

## 論文

## 의사등방성 복합재 적층판의 피로손상

김 인 권\*

## Fatigue Damage of Quasi-Isotropic Composite Laminates

In-Kweon Kim\*

## ABSTRACT

In this study, when the applied directions of tensile loading is changed fatigue damage of quasi-isotropic composite laminates was discussed. Low cycle fatigue tests of  $[0/-60/+60]_s$  laminates and  $[+30/-30/90]_s$  laminates were carried out. Material systems used were AS4/Epoxy and AS4/PEEK. The fatigue damage of  $[+30/-30/90]_s$  laminates differed from that of  $[0/-60/+60]_s$  laminates. The position of delamination generated at AS4/Epoxy and AS4/PEEK  $[+30/-30/90]_s$  laminates appeared differently according to the kind of matrix. Critical values of strain energy release rate were obtained by using the strain measured at the initiation of delamination. The experimental results agreed well with the results obtained by the proposed method for determining strain energy release rate.

## 초 록

본 연구는 인장하중의 방향변화에 따른 의사 등방성 복합재 적층판의 피로손상거동의 변화에 대하여 알아보았다.  $[0/-60/+60]_s$  적층판과  $[+30/-30/90]_s$  적층판의 저 사이클 피로시험을 행하였고, 재료계는 AS4/Epoxy와 AS4/PEEK를 사용하였다.  $[+30/-30/90]_s$  적층판의 피로손상은  $[0/-60/+60]_s$  적층판에 비하여 아주 달랐다. AS4/Epoxy와 AS4/PEEK  $[+30/-30/90]_s$  적층판에 발생한 층간분리의 위치가 모재의 종류에 따라 다르게 나타났다. 층간분리 진전시 측정된 변형률을 사용하여 임계 변형률 에너지를 해방률을 계산하였다. 실험결과를 모드별 변형률 에너지 해방률의 제안된 계산법으로 얻어진 해석 결과와 비교한 결과, 잘 일치되었다.

## 1. 서 론

항공 우주기에 주로 사용되는 복합재료 적층판에서는 자유단의 층간에서 응력 특이성이 존재하기 때문에 층간분리가 일어나며, 최종 강도의 저하로 이어지는 경우가 많다. 이와 같은 현상은 정적인 강도에 있어서도 반복 하중을 받는 경우의 피로 강도에서도 볼 수 있다 [1, 2]. 복합재료 중에서도 적층판 평면내에서 강성이

등방성인 의사등방성 복합재료 적층판은 사용하기 쉬운 성질이 있으므로 일반적으로 잘 사용되고 있다. 즉, 의사등방성 복합재료 적층판에 걸리는 면내 하중방향이 변화하여도 적층판의 강성은 같다고 하는 것이다. 의사등방성 복합재료 적층판에 대하여 항공우주분야에서 실제로 생기는 문제점으로써 하중방향이 변화할 때 정적강도나 피로손상과 같은 역학적 특성이 어떻게 달라지는가 밝혀지지 않았다. 이와 같은 배경으로 항공기

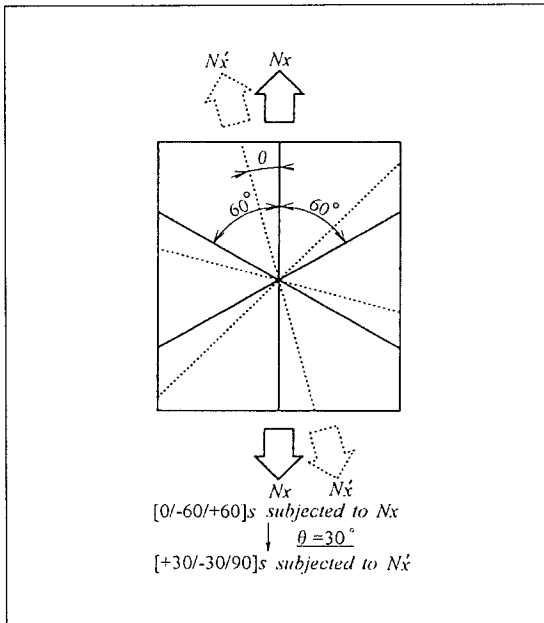


Fig. 1. Directions of applied axial load

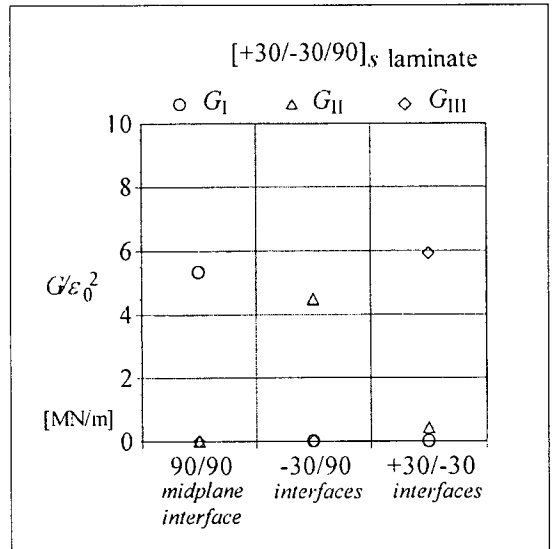


Fig. 2. Strain energy release rates at various interfaces for [30/-30/90]<sub>s</sub> laminate with free-edge delaminations

구조물에 일반적으로 많이 사용되는 의사등방성 복합재 적층판의 적층구성인 [0/-60/+60]<sub>s</sub> 적층판과 이 적층판이 어떤 이유에 의해 하중방향이 Fig. 1과 같이  $\theta = 30^\circ$ 로 변화하여 [+30/-30/90]<sub>s</sub> 적층판의 경우와 똑같이 하중이 가해진다면 역학적 특성이 어떻게 달라지는가를 알아보았다.

