

## 論文

## 음향방출법을 응용한 복합재 탄성판 착륙장치의 충격손상 평가

이기범\* · 설창원\* · 이강용\*\* · 옹장우\*\*\*

## Impact Damage Evaluation of Composite Leaf Spring Landing Gear by Acoustic Emission Technique

Kee-Bhum Lee\*, Chang-Won Shul\*, Kang-Yong Lee\*\* and Jang-Woo Ong\*\*\*

## ABSTRACT

The characteristic study of fracture mode of Glass/Epoxy composite specimen and the evaluation of impact damage of composite leaf spring drop test for landing gear were performed by using acoustic emission technique at the development stage of landing gear mechanism for the small size aircraft in 250kg class.

It was verified that several kinds of AE parameters can be used to classify fracture mode. The initiation of fiber breakage was shown at the sharp ascending point of the cumulative AE energy curve. The cumulative AE energy signals showed the smooth increase until just before breakage and the sharp increase just after breakage for 90° tension specimen. The cumulative AE events was a good parameter for the classification of the delaminated fracture mode in short beam shear test and specimen was delaminated at the onset of constant emission rate.

The useful parameter for the evaluation of the impact damage of the landing gear structure was the peak amplitude for AE events. The damage zone was checked from the source location using AE events at the drop tests with some different heights. AE parameters showed the better evaluation for the inside damage of composite structure comparing to load, displacement and strain.

## 초 록

250kg급 소형 항공기 착륙장치 개발과정에서 Glass/Epoxy 복합재 시편의 파괴모드 특성 연구 및 탄성판 착륙장치 구조시편의 낙하시험에 의한 충격손상을 평가하기 위하여 음향방출기법을 응용하였다.

파괴모드에 대한 AE 응용 결과, 여러 AE 인자들이 파괴 모드를 분리하는데 유용하게 이용될 수 있음을 확인하였다. 섬유파괴의 시작점은 누적 AE 에너지곡선의 급격한 증가점에서 나타났다. 90° 인장 시편의 누적 AE 에너지 신호는 파단 직전까지 완만한 증가를 나타내다가 파단직후 일부 섬유와 기지 사이의 박리와 섬유 엉킴등에 의하여 급격한 에너지 증가를 보여주었다. 단축빔 전단

\* 국방과학연구소(정회원)

\*\* 연세대학교 기계공학과

\*\*\* 충남대학교 기계설계공학과

강도시험에서의 중간분리 파괴모드 분류시 누적 AE 사상수가 보다 좋은 인자임을 보여주었으며, 일정 AE 발생을 시작점(onset constant emission rate) 근처에서 중간분리가 발생하였다.

낙하높이에 따른 착륙장치 구조시편의 충격손상을 평가하는 유용한 AE 인자는 AE 사상수에 따른 최대 진폭 분포로 나타났고, AE 사상수에 대한 위치 표정결과를 통하여 낙하높이에 따른 손상발생 영역을 확인할 수 있었다. 낙하높이에 따른 AE 사상수를 구조물의 거동을 나타내는 하중, 변위, 스트레인 등과 연관지어 확인한 결과, 다른 평가방법 보다 내부의 손상을 잘 나타내었다.

## 1. 개 요

항공기의 착륙장치는 지상활동 및 이착륙 시에 동체에 가해질 수 있는 충격을 흡수하여 항공기의 안정성을 확보할 수 있어야 한다. 이러한 착륙장치는 항공기의 규모, 사용 목적 및 성능등에 따라 메커니즘, 형태, 규모 및 재질등이 달라진다. 본 연구에서 다루는 소형 항공기등의 경우는 충격 에너지를 완충 장치의 탄성에너지로 변환시키는 형태의 메커니즘으로 주로 설계되고 있다. 특히 충격 흡수 장치 및 스트러트의 역할을 동시에 수행하는 복합재료 착륙장치의 사용이 보고되고 있다[1,2].

복합재료가 갖는 뛰어난 비강도 및 비강성, 그리고 경량화의 장점과 충격흡수능력의 우수성등으로 인하여 이들 재료의 활용 가능성은 증대되고 있다. 그러나, 복합재의 이러한 경량화의 장점에도 불구하고 제작상의 어려움과 운용시에 발생할 수 있는 내부손상으로 인하여 예기치않은 파손을 종종 경험하게 된다. 이러한 복합재의 내부 손상등을 평가하기 위한 많은 시도들이 진행되었으며, 특히 최근에는 AE(Acoustic Emission)법을 응용하여 복합재료의 파괴 기구나 손상 등을 평가하려는 연구들이 진행되고 있다.

AE는 고체내에 저장되었던 탄성 변형 에너지가 급격히 방출될 때 발생하는 탄성파로 정의되고 있다. AE의 발생 원인은 재료 내의 전위와 관계가 있으며, AE를 발생시키는 대표적인 현상으로는 균열의 발생과 성장, 재료의 변형 및 상변태등을 들 수 있다. 특히 복합재에서의 파괴 기구는 섬유 파괴, 기지 파괴, 섬유와 기지의 박리, 파괴시 섬유의 이완, 복합재 파손시 섬유의 뿔힘 및 중간 분리등이 있다. 이들 손상은 복합재의 여러 영역에 걸쳐서 낮은 응력 레벨에서부터 발생하기 시작한다. 복합

재의 이러한 손상의 양상이나 기구를 모두 추적하는 일은 극히 제한된 위치가 발생 원인이 되어 균열 생성, 성장 및 위치등을 감지하는 금속재료 경우에 비하여 훨씬 복잡하다.

