

ISSN 0389-4010

UDC 620.169.1

620.173.2

620.178.3

620.187

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1214

## 熱可塑性複合材料(AS-4/PEEK)の 面圧静・疲労特性

角 田 義 秋 ・ 下 河 利 行 ・ 濱 口 泰 正

1993年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

概 要	1
1. まえがき	1
2. 試験片と試験方法	2
2.1 試験片	2
2.2 試験方法	2
2.2.1 面圧静試験	3
2.2.2 面圧疲労試験	4
3. 試験結果と考察	4
3.1 面圧静強度特性	4
3.2 面圧疲労特性	7
3.3 負荷速度の影響と負荷波形	11
3.4 面圧残存強度特性	11
3.5 円孔損傷部の観察	11
4. まとめ	15
参考文献	16

# 熱可塑性複合材料(AS-4/PEEK)の 面圧静・疲労特性\*<sup>1</sup>

角 田 義 秋\*<sup>2</sup> 下 河 利 行\*<sup>2</sup>  
濱 口 泰 正\*<sup>2</sup>

## Static and Fatigue Properties of Pin-Joint Specimens of an AS-4/PEEK Thermoplastic Composite Material

Yoshiaki KAKUTA\*<sup>2</sup>, Toshiyuki SHIMOKAWA\*<sup>2</sup>,  
Yasumasa HAMAGUCHI\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

The objective of this study was to investigate static and fatigue strengths and damage around the hole of pin-joint specimens of an AS-4/PEEK thermoplastic material. Both static and fatigue tests were conducted at room temperature. Static tests clarified the relationship between load and deformation of a pin-joint hole and bearing strength. Fatigue tests clarified the relationships of load cycles and deformation of a pin-joint hole, S-N relationships, residual bearing strength, and the influence of the load cycle rate on fatigue life. Before and after static and fatigue tests, the edges around pin-joint holes were non-destructively tested by using an ultrasonic C-scan technology and a soft X-ray method to investigate damage growth. After fatigue and static tests, some specimens were sectioned and damage in the vicinity of the hole edge was observed by using a field-emission-type scanning electron microscope. The test results were analyzed and discussed.

**Key Words:** Thermoplastic Composite Material, AS-4/PEEK, Pin-Joint Specimen, Bearing Strength, Bearing Fatigue Strength, Damage Growth, Non-Destructive Tests, SEM Observation

### 概 要

本研究は、AS-4/PEEK熱可塑性複合材料の面圧静強度や面圧疲労強度および円孔周りに生じる損傷の状況を明らかにするため、室温環境条件下でピン継手試験片による面圧静試験と面圧疲労試験を実施した。試験項目としては、静試験により荷重と円孔変形の関係および面圧静強度を調べた。また、疲労試験によって円孔変形と荷重繰返し数の関係、疲労寿命、および面圧残存強度などを求め、寿命に及ぼす負荷速度の影響も調べた。静・疲労試験の前後では、超音波Cスキャン検査、一部については軟X線検査を実施し、円孔周りにおける損傷の進行を調べた。また、試験後に円孔断面を板厚方向に切り出し、電界放射形走査電子顕微鏡によって、円孔周りの損傷の様子を観察した。同時に、得られた試験結果について解析し検討した。

\*<sup>1</sup> 平成5年7月28日受付  
(received 28 July 1993)

\*<sup>2</sup> 機体部  
(Airframe Division)

## 1. まえがき

AS-4/PEEK熱可塑性複合材料は、靱性が高く、耐熱性も比較的よい。また、成形性については、脱オートクレーブによる成形コストの低減、さらに再生構造の可能性などが期待されている。このような観点から、将来の先進航空機構造用材料の候補に挙げられている。すでに、これらの特徴を裏付ける試験結果<sup>1),2)</sup>や、成形加工技術に関する報告<sup>3)</sup>がなされている。一方、複合材料を航空機構造に使用する際には、ボルトによる結合部も必ず含まれる。したがって、ボルト結合部の強度特性を十分に把握することは、実用的見地から重要である。さて、ボルト結合部の基本強度特性としては、複合材料に空けた孔に関する面圧強度が重要である。すなわち、面圧静荷重や面圧疲労荷重により、どのような損傷を受けるかを十分に解明する必要がある。AS-4/PEEK熱可塑性複合材料に関して、このような研究成果を報告した例としては、濱田ら<sup>4)</sup>による静的な面圧強度を検討したものが一件存在する。一方、本材料について面圧荷重による疲労特性を評価した研究は、著者らの知る限りでは見当たらない。

そこで本研究は、AS-4/PEEK熱可塑性複合材料の面圧静強度や面圧疲労強度および孔周りの損傷の状況を明らかにするため、室温環境条件下でピン継手試験片による面圧静試験と面圧疲労試験を実施した。試験項目としては、面圧静試験により荷重と円孔直径の相対的な変形量との関係および面圧静強度を調べた。また、面圧疲労試験によっては円孔直径の変形量と荷重繰返し数の関係、疲労寿命、および面圧残存強度などを求め、負荷速度の影響も調べた。面圧静・疲労試験の前後では超音波Cスキャンによる検査、試験後の一部については軟X線による検査を実施し、円孔周りの損傷を調べた。また、試験後に円孔断面を板厚方向に切出し、電界放射形走査電子顕微鏡によって、円孔周りの損傷の様子を観察した。なお、面圧疲労試験を実施する上での問題点についても検討した。さらに、得られた結果の一部は濱田らによる結果<sup>4)</sup>と比較した。

## 2. 試験片と試験方法

### 2.1 試験片

試験片に加工した供試材料は、炭素繊維としてAS-4、マトリックス樹脂として熱可塑性樹脂PEEKからなる一方向プリプレグテープAPC-2(英国ICI社製)を使用した。このAPC-2は、樹脂と繊維の界面強度が高く、靱性、hot/wet特性、耐熱性などに優れているという多くの特長を持っている。試験片の成形、加工は富士重工工業<sup>(株)</sup>で実施した。成形条件は、温度を385~395℃まで昇温し、圧力が約2MPaのもとで約5~7分間保持した後、1.23~1.44℃/分の速度で室温まで冷却した。供試材料の積層構成は[45/0/-45/

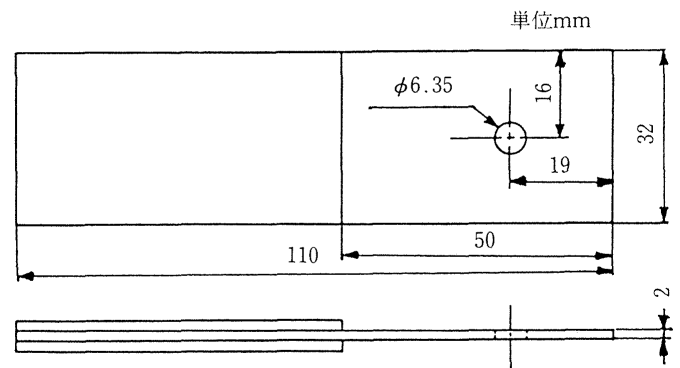


図1 試験片の形状寸法

90]<sub>2s</sub>の準等方積層16プライである。積層材料は、実測値で密度が約1.6g/cm<sup>3</sup>、繊維体積含有率が約59%、板厚tが約2mmとなっている。試験片の形状を図1に示す。ピン継手部となる円孔は、直径dが6.35mm、端末からの距離eが19mmで板幅W=32mmの中央部に加工してある。試験片板幅と円孔の比、端末距離と円孔の比、および円孔と板厚の比は、それぞれW/d≒5、e/d≒3、d/t≒3となっている。円孔の加工は、複合材料用の超硬ドリルを使用し、良好な仕上り状態を実現した。円孔直径の測定値は、すべて6.351~6.360mmの範囲に含まれる。試験片の掴み部については、GFRP/エポキシ材で製作したタブを接着した。

### 2.2 試験方法

面圧静試験および面圧疲労試験には、図2に示す荷重容量100kNのデジタル油圧サーボ式材料試験機8502型(インストロン社製)を使用した。試験機の制御および静・疲労試験データ(荷重、アクチュエータの変位、円孔直径の相対的な変形量等)の収集には、制御・計測用ソフトウェアであるFLAPS(インストロン社製)を用いて行なった。実験室内の環境は、夏期とその他の時期で若干の相違を生じるが、概ね温度25±3℃、相対湿度56±4%の範囲であった。

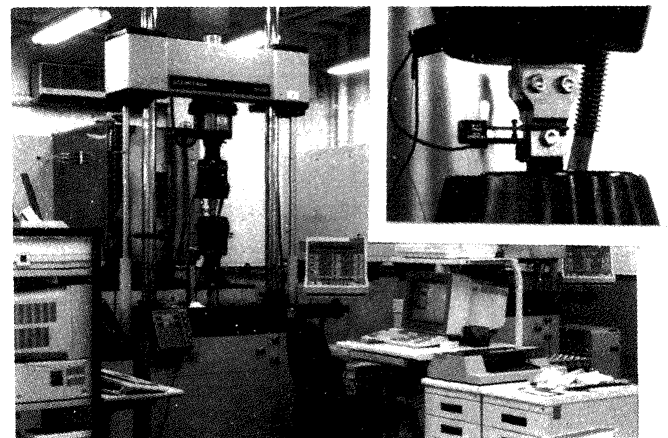


図2 試験機と試験片の取付け状況

試験片は、試験開始前にすべて超音波Cスキャンによる非破壊検査(超音波探傷器M-500A, 映像処理装置M-500 IP: キヤノン社製)を実施して、初期欠陥等の異常が無い事を確かめている。面圧静強度および面圧疲労試験が終了した後は、一部の試験片について軟X線(SOFTEX SV-100AW: ソフテックス社製)による非破壊検査も行なった。また、円孔近傍における損傷状態は、電界放射形走査電子顕微鏡(JEOL JSM-6300F: 日本電子社製)によって、板厚方向に切り出した試料を用いて観察した。