1축 인장을 받는 복합재료 적층판의 자유단에는 층간응력이 발생하고, 그것이 원인이 되어 층간분리가 일어난다[2]. 이 현상은 실험 중 또는 실제로 적층판을 이용한 구조물에서 잘 볼 수 있다. 이 자유단 층간분리의 발생 및 진전을 정량적으로 평가하기 위해 변형률 에너지 해방률을 이용하는 방법이 널리 이용되고 있다. 또한, 같은 적층구성 일지라도 모재의 차이에 의한 피로손상과정이나 층간분리의 발생 및 진전위치가 다르다는 것이 보고되고 있다[4~7]. 저자는 자유단 층간분리의 모드별 변형률 에너지 해방률을 구하는 간이 계산법을 제안하였다[3]. 본 연구에서는 저자가 제안한 간이계산법의 해석결과와 반복하중을 받는 의사등방성 복합재 적층판의 피로시험 결과를 비교 검토한다. 또한 자유단 층간분리가 처음 관찰되었을 때의 변형률  $\epsilon_{cr}$ 을 이용하여 임계 변형률 에너지 해방률  $G_{cr}$ 을 추정한다.

## 2. 해석

Fig. 1에 나타난 바와 같이 1축 인장하중  $N_x$ 를 받는 적층구성이 [0/-60/+60]<sub>s</sub>인 의사등방성 적층판을 생각한다. 이 적층판의 인장하중 축방향이  $\theta = 30^\circ$ 회전하면 [+30/-30/90]<sub>s</sub> 적층판이 1축 인장하중  $N_x'$ 를 받는 문제가 된다. 이들 2가지의 문제에 대해 간이계산법[3]을 이용하여 [+30/-30/90]<sub>s</sub> 적층판의 자유단 층간분리의 모드별 변형률 에너지 해방률을 계산하여 Fig. 2에 나타낸다. 해석에 이용된 재료정수는 AS4/938 (CF/Epoxy) 복합재료를 사용하였다. Fig. 2에 나타낸 각 층간 모드별 변형률 에너지 해방률은 층간분리가 충분히 성장하였을 때의 값이며, 인장변형률  $\epsilon_0$ 의 제곱으로 나누어 정규화 시킨 값이다. 해석결과로부터 알 수 있듯이 [+30/-30/90]<sub>s</sub> 적층판의 중립면 90°/90° 층간에 발생하는 층간분리에는  $G_{Icr}$ 값이, -30°/90° 층간에 발생하는 층간분리에는  $G_{IIcr}$ 값이, +30°/-30° 층간에 발생하는 층간분리에는  $G_{IIIcr}$ 값이 각각 크게 관여하여 층간분리가 발생 진전 할 것으로 생각된다. 또한, [0/-60/+60]<sub>s</sub> 적층판의 각 층간의 모드별 변형률 에너지 해방률은 -60°/+60° 층간에서  $G_I = G_{II} = 0$ ,  $G_{III}/\epsilon_0^2 = 0.0147$  MN/m이며, 그 이외의 층간에서는  $G = 0$ 이다.

### 3. 인장 피로시험

#### 3.1 시험편

본 실험에서 이용한 의사등방성 복합재료 적층판의 정적 인장 시험편 및 인장 피로 시험편의 종류와 구성을 Table 1에 나타낸다. 여기서 시험편의 명칭의 E는 Epoxy, P는 PEEK, Q는 의사등방성(quasi-isotropic)을 표현하고, 01은 [0/-60/+60]<sub>s</sub>, 적층판의 적층구성을, 02는 [+30/-30/90]<sub>s</sub>, 적층판의 적층구성을 표현하고 있다.

따라서, 본 연구에서는 Autoclave로 성형(130℃, 2시간 6kg/cm<sup>2</sup>)한 열경화성 Epoxy 938(177℃ Cure, Fiberite Co : U.S.A)와 열가소성 PEEK(T<sub>g</sub> = 143℃, T<sub>m</sub> = 334℃, I.C.I. : U.K)인 양 모재에 대하여 동일한 AS4(12K, Hercules Co : U.S.A) 섬유를 사용하였다.

시험편의 형상 및 치수를 Fig. 3에 나타낸다. 시험편은, GFRP제 탭을 사용하고, 탭의 접착에는 FM-123(열경화 에폭시)를 사용하였다. 피로시험을 할 경우에 탭의 부근은 응력 집중에 의한 파손 및 층간분리가 발생하기 쉽다. 이것을 방지하기 위해 Fig. 3에서처럼 탭 부근을 비교적 강성이 낮은 재료로 도포하면 탭 부근에서의 응력 집중을 완화할 수 있다고 하는 해석 결과에 따라, 탭에 5°의 테이퍼각을 주고[8], 동시에 탭

선단부에 실리콘 코우크 본드를 도포한다(Fig. 3 참조). 스트레인게이지는 시험편 중앙에 2축 게이지와 중앙에서 15mm 떨어진 위쪽으로 인장방향(x축)과 동일한 방향에 단축 게이지, 그리고 중앙에서 15mm 떨어진 아래쪽으로 인장방향(x축)과 직각방향(y축)에 단축 게이지를 각각 양면에 부착하였다. 그리고 응력집중게이지는 시험편중앙에서 25mm 떨어진 시험편 자유단 근방 양단의 양면에 부착하였다.

