(논 문) - 비파괴검사학회지
Journal of the Korean Society for Nondestructive Testing
Vol. 19, No. 4 (1999. 8)

AE를 이용한 복합재료 T 조인트부의 파괴거동에 관한 연구

A Study on the Fracture Behavior of Composite Laminated T-Joints Using AE

김재훈*, 안병욱**, 사정우***, 박병준***
J. H. Kim*, B. W. Ahn**, J. W. Sa*** and B. J. Park***

초 록 탄소섬유 복합재료 T 조인트 시험편에 대한 접착특성 및 파손과정을 조사하기 위하여 단순인장 및 하중-제하 인장시험이 수행된다. 시험편은 스킨과 프레임 구조를 가지며, 동시 성형과 2차 접착법에 의한 두 종류의 시험편이 제작된다. 단순인장시험동안 시험편의 손상 개시 및 진전시에 AE 특성을 측정하였고, 하중-제하 인장시험동안 진전된 균열길이는 CCD 카메라를 이용하여 측정된다. 또한 시험편 내부의 크랙면 윤곽에 대한 조사는 초음파 C-scan이 사용된다. AE 신호가 급격히 증가하는 하중과 하중-시간 곡선에서 하중강하점은 5% 이내의 오차로 비교적 잘 일치한다. 두 종류의 시험편의 초기균열은 동일한 위치인 중앙 누들부에서 발생되나 최종파단은 동시성형의 경우, 누들부에서, 2차 접착의 경우, 스킨/프레임 끝단에서 일어난다. 이런 결과로부터 두 종류의 시험편은 성형방법에 따라 서로 다른 파손 모드를 보인다.

Abstract Quasi-static tests such as monotonic tension and loading/unloading tension were performed to investigate the bond characteristics and the failure processes for the T-joint specimens made from fiber/epoxy composite material. Two types of specimens, each consists of two components, e.g. skin and frame, were manufactured by co-curing and secondary bonding. During the monotonic tension test, AE instrument was used to predict AE signal at the initial and middle stage of the damage propagation. The damage initiation and progression were monitored optically using CCD (Charge Coupled Device) camera. And the internal crack front profile was examined using ultrasonic C-scan. The results indicate that the loads representing the abrupt increase of the AE signal are within the error range of 5 percent comparing to the loads shown in the load-time curve. Also it is shown that the initiation of crack occurred in the noodle region for both co-cured and secondarily bonded specimen. The final failure occurred in the noodle region for the co-cured specimen, but at the skin/frame termination point for the secondarily bonded specimen. Based on the results, it was found that two kinds of specimen show different failure modes depending on the manufacturing methods.

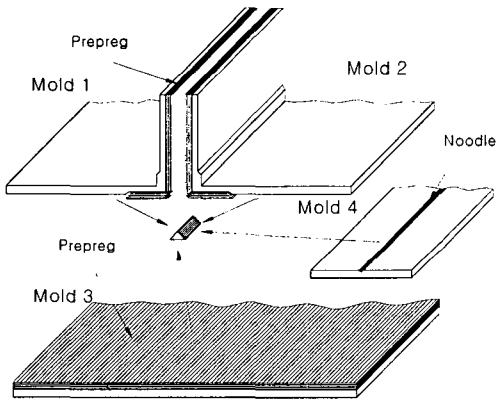
1. 서 론

복합재료는 금속재료에 비해 우수한 비강도, 비강성을 지니고 있어 항공우주, 조선 및 자동차산업 등의 경량화 재료로 그 사용량이 급격히 증가되고 있는 추세이다[1,2]. 그러나 복합재료는 복잡한 파괴모우드를 갖는 단점을 가지고 있으며 특히 운전중에 생성된 작은 결함들이 대형사고를 일으킬 수 있기 때문에, 실제 구조물에 적용하는데는 초기손상 및 파괴거동, 수명 등을 예측하여 설계하는 것이 바람직하다[3]. 이러한 복합재료의 손상거동 및 수명 등을 예측하는데 AE법은 구조적 적합성을 검토하기 위한 비파괴적 시험법으로 광범위하게 이용되어 왔다[4]. 다른 비파괴적 평가 방법과 비교하여, AE법은 시험 전구간 동안 실시간 감시 수단으로써 미시적인 파괴거동을 규명하는데 유리하고, 결함의 상태나 동적인 성장을 나타낼 수 있는 장점을 가지고 있다. 복합재료의 음향신호의 발생원은 기지균열, 섬유/기지의 계면분리, 층간분리, 섬유인발 및 섬유파

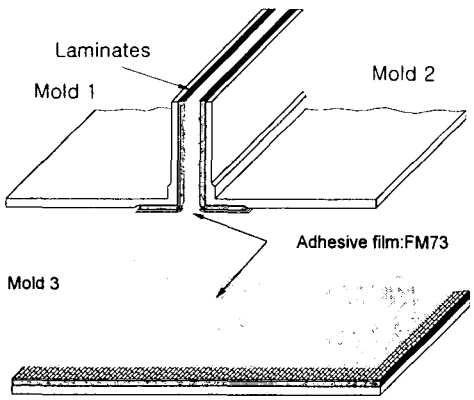
(접수 : 1999. 3. 27) * 충남대학교 기계설계공학과(Dept. of Mechanical Design Engineering, Chungnam National Univ., Taejon 305-764), ** 대전산업대학교 기계공학과, *** 충남대학교 기계설계공학과 대학원

단 등이 있으며 이런 파괴모우드에 대한 AE 신호 특성은 표준화된 시험편을 이용하여 많은 연구가 수행되어 왔다[5-7]. 그러나, 랩 조인트나 T 조인트와 같이 규정화가 되어 있지 않은 시험편에 대하여 AE 신호 특성은 응력이 집중되는 접착부에서 여러 가지 파괴 모우드가 혼합된 형태로 발생하기 때문에 손상기구를 밝히기가 어려운 실정이다. 최근 AE법은 표준화된 시험편으로부터 단순화된 시험편에까지 활발하게 적용되고 있으며, 국내에서도 싱글 랩(single lap) 및 더블 스트랩(double-strap) 조인트 시험편에 대하여 AE법을 이용한 손상특성 조사와 피로 수명을 예측한 보고가 있다[8,9].