### 2.2.1 面圧静試験

面圧試験の負荷方式と負荷荷重の増加に伴う円孔直径の相対的な変形量、すなわち円孔伸びの測定方法を図3に示す。鋼製の負荷治具は上側のチャック部に固定した。試験片は、鋼製の負荷治具と試験片の間にAl製のスペーサー(厚さ約0.3mm)を挿入し、板厚方向の移動を拘束する状態でボルトによって取り付けた。試験片のタブ部は、下側のチャック部に固定した。面圧荷重を伝達する負荷ボルトの締め付けには、トルクレンチを使用した。しかし、ボルトとナットの噛み合わせがきついため、低い一定のトルクで締め付けても、試験片を常に同じ状態に保持できなかった。

そのため、ボルトを中心にして試験片が手で軽く回転できる程度の締め付けとした。

円孔直径の相対的な変形量は、図中に示すように、標定箇所のボルトを跨いで取り付けた標点間距離25mmの伸び

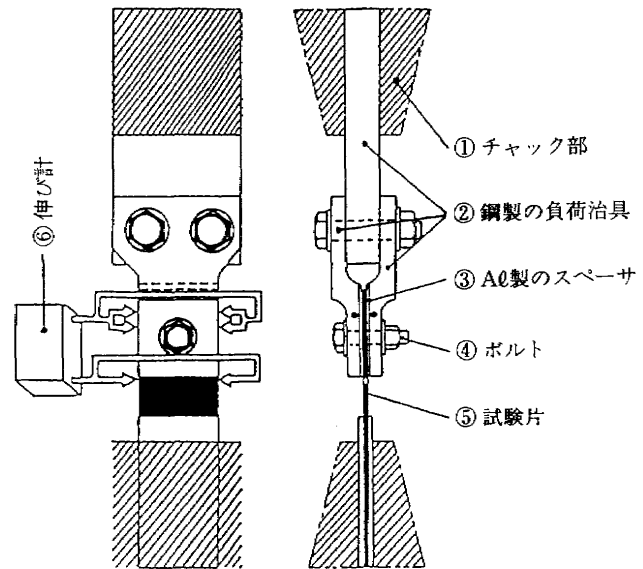


図3 試験方法と伸び計の取付け位置

表1 疲労試験条件

応力比	疲労荷重		疲労面圧応力 $\sigma_{BS,F}$ [MPa]	試験片 個数 n	負荷速度 f [Hz]	
	最大荷重 $L_{max}$ [kN]	静強度比 [%]				
R=0 	3.50	50	280	1	5	
	4.20	60	332, 332, 332	3		
	4.90	70	386, 359, 390, 354	4		
		5.56	80	438, 429, 436	3	5, 10
		5.90	85	469, 460, 465	3	
		6.25	90	526, 471, 487	3	5
R=-1 	3.15	45	228	1	5	
	3.50	50	276, 281	2		
	3.85	55	282, 294, 308	3		
	4.20	60	332, 332, 281	3	0.5, 5	
4.90	70	384, 373, 376	3			

計によって計測した。この円孔直径の相対的な変形量として測定された値には、求めようとする円孔の損傷量の他に、複合材料の弾性変形、ボルトの曲げ弾性変形、負荷治具の弾性変形などがすべて含まれている。ただし、これらの変形は荷重が小さいため、余り大きく影響しないと考えられる。例えば、静試験における最大荷重として7 kNが作用した場合、各弾性変形分としては、試験片が約37.7 $\mu\text{m}$ 、試験用負荷治具が約1.018 $\mu\text{m}$ 、それにボルトが約0.0171 $\mu\text{m}$ とそれぞれ計算される。

面圧静試験は、負荷速度1 mm/minの条件で、引張および圧縮の2種類の負荷方式で各々3本ずつ実施した。

### 2.2.2 面圧疲労試験

面圧疲労試験は、応力比(最小応力/最大応力) $R = 0$ の片振り引張と応力比 $R = -1$ の両振り引張・圧縮の2種について、一定繰返し正弦波荷重を用い、負荷速度 $f$ を5 Hzで行なった。試験条件の詳細を表1に示す。応力比 $R = 0$ の場合は、引張荷重により求めた面圧静強度の約90, 85, 80, 70, 60, および50%に相当する6荷重レベルを最大荷重とした。 $R = -1$ の場合は、同じく引張荷重により求めた面圧静強度の約70, 60, 55, 50, および45%に相当する5荷重レベルをそれぞれ最大および最小荷重とした。面圧応力 $\sigma_{BS,F}$ は、試験片に板厚のばらつきがあるため、同一の荷重レベルであっても異なった値を取ることがある。試験片の個数は、各荷重レベルで3本を基本にして、1~4本を準

備した。負荷速度 $f$ の影響は、一部の荷重レベルについて検討した。 $R = 0$ の場合には5 Hzに対して倍速の10 Hzを、 $R = -1$ の場合には安定した負荷荷重を与えるため、逆に遅い10分の1にあたる0.5 Hzをそれぞれ選んだ。負荷荷重の繰返し数に対応した円孔直径の変形量は、面圧静強度試験と同様に伸び計によって計測した。

## 3. 試験結果と考察

### 3.1 面圧静強度特性

負荷荷重と円孔直径の相対的な変形量の関係を図4に示す。なお、図中の(b)は圧縮荷重を負荷した場合で、 $X-Y$ 軸の表示がそれぞれ負の値となるが、便宜的に同じ方向へ揃えた。

図中における(a)引張荷重の場合は、円孔の変形が最初にも直線的に伸びる弾性変形を示し、その後明瞭な荷重のピーク値を示すパターンと、ピーク値が現われないで面圧変形が緩やかに進むパターンが認められた。同じく(b)圧縮荷重の場合は、引張荷重とほぼ同様な変形を示すが、耐荷能力が全体的に高い傾向を示している。静強度試験を実施する前には、円孔に集中荷重が作用するピン荷重負荷方式のため、引張と圧縮で負荷方向の違いがあるものの、同じ様な変形挙動を示すと予測された。この違いは、主に試験片の円孔を中心にした上下(図1では左右)の非対称性にあると考えられる。引張荷重の場合はタブ部と反対側の試験片端末が自由境界となり、ボルトによる集中荷重が円

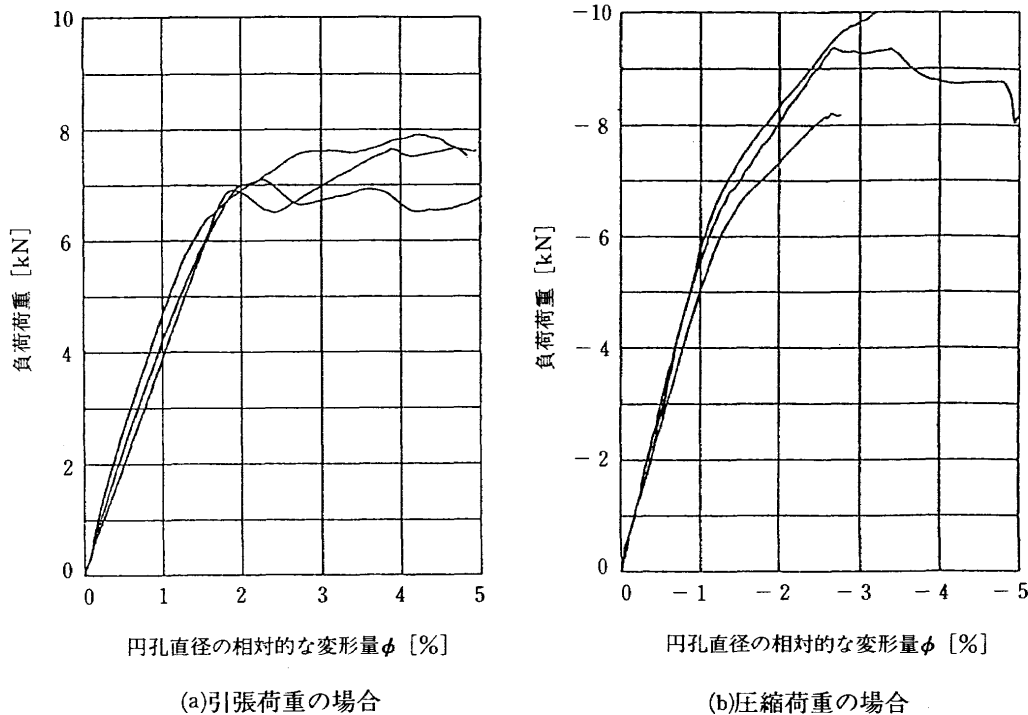


図4 負荷荷重と円孔直径の相対的な変形量の関係

孔部に作用する。それに対して圧縮荷重の場合は、タブ部が固定境界となるとともに、スペーサによる面圧の分担が前者より大きいなど、これらの複合した影響を受けるようである。

静試験による面圧強度 $\sigma_{Bs}$  [MPa]は、負荷荷重と円孔直径の相対的な変形量の関係から、

$$\sigma_{Bs} = \frac{P_m}{d_0 \cdot t} \tag{1}$$

によって求めた。ここで、 $P_m$ は負荷荷重の増加に伴って生じた最初のピーク値または円孔直径の相対的な変形量2%に対応する値のどちらか先に達した荷重[kN]、 $d_0$ は円孔直径の初期値[mm]、 $t$ は試験片の実測板厚[mm]である。

