

技術論文

음향방출법을 응용한 복합재 날개 구조물의 정적구조 건전성 평가

전준탁*, 이영신**

Evaluation of Static Structural Integrity for Composites Wing Structure by Acoustic Emission Technique

Joon-Tak Jun* and Young-Shin Lee**

ABSTRACT

AE technique was applied to the static structural test of the composite wing structure to evaluate the structural integrity and damage. During the test, strain and displacements measurement technique were used to figure out for static structural strength. AE parameter analysis and source location technique were used to evaluate the internal damage and find out damage source location. Design limit load test, the 1st and 2nd design ultimate load tests and fracture test were performed. Main AE source was detected by a sensor attached on skin near by front lug. Especially, at the 1st design ultimate test, strain and displacements results didn't show internal damage but AE signal presented a phenomenon that the internal damage was formed. At the fracture test, AE activities were very lively, and strain and displacements results showed a tendency that the load path was changed by severe damage. The internal damage initiation load and location were accurately evaluated during the static structural test using AE technique. It is certified from this paper that AE technique is useful technique for evaluation of internal damage at static structural strength test.

초 록

복합재 날개 구조물에 대한 구조 건전성 및 손상을 평가하기 위하여 정적 구조강도시험에 음향방출(AE)법이 응용되었다. 시험중 스트레인과 변위측정기법을 통하여 정적구조강도를 확인하였고, 음향방출요소 분석과 위치표정기법을 통하여 구조물의 내부 손상을 평가하고 손상위치를 찾을 수 있었다. 시험은 설계제한하중시험, 2차에 걸친 설계극한하중시험, 파단시험이 수행되었다. 주요한 AE신호는 front lug근처의 표면에 부착된 센서에 의하여 감지되었다. 특히 1차 설계극한하중시험에서 스트레인 및 변위결과는 내부 손상을 보이지 않았으나 AE신호는 내부 손상이 이미 형성된 현상을 나타내었다. 파단시험에서는 AE활성도가 매우 활발하였고, 스트레인 및 변위의 결과는 심한 손상에 의하여 하중경로가 바뀌는 경향을 나타내었다. 음향방출법을 적용하여 정적 구조시험이 진행되는 동안 내부손상이 발생하는 하중과 위치를 정확하게 평가할 수 있었다. 본 연구로부터 음향방출법은 정적 구조강도시험에 있어 내부 손상을 평가하는데 유용한 기법임이 확인되었다.

Key Words : Composite Wing Structure(복합재 날개구조물), Acoustic Emission(음향방출법), Damage Evaluation(손상평가), Static Strength Test(정적강도시험), Structural Integrity(구조건전성)

† 2009년 5월 20일 접수 ~ 2009년 7월 21일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

** 정회원, 충남대학교 기계설계공학파

교신저자, E-mail : leeys@cnu.ac.kr

대전시 유성구 궁동 220번지

I. 서 론

복합재 날개 구조물에 대한 정적 구조강도 시험에 음향방출법을 적용하여 날개 구조물에 대한 정적강도 및 내부거동과 손상을 평가하였다. 복합재료가 갖는 뛰어난 비강도 및 비강성, 경량화의 장점으로 인하여 항공기 등의 구조물로 사용 영역이 확대되고 있다. 그러나, 복합재의 이러한 경량화의 장점에도 불구하고 제작상의 어려움과 운용시 발생할 수 있는 내부손상으로 인하여 예기치 않은 파손을 종종 경험하게 된다.

복합재 기체구조물에 대한 정적 구조강도시험은 설계 제작된 기체 구조물에 대한 안전성을 확인하고 설계 개선에 필요한 각종 자료를 획득하는데 목적이 있다. 정적강도 시험에 일반적으로 사용되는 스트레인/변위 측정기법은 구조물의 국부적인 변형 및 강체운동의 영향이 포함된 구조물의 거시적인 거동을 확인하기 위한 방법으로, 이러한 전통적인 시험기법으로는 실시간 구조물 내부의 손상을 평가하기에는 불충분하다.

따라서 복합재 날개 구조물에 대한 정적강도 시험에 내부의 결함을 실시간으로 탐지할 수 있는 AE기법을 적용하여 내부 손상을 평가하였다. AE는 고체 내에 저장되었던 탄성 변형 에너지가 급격히 방출될 때 발생하는 탄성파로 정의된다. AE의 발생 원인은 재료 내의 전위와 관계가 있으며, AE를 발생시키는 대표적인 현상으로는 균열의 발생과 성장, 재료의 변형 및 상 변태 등을 들 수 있다. 특히 복합재에서는 금속재료와는 달리 섬유 파괴, 기지 파괴, 섬유와 기지의 박리, 파괴 시 섬유의 이완, 복합재 파손 시 섬유의 뿔힘 및 층간 분리 등의 파괴기구가 있다. 이들 파괴기구 들에 의한 손상은 각각의 특성에 따라 복합재의 여러 영역에 걸쳐서 낮은 응력 레벨에서부터 발생하기 시작한다. 복합재의 이러한 손상의 양상이나 기구를 모두 추적하는 것은 극히 제한된 위치가 발생 원인이 되어 균열 생성, 성장 및 위치 등을 감지하는 금속재료 경우에 비하여 훨씬 복잡하다. 항공 우주 분야의 기체 구조물에 대한 AE기법의 응용은 Aerojet General Group의 A.T. Green과 Lawrence Livermore National Lab.의 H.L. Dunegan[1]이 초기에 많은 공헌을 하였으며, 특히 가장 연구와 응용이 활발한 분야는 로켓모터 케이스이다[2]. 항공 기체 구조물은 볼트, fastener 및 플레이트 등의 복잡한 구조와 여러 형태의 복합하중에 의하여 다양한 형태의 AE신호의 발생원으로 인하여 복잡한 형태의 다양한 AE신호를 발생한다. 이러한 AE신호는 내