항공기 동체의 축방향 보강재인 프레임과 스킨은 항공기 자중에 의한 축방향 하중과 내·외압차에 의한 좌굴 등의 영향으로 접합부에 응력집중이 발생되고 있다



(a) co-curing



(b) secondary bond

Fig. 1 Specimen construction using 3 or 4-part molds for manufacturing specimens

[10,11]. 본 연구에서는 스킨/프레임 구조를 단순화한 T 조인트 시험편을 동시 성형법과 2차 접착법의 두 가지 접합방식으로 제작하였으며, 정적인장시험을 통한 접착강도와 AE법, 초음파탐상법, CCD 카메라 그리고 주사형 전자현미경 등을 이용하여 손상 개시와 진전특성을 규명하고 스킨/프레임 접착층 내부의 손상진전 상태를 조사하였다. 또한 접착방법에 따른 영향을 비교, 고찰하였다. 얻어진 결과들은 유사한 조인트 형상을 갖는 복합재료 구조물의 설계에 기초적인 데이터로 이용될 것으로 기대된다.

Table 1 Lay-up pattern specification of composite specimens

Specimen	Lay-up	
	Frame part	Skin part
CO	[45/90/-45/0/90]s	[45/90/-45/90/45/-45/90/$\overline{0}$]s
SE	[45/90/-45/0/90]s	[45/90/-45/90/45/-45/90/$\overline{0}$]s

* CO : Co-curing, SE : Secondary bond

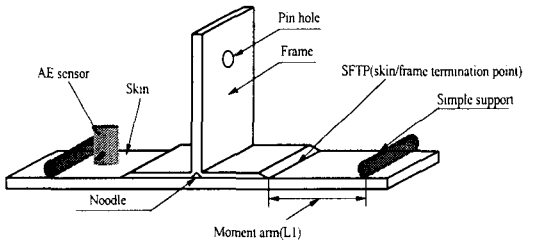


Fig. 2 Schematic configuration of T-joint specimen

2. 실 험

2.1. 재료 및 시험편 제작

본 연구에서는 시험편 제작을 위하여 일방향 강화 탄소섬유/에폭시 수지의 프리프레그(한국화이바, CU 125 NS)를 사용하였다. 시험편은 Fig. 1에서와 같이 4부분의 몰드에 프리프레그를 적층하여 동시 성형 및 2차 접착에 의해 제작하였다. 동시 성형 시험편은 오토클레이브(autoclave) 내에서 일정한 압력과 온도 사이클을 가하여 성형하였으며, 2차 접착의 경우, 스킨과 프레임은 각각 1차 성형후 접착제(adhesive film, FM 73)를 사용하여 2차로 가압 성형하였다. 성형된 T 조인트 적층판은 다이아몬드 휠톱을 사용하여 폭방

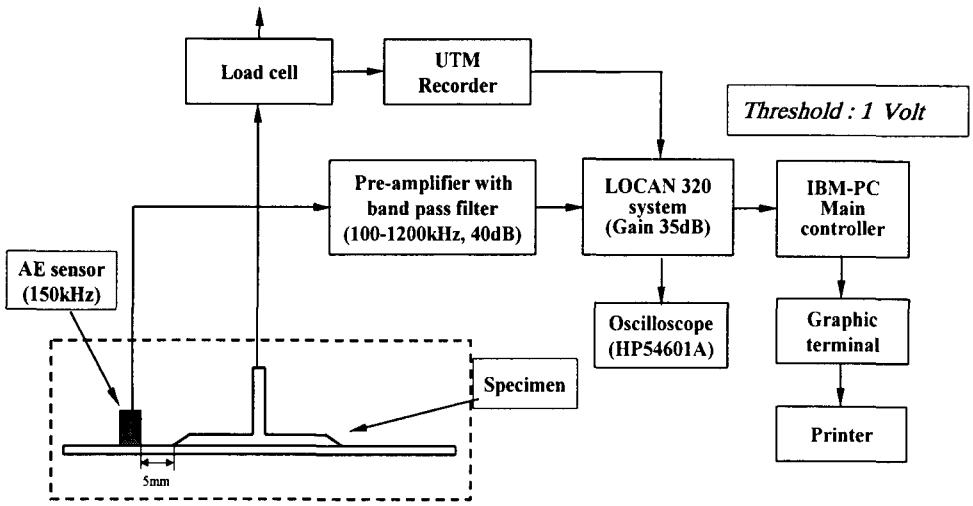


Fig. 3 Schematic diagram of AE instrumentation

향과 길이방향을 각각 50, 287mm의 치수로 가공하였다. 시험편 형상 및 명칭은 Fig. 2와 같고, 시험편의 종류, 적층순서 및 적층수는 Table 1과 같다.

2.2. 실험 장치 및 실험 방법

단순인장 및 하중-제하 인장실험은 변위제어방식의 만능재료시험기(Toyo Baldwin Co., Model UTM 1-10000C)와 100kgf 로드셀을 사용하였다. 단순인장 시험은 초기 크로스 헤드 속도를 1.5mm/min로 하여 완전 파단이 일어날 때까지 지속하여 시험동안 AE 신호를 검출하였다. 하중-제하 인장시험은 단순인장시험과 같은 변위속도로 손상이 개시되거나 진전될 때 하중이 급격히 감소하는 시점(pop-in)을 한 주기로 하여 그 때마다 더 이상의 손상이 진전하지 않도록 최대도달하중의 약 80%까지 하중을 제거한 후, CCD 카메라(Model No. IK-537K, TOSHIBA)로 손상길이를 측정하였다. Fig. 3은 AE 신호 측정에 대한 블록선도를 나타낸 것이다. 공진 주파수가 150kHz인 공진형 AE 센서(Model R15, PAC Co.)에서 검출된 AE 신호는 100~1200kHz 범위의 광대역 필터가 내장된 전치 증폭기(pre-amplifier)에서 40dB 증폭된 후, AE 시스템(Model LOCAN 320, PAC Co.)의 주 증폭기(main amplifier)에서 35dB 증폭시켜 문턱전압(threshold voltage) 1V 이상의 신호에 대해 통계 처리하였다. 또한 디지털 오실로스코프(Model 54601A, HP)를 이용하여 증폭된 AE 신호를 확인하였다.

