

## 論文

## 복합재료 Single-Lap 본딩 조인트의 파괴 특성에 대한 실험 및 수치해석 연구

김광수<sup>\*,+</sup>, 박재성<sup>\*</sup>, 장영순<sup>\*</sup>, 이영무<sup>\*</sup>

## Testing and Numerical Analysis on the Fracture Characteristics of Composite Adhesive Bonded Single-Lap Joints

Kwang-Soo Kim<sup>\*,+</sup>, Jae-Sung Park<sup>\*</sup>, Young-Soon Jang<sup>\*</sup>, Yeong-Moo Yi<sup>\*</sup>

## ABSTRACT

The experimental and numerical investigations on the failure characteristics of the secondary bonded composite single-lap joints were performed. The initiations and growths of cracks were observed using CCD camera and acoustic emission sensor during the tension tests of the joint specimens. The structural behaviors of the specimens were predicted by the geometric nonlinear two-dimensional finite element analysis. The three types of observed initial cracks were included in each finite element models and the strain energy release rates of each specimen models were calculated by VCCT(Virtual Crack Closure Technique) technique. The tension tests showed that the initial cracks occurred in the 60~90% of final failure loads and the major failure modes of the specimens were adhesive failure and the delamination between the 1st and 2nd ply of laminate. The specimens with the thicker bondline had earlier crack initiation loads but higher crack propagation resistance and eventually better loading capability. The delaminations were mostly observed in the thicker bondline specimens. The mode I values of calculated strain energy release rates were higher than the mode II values in the all specimen models considering the three types of initial cracks. The mode I and total strain energy release rates were calculated as higher values in the order of initial crack in the edge interface, corner interface and delamination between the plies of laminate.

## 초 록

본 논문에서는 이차 본딩으로 접착된 복합재료-복합재료 Single-Lap 조인트 시편에 대해 인장 시험 및 수치해석을 통해 그 파괴 특성을 조사하였다. 시편시험에서는 시험 중에 CCD 카메라 및 AE 센서를 이용해 초기 균열의 발생 및 진전양상에 대한 시험적인 관찰을 수행하였다. 시편에 대해 기하비선형 유한요소해석 및 VCCT(Virtual Crack Closure Technique) 기법을 이용해 시편의 거동 및 변형률에너지방출률을 계산하고 세 가지 관찰된 초기 균열 모드에 대해 파손강도를 계산하였다. 인장시험에서 초기 균열은 모서리 계면 균열, 측면 계면 균열 및 층간 분리 균열의 세 가지 형태로 최종 파손의 60~90% 하중에서 발생하였다. 주된 파손 모드는 접착제 계면 파손(adhesive failure) 및 적층판의 첫 번째 및 두 번째의 층간 분리 파손이었다. 두꺼운 접착제 층을 갖는 시편들은 초기균열이 낮은 하중에서 발생하였지만 균열진전에 대한 저항성 및 파손하중은 높게 나타났다. 층간분리파손은 주로 두꺼운 접착제의 경우에 발생하였다. 세 가지 초기 균열 모드에 대해 변형률에너지방출률은 Mode I의 G값이 Mode II의 G값보다 크게 계산되었다. Mode I 및 전체 G값은 측면 계면 균열, 모서리 계면 균열, 층간분리 균열의 순서로 크게 계산되었다.

**Key Words :** 본딩 조인트(Bonded joints), 접착제(adhesive), 파괴 분석(Fracture Analysis), 균열(Crack)

\*+ 한국항공우주연구원 우주발사체기술실 구조그룹, 교신저자(E-mail:kskim@kari.re.kr)

\* 한국항공우주연구원 우주발사체기술실 구조그룹

## 1. 서론

우주발사체 및 항공기와 같은 항공우주구조물의 설계 개발에서 무게 경량화는 운용비용의 감소를 위해 필수적으로 요구되고 있으며 그 대안 중에 하나로 비강도 및 비강성이 우수한 복합재료의 사용이 계속적으로 확대되고 있다. 복합재료 구조는 복잡한 구조를 최소한의 조인트를 사용하여 일체형으로 제작할 수 있는 것이 장점 중에 하나이지만 불가피하게 각각의 부품을 제작하여 이차적으로 결합하는 방법이 사용되기도 한다. 복합재료 부품을 이차적으로 조립하는 방법에는 볼트 및 리벳을 사용한 기계적인 체결(mechanical joints)과 접착제(adhesive)를 이용한 본딩(bonding)이 있다.