부의 균열 발생이나, 치명적인 손상 등의 발생 시점을 나타내 주며, 위치표정 기법을 활용하여 이러한 결함이나 손상의 발생위치를 찾아내게 된다.[3] 이러한 기법은 운용항공기에 대한 실시간 감시기법으로 적용되었으며[4-6], 항공기 구조에 대한 파괴역학 개념의 확대로 Fail-Safe 설계개념이 적용되면서 더 많은 분야에 활용되고 있다. 항공 구조물에 대한 피로시험에 AE기법이 적용되어 결함과 취약부위에 대한 탐지 등이 행해졌다[7]. 국내에서도 구조시험분야에 유용한 도구로 활발히 활용되고 있으며, 최근에도 AE기법을 응용하여 유도탄의 노즐 조립체, 플라스틱 셸 구조물, 연소관 조립체 등에 대한 균열발생위치 및 발생하중을 평가하고, 내부손상을 평가하는 구조 건전성 평가에 유용한 도구로 적용되고 있다.[8-14] 본 연구에서는 복합재 날개 구조물에 대한 구조강도 시험에 AE기법을 응용하였으며, 위치 표정기법을 활용하여 손상의 발생 위치를 확인하였고, 에너지, 사상수, 링다운 카운터, 최대 진폭 등의 AE 인자와 반복 부가하중에 따른 복합재의 손상을 평가할 수 있는 Felicity 효과 등으로 손상을 평가하였다. 구조강도시험은 설계 제한하중시험, 설계 극한하중시험 및 파단하중시험을 수행하였다.

II. 시 험

2.1 정적 구조시험

본 시험에 사용된 복합재 날개 구조물은 좌.우 분리형으로 뼈대 구조와 스킨으로 되어있으며 뼈대 구조는 전.후방 스파와 그 사이의 립들이 서로 체결되고 하부 스킨이 뼈대구조에 접촉된다. 나머지 Leading Edge와 Trailing Edge의 립들은 기계적으로 체결(riveting)되고 마지막으로 상부 스킨이 체결(riveting)된다. Wing Carry 보와 러그들은 알루미늄으로 제작되며, 그 밖의 스킨, 스파, 립들은 모두 혼합 복합 적층재로 만들어진다. 주익의 스킨은 Honeycomb Core로 된 Sandwich 형이고 동체의 방화벽 Bulkhead는 Form Core로 된 Sandwich형이다. 복합적층은 Glass Fabric HG120, Glass Fabric HG1581, Carbon Fabric HPW193, Carbon HT145등의 Prepreg를 사용하였다. Table 1은 재료 물성을 나타낸다. 복합재 날개에 작용하는 하중은 전방 스파와 후방 스파 선을 따라 모두 22개의 텐션패치(Tension Patch)를 사용하여 분포 하중으로 부가되도록 하였다. 시험하중은 날개의 바깥쪽과 안쪽에 각각 1개씩

Table 1. Material Properties Table

	Carbon Fabric HPW193 /RS122	Carbon HT145/RS 1222	AL202 4 -T351	SCM 4
E1(GPa)	65.1	120.0	73.77	200.0
E2(GPa)	65.1	5.0	73.77	200.0
G12(GPa)	3.58	2.48	27.58	79.3
ν_{12}	0.09	0.295	0.33	0.23
X'(MPa)	804.6	1390.0	296.5	248.2
X(MPa)	493.0	574.0	241.3	248.2
Y'(MPa)	493.0	34.5	296.5	248.2
Y(MPa)	804.6	151.7	241.3	248.2
S(MPa)	493.0	28.3	234.4	144.8
t(mm)	0.19	0.14		
$\rho(g/cm^3)$	1.57	1.57	2.80	7.86

Table 2. Whipltree Design Table

Link No.	연결 T/P or Link No.\		Link Station		Load (kgf)
	FS	BL	FS	BL	
LN1	P1	P3	1935	472.3	62.6
LN2	P5	P7	1935	872.6	66.6
LN3	P9	P11	1935	1322	67.7
LN4	P2	P4	2380.2	464.6	13.1
LN5	P6	P8	2338.5	907.8	11.2
LN6	P10	P12	2296.7	1313.1	9.4
LN7	LN2	LN3	1935	1099	134.3
LN8	LN5	LN6	2319.4	1093.4	20.6
LN9	LN1	LN7	1935	899.7	196.9
LN10	LN4	LN8	2343	848.8	33.8
LN11	LN9	LN10	1993.2	892.4	237.0
LN12	P15	P17	1935	2085	73.9
LN13	P19	P21	1935	2717.9	73.7
LN14	P16	P18	2218	2072	6.2
LN15	P20	P22	2157	2913	2.9
LN16	P13	LN12	1935	1951.6	110.6
LN17	P14	LN14	2234	1918	10.3
LN18	LN16	LN13	1935	2258	184.3
LN19	LN17	LN15	2217.3	2079.1	13.2
LN20	LN18	LN19	1953.2	2246.4	197.0