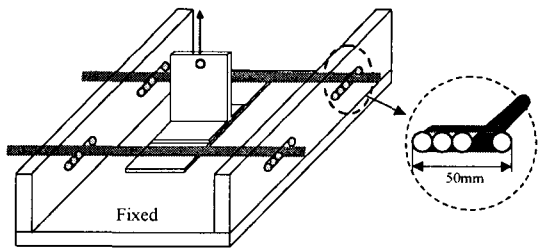


Fig. 4 Shape of experimental jig for pull-off test

Fig. 4는 인장시험시 시험편 고정용 치구의 형상으로 스킨/프레임 끝단과 지지점 사이의 거리를 최소 30mm에서 최대 60mm까지 변화시킬 수 있으며, CCD 카메라로 손상길이를 측정하기 위해 투명한 아크릴 판이 이용되었다. 각 성형 방법에서 일부의 시편들은 초음파 C-scan(Automatic Inspection Tech.)을 이용하여 누들부위나 스킨/프레임 끝단을 따라 진전된 손상 길이와 손상면 윤곽을 조사하였다. 파단면의 미시적 관찰은 SEM을 사용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1. 동시 성형 시험편에 대한 AE 특성

Fig. 5, 6은 동시 성형 시험편에 대하여 각각 모멘트

암이 30, 60mm일 경우, 하중-시간 및 AE events-시간 곡선을 나타낸 것이다. Fig. 5(b), 6(b)는 Fig. 5(a), 6(a)에서 초기손상부라 예측하여 원형으로 표시한 부분을 확대한 것이다. 여기서 A는 AE 개시점을 나타내고, 점 C는 AE events가 급격히 증가하는 점으로써 초기 균열이 발생된 점이라 정의하였다. 그리고 점 B는 A와 C 사이에서 AE events-시간 곡선의 기울기가 변화되는 점으로써 접착부 내부의 미세한 소성변형이 발생되는 것으로 사료된다. AE events 개시점(A)는 Fig. 5(b)에서 모멘트 암이 30mm인 경우 B 까지의 시간 180sec에 비해 약 66%(120sec)에서 발생되고, Fig. 6(b)에서 모멘트 암이 60mm일 경우, 점 B(550sec)의 약 41%(227sec)에서 발생되고 있다. 따라서 AE 신호의 급격한 발생은 모멘트 암의 거리가 증가함에 따라 지연되고 있다. 지지점의 거리를 증가시켰을 때, AE 신호의 발생시점이 지연되는 원인은 시험이 변위제어하에 수행되므로 모멘트 암의 증가에 따라 변위 증가에 따른 하중의 증가량이 작아지기 때문이라고 생각된다.

Fig. 7, 8은 Fig. 5(b)의 점 B, C에서 진폭과 지연시간 분포를 나타낸 것이다. 먼저 점 B에서 AE 진폭은 45~65dB 사이에서 나타나고 있다. 점 C에서는 45~75dB의 넓은 분포와 80dB 이상의 큰 진폭을 갖는 AE events가 발생되었다. 그리고 이에 상응하는 지연시간 분포는 점 B에서 300μsec 이하의 AE events가 발생되며, 점 C에서는 860μsec까지의 상당히 긴 AE 신호가 검출되었다. 따라서, B에서 발생된 AE 신호들은 지지점의 마찰, 기지의 소성변형[6]으로부터 발생된 것으로 예측되며, C에서의 진폭 및 지연시간 분포는 초기손상에 의한 누들 부위의 기지크랙 및 층간분리에 의해 발생되는 것으로 사료된다.

3.2. 2차 접착 시험편에 대한 AE 특성

Fig. 9, 10은 2차 접착 시험편에 대하여 모멘트 암

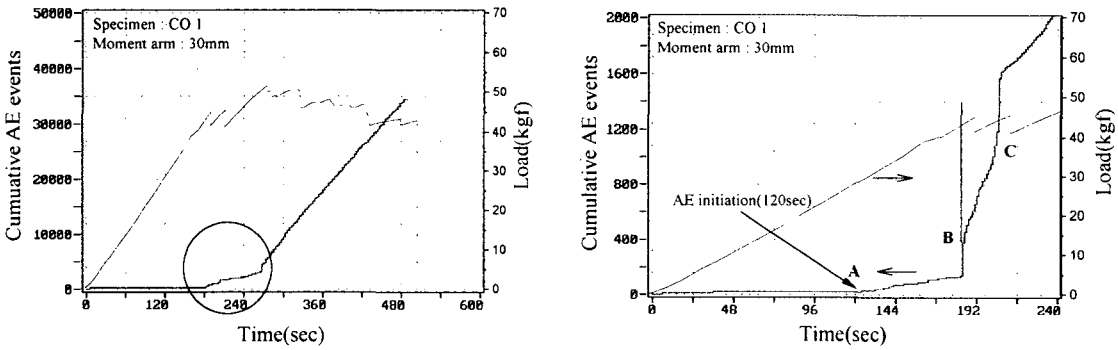


Fig. 5 AE events and load vs. time curves for a specimen(CO 1) under monotonic loading condition (L_1 = 30mm)

