

円孔を有する CFRP 積層材の引張疲労特性に関する研究

邊 吾一 (機械工学科)

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部品, 部材は過酷な状況に用いられ, 応力の繰り返し疲労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, 機械的接合部等で用いられている有孔部材の疲労特性の研究データはごくわずかである.

また, CFRP 等の複合材料は繰り返し応力を受けると CFRP に用いられている熱硬化性樹脂は温度上昇を起し, 複合材料の繰り返し疲労強度と温度上昇との間には密接の関係がある. 本研究では  $0^\circ$  の一方向材, クロスプライ材と擬似等方積層構成を有する 3 種類の CFRP 積層材の有孔板と無孔板の疲労特性を破壊状況と疲労実験中の温度温度上昇量から検討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 3 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 CFRP 積層材を実際の使用において開孔に有する場合は, 試験片は中央に  $3\text{mm}$  の円孔を設けた. 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  $120^\circ\text{C}$  で 40 分間とした(Fig.1).

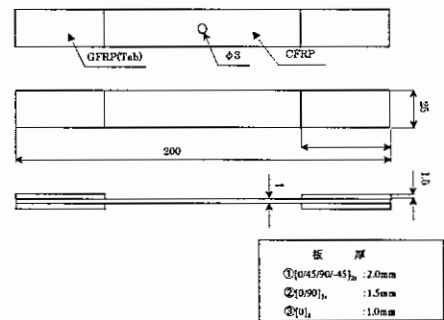


図1 試験片形状

2.2 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

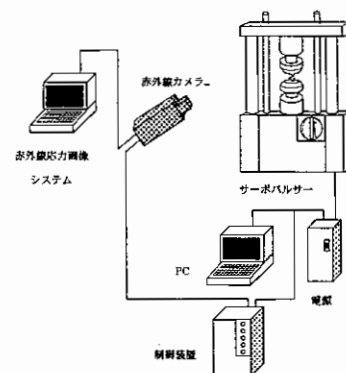


図2 測定器配置図

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一定にさせるため油圧式を採用した。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(mm/min)で行った。

また、疲労実験の試験方法は周波数  $f=5(\text{Hz})$ 、応力比  $r=0.1$  の定荷重引張-引張疲労試験を行った。加振は片振りである。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。

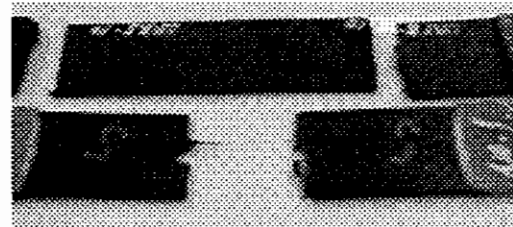
### 2.2.2 赤外線法における応力測定

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ることにより、破壊予測を行う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。

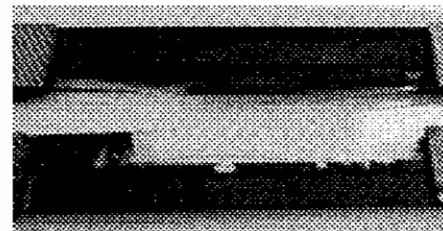
測定方法として、まず赤外線カメラを用いて試験片表面の温度分布を測定する。負荷波形とそれに伴う温度波形には若干の位相差が生ずるのでその位相差の設定を行う。疲労負荷を与えて試験片の荷重振幅の違いによる温度変化量を測定して応力分布を求める。そのとき、最大引張時と最小引張時両者の画像にずれが生じているためその位置の補正を行う。位置補正を行った後、各材料定数を与えて応力分布が求まる。



(a)  $[0^\circ / 45^\circ / 90^\circ / -45^\circ]_{2S}$



(b)  $[0^\circ / 90^\circ]_{3S}$



(c)  $[0^\circ]_8$

図3 静的破壊様

## 3. 静的試験

### 3.1 静的破壊様相

静的破壊後の試験片様相を Figs.3(a)~(c)に示す。まず  $[0^\circ / 45^\circ / 90^\circ / -45^\circ]_{2S}$  の破壊後の写真は無孔板を(a)の上段に、有孔板を(a)の下段にそれぞれ示す。破壊モードは両試験片共に  $45^\circ$  層の破壊により瞬時に  $0^\circ$  層の破壊が起こる。破壊形状は王冠状に破壊していた。また破壊箇所は、無孔板はタブ端部より少し離れた場