복합재의 파괴 기구와 AE 관계 등을 연관시켜 많은 연구가 진행되었다. 특히 복합재가 충격 손상을 입었을 때 충격에 의한 손상을 평가하는 AE 방법에 관한 연구는 다음과 같다. Ochiai등[3]은 Graphite/Epoxy 판이 도구에 의해서 충격을 받을 때 AE 특성을 연구 하였다. Bailey등[4]은 Graphite/Epoxy 인장 시편에 대해 이전에 입은 충격 손상을 평가하는 데 AE를 응용하였고, Gardiner와 Pearson[5]은 동일 형상의 평판에 대해 정하중과 충격 하중 시험을 실시하여 하중 속도와 AE와의 관계를 규명하고 손상특성을 AE로 평가하려는 시도를 하였다. Whittaker등[6]은 수압 시험 등을 통해 이미 충격 하중을 경험한 복합재 압력용기의 충격 손상을 Felicity비와 강도의 거동을 연관지어 규명 하였다.

본 연구 목적은 250kg급 소형 항공기의 착륙장치로 개발된 일축 방향 Graphite/Epoxy 복합재 착륙 장치[7]의 낙하 시험시에 낙하 높이에 따른 충격손상을 AE를 사용하여 평가하는데 목적이 있다. 이를 위해 복합재 시편의 파괴모드에 대한 AE인자의 특성에 관한 연구가 선행된다.

## 2. 시 험

### 2-1. 인장 시험(0°)

섬유파단의 파괴 모드를 얻기 위하여 ASTM D 3039-76의 방법에 따라 인장시험을 실시하였다. 시험기는 MTS사 10 Ton용량이며, 시험은 스트레인

제어 모드로 0.01mm/mm/min 속도로 행해 졌다. AE측정을 위하여 PAC사 모델 SPARTAN을 사용하였고, AE 인자를 해석하기 위하여 150 KHz인 압전형 공진센서(R15)를 시험편에 부착하였다. 센서의 신호는 선증폭기(Pre-amplifier)에서 40dB, 본체에서 20dB를 증폭하였고, 신호의 문턱 값은 0.32V의 가변 문턱값을 사용하였으며, 100KHz~300KHz 필터를 사용하였다.

## 2-2. 인장 시험(90°)

기지파단의 파괴 모드를 얻기 위하여 ASTM D 3039-76에 따라 인장시험을 실시하였다.

## 2-3. 단축 빔 표준시험 전단 강도 시험

라미나 층간 전단에 의한 층간 분리 파괴 모드의 AE 특성을 알기 위하여 ASTM D2344-84 방법에 의하여 전단 강도 시험을 수행하였다. 시험편의 재원은 길이 41.8 mm, 두께 5.0 mm, 폭 6.0 mm 이었다. 시험 속도 1.3 mm/min의 변위 제어 모드를 사용하였다. 시험편이 작고 센서 부착 상의 어려움 때문에 소형 공진형(Micro30) 센서와 100KHz~300KHz의 필터를 사용하였으며, 총 증폭은 60dB 이며, 0.32V의 가변 문턱값을 사용하였다.

## 2-4. 낙하 시험

낙하 상태를 모의 적용하기 위하여 Fig.1과 같이 낙하 시험용 시험대를 제작하였으며, 낙하시 지면 하중의 거동을 관찰하기 위하여 4개의 고속반응 하중센서가 사용되었다. 낙하 시에 발생하는 충격 하중은 타이어나 고속반응 하중센서가 부착된 하중판과의 마찰에 의하여 상당한 에너지가 방출되고, 나머지는 구조물의 변형으로 나타난다. 이때 구조물의 변형에 의한 거동은 변위게이지, 가속도 게이지와 6개의 스트레인 게이지를 사용하여 관찰하였고, 데이터 획득은 채널당 2.5kHz 속도 용량을 가진 16채널용 고속 자료 획득 장비를 이용하여 1kHz의 샘플 속도로 데이터를 저장하였다. 고속

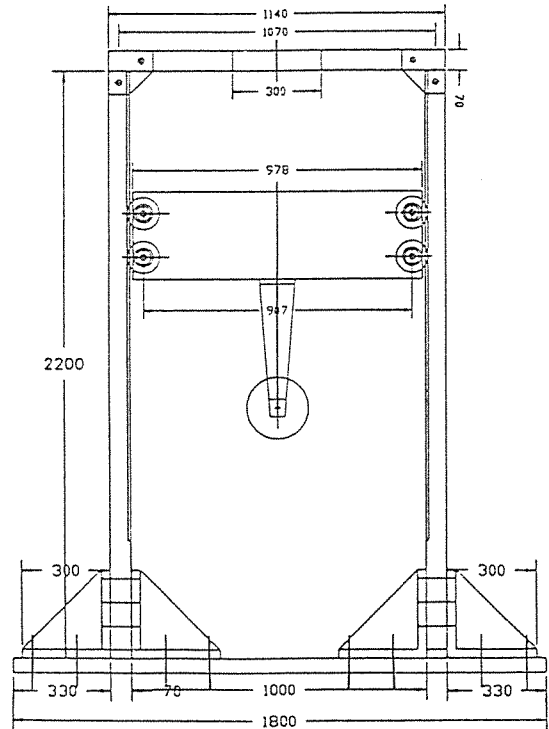


Fig. 1. Drop test rig

Table 1. High speed response force transducer, displacement transducer, accelerometer and strain gage

Kinds	Gage No.	Gage Type	Gage factor or sensitivity	Installing Position	Full Scale
Force Trans.	L/W 1	PCB 201A05	1mV/lb	Plate left	5V
	L/W 2	"	"	"	"
	L/W 3	"	"	Plaet right	"
	L/W 4	"	"	"	"
Disp. Trans.	DT 1	Celeco PT 101-50B	2.15mV/V	Test rig left edge	
Accel.	Acc. 1	PCB 308B	98.9mV/g (50g)	Test rig center	4.95V
Strain Gage	SG 1	EA-13-031 -CF-120	2.07	Test structure left	
	SG 2	"	"	"	
	SG 3	"	"	"	
	SG 4	"	"	"	
	SG 5	"	"	right	
	SG 6	"	"	"	

반응 하중센서, 변위게이지, 가속도 게이지 및 스트레인 게이지의 재원은 Table 1과 같고 부착위치 Fig.2와 같다.

