공 학 석 사 학 위 논 문

탄소섬유복합재료의 적층방향에 따른 기계적 특성 및 피로손상평가

2002년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

안 전 공 학 과

태 영 일

공 학 석 사 학 위 논 문

탄소섬유복합재료의 적층방향에 따른 기계적특성 및 피로손상평가

지도교수 : 권 오 헌

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2002년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

안 전 공 학 과

태 영 일

태영일의 공학석사 학위논문을 인준함

2002년 12월 26일

주 심 공학박사 목 연 수 (인)

부 심 공학박사 최 재 욱 (인)

부 심 공학박사 권 오 헌 (인)

목 차

기호설명 .... **ii**

1. 서론 **1**

2. 본 논문에 관련된 기본적 사항 **4**

2.1 CFRP**의 피로파괴** 4

2.2 **응력-피로반복수 선도** 6

2.3 **복합재료의 특성** 8

2.4 **음향방출** 11

2.4.1 **음향방출의 정의 및 특성** 11

2.4.2 **음향방출 신호의 종류 및 측정** 12

3. 시험편 및 실험방법 **15**

3.1 **시험편** 15

3.2 **실험방법** 21

4. 실험 결과 및 고찰 **27**

4.1 **인장시험** 27

4.2 AE**에 의한 특성** 31

4.3 **피로시험** 37

4.4 CCD**에 의한 비디오 모니터링 관찰** 41

4.5 SEM**관찰에 의한 파단분석** 49

5. 결론 **55**

참고 문헌 **57**

Abstract **59**

감사의 글

기 호 설 명

E : Modulus of elasticity

σ_u : Ultimate tensile strength

ε_u : Fracture strain rate

ν_{12} : Poisson's ratio

R : Stress ratio

N_f : Fracture cycle in fatigue

S : Stress

a : Damage length

d : Hole diameter

1. 서　론

안전성의 측면에서 볼 때, 기계설비 및 구조물의 파손을 유발할 수 있는 재료손상에 대한 평가는 매우 중요하며 사용 목적에 적합한 우수한 첨단재료의 개발과 그 특성을 파악할 필요성이 있다. 그 중에서 섬유강화복합재료는 금속재료보다 높은 비강도와 비강성을 가지며 적층각도, 적층순서 및 경화방법에 따라서 원하는 강도와 강성 및 기계적 성질을 가질 수 있다. 특히, 탄소섬유강화 플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastic, 이하 CFRP라 한다) 복합재료는 스포츠용품에서 최신 항공기의 구조재료에 이르기까지 경량화 관점에서 기존의 재료를 대체해 나가고 있다. 하지만 CFRP 복합재료는 기지와 섬유사이의 비균등성, 비등방성 때문에 금속에서 볼 수 없는 기지균열(matrix cracking), 섬유파단, 섬유와 기지간의 박리(debonding), 적층분리(delamination), 섬유균열 및 섬유뽑힘 등을 포함하는 여러 문제점이 발생되기 쉽다. CFRP 복합재료가 실제구조물에 적용될 때 가공, 제작 및 사용상 결함 등이 유발되어, 재료 자체가 갖는 취성의 영향과 복합적으로 작용하여 극히 낮은 하중상태에서 급작스러운 균열진전이 발생 될 수 있다[1]. 이와 같이 복합재료 내에 여러 형태의 파괴기구현상이 존재할 수 있고 결함의 종류에 따라 강도에 영향을 미치며, 파손이 진행되면 작용하는 하중의 수직 방향층 기지에 발생한 균열은 복합재료 직교적층판의 강성에 큰 영향을 미친다[2,3]. 따라서 CFRP 복합재료의 특성을 파악하기 위해 재료의 파괴기구를 명확하게 해석해 두는 것이 중요하며, 파괴과정의 특성을 이해할 수 있다면 각 파괴과정에서 일어나는 현상들을 이해

할 수 있을 것이다.

파괴형태 중 피로파괴현상은 재료의 주된 파괴원인으로써 많은 연구의 관심이 되어 왔다. 금속재료의 분야에서는 이미 많은 연구가 수행되어 왔지만 복합재료에 관해서는 1964년 Boller[4]에 의해 유리섬유강화플라스틱의 반복 인장피로시험이 행하여진 이래, Owen 등[5]은 인장응력과 피로특성에 의해서 원공노치를 가진 평활시험편의 특성을 예측하려 하였고, Lawcock 등[6]은 노치의 형태에 따른 잔류인장강도와 층간분리의 특성에 대해 고찰하였다. 그 후 많은 복합재료를 개발하여 사용하고 있으나 여전히 완전한 피로파괴특성은 규명되어져 있지 않다. 한편, 파괴기구현상을 평가하는 많은 실험방법이 있지만 그 중에서 가해지는 하중의 형태와 종류에 따라 재료자체에서 방출되는 탄성파인 음향방출(Acoustic Emission, AE)법이 유용하게 적용되고 있다.

음향방출에 관한 연구는 1970년대 이후 크게 발전되어, 전 등[7]은 직교적층판의 횡방향층 균열밀도변화에 대한 AE특성을 연구하였고, Ni 등[8 10]이 AE와 파괴파라미터와의 관계를 규명하기 위하여 복합재료를 사용하였다. 또한 Chow 등[11]은 노치를 가진 GFRP에 인장하중시 발생하는 AE신호와 초음파 X선단층촬영법을 이용하여 노치에서 발생한 균열진전 정도가 복합재료 내에 미치는 영향을 연구하였다. 그러나 CFRP 복합재료의 파괴현상에 대한 명확한 파악은 아직 이루어지고 있지 않는 실정이다. 따라서 본 논문에서는 상용 CFRP의 기계적 특성 및 파괴기구현상을 평가하기 위해 원공노치를 가진 [0/90]s과 [90/0]s 적층 및 [0/±45/90]s 적층 CFRP 복합재료에 전형적인 인장시험을 수행하여 기계적 특성을 파악하였다. AE센서를 부착하여 AE센서에 의한 AE특성과 비교평가하였으며 동시에 소

형 CCD 카메라를 이용하여 실시간 모니터링함에 따라 원공주위의 파손형상에 대하여 평가하였다. 또한 주사전자현미경(SEM)에 의한 파단면과 [0/90]s, [90/0]s 적층 CFRP 복합재료에 피로시험을 수행하여 피로특성 및 소형 CCD 카메라에 의한 피로파괴손상과정을 평가하였다. 이러한 결과들은 CFRP 복합재로 구성된 기계구조물 설비의 안전성평가에 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

2. 본 논문에 관련된 기본적 사항

2.1 CFRP의 피로파괴

재료가 장시간에 걸쳐 반복하중을 받으면 정적 파괴응력보다 낮은 응력의 어떤 반복수에서 파괴가 일어난다. 파괴에 이르는 반복수는 응력의 크기에 따라 달라지며 정적파괴수준보다 낮은 반복하중이나 반복변형을 받고 생기는 파괴를 피로(fatigue)파괴라 한다. 하지만 금속재료와 복합재료의 피로파괴 양상에는 큰 차이점이 있다.

금속재료의 경우는 일반적으로 균열의 발생과 성장으로 이루어지는 반면에 복합재료는 미소균열이 비록 가한 하중의 초기에 발생되어도 이 미소균열이 파괴에는 큰 영향을 미치지 못하고 섬유의 파단과 함께 전체가 파괴에 이를 때까지 견디는 특성을 가지고 있다. 또한 복합재료의 피로파괴에 있어서 피로수명은 대부분 균열의 증가와 적층분리에 의해 결정되며 초기 피로손상은 하중방향에 수직이거나 큰 각도의 섬유가 섬유의 함량이 과다한 영역에서 기지로부터 분리되는 박리현상에서부터 시작된다. 이러한 박리현상은 섬유와 기지 사이에서 발생하는 응력집중(stress concentration) 및 변형률의 집중 때문에 발생한다. 발생된 균열은 섬유와 기지 사이의 계면을 따라서 진전된다. 이렇게 피로상태가 계속되면 균열밀도(crack density)가 증가하고 적층이 분리되며, 그리고 강성이 감소되어 복합재료적층판 변화가 나타난다.

탄소섬유적층판의 주된 피로손상형태는 적층분리로서 섬유방향에 대해 90°층의 파단으로 인한 시편의 광범위한 영역의 손상으로 나

타나며[12]**, 이는 서로 다른 강도의 적층판이 존재하면 두 판 사이의 응력 차이로 층간 결합력이 약하기 때문에 발생하는 현상이다**.

2.2 응력-피로반복수 선도

인간-기계의 관계는 실제 기계의 기능과 적용방법에 의해 결정되고, 형태와 효과에 대해 필요한 결론을 내리는 기계 설계단계에서 시작되며 이러한 상호작용은 조립과 작동단계에서도 계속 이어진다. 특히 새로운 기술방법이나 새로운 기술의 사용으로 인한 사고, 재해 및 경제적 손실을 가져오게 된다. 따라서 기계작동 후 작용하는 응력의 변화, 부식이나 온도와 압력에 따른 주위 환경의 변화 등에 대한 측정과 평가는 중요하다. 안전측면에서 기계 및 구조물이 이론이나 실험적으로 설계, 조립, 적용의 모든 단계에서 구조물 등의 수명이 충분히 조사, 연구되어진다면 이로 인한 인적, 물적 손실을 최소화할 수 있는데 이러한 것을 최소화할 수 있는 수학적, 통계적 평가에 대한 기준이 필요하다. 평가기준 중에서 규칙적인 반복응력을 가했을 때에 파괴가 되기까지의 응력진폭과 피로파괴시까지 반복수로 나타내는 S-N선도가 있으며, 이 파괴까지의 반복수를 피로수명이라 한다. 가장 일반적인 방법은 식(1)과 같은 선형식으로 정의된다[13].

$$\sigma = UTS - b \log N_f + d \qquad (1)$$

여기서 σ는 사용응력, UTS는 극한인장강도(Ultimate tensile strength), N_f는 피로파괴수명, b와 d는 재료상수이다. 일반적으로 세로축은 응력이나 변형률의 최대값 혹은 진폭을 나타내며, 가로축은 응력이나 변형률이 가해진 회수의 대수를 취하여 나타낸다. 어떤 재료에서의 응력진폭이 어느 한계치 이하이면, 몇 회 반복해도 파괴되지 않고 S-N선도와 수평부를 갖게 되는 임계응력진폭을 나타내는데 이것을 피로한도(fatigue limit)라 한다. S-N선도의 유한 수명역에서는 응력과 수명이 1대 1로 대응되고 지정된 반복수에서 파괴가 되는 응력치를 S-N선도에서 구할 수 있다. 이 응력치를 시간강

도라 한다. 피로한도가 존재하는 재료에서는 한계반복수가 10^6과 10^7 사이이며 응력진폭을 작게 하여도 유한한 수명을 보이게 되는 재료가 있는데 보통 10^6 반복수까지 내수명을 가지는 응력진폭을 그 재료의 피로한도로 정의하고 있다.