円孔直径の相対的な変形量は、

$$\phi = \frac{d - d_0}{d_0} \tag{2}$$

で示される。ここで、 $\phi$ は円孔直径の相対的な変形量、 $d$ は

負荷荷重の増加に伴う円孔直径の長さ[mm]である。

面圧強度は、引張荷重および圧縮荷重とも各々3本の試験結果から平均値として求め、それぞれ約535MPa、約625MPaが得られた。

表2には、今回の試験結果と濱田ら<sup>4)</sup>の試験結果も合わせて示した。濱田らの結果は、試験片の積層順序が多少異なるが準等方積層の16プライとほぼ同様の積層構成であり、円孔の大きさも6mmとほぼ近い。面圧強度を導く負荷荷重は、初期の最大荷重を採用しているが、円孔直径の相対的な変形量2%に対応しているかどうか不明である。炭素繊維をAS-4に統一した場合は、エポキシ樹脂1908よりも熱可塑性樹脂PEEKの方が約1.5倍高い。また、面圧強度は4つの供試材料の中で、AS-4/PEEKが最も高い面圧強度を示した。

同じAS-4/PEEK熱可塑性複合材料によって面圧強度を

表2 面圧静強度

	本試験結果		濱田ら <sup>4)</sup> の試験結果			
供試材料	AS-4/PEEK (熱可塑性樹脂)		AS-4/PEEK (熱可塑性樹脂)	AS-4/1908 (エポキシ樹脂)	T300/#2500 (エポキシ樹脂)	T800/#2500 (エポキシ樹脂)
面圧強度	引張荷重 535MPa	圧縮荷重 625MPa	引張荷重 465MPa	引張荷重 289MPa	引張荷重 304MPa	引張荷重 322MPa
積層構成	[45/0/-45/90] <sub>2s</sub> 準等方積層16ply		[0 <sub>2</sub> /45 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> /-45 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub> 準等方積層16ply			
円孔	6.35mm W/d≒5, e/d≒3		6.00mm W/d≒5, e/d≒2			

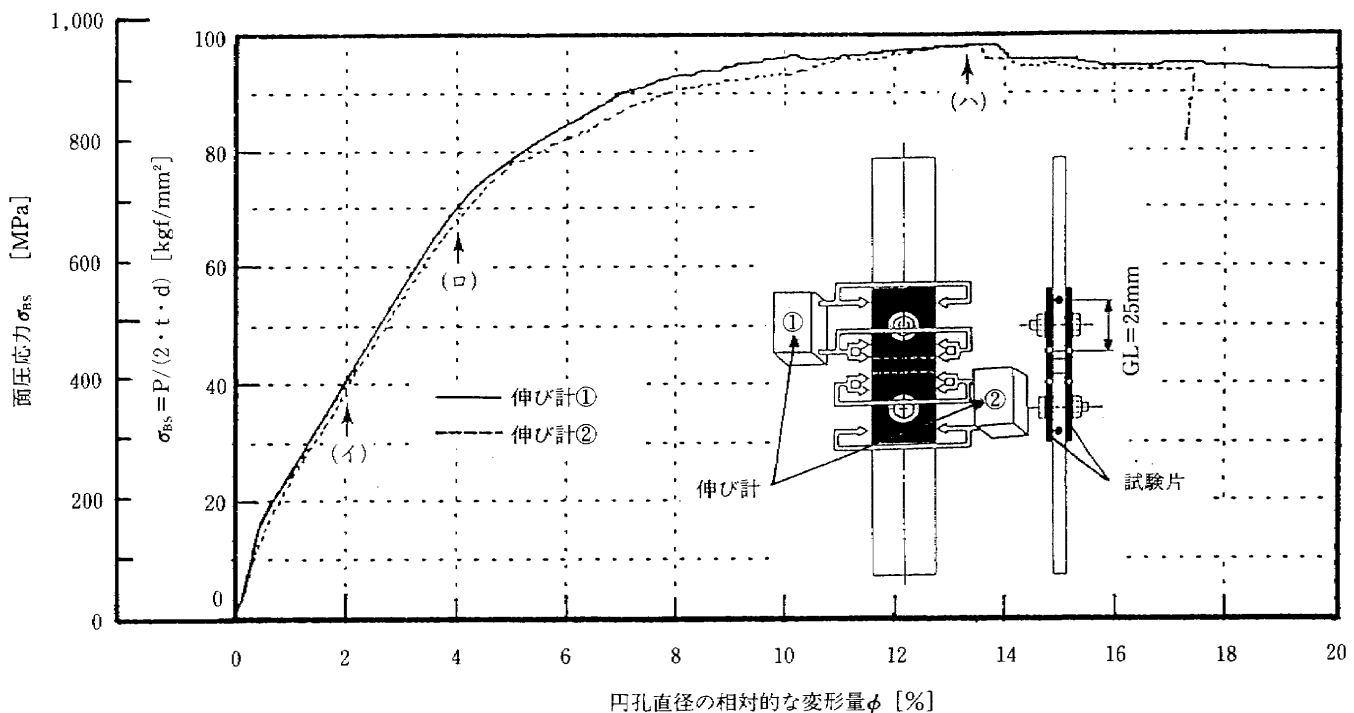


図5 面圧応力と円孔直径の相対的な変形量の関係

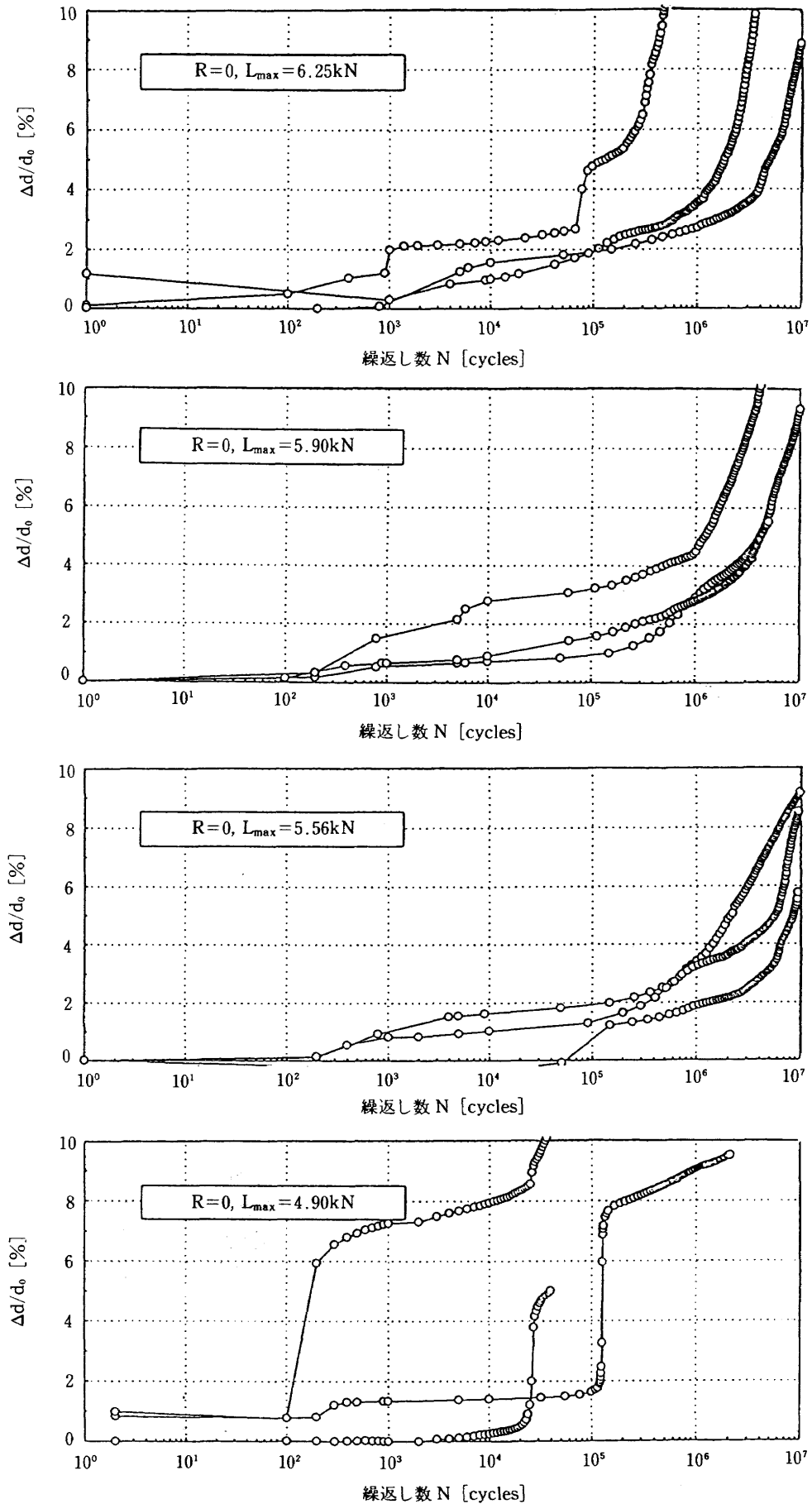


図6 円孔直径の変形量と繰返し数の関係( $R=0$ の場合)