#### 3.2 시험방법

인장 피로시험은 준정적 인장 강도의 약 60%의 인장 반복 응력을 부가하여 행하였다. Fig. 4에 나타낸 바와 같이 하중 부가 방법은 최대 응력의 80%까지 하중을 걸어서 정지시키고, 변형률과 하중의 데이터를 기록한 다음 레플리카(replica)법으로 단면의 상태를 기록한다. 하중은 평균 응력까지내리고 반복 하중을 5Hz로 걸고 동시에 AE를 측정하며, 응력을 최소 응력까지 내려서 측정한다.

이상의 조작은 1, 2, 5, 10, ..., 1×10<sup>6</sup>회까지 행한다. 즉, 최대 응력의 80%까지 하중을 주어서 정지시키는 조작은 반복 회수에 더하지 않는다. AE는 50회 반복 후부터 50회마다 측정한다. 본 실험은 변형률의 측정에 (株)共和(Kyowa)의 스트레인 게이지 및 응력 집중 게이지를 이용하였다. 신장계는 Instron Co.의 게이지 길이 12.5 mm, 최대 변위량 ±2.5 mm인 것을 사용하였다. 레플리카의 채취에 의해 자유단에서의 층간 분리 진전 등의 피로 손상 과정을 관찰한다.

Table 1. Family of specimen

Specimen	Stacking sequence	Composite materials
EQ01	[0/-60/+60] <sub>s</sub>	AS4/Epoxy
EQ02	[+30/-30/90] <sub>s</sub>	AS4/Epoxy
PQ01	[0/-60/+60] <sub>s</sub>	AS4/PEEK
PQ02	[+30/-30/90] <sub>s</sub>	AS4/PEEK

### 4. 시험 결과

의사등방성 복합재료 적층판의 하중방향이나 모재가 다른 경우, 피로 손상 과정이 어떻게 달라지는가를 조

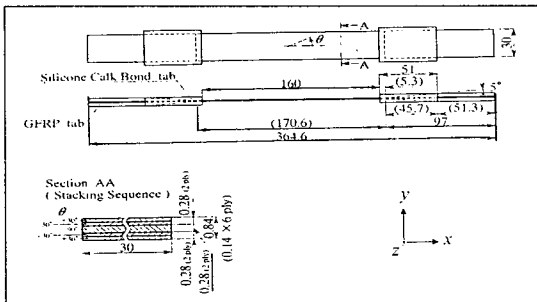


Fig. 3. Configuration of specimen

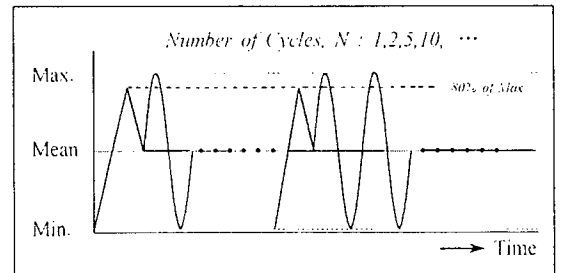


Fig. 4. Waveform of cycle loading

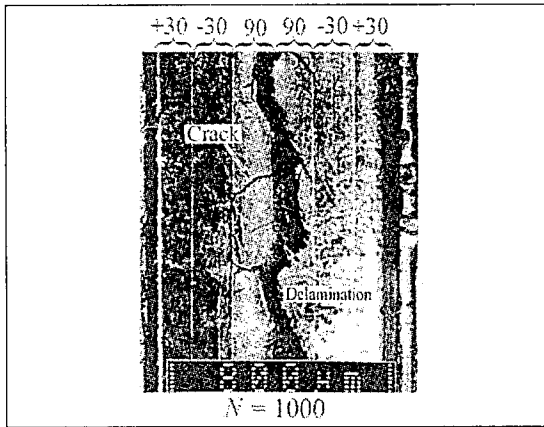


Fig. 5. Photographs of edge-replica of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

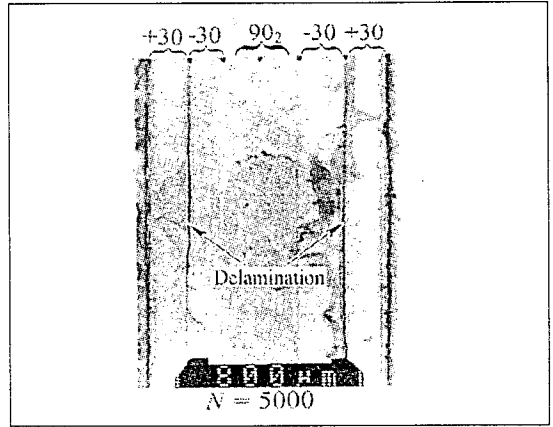


Fig. 6. Photographs of edge-replica of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

사하였다. 우선, 레플리카법에 의한 층간분리 파단면의 관찰 결과에 대해 서술하고, 다음은 PC로 기록한 변형률, 하중, AE 데이터로부터 얻은 실험 결과를 서술한다.