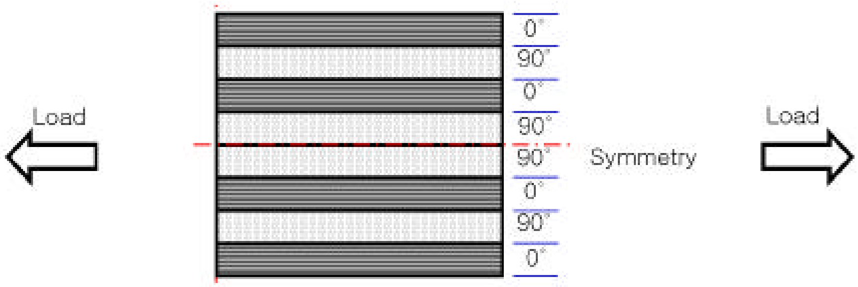
복합재료의 S-N선도에 영향을 미치는 인자는 섬유와 수지의 종류, 적층각도, 섬유의 부피분율, 계면의 성질, 하중의 종류, 평균응력, 주파수 그리고 주위환경 등이 있다.

2.3 복합재료의 특성

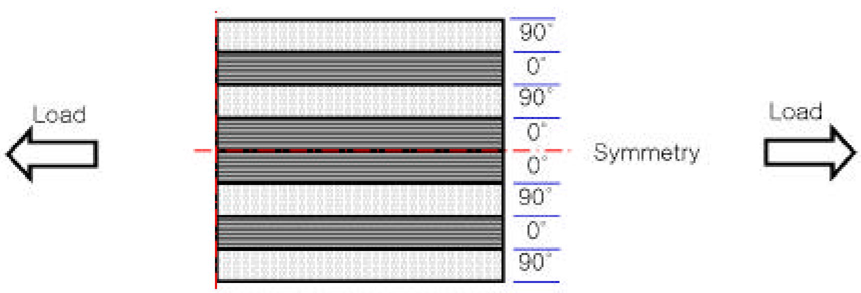
복합재료는 두 가지 이상의 서로 다른 성질이 거시적으로 혼합된 유용한 재료를 말한다. 두 가지 이상의 다른 물질을 혼합하는 방법에는 원자와 원자가 합쳐져 화합물로 되는 경우가 있는데 이런 경우는 복합재료라 하지 않는다. 복합재료는 혼합되어 있는 상태에서도 각 성분이 원래의 성질을 가지고 있어 미시적으로 보면 비균질한 상태로 존재한다. 이들 재료의 장점은 비중이 낮고 높은 비강도와 비강성의 값을 가질 수 있고 원하는 방향으로 강성과 강도를 조절할 수 있다. 기존의 금속재료는 등방성 재료이기 때문에 모든 방향으로 강성과 강도가 같으나, 복합재료는 필요한 방향으로만 강성과 강도를 조절하여 재료의 낭비를 막을 수 있다. 또한 복합재료는 금형이 준비되면 완제품의 형태로 가공을 거의 필요로 하지 않는 성형가공을 할 수가 있어 제조방법이 용이하다. 그리고 탄소섬유는 열팽창계수가 거의 0에 가깝기 때문에, 이러한 재료로서 구조물을 제조하면 온도의 변화에 따라 크기가 거의 변화하지 않는 구조물을 제조할 수가 있다. 복합재료 적층판은 서로 다른 플라이(ply)와 플라이가 기지에 의하여 결합되어 대부분 적층판 형태로 많이 사용되며 하중을 받는 복합재료 적층판의 변위나 변형률은 단일층 복합재료와 다른 각 층 사이의 상호작용으로 인하여 변위나 변형률이 복잡한 형태로 나타나게 되고 파괴거동도 단일층의 파손거동보다 훨씬 복잡하다. 그리고 어떤 층의 파손이 적층판의 전체 파손을 나타내는 것은 아니며 파손되지 않은 남은 층이 계속적인 하중상태를 부담할 수 있고 적층분리현상과 같은 파괴현상이 일어난다.

복합재료 적층판에는 모든 층이 같은 적층각으로만 이루어져 있는 동일 적층판, 중간면을 중심으로 적층각 및 두께가 서로 대칭인

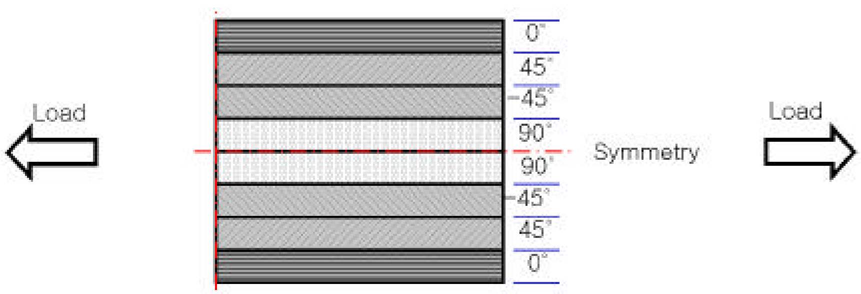
대칭 적층판, 중간면을 중심으로 층두께는 같고 적층각의 절대값은 같으나 부호가 반대인 역대칭 적층판 및 대칭성이 전혀 없는 비대칭 적층판 등의 4가지로 구분된다. 그 중에서 복합재료 대칭 적층판은 중간면을 중심으로 기하학적으로 재료의 물성값이 대칭이 되는 적층판으로써 다른 적층판에 비하여 두 가지 장점이 있다. 첫째로, 복합재료로 성형할 때 열변형에 의한 비틀림을 방지할 수 있고, 둘째로 응력해석 및 구조설계가 간단하기 때문에 특별한 경우가 아니면 대부분 대칭 적층판을 많이 사용한다. Fig. 1는 적층방향에 따른 대칭 적층판 복합재료의 표시방법을 나타낸다.



(a) [0/90]s CFRP



(b) [90/0]s CFRP



(c) [0/±45/90]s CFRP

Fig. 1 Lay-up orientation of CFRP laminate composite.

2.4 음향방출

2.4.1 음향방출의 정의 및 특성

재료의 내부 또는 외부에 응력이 가해지면, 작용하는 응력의 형태 및 물체의 특성에 따라 내부 결함이 생성되거나 완전파괴가 되기까지 그 재료 특유의 소리를 발생하게 된다. 파괴시 축적되는 변형율 에너지(strain energy)는 파면형성에너지, 열에너지, 격자변형에너지 그리고 본질적으로는 물체의 구성 입자들이 사방으로 진동해 가는 현상의 탄성파와 같은 여러 형태의 에너지로 변환되며 계측장치에 의해서 가시적으로 검출될 수 있다. 이 중에서 물체가 외력에 의해 소재 그 자체의 변형으로 방출되는 탄성파를 음향방출(AE)이라 한다.

AE법은 재료의 변형과 파괴과정의 규명뿐만 아니라 구조물의 현 상태를 진단하고 안전도를 평가하는 수단으로 활발히 연구가 진행되고 있다. 구조물의 안전성 평가를 위한 방안으로 비파괴검사(Non-Destructive Test, 이하 NDT)가 널리 실용화되었다. 하지만 기존의 초음파탐상법, 자기탐상법, 방사선탐상법 및 침투탐상법과 같은 비파괴검사인 경우, 정적인 상태에서 초음파나 방사선을 외부에서 주입해야 하지만 AE는 검출되는 에너지가 고체 내부에서 방출되는 것이므로 구조의 질적저하, 균열의 발생이나 성장, 고체의 소성변형 등을 동적 과정에서 포착하여 기존의 검사방법으로 불가능했던 정보를 알 수 있다. 따라서 AE는 재료 내의 동적인 구조변화와 구조물의 복합센서를 이용한 결함위치와 설비의 파괴진단에 적용할 수 있다. 하지만 AE의 단점으로, AE신호의 발생을 예측할 수 없으며 순간적이라는 점이다. 따라서 신호 대 잡음비(SNR)의 향

상에 유효한 방법이 없고 재료의 파괴시에 발생되는 소리의 강도가 미약하거나 주파수 성분이 가청범위를 넘어서면 인간의 귀로서는 감지할 수 없게 되어 고성능의 측정기가 요구된다. 또한 더욱 치명적일 수도 있는 균열의 발생과 성장 등 우리가 알고 있는 어떤 발생원도 항상 AE를 발생한다는 보장이 없는 것이다. 이는 신호가 미약하거나 검출되지 않는다는 것이 아니라, AE가 발생되기 위해서는 국부적으로 형성되었던 에너지가 결함을 형성하는 표면에너지나 열에너지로 전부 소모되지 않고 탄성파의 형태로 일부 방출되어야 한다는 조건을 만족해야 한다는 것이다. 이러한 조건이 만족하면, 재료의 AE특성은 진폭분포 또는 사상계수(event count) 등으로써 정량화되어 결함, 파손 및 균열의 진전량 등을 파악한 후 더 정확한 설비수명을 예측하여 대형 사고를 미연에 방지할 수 있는 측면에서 유용하다.

2.4.2 음향방출 신호의 종류 및 측정

AE를 공학적으로 이용할 때 물체에 따라 발생되는 신호의 주파수 특성은 가청주파수 범위가 대략 수십 Hz에서 20kHz 정도인데 AE연구에서 다루는 신호의 주파수 범위는 재료에 따라 매우 넓게 분포하고 있다. AE신호의 형태에는 돌발형과 연속형으로 나눌 수 있다[14]. AE신호를 감지하는 센서에는 여러 종류의 음파들이 시간적 간격을 두고 도달하기 때문에, 균열의 생성 및 성장 등이 대표적인 발생원인 경우에는 시간 축에 대해서 감쇄형 모양을 갖게 되며, 그 모양은 일차적으로 재료 내부에서 해방되는 응력의 크기와 소요된 시간에 의해서 결정되게 된다. 이러한 형태의 신호를 돌발형 AE라고 부른다. 돌발형 AE신호의 특징으로는 발생에너지가 높으며 비교

적 발생률이 적은 펄스형태를 갖는다. 이에 반해서 전위의 이동, 마모나 소성변형중의 전위의 축적 과정과 누출 등에 의해 발생되는 것과 같은 연속적인 변형 현상에 대응하는 것은 연속형 AE로 나타난다. 이 신호의 특징으로서는 단위 시간당 방출수가 많고 파형이 연속잡음과 같은 형태를 가진다.

AE감지기술로서 측정장치를 구성하는 요소 중에서 가장 중요한 것은 센서이다. 센서의 역할은 내부의 발생원으로부터 도달한 AE신호를 표면에서 전기적인 신호로 바꾸어 준다. 센서를 통해 감지되는 신호는 신호강도가 약하기 때문에 프리앰프와 메인앰프에서 증폭시킬 수 있다. 프리앰프는 센서에서 검출된 신호를 증폭하여 메인앰프로 보내고 메인앰프는 프리앰프간의 케이블 거리가 멀어짐에 따라 야기되는 신호의 감쇄현상을 막기 위한 것이고 프리앰프 dB과 메인앰프 dB의 합을 총 증폭도로 한다. 또한 특정 주파수 범위의 신호만을 통과시킴으로써 잡음을 제거하거나, 원하는 신호만을 받아들이기 위해서는 필터를 사용한다.