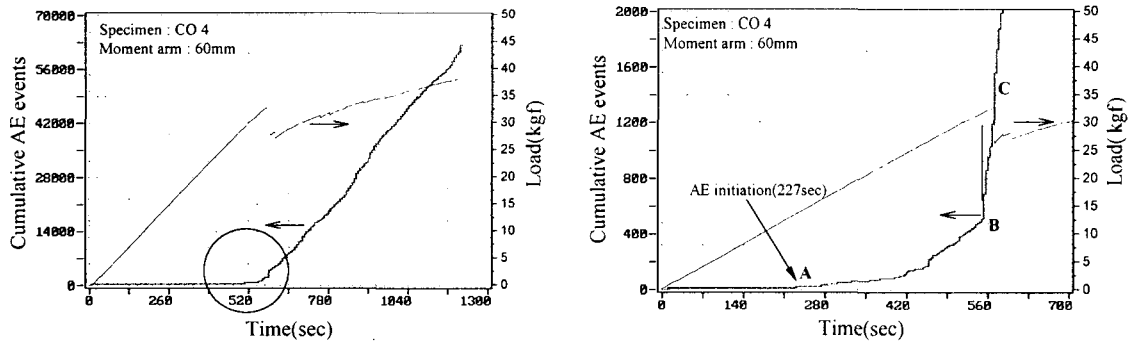


Fig. 6 AE events and load vs. time curves for a specimen(CO 4) under monotonic loading condition (L_1 = 60mm)

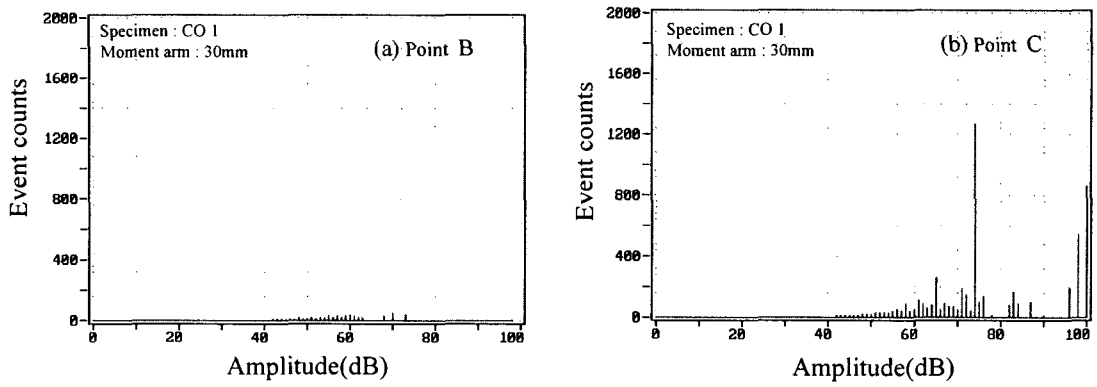


Fig. 7 AE event counts, amplitude distribution for a specimen with moment arm(L_1 = 30mm) by co-curing under monotonic loading condition

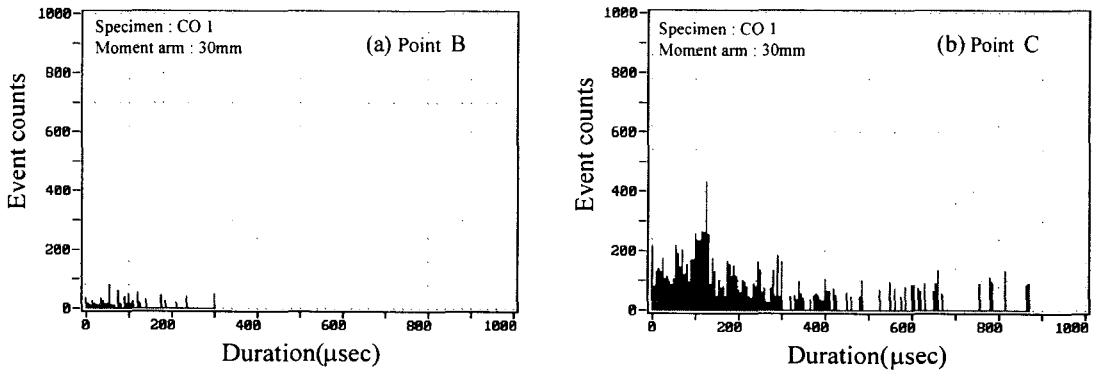


Fig. 8 AE event counts, duration time distribution for a specimen with moment arm(L_1 = 30mm) by co-curing under monotonic loading condition

이 30, 60mm일 경우, AE events-시간 및 하중-시간 곡선이다. Fig. 9(b), 10(b)에서도 AE가 급격히 증가하는 시점은 동시 성형 시험편과 유사하게 하중-시간 곡선에서 급격한 하중강하점을 기준으로 하였다. 먼저 AE events의 개시점 (A)은 모멘트 암이 30mm일 경우 점 B(100sec)에 대하여 45%인 45sec에서 발생되기 시작하였으며, 60mm일 경우의 개시점은 B (300sec)의 50%인 150sec에서 발생되었다. 모멘트 암이 증가함에 따라 AE 신호가 지연되어 발생되는 것은 동시 성형 시험편과 동일한 결과를 나타내지만 AE 신호의 초기 발생 시점(A)은 동시 성형 시험편에 비해 2배 이상 빨리 발생되고 있다. 이것은 첫째, 2차 접착 시험편에 사용된 접착제가 2차 성형과정에서 발생된 미소기공의 확장으로 생각되며, 둘째, Thuis[12] 등은 본 연구와 유사한 시험 방법(pull-off test)에서 시험편 파손에 영향을 주는 응력들은 시험편에 작용되는 굽힘 모멘트에 의한 전단 응력과 스킨과 프레임의 수직변위의 불일치 때문에 발생하는 peel stress가 있으며, 이들중 스킨/프레임 끝단에서의 peel stress는 스킨과 프레임의 굽힘 강성비, 즉 스킨과 프레임의 두께차를 증가시킴으로써 감소될 수 있다. 따라서 Fig. 11에서와 같이 동일한 두께를 갖는 프레임에 스킨의 두께를 증가시켰을 경우, Fig. 11(a)에서 처럼 스킨과 프레임 각각의 증가된 굽힘 강성은 시험편의 스킨/프레임 끝단에서 응력을 증가시키기 때문에 응력집중에 의한 파단을 가속시킬 수 있다고 보고한 바 있다. 이러한 측면에서 2차 접착 시험편의 스킨/프레임 접착부 두께가 제조상 동시 성형 시험편에 비해 0.4mm 정도가 두

꺼워져 같은 적층각, 적층수를 갖는데도 불구하고 시험편의 손상에 더 큰 영향을 주는 것으로 사료된다.

