

赤外線応力解析装置によるCFRP開孔積層材の引張り疲労挙動

邊 吾一(機械工学科)
李 演洙(ポスドクター)

1. 緒言

炭素繊維強化プラスチック(CFRP)は比強度、比剛性に優れており、その特性を生かして最先端の航空宇宙産業から身近なスポーツ用品まで幅広い分野で使用されている。これらの高強度材を用いた構造やその部材は過酷な状況に用いられ、応力の繰り返し負荷による破損を伴うことが多いが、CFRP積層材の疲労特性の評価方法は確立しているとは言い難く、特に、機械的接合したのに設けられた孔がある場合の疲労特性の研究データ¹⁾²⁾はごくわずかである。

また、CFRP等の複合材料における疲労負荷による損傷状態を調べるためには一度試験機からCFRP材を取り外さなければならないが、実際には繰り返し負荷を与えている最中のその場での観察が重要であり、繰り返し負荷における損傷の進展と応力状態をモニタリングする必要がある。本研究では 0° あるいは 90° の一方向材、クロスプライ材、さらに、擬似等方材の積層構成を有する4種類のCFRP積層材の有孔板と無孔板の疲労特性を赤外線応力画像装置を用いて、疲労試験中の応力分布を調べて、これらの疲労特性を明らかにした結果について報告する。

2. 疲労試験

2.1 試験片

汎用のカーボン繊維とエポキシ樹脂からなる一方向プリプレグ(三菱レイヨン製 TR330E-150S)を4種類の積層構成でホットプレスにより加圧加熱成形し、 $230\text{mm} \times 300\text{mm}$ の板を作成した。この板を精密切断機により $200\text{mm} \times 25\text{mm}$ の短冊形状に加工する。次に開孔に有する場合は、試験片は中央に 3mm の円孔を設けた。これら加工後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を確認した後、この試験片の両端部の表裏に加熱硬化型フィルム状接着剤(3M製 AF163-2)でタブとなるGFRP($65\text{mm} \times 25\text{mm} \times 1.5\text{mm}$)を接着させたが、接着時の圧力は極低圧とし、加熱は 120°C で40分間とした。Fig.1に試験片の寸法を示す。

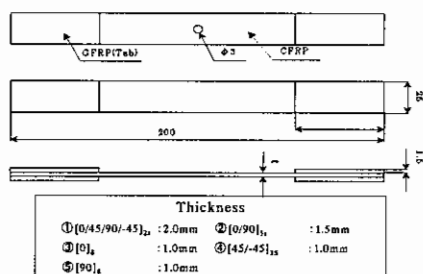


Fig.1 Geometry of test piece

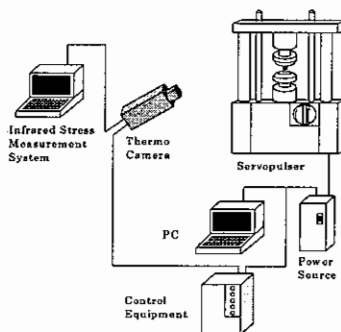


Fig.2 Experimental Apparatus

2.2 実験条件

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)を使用して疲労実験を行った。この試験機のチャック部には疲労サイクル数の上昇と共に締め付け圧を自動的に一定にさせるため油圧式ジグを採用した。疲労試験に先立ち、まず静的強度を調べ、その値を基に疲労試験の負荷条件を決めたが、静的引張試験は負荷速度を $0.5\text{mm}/\text{min}$ で行った。

また、疲労実験の試験方法は周波数 $f=5\text{Hz}$ (熱弾性係数測定の場合は 10Hz)、応力比 $r=0.1$ の定荷重引張-引張の片振り疲労試験を行った。測定はサイクル数の 10^6 まで測定し、それ以上のサイクル数で破壊に至らない場合は試験を打ち切った。