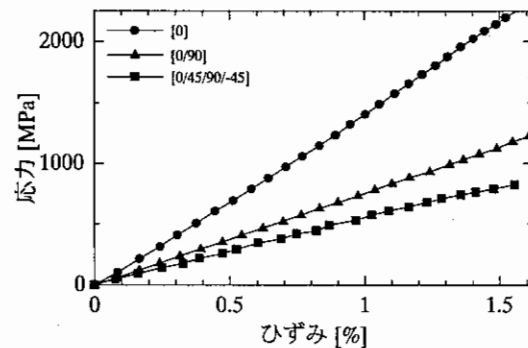


図4 応力-ひずみ線

表1 静的試験結果 (無孔)

	引張強さ [MPa]	ばらつき範囲 [%]	縦弾性係数 [GPa]	最大ひずみ
$[0/45/90/-45]_{2S}$	822	1.91	55.9	0.0156
$[0/90]_{3S}$	1214	4.31	75.3	0.0161
$[0]_8$	2247	8.35	145	0.0156

表2 静的試験結果 (有孔)

	引張強さ [MPa]	ばらつき範囲 [%]
$[0/45/90/-45]_{2S}$	593	5.68
$[0/90]_{3S}$	772	9.43
$[0]_8$	2001	6.63

所で、有孔板は円孔の応力集中部で破壊を生じていた。

次に $[0^\circ/90^\circ]_{3S}$ の破壊後の写真は無孔板を(b)の上段に、有孔板を(b)の下段にそれぞれ示す。90°材は負荷の初期に破壊するが最終の破壊は繊維破断によって破壊している。破壊箇所は擬似等方材と同様、無孔板はタブ端部より少し離れた場所で、有孔板は円孔の応力集中部で破壊を生じていた。

最後に $[0^\circ]_8$ の破壊後の写真は無孔板を(c)の上段に、有孔板を(c)の下段にそれぞれ示す。無孔板の場合、破壊時に端部近傍で幅方向に繊維が細片状に分離し、その後破壊する。また有孔板の場合、約590MPaで円孔の応力集中により、円孔の応力集中部から亀裂音と共に軸方向に亀裂が発生する。その後、タブ部で破壊する。

### 3.2 静的試験結果

静的強度試験結果により得られた各試験片の応力-ひずみ曲線結果をFig.4に示す。これから0°一方向材とクロスプライ材の応力とひずみは破壊まで線形関係と示しているが、擬似等方材は±45°方向の積層材があるため若干のが非線形性を示している。

次に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。引張試験を行った最大応力を無孔試験片には

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

を有孔試験片には

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

を用いて求めた。

引張強さは各試験片の5本以上の平均値を示した。また最大ひずみ値はどの積層構成も0.016程度となった。

### 4. 疲労試験

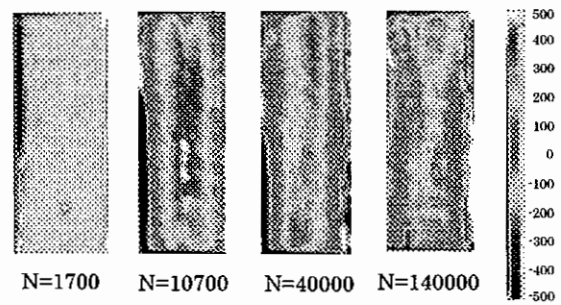


図5  $[0/45/90/-45]_{2S}$  無孔試験片の応力分布 ( $\sigma/\sigma_S=0.625$ ,  $N_{max}=141913$ )