比較すると、今回の試験結果は、濱田らの結果に比べて引張荷重で約1.15倍、圧縮荷重で約1.34倍高くなっている。

面圧強度は、円孔直径の相対的な変形量何%に対応した荷重で定義するかにより、大きな影響を受ける。CFRP/ポリイミド耐熱樹脂複合材料の場合<sup>5)</sup>であるが、その一例を図5に示す。ただし、試験片の形状や負荷治具などは、今回の試験条件と異なっている。円孔直径の相対的な変形量は、本試験と同じ伸び計を用いた計測方式で行なっている。図中の実線および破線は、試験片の標定部2ヵ所に装着した伸び計①および②の出力をそれぞれ示す。両者は、ほぼ等しい変形挙動と認められるが、最終破断における損傷量が少し異なっている。面圧強度は、荷重が低く出ている破線の場合で導く。円孔直径の相対的な変形量が2%と4%に対応した荷重、および最大荷重(図中において矢印(イ)、(ロ)、および(ハ)で表示)から面圧静強度を求めると、それぞれ約373, 667, および951MPaが得られる。面圧強度は、基準となる円孔直径の相対的な変形量の決め方で、大きな開きが生じることを理解できる。従って、各材料に対する面圧強度を比較する場合には、試験片形状、負荷方式などの試験条件や、面圧強度を求める基準変形量が明らかでない、誤った評価を下す恐れがある。

### 3.2 面圧疲労特性

$R=0$  および  $R=-1$  の場合における面圧疲労試験を実施し、円孔直径の変形と繰返し数の関係を片対数表示で

各々図6, 図8に示す。縦軸は、円孔直径の変形量 $\Delta d$ と初期の円孔直径 $d_0$ の比をパーセントで表示した。

$R=0$  の場合は、円孔の変形量として負荷荷重の最大値、最小値に対応した2つの値を測定した。負荷荷重の最大値に対応した測定は、円孔損傷の他、供試体、試験治具や負荷ボルトの弾性変形分が含まれる。負荷荷重の最小値すなわち荷重0 kN時の測定は、供試体や治具等の弾性変形分がないため、円孔直径の変形すなわち損傷量そのものを捕らえていると考えられる。そのため、ここでは後者の測定値を用いた。図6には、円孔の面圧変形量が約2%以上に達したデータだけを収録している。円孔部の損傷は、初期の早い段階で発生する場合と、比較的緩やかな増加傾向を示す場合があるが、円孔部の面圧変形量が約2~4%に達すると急激な進行となる。このような変形挙動は、片振り引張荷重の最大荷重 $L_{max}$ が4.90kNの多くと、それより高い荷重すべてに認められた。最大荷重 $L_{max}$ が4.90kNの一部とそれより低い荷重4.20kN, 3.50kNの場合は、200万サイクル以上の負荷に対して、円孔部の面圧変形量が約0.149~0.488%であった。

$R=-1$  の場合は、円孔直径の変形量として、上で述べた $R=0$  の片振り荷重の場合と同じ測定方法を採用することができなかった。これは両振り荷重となるため、負荷がプラス側またはマイナス側から0荷重を越える度に、コントロール信号が瞬間的に不安定になるためである。そこで、負荷荷重と円孔直径の変形の関係からヒステリシス・ルー

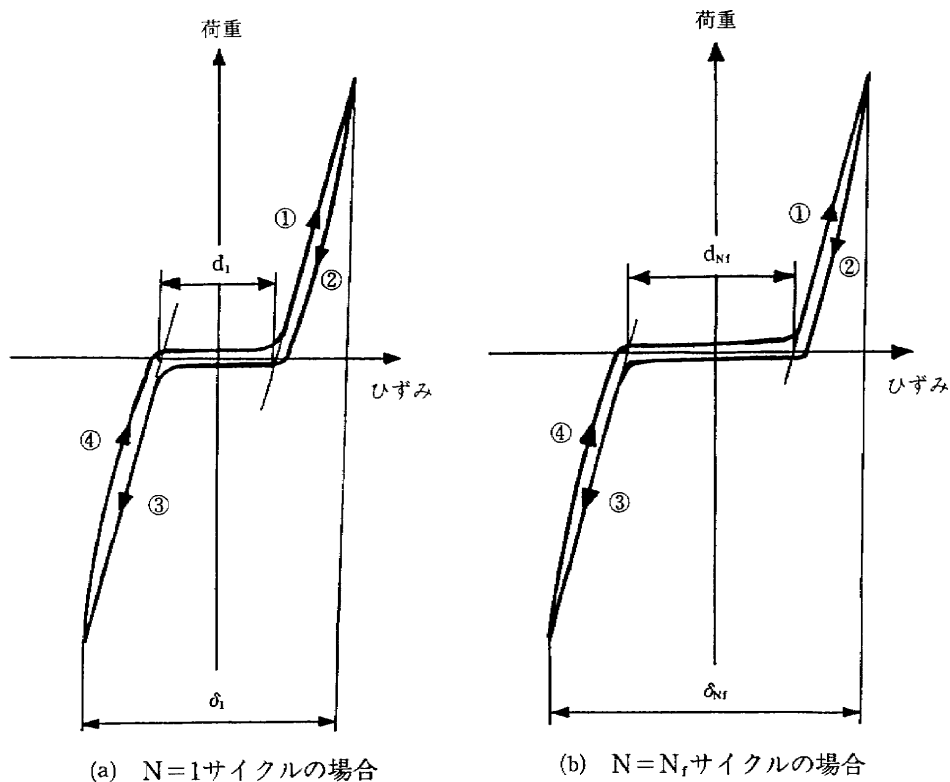


図7  $R=-1$ における $\Delta d$ 計測の概念

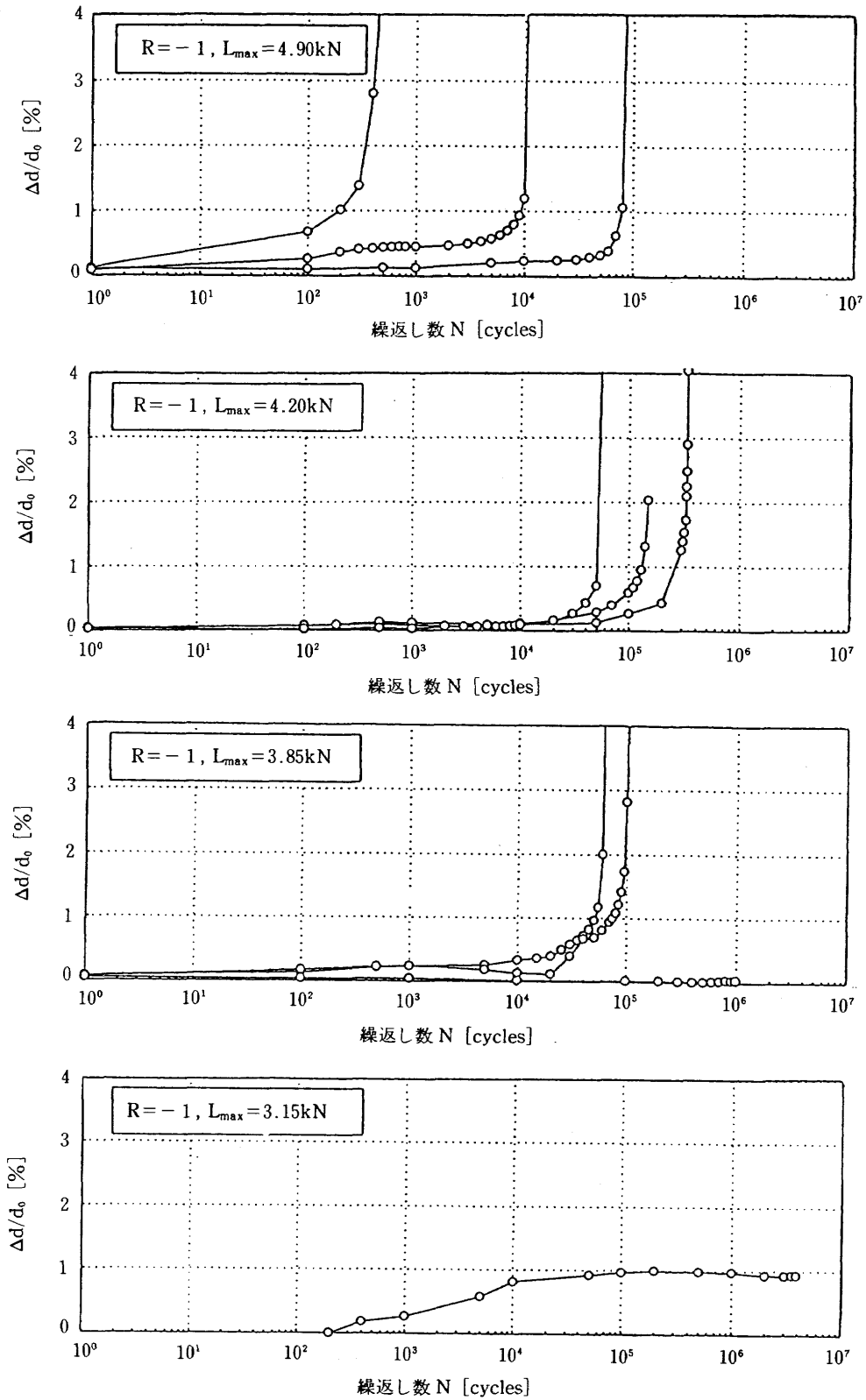


図8 円孔直径の変形量と繰返し数の関係(R=-1の場合)

ブを求め、ヒステリシス・ループの変化が円孔の損傷量に相当するものとして取り扱った。この概念は、古賀<sup>6)</sup>が用いており、また、Tyahla<sup>7)</sup>も同じ手法で実験を行なっていることが、試験後に行なった文献調査で明らかになった。Δd計測の概念を図7に示す。図7(a)は、N=1サイクルにお

けるヒステリシス・ループで、経路①~④の順序で進む。円孔直径の変形量は、弾性変形を示す曲線①、③と荷重0kN時のX軸上の各交点を求め、その2点間の距離d<sub>1</sub>で表される。同様にして、任意のN=N<sub>i</sub>サイクルにおける2点間の距離d<sub>Ni</sub>は、図7(b)のように求まる。従って、円孔直径の