[0/-60/+60]<sub>s</sub> 적층판은 Epoxy, PEEK 둘 다 최종 파단까지 자유단의 레플리카로부터 피로 손상은 관찰되지 않았다. [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판의 레플리카 사진에서는 대략 100회부터 90° 층 안에 층간분리가 관찰되었다. Fig. 5는 반복회수 N=1,000회 때의 자유단을 레플리카로 채취하여 현미경으로 관찰한 것이다. 층간분리는 반복 회수의 증가에 따라 90° 층 안의 횡방향 균열(transverse crack)을 동반하면서 개구해서 진전했다.

Fig. 6은 반복회수 N=5,000회 때의 [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 자유단을 레플리카로 채취하여 현미경으로 관찰한 것이다. 레플리카 사진에서는 1000회부터 +30°/-30° 층간에서 층간분리가 관찰되고, 반복 회수의 증가와 함께 진전해 가는 것을 알 수 있었다.

다음에 변형률, 하중, AE 등의 데이터로부터 얻은 실험 결과를 나타낸다. 여기서 그림의 N 값은 피로 시험의 반복 회수이며, Strain Gage는 스트레인 게이지에 의해 얻어진 값을 표시하고, Extensometer는 신장계에 의해 얻어진 값을 표시하고 있다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 인장 피로시험으로부터 얻어진 응력-변형률 선도를 Fig. 7에 나타낸다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판에서는 반복회수의 증가에도 불구하고 기울기의 변화는 보이지 않았다.

Fig. 7의 응력-변형률 선도로부터 구해지는 적층판의 강성 저하 상태를 Fig. 8에 나타낸다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판에서는 최종 파단까지는 강성은 그다지 저하하지 않고, 또한 레플리카로부터도 피로 손상은 관찰되지 않았다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판

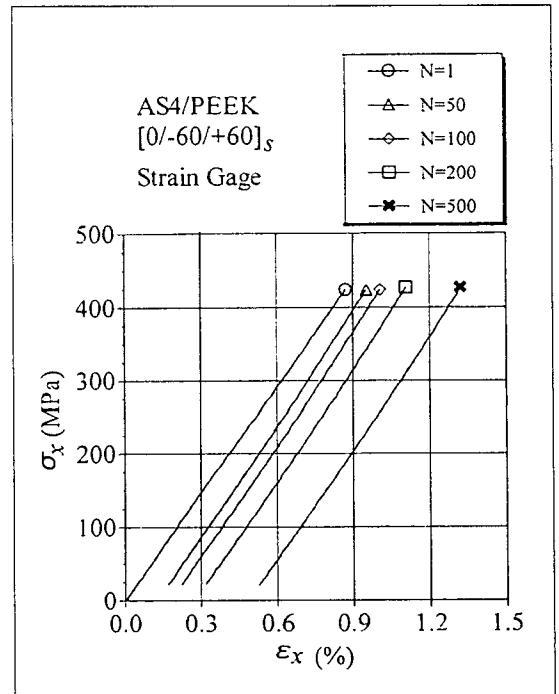


Fig. 7. Stress-strain curve of the [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

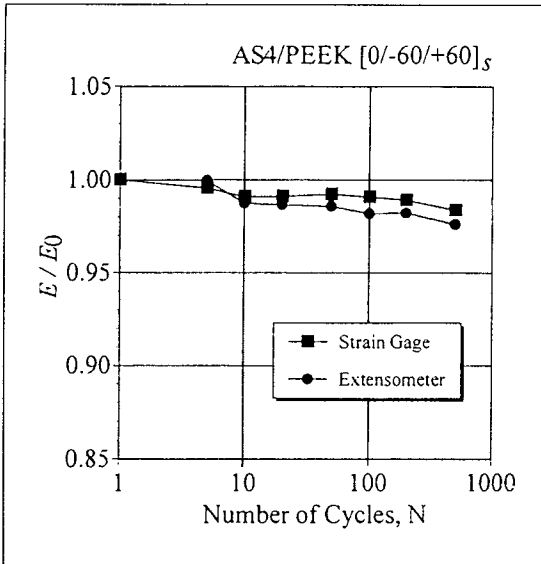


Fig. 8. Stiffness loss of the [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

에 대해서도 현저한 강성 저하는 일어나지 않고, 피로 손상도 관찰되지 않았다. 파단에 이르기까지의 손상이

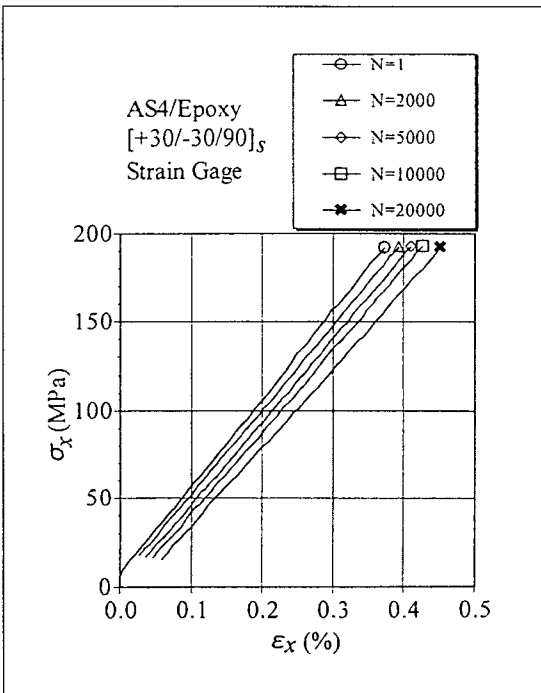


Fig. 9. Stress-strain curve of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

로는 거시적인 관찰 방법으로는 관찰할 수 없을 정도의 섬유와 수지 사이의 미소한 계면분리 등이 발생할 것으로 생각되어진다.