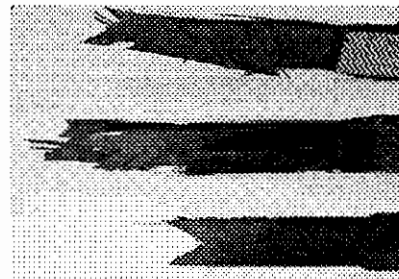


図6  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{2S}$  試験片の疲労破壊様相

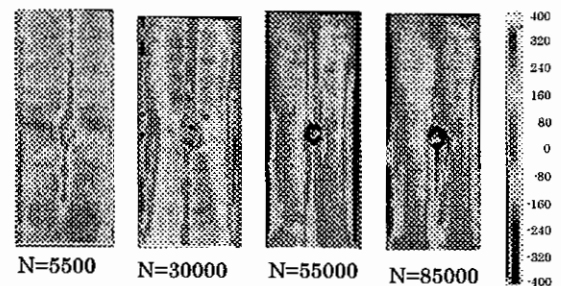


図7  $[0/45/90/-45]_{2S}$  有孔試験片の応力分布 ( $\sigma/\sigma_S=0.8$ ,  $N_{max}=88589$ )

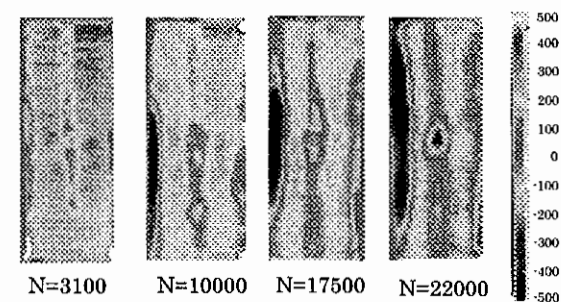


図8  $[0/45/90/-45]_{2S}$  有孔試験片の応力分布 ( $\sigma/\sigma_S=0.825$ ,  $N_{max}=24040$ )

#### 4.1 疲労過程

Fig.5 に赤外線画像応力システムの擬似等方材の無孔試験片で応力比  $\sigma_c / \sigma_s = 0.625$ , 破断繰返し数  $N_{max}=141913$  を示す。繰返し数の少ない( $N=1700$ )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、 $N=10700$  で図のように試験片の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と  $N=40000$  の図のように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.6 の上段に示す。

Fig.7 に疑似等方材有孔試験片で応力比  $\sigma_c / \sigma_s = 0.8$ ,  $N_{max}=88589$  の場合を示す。サイクル数初期に  $N=5500$  の図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.6 の中段に示す。

有孔擬似等方試験片で応力比が大きい場合応力比  $\sigma_c / \sigma_s = 0.825$  は  $N_{max}(=24040)$  が小さくなるが、この場合の結果を Fig.8 に示す。サイクル数の増加に伴い、円孔部の中心と幅方向で繊維剥離が生じ、その後層間剥離の進展するが、 $N=22000$  で円孔部の応力集中で破壊している。この破壊後の写真は Fig.6 の下段に示す。

次に  $[0^\circ / 90^\circ]_{3S}$  の破壊後の写真を無孔板を Fig.9 の上段に、有孔板を Fig.9 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.10 はクロスプライ材無孔試験片(応力比  $\sigma_c / \sigma_s = 0.925$ ,  $N_{max}=11681$ ) の場合を示す。この試験片は図から分かるように、サイクル数が増加しても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。

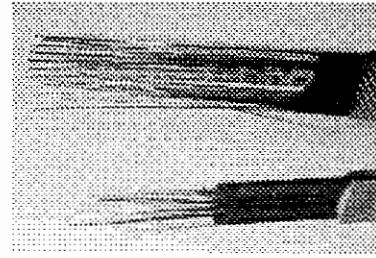


図9  $[0^\circ / 90^\circ]_{3S}$  試験片の疲労破壊様相

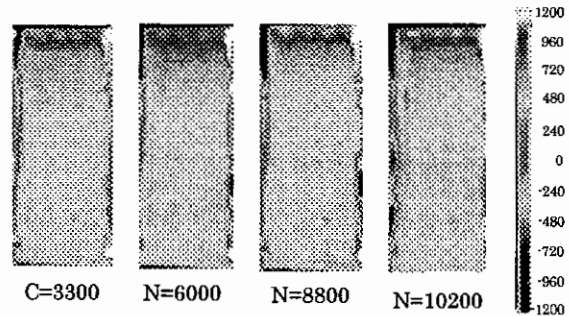


図10  $[0/90]_{3S}$  無孔試験片の応力分布  
( $\sigma_c / \sigma_s = 0.925$ ,  $N_{max}=111681$ )