AE신호는 AE신호에 대한 개개의 사상에 의해 관측되고 AE에너지와 유지시간, 그리고 개개의 사상이 발생하는 시간적 빈도나 공간적 위치에 관한 정보를 나타내게 된다. AE특성을 결정하는 AE신호처리 파라미터(Fig. 2 참조)는 AE신호 파형을 해석하는 경우 AE event, AE count, 진폭분포, AE에너지, 상승시간, 유지시간 등이 있다. AE파형의 상승에서는 가해지는 하중의 형태를 구별할 수 있으며 event나 count로부터는 손상의 빈도, 시간분포에서는 손상의 형태, 진폭이나 에너지로부터는 손상의 크기 등을 알 수 있다.

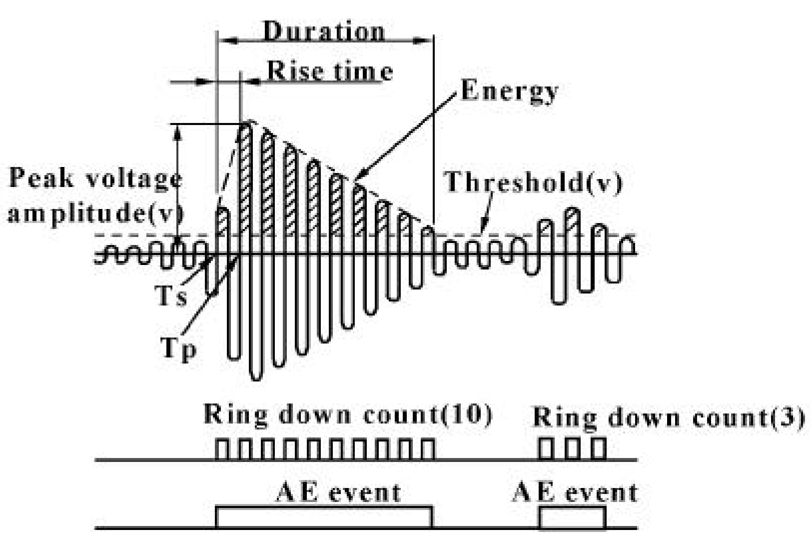


Fig. 2 Parameter of acoustic emission signal analysis.

3. 시험편 및 실험방법

3.1 시험편

본 논문에 사용된 실험재료는 국내 한국카본(주)에서 생산, 시판되는 고탄성 프리프레그인 Low HCU 1003으로 Table 1에 그 물성치를 나타낸다.

Table 1 Physical properties of prepreg Low R/C HCU 1003 material

Meterial	CF Wt(gr/m^2)	Resin Wt(gr/m^2)	R/C	Scrim Wt(gr/m^2)	Total Wt(gr/m^2)	t (mm)
HCU 1003	112	41	27±2	34	155	0.126

탄소섬유강화프리프레그(Carbon Fiber Reinforced Prepreg)는 에폭시 수지를 사용하여 기지를 만들고, 탄소섬유를 혼입하여 반경화 상태로 가공된다. 프리프레그를 가로, 세로 각각 245mm(Fig. 3 참조)로 절단하여 [0/90]s과 [90/0]s 및 [0/±45/90]s 섬유방향으로 8플라이를 적층하였다. 적층된 적층판은 금형판에 이형재(Silicon Oil KS 707)를 바른 후 삽입하여 열성형기(Hot Press, Fig. 4 참조)에서 성형온도 150℃, 게이지압력 80kg/cm^{2}로 하여 1차 성형하였다. 1차 성형된 적층판을 잔류응력완화와 변형 및 뒤틀림 방지를 위해 대기 중에 1시간 이상 보존시켜 최종 두께 0.9mm가 되게 하였다. 적층된

CFRP 복합재료는 다이아몬드 휠커터(Fig. 5 참조)를 사용하여 ASTM D-3039-00[15]에 참조하여 각각 200mm×25mm로 절단가공하였고, 절단된 시험편은 원공노치를 가공하기 위하여 지름 5mm의 원통형 다이아몬드 드릴을 사용하였으며 가공시 드릴작업으로 인한 적층분리와 같은 손상을 최소화하기 위해 자체적으로 제작한 지그를 부착하여 가공하였다. 또한 인장 및 피로시험시 시험기의 그립으로부터 손상을 방지하기 위하여 시험편 끝단에 에폭시 수지인 아랄다이트(araldite)로서 주제인 프레폴리머와 무수프탈산계인 경화제를 1 : 1의 중량비로 혼합하여 알루미늄 탭(두께 : 2.0mm)을 부착하였다. 접착면은 #60의 에머리-페이퍼로 거친가공을 하고, #220의 에머리-페이퍼로 충분히 연마하였다. 연마된 접착면은 아세톤으로 세정한 후, 물로 세척하고 충분히 건조시켜 접착하였다. 인장 및 피로시험을 할 경우에 탭 부위는 응력집중에 의한 파손 및 박리가 발생하기 쉽기 때문에 이것을 방지하기 위해 탭에 30°의 테이퍼각을 주었다. 시험편은 알루미늄탭을 부착 후 전기로에서 130℃로 30분간 열처리를 수행하여 탭의 접합강도를 강화시켜 시편의 슬립을 방지하였다. Fig. 6은 시편의 크기와 형상을 나타낸다.

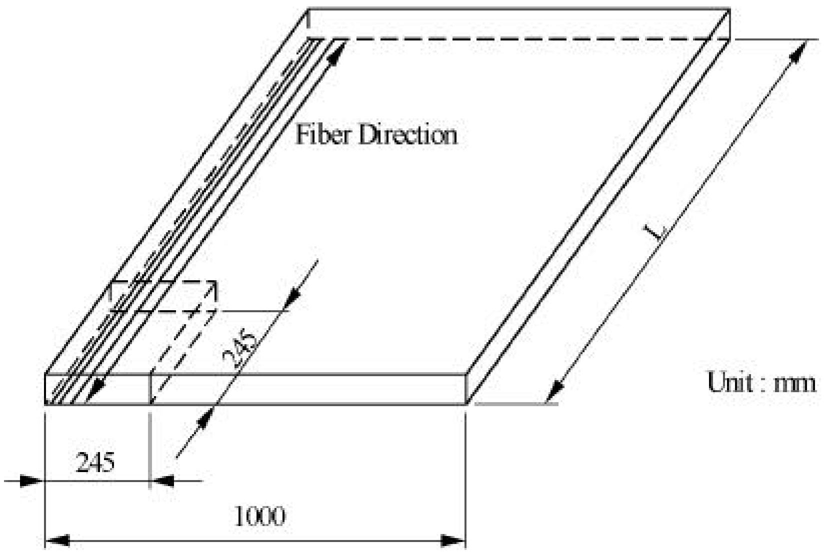


Fig. 3 Sampling position for CFRP specimen.

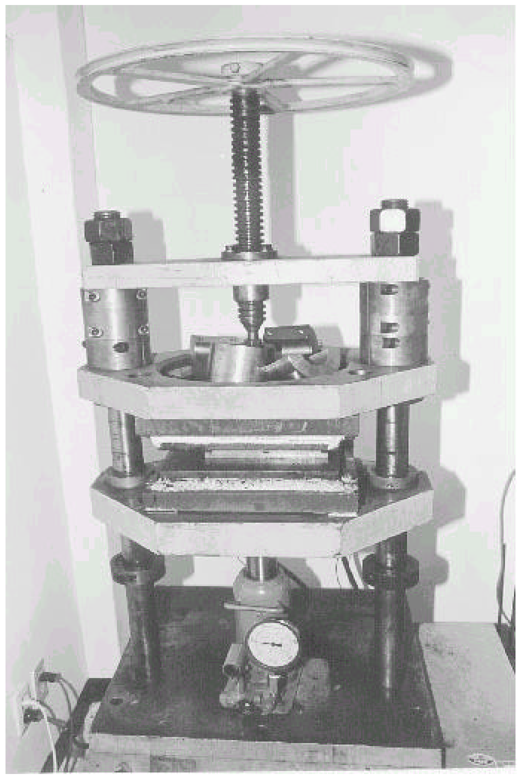


Fig. 4 Hot press.

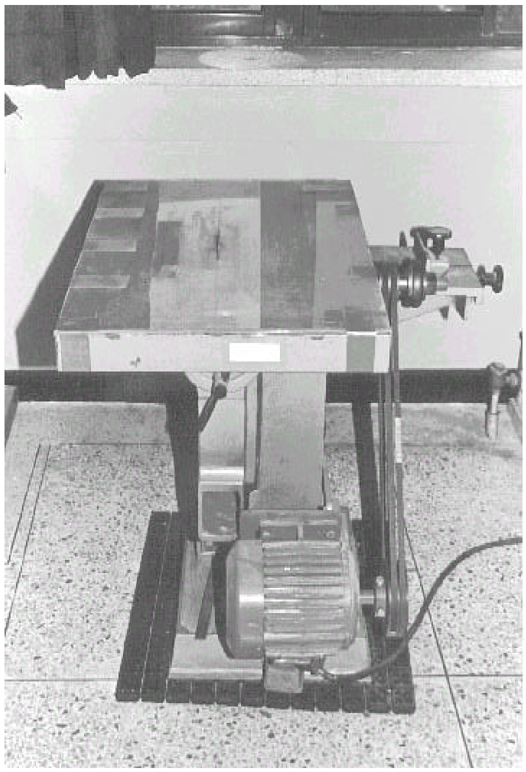


Fig. 5 Diamond wheel cutter.

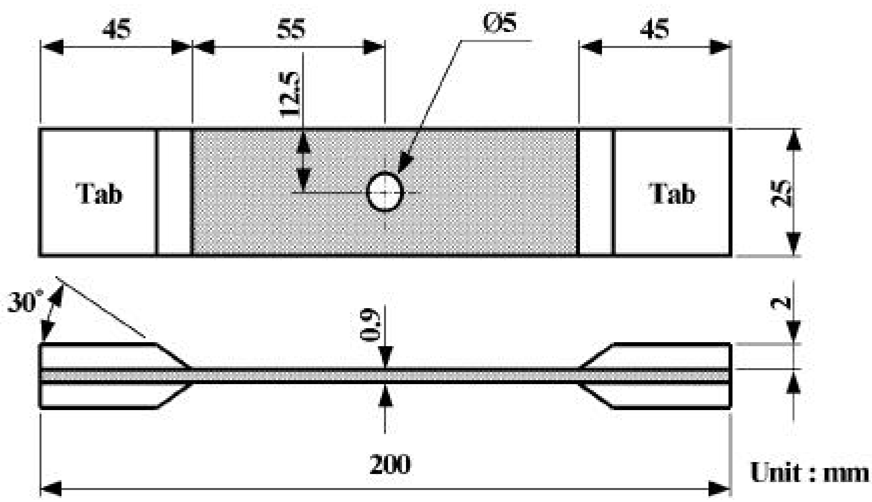


Fig. 6 CFRP specimen configuration.

3.2 실험방법

재료의 탄성계수, 최대인장강도 등의 기본 재료 물성치를 측정하기 위한 인장시험은 상온에서 만능동적시험기(H사, 5ton)를 사용하였으며 ASTM D3039-00[15]에서 추천하고 있는 방법인 0.5mm/min 변위제어로 행하여 졌다. 피로시험도 만능동적시험기(H사, 5ton)를 사용하였으며 사인파(half sine)의 인장-인장 하중제어로 실온·대기중에서 응력비 0.1로 하였으며 주파수는 실험도중 시편의 온도상승을 거의 무시할 수 있는 5Hz로 사용하였다. 그리고 S-N선도에서 피로한도를 1×10^6사이클로 정의하였다.

