

プロジェクト1

樹脂で補修された CF/Epoxy 複合材料積層板の引張・疲労挙動

金 炯秀 (ポスター)
邊 吾一 (機械工学科)

1 緒言

CFRP は軽量でありながら、高強度、高弾性率など優れた機械的特性を有することから、これまで航空機、宇宙機器などの軽量化が生命である航空宇宙分野で積極的に適用されてきた。一般的に、先進複合材料が構造部材に応用される際は穴の存在が不可欠である。また、損傷を受けた部分を取り除いて健全な材料で補えば完全に新しいものに取り替えずともその役割を果たすことは十分考えられる。

多くの研究者たちは円孔を有する積層板に対してあらゆる角度（実験および解析）で研究してきた¹⁾。また、損傷を受けた複合材料積層板の補修に関する研究^{2),3)}も活発に行われてきている。

本研究では常温硬化型樹脂だけで補修された炭素繊維強化エポキシ基複合材料積層板に対し、静的引張試験および疲労試験を行い、その挙動について明らかにする。

2 引張・疲労試験

2.1 試験片

本研究では補修効果に対し積層構成また円孔径の影響を調べるために4種類の試験片を用意した。その詳細について以下に述べる。

試験片は炭素繊維を強化材、熱硬化性エポキシ樹脂を母材とした一方向プリプレグ (TR350E-150S : 株三菱レイヨン) を用いており、積層構成が $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 、 $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ となるようにハンドレイアップ法で積層した。このように積層したプリプレグをホットプレスにより加熱加圧成形し、 $290\text{mm} \times 285\text{mm}$ の板を作製した。最終的に、この板（擬似等方性複合材料積層板）は精密切断機により $253\text{mm} \times 25.4\text{mm}$ の短冊形状に加工される。その後、直径 3.5mm と 6mm の円筒型砥石で円孔を設けているが、最終的な円孔径は約

3.6mm と 6.1mm となる。これらの試験片は水没式超音波探傷装置を用いて初期欠陥がなく、試験片として適切であることが確認された。試験片の両端には GFRP タブが接着された。Fig. 1 に円孔を有する試験片と常温硬化型接着剤で補修された試験片の概略と寸法を示す。

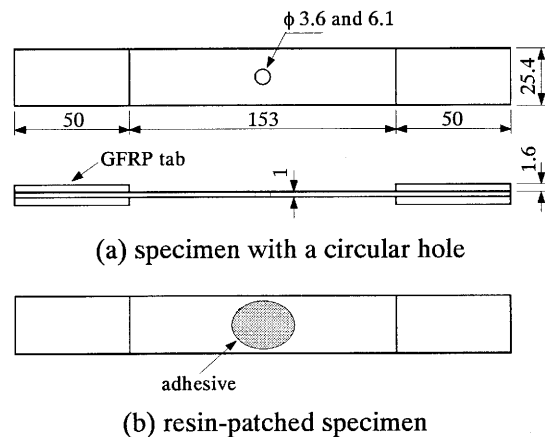


Fig. 1 Test specimen configuration.

2.2 補修材

試験片円孔部の補修にはその大半は常温硬化型エポキシ系接着剤である Araldite® が使用されたが、積層構成 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 、円孔径 6.1mm の試験片に対しては EP34B (株共和) が用いられた。また、円孔径 3.6mm に対してはメタクリレート系構造用接着材である MA310 (ITW Inc.) を追加で使用している。

また、本研究では積層構成 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 、円孔径 6.1mm を Type A、円孔径 3.6mm を Type B、積層構成 $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ 、円孔径 6.1mm を Type C、円孔径 3.6mm を Type D と称することにする。疲労試験は Type B についてのみ行った。その際、使用した補修材は MA310 である。

2.3 試験条件

本実験では油圧式疲労試験機 (48000 型サーボパルサー疲労試験機 : 島津製作所) を使用し

て静的引張試験および疲労試験を行った。静的引張試験は0.5mm/minの負荷速度、また、室温環境下で行われた。一方、疲労試験条件は、①繰り返し最大応力は最終破壊強度の65%②応力比は0.1、である。疲労試験は①繰り返し数100回のひずみの2倍のひずみになったら試験を停止し各繰り返し数を確認②繰り返し数が72,000回になったら試験を停止し超音波探傷装置による損傷観察、の手順で行った。