2.3 赤外線法における応力測定

本実験では疲労試験片表面の温度を測定して応力分布を求め、試験片の応力分布を非接触でモニ

タリングするために赤外線応力画像システムを用いた。実験装置の配置を Fig.2 に示す。試験片表面には赤外線の放射率を高めるため黒色塗料を塗布している。

測定方法として、まず赤外線カメラを用いて試験片表面の温度分布を測定する。負荷波形とそれに伴う温度波形には若干の位相差が生ずるのでその位相差の設定を行う。疲労負荷を与えるとき、最大引張荷重時と最小引張荷重時両者の画像にずれが生じているため、その位置の補正を行い、温度変化量を測定後、各材料定数を与えて応力分布が求まる。

3 静的試験結果

各試験片についての静的引張試験結果を無孔試験片は Table1, 有孔試験片は Table2 に示す。引張強さは、無孔試験片の強度には

$$F_t = \frac{P_{max}}{b \times t} \quad (1)$$

を用い、有孔試験片の強度には

$$F_t = \frac{P_{max}}{(b-d) \times t} \quad (2)$$

を用いてそれぞれ求めた。引張強さは各試験片の 5 本以上の平均値であり、標準偏差も示した。

4. 疲労試験結果

4.1 疲労過程

Fig.3 に赤外線画像応力システムで測定した擬似等方性材の無孔試験片の結果(応力比 $\sigma_c/F_t=0.625$, 最大繰り返し数 $N_{max}=141913$)を示す。繰り返し数の少ない($N=1700$)場合は図の様に応力が均一に分布しているが、サイクル数を増加させていくと、 $N=10700$ で試験片幅方向の両端に層間剥離を生じ、中心部の応力が上昇している。さらにサイクル数が増加する($N=40000$)と、層間剥離の進展と共に応力集中部がタブ部付近に生じ、 $N=140000$ で層間剥離が試験片幅方向に広がり、タブ部で破壊に至った。破壊後の写真を Fig.4 の上段に示す。

Fig.5 に擬似等方性材有孔試験片(応力比 $\sigma_c/F_t=0.8$, $N_{max}=88589$)の場合を示す。サイクル数初期に $N=5500$ で、まず円孔部の試験片軸方向に繊維剥離が生じていることが分かる。そしてサイクル数を増加させていくと $N=30000$ の図に示すように、試験片の幅方向の両端に層間剥離を生じている。さらにサイクル数を増加($N=55000$)すると、さらに層間剥離が進展し、その後は $N=85000$ の図で殆ど応力分布は変化せずに最後はタブ部で破壊に至っている。破壊後の写真は Fig.4 の中段に示す。Fig4 の下段の写真は有孔試験片で応力レベルが高く、繰り返し数の少ない場合の結果である。

次に $[0^\circ/90^\circ]_{3S}$ の破壊後の写真を無孔板は Fig.6 の上段に、有孔板は Fig.6 の下段にそれぞれ示す。無孔試験片も有孔試験片も試験片表面で樹脂がはがれ落ちている。Fig.7 はクロスプライ材無孔試験片(応力比 $\sigma_c/F_t=0.925$, $N_{max}=11681$)の場合を示す。図から分かるように、サイクル数が増加してもこの試験片の応力分布はほとんど変化せず、一方のタブ部近傍に強い応力集中が発生し、そのまま破壊に至っている。

Fig.8 にクロスプライ材有孔試験片で応力比 $\sigma_c/F_t=0.8$, $N_{max}=1300000$ で繰り返し負荷を打ち

Table1 Static Tensile Properties of Specimens (no Hole)

	Tensile Strength F_t (no Hole)[MPa]	Standard Vriation	Tensile Modulus [GPa]
$[0/45/90/-45]_{2S}$	822	11.5	55.9
$[0/90]_{3S}$	1214	33.7	75.3
$[0]_3$	2247	109	145
$[45/-45]_{2S}$	226.1	6.62	16.1
$[90]_3$	49.71	4.19	8.31

Table2 Static Tensiles Properties of Specimens (with Hole)

	Tensile Strength F_t [MPa]	Standard Variation
$[0/45/90/-45]_{2S}$	621	19.1
$[0/90]_{3S}$	790	22.5
$[0]_3$	2097	77.1
$[45/-45]_{2S}$	174	6.47
$[90]_3$	34.0	0.92