실험중의 모든 자료는 디지털제어기와 상용 DA 프로그램을 이용하여 PC에 입력되었다. 시험편의 방향과 약 30°에서 60W의 조명을 비추었고, 인장 및 피로시험동안 기지 및 섬유의 표면손상과정을 S사의 TR-850 소형 CCD 카메라를 부착하여 확대 모니터링하고 그래픽 보드가 장착된 PC에 의해 순간적인 손상과정을 저장하였다. 또한 피로시험시 시험편 원공주위의 표면손상과정을 관찰하기 위해서 시편의 전면을 아세톤으로 잘 세정한 후 약 0.1 0.2mm의 두께가 되도록 비파괴용 흰색 락커를 뿌리고 건조시켰다. 충분히 마른 후 니스로 코팅을 하여 공기중에서 30분간 건조시켰다. 실험 결과로 파단된 재료의 미시 구조는 SEM을 사용하여 파단면을 관찰하였다. 섬유에 수직과 수평 방향으로 절단한 시편을 SEM관찰도중에 전하되는 것을 방지하기 위하여 코팅처리하였다. SEM에 의하여 관찰 측정된 섬유의 직경은 7.4㎛였다(Fig. 7 참조).

AE계측에는 미국 PAC사의 AEDSP 32/16 보드를 장착한 PC시스템을 사용하였다. AE센서는 공진주파수가 150kHz의 R15센서를 사용하였으며 시험편과 센서사이에 접착매질(글리세린)을 바른 후 천

테이프로 압착하였고, 100kHz에서 300kHz의 밴드패스필터를 사용하였다. Threshold는 Fixed로 설정하였고 Threshold값은 40dB로 하였다. AEDSP 32/16 보드, 프리엠프 그리고 R15센서를 부착한 1 channel의 장치도를 Fig. 8에 나타내었다. 인장 시험에 의한 AE신호는 센서에서 프리앰프로 보내지고, AEDSP 32/16 보드가 장착된 컴퓨터로 입력되며 AE데이터 처리는 해석 프로그램인 MISTRAS-2001에 의해 AE신호가 해석 처리된다. 인장 및 피로시험과 동시에 소형 CCD 카메라를 이용하여 손상부위를 촬영하였고 인장시험 후 AE특성 정보에 따른 시간과 비디오녹화 시간을 비교 분석하여 파손기구의 AE신호 특성을 평가하였다. Fig. 9는 피로시험기의 개략도를 나타내며 Fig. 10은 실험상황의 사진을 나타낸다.

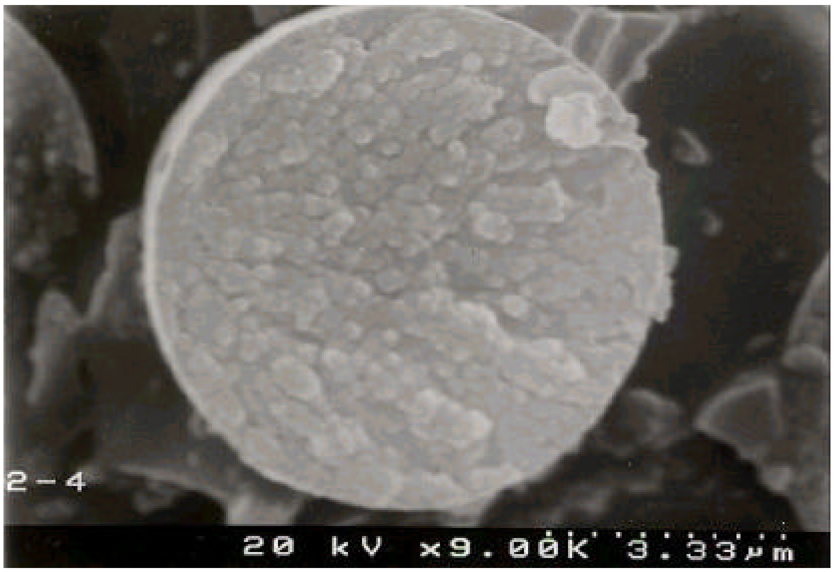


Fig. 7 SEM photograph of fiber diameter.

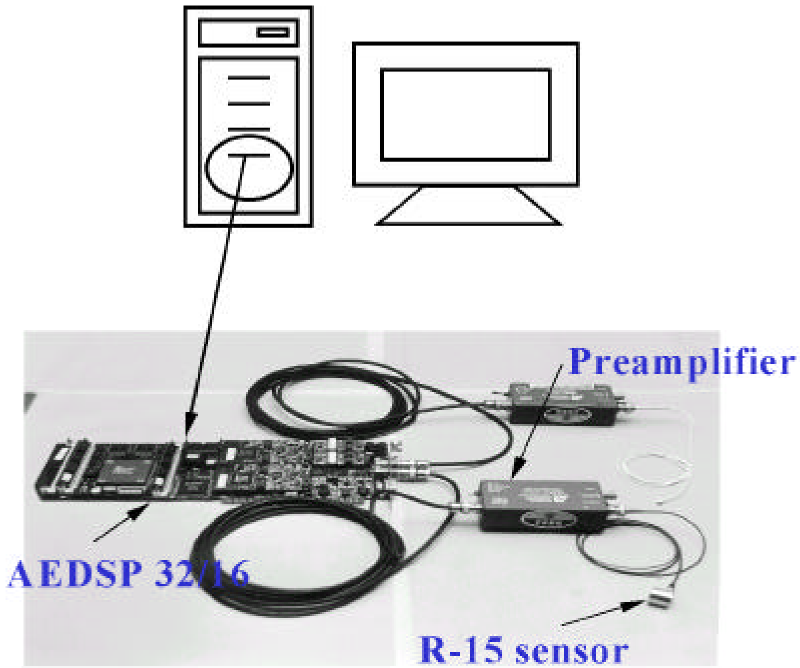


Fig. 8 AEDSP 32/16 board and sensors.

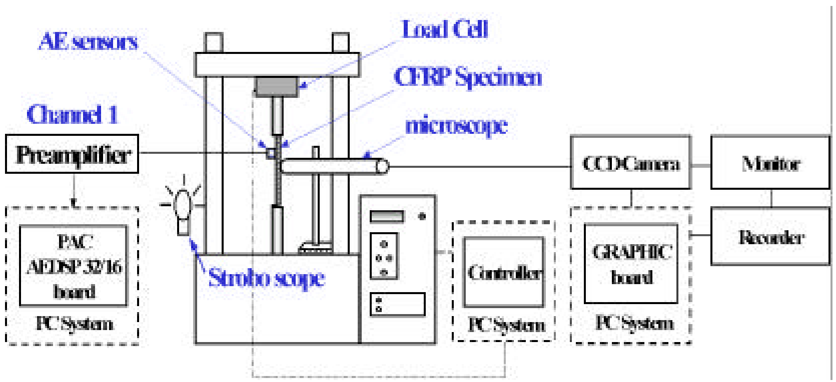


Fig. 9 Schematic diagram of experimental apparatus.

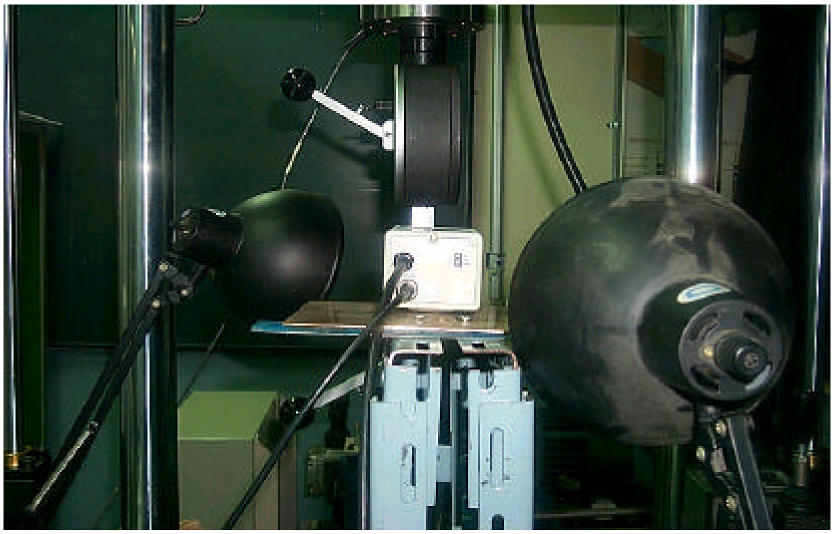


Fig. 10 Photo of experimental apparatus.

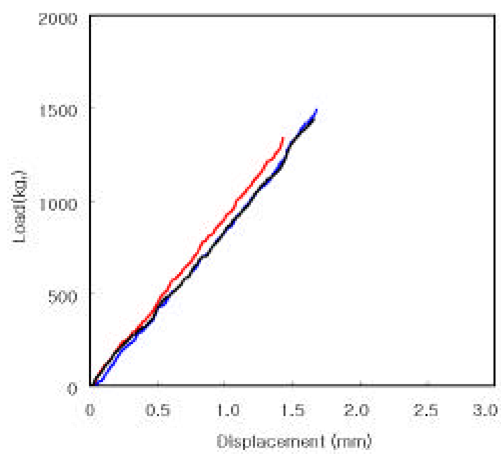
4. 실험 결과 및 고찰

4.1 인장시험

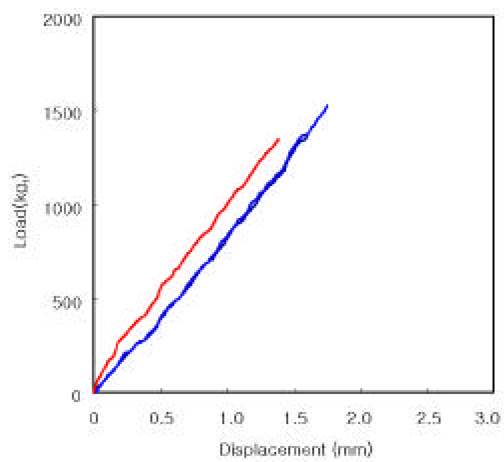
Fig. 11의 (a), (b), (c)는 [0/90]s, [90/0]s 그리고 [0/±45/90]s의 3가지 종류 적층판에 원공노치를 가지는 CFRP 복합재료 시험편의 인장시험에 대한 결과로서 하중-변위 선도를 나타낸다. 3종류의 적층판은 적층방향에 관계없이 하중-변위 선도가 거의 안정적으로 선형적인 관계를 보여주고 있으며 취성재료의 파단특성과 유사하게 극한인장강도에 도달하여 파단되었다. 또한 일반적인 금속재료에 비해 변형율과 포아송의 비가 적게 나타나므로 취성재료에 가깝다는 것을 알 수 있다. 적층방향에 따른 평균최대파단하중은 Fig. 11 (a)의 [0/90]s과 (b)의 [90/0]s는 평균최대파단하중이 1424kg_f과 1420kg_f로 거의 비슷하게 나타났으나 Fig. 11 (c)의 [0/±45/90]s 경우에는 평균최대파단하중이 1002kg_f로서 3가지 적층방향 시험편 중 가장 낮은 값을 보이며, 최대 변위는 모두 1.5mm 전후로 나타났다. [0/±45/90]s는 Fig. 11 (a), (b)의 직교적층재보다 약 227.6 229.8MPa의 낮은 인장강도 차이가 나타나므로 직교적층재가 [0/±45/90]s보다 인장강도가 우수하다고 할 수 있다. 이것은 ±45° 적층방향이 인장강도값을 저하시키는 원인이며 같은 재료라 하여도 적층방향에 따라 강도변화가 있음을 알 수 있었다. Table 2는 인장시험을 통하여 얻어진 최대인장강도, 탄성계수, 변형율 및 포아송비의 평균값을 나타낸 것으로 이들 각 물성치에서 [0/±45/90]s 적층의 구조가 역시 제일 낮은 값을 나타내고 있다.