[+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판의 피로시험으로부터 얻어진 응력-변형률 선도를 Fig. 9에 나타낸다. 반복회수의 증가에 따라 기울기의 현저한 변화가 보였다. 또 이 적층판의 강성저하를 AE 발생률과 함께 Fig. 10에 나타낸다. 반복회수가 100회 정도에서 AE 발생률이 증가하고 강성이 저하하여 가는 것을 알 수 있다. 이 원인은 Fig. 5의 이전 반복회수의 관찰을 통해 N = 100회 이하인 레플리카 사진에서 90° 층 안에서 층간분리가 관찰된 결과로 볼 때, 90° 층 안에서 발생한 층간분리가 진전하였기 때문이라고 생각된다.

Fig. 11은 시험편의 인장방향과 직각방향인 표면에 부착한 응력집중계이기에 의해 구한 y축 폭방향 변형률  $\epsilon_y$ 를 판 폭에 따라 플로트한 것이며, 여기서 b는 시험편 폭이다.  $\epsilon_y$ 분포는 반복 회수 N과 함께 증가하고 있다는 것을 알 수 있다. 이 원인은 시험편 자유단에 발생한 개구형 층간분리가 진전하고, 내부응력이 풀림에 따라 층간분리부 표층 굽힘 변형이 크게 일어나기 때문이라고 생각한다.

[+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 응력-변형률 선도를 Fig. 12에 나타낸다. 반복 회수의 증가에 따라 기울기의 현저한 변화를 볼 수 있었다. 이 적층판의 강성 저하의 상태를 AE 발생률과 함께 Fig. 13에 나타

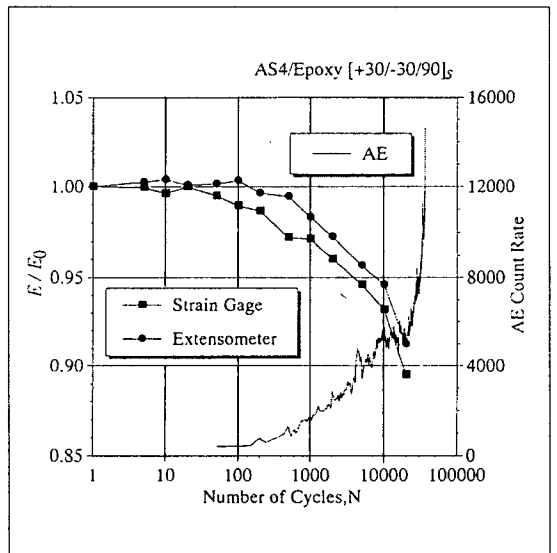


Fig. 10. Stiffness loss and AE count rate of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

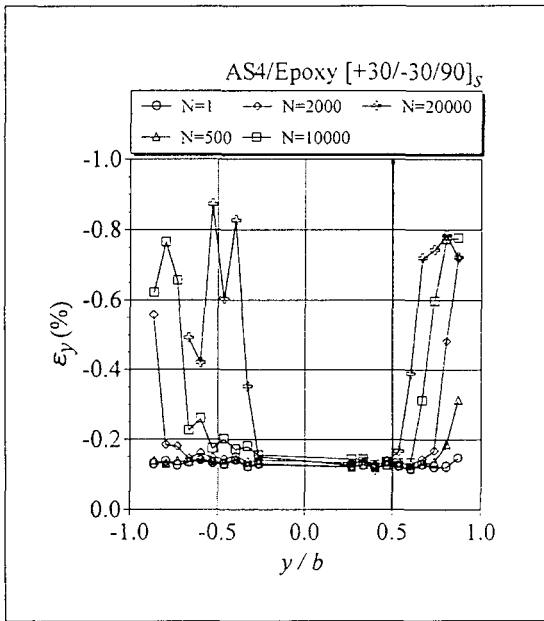


Fig. 11. Distribution of  $\epsilon_y$  along width in  $[30/-30/90]_s$  AS4/Epoxy specimen

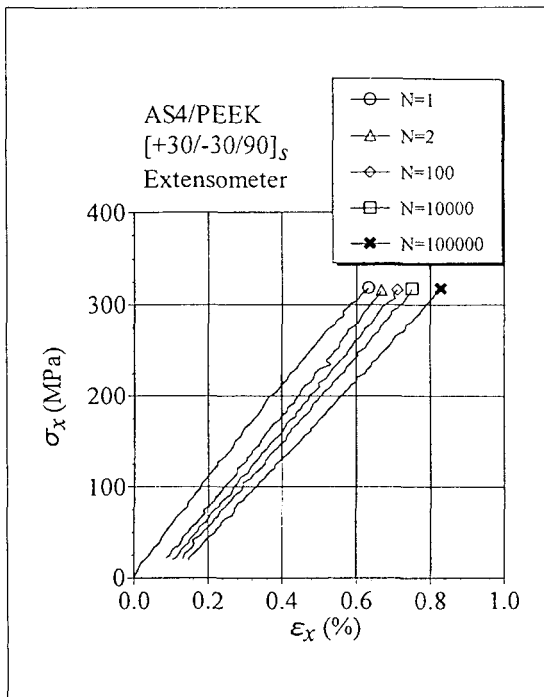


Fig. 12. Stress-strain curve of the  $[30/-30/90]_s$  AS4/PEEK specimen

낸다. 반복 회수가 1,000회 정도에서 AE 발생률이 증가하고, 강성이 저하해 가는 것을 알 수 있다. 이것은 Fig.6에 나타난 바와 같이 N=1,000회 이하인 레플리카 사진에서  $+30^\circ/-30^\circ$ 층 사이에서 층간분리가 관찰된 결과로 볼 때,  $+30^\circ/-30^\circ$ 층 사이에서 발생한 층간분리가 진전하였기 때문으로 생각된다.