3 応力解析

実験で得られた結果を検証するために、Type B ($[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 、円孔径3.6mm) 擬似等方性複合材料積層板対し、3次元有限要素解析(線形解析)を行った。解析には、有限要素法構造解析汎用ソルバーANSYS 5.7を使用した。対称性を考慮し板厚半分をモデル化した。解析モデルの寸法は、長さ100mm、幅25mm、厚さ0.54mm(板厚半分)、一層の板厚0.135mmであり、また、補修層(樹脂層)の厚さおよび直径はそれぞれ1.5mmと20mmである。解析モデルの要素分割の詳細をFig. 2に示す。板厚方向に1層を3つの要素で分割している。通常、自由縁近傍では応力集中を考慮して要素分割を細かくするが、本研究ではほぼ均等にした。また、要素は8節点ソリッド要素を用いた。拘束条件は、以下のようなになる。モデル左端のx方向変位のゼロ固定、z=0の節点に対称境界条件、節点(-50,0,0)(左端)と(50,0,0)(右端)のy、z方向変位のゼロ固定、また、右端に一様伸びひずみ($\epsilon_0=1\%$)を与えている。

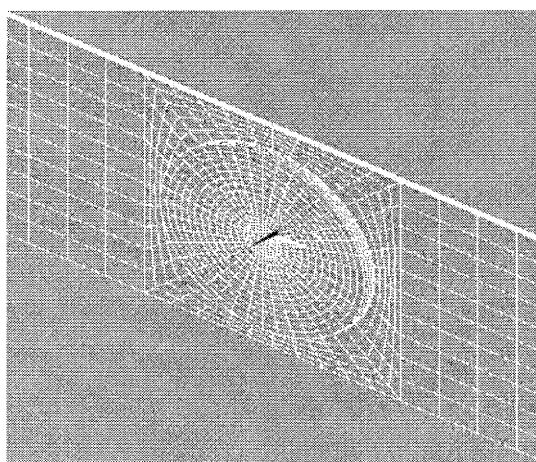


Fig. 2 FEM modeling of the upper half of the $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ for epoxy-patched model.

Table 1 Mechanical properties of a carbon/epoxy unidirectional lamina and epoxy resin.

	CFRP	Epoxy
E_L (GPa)	144.8	3.43
E_T (GPa)	8.05	
ν_{LT}	0.3	0.36
ν_{TT}	0.45	
G_{LT} (GPa)	4.7	
G_{TT} (GPa)	2.8	

応力分布図には解析モデルの $x=0$ (長手方向に対して真ん中) の Y 軸方向に沿う値を示す。Table 1 に応力解析に用いた材料定数を示す。

4 結果および考察

4. 1 実験結果

有孔試験片およびエポキシ樹脂で補修された試験片の静的引張試験から得られた Type A 試験片の典型的な Stress-stroke 線図を Fig. 3 に示す。また、Fig. 4 および Fig. 5 は Type B 試験片および Type D 試験片の静的引張強度をそれぞれ示している。この図には構造用接着剤 (MA310) による補修されたデータが追加されている。図 (Fig. 4 および Fig. 5 参照) より、エポキシ樹脂で補修された試験片の静的引張強さが補修されていない試験片より若干高い値を示していることが分かる。特に、構造用接着剤によって補修された試験片の場合は補修されていない試験片の静的引張強さより 14.5~22.5%ほど高くなっている。その原因としては、補修された樹脂によりトランスバースクラックや層間剥離といった損傷が抑制されたためであると考えられる。

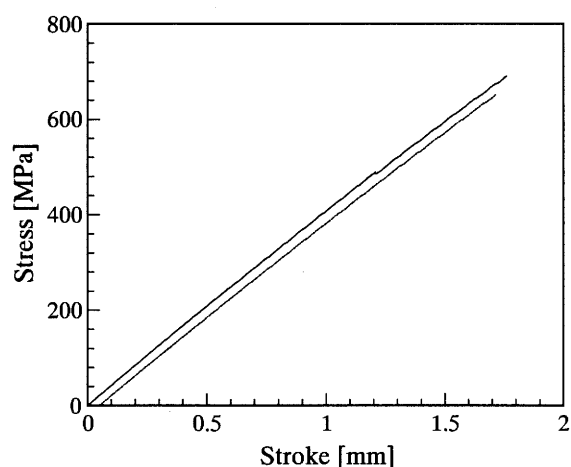


Fig. 3 Typical stress-stroke curves for Type A Specimen.