Fig. 12, 13는 30mm의 모멘트 암에서 진폭 및 지연시간의 분포를 나타낸 것이다. 점 B에서의 진폭은 40~90dB 범위에 걸쳐 발생하고 있어 동시 성형 시험편에 비해 넓은 분포와 800μsec까지 긴 AE 신호가 발생되었다. 점 C에서의 진폭은 40~100dB 범위에서 발생하고 있으며 100dB 부근에서 아주 큰 진폭을 가진

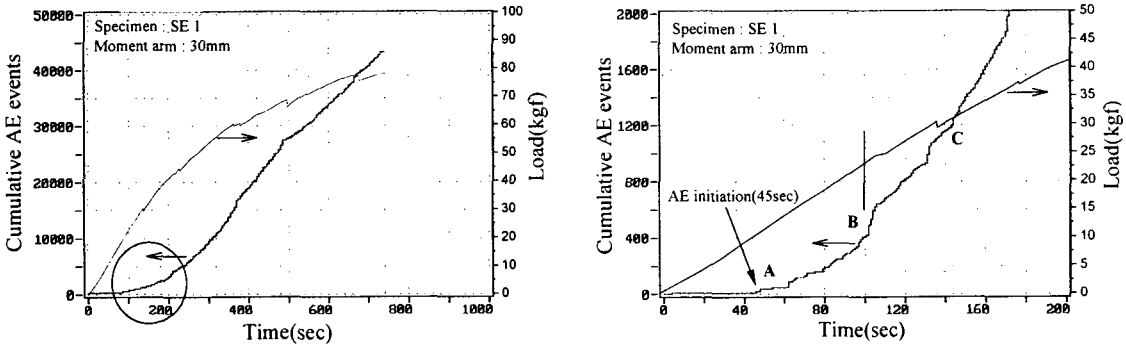


Fig. 9 AE events and load vs. time curves for a specimen(SE 1) under monotonic loading condition (L_1 = 30mm)

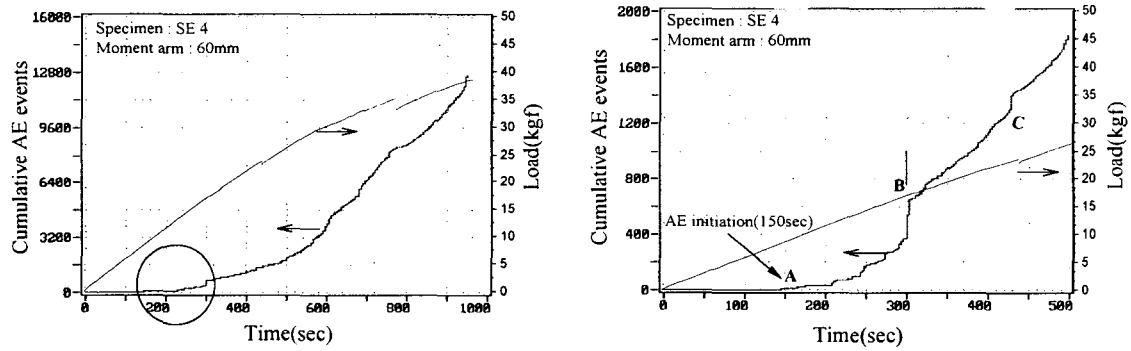
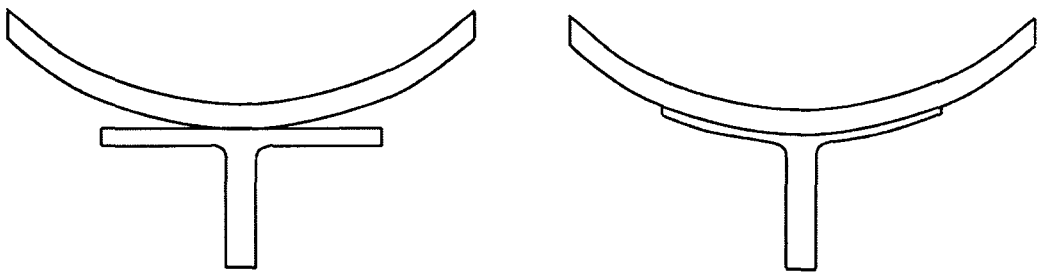


Fig. 10 AE events and load vs. time curves for a specimen(SE 4) under monotonic loading condition (L_1 = 60mm)



(a) high peel stresses (b) reduced peel stresses

Fig. 11 Reduction of the peel stresses at the edge of the frame by increasing the ratio between the bending stiffness of the skin and frame

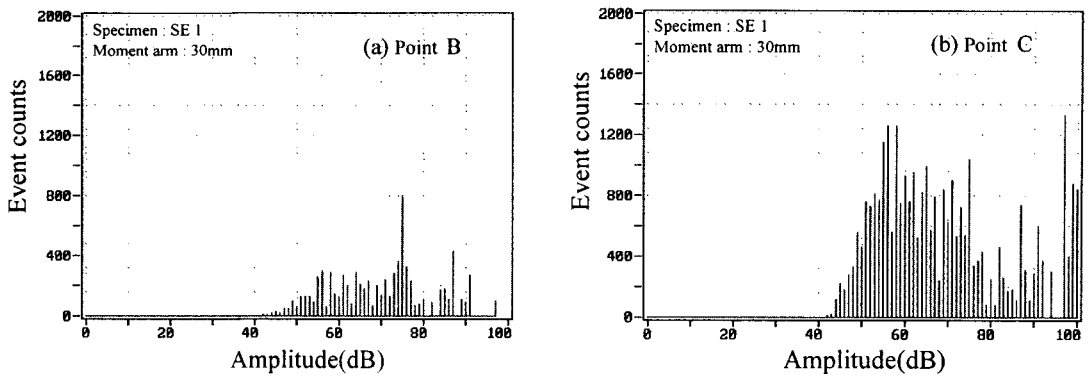


Fig. 12 AE event counts-amplitude distribution for a specimen with moment arm(L_1=30mm) by secondary bond under monotonic loading condition