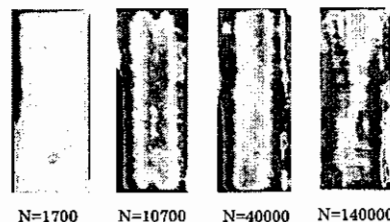


Fig.3 Stress Distribution of $[0/45/90/-45]_{2S}$ Specimen (without a Hole) ($\sigma_c/F_t=0.625$, $N_{max}=141913$)

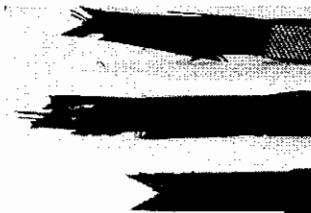


Fig.4 Tensile Fatigue Failure of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{2S}$ Specimens

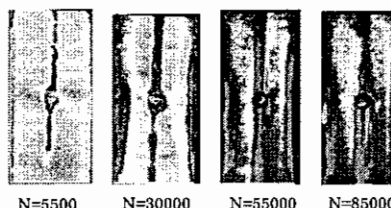


Fig.5 Stress Distribution $[0/45/90/-45]_{2S}$ Specimen with a Hole. ($\sigma_c/F_t=0.8$, $N_{max}=88589$)

切った場合を示す。円孔の上下で生じた層間剥離がサイクル数の増加とともに軸方向に進展している様子を同図は示している。無孔試験片は繊維の剥離がタブの角部で始まり破断はタブ付近で起きるのに対し、有孔試験片は円孔付近の応力集中により円孔部の外側で繊維剥離が始まり、円孔部分で破断をする。

4.2 S-N 線図

疲労実験により得られた擬似等方性材(有孔と無孔)とクロスプライ材(有孔と無孔)の S-N 線図を最小二乗法により次の式

$$\sigma = A + B \log N \quad (3)$$

で直線近似した結果を Fig.9, Fig.10 に示し、式(3)の A と B を Table.3, Table4 に示す。有孔擬似等方性材は円孔による応力集中のため無孔試験片の場合より S-N 線図が下側となる。また、高い周波数の方が粘性効果が働いたため傾きは 10Hz の方が大きくなった。

クロスプライ材の無孔試験片は静的強度以下の応力レベルで疲労実験を行うことができたが、有孔試験片は静的強度よりも若干低い応力レベルの下ではほぼ数回の繰り返し数で破壊する。静的強度値よりも少し低い値の応力レベル(例えば応力比 0.9~0.8)では、殆どの試験片の繰り返し数は 100 万回を越えても破壊を生じなかった。そこで破壊しなかった疲労後の試験片の引張強度を静的試験で求め、Table2 で与えた静的強度値と共に Table5 に示す。疲労実験後の試験片の強度の方が静的強度よりも強度が約 25% 程度向上している。この原因として有孔試験片は繰り返し応力負荷により、破壊した 90° 層と 0° 層が層間剥離を起こし、疲労後の強度は 0° 層のみで負荷を受けるため疲労後の強度は 0° 材の有孔静的強度の約半分の値とほぼ一致した。

4.3 熱弾性係数の測定

応力分布を求める際、積層材の場合 0° 材の熱伝導率が非常に低く 45°, 90° の熱伝導率が比較的高いため、これらの積層した場合、熱が 0° 層に流れて熱弾性係数に大きな影響を与え、定量的な応力分布を求めることが困難となる。そこで、各単体層の熱弾性係数を調べることにした。

赤外線応力画像装置で応力分布を求める際、温度変化量と応力との関係を表すため熱弾性係数 K が必要となる。熱弾性係数 K は、熱応力に起因するため熱膨張係数が関係し、L および T 方向の熱膨張係数は繊維と樹脂の熱膨張係数(α_{fL} , α_{fT} , α_m)、ヤング率(E_{fL} , E_m)、ポアソン比 (ν_f , ν_m) と体積含有率 (V_f , V_m , $V_f + V_m = 1$) が与えられると次式の複合則で求まる。

$$\alpha_L = \frac{E_{fL}\alpha_{fL}V_f + E_m\alpha_m(1-V_f)}{E_{fL}V_f + E_m(1-V_f)} \quad (4)$$