変形量 $\Delta d$ は、 $d_1$ を基準値とすれば、 $d_{Nr}$ との差( $d_{Nr}-d_1$ )として求まる。しかし、円孔直径の変形量を求めるX軸上の交点を決定することが比較的困難なため、ここでは次の様な簡便な方式を取った。すなわち、 $N=1$ サイクルにおけるヒステリシス・ループのX軸方向の最大・最小値の差 $\delta_1$ を基準値として得て、任意の $N=N_i$ サイクルにおける $\delta_{Nr}$ 値を同様な方法で求めた。その得られた各値の差( $\delta_{Nr}-\delta_1$ )が、繰返し数の増加に伴って生じる円孔直径の変形量 $\Delta d$ であるとして取り扱った。この場合、疲労荷重が弾性域内の荷重であるため、曲線①~④の傾きが常に一定であると仮定している。

図8には、円孔直径の面圧変形量が約1%以上に達したデータだけを収録している。円孔部分の損傷は、比較的緩やかな増加傾向を示し、変形量が約1%に達するとより急激な進行となる。このような変形挙動は、最大荷重 $L_{max}$ が3.85kNの多くとそれより高い荷重レベルすべてに認められた。ただし、最大荷重 $L_{max}$ が3.15kNの場合は、疲労荷重が約400万サイクルに対して、円孔の変形量が約1%に達した例もある。なお、最大荷重 $L_{max}$ が3.85kNの場合には、約100万サイクル負荷しても円孔の変形量が約0.071%にしか達していない例も合わせて表示した。最大荷重 $L_{max}$ が3.50kNの場合には、図示していないが約200万サイクル負荷に対して、円孔の変形量が約0.331~0.354%であった。

面圧疲労試験における面圧破壊は、主に圧縮荷重の方で生じた。この現象は、面圧静強度試験の引張荷重に対して、圧縮荷重の方が高い耐荷能力を示すことと矛盾しているように見える。そこで疲労試験における負荷荷重と円孔部近傍の $\pm 45^\circ$ 方向の繊維に注目して見る。図9に示すように、

(a)引張りによる最大荷重が作用する場合は、円孔部の上下において、 $\pm 45^\circ$ 方向の繊維が引張られる。それに対して(b)圧縮による最小荷重が作用する場合は、試験片の上端が自由境界となり、円孔部の下側のみが圧縮の影響を受ける。すなわち、円孔部は圧縮側の方が引張側よりも2倍厳しい荷重条件となる。そのため $R=-1$ のような両振り荷重が作用する場合、面圧破壊は主に圧縮側で生じると考えられる。

面圧疲労の寿命基準としては、円孔直径の変形量を何%に設定するかが問題となる。 $R=0$ の場合では、円孔直径の変形量が2~4%まで緩やかに進行しているため、寿命基準を何%に設定するかで、寿命に大きな差を生じる。 $R=-1$ の場合には、円孔直径の変形量が1%以上になると急激に進行するため、それほど寿命に大きな差を生じない。従って、ここでは $R=0$ の場合における円孔直径の変形量2%点に注目し、この値を疲労の寿命基準と定めた。繰返し荷重と疲労寿命の関係を、片対数表示で図10に示した。円孔直径の変形量は、面圧疲労試験で100万サイクル以上負荷しても約1%以下で、疲労寿命に達しないものもあった。それらの試験片は、 $R=0$ および $R=-1$ のデータ点に矢印を付加して表示した。

疲労寿命のばらつきは、実施した応力比と各荷重レベルの組合わせ条件下において、いずれも大きく認められる。特に $R=0$ における4.90kNの荷重レベルにおいて、疲労寿命は4本の試験結果であるが、120~200万サイクル以上の範囲に広がっている。120サイクルは、この負荷荷重よりも高い荷重レベルの疲労寿命と比べて、約一桁短い。疲労試験は、各荷重レベルにおいて最大荷重を一定にして負荷しているが、各試験片板厚の違いによって疲労面圧応力 $\sigma_{BS,F}$ が異なる場合もある。 $\sigma_{BS,F}$ の計算値を表1に示す。しかし、同一の荷重レベルにおける $\sigma_{BS,F}$ と疲労寿命のばらつき

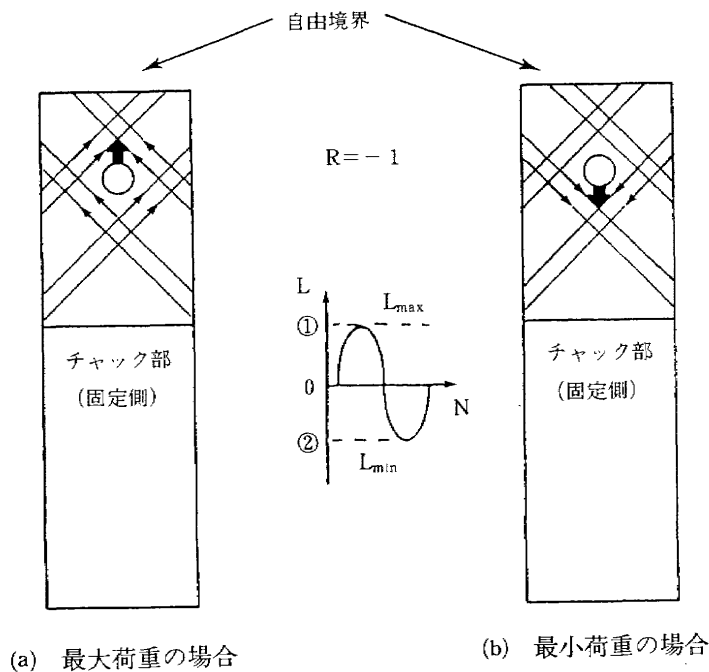


図9 R=-1における円孔部近傍の荷重状態

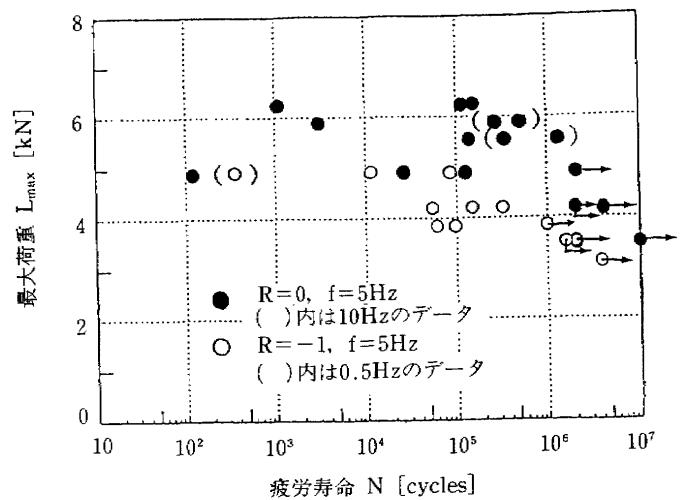
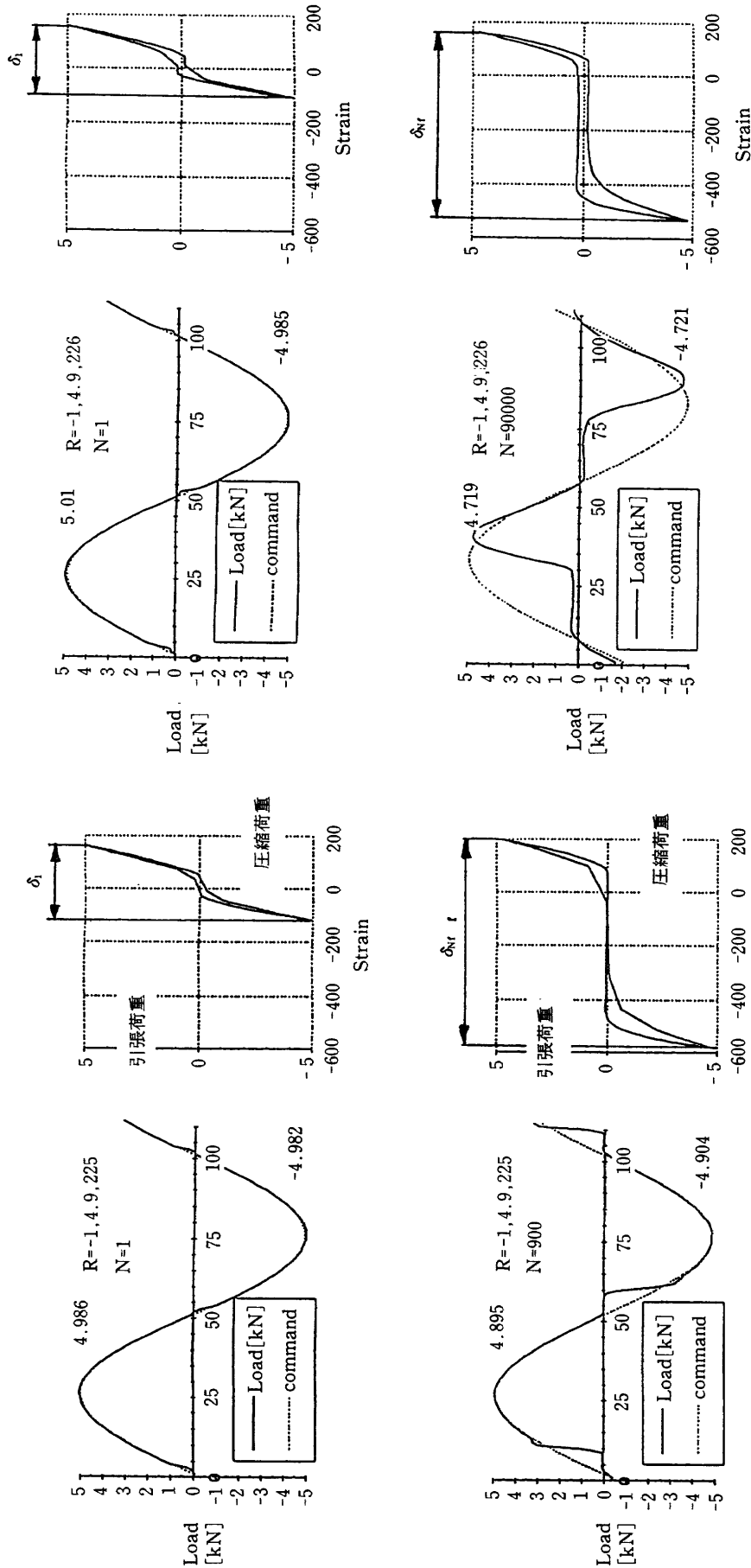