의 하중부가용 액츄에이터(이하 A/T)를 사용하여 부가하였다. 텐션패치는 실리콘 러버 계열의 RTV60을 사용하여 부착하였으며, Table 2와 같

이 알루미늄판 링크로 구성된 휘플트리(Whipltree)방법을 사용하여 시험하중이 분포 하중으로 부가되도록 설계하였다. 바깥쪽과 안쪽의 A/T의 하중은 각각 237kgf와 197kgf이다. 시험하중의 부가장비는 MTS 동적하중부가 장비인 Aero'90이며, 스트레인 및 변위 자료를 획득하기 위해서는 정적자료 획득장비인 System4000을

Table 3. Location of Strain gage

S G No.	부착위치	비고	S G No.	부착위치	비고
1S	Front Spar BL210위 lug상단	y	20R	B L 2 5 0 , FS2168, Web 중간	
2S	" BL440 상단	"	21R	B L 6 2 0 , FS2168, "	
3S	" BL740 상단	"	22R	B L 9 0 0 , FS2168, "	
4S	" BL1240 상단	"	23R	B L 1 6 4 2 , FS2118, "	
5S	" BL1840 상단	"	24R	B L 2 6 0 , FS2468, "	
6S	Rear Spar BL440 상단	"	25R	B L 1 6 4 2 , FS2348, "	
7S	" BL1240 상단	"	26R	Skin, front, BL440	E1=y, E3=x
8S	" BL1840 상단	"	27R	" BL740	"
9R	Front Spar BL270 중간	E1=y, E3=z	28R	" BL1040	"
10R	" BL440 중간	"	29R	Skin, center, BL440	"
11R	" BL670 중간	"	30R	" BL740	"
12R	" BL1240 중간	"	31R	" BL1040	"
13R	" BL1840 중간	"	32R	" BL1440	"
14R	Rear Spar BL440 중간	"	33R	Skin, rear, BL440	"
15R	" BL1240 중간	"	34R	" BL740	"
16R	" BL1840 중간	"	35R	" BL1040	"
17R	B L 2 5 0 , FS1848, Web 중간	E1=x, E3=z	36S	Front lug cutout upper side	E1=y
18R	B L 6 1 7 , FS1848, Web 중간	"	37S	Front lug lower side	skin "
19R	B L 1 6 3 9 , FS1848, Web 중간	"	38S	Front lug pin hole lower side	"

Table 4. Location of Displacements Transducer

DT No.	Gage type	Sensitivity	부 착 위 치	비고
DT1	Showa 100mm	1.497	front spar BL303	dir.. Z
DT2	"	1.494	rear spar BL303	"
DT3	Kyowa 100mm	1.358	front spar BL630	"
DT4	"	1.363	rear spar BL630	"
DT5	"	1.359	front spar BL1006	"
DT6	"	1.417	rear spar BL1006	"
DT7	Showa 200mm	1.5	front spar BL1633	"
DT8	Showa 100mm	1.497	rear spar BL1633	"
DT9	Celesco 10'	0.2148	front spar BL2203	"
DT10	"	0.2153	rear spar BL2203	"
DT11	Celesco 20'	0.1079	front spar BL2961	"
DT12	"	0.1098	rear spar BL2961	"

사용하였다. A/T는 각각 5.5kips 용량을 사용하였다. 스트레인게이지(SG) 및 변위게이지(DT)의 부착 위치 및 제원은 Table 3, 4와 같다.

2.2 음향방출시험기법

AE기법을 적용하기 위해서는 시험 목적에 맞는 시험장비를 구성하고, 센서를 선택하며, 시험 평가에 맞는 적절한 AE 인자를 선택하여야 한다. 사상수(AE Hits), 에너지, 링다운 카운터 및 최대진폭 등의 AE인자는 복합재 구조 내부에서 발생하는 균열이나, 박리 등의 구조적 손상이 발생하는 동안에 하중 대 변형을 및 하중 대 변위의 거동과 연관 관계를 나타내게 된다. 복합재 구조의AE활성도(Activity)는 처음 경험하는 하중 레벨에서 나타나게 되는데, 이것은 중요한 구조적 손상을 나타내는 것이 아니라 단지 기지에 섬유를 넣으면서 적층으로 압착 성형하는 복합재의 제조과정에서 발생하는 에너지를 방출하는 것이다.

내부에 손상이 없는 경우에는 처음 경험하는 하중레벨에서만 AE활성도가 나타나고, 이전에 경험한 하중레벨에서는 AE활성도가 나타나지 않는 현상을 Kaiser효과[15]라 한다. 그러므로 시험 하중을 부가하고, 하중을 감소시키는 과정을 반복하면서 AE활성도를 관찰하면, Kaiser효과가 계속 유지되는 경우의 AE 활성도는 내부 손상과 무관한 AE활성도라고 설명되어질 수 있을 것이다. 처음 경험하는 하중레벨에서 AE 활성도가 나타나기 시작한다는 이 Kaiser효과는 금속재 구조의 경우에는 매우 유용하게 적용되며, 즉 이전에 경험했던 하중 레벨에서는 AE활성도가 나타나지 않는 현상이 있으나, 복합재의 경우에는 하중레벨이 어느 수준을 넘어가서 내부에 손상이 발생하기 시작한 경우에는 이전에 경험했던 최대 하중보다 낮은 하중 레벨에서도 AE활성도가 나타나기 시작하는데 이 현상을 Felicity효과라 하며, F_r 로 표현한다.

$$F_r = \frac{\text{Load at which emission begin again}}{\text{previous maximum load}}$$