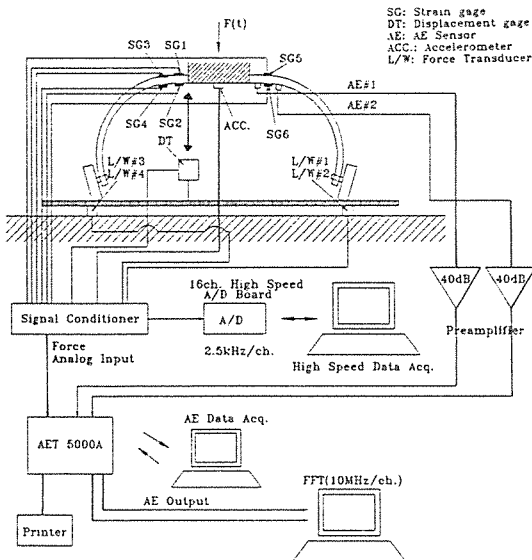


Fig. 2. Drop test lay-out

시험 품목은 소형 항공기 좌륙 장치용 Glass/Epoxy 복합재 시편이며 시편의 주요 물성 및 특성은 Table 2와 같다. 여기서  $E_1$ ,  $E_2$ 는 각각 1, 2 방향의 탄성계수이고,  $X$ ,  $X'$ 은 각각 1방향의 인장 및 압축 강도이며,  $s$ ,  $\gamma$ 는 전단강도, 비중(specific gravity)이다.

Table 2. Properties of composite drop test structure

Type	Properties						
	$E_1$ (GPa)	$E_2$ (GPa)	$X$ (MPa)	$X'$ (MPa)	$S$ (MPa)	$\nu_{12}$	$\gamma$
E-Glass Epoxy	38.6	8.3	1062	610	72	0.3	1.8

낙하 높이별 시험에 따른 복합재의 내부 손상을 판단하기 위해서 AE 기법을 적용하였다. 즉 AE 장비를 통하여 얻어진 AE 인자로부터 본 시험에 맞는 적절한 AE 인자를 찾아내고, 그들을 분석하여 내부의 손상을 판단하였다.

AE 신호를 획득하기 위하여 원주 방향으로  $5^\circ$ ,  $30^\circ$ 에 위치한 인장면에 전용 와크스를 사용하여 충격으로 인하여 떨어지지 않도록 고정시켰다. AE 센서 부착위치는 Fig. 2와 같다.

AE 신호는 AET 5000A 장비를 통하여 자료를 획득하였다. 시험 도중 AE 신호분석을 위하여 425 kHz

의 소형 공진형 센서와 250 kHz~500 kHz 필터를 사용하였다.

시험을 수행하기에 앞서 모든 센서는 교정되었다. 시험중 낙하 높이 기준 점은 초기 자유 표면 접촉 상태를 영으로 정하였으며, 변위게이지의 출력 기준 점으로 하였다. AE 신호를 선형 위치 표정 하기 위하여 AE 센서 #1 주위에 Pulser 센서를 설치하여 교정하였고, AE 신호를 얻기 위한 총 증폭 값은 80dB이고, 문턱 값은 0.12V의 가변 문턱 값을 채택하였다.

낙하시험 조립 장면은 Fig. 3과 같고, 낙하 시험은 Table 3과 같이 단계적으로 실시하였다. 낙하시험 단계는 강하율 1.22m/sec~3.65m/sec까지 단계적으로 낙하 높이를 조절하면서 수행하였다. 특히 설계 제한 하중에 해당하는 474 mm에 대해서 1차 실시후 타이어나 바닥의 철판 사이에 윤활제를 발라 마찰력을 최소화시킨 후 474 mm에서 낙하 시험을 재 실시하였는데, 그 때에는 훨씬 큰 변형이 탄성판 내에서 발행하는 모습이 시험도중 외관상으로도

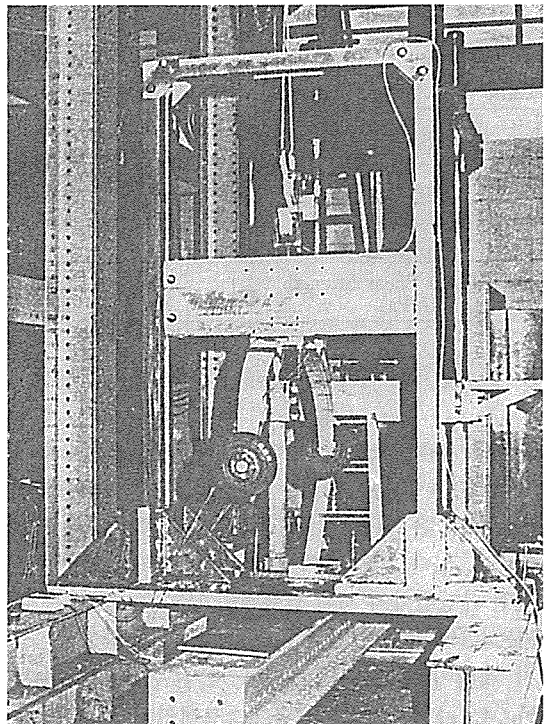


Fig. 3. Drop test set-up

Table 3. Drop test procedures

Test Order	Drop Height (mm)	Dropping Rate		Notes
		(ft/sec)	(m/sec)	
1	76	4.0	1.22	
2	118	5.0	1.52	
3	171	6.0	1.83	
4	231	7.0	2.13	
5	304	8.0	2.44	
6	383	9.0	2.74	
7	474	10.0	3.05	
8	474	10.0	3.05	with grease
9	573	11.0	3.65	no grease
10	682	12.0	3.65	no grease

뚜렷이 관찰되었다.