図10 繰返し荷重と疲労寿命の関係



(1) 負荷波形

(2) ヒステリシス・ループ

(1) 負荷波形

(2) ヒステリシス・ループ

(a) 0.5Hzの場合

(b) 5Hzの場合

図11 R=-1における負荷速度と負荷波形の関係

の間には、顕著な相関を認められなかった。試験片については、事前の超音波Cスキャンによる非破壊検査で、初期欠陥等の異常が無い事を確かめている。120サイクルという短寿命であった試験片については、試験後に試験機への取り付け状態や負荷荷重の取得データ等を詳細に検討したが、特別に異常な点を発見できなかった。

本研究では、円孔直径の損傷量が2%に達した時を疲労寿命と定めたが、 $R=0$ の場合で面圧引張静強度値の60%以下、 $R=-1$ の場合で同じく50%以下の荷重なら、疲労繰返し数を100万サイクル以上負荷しても、円孔部に大きな損傷を生じていないことが明らかになった。

### 3.3 負荷速度の影響と負荷波形

負荷速度 $f$ の影響は、図10に示すように5 Hzを基本にして、 $R=0$ の場合が5.90kNと5.56kNの2荷重レベルで括弧を付けて表示した10Hzと、 $R=-1$ の場合が4.90kNの荷重レベルで括弧を付けた0.5Hzについて検討した。疲労寿命は $R=0$ 、 $R=-1$ いずれの場合においても、負荷速度の遅い方が短くなっている。

$R=0$ または $R=-\infty$ のような単純な片振り荷重の場合、ピン荷重伝達方式による負荷波形は、一般に設定したコマンド波形と一致する。しかしながら、 $R=-1$ の両振り荷重の場合は、コマンド波形と実際の波形の間に違いを生じてくる。その一例を図11に示す。図中の(a)0.5Hzの場合における負荷波形は、荷重レベル $L_{max}$ が4.90kNの例である。コマンド波形は、最初の負荷サイクル $N=1$ においてほぼ等しいが、繰返し数が増加して $N=900$ サイクルになると、波形がマイナスあるいはプラスから0を越える時、実際の波形に遅れを生じる現象が認められる。さらに円孔部の損傷が進行すると、その現象はより顕著になってくる。(b)5 Hzの場合は、同じ荷重レベルの例であるが、繰返し数が $N=1$ から90,000サイクルになると、波形がマイナスあるいはプラスから0を越える時、円孔部の損傷に伴って荷重波形がだんだん鋭角に尖ってきている。著者らの行なった荷重制御方式では、円孔部の損傷が増加するのに伴って、このような荷重波形の遅れを生じた。従って、ピン継手試験片における $R=-1$ の面圧疲労試験を実施する場合には、荷重と変位の双方を制御できる疲労試験方式を採用する必要がある。ただし、現有の疲労試験機では可能でない。

### 3.4 面圧残存強度特性

面圧残存強度試験には、表3に示すように、応力比 $R=0$ における荷重レベル4.90、4.20、および3.50kNで、それぞれ200万、200万、および1,000万サイクルの負荷履歴を有する試験片を用いた。これらの試験片は、円孔の変形量が疲労寿命の基準値とした2%にいずれも達しなかったものである。この試験は引張荷重によって実施した。面圧残存強度 $\sigma_{BS,FS}$ は、それぞれ約489、525、および452MPaの値を得た。面圧残存強度は、荷重レベルが最も低い3.50kNで、1,000万サイクルという長い負荷履歴を有する試験片が、著しい強度の低下を示した。また、同じ200万サイクルの負荷履歴を受けた試験片では、負荷荷重レベルの高い4.90kNの方が、強度低下の程度が大きい。これらの結果は、面圧疲労試験を終了した時に測定した円孔直径の変形量が、それぞれ約0.260、0.149、および0.488%であった事と良い相関を示している。すなわち、面圧残存強度は、面圧疲労試験によって生じた円孔損傷の大きさに対応して、強度の低下が認められた。また、面圧残存比強度( $\sigma_{BS,FS}/\sigma_{BS}$ )としては、それぞれ約0.91、0.98、および0.84となる。

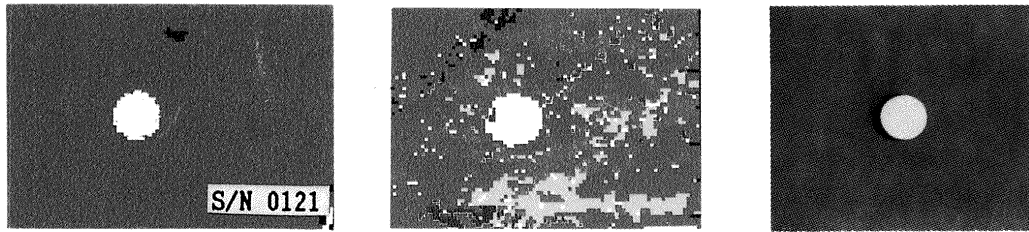
### 3.5 円孔損傷部の観察

試験を開始する前後に実施した超音波Cスキャンと試験後に行なった軟X線探傷の結果の一例を図12に示す。試験開始前の超音波探傷写真は、母材が全面的に均一な赤色で初期欠陥等の異常が無い事を示し、円孔の加工状態も良好である。図中の(a)、(b)における面圧静強度試験後の軟X線写真は、引張および圧縮荷重に対応した位置に円孔の損傷領域があり、いずれも黒色で示されている。ただし、軟X線探傷については円孔縁から造影剤を浸透させたため、円孔縁近傍の狭い領域が検査対象になっている。そのため、円孔縁から離れた領域における母材の損傷状態は、超音波Cスキャンほど明瞭に検知していない。超音波探傷写真では、円孔縁の損傷領域が青色で示され、円孔が楕円形状に変形して見える。試験片には、降伏点近傍の荷重が作用しているため、試験開始前の超音波探傷写真に比べて母材の全領域で損傷を受けているものと思われる。

(c)、(d)は、面圧疲労試験における $R=0$ の例である。軟X線写真は、円孔縁に若干の損傷を示す黒色が局部的に認められる。超音波探傷写真は、疲労試験の負荷荷重が面圧

表3 面圧残存強度

面圧残存強度 $\sigma_{BS,FS}$ [MPa]	疲労荷重 $L_{max}$ [kN]	繰返し数 $N$ [cycles]	疲労試験直後の 円孔直径の変形量 $\phi$ [%]	残存比強度 $\sigma_{BS,FS}/\sigma_{BS}$
489	4.90	$2 \times 10^6$	0.260	0.91
525	4.20	$2 \times 10^6$	0.149	0.98
452	3.50	$1 \times 10^7$	0.488	0.84

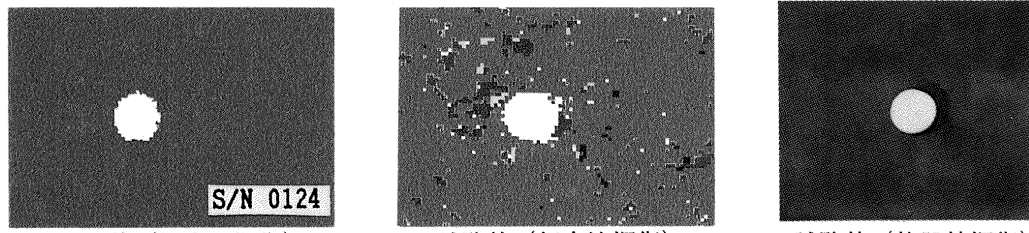


試験前 (超音波探傷)

試験後 (超音波探傷)

試験後 (軟X線探傷)

(a) 面圧静強度試験 (引張荷重の場合)

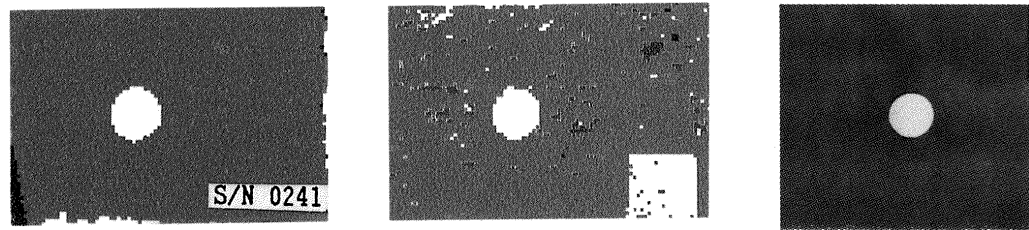


試験前 (超音波探傷)

試験後 (超音波探傷)

試験後 (軟X線探傷)