접착제 본딩(adhesive bonding) 조인트는 하중을 넓은 면적에서 상대적으로 균일하게 전달하기 때문에 더 효과적이라고 할 수 있다. 또한 부품을 결합하는 공정도 기계적인 체결의 그것보다 간단하다. 하지만, 접합할 면에 대해 적절한 표면 준비 공정이 필요하며 성형 시간이 길다는 단점도 있다. 지금까지의 본딩 조인트는 대개 이차 구조물에 적용되고 있으며 그 설계 방법에 있어서도 많은 부분 경험적인 방식 및 실험에 의존하고 있는 실정이다. 이것은 본딩 조인트의 파손특성에 대한 이해 및 신뢰성 있는 해석 방법의 정립이 미흡하기 때문이라고 할 수 있다. 따라서 본딩 조인트를 복합재료 구조물에 효과적으로 적용하기 위해서는 본딩 조인트의 파손 메커니즘에 대한 이해 및 파손 강도를 정확하게 예측할 수 있는 방법의 연구가 필수적이다.

접착제 본딩 조인트(adhesive bonded joints)에 대한 기존의 연구는 매우 광범위하게 존재한다. 이중에 본딩 조인트의 부착물(adherend) 및 접착제(adhesive)에 작용하는 응력분포를 해석하는 연구[1-7]가 가장 많은 부분을 차지하고 있다. 최근에는 본딩 조인트의 파손 및 파괴 강도의 예측에 대한 연구[8-16]도 활발히 수행되고 있다.

본 연구의 목적은 복합재료-복합재료로 구성된 single lap 본딩 조인트의 거동 및 파손 특성을 실험과 해석을 통해 파악하고자 하는데 있다. 이를 위해 single lap 본딩 조인트 시편의 인장 시험 중에 현미경을 통해 초기 균열의 발생 및 진전 그리고 최종 파손으로 발전하는 과정을 관찰하였다. 시편에 대해 상용 유한요소 코드인 ABAQUS를 이용해 기하비선형해석을 수행하고 VCCT(Virtual Crack Closure Technique)을 이용해 각 초기균열모드에 대한 변형률에너지방출률(Strain Energy Release Rate)을 계산하였다. 이러한 과정의 시험 및 해석 결과를 분석하여 시편의 파손 특성을 검토하였다

## 2. 시편 및 시험 장치

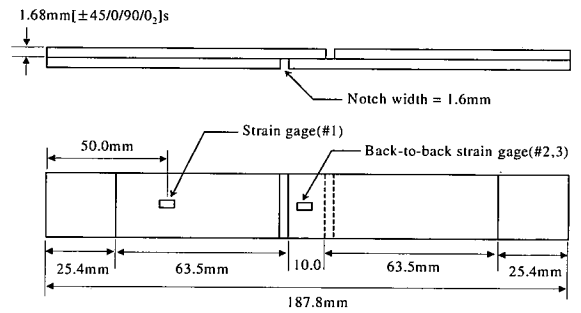


Fig. 1 Configuration and Dimension of Test Specimen.

### 2.1 시편 준비

복합재료-복합재료 single-lap 본딩 조인트 시편은 ASTM D3165 규격에 의해 제작된 것으로 그 형상 및 제원은 Fig. 1과 같다. 시편은 복합재 적층판을  $[\pm 45/0/90/0]_s$ 로 적층한 후 오토클레이브(autoclave) 성형으로 성형하고 적당한 크기로 제단한 후 Fig. 1에서와 같이 4개의 복합재 적층판을 2차 본딩에 의해 접합하므로 제작하였다. 시편은 두 번의 별도 공정에 의해 각각 2개(시편 번호 A1,A2), 4개(시편 번호 B1~4), 총 6개의 시편을 제작하였다. 시편의 접착 공정은 표면 처리(320번 사포질 및 청결 작업) → 접착제 혼합 및 도포 → 접착 압력 3psi 부가(시편 위에 중량을 맞춘 블록 사용)의 순서로 수행하였으며, 이를 통해 1) 균일한 표면 조도, 2) 표면의 청결, 3) 균일한 접착제 두께를 위한 제조 압력, 4) 접착제의 정확한 혼합 비율 등의 관점에서 세심하게 실시하였다. 사용된 재료는 한국화이바(주)에서 제작하는 HT145/RS1222 탄소섬유/에폭시 일방향 Prepreg와 Hysol EA9309.3NA 접착제이다.

제작된 시편은 시험 중에 현미경(CCD 카메라)으로 균열 발생 여부 및 파손 진전 양상을 관찰하기 위하여 시편의 접합된 중앙부위의 옆면을 연마(polishing)하였다. 시편의 표면에는 변형을 측정을 위해 스트레인 게이지(CEA-00-125UW-350, MM사 제작, 게이지 길이=5mm)도 Fig. 1에서와 같이 부착하였다. 제작된 A 및 B종류의 시편의 외형을 검사한 결과 큰 차이점은 발견할 수 없었으며 다만 B종류의 시편에서 본딩 접착제 층의 두께가 A종류의 시편에서 보다 약간 큼을 발견할 수 있었다(Table 3 참조).