Fig. 1은 하중 이력에 따른 Kaiser효과, Felicity 효과를 나타내고 있다. B 지점은 하중을 다시 부가할 때의 Kaiser효과를 나타내는 점이다. 보다 높은 하중 D에서 하중을 감소시킨 후, 하중을 다시 부가하였을 때 D보다 작은 F하중 수준에서 AE가 방출되기 시작하였는데, 이것은 중요한 결함의 영향으로 국부적인 응력이 훨씬 높은 응력 수준을 나타내기 때문에 발생하는 현상이다. 초기 AE는 구조물의 경우에는 중요하지 않은 국부적인 항복에 의한 것이므로 무시한다. 그러나, 중요한 결함에 의한 AE는 2차($F_r < 1$)에 의해서 방출되며, F_r 값은 계속 감소하게 된다. 이 효과

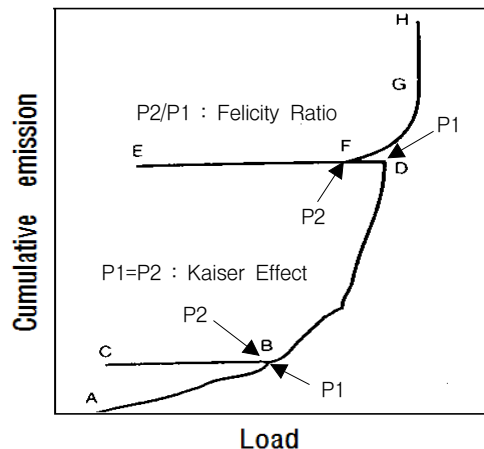


Fig. 1. Kaiser effect, Felicity effect[16]

Table 5. Test Load Profile

Tests	Load Profile (%)
D.L.L.T (설계제한하중시험)	0, 10, 20, 30, 40, 50, 30, 10, 30, 50, 60, 70, 50, 30, 50, 70, 80, 60, 40, 60, 80, 90, 70, 50, 70, 90, 100, 90, 70, 50, 30, 10, 0
D.U.L.T1 (설계극한하중시험)	0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 80, 60, 40, 60, 80, 100, 110, 90, 70, 50, 70, 90, 110, 120, 100, 80, 60, 80, 100, 120, 130, 140, 120, 100, 120, 130, 140, 150, 130, 110, 90, 70, 50, 30, 10
D.U.L.T2 (설계극한하중시험)	0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 80, 60, 80, 100, 110, 120, 100, 80, 100, 120, 130, 140, 150, 130, 110, 90, 70, 50, 30, 10
D.F.L.T (파단하중시험)	0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130, 140, 150, 130, 110, 130, 150, 160, 170, 150, 130, 150, 160, 170, 180, 190, 200, 180, 160, 180, 200, 210, 220, 200, 180, 200, 220, 230, 240, 250

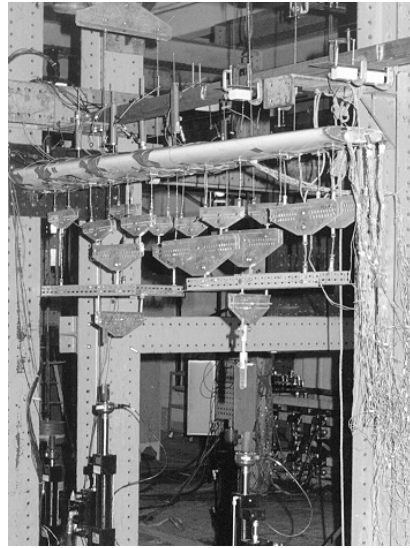


Fig. 3. Photo of test set-up

는 특히 복합재 구조물의 손상의 정도를 평가하는 기준으로 삼는 데 유용하다. 시험하중은 10%씩 단계하중으로 부가하며, AE활성도 및 변위와 스트레인의 자료를 획득하기 위하여 약 20초 내외의 지속 시간을 유지하였으며, 매 단계하중은 20초 동안에 하중을 증가시켰다. Felicity 효과를 확인하고 AE 활성도를 평가할 수 있도록 하기 위해서 Table 5와 같이 단계하중이 반복 부가되도록 하였다.

Fig. 2는 시험조립 구성도이고, Fig 3은 시험조립장면을 나타내고 있다. AE기법을 위해 사용된 음향방출 시험장비는 20채널 PAC

SPARTAN 2000이며, 위치 표정을 위해서 총 12채널의 AE센서를 사용하였다. 신호는 예비앰프에서 40dB, 주장비에서 40dB, 총 80dB로 증폭되고, 100KHz~300KHz 범위의 공진형 필터를 사용하였다. AE센서는 150KHz 공진형 PAC 15R센서를 사용하였다. 시험 중 발생하는 음향방출 신호를 획득하기 위한 AE 센서는 복합재 날개의 정하중 시험중 압축하중을 받는 하단면에 부착하였으며, 센서의 부착에 사용된 접착제는 2211 silicon compound이다. 위치 표정을

