・クラックに成長している。表面 90 度層の損傷抑制効果により外側の剝離幅は Fig. 11 (c) に比べても小さい。逆に 0 度層 (3, 4, 5) 上端の繊維層の切断損傷は Fig. 11 (d) より著しくなり $U_{MAX,FD}=FS$

Fig. 13 Delamination length in comparison with matrix crack length under fatigue and static loading; $[0/\pm 45/90]_{3S}$, $[90/\pm 45/0]_{3S}$.

変位相当が達成されている。

Fig. 13 で静的引張りと疲労の両試験片のせん断亀裂長さや剝離長さの両総和を比較している。層を横切る損傷をせん断亀裂とし、0 度層の切断やキックも入れ、Fig. 6, 7, 11, 12 から両者を求めている。剝離総長さはせん断亀裂総長さの増加とともに増加する。また、 $[90/\pm 45/0]_{3S}$ と $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の傾向に違いが認められないので、両積層構成のデータを一緒にして最小 2 乗法により疲労と静的引張りそれぞれの回帰直線を総剝離長およそ 0.4 cm 以下の範囲で求めている。破線は回帰直線と FS での平均値を結んだものである。実線の疲労の結果は点線の静的引張りの場合より上にあり、疲労では引張りに比べ剝離の進展が大きいことが数値的にも示された。これは、疲労荷重が静的引張り荷重より低いために内部キックができ難く、上端の圧壊が徐々に内部に拡大して層に平行な損傷が発生することに拠ると思われる。また、損傷の内部への拡大で応力構造にゆがみができて 0 度層にキック状損傷が起きる場合でも、キック状損傷が剝離の拡大を伴って発生することなどにより、剝離が成長し易くなっていると言える。

4. 結 論

CFRP 擬似等方性板のピン継手についてベアリング疲労試験を行い、静的引張りでの強度や損傷進展と比較検討し以下の結論を得た。

1. 疲労による明瞭な強度低下が認められる。また、 $[90/\pm 45/0]_{3S}$ の疲労強度は $[0/\pm 45/90]_{3S}$ の場合より大きい。この傾向は静的引張強度の場合と同様であり、

$[90/\pm 45/0]_{3s}$ における表面層繊維の横方向の連続性により横方向変形が抑制されるためである。

2. 疲労の荷重-伸び曲線には当初よりヒステリシスがあり、繰返し数の増大と共にヒステリシス・ループは負荷方向に移動する。前者はピンと CFRP 孔の界面の摩擦に起因し、後者の移動は損傷進展に対応する。ループの変位幅と移動量は更に増大するが、これは損傷進展が一層加速していることを意味する。

3. 疲労内部損傷の進展は以下の通りである。

3.1 まず、表面第 1(表面層が 90 度層の場合は 2 番目の)層間に剝離が発生する。0 度層の圧壊も発生する。繊維方向が 90 度違う界面や表面に近い界面にも剝離が現れる。静的負荷の場合に比べ表面 0 度層の剝離はかなり長い。

3.2 次に、既存剝離の成長や 0 度層圧壊下部からの界面剝離が発生成長する。

3.3 更には、0 度層損傷下部(多くは圧壊だが、キंक状の物もある)から剝離に加えほぼ下側 45 度方向にせん断マトリックス・クラックが進展する。

3.4 3.3 の損傷セットが連結し、複数の楔型の最終破壊形態ができる。静的負荷時の最終破壊形態に比べ剝離の開き量が多い。

4. 疲労内部損傷の主な特徴は次の 2 点になる。剝離の割合が多い；最終破壊のトリガーとなるのが静的負荷時のようなキंकではなく主に圧壊である。

5. 全円孔試験片の静的負荷時の強度と内部損傷は、半円孔試験片で得られた従来の研究結果と大略同じであるが、円孔リガメント部による横方向変形への抑制効果により、 $[90/\pm 45/0]_{3s}$ と $[0/\pm 45/90]_{3s}$ の強度差が小さ

くなる。また、この抑制効果により、 $[0/\pm 45/90]_{3s}$ 試験片でも最終損傷形態は複数の楔型状となる。

参 考 文 献

- 1) J. Hart-Smith : *Joining Fibre-Reinforced Plastics*, ed. by F.L. Matthews, Elsevier Applied Science Publishers LTD (1987).
- 2) W.J. Quinn & F.L. Matthews : *J. Compos. Mater.*, **11** (1977), 139-145.
- 3) D. Liu, B.B. Raju & J. You : *J. Compos. Mater.*, **33**, 1 (1999), 2-21.
- 4) I. Eriksson : *J. Compos. Mater.*, **24** (1990), 1246-1269.
- 5) P.A. Smith, M.F. Ashby & K.J. Pascoe : *J. Compos. Mater.*, **21** (1987), 878-897.
- 6) T. Ireman, T. Ranvik & I. Eriksson : *Composite Structures*, **49** (2000), 151-171.
- 7) H.S. Wang, C.L. Hung & F.K. Chang : *J. Compos. Mater.*, **30**, 12 (1996), 1284-1313.
- 8) P.S. Wu & C.T. Sun : *AIAA Journal*, **36**, 11 (1998), 2124-2129.
- 9) P.P. Camanho & F.L. Matthews : *J. Reinforced Plastics and Composites*, **17**, 3 (1998), 205-233.
- 10) Yi Xiao & T. Ishikawa : *Compos. Sci. Technol.*, **65** (2005), 1022-1031.
- 11) T.S. Lim, B.C. Kim & D.G. Lee : *Composite Structures*, **72** (2004), 58-68.
- 12) 平野憲芳, 高雄善裕, 汪 文学, 松原監壮 : 日本複合材料学会誌, **30** (2003), 102-110.
- 13) N. Hirano, Y. Takao & W.-X. Wang : *J. Compos. Mater.*, **41** (2007), 335-351.
- 14) L.A. Carlsson & R.B. Pipes : *Experimental Characterization of Advanced Composite Materials*, Prentice-Hall, Upper Saddle River (1987).