573 mm와 682 mm 낙하 시험을 추가로 실시한 결과, 682 mm 높이의 낙하 시험에서 탄성 복원이 불가능한 상태로 최종 파단이 발생하였다.

### 3. 시험 결과 및 검토

시험 결과 복합재 시편의 기계적 물성은 Table 4와 같다.

Table 4. Material properties of composite specimen

Property		Test value		Test Method
		[0°]	[90°]	
Tensile	Strength(MPa)	948.33	39.2	ASTM D3039
	Modulus(GPa)	39.8	11.4	
	Poisson's Ratio	0.273	—	
Short Beam Shear Strength (MPa)		744.1	—	ASTM D2344

#### 3-1. 인장 시험(0°)과 AE특성의 관계

섬유 파괴 모드에 대한 AE 특성을 관찰하기 위하여 (0°)시편에 대해 인장시험을 실시하였으며, Fig.4. (a)는 하중 대  $\mu$ 스트레인에 대한 결과를 나타내고 있다. 몇 개의 섬유의 파단에도 불구하고 완전 파단전까지 거의 선형적인 결과를 나타내는데, Fig.4. (b)의 에너지와  $\mu$ 스트레인의 그림에서 에너지 레벨이 갑자기 증가하는 때가 두번 나타나며, Fig.4. (c) 누적 에너지와  $\mu$ 스트레인의 그림으로부터 그 경향은 급격한 누적 에너지의 증가로 나타나고

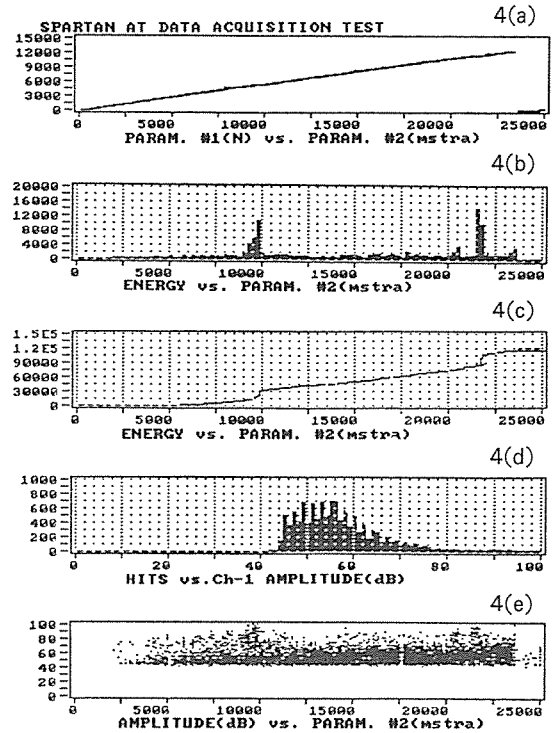


Fig.4. Load and AE parameters for tensile specimen (0°)

있다. 이들의 그림으로부터 시험 도중 일부 섬유의 파단이 발생했음을 나타내고 있다. AE 사상수와 최대 진폭에 대한 Fig.4. (d)의 결과를 볼 때 대부분의 최대 진폭 분포는 40 dB 이상이며 70 dB 이상은 상대적으로 적은 양을 나타내고 있다. Fig.4. (e)의 최대 진폭 대  $\mu$ 스트레인의 그림에서 보면 2500  $\mu$ 스트레인부터 기지의 파단에 의한 낮은 레벨의 AE 신호가 나타나기 시작하며 비교적 70 dB 이하의 AE 신호가 나타나다가, 누적 에너지의 급격한 변곡점에서(9500  $\mu$ 스트레인) 70 dB 이상의 신호가 갑자기 생기다가 곧바로 70 dB 이하의 AE 신호만 나오기 시작하며, 23,500  $\mu$ 스트레인 근처의 두 번째 급격한 누적 에너지의 변곡점에서 70 dB 이상의 AE 신호가 갑자기 나오다가 다시 70 dB 이하의 신호가 나타났다. 이상의 결과로부터 섬유 파괴에 의한 신호 레벨은 70 dB 이상이며, 기타 대부분의 신호는 기지와 섬유의 박리와 기지의 파괴에 의한 신호임을 알 수 있다.