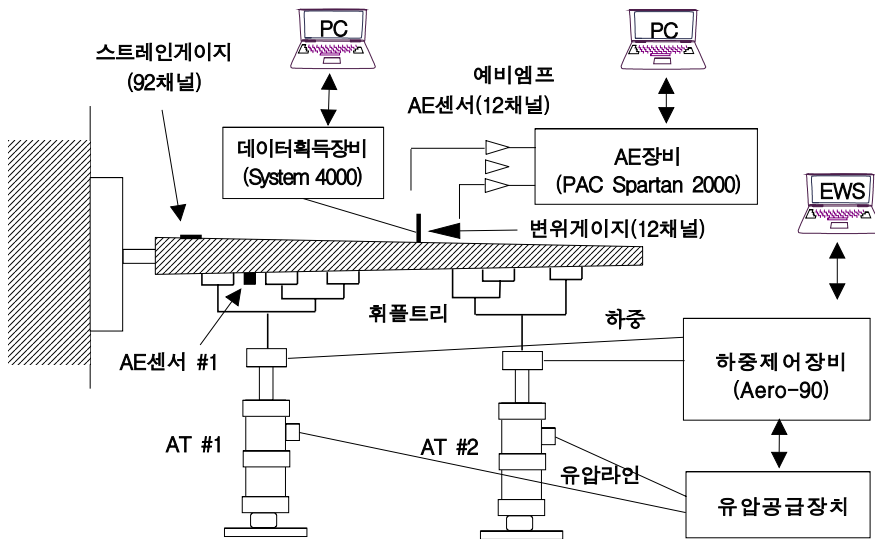


Fig. 2. Schematic diagram of static test

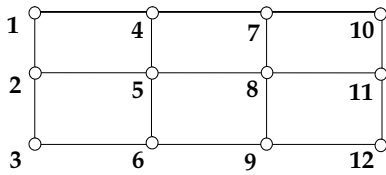


Fig. 4. AE sensor installation for source location

위하여 센서의 배열은 복합재 날개의 형상을 고려하여 Fig. 4와 같이 사각형 배열로 12개를 사용하였다. 센서의 배열은 중앙부를 기준으로 전방으로 350mm, 후방으로 350mm 등 모두 3열로 배치하였고, BL235 Station에 1번째, BL580에 2번째, BL1120에 3번째, BL1620에 4번째로 배치하였다. 이러한 센서의 배열 현황은 Fig. 10(b)의 위치표정 그림에 나타나 있다.

센서의 교정은 Pencil break법을 사용하였으며, AE센서에 의해서 획득된신호는 예비앰프를 거치면서 40dB증폭되고, 주장비의 주앰프를 통하여 40dB 등 총 80dB로 증폭하였으며, 문턱값(threshold level)은 45dB로 하였다. 시험하중의 부가장비는 Fig. 2와 같이 MTS 동적하중부가 장비인 Aero-90이며, 스트레인 및 변위 자료를 획득하기 위해서 데이터 획득장비인 System4000을 사용하였다. 엑츄에이터는 각각 5.5kips 용량을 사용하였으며, 분포하중을 부가하기 위하여 알루미늄 링크로 구성된 휘플트리(Whippletree)방법을 사용하였다.

III. 시험결과 및 검토

시험은 설계제한하중시험(D.L.L.T) 1회, 설계극한하중시험(D.U.L.T) 2회, 파단하중시험(D.F.L.T) 1회 실시하였다. 설계제한하중시험 결과 외형적인 커다란 파손의 흔적이 없었으며, AE신호에 대한 위치 표정결과 BL235과 BL580사이의 첫 번째 행과 2번째 행사이의 영역1과 2중에서 중앙부에 주로 AE신호가 나타났다. 50%, 70%, 80%, 90%에서의 Felicity효과는 Fig. 11에 나타난 바와 같이 $F_r=1$ 로서 Kaiser효과를 만족하는 상태이며, 기지의 파손에 의한 내부 손상의 영향은 비교적 적은 것으로 판단되고 주로 기지에 섬유를 넣고 압착 적층 성형하는 복합재의 제조과정에서 생긴 에너지를 방출하는 것으로, 90%하중 부가시에는 그 영향이 거의 나타나지 않고 있으며, 100%하중 부가시에는 AE활성도가 활발한 특성을 나타내는데 이때의 신호의 분포는 기지균열을 나타내는 45dB에서 80dB사이의 신호를 주로 나