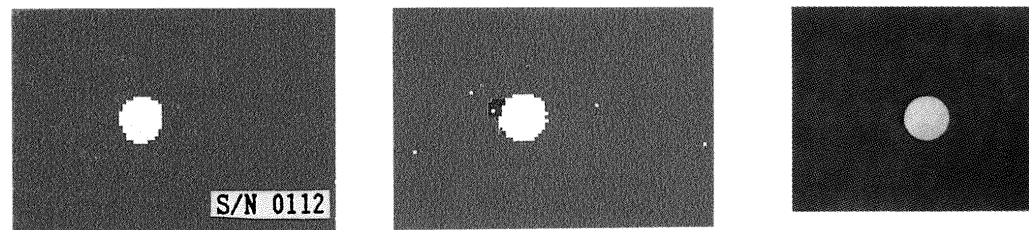
(b) 面圧静強度試験 (圧縮荷重の場合)



試験前 (超音波探傷)

試験後 (超音波探傷)

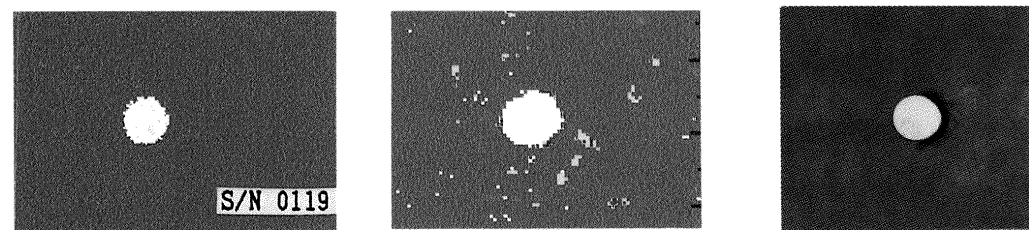
試験後 (軟X線探傷)

(c) 面圧疲労試験 ( $R=0$ , 4.9kN, 200万サイクルの場合)

試験前 (超音波探傷)

試験後 (超音波探傷)

試験後 (軟X線探傷)

(d) 面圧疲労試験 ( $R=0$ , 3.5kN, 1,000万サイクルの場合)

試験前 (超音波探傷)

試験後 (超音波探傷)

試験後 (軟X線探傷)

(e) 面圧疲労試験 ( $R=-1$ , 4.2kN, 59,463サイクルの場合)

図12 非破壊検査の一例

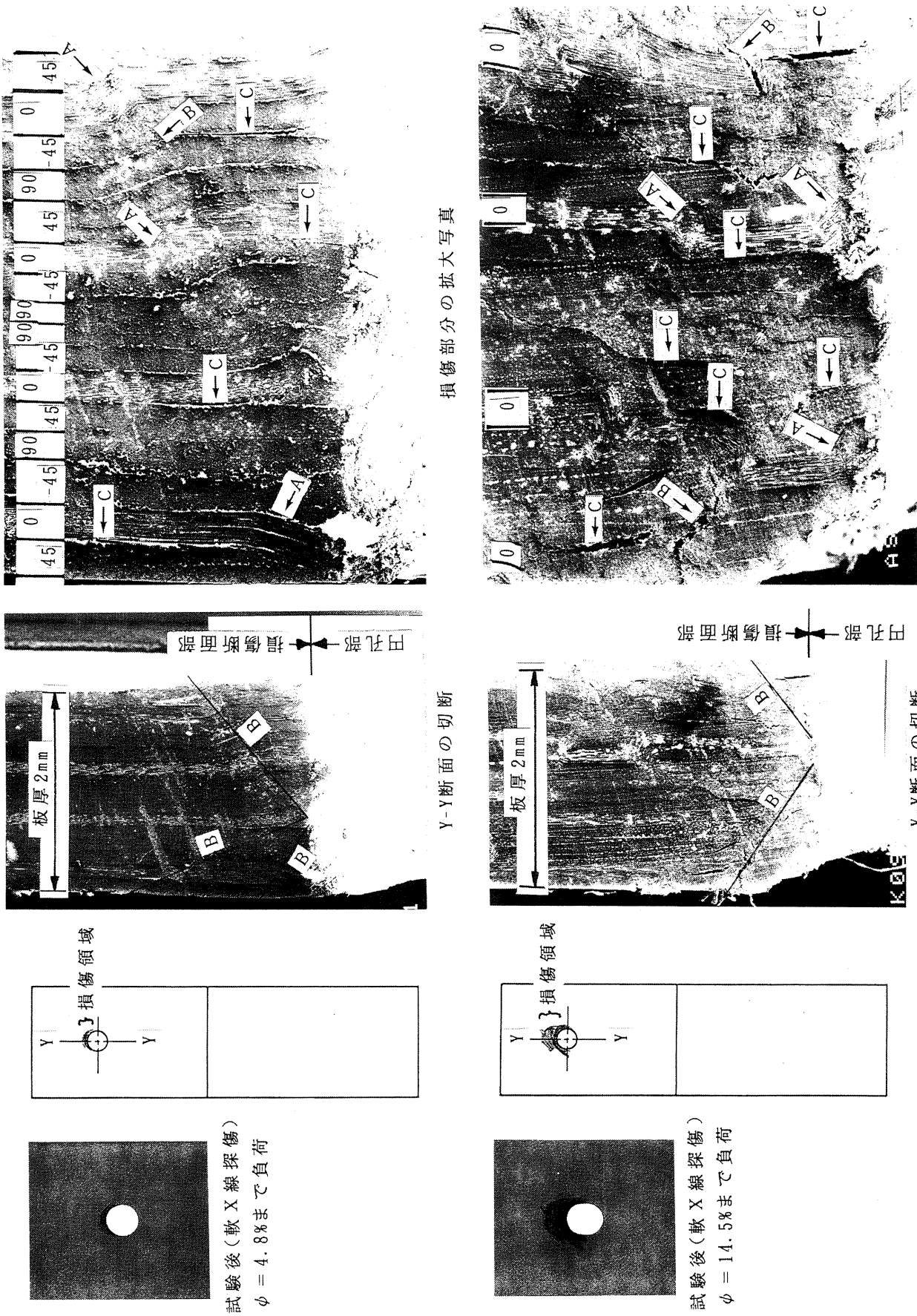


図13 面圧静強度試験(引張荷重による損傷の例)

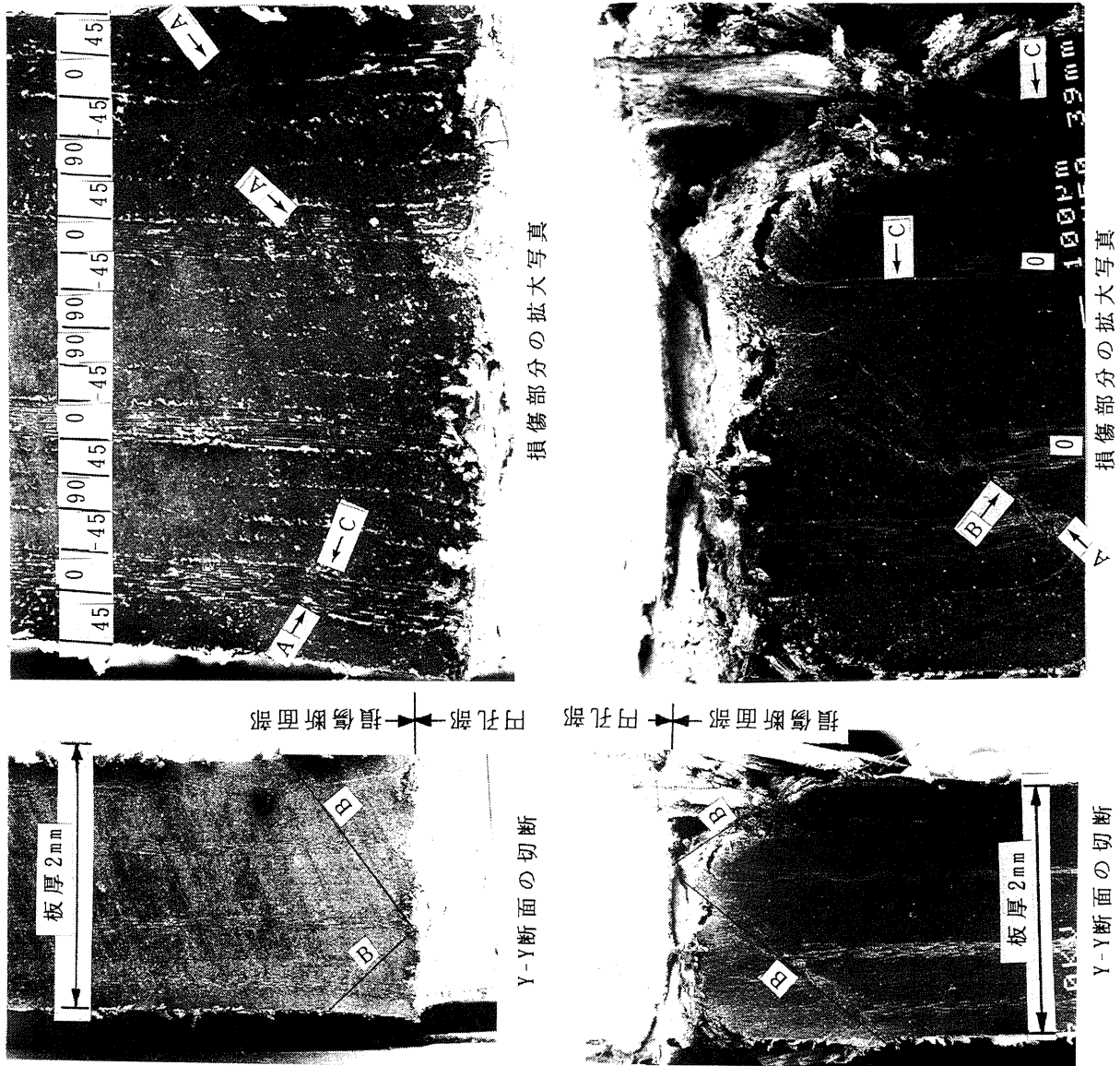
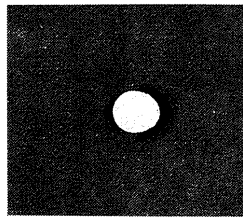
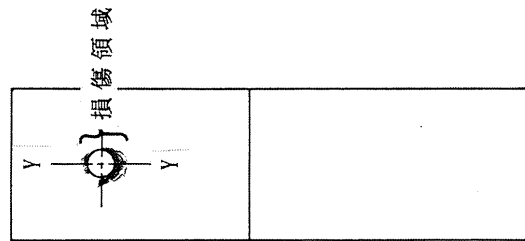