### 3-2. 인장 시편(90°)과 AE특성의 관계

기지재의 파괴에 대한 AE 특성을 관찰하기 위하여 (90°) 시편 시험을 실시하였으며, Fig.5. (a)는 하중 대 시간의 결과를 나타내는데, 거의 선형적으로 증가하며, 파단이 순식간에 발생함을 알 수 있다. Fig.5. (b)의 에너지와 시간의 그림에서는 비교적 일정한 레벨의 에너지 분포를 나타내며, 파단직후 일부 섬유와 기지 사이의 박리 등에 의한 급격한 에너지의 증가를 나타내고 있다. Fig.5. (c)의 누적 에너지와 시간에 대한 그림으로부터 그 경향은 파단 직전까지는 일정하게 증가함을 알 수 있다. AE 사상수와 최대 진폭에 대한 Fig.5. (d)의 결과를 볼 때 최대 진폭 분포는 45 dB에서 70 dB 사이를 나타내고 있다. Fig.5. (e)의 최대 진폭을 시험 시간 동안 관찰한 결과 70 kgf이상에서부터 AE 신호가 나타나기 시작하였으며 파단 직전까지 대부분 40 dB에서 60 dB 사이의 신호를 나타내며, 일부 약간의

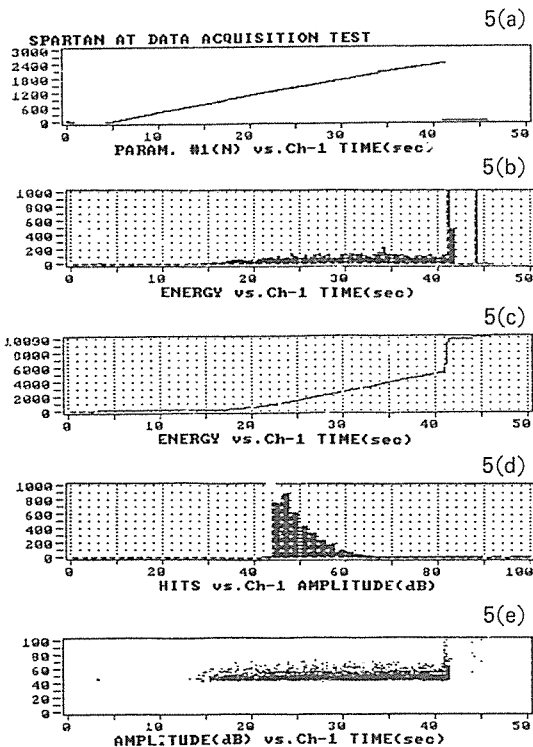


Fig.5. Load and AE parameters for tensile specimen(90°)

신호가 60 dB에서 70 dB 사이의 신호를 나타내었다. 파단 직후의 높은 레벨의 AE 신호는 최종 파단 결과 일부 섬유의 파단에 의한 신호였다.

### 3-3. 단축 빔 표준시편 전단 강도 시험과 AE특성의 관계

층간 분리의 파괴 모드를 단축빔 전단강도시험을 통하여 분리하기는 쉽지 않다. 정확한 층간 분리의 시점을 찾아내기 위해서 여러 가지 AE 인자에 대해 경향을 관찰하였다. Fig.6. (a)의 하중 대 시간의 그림으로부터 최대점에서 줄어드는 것은 인테이션에 의한 뭉그러짐 현상을 나타내고 있으며, 계속 시험을 진행시킨 결과 비슷한 모드를 나타내며 하중이 줄어들었다. 인테이션이 발생하면 AE 신호의 발생이 급속히 증가하게 되므로 주요 AE 인자로 에너지를 사용하는 경우, 층간 분리 거동을 분리하기가 쉽지 않으므로 AE 사상수를 주요 인자로

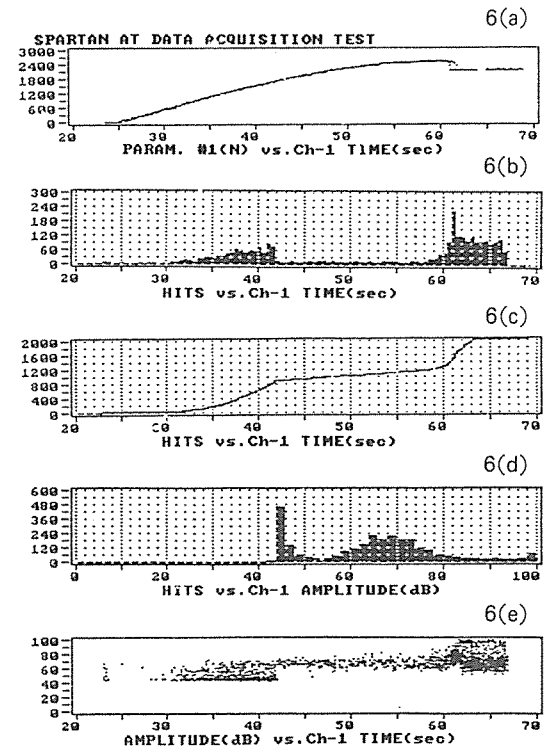


Fig.6. Load and AE parameters for short beam shear test

사용하였다. Fig. 6. (b)는 AE 사상수 대 시간의 그림에서 42초(800 N)까지는 AE 신호가 증가하다가 42초 이후에는 신호가 일정하게 나타나며 인테이션에 의한 파단이 발생하면서 다시 급격히 많은 AE 신호가 발생하였다. Fig. 6. (c)는 누적 AE 사상수 대 시간의 그림에서 AE 사상수 대 시간의 그림이 지수적으로 증가하다가 42초 이후에는 선형적으로 증가하며, 인테이션에 의하여 섬유층의 파괴가 발생하면서 급격히 AE 신호가 증가하고 있다. 이 결과는 Nixon등[8]의 연구 결과와 잘 일치한다. 그들은 층간 분리 시작점을 OCR Point(onset constant emission rate)로 지칭하였다. 본 실험에서 OCR Point는 AE 사상수가 지수적인 거동에서 선형적으로 변하는 지점이며, 층간 분리가 일어난 후에도 인테이션에 의한 파단전까지는 계속 하중이 증가하였다. Fig. 6. (d)는 AE 사상수에 대한 최대 진폭의 그림이며 인테이션에 의한 신호를 분리할 수 없으므로 유용하지 않고, Fig. 6. (e)의 최대 진폭에 대한 시간의 그림에서는 보다 정확하게 신호가 구분되었다. 40 dB에서 70 dB 사이에 기지계의 파괴, 60 dB에서 70 dB 사이에 층간 분리에 의한 AE 신호를 나타내고, 58초 이후에는 인테이션에 의한 AE 신호가 60 dB에서 100 dB 사이의 신호를 나타내었다.