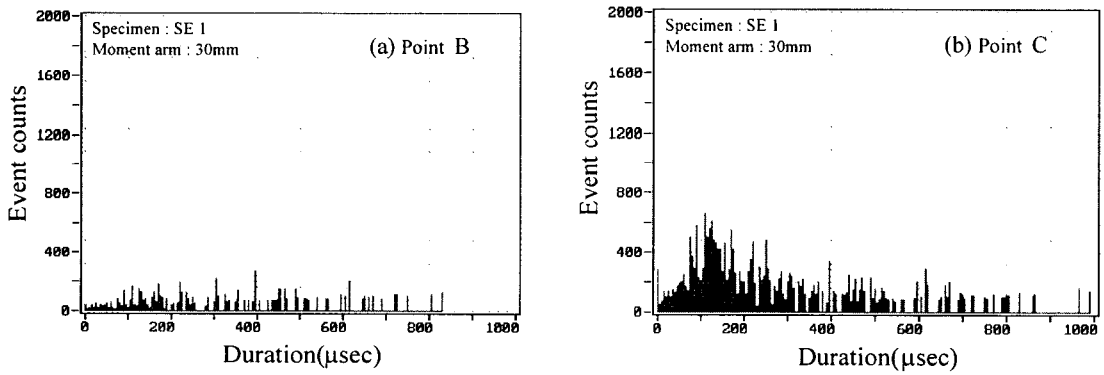


Fig. 13 AE event counts-duration time distribution for a specimen with moment arm (L_1=30mm) by secondary bond under monotonic loading condition

AE 신호가 상당량 발생하였다.

3.3. 성형 방법에 따른 AE 특성의 비교

단순인장시험에서 육안이나 CCD 카메라에 의하여 관찰된 초기 균열은 하중-시간곡선에서의 하중강하점(pop-in point)과 잘 일치하며 이 때의 하중을 기계적 시험에 의한 초기손상하중이라 정의하였다. 기계적 강도시험과 AE에 의한 초기손상하중에 대한 결과는 Table 2에서 비교하였다. 초기손상하중은 같은 모멘트 암에서 동시 성형 시험편이 2차 접착 시험편에 비해 크게 평가되었으며, 모멘트 암을 증가시켰을 경우 시험편에 작용하는 굽힘 모멘트의 증가로 인하여 시험편 전체에 걸쳐 감소하였다. 또한 하중-시간 곡선에서 첫 번째 하중강하점을 초기 손상하중이라 하여 AE events가 급격히 증가한 시점에서의 하중과 비교했을 때, 동시 성형 시험편은 0.71%의 오차를 보이고 2차 접착 시험편은 4.45%의 오차를 보이고 있다.

3.4. 손상 진전 특성

하중-제하 인장시험동안 CCD 카메라로부터 측정한 손상길이는 스킨의 길이방향에 따라 측정된 전체 손상의 선형적 길이에 대한 것이며, 누들부위에 잔재하는 손상이나 주크랙에서 뻗어나간 균열가지(crack branch) 등의 양은 측정에 포함시키지 않았다. Fig. 14, 15는 CCD 카메라에 의해 측정한 균열길이를 나타낸 것이다. 두 종류의 시험편에 대하여 일부만 제시하

Table 2 Results of mechanical test and AE monitoring for monotonic loading conditions

Specimen	L_1 (mm)	Mechanical test	AE	Errors of P_{ini}, P_{ini}' (%)
		P_{ini}	P_{ini}'	
CO 1	30	44.5	44.0	0.5
CO 2	40	37.0	37.0	-
CO 3	50	34.6	34.0	0.87
CO 4	60	32.5	32.0	0.77
Average	-	-	-	0.71
SE 1	30	30.5	24.0	11.9
SE 2	40	27.5	-	-
SE 3	50	19.0	19.0	0
SE 4	60	17.5	17.0	1.44
Average	-	-	-	4.45

- P_{ini} (kgf) : initial damage load by mechanical test
- P_{ini}'(kgf) : initial damage load predicted by acoustic emission
- SFTP : skin/frame termination point

였다. 이러한 CCD로부터 얻은 균열길이를 Fig. 16, 17은 CCD로부터 측정하여 나타낸 하중-시간 및 손상 진전길이 곡선이다. Fig. 16에서 동시 성형 시험편은 중앙 누들부위에서 손상이 개시되어 완전파손에 이르며 누들로부터 좌 · 우측으로 진전된 손상은 유사한 양상을 보였다. Fig. 17에서 2차 접착 시험편의 손상은 먼저 누들부에서 발생되나 곧 스킨/프레임 끝단에서 개시되어 급격하게 성장하다가 완전 파손에 이르고 있다. 이처럼 대부분의 시편에 대한 손상 개시 및 성장은 비대칭의 진전양상을 나타낸다.

C-scan은 일부 시편에 대하여 CCD 카메라로부터 측정된 손상길이의 검증 및 시험편 내부의 2차원적인 손상면 윤곽을 조사할 목적으로 사용되었다. Fig. 18은 동시 성형 시험편의 손상진전 상태를 나타낸 것이다. 3개의 수직 구분선은 스킨/프레임 끝단 및 중앙선을 표시한 것이며, 얇은 실선은 누들부나 스킨/프레임 끝단에서 진전한 크랙선단을 예측하여 표시한 것이다. 이때 크랙진전 유무는 12dB drop법을 사용하였다. 그림에서 볼 수 있듯 중앙누들에서 손상이 개시되어 진전한