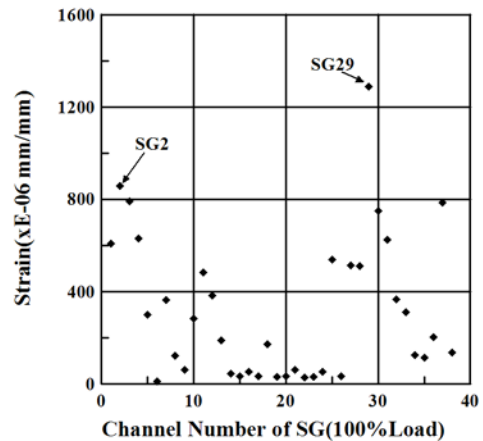


Fig. 5. Strains at 100% Load

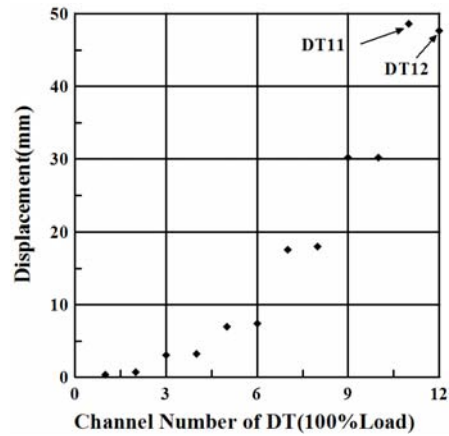


Fig. 6. Displacements at 100% Load

타내며, 섬유의 파손에 따른 80dB이상의 신호 [17]도 나타나기 시작하였다. Fig. 5와 Fig. 6은 각각 100%하중에서 총 38개소 스트레인게이지(SG)의 스트레인과 총 12개소 변위게이지(DT)의 변위를 나타낸 그림이다. Fig. 7과 Fig. 8은 위치 표정결과 AE신호가 가장 활발하게 발생하는 SG2(위치 : Front Spar의 Body Line부터 440mm)와 SG29(위치 : Skin, Center의 Body Line부터 440mm)에서의 시험하중 조건별 스트레인의 변화를 나타낸 그림이고, Fig. 9는 변위가 가장 크게 발생하는 날개 끝단부에 위치한 DT12(위치 : Rear Spar의 Body Line부터 2,961mm)에서의 시험하중 조건별 변위거동을 보여주고 있다. 설계제한하중시험에서 스트레인 및 변위는 대체로 선형적인 거동을 나타냈지만, 1차 설계극한하중시험결과 약간의 비선형거동과 함께 100%이상에서 좌굴거동을 나타냈다. 2차 설계극

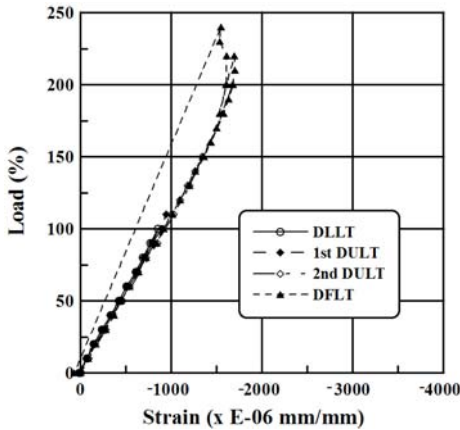


Fig. 7. Strain curves of SG2

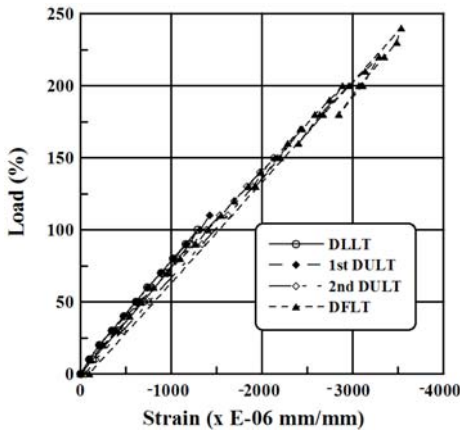


Fig. 8. Strain curves of SG29

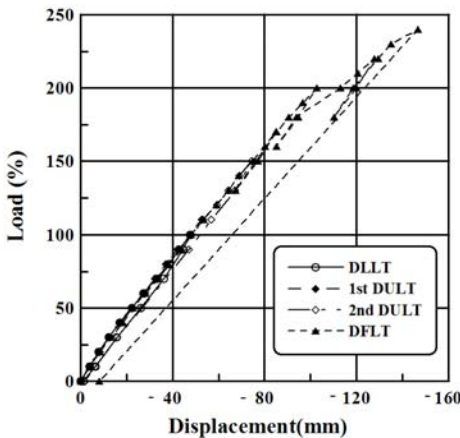
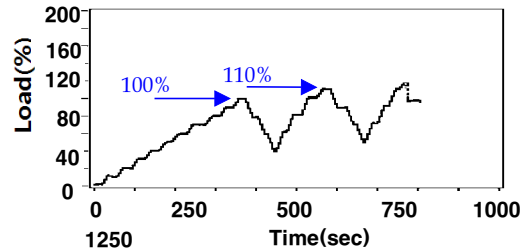


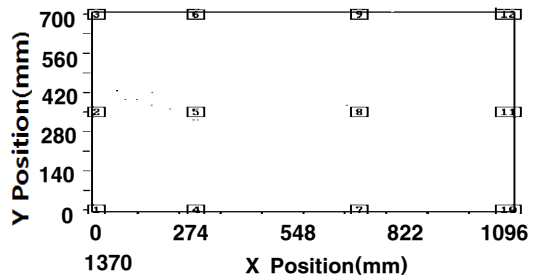
Fig. 9. Displacements of DT12

한하중시험에서 스트레인 및 변위 거동은 선형적이었지만 복합재 내부의 기지균열, 층간분리 등

의 영향으로 1차 시험과는 다른 하중 경로를 보였다. 파단시험에서는 150%에서 좌굴거동을 나타냈고 200%에서 심각한 손상을 나타냈다. 설계극한하중시험은 총 2회 실시하였다. Fig. 10은 실시된 하중조건별 시험중 1번째 설계극한하중시험(D.U.L.T)에서의 AE활성도를 전체적으로 나타낸 그래프이다. Fig. 10(a)는 시간별 하중부가선도로써 100% 하중까지는 10%씩 단계적으로 부가하고 Felicity효과를 확인하기위해 40%효과를 확인하기 위해 40%까지 하중을 내린 후 다시 부가하였으며, 110%하중에서 다시 50%하중까지 하중을 내린 후 다시 부가하여 Felicity효과를 확인하였는데 Fig. 10(f)에서 알 수 있듯이 100%에서 $Fr=0.84$ 이며, 110%에서 $Fr=0.80$ 을 나타내었다. 이것은 이미 설계극한하중 시험에서 복합재 내부에 손상이 발생하기 시작하였다는 것을 나타내주고 있으나, 육안관찰 결과 외형적인 파손의 흔적이 발견되지 않았고, 스트레인 및 변위의 거동도 영구변형의 흔적은 비교적 적은 경향을 나타내었으므로 구조물의 강성에 영향을 줄 정도의 손상은 아니었음을 알 수 있다. 위치표정 결과 AE신호는 Fig 10.(b)에 나타난 바와 같이 주로 BL235에서 BL580사이의 중앙 AE센서 2와 5사이에서 주로 나타났다. Fig. 10(c)는 80dB이상의 신호가 110%이 후에 상대적으로 더 많이 나타나는 것을 보여주고 있다. 검사결과 외형적인 파단의 흔적은 발견되지 않았다. Fig. 10(d)는 AE의 사상수(Hits)에 대한 최대진폭의 그림이며, 대부분의 최