### 3-4. 낙하 시험과 AE특성의 관계

낙하 높이에 따른 복합재 탄성 판의 동적 거동을 평가하기 위해 먼저, 하중 데이터는 4개의 고속 반응 하중센서의 하중을 모두 합친 실제 복합재 구조에 가해진 전체 하중을 사용하였고, 복합재 탄성판의 변형에 의한 국부적인 스트레인의 거동은 시험결과 좌·우측 대칭면에 부착된 SG4와 SG6에서 최대값을 나타내고, SG3과 SG5에서 최소값을 나타내었으며, 그 크기는 좌·우 대칭면에 위치한 스트레인의 값이 거의 같은 결과를 나타내주고 있으므로 스트레인에 대한 분석은 AE 센서를 부착한 쪽의 인장면과 압축면의 SG5와 SG6의 데이터를 사용하였다. 낙하와 반동에 의한 수직 변위의 거동을 보기 위하여 변위데이터를 사용하였다. 가속도 데이터는 두번째

낙하 시험 후부터 표면의 접촉 상태가 나빠서 정확한 값을 나타내지 못하였으므로 분석에서는 제외하였다.

내부의 손상을 평가하기 위하여 사용된 AE 기법은 적절한 인자의 선택이 보다 정확한 평가의 기본이 되므로 시험 환경, 장비의 특성 및 여러 AE 인자를 분석하였는데, 본 시험이 낙하후 1초 이내 모든 것이 이루어지는 특성을 갖는 반면, 시험장비의 AE 인자에 대한 화면 출력의 최소 단위가 1초이므로 시간 축으로 표현하는 등의 화면 출력은 적절하지 않아서

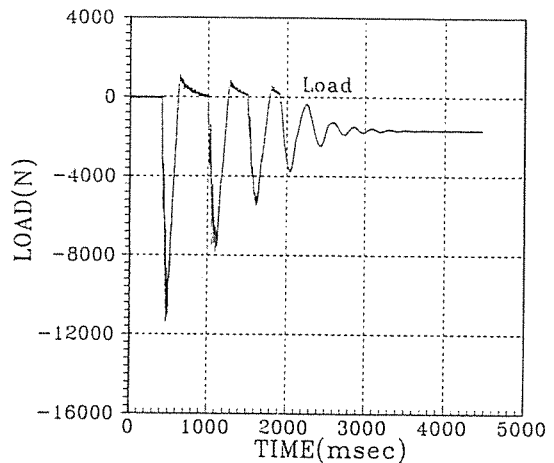


Fig. 7. Rebounding force at 8th drop test (with grease)

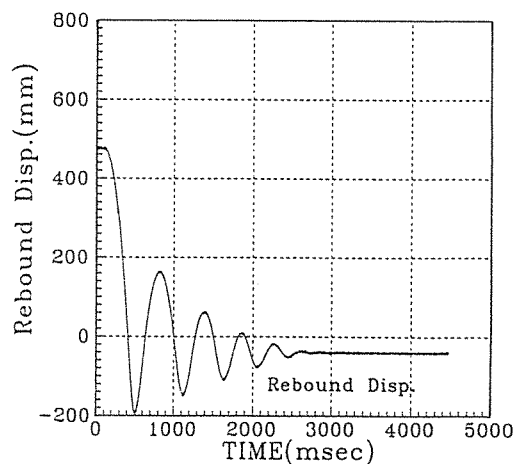


Fig. 8. Behavior of vertical displacement of composite landing gear at 8th drop test(with grease)

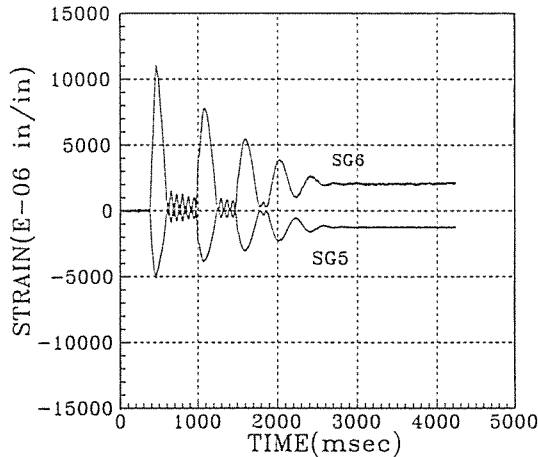


Fig. 9. Behavior of strain of composite landing gear at 8th drop test(with grease)

사상수에 대한 최대 진폭 분포도와 센서 #1과 #2 사이의 선형 위치 표정 결과를 손상을 평가하는 수단으로 사용하였다.

시험순번 8번의 설계 제한 하중에 해당하는 474 mm에서의 낙하시험은 마찰을 최소화시키기 위해 바닥면의 철판과 바퀴에 모두 윤활제를 도포하여 시험을 실시하였다. 이때의 지면반력, 복합재 착륙장치의 수직변위, 인장면과 압축면의 스트레인의 거동은 각각 Fig. 7~Fig. 9와 같다. 시험 결과 얻어진 낙하 높이와 낙하 시간, 최대 하중, 최대변위, SG5, SG6 게이지의 스트레인 결과는 Table 5와 같다.