### 5. 해석 결과

인장 피로시험 결과와 간이 계산법으로부터 구해진 자유단 층간분리의 모드별 변형률 에너지 해방률의 해석결과를 비교 검토한다. 또한, 자유단 층간분리가 관찰되었을 때의 층간분리 초기발생 변형률  $\epsilon_{cr}$ 을 간이 계산법으로부터 구해진 모드별 변형률 에너지 해방률의 해석 결과에 적용하고, 임계 변형률 에너지 해방률  $G_{cr}$ 을 추정하며, 복합재료 적층판의 자유단 층간분리 및 진전을 정량적으로 평가한다.

$[0/-60/+60]_s$  적층판에서는 Fig. 7의 최종 파단까지의 강성 저하율은  $[+30/-30/90]_s$  적층판에 비해 1/10 정도밖에 저하하지 않았다. 또한, 레플리카로부터도 Epoxy, PEEK 둘 다 피로 손상은 관찰되지 않았다.  $[0/-60/+60]_s$  적층판의 자유단 층간에서 발생하는 층간분리 모드별 변형률 에너지 해방률의 값은  $-60^\circ/+60^\circ$  층간에서  $G_I = G_{II} = 0, G_{III} / \epsilon_0^2 = 0.0147 \text{ MN/m}$

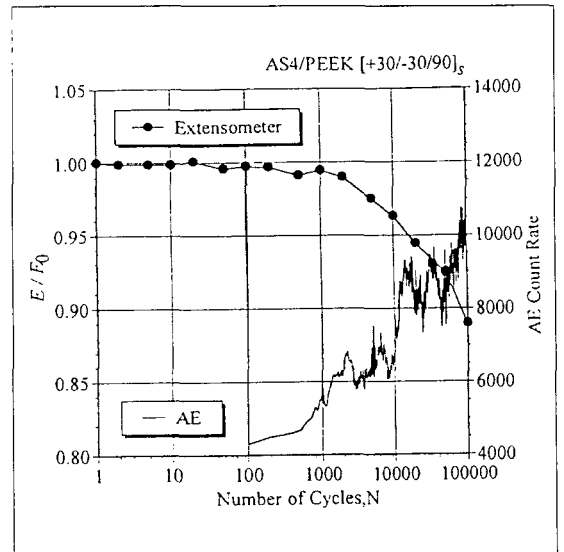


Fig. 13. Stiffness loss and AE count rate of the  $[30/-30/90]_s$  AS4/PEEK specimen

이며, 그 이외의 층간에서는  $G = 0$ 이다. 여기서,  $G_{III}/\epsilon_0^2$  값이 임계 변형을 에너지 해방률값보다 훨씬 작기 때문에 층간분리가 발생할 가능성은 거의 없다고 예측할 수 있다. 즉, 해석 결과는 실험 결과를 잘 설명할 수 있음을 알 수 있다.

[+30°/30°/90°]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판의 경우는 Fig. 5의  $N = 1,000$ 회인 레플리카 사진으로부터 알 수 있듯이, 90°층 안에서 층간분리의 발생을 관찰할 수 있었다. 간이계산법[3]에 의해 구한 Fig. 2의 적층판 중앙면인 90°/90°사이의 모드별 변형을 에너지 해방률은  $G_{II} = G_{III} = 0$ 이기 때문에,  $G_I$ 의 값밖에 존재하지 않는다. 따라서 이 적층판에서는 실험과 해석결과로부터  $G_{Icr}$ 이 크게 관여하여 90°/90°사이에서의 모드 I의 층간분리가 기점이 되어 발생하고, 진전한 것이라고 설명할 수 있다.

[+30°/30°/90°]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 경우는 Fig. 6의  $N = 5,000$ 회인 레플리카 사진으로부터 알 수 있듯이, +30°/-30°층간에서 층간분리를 관찰할 수 있었다. Fig. 2의 +30°/-30°층간의 모드별 변형을 에너지 해방률로부터  $G_I, G_{II}$ 의 값보다  $G_{III}$ 의 값이 크다는 것을 알 수 있다. 따라서 이 층간분리는 모드 III의 층간분리가 기점이 되어 발생하고 진전한 것이라고 설명할 수 있다. 이들 결과에 의해 복합재료 적층판의 층간에 발생하는 층간분리의 모드별 변형을 에너지 해방률의 해석 결과는 실험 결과를 잘 설명할 수 있으며, 층간분리의 예측이 가능하였다고 생각된다.

[0°/60°/60°]<sub>s</sub> 적층판에서는 피로 손상은 관찰되지 않았다. 그러나 인장 하중 방향이 변화한 적층 구성인 [+30°/30°/90°]<sub>s</sub> 적층판에서는 층간분리가 발생진전하고, 동일 적층 구성에서도 모재의 차이에 의해 층간분리 발생진전의 위치가 달라졌다. 이와 같이 동일 적층 구성에서도 모재의 차이에 의해 층간분리 발생의 위치가 다른 것은 Table 2[4~7]에 나타난 바와 같이 Epoxy와 PEEK 양자의 임계 변형을 에너지 해방률  $G_{cr}$ 의 값이 다르기 때문인 것으로 사료된다.