(a) Load Profile



(b) AE Source Location Results

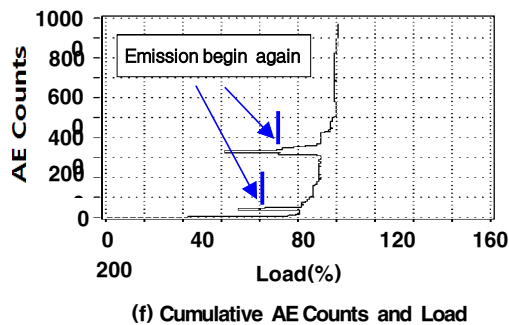
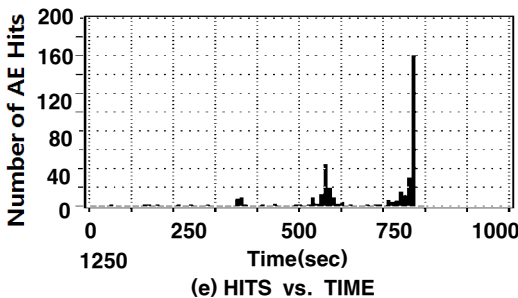
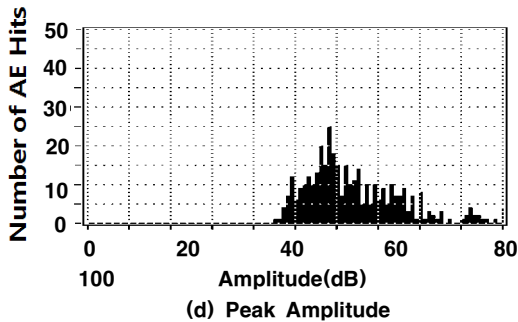
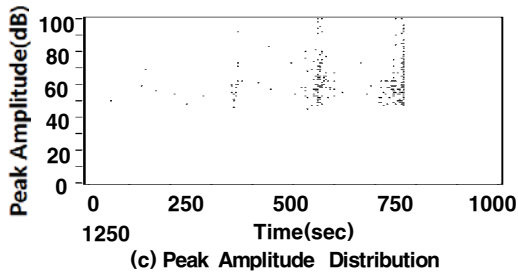


Fig. 10. AE activity of 1st D.U.L.T

대진폭 분포는 45dB~80dB사이에 있다. Fig. 10(e)는 시간대별 사상수를 나타낸 그림으로, AE 활성도의 특성으로부터 100%를 넘으면서 AE 활성도가 급격히 증가하는 양상을 보임으로서 이미 중장부 리그 장착 부위근처의 복합재 내부에서 미소한 손상이 진행되고 있음을 의미한다.

2번째 설계극한하중시험은 150%까지 진행하였으나, 외형적인 파손은 관찰되지 않았다. 스트레인의 거동이 1번째 시험 대비 다른 하중 경로를 나타내었는데, 이것은 복합재 내부에 이미 섬유 파괴뿐만 아니라 층간분리도 진행되었음을 의미한다. Felicity 효과는 100%에서 $Fr=0.82$ 이며, 120%에서 $Fr=0.77$ 를 나타내었으며, 낮은 하중 레벨에서부터 활발한 AE활성도를 나타내었으며, 대부분의 신호진폭은 45dB에서 80dB사이의 분포를 나타내어 내부에 상당한 기지재의 파손이 발생하고, 80dB이상의 신호도 일부 나타났다. 이러한 AE활성도의 특성은 1번째 설계 극한하중시험에서 이미 내부에 어느 정도의 손상이 진행되었음을 나타내준다. 과단하중시험은 150%를 넘으면서 좌굴거동과 함께 AE활성도가 매 단계마다 활발한 특성을 나타내었으며, 200%에서 시험 데이터를 저장 후 소리가 크게 나면서 순간적인 주익의 처짐이 관찰되었고, AE활성도가 급격히 증가하였다. 크립 활성도를 평가하기 위해서 240초 동안 200%하중을 유지한 결과 계속해서 AE 신호가 나타나는 크립 특성을 나타내 주고 있었으므로 이미 내부에 심각한 손상이 진행되었음을 알 수 있었다. 신호 발생 위치는 스킨 부위가 아니라 리그 근처를 나타내었다. 육안관찰 결과 스킨 부위에는, 외형적 결함 없었으나, 전방 리그와 립사이 인장면을 따라 박리가 발생하였으며, 경계조건의 변화로 주익 전체가 하단으로 처지는 강제 운동이 발생하였다. 220%에서 복합재 내부 변형에 의한 파단음이 계속해서 탐지되었으며 AE활성도가 230%에서부터 급격히 증가하였다. 250% 도중 스킨 좌굴에 의하여 시험이 중단되었으며, AE활성도의 특성을 통해서 이미 200% 하중에서 내부에 심각한 손상이 발생하였음을 알 수 있었다. Fig. 11은 AE Felicity Ratio, 하중단