Table 2 Variation of strength of tensile test results

Fiber orientation	Ultimate tensile strength σ_u (MPa)	Maximum Load P (kg_f)	Modulus of elasticity E (GPa)	Fracture strain rate ε_u (%)	poisson's ratio ν_{12}
[0/90]s	775.6	1424	53.1	1.46	0.042
[90/0]s	773.4	1420	56.0	1.38	0.043
[0/±45/90]s	545.8	1002	43.3	1.26	0.046
Average	698.3	1282	50.8	1.36	0.044

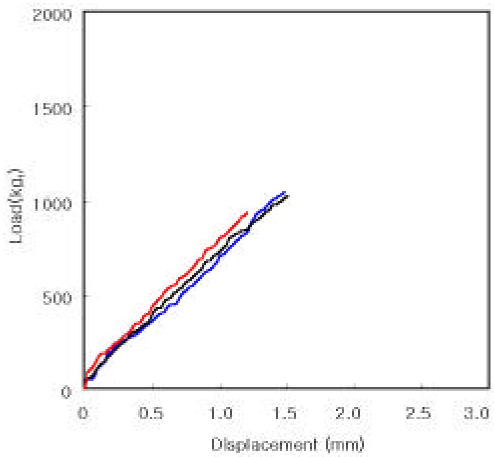


(a) [0/90]s



(b) [90/0]s

Fig. 11 Load-displacement relationships.



(c) [0/ ±45/ 90]s

Fig. 11 Load-displacement relationships.

4.2 AE에 의한 특성

Fig. 12의 (a), (b), (c)는 각각 인장시험과 동일하게 [0/90]s, [90/0]s 그리고 [0/±45/90]s 3가지 종류 적층의 원공노치를 가지는 CFRP 복합재료에 대하여 인장시험시 얻어지는 AE특성으로 3초 동안 발생한 AE count의 누적합계를 나타낸 것이다. 어느 경우에 있어서도 시간에 따른 누적 count수는 (a) (c)에서처럼 각각 Ⅰ, Ⅱ, Ⅲ, Ⅳ로 나누어져 초기단계, 부하단계, 파손성장단계, 최종파단단계로 구분할 수 있다. Fig. 12 (a)인 [0/90]s 경우는 인장시험을 실시하여 하중이 가해지는 99초까지의 초기부하단계인 Ⅱ영역은 최대하중이 752kg$_f$에서 최대 누적 AE count가 2600이하의 값을 보여주며, 하중의 증가와 함께 일정한 count의 증가를 가지는 153초의 파손성장단계인 Ⅲ영역까지 최대 13800의 count값을 보이며 이때 하중은 1163kg$_f$이다. 최대 누적 count가 18200까지 급상승한 171.3초의 최대하중이 1341kg$_f$에서 최종파단된다. Fig. 12 (b)의 [90/0]s는 18초부터 75초까지인 Ⅱ영역은 833이하의 누적 count를 보여주며 이후 하중의 증가와 함께 일정한 count의 증가를 가지는 171초까지 최대 13600의 값을 보이며 이후 최대 누적 count가 29600까지 급상승한 210.4초의 최대하중이 1527kg$_f$에서 파단된다. Fig. 12 (c)는 [0/±45/90]s에서 인장시험을 시작하여 시험편이 완전히 파단되는데 걸리는 총시간이 144.3초로 역시 (a), (b)와 유사한 경향을 나타내며 최대하중이 938kg$_f$이다. 초기의 하중이 가해짐에 따라 대략 39초 이후부터 69초까지의 최대하중이 489kg$_f$의 Ⅱ영역에서 333이하의 아주 낮은 count를 보여주고 있으며 이후 Ⅲ영역의 845kg$_f$에서 count는 하중이 증가함에 따라 129초에서의 4033까지 일정한 비율로 증가하다가 이후 최대 누적 count가 6867까지 급상승한 후 144.3초에서 파

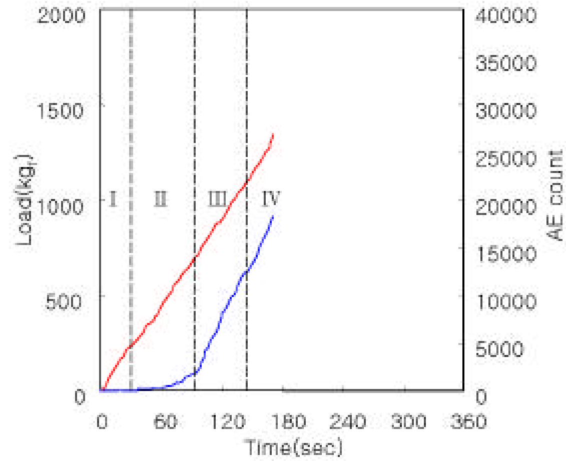
단됨을 알 수 있다. 이것은 적층방향에 따라 섬유파단과 기지층 손상의 영향이 다르게 주어지는 것을 보여주며 [90/0]s, [0/90]s, [0/±45/90]s 순으로 count수가 낮아진다. (a)의 적층 구조의 경우 내부의 중심 적층이 하중방향에 수직으로 주어지므로 기지손상과 박리현상으로 이어져 최종섬유파단이 발생되어 표면손상이 형성되며 (b)의 경우는 내부 중심 적층부가 작용 하중방향으로 배향되어 있으므로 초기 섬유소파단의 영향으로 인하여 높은 count가 발생되는 것으로 간주될 수 있다. 그리고 Fig. 13에서는 하중과 AE count의 관계로서 log-log 좌표계에서 선형적 관계를 나타낸다. 어느 경우에서도 식(2) (4)처럼 누승함수 관계를 가지고 있음을 알 수 있다. 여기서 P는 하중, AE_c는 AE 누적 count를 나타낸다.

$$P = 86.085AE_c^{0.2712} \qquad (2)$$

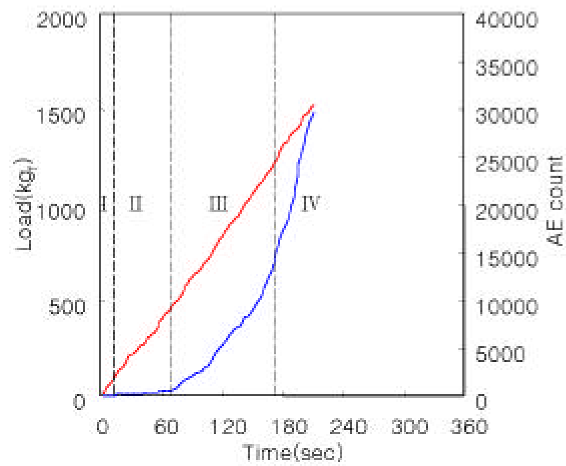
$$P = 49.127AE_c^{0.3346} \qquad (3)$$

$$P = 164.13AE_c^{0.1925} \qquad (4)$$

하중 대 AE 누적 count 관계가 n승 값이 가장 큰 값인 0.3346으로 기울기가 가장 급하게 나타났으며 다음으로 [0/90]s의 AE 누적 count가 18200의 값으로 n승 값이 두 번째로 큰 0.2712를 나타났고 마지막으로 [0/±45/90]s가 가장 낮은 n승 값인 0.1925를 나타났다. 이것은 [90/0]s가 다른 적층방향보다 AE count 값의 범위가 증가하였기 때문이고 그 다음 [0/90]s와 [0/±45/90]s순으로 나타났다.

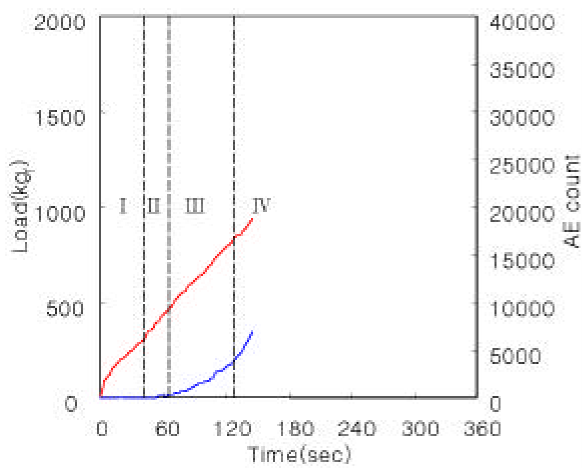


(a) [0/90]s



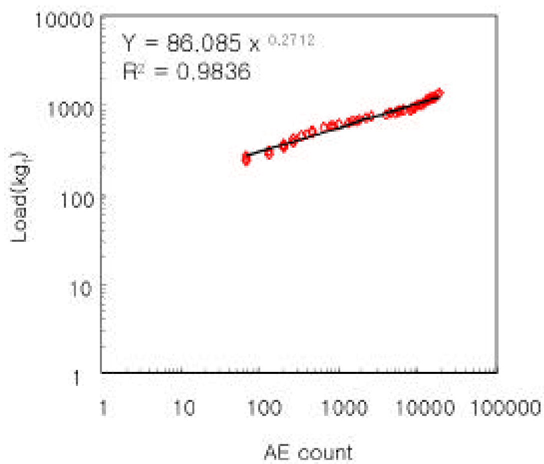
(b) [90/0]s

Fig. 12 The relationships of load and AE count for tensile test time.

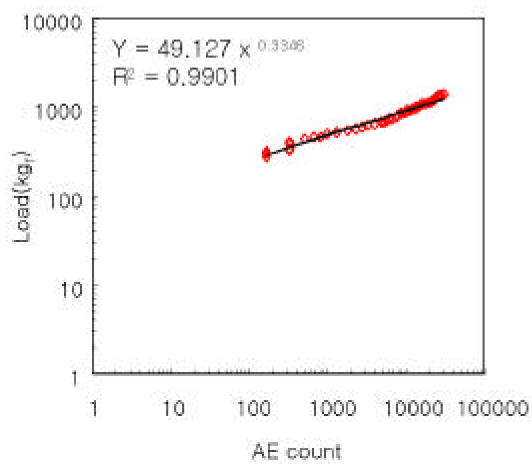


(c) [0/±45/90]s

Fig. 12 The relationships of load and AE count for tensile test time.