Table 2. Critical value of energy release rate[4~7]

	$G_{Icr}$ [N/m]	$G_{IIIcr}(\cong G_{IIIcr})$ [N/m]
AS4/3502		600
T300/914	190	520
T300/3100	170	550
AS4/PEEK	1,200~1,500	1,500~2,300

### 6. 임계 변형을 에너지 해방률 $G_{cr}$ 의 추정

반복 하중 중에 복합재료 적층판의 자유단 층간분리를 처음으로 관찰할 수 있었던 때의 층간분리 발생 변형을  $\epsilon_{cr}$ 을 간이 계산법으로부터 구한 자유단 층간분리의 모드별 변형을 에너지 해방률의 해석 결과에 적용하고, 임계 변형을 에너지 해방률  $G_{cr}$ 의 값을 추정한다. 여기서의 층간분리 발생 변형을  $\epsilon_{cr}$ 을 계산하는 방법을 Fig. 14로부터 설명한다.  $N = k$ 번째 자유단 관찰에서 층간분리의 초기발생이 확인되었을 때는 Fig. 14의 응력-변형을 선도로부터  $\sigma_{max}$ 일 때의 변형을 외삽하여 구하고, 그 값을  $\epsilon_{cr}$ 로 이용한다.

[+30°/30°/90°]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판에 대해서는 Fig. 5에 나타난 바와 같이 반복 회수 1000회 정도에서 90°층 안을 꾸불꾸불 지나는 층간분리가 발생하였다. 이 층간분리는 90°/90°층간의 모드 I 층간분리가 기점이 되어 발생하고, 진전하였다고 생각된다. 따라서 간이 계산법으로부터 구해진 자유단 층간분리의 모드별 변형을 에너지 해방률  $G_I / \epsilon_0^2$ 의 값에 자유단 층간분리를 처음 관찰했을 때의 변형을  $\epsilon_{cr}$ 을 이용하여 임계 변형을 에너지 해방률  $G_{Icr}$ 을 구할 수 있다.

$$G_{Icr} = (G_I / \epsilon_0^2) \times \epsilon_{cr}^2 \tag{1}$$

식(1)을 이용하여 추정한 결과를 Table 3에 나타낸다. 이것을 Table 2의 참고문헌에 의한 값과 비교하면 대체로 일치하고 있다.

Fig. 5에 나타난 바와 같이 90°층 안의 횡방향 균열

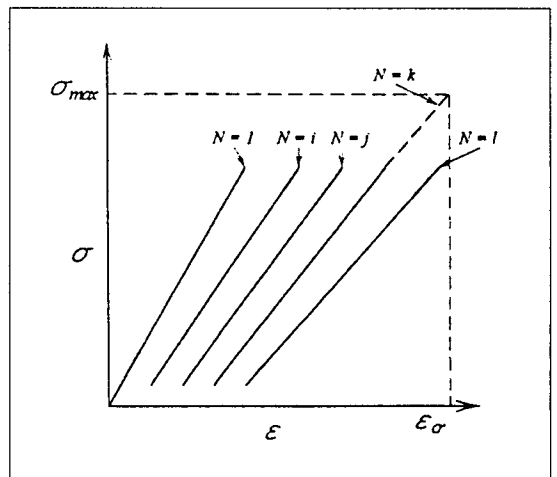


Fig. 14. Calculation of delamination onset strain  $\epsilon_{cr}$

(transverse crack)을 동반하고, -30°/90° 층간에도 이르고 있으며, 90° 층 안을 꾸불꾸불 지나고 있다. 이 층간분리 상태로부터 층간분리 발생 위치를 90°/90° 사이로 할 것인지, -30°/90° 층간으로 할 것 인지의 판단은 매우 어렵다. 일반적으로 90° 층을 갖는 적층판이 인장 부하를 받으면 90° 층 안에는 섬유와 직각 방향의 인장 응력  $\sigma_T$ 가 생기고, 90° 층에는 횡방향균열(transverse crack)이 발생할 가능성이 높아진다. 또한 90°/90° 사이는 -30°/90° 층간처럼 완전한 불연속면은 아니며, 예를 들어 90°/90° 사이에 층간분리가 발생해도 층간분리는 그대로 90°/90° 사이로 진전하는 것이 제한되지 않고, 90° 층 안의 횡방향 균열(transverse crack)을 동반한다고 생각된다.

간이 계산법에 의한 90°/90° 사이의 변형을 에너지 해방률은  $G_I/\epsilon_0^2 = 5.33 \text{ MN/m}$ ,  $G_{II} = G_{III} = 0$ 이며, -30°/90° 층간인 경우는  $G_{II}/\epsilon_0^2 = 3.48 \text{ MN/m}$ ,  $G_I = G_{III} = 0$ 이다. Peeling 응력  $\sigma_c$ 에 의해 층간분리의 원인이 되는 미소한 손상이 생긴다고 가정하면, 이 적층판에서는 -30°/90° 층간보다 90°/90° 층간에 있어서 층간분리가 크게 성장하여 -30°/90° 층간으로 전파하여 이어졌다고 생각된다.