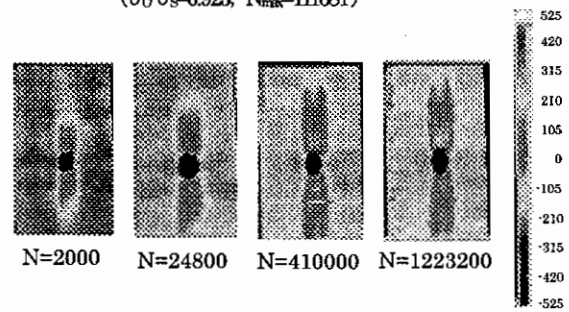


図11  $[0/90]_{3S}$  有孔試験片の応力分布  
( $\sigma_c / \sigma_s = 0.8$ ,  $N_{max}=130000$  打ち切り)

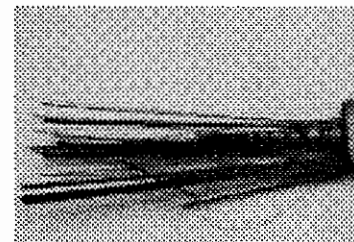


図12  $[0^\circ]_8$  一方向材有孔試験片の疲労破壊様相

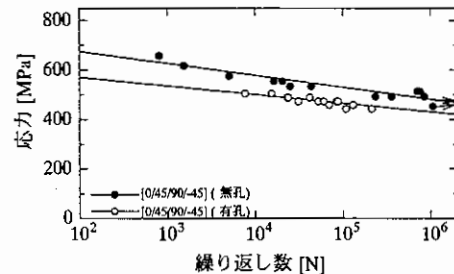


図13  $[0/45/90/-45]_{2S}$  S-N線

表3  $[0/45/90/-45]_{2S}$  試験片の最小二乗結果

	A [MPa]	B	A/ $\sigma_{max}$
$[0/45/90/-45]_{2S}$ (有孔)	638	-15.1	1.08
$[0/45/90/-45]_{2S}$ (無孔)	770	-20.9	0.94

Fig.11 にクロスプライ材有孔試験片で応力比  $\sigma_c/\sigma_s = 0.8$ ,  $N_{max}=1300000$  で打ち切りの場合を示す. 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, 円孔部分で破断をきたす.

最後に  $[0^\circ]_8$  の有孔板の疲労後の写真を Fig.12 に示す. 繰返し荷重を与えると, タブ端部の角部で軸方向に亀裂が生じる. 繊維剥離はタブ端部と円孔縁部の双方から発生しサイクル数が増加するにつれて全体に繊維剥離が発生し, 破壊に至った.

#### 4.2 S-N 線図

疲労実験により得られた擬似等方材(有孔と無孔)とクロスプライ材(有孔と無孔), そして有孔板試験片の一方方向材の試験片の S-N 曲線結果を以後に示すが, 実験結果は次の最小二乗法により直線近似した.

まず疑似等方材の疲労試験結果を Fig.13 に示し, 式(3)の A と B を Table.3 に示すが, 有孔試験板は円孔による応力集中をのため無孔試験片より S-N 線図が下側となる.

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

次にクロスプライ材の疲労試験結果は Fig.14 と Table4 に示す. 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ではほぼ数回の繰返し数で破壊する. 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静的強度を求め, 破壊後の写真を Fig.15 に示し, 強度値を Table5 にそれぞれ示す. Fig.15 の上段の写真が疲労後の試験片の結果で, 下段の写真が静的試験だけを行った試験片の結果である. 両者の破壊様相を比較してみると, 静的試験だけを行った試験片は軸方向にほぼ真直に破壊しているのに対し, 疲労後の試験片は応力集中部近くに  $0^\circ$  層方向の繊維が突起して破壊している. また, 強度の結果も疲労実験後の試験片の値の方が静的強さよりも強度が約 30%程度向上している. この原因として有孔試験片は繰返し応力負荷により, 破壊した  $90^\circ$  層と  $0^\circ$

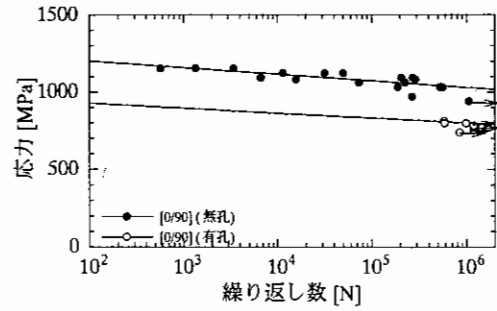
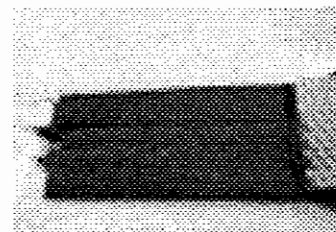