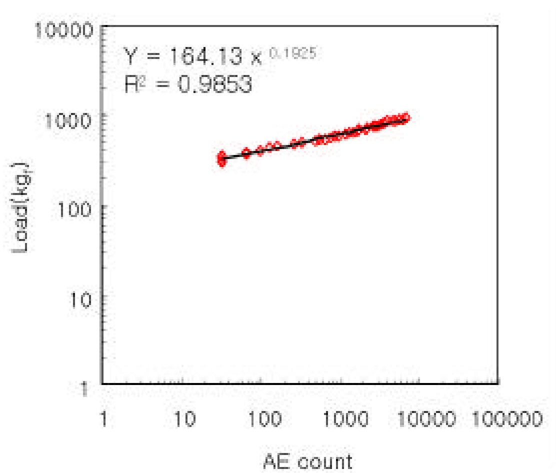


(a) [0/90]s



(b) [90/0]s

Fig. 13 Load-AE count relationships.



(c) [0/±45/90]s

Fig. 13 Load-AE count relationships.

4.3 피로시험

인장-인장 피로시험에서 [0/90]s와 [90/0]s에 관한 반복응력 대 반복수에 대한 전형적인 S-N선도를 Fig. 14에 나타내었다. 본 연구에 사용한 [0/90]s CFRP 복합재료의 경우 최대평균파단하중 95, 90, 85, 70%의 각 반복하중에서 실험한 시편은 30 7.157×10^6 반복수에서 피로파괴가 발생하는 것으로 관찰되었으며 [90/0]s는 최대평균파단하중 95, 80%의 각 반복하중에서 실험한 시편은 피로한도까지는 피로파괴가 일어나지 않았다. [0/90]s 시험편은 대체적으로 고른 피로반복수를 가지나, 몇 몇 실험치는 같은 반복하중에서 아주 크거나 작은 값에서 피로파괴를 나타내고 있다. 이는 시험편 강도에서 큰 편차로 인한 것으로 판단된다. [0/90]s과 [90/0]s 적층 복합재료의 인장강도값은 비슷하였으나 피로시험결과를 비교하여 보았을 때 [90/0]s가 [0/90]s보다 내피로수명이 우수한 것으로 나타나 내부 중심 적층부의 섬유방향이 작용하중방향으로 배향되어 있어서 피로수명에 영향을 미친것으로 사료된다.

Fig. 15에서는 [90/0]s 적층 복합재료의 경우 평균최대파단하중의 80% 반복하중에서 실험한 결과를 피로수명에서의 손상모드를 개략적으로 나타내었다. 손상(a/d)은 손상길이(a)를 평균하여 원공직경(d)으로 나눈 값이다. 반복하중이 가해짐에 따라 0 1×10^5 반복수에서는 피로초기에 급격한 손상이 나타나 손상값이 4.44까지 상승한다. 복합재료의 제작 및 가공시 생성된 초기결함과 기포 등의 미세균열의 특정손상상태(Characteristic Damage State, CDS)[16]라고 불리는 초기의 손상상태를 지나 5×10^5 반복수인 중반부터 5.43까지 손상이 완만하게 진전하는데, 이들 균열 생성으로 인한 재료 내부의 응력상태의 변화에 따라 적층분리 등과 같은 원공주위의 응력이 재

분배되어 그 집중정도를 감소시키는 단계를 가지면서 손상의 진전이 다소 완화된 것에 기인한다고 생각된다. 이러한 손상진전이 계속 유지되면서 반복하중 및 피로수명 반복수의 증가에 따라 후반부인 5×10^5 반복수 이후부터 피로한도인 1×10^6 반복수까지는 다시 8.46으로 급격한 손상진전이 나타났다.

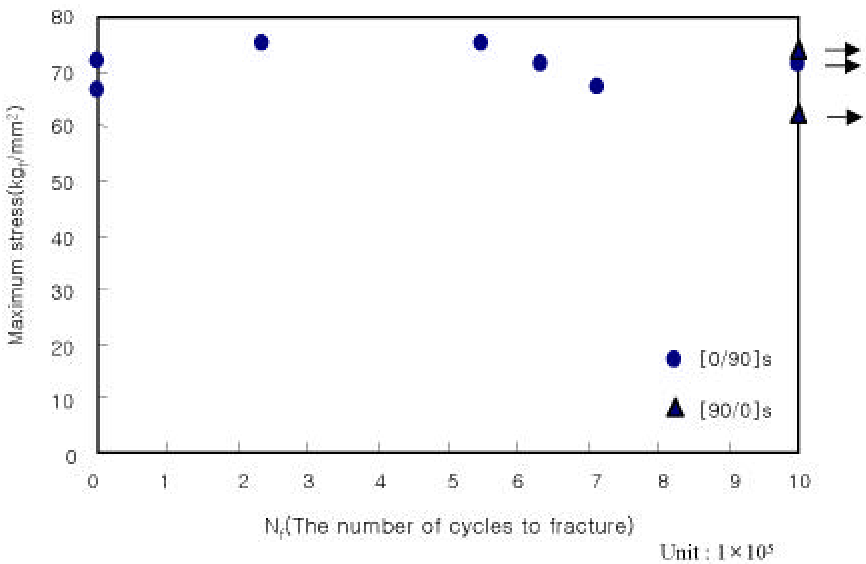


Fig. 14 S-N Curve for CFRP specimen with hole(R=0.1).

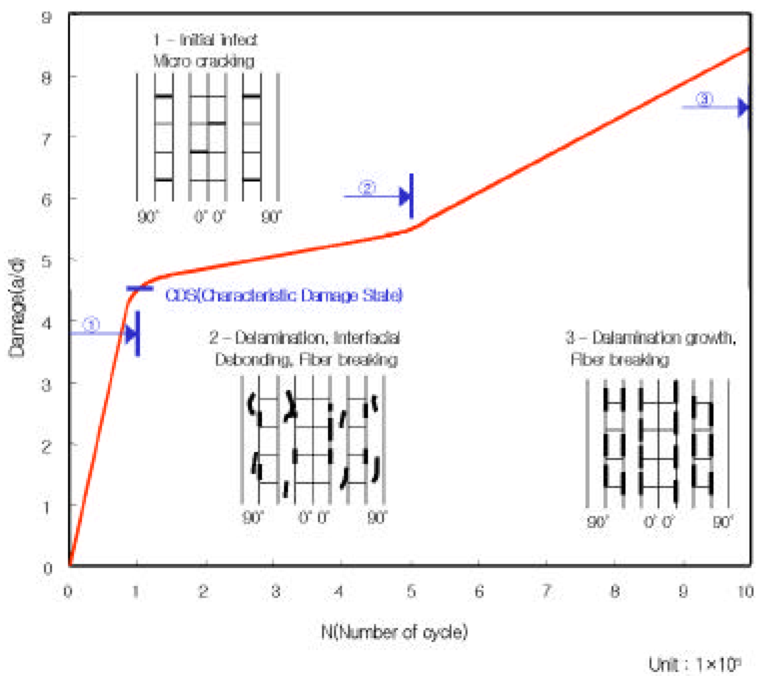


Fig. 15 The development of damage during the fatigue life ([90/0]s, σ_{max}=0.8σ_u, R=0.1).

4.4 CCD에 의한 비디오 모니터링 관찰

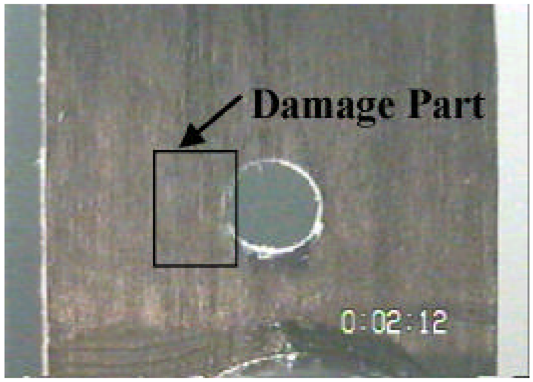
Fig. 16 (a) (d)는 [0/±45/90]s 적층의 경우로 인장시험동안 시험편 표면손상을 S사의 TR-850 소형 CCD 카메라를 통한 비디오로 기록한 예를 나타낸다. Fig. 16 (a)는 인장시험 시작전 원공노치 주위표면을 나타낸다. Fig. 16 (b)는 하중값이 296kg_f로 될 때 원공노치의 주위표면에 별다른 손상이 일어나지 않는 부분으로 이때 AE 누적 count가 낮은 33.3값을 나타낸다. Fig. 16 (c)에서 원공노치의 확대 변형이후 원공노치 표면주위방향으로 발생 성장된 균열손상현상을 관찰할 수 있으며 이 때 최대파단하중의 약 90%로서 하중값은 855kg_f로 나타났다. Fig. 16 (d)는 최대하중 938kg_f일 때 최종 파단된 시험편 형상을 나타내며, 이 때 AE 누적 count가 섬유파단 및 기지파단 등으로 최대 6867값을 나타내었다. 내부 섬유방향이 ±45°방향으로 적층되어 있는 경우이므로 ±45°적층섬유는 원공중심축에서 하중 방향에 45°방향으로 분리가 일어나며 표면층 섬유는 45°적층 섬유분리에 기인하여 ±45°각도로 파단이 발생되고 있음을 알 수 있다. Fig. 17 (a)와 (b)는 [0/90]s, [90/0]s의 마지막 파단된 시편이다. 이 경우는 [0/±45/90]s와 다르게 하중방향에 거의 수직되게 파괴가 일어났음을 알 수 있다. Fig. 18 (a) (f)는 [90/0]s 시험편으로 평균최대파단하중 80% 반복하중을 가했을 때 피로시험에서 각 반복응력의 반복수에 따른 시험편 원공표면주위의 손상을 비디오카메라를 통한 비디오녹화한 예를 나타낸다. (a)는 실험시작하기전의 시험편 원공주위표면을 나타낸다. (b)는 1×10^5 반복수에서 원공 양쪽의 하중방향으로 응력집중에 기인한 초기 손상인 탄소섬유소 박리현상이 관찰되었다. (c)는 반복수가 계속 증가함에 따라 박리손상이 원공방향으로 점차 성장하여 섬유파단이 발생함을 알

수 있다. (d)와 (e)는 피로반복수의 증가와 더불어 손상이 증가하며 (f)는 최종 피로수명의 1×10^6 반복수에 도달했을 때의 표면손상을 나타내었다. 원공우측의 손상길이는 좌측보다 더욱 확대되었으나 좌측은 2개의 박리현상이 거의 같은 속도로 성장함을 알 수 있다. 1×10^6 반복수까지 도달했음에도 불구하고 큰 손상이 나타나지 않아 최종급작파단에는 이르지 못하였다. 따라서 피로에 의하여 복합재 설비 및 구조물에 표면박리손상 및 일부섬유소 파단이 발생하더라도 다음 설비 보전시기까지 부하하중에 따른 피로수명을 예측하여 안전운전을 할 수 있는 내피로특성을 가짐을 알 수 있다.

(a) Load=0kg$_f$

(b) Load=296kg$_f$

Fig. 16 Photographs of video recording of fracture by tensile test([0/±45/90]s).