[+30°/-30°/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 경우는 Fig. 6에 나타낸 바와 같이 반복 회수 1000회 정도에서 +30°/-30° 층간에 층간분리가 발생하였다. 이것은 +30°/-30° 층간의 모드 III 층간분리가 기점이 되어 발생하고, 진전했다고 생각된다. 따라서 식(2)에 의해 임계 변형률 에너지 해방률을 구하는 것이 가능하다.

$$G_{IIIcr} = (G_{III} / \epsilon_0^2) \times \epsilon_{cr}^2 \quad (2)$$

즉, 간이 계산법으로부터 구해진 변형률 에너지 해방률  $G_{III}/\epsilon_0^2$ 의 값에, 자유단 층간분리를 처음으로 관찰할 때의 변형률  $\epsilon_{cr}$ 을 이용하여 임계 변형률 에너지 해방률  $G_{IIIcr}$ 을 추정하였다. 그 추정 결과를 Table 4에 나타낸다. 시험편명 PQ02-F1~F2는 三菱化成(株)에 의뢰한 것이며, PQ02-F3~F5는 연구실에서 제작한 것이다. Table 2의 참고문헌에 의한 값과 비교하면 PQ02-F1~F2는 대체로 일치하고 있지만, PQ02-F3~F5의 경우(실험실 제작)는 매우 낮다는 것을 알 수 있다. 이것은 시험편 제작시의 열 잔류 응력에 의한 굽힘이나 비틀림의 영향이 시험편에 남아 있었기 때문이라고 생각된다.

Table 3. Estimated  $G_{Icr}$  from the tension fatigue tests and simplified method

Specimen	SERR (by simplified method) $G_I/\epsilon_0^2$ [MN/m]	Delamination onset strain (by fatigue test) $\epsilon_r$ [%]	Estimated value $G_{Icr}$ [N/m]
EQ02-F1	5.33	0.52	140
EQ02-F2		0.54	160
EQ02-F3		0.47	120
EQ02-F4		0.47	120
EQ02-F5		0.51	140
Average value			140

※ EQ02 : [+30°/-30°/90], AS4/Epoxy Quasi-Isotropic Laminate

Table 4. Estimated  $G_{IIIcr}$  from the tension fatigue tests and simplified method

Specimen	SERR (by simplified method) $G_{III}/\epsilon_0^2$ [MN/m]	Delamination onset strain (by fatigue test) $\epsilon_r$ [%]	Estimated value $G_{IIIcr}$ [N/m]
PQ02-F1	6.55	1.70	1890
PQ02-F2		1.31	1120
PQ02-F3		1.02	700
PQ02-F4		1.03	700
PQ02-F5		1.01	700
Average value			1020

※ PQ02 : [+30°/-30°/90], AS4/PEEK Quasi-Isotropic Laminate

## 7. 결 론

반복하중을 받는 의사등방성 복합재료 적층판의 하중방향에 따라, 그리고 모재가 서로 다른 경우에 있어서, 피로손상과정이 어떻게 달라지는가를 피로실험과 모드별 변형률 에너지 해방률의 간이 계산법을 통해 다음과 같은 결론을 알 수 있었다.

- 1) 의사등방성 복합재 적층판에 가해지는 하중 방향이 다르면 피로 손상 과정은 크게 달라졌다.
- 2) 같은 적층구성 일지라도 AS4/Epoxy와 AS4/PEEK 적층판에 발생하는 층간분리의 위치는 모재의 종류에 의해 달라졌다. 이것은 양자의 임계 변형률 에너지 해방률  $G_{Icr}$ ,  $G_{IIIcr}$ 의 값이 다르기 때문이다.
- 3) 간이 계산법으로 구한 모드별 변형률 에너지 해방률 값은 실험에 의해 구한 층간분리 초기발생 변형률  $\epsilon_{cr}$ 을 이용하여 임계 변형률 에너지 해방률  $G_{cr}$ 의 값을 추정할 수 있었다.



## 참고문헌

1. Pipes, R. B. and Pagano, N. J., "Interlaminar Stresses in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension," *J. Compos. Mater.*, 4, 1970, pp.538-548.
2. O'Brien, T. K., "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate," *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp.140-167.
3. Kim, I. K., "A Simple Method to Calculate Mode Components of Strain Energy Release Rate of Free-Edge Delaminations in Composite Laminates," *KSME Int. J.* Vol.12, No.4, 1998, pp.672-679.
4. Wang, H., Khanh, T. V. and Le, V. N., J. "Effects of Large Deflection on Mode II Fracture Test of Composite Materials," *Compos. Mater.*, 1995, Vol.29, pp.833-849.
5. Corleto, C. R. and Bradley, W. L., "Mode II Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Graphite /Epoxy Composites," *Fracture*, ASTM STP 1012, Vol.2, 1989, pp.201-221.
6. Prel, Y. J., Davies, P., Benzeggagh, M. L. and de Charentenay, F. -X., " Mode I and Mode II Delamination of Thermosetting and Thermoplastic Composite," *Compos. Mater.:Fatigue & Fracture*, 2nd Vol., ASTM STP 1012, 1989, pp.251-269.
7. Mall, S., Yun, K. -T. and Kochhar, N. K., "Characterization of Matrix Toughness Effect on Cyclic Delamination Growth in Graphite Fiber Composites," *Compos. Mater.:Fatigue & Fracture*, 2nd Vol., ASTM STP 1012, 1989, pp.296-310.
- 8) 金仁權, 擬似等方性複合材料積層板の疲勞損傷に及ぼす荷重方向變化の影響に関する研究, 九州大學博士學位論文, 1997.