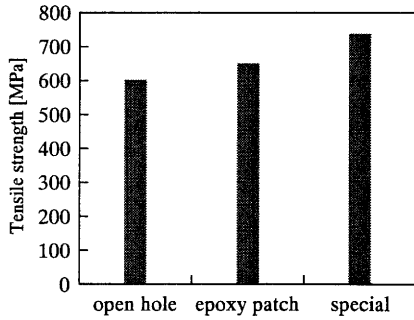


Fig. 4 Tensile strength of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ quasi-isotropic laminates ($d=3.6\text{mm}$, Type B).

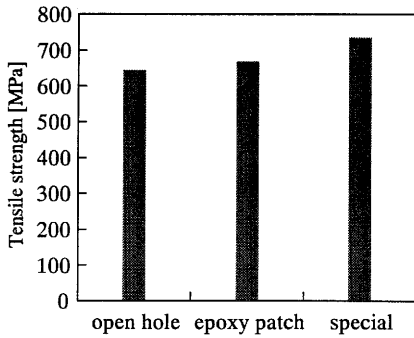
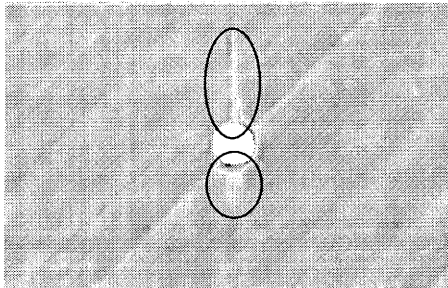
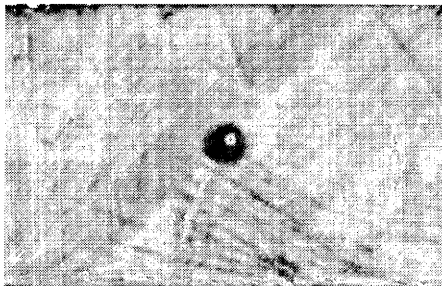


Fig. 5 Tensile strength of $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ quasi-isotropic laminates ($d=3.6\text{mm}$, Type D).



(a) open hole specimen



(b) resin-patched specimen

Fig. 6 Photographs of ultrasonic detector for Type D specimen.

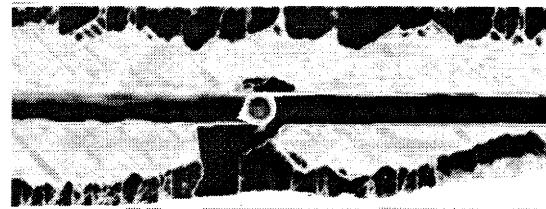
Fig. 6 は構造用接着剤で補修された試験片 (Type D) の試験後 (破壊強度の 90% 付近で試験停止) 観察した超音波探傷写真である。Fig.

6(a)は有孔試験片を Fig. 6(b)は構造用接着剤で補修された試験片を示している。有孔試験片には損傷が観察されたが構造用接着剤で補修された試験片には損傷が観察されなかった。これは補修による強度の回復が期待される。

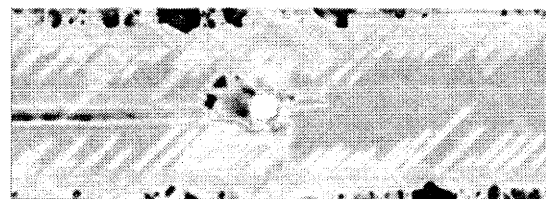
補修効果に対して円孔径の影響を調べるために Type B 試験片を用いて静的引張試験を行った。図示していないが、Stress-stroke 線図については Type A 試験片とほぼ同じ傾向を示した。

補修効果について、積層構成の影響 (Fig. 4 および Fig. 5 参照) を調べるために Type C、円孔径の影響を調べるために Type D 試験片を用いて静的引張試験を行った。静的引張強さの回復については Type A、B 試験片とさほど変化は見られなかった。無孔積層板の積層構成 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ と $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ の損傷挙動が異なるということはよく知られている。積層構成 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ の場合は応力-ひずみ線図においてほぼ線形的な挙動を示すことに対し、積層構成 $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ の場合は大規模な層間剥離に起因する非線形的な挙動を示す。そういうことから、Type C と D 試験片の補修効果は期待されたが、Type A と Type B 試験片とさほど違いは見られなかった。その詳細については今後の課題にしたい。

疲労試験の結果について以下に述べる。繰り返し数 100 回のひずみの 2 倍になった繰り返し数を比較すると、有孔試験片は 95,066 回、補修された試験片は 182,304 回であった。樹脂の補修により繰り返し数が約 2 倍になった。



(a) open hole specimen



(b) resin-patched specimen

Fig. 7 Photographs of ultrasonic detector of fatigue tested specimens (Type B).