図14 面圧疲労試験 (R = -1,  $L_{max} = 4.9kN$ の場合)



試験後(軟X線探傷)  
 $\phi = 11.7\%$ まで負荷



静強度の70%に相当する4.90kNの場合、円孔縁における損傷の痕跡が軟X線ほど明瞭でない。試験片の母材は、円孔縁を除いて、全体的に損傷を受けているように見える。ただし面圧静強度試験の結果(a), (b)に比べると、損傷の程度が少ない。同じく面圧静強度の50%に相当する3.50kNの場合には、逆に母材自体に損傷の様子があまり認められないが、円孔縁の損傷が軟X線と対応する位置に明瞭に示されている。

(e)は、面圧疲労試験における $R = -1$ の例である。軟X線写真は、円孔縁に損傷した領域が黒色で示され、特に圧縮荷重側(同図の右側部分)が顕著に認められる。超音波探傷写真は、疲労試験の負荷荷重が面圧静強度の60%に相当する4.20kNの場合で、円孔縁における損傷の痕跡が軟X線ほど明瞭でないが、青色で示されている。試験片の母材は、円孔縁を除いて、全体的に若干の損傷を受けているように見える。ここで示したように、1つの非破壊検査だけでは、欠陥の形態や大きさなどにもよるが、正しい情報を得られない場合もある。従って、材質や形状、欠陥の形態などに適した非破壊検査法を、それぞれ選択する必要がある。場合によっては2つ以上の検査法を併用することによって、検査の精度を高めると共に、相互の弱点を補間する必要がある。

引張荷重による面圧静強度試験後の円孔近傍における板厚方向の損傷状態は、図13に示したY-Y断面で切断して観察した。観察用小片に切り出す場合は、円孔の損傷部分の二次的な破損を避けるため、ダイヤモンド・ブレードを備えた自動精密切断機によって注意深く行なった。同図には、円孔直径の相対的な変形量を約4.8%とした場合、同じく約14.5%と大変形させた場合の一例を、それぞれ上側、下側に示す。図中の上側における損傷部分の拡大写真は、円孔近傍における $0^\circ$ 層繊維に1つ座屈(矢印A)が認められ、それに伴い他の繊維方向 $45^\circ$ 、 $-45^\circ$ および $90^\circ$ 層各層も影響を受け、せん断破壊(矢印B)も見られる。せん断破壊については、左の“Y-Y断面の切断”写真上に直線Bによって表示した。また $45^\circ$ 層と $0^\circ$ 層、 $-45^\circ$ 層と $0^\circ$ 層および $90^\circ$ 層と $-45^\circ$ 層の間で層間剥離(矢印C)を生じている様子が見られる。大変形させた下段側は、各 $0^\circ$ 層繊維が1ヵ所ではなく数箇所それぞれ座屈を生じ、他の繊維方向各層も複雑な変形と、せん断破壊している様子が板厚全体に見られる。特に表面層である $45^\circ$ 層は、円孔縁での損傷が大きい。すなわち、円孔近傍における損傷の初期段階は、上側の写真に見られるような状態となる。これをさらに大変形させると、下側の写真に示す様に、より複雑な破壊へ進行するものと考えられる。

面圧疲労試験後の円孔近傍における板厚方向の損傷状態は、図14に示すように、 $R = -1$ 、 $L_{max} = 4.90kN$ の場合における試験片を用いて観察した。図中における上側の拡大写真は、引張荷重の作用による損傷部分で、円孔近傍の

左下から右上にかけてせん断破壊(左の“Y-Y断面の切断”写真上に直線Bで表示)が見られ、それと右側に位置する2つの $0^\circ$ 層繊維との交点で座屈(矢印A)が認められる。また一番左側の $0^\circ$ 層にも座屈が生じており、その箇所に局所的な剥離(矢印C)が認められる。下側は、圧縮荷重の作用による損傷部分で、円孔近傍の右側から2本目の $0^\circ$ 層繊維を中心に左下がりと右下がりのせん断破壊が生じ、それと左側に位置する2つの $0^\circ$ 層繊維との交点で座屈が認められる。両振り負荷の場合は、引張に比べて圧縮荷重の方が損傷領域の範囲、損傷の程度ともはるかに大きい。特に円孔縁の表面層に近い $45^\circ$ 層、 $0^\circ$ 層で、大きな損傷が見られる。

面圧静試験および面圧疲労試験後の円孔近傍における板厚方向の損傷状態は、 $0^\circ$ 層繊維の座屈とそれに他の繊維方向 $45^\circ$ 、 $-45^\circ$ および $90^\circ$ 層の各層間で部分的な剥離が認められ、板厚方向のせん断破壊が見られた。また、マトリックスの相違による破損状況は、Kong<sup>9)</sup>のマトリックス樹脂として3501-6エポキシ材(炭素繊維としてT300使用)を用いた面圧試験後の断面観察例として比較した。その結果、本研究で用いた熱可塑性樹脂はエポキシ材に比べて、層間剥離が比較的少ないことがわかった。

#### 4. まとめ

熱可塑性複合材(AS-4/PEEK)準等方積層ピン継手試験片を用いて、室温環境下での面圧静強度試験および面圧疲労試験を実施した。得られた結果を要約すると次の通りである。

- (1) 面圧強度は、引張荷重および圧縮荷重で、それぞれ約535MPa、約625MPaの値を得た。
- (2) 面圧疲労試験における円孔部の損傷は、 $R = 0$ の場合が引張荷重、 $R = -1$ の場合は主として圧縮荷重の方で生じた。
- (3) 面圧疲労強度のばらつきは、実施した応力比と各荷重レベルの組合わせ条件下で、いずれも大きかった。
- (4) 疲労寿命は、円孔直径の損傷量が2%に達した時と定めたが、 $R = 0$ の場合で面圧引張静強度値の60%以下、 $R = -1$ の場合で同じく50%以下の荷重なら、疲労繰返し数を100万サイクル以上負荷しても、円孔部に大きな損傷を生じなかった。
- (5) 負荷速度の影響を $R = 0$  (5.90と5.56kNの2荷重レベル)および $R = -1$  (4.90kNの1荷重レベル)の場合について検討したところ、いずれも速度の遅い方が短寿命の傾向を示した。
- (6) ピン継手試験片における $R = -1$ の面圧疲労試験を実施する場合には、荷重と変位の双方を制御できる疲労試験方式を採用する必要がある。
- (7) 面圧残存強度は、面圧疲労試験によって生じた円孔損傷の大きさに対応して、強度の低下が認められた。

(8) 面圧静強度および面圧疲労試験後の円孔近傍における板厚方向の損傷状態は、0°層繊維の座屈と、それに他の繊維方向45°、-45°および90°層の各層間で部分的な剥離が認められ、板厚方向のせん断破壊が見られた。また、PEEK熱可塑性樹脂はエポキシ材に比べて、層間剥離が比較的少ない。

超音波Cスキャンおよび軟X線による非破壊検査を実施する際には、機体部の松嶋正道、林洋一の両主任研究官のご協力をいただいた。また、同部の野口義男主任研究官には、面圧試験に関する文献等の提供を受けた。ここに厚く感謝申し上げます。

### 参考文献

- 1) 石川隆司, 他2名; 熱可塑複合材(CF/PEEK)の高い疲労強度特性と、構造物への適用の現状について, 第31回構造強度に関する講演会(1989/7)pp.6-9。
- 2) 松嶋正道, 他5名; 熱可塑複合材(CF/PEEK)のDCB試験片を用いた層間破壊靱性の測定, 第31回構造強度に関する講演会(1989/7)pp.2-5。
- 3) 西国春義, 他3名; 熱可塑性樹脂複合材料の成形加工技術, 日本複合材料学会誌, 16巻2号(1990)pp.6-10。
- 4) 濱田泰以, 他3名; Carbon/PEEK積層材の機械的継手強度に関する研究, 日本複合材料学会研究発表講演会予稿集(1992-5)pp.3-4。
- 5) 下河利行, 他4名; カーボン/ポリイミド複合材料円孔および継手試験片の疲労強度, 第34回構造強度に関する講演会講演集(1992-7)pp.298-301。
- 6) 古賀寛哉; 複合材尾翼及び尾胴損傷許容性構造検討, 航空疲労研究会資料, (1986/9)
- 7) S. Timothy Tyahla, and Paul S. McClellan, Jr.: Durability and Damage Tolerance of Bismaleimide Composites, AFWAL-TR-88-3026, January 1988.
- 8) S. J. Kong; Bolt Bearing Strengths of Graphite/Epoxy Laminates, AIAA 81-0544

---

## 航空宇宙技術研究所報告1214号

平成5年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

Printed in Japan