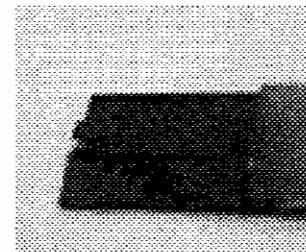
図 14  $[0/90]_{3S}$  試験片の S-N 線図

表 4  $[0/90]_{3S}$  試験片の最小二乗結果

	A [MPa]	B	A/ $\sigma_{max}$
$[0/90]_{3S}$ (有孔)	991	-14.0	1.28
$[0/90]_{3S}$ (無孔)	1285	-18.6	1.06



疲労後の静的破壊



静的試験のみ

図 15  $[0/90]_{3S}$  有孔試験片の破壊モードの比較

表 5  $[0/90]_{3S}$  有孔試験片の疲労後の静的強度結果

	引張強さ [MPa]
$\sigma_c=754$ [MPa]	880
$\sigma_c=768$ [MPa]	958
$\sigma_c=782$ [MPa]	961
平均値	932
静的引張強さ	772

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たためと考えられる。

最後に一方向材有孔試験片の S-N 線図を Fig.16 に示し、A と B の値を Table6 に示す。同図は 0° 一方向材の疲労強度の低下はきわめて小さいことを示している。また、疑似等方材、クロスプライ材とも比較すると、0° 方向の繊維含有率が高いほど疲労強度低下は小さい。

#### 4.3 温度分布における破壊予測

CFRP は繰り返し応力を与えたときに樹脂の発熱により試験片の温度が上昇する。疑似等方材の有孔試験片の破壊に至るまでの温度上昇量とサイクル数との関係を Fig.17 に示す。3本の供試体とも破壊に至るサイクル数に関係なく 15°C 前後の温度上昇値を示した。サイクル数の多い疲労試験の場合、最高温度に達した後に破壊に至るまで発熱温度が横這い状態になった。疑似等方材は応力レベル、すなわち繰り返し数に関係なくがこの温度上昇量に達したときに破壊をされると考えられ、温度測定による疲労破壊の予測が可能になる。

#### 5.まとめ

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、疑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、疑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ができなかった。今後 90° もしくは 45° 層の積層材について測定する必要がある。それから再度疑似等方積層材について検討する必要がある。また超音波探傷装置を用いて内部損傷と赤外線応力画像システムの応力分布と比較し、測定した応力分布の剥離進展モードが適切であるかを確かめる必要がある。

#### 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提要に関する検討(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

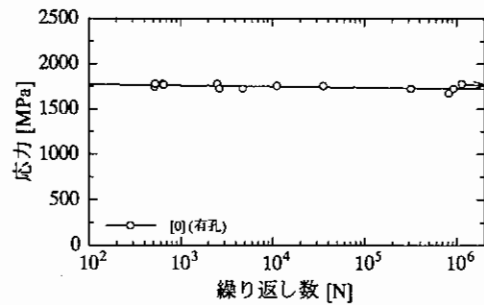


図16 [0]<sub>8</sub> 一方向材有孔試験片のS-N線図

表6 [0]<sub>8</sub> 一方向材有孔試験片の最小二乗結果

	A [MPa]	B	A/σ <sub>max</sub>
[0] <sub>8</sub> (有孔)	1793	-4.91	0.88

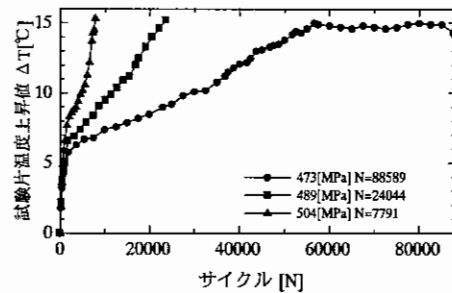


図17 [0/45/90/45]<sub>2S</sub> 有孔試験片のサイクル増加に対する数試験片温度上昇結果