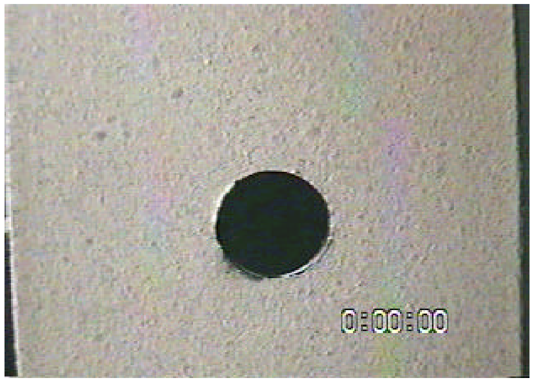
(c) Load=855kg$_f$

(d) Load=938kg$_f$

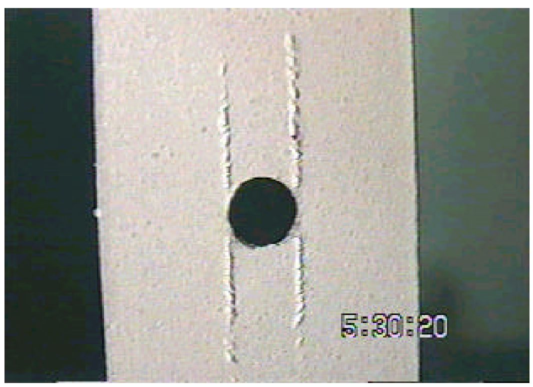
Fig. 16 Photographs of video recording of fracture by tensile test([0/±45/90]s).

(a) [0/90]s (b) [90/0]s

Fig. 17 Photographs of fracture by tensile test.

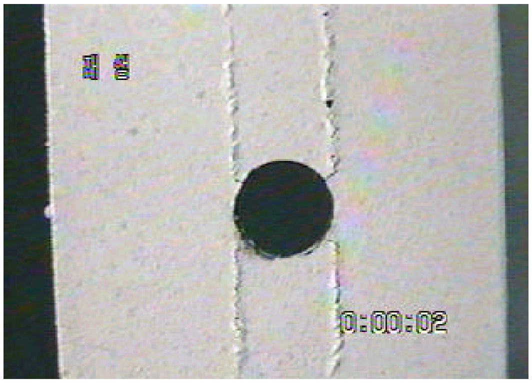


(a) 0cycle

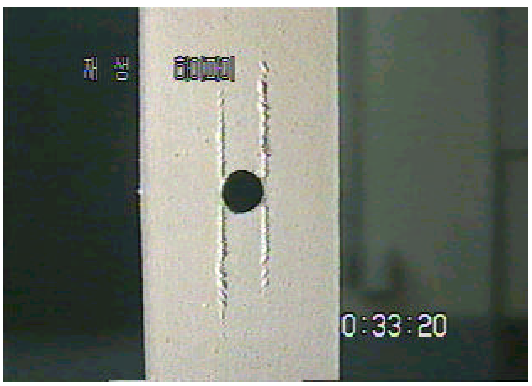


(b) 1×10^{5}cycle

Fig. 18 Photographs of video recording of fracture by fatigue test(fatigue limit = 1×10^{6}).

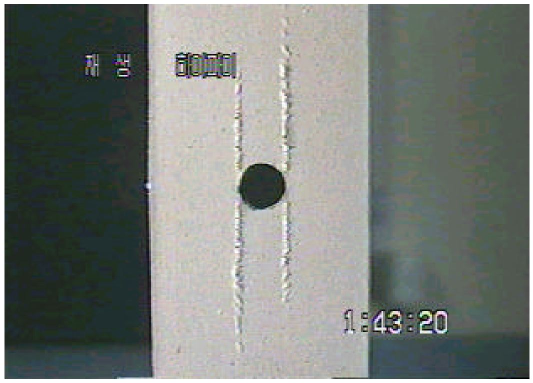


(c) 3×10^{5}cycle

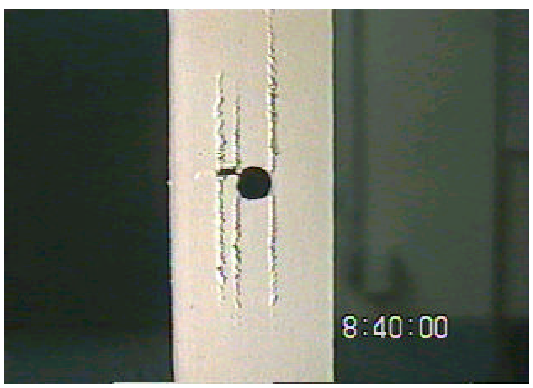


(d) 5×10^{5}cycle

Fig. 18 Photographs of video recording of fracture by fatigue test(fatigue limit = 1×10^{6}).



(e) 7×10^5 cycle



(f) 1×10^6 cycle

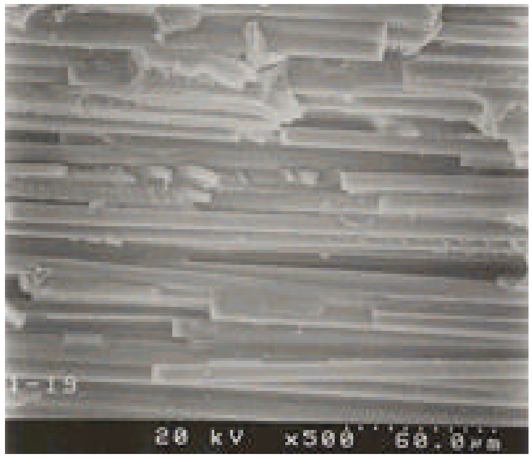
Fig. 18 Photographs of video recording of fracture by fatigue test(fatigue limit = 1×10^6).

4.5 SEM관찰에 의한 파단분석

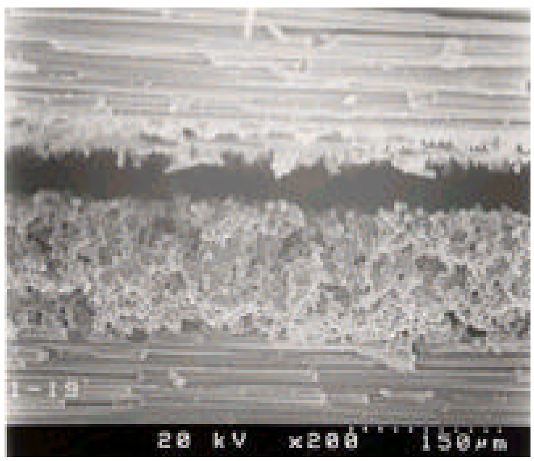
인장시험 후 주사전자현미경(SEM)을 통해 시험편의 파단면과 측면을 관찰한 사진을 Fig. 19에 나타내었다. Fig. 19 (a)는 $[0/90]_s$ 하중방향에 수직한 방향으로 섬유가 파단된 측면을 나타낸다. Fig. 19 (b)와 (c)는 $[90/0]_s$과 $[0/\pm45/90]_s$의 최종파단면 양상을 나타내고 있다. Fig. 19 (b)에서 알 수 있는 바와 같이 90˚층에서 먼저 파단된 후 0˚층과의 사이에 적층분리가 진행되어 하중방향의 섬유들이 최종 파단된 것으로 추정된다. Fig. 19 (c)에서는 45°방향의 섬유와 기지들이 최종 파단된 것이며 Fig. 19 (d)는 0˚적층에서 하중방향으로 섬유소의 뽑힘현상을 보여주는 것으로 파손기구에는 섬유파단 등 여러 파손기구가 관여하고 있음을 알 수 있다.

피로시험 후 SEM을 통해 시험편의 파단면과 측면을 관찰한 사진을 Fig. 20에 나타내었다. Fig. 20 (a)는 하중방향의 측면을 나타내고 있다. 0°로 배열된 섬유파단에 앞서 90°층의 계면간의 파단이 먼저 발생함을 예상할 수 있다. 이러한 현상은 섬유보다 계면간의 파단변위가 커지기 때문에 동일한 변위가 작용하는 인장시험상태에서 일어날 수 없는 피로하중이 작용할 때 나타나는 현상이다. 즉 하중반복수에 따른 계면간의 피로반응도가 섬유의 경우보다 크므로 반복수가 계속됨에 따라 계면간의 파단이 섬유보다도 낮은 변형률에서 발생하게 된다. Fig. 20 (b)는 적층분리된 면을 관찰한 것으로 수직섬유분리와 파단, 수평방향 섬유들의 뽑힘과 파단이 많이 관찰되고 있는 것으로 보아 본 복합재료에 있어서 피로파괴의 주된 요인은 이미 알려진 바대로 적층분리 외에 섬유파단, 섬유뽑힘이라고 할 수 있다. Fig. 20 (c)는 섬유파단과 섬유와 기지 사이의 박리현상이 잘 나타나 있고 섬유의 파단면으로부터 취성파괴의 형태로 섬유

의 파단이 많이 생겼음을 알 수 있다. Fig. 20 (d)는 파단면을 확대한 것으로 섬유의 뽑힘이 잘 관찰되고 있다.

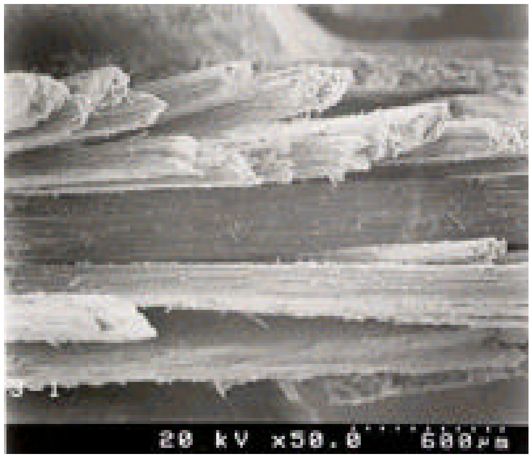


(a) [0/90]s

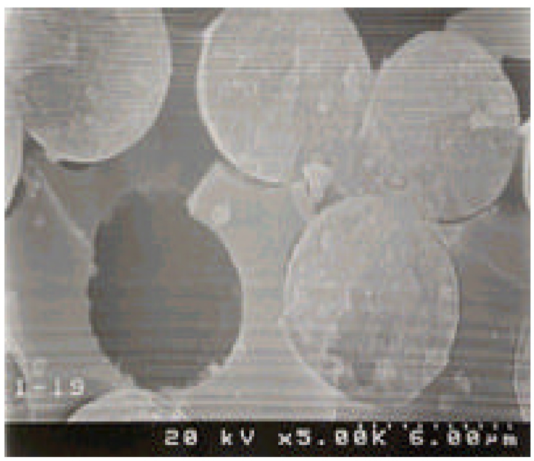


(b) [90/0]s

Fig. 19 SEM photograph of side and fracture surface for after tensile test.