Table 5. Drop height, time, peak load, displacement and strain data

Test order	Drop Height (mm)	Drop Time (sec)	Min. Load (N)	Peak Disp. (mm)	SG5 $\mu$ strain	SG6 $\mu$ strain	Note
1	78	0.115	-6609	-69.3	-2194	3161	
2	115.6	0.145	-9426	-85.4	-2312	3255	
3	166.6	0.171	-12900	-97.1	-2592	3751	
4	230.6	0.195	-14434	-101.2	-3184	4765	
5	305.7	0.236	-16213	-113.0	-3562	5520	
6	384.2	0.259	-17441	-123.2	-3892	6062	
7	473.7	0.302	-18678	-139.8	-4081	6959	
8	475.1	0.288	-11370	-197.6	-5142	110874	with grease
9	574.2	0.328	-18015	-157.0	-4128	7949	no grease
10	685.0	0.364	-12793	-201.7	-4930	12125	no grease

Table 6. Cumulative damage zone at drop height

Test order	Damage Zone (degree)	Note
1	9, 13~14, 18, 22~23	
3	6~7, 9, 13~14, 18~19, 22~24	
4	6~7, 9~10, 13~14, 18~19, 22~24	
5	6~7, 9~10, 13~14, 21~24, 29	
6	6~10, 13~19, 21~24, 27, 29	
7	6~29	enlarged whole zone
8	6~29	6~8, 17~22 more severe damage zone
9	6~29	6~8, 15~22, 24, 29 more severe damage zone
10	6~29	severe damage in whole zone

Table 6은 낙하 시험에 대한 AE 사상수의 선형 위치 표정 결과 복합재 탄성판의 누적 손상 발생 범위와 센서 부착 위치인 5°와 30° 사이의 범위에 대한 손상발생의 확대 정도를 나타내고 있다. 시험 순번 7에서 손상이 전범위로 확대되고 있다. 윤활제를 바른 8번째 시험에서 치명적인 손상이 진행되었다. Table 7에는 AE 사상수에 대한 최대 진폭의 분포 현황을 나타내었다. 여기서, 0 dB는 내부 변형과 무관한 AE 신호에 해당하고, 그밖의 최대 진폭 분포도는 파괴 모드에 대한 시험의 결과를 바탕으로 분석하면, 40 dB~70 dB는 기지파괴, 섬유와 기지의 박리, 층간 분리에 의한 AE 신호 분포대를 나타내며, 70 dB 이상은 섬유 파괴에 의한 AE 신호 분포대를 나타낸다.

Table 7. Distribution of peak amplitude for AE events

Test order	Distribution of peak amplitude for events			Note
	0 dB	40dB~69dB	above 70dB	
1	0	10	0	
3	0	3	0	
4	1	5	1	
5	2	6	0	
6	2	12	5	
7	2	32	7	
8	1	89	16	with grease
9	2	56	8	no grease
10	2	183	25	no grease



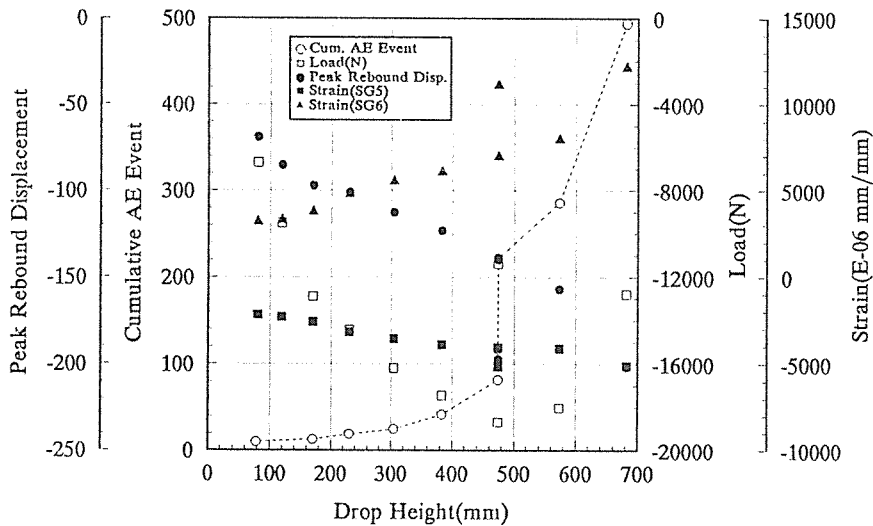


Fig. 10. Cumulative AE events, rebounding force, peak rebounding vertical displacement and strain vs. drop height

Fig. 10은 누적 AE 사상수 중에서 40 dB 이상의 최대 진폭을 갖는 AE 누적 사상수와 낙하 높이에 따른 하중, 스트레인 및 변위에 따른 경향을 나타낸다. 누적 AE의 거동이 다른 기계적인 특성치나 내부 변형을 보다 정확히 나타내주고 있다. 특히 지면 반발 하중의 거동은 7번째 시험에서 최소하중을 나타내며, 윤활재를 바른 8번째 시험에서 급격히 지면 반발 하중이 줄어들고 변위가 증가하는 것은 타이어나 충격면과의 마찰력이 최소화되어 탄성판 내부의 에너지 흡수가 상대적으로 크며, 그것으로 인하여 내부의 손상이 매우 크게 발생하였음을 나타내 주는 현상으로, 낙하 높이에 따른 AE 누적 사상수와 변위 및 스트레인에 대한 결과와 잘 일치한다. 윤활재를 바른 8번째 시험에서 내부에 치명적인 손상이 진행됨을 잘 나타내주고 있다. 9 번째와 10번째 시험에서는 윤활재를 모두 제거한 후 시험을 실시하여 누적 AE의 거동의 기울기가 줄어들었으며 하중이나 변위의 거동이 어느 정도 유지되는 것은 복합재 탄성판이 치명적인 손상에도 불구하고, 착륙장치의 역할을 충분히 유지하고 있음을 알 수 있다. 탄성복원이 불가능한 최종 파단은 10번째 시험에서 발생하였다. 파단면의 모습은 Fig. 11과 같다.