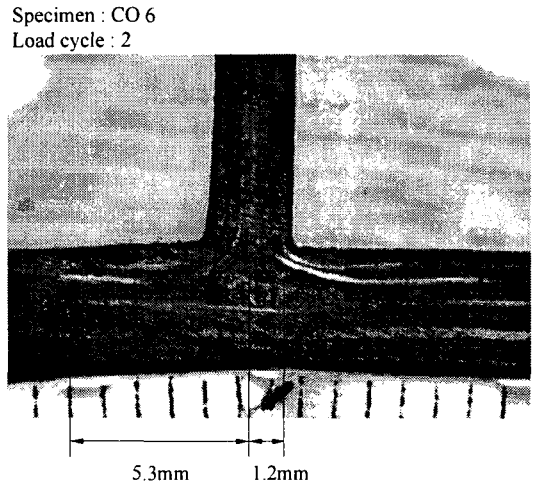


Fig. 14 Crack length for co-cured specimen in load cycle 2 by CCD camera

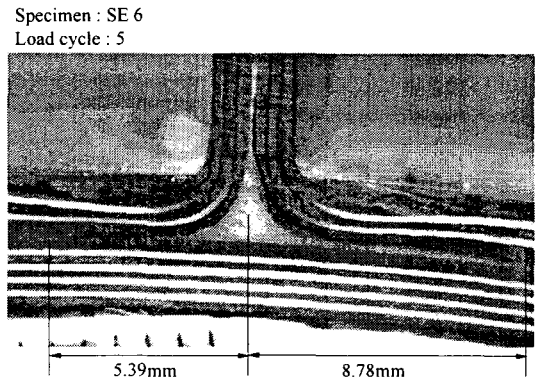
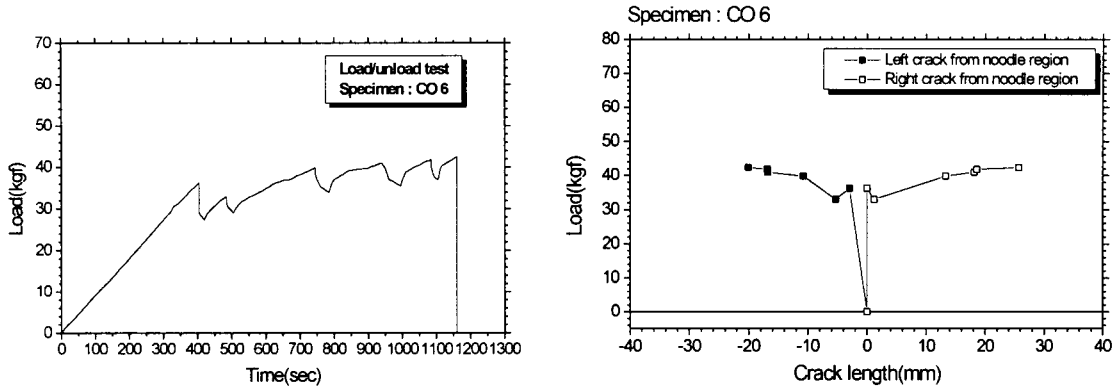


Fig. 15 Crack length for secondarily bonded specimen in load cycle 5 by CCD camera

것으로 시편의 전 · 후면에서의 손상길이는 CCD 카메라의 결과와 다소 차이를 보였다. 그러나 C-scan이 접착층 내부의 손상 진전 상태를 알기 위한 유용한 방법임을 확인하였다.

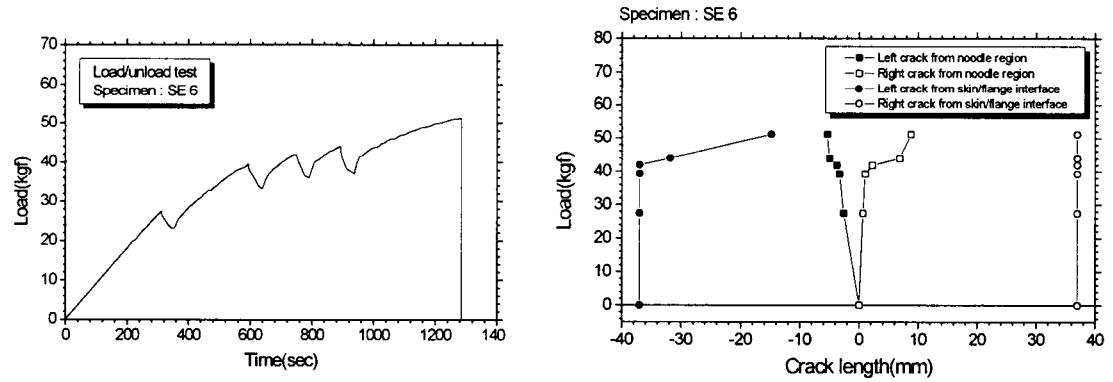
3.5. 파단면 관찰

동시 성형 시험편의 경우 중앙 누들부에서 개시된 손상은 스킨의 45° 층을 따라 진전하였으며, 2차 접착의 경우 스킨/프레임 끝단에서의 손상 또한 스킨의 45° 층을 따라 진전하였다. 이와 같이 두 종류의 시험편에서



(a) load-time curve (b) crack progression curve

Fig. 16 Load-time and crack progression curves for a specimen(CO 6) subjected to loading-unloading cycles, with moment arm, L_1= 50mm



(a) load-time curve (b) crack progression curve

Fig. 17 Crack progression curves for a specimen(SE 6) subjected to loading-unloading cycles, with moment arm, L_1= 50mm

손상이 진전한 적층 위치는 서로 동일하였다. Fig. 19는 2차 접착 시험편의 손상 개시부인 스킨/프레임 끝단에서의 파단면 사진을 나타낸 것이다. 초기 손상과 더불어 섬유인발과 섬유파단이 동반하여 발생되는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 단순인장 및 하중-제하 인장시험 조건하에서 AE, CCD 카메라, C-scan, SEM 등을 이용하여 동시 성형 및 2차 접착으로 성형된 T 조인트 부의 접착강도, 손상 개시 및 진전특성을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 손상 개시 및 진전시 AE events는 급격한 증가를 보였으며 모멘트 암의 증가에 따라 시험편에 증가되어 작용한 굽힘모멘트는 AE events의 발생을 지연시킨다.
2) 모멘트 암이 증가함에 따라 초기손상하중은 감소하였고, AE 법을 이용하여 예측한 초기손상하중은 기계적강도시험과 비교한 결과, 그 오차는 약 5% 이내로 비교적 잘 일치하였다.