$$\alpha_T = \alpha_{fT}V_f + \alpha_mV_m \quad (5)$$

そして密度 ρ 、熱容量 C を用いて次式で熱弾性係数が得られる。

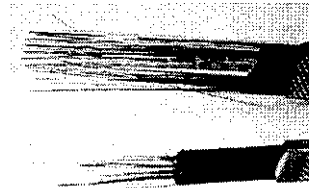


Fig.6 Fatigue Failure of [0°/90°]_{3S} Specimens of Tensile

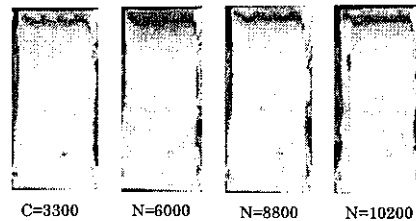


Fig.7 Stress Distribution of [0/90]_{3S} Specimen (without a Hole.)

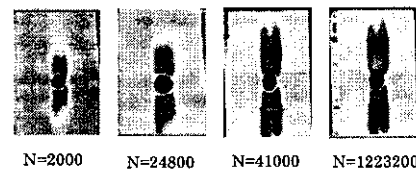


Fig.8 Stress Distribution of [0/90]_{3S} Specimen (with a Hole.) ($\sigma/\sigma_s=0.8$, $N_{max}=1300000$)

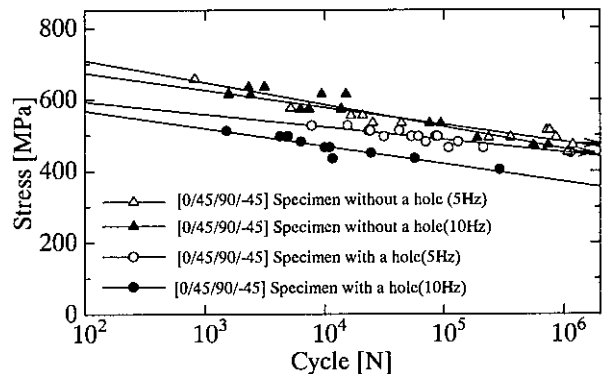


Fig.9 S-N Curve [0/45/90/-45]_{2S} Specimen

Table3 Fatigue Test Results of [0/45/90/-45]_{2S} Specimen

	A [Mpa]	B	A/F _t
[0/45/90/-45] _{2S} (without a Hole, 5Hz)	770	-20.9	0.94
[0/45/90/-45] _{2S} (without a Hole, 10Hz)	833	-26.9	1.02
[0/45/90/-45] _{2S} (with a Hole, 5Hz)	664	-15.4	1.07
[0/45/90/-45] _{2S} (with a Hole, 10Hz)	667	-21.5	1.08

$$K_L = \frac{\alpha_L}{\rho C} \quad (6)$$

$$K_T = \frac{\alpha_T}{\rho C} \quad (7)$$

次に実験式であるが、赤外線応力画像システムで求まる温度差と測定面の主応力和から

$$dT = -T(K_L d\sigma_L + K_T d\sigma_T) \quad (8)$$

となる。直交異方材の場合、 0° 材の引張りの場合 $\sigma_T=0$ 、 90° 材の引張りの場合 $\sigma_L=0$ となるので、式(8)は次式のようになる。

$$K_L = -\frac{\Delta T}{T(\sigma_{Lmax} - \sigma_{Lmin})} \quad (9)$$

$$K_T = -\frac{\Delta T}{T(\sigma_{Tmax} - \sigma_{Tmin})} \quad (10)$$

熱弾性係数を算出するために式(6)と(7)用いた材料定数のとして Table 6 に、そして式(9)と(10)の実験結果を Table 7 に示す。また、本研究で用いている黒色塗料の放射率は0.96である。熱弾性係数結果は 0° 材、 90° 材、樹脂単体全てにおいて10Hzの方が理論値に近い値となった。その理由としては周波数が大きければ大きい程の方が断熱状態を得られやすいためである。