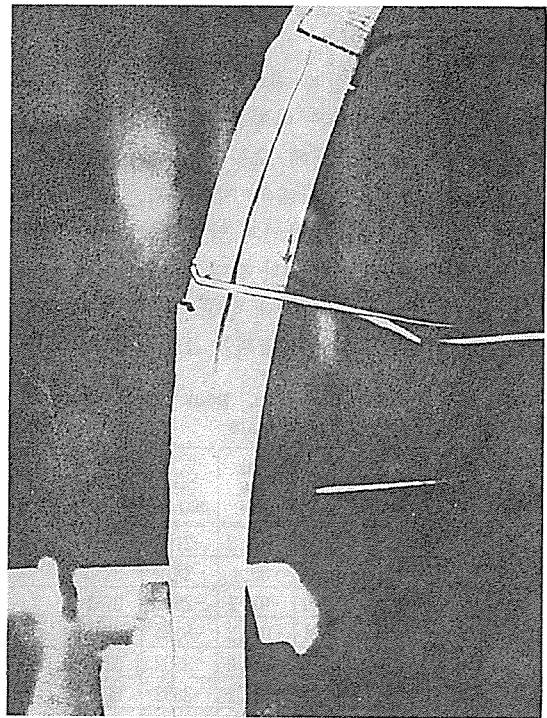


Fig. 11. Last failure(after 10th drop test)

#### 4. 결 론

AE법을 응용한 Glass/Epoxy 복합재 시편에 대한

파괴모드 특성 연구와 복합재 탄성판 착륙장치의 낙하 시험의 충격 손상 평가를 위하여 하중센서, 변위센서, 스트레인센서 및 AE 기법을 응용한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 파괴모드에 대한 AE 응용 결과 하중 대 시간, AE 에너지와 시간, 누적에너지와 시간, 사상수와 최대진폭 분포등을 통하여 AE 인자들이 파괴 모드를 분리하는데 유용함을 확인하였다.

2) 섬유파괴의 시작은 누적 AE 에너지곡선의 급격한 증가점에서 발생되었다.

3) 90°인장 시편의 경우는 파단직전까지 선형적으로 증가하며, 누적 AE 에너지 신호도 완만한 증가를 나타내다가 파단직후 일부 섬유와 기지 사이의 박리와 섬유 영킴등에 의하여 급격한 에너지 증가를 나타내었다.

4) 단축빔 표준시편 전단 강도시험에서의 층간 분리 파괴모드의 분류는 누적 AE 에너지 보다 AE 사상수가 보다 좋은 인자이며, 누적 AE 사상수의 거동이 지수적에서 선형적으로 변하는 OCR Point 근처에서 층간분리가 발생함을 보여주었다.

5) 낙하시험시 구조물의 충격손상을 평가하는 유용한 AE 인자는 AE 사상에 따른 최대 진폭 분포로 나타났다.

6) AE 사상수에 대한 위치 표정결과를 통하여 손상발생 영역을 확인할 수 있었다.

7) 낙하높이에 따른 AE 사상수를 하중, 변위, 스트레인 등과 연관지어 확인한 결과, AE 인자가 내부의 손상을 보다 정확히 나타내고 있으며, 낙하높이에 따른 내부 충격손상의 정도를 판단할 수 있었다.

## 참 고 문 헌

1. Mallick, P.K. *Fiber-reinforced Composites : Materials, Manufacturing and Design*, Marcel De-

kker Inc., 1988, p.454-455

2. Beardmore, P., "Composite Structures for Automobiles", *Composite Structures*, 5, 1986, pp. 163-176

3. Ochiai, S.I., Lew, K.Q. and Green, J.E., "Instrumented Impact Testing of Structural Fiber-Reinforced Plastic Sheet Materials and the Simultaneous AE Measurements", *J. Acoustic Emission*, 1(3), July, 1982, pp.191-192.

4. Bailey, C.D., Freeman, S.M., and Hamilton, J. M., "Detection and Evaluation of Impact Damage in Graphite/Epoxy Composites", *Materials & Processes in Service Performance, Nat. SAMPE Tech. Conf. Series*, SAMPE, Azusa, CA, 9, 491-503, 1977, Conference Held in Atlanta, GA, Oct. 4-6, 1977

5. Gardiner, D.S., and Pearson, L.H., "Acoustic Emission Monitoring of Composite Damage Occurring Under Static and Impact Loading", *Experimental Techniques*, Nov., 1985, pp. 22-28

6. Whittaker, J.W., Brasey, W.D., and Hamstad, M.A., "Felicity Ratio Behavior of Phenomatically and Hydraulically Loaded Spherical Composite Test Specimens", *J. Acoustic Emission*, Vol.9, No.2, 1990, pp.75-83

7. 김동민, 허명규, 이기범, "복합재 탄성판을 이용한 착륙장치", *한국항공우주학회 추계 학술대회*, 1994.11.12, pp.353-357

8. Nixon, J.A., Phillips, M.G., Moore, D. R. and Prediger, R.S., "A Study on the Development of Impact Damage in Cross-ply Carbon Fiber/PEEK Laminates Using Acoustic Emission", *Composites Science and Technology*, 31, 1988, pp. 1-14