Fig. 7は、繰り返し数が72,000回時に試験を停止し超音波探傷装置による損傷観察を行った写真である。写真の黒い部分が損傷を現しているが、補修された試験片のほうが著しく損傷領域が少ないことが分かる。

4. 2 応力解析結果

Fig. 8は実験で得られた結果を検証するために、Type B ($[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_S$, 円孔径 3.6mm) 擬似等方性複合材料積層板に対して行った解析結果である。本報では、表面層、すなわち 0° 層の応力成分 σ_x に着目して示すことにする。エポキシ樹脂で補修されたモデルと補修されていないモデルともに円孔近傍で極端に応力の値が高いことが分かる。また、エポキシ樹脂で補修されたモデルの円孔近傍での応力の値は補修されていないモデルの応力より約25%ほど応力緩和が見られた。これは、実験結果とよい傾向を示している。図示していないが、ほかの応力成分すべてもエポキシ樹脂で補修されたモデルのほうが補修されていないモデルの応力の値より低い値を示した。

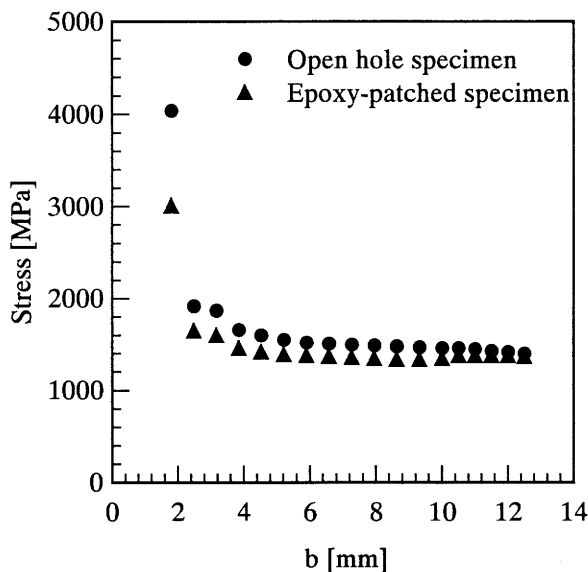


Fig. 8 The distribution of stress σ_x for 0° ply.

5 まとめ

本研究では2種類の積層構成および円孔径を有する擬似等方性複合材料積層板に対し、常温硬化型樹脂の補修を行い、静的引張試験を実施し、補修効果（引張強さの回復）の積層構成および円孔径の影響について以下の知見を得た。

4種類の試験片において引張強さの回復は認められる。特に、構造用接着剤によって補修された試験片の場合は補修されていない試験片の静的引張強さより14.5~22.5%ほど高くなっている。また積層構成および円孔径の違いは補修効果（引張強さの回復）にはあまり影響を及ぼさないことが分かった。今後、樹脂の補修による破壊パターンの変化などを詳しく検討したい。また、実験で得られた結果を検証するために行った解析ではエポキシ樹脂で補修されたモデルの円孔近傍での応力の値は補修されていないモデルの応力より約25%ほど応力緩和が認められ、定性的には実験結果を裏付けているが分かった。また、疲労挙動にも常温硬化型樹脂による補修効果が認められた。今後、疲労挙動に対して積層構成の影響および母材の靱性の影響について明らかにしたい。

5 参考文献

- 1) F.Z. Hu, C. Soutis and E.C. Edge, "Interlaminar stresses in composite laminates with a circular hole", *Compos. Struct.*, 37, (1997), pp. 223~232
- 2) J.W. Choi, W. Hwang, H.C. Park and K.S. Han, "Observation of static strength and fatigue life of repaired graphite/epoxy using a tensile coupon", *Advanced Compos. Mater.*, 8, (1999), pp. 317~327
- 3) D.C. Seo and J.J. Lee, "Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch", *Compos. Struct.*, 57, (2002), pp. 323~330