4.4 応力の測定結果

赤外線応力画像システムを使用して応力分布を測定したが、擬似等方性積層で表面層が 0° 材だと内側の 45° および 90° 層からの熱伝導を受け、精度上の問題があると考えられる。実際の与えた繰り返し応力に比べ赤外線応力画像システムで測定した応力分布は値が遙かに低く、擬似等方性積層材の熱弾性係数を精度良く求められず、したがって応力の定量的な測定を行うことは困難であった。また、Fig.11 に 90° 一方向有孔試験片で応力集中係数の測定を行った結果を示すが、有限要素法での応力集中係数が2.58に対し、測定結果では1.78と大きく異なり、境界部での熱伝導も大きく影響する。今後有限要素法による熱伝導解析を用いて、擬似等方積層材の熱弾性係数を明らかにし、温度測定結果より応力分布を明らかにする必要がある。

<参考文献>

- 1) 杉本直, 石川隆司: 赤外線応力測定によるCFRP積層板の応力測定と非破壊手段としての適用に関する検討(1999), 航空宇宙技術研究所報告, pp1-23
- 2) 濱口泰正, 下河利行: カーボン/ポリイミド(T800H/pmr-15)複合材料有孔試験片の疲労強度(1999), 航空宇宙技術研究所報告, pp1-10

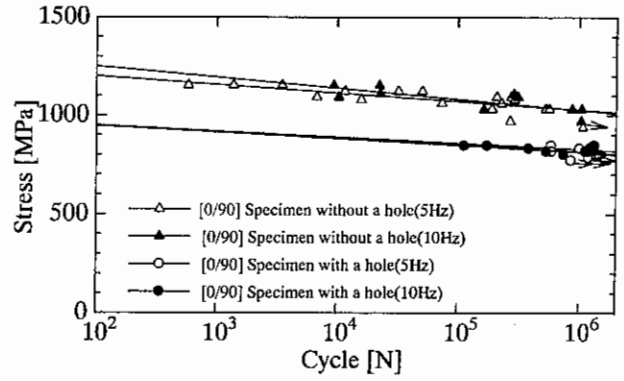


Fig.10 S-N Curve [0/90]_{3S} Specimen

Table4 Fatigue Test Results of [0/90]_{3S} Specimen

	A [MPa]	B	A/F _t
[0/90] _{3S} (without a Hole, 5Hz)	1285	-18.6	1.06
[0/90] _{3S} (without a Hole, 10Hz)	1361	-24.3	1.12
[0/90] _{3S} (with a Hole, 5Hz)	1011	-13.2	1.25
[0/90] _{3S} (with a Hole, 10Hz)	1014	-14.4	1.26

Table5 Tensile test Results of [0/90]_{3S} Specimen with a Hole (After Fatigue)

	Tensile Strength [MPa]
$\sigma_c=787$ [MPa] (5Hz)	920
$\sigma_c=803$ [MPa] (5Hz)	1001
$\sigma_c=818$ [MPa] (5Hz)	1004
$\sigma_c=787$ [MPa] (10Hz)	972
$\sigma_c=803$ [MPa] (10Hz)	1038
mean	987
Tensile Strength (Static)	790

Table6 Material Properties

E_f [GPa]	235	E_m [GPa]	3.62
V_f	0.7	α_m [$10^{-6}/K$]	65
α_{fL} [$10^{-6}/K$]	-0.7	ρ_m [kg/m^3]	1252
α_{fT} [$10^{-6}/K$]	5.5	C_m [$kJ/kg \cdot K$]	1.40
ρ [kg/m^3]	1600	α_L [$10^{-6}/K$]	-0.297
C [$kJ/kg \cdot K$]	0.861	α_T [$10^{-6}/K$]	21.9

Table7 Result of Modules of Thermal Elasticity

	K [$10^{-13}/Pa$](EXP)		
	[0] _g	[90] _g	Resin
5Hz	-1.43	158	322
10Hz	-2.26	178	360
Calculate	-1.96	170	371

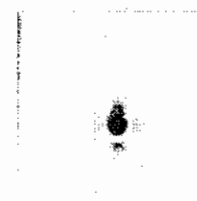


Fig.11 Stress Distribution of [90]_{3S} Specimen (with a Hole.) ($\sigma_f/\sigma_g=0.7$)