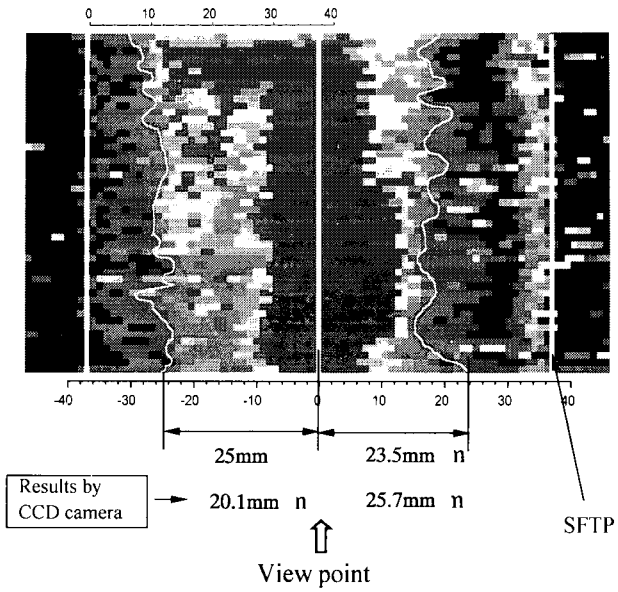


Fig. 18 Ultrasonic C-scan image showing the crack front profile for a specimen(CO 6) at load cycle 6

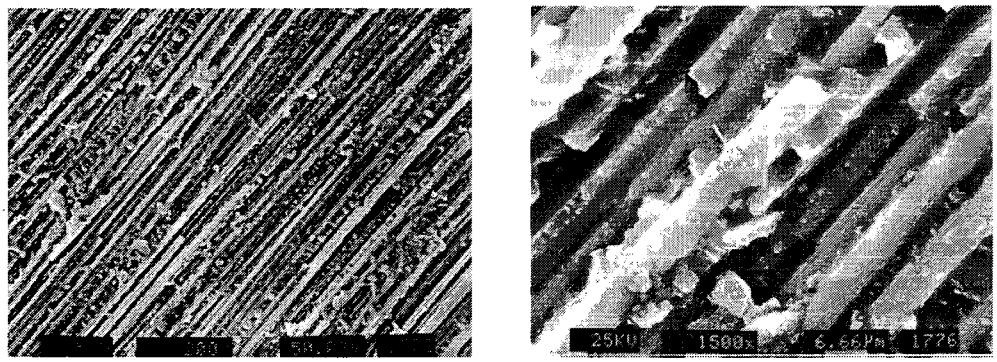


Fig. 19 SEM photographs of fracture surface for a specimen(SE 1), ×200, ×1500

3) CCD 카메라를 이용하여 손상과정을 광학적으로 관찰한 결과, 동시 성형법은 중앙 누들부에서 손상이 개시되어 스킨/프레임 끝단을 향해 비대칭적으로 진전하며 2차 접착의 경우, 초기 손상부에 관계없이 스킨/프레임 끝단에서 최종 파단된다.
4) C-scan을 이용한 손상길이의 측정은 CCD에 의한 측정결과와 다소 차이를 보이지만 접착층 내부에 대한 손상 진전상태를 관찰할 수 있는 유용한 방법이다.

참고문헌

[1] M. M. Schwartz, "Composite Materials Handbook", McGraw-Hill Book Co., (1983)
[2] R. R. June and J. R. Lager, "Applications of Composite Materials", ASTM STP 524, Salkind/Holister.[Chapter 1 - Commercial Aircraft], (1973)
[3] J. F. M. Wiggenraad, R. Aoki, M.

Gadke, E. Greenhalgh, D. Hachenberg, K. Wolf and R. Bubl, "Damage propagation in composite structural elements-analysis and experiments on structures", Composite Structures 36, pp. 173-186, (1996)

[4] N. Takeda, O. Chen and T. Kishi, "Acoustic emission studies on fracture mechanisms of randomly oriented carbon fiber reinforced glass matrix composite", The 10th International Acoustic Emission Symposium, Vol. V, pp. 394-400, (1990)

[5] R. K. Miller and P. McIntire, "Nondestructive Testing Handbook", ASNT, Vol. 5, (1987)

[6] I. Narisawa and H. Oba, "An evaluation of acoustic emission from fiber-reinforced composites", J. of Materials Science", Vol. 19, pp. 1777-1786, (1984)

[7] 장홍근외 6명, "섬유강화 복합재료의 비파괴시험 기법개발", 한국기계연구소 보고서, (1986)

[8] 손영호, 이종오, 이승희, "모의 음향 방출 신호의 peak amplitude 측정을 통한 복합 재료 접합부의 비파괴평가", 비파괴검사학회지, Vol. 15, No. 2, pp. 357-363, (1995)

[9] 이종오, 이주석, 윤운하, 이승희, "음향방출시험에 의한 복합 재료 접합부의 비파괴 평가", 비파괴검사학회지, Vol. 16, No. 2, pp. 79-85, (1996)

[10] J. Awerbuch, R. Pointer and A. Miller, "Evaluation of frame/skin bond strength and durability for advanced composite fuselage crown structures, Part-1 : Experimental Study", TR, Drexel University, (1994)

[11] P. J. Minguet and T. K. O'Brien, "Analysis of composite skin/stringer bond failure using a strain energy release rate approach", Proceedings, Tenth International Conference on Composite Materials(ICCM-10), Vancouver, British Columbia, Canada, Vol. 1, pp. 245-252, (1995)

[12] H. G. S. J. Thuis and J. F. M. Wiggenraad, "Investigation of the bond strength of a discrete skin-stiffener interface", National Aerospace Laboratory, 1006 BM Amsterdam, (1992)