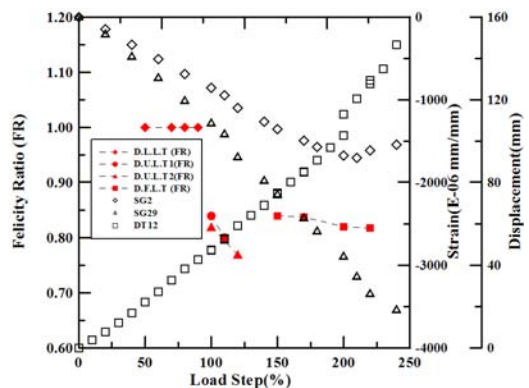


Fig. 11. Felicity Ratio, Strain, Displacement to the load step

계별 스트레인 및 변위의 거동과 관련하여 내부 손상을 평가하는 그림으로, 스트레인 및 변위의 거동은 200%에서 손상을 나타내었으나, AE의 결과는 1번째 설계극한하중시험에서 내부 손상이 이미 진행되었음을 나타내고 있다.

IV. 결 론

복합재 날개 구조물에 대한 정적 구조강도 시험에 AE기법을 적용한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 위치 표정기법을 통한 실시간 내부손상 발생 위치 확인, Felicity효과를 이용한 복합재 내부 손상평가 등 AE기법이 복합재 구조의 내부 손상을 평가하는 유용한 시험 기법임을 확인하였고,
- 내부결합 및 손상에 대한 정보를 실시간으로 획득함으로써 구조시험 간 발생할 수 있는 시험체의 치명적인 손상으로 인한 장비, 인력에 대한 예기치 못한 위험성 사전 인지 및 대처가 가능할 것으로 판단되었다.
- 시험결과 복합재 날개 구조는 설계강도를 만족하였으며, 내부 손상이 주로 발생한 위치는 전방 리그 근처의 복합재 내부였고, AE활성도의 특성을 통하여 1번째 설계극한하중시험 중 120%에서 이미 내부에 심각한 손상이 발생하였음을 알 수 있었다.

참고문헌

- 1) H.L. Dunegan and A.T. Green AE Handbook, p. 60.
- 2) Srawley, John and Jack B. Esgar. "Invesigation of Hydrotest Failure of Thiokol Chemical Corporation 260-Inch-Diameter SL-1 Motor Case. NASA TM X-1194. Cleveland, OH : Lewis Research Center, Jan., 1966.
- 3) 김승대, "음향방출기법에 의한 가동중 설비의 AE신호특성 연구", 국민대 대학원 박사학위논문, 2007.
- 4) Martin, G.G. In-flight AE monitoring Mechanics of NDT ed W.W. Stinchcomb, 1980, p. 343.
- 5) Scott, I.G. In-flight AE momitoring Proc 13th Symposium on NDE San Antonio, Texas, Apr., 1981, p. 210.
- 6) Martin, G.G. Scott, J.G. In-flight AE monitoring J Acous Emiss 4, 1985, p. 142.
- 7) J.M.Carlyle, Acoustic emission testing the F-111, NDT international Vol.22, No. 2, April 1989, pp. 67-73.
- 8) 이상호, 황태경, "신궁 연소관 조립체 음향방출 비파괴 평가기법 연구", 국방과학연구소 보고서, 2003.
- 9) 설창원, 양명석, 정재권, 이경용, "장거리대잠 두부 덮개부 구조시험 연구", 국방과학연구소 보고서, 2003.
- 10) 설창원, 이기범, "음향방출기법을 응용한 플라스틱 셸 구조물의 건전성평가 연구", 한국항공우주학회지 제33권 제12호, pp. 39-47, 2005.
- 11) Chang-Won Shul, Kee-Bhum Lee, Jong-Whan Kim, Song-Hoe Koo, "Acoustic Emission Monitoring of Ablative Composite Liner Bonded on Steel Nozzle under Static Loading", Key Engineering Materials Vols.321-323, pp. 907-912, 2006.
- 12) 설창원, 이기범, "음향방출기법을 응용한 노즐 조립체의 구조건전성 평가", 한국항공우주학회지 제34권 제10호, pp. 32-39, 2006.
- 13) 설창원, 김종환, 이경용, 김호연, 이기범, "M-SAM 사출판/노즐 및 기능품 구조시험 연구 보고서", 국방과학연구소 보고서, 2006.
- 14) 설창원, 이기범, 이경용, 김인학, "유도탄 두부 덮개부 구조강도 평가", 제13차 유도무기학술대회 논문집 pp. 40-44, 2005.
- 15) Kaiser, Joseph. "Untersuchungen Uber das Auftreten Gerauschen beim Zugversuch (An Investigation into the of Noises in Tensile Tests or a Study of Occurrence of noises in Tensile Tests or a Study of Acoustic Phenomena in Tensil Tests)." Ph.D. thesis (in German). Munich, Germany : Technische Hochschule Munchen, 1950.
- 16) Fowler, T.J. and R.S. Scarpellini. "Acoustic Emission Testing of FRP Equipment." Chemical Engineering(October 1980 and November 1980).
- 17) R. K. Miller and P. McIntire, Nondestructive Testing Handbook Vol. 5 Acoustic Emission Testing.