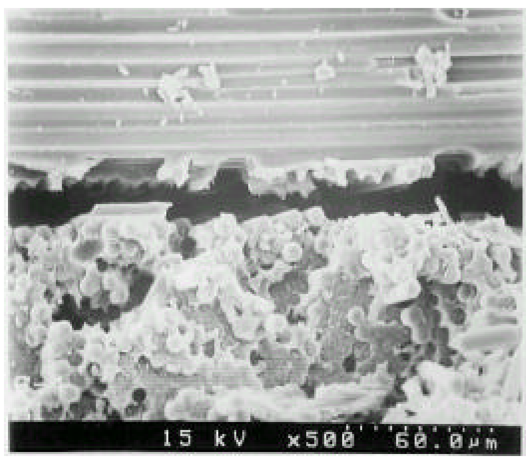
(c) [0/±45/90]s



(d) [0/90]s

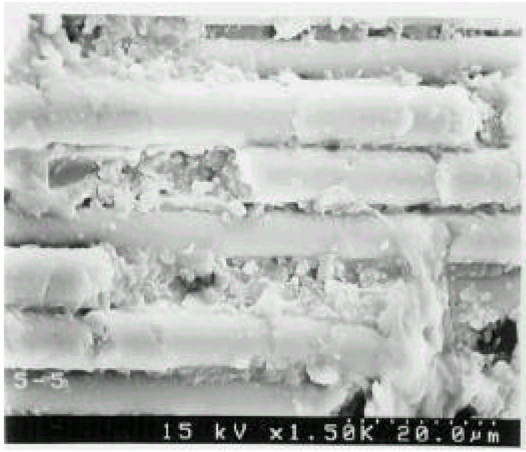
Fig. 19 SEM photograph of side and fracture surface for after tensile test.

(a) [90/0]s

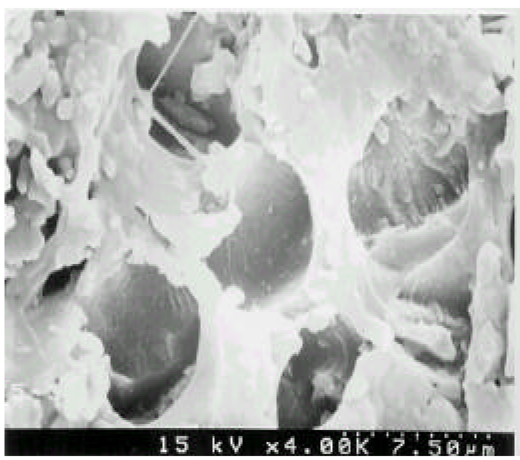


(b) [90/0]s

Fig. 20 SEM Photograph of side and fracture surface for after fatigue test.



(c) [0/90]s



(d) [0/90]s

Fig. 20 SEM Photograph of side and fracture surface for after fatigue test.

5. 결　론

탄소섬유강화복합재료의 적층방향에 따른 기계적 특성 및 피로파괴기구현상을 평가하기 위해 원공노치를 가진 [0/90]s, [90/0]s 및 [0/±45/90]s 적층 CFRP 복합재료를 사용하여 전형적인 인장시험을 수행함과 동시에 AE특성을 평가하였고, 피로시험을 수행하여 소형 CCD 카메라를 이용한 실시간 모니터링과 SEM관찰에 따라 원공주위의 파괴형상 및 표면 피로파괴손상과정을 평가하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 인장시험을 통해 직교 적층구조인 [0/90]s과 [90/0]s는 평균극한강도가 거의 비슷하였으나 [0/±45/90]s는 직교적층구조보다 낮은 극한강도값이 나타나 ±45° 적층방향이 인장강도의 저하로 나타났다.
2. 인장시험에서 발생되는 AE 누적 count수는 초기단계, 부하단계, 파손성장단계, 최종파단단계인 I, Ⅱ, Ⅲ, Ⅳ영역의 형태로 나뉘어졌으며, AE count 누적합계는 [90/0]s의 적층구조가 29600으로 가장높게 나타났고 [0/90]s는 18200, [0/±45/90]s가 6867로 가장 낮게 나타나 파단하중과 누적 AE count는 누승의 관계가 성립함을 알았다.
3. [90/0]s 적층 복합재료의 경우에서 평균최대파단하중의 80%인 반복하중으로 실험한 결과, 피로수명 손상모드는 피로초기의 0 1×10^5 반복수까지 4.44의 손상값으로 급상승하고 이후 안정단계인 5×10^5 반복수까지 손상이 완만하게 진전한 후 반복하중 및 피로수명 반복수의 증가에 따라 피로한도인 1×10^6 까지 8.46으로 급격한 손상진전이 나타났다.

4. CCD에 의한 비디오 모니터링 관찰한 결과 인장시험재의 [0/±45/90]s 적층 복합재는 하중방향에 45° 방향으로, 직교적층재는 하중방향에 수직한 방향으로 파괴가 일어났다.

5. 피로시험에서 [90/0]s 시험편으로 평균최대파단하중 80%의 반복하중을 가하여 최종 피로수명의 1×10^6 반복수에 도달했을 때 표면손상이 최종급작파단을 유발하지 못하였으므로 구조물의 표면적층부손상이 발생하더라도 설비 보전시기까지의 부하하중에 따른 피로수명을 예측하여 안전운전을 할 수 있는 내피로특성을 가짐을 알 수 있다.

6. SEM을 통해 인장 시험 후 시편의 파단면과 측면에서 섬유뽑힘과 섬유파단등이 관찰되었고 피로시험에서는 적층분리, 기지 사이의 박리, 취성적인 섬유파단형태 등의 파괴손상기구가 관여하였다.

참고 문헌

(1) 홍창선, "복합재료의 층간파괴 실험법", 대한기계학회지, 제30권, 제2호, pp. 172 179, 1990.

(2) Ogin, S. L. Smith, P. A. and Beaumont, P. W. R., "Matrix cracking and stiffness reduction during the fatigue of $[0/90_2]_s$ GFRP laminate", Composite Science and Technology, Vol. 22, pp. 22 31, 1985.

(3) Tsai, C. L. and Daniel, I. M., "The behavior of cracked cross-ply composite laminates under general in-plane loading", Damage in Composite Materials, ed. G. Z. Voyiadjis, Elsevier, pp. 51 66, 1993.

(4) Boller, K. H., Modern Plastics, 41, No. 10, pp. 146, 1964.

(5) Owen, M. J. and Bishop, P. T., "Crack-growth relationship for glass-reinforced Plastics and their application to design", J. phys., Vol. 7, pp. 1214, 1974.

(6) Lawcock, G. L. Ye and Mai, Y., "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate", Journal of Composite Materials, Vol. 31, No. 8, pp. 762 787, 1997.

(7) 전흥재, I. M. Daniel, "복합재료 직교적층판의 손상과정에서의 AE특성에 관한 연구", 한국복합재료학회지, 제11권, 제5호, pp. 14 21, 1998.

(8) Ni, Q. Q. and Jinen, E., "Fracture Mechanism and Acoustic Emission of short Carbon Fiber Reinforced Nylon", Society.

Mater. Science.(Japan), Vol. 42, pp. 255, 1993.

(9) Ni, Q. Q. and Jinen, E., "Fracture Behavior and Acoustic Emission of SFC", Society. Mater. science.(Japan), Vol. 42, pp. 561, 1993.

(10) Ni, Q, "Fracture Behavior and Acoustic Emission in Bending Test on single-fiber Composites", Engineering. Fracture Mechanics, Vol. 56, pp. 779, 1997.

(11) Chow, T. M. Hutchins, D. A. and Mottram, J. T., "Simultaneous acoustic emission and ultrasonic tomography imaging in anisotropic polymer composite-material", Journal of Acoustical Society of America, Vol. 94, pp. 944 953, 1993.

(12) J. S. Huh., "Fatigue Life Prediction of Circular Notched Composite Laminnates", **포항공대**, 1994.

(13) Agarwal and J. W. Dally, B. D., "Prediction of Low-Cycle Fatigue Behavior of GFRP", An Expermental Approach, J. Mater, Science, pp. 193 199, 1975.

(14) **정희돈**, "**음향방출법의 공학적 이용을 위한 기초**", **대한기계학회지**, **제**34**권**, **제**1**호**, pp. 20 32, 1994.

(15) Standard test method for "tensile properties of polymer matrix composite materials", ASTM D3039, 2000.

(16) Reifsnider, K. L., Proceedings. 14th Annual Society of Engineering science Meeting, Lehigh University, Bethlehem, pp. 14 16, 1977.

Evaluation of the Mechanical Properties and Fatigue Damage on Lay-up Orientation of Carbon Fiber Reinforced Plastic Composite

Young-Il Tae

Department of Safety Engineering, Graduate school,
Pukyong National University

Abstract

In recent years, advanced composites like CFRP are increasingly used in various industry fields because of their unique specific strength and stiffness properties. However CFRP laminate composites bring on the problems as like the delamination, matrix cracking, debonding, fiber breaking. These complex damage mechanism depend on the material, lay-up sequence, geometry and loading condition.

The purpose of study is the estimation of the fatigue damage mechanism and mechanical properties effected by lay-up orientation for CFRP laminate composite with the hole notch. The tensile tests for [0/90]s, [90/0]s, and [0/±45/90]s laminate composite were accomplished with acoustic sensor and failure processes were recorded by CCD video camera in real time. The analysis of cumulate AE count was done by AE analysis software (MISTRAS-2001). Also SEM examination for fracture and side surface were carried out. In addition, fatigue tests were carried out for CFRP of [0/90]s, [90/0]s lay-up recording damage processes of surface by CCD video camera in each cycle.

From this study, the following conclusions could be drawn.

1. Mechanical properties were obtained and they were similar between two kinds of cross-ply orientation in CFRP laminate composites, however cumulate AE count,

regardless of lay-up orientation, was increased on tensile test according to increasing the load,

2. The damage length according to the fatigue repeat cycles was expressed as three stages in [90/0]s laminate composite.

3. Fatigue damage failure mechanism of [0/90]s, [90/0]s laminate composite involves splitting, fiber-matrix debonding as well as delamination and fiber breaking which promotes the fracture.

These results will be useful for development of the newer composite properties and failure prevention of composite structures.

감사의 글

본 논문을 완성하기까지의 대학원 석사과정에서 부족하기 이를 데 없는 저에게 학문의 진리와 심오함을 가르쳐 주시고, 사랑으로 지도해 주신 권오헌 지도교수님께 그 동안의 가르침에 어긋나지 않는 훌륭한 인간이 될 것을 약속드리며 마음 속 깊이 감사 드립니다. 그리고 논문의 심사과정에서 많은 충고와 학문의 중요성을 지도해 주신 목연수교수님, 이내우교수님, 박외철교수님, 이동훈교수님, 장성록교수님, 고성석교수님, 최재욱교수님께 진심으로 감사 드립니다.

논문과정에서 시험편 제작에 협조해 주신 재료공학과 문창권교수님과 남기우교수님 이하 대학원생들에게도 고마움을 전하며 그리고 기계공학과 이민섭기사님께도 고마움을 전합니다.

본 논문을 수행하는 과정에서 역경에 빠져 어려울 때 힘과 용기를 주신 윤유성 선생님, 그리고 대학원 과정 동안 불평 없이 많은 일에 도움을 주었던 기계안전실험실의 정재훈, 이승현, 이인식, 김진희, 박경연, 김권, 태환준 학부생들에게 감사 드립니다. 옆에서 격려와 성원을 해 준 조교 선생님들과 대학원생 오준호와 이태구, 한울타리반, 고교 동기

들, 졸업선배님들, 대학동기들에게도 감사의 뜻 전합니다.

끝으로 하루도 편안한 날 없이 고생하시고 신의와 신뢰로서 자식을 키워오면서 이 못난 아들 잘 되기만을 사랑으로 보살펴주신 부모님, 항상 마음속으로 잘 되기만을 기대하고 정을 아끼지 않았던 형, 누나, 그리고 형수님과 자형께도 아울러 감사의 마음을 전하고 싶습니다.

2002년 2월

태 영 일 올림