### 2.2 시험 절차

복합재료 본딩 조인트 시편은 10톤 용량의 MTS사의 UTM(Model 810)을 이용해 인장하중으로 시험하였다. 시편에는 시험 중에 파손 신호를 검출하기 위해 AE(Acoustic Emission) 센서를 추가적으로 부착하였다. Fig. 2는 시험을 수행하는 모습을 나타내고 있다. 하중은 변위 제어로 0.4mm/

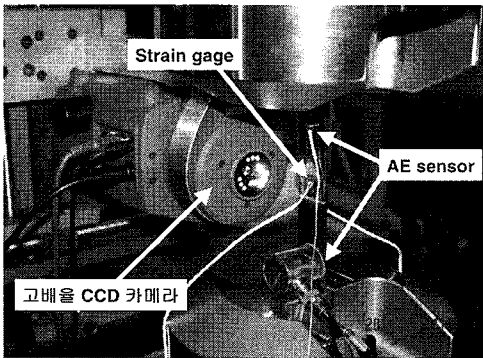


Fig. 2 Tension Test Set-Up.

min의 증가율로 충분히 느리게 부가하였으며 시험 중에 하중, Stroke 변위, 부착한 스트레인 게이지 및 AE 센서로부터의 신호를 측정 및 저장하였다. CCD 카메라로부터의 신호는 캡코더를 이용해 동영상으로 기록하였다.

### 3. 이론 및 수치 해석

#### 3.1 파괴역학 해석이론

복합재료 본딩 조인트의 시험적 관찰에서 초기 균열의 발생 하중과 최종 파손 하중은 상당한 차이를 보일 수 있음을 확인하였다(4장 결과 참조). 따라서 본딩 조인트의 초기 결함의 형태를 미리 예상할 수 있다면 파괴역학해석을 통해 본딩 조인트의 파손 강도를 예측할 수 있으며 이러한 파괴역학적인 방법이 타당하다고 할 수 있다.

파괴역학을 도입하여 파손 강도를 예측하기 위하여 유한요소해석 및 다음과 같은 Virtual Crack Closure Technique(VCCT)[17,13]이라고 하는 수치적인 방법을 이용하여 변형률에너지방출률(Strain Energy Release Rate, 이하 SERR 또는  $G$ 라고 하겠음)을 계산하고자 하였다. SERR의 정의는 다음과 같다.

$$G = \frac{dU}{da} \tag{1}$$

여기서,  $a$ 는 진전하고 있는 균열의 길이를 표시하며  $U$ 는 구조의 단위 두께에 대한 전체 변형률에너지(strain energy)를 나타낸다. 따라서  $G$ 는 내재된 균열이 미세한 량만큼 진전하는데 필요한 에너지라고 정의할 수 있다. Irwin[18]이 제안한 crack closure integral에 의하면 균열이 미세한 량( $\Delta$ )만큼 증가시키는데 필요한 변형률에너지는 균열을 그만큼 닫는데 필요한 일(work)과 같으며 이는 다음과 같이 표현할 수 있다.

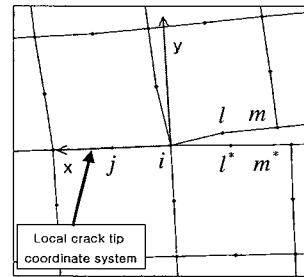


Fig. 3 2-Dimensional FE mesh of Crack Front Region.

$$W = \frac{1}{2} \int_0^\Delta v(r, \pi) \sigma_y(\Delta - r, 0) dr + \frac{1}{2} \int_0^\Delta u(r, \pi) \tau_{xy}(\Delta - r, 0) dr \tag{2}$$

여기서,  $u, v$ 는 위아래 균열면(crack face)사이의 상대적인 미끄러짐 및 열림 변위를 표시하며,  $\sigma_y, \tau_{xy}$ 는 균열 끝단에서의 응력을 나타낸다. (2)식을 이용해 (1)식을 다시 쓰면 SERR은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} G &= \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{W}{\Delta} = G_I + G_{II} \\ &= \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta} \int_0^\Delta v(r, \pi) \sigma_y(\Delta - r, 0) dr \\ &\quad + \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{1}{2} \int_0^\Delta u(r, \pi) \tau_{xy}(\Delta - r, 0) dr \end{aligned} \tag{3}$$

식(3)은 Fig. 3에서와 같은 유한요소모델의 해석을 통해 얻어진 균열 끝단에서의 절점력과 절점 변위로 다시 표현할 수 있다. 예를 들어 Fig. 3과 같은 8-절점 요소를 가지는 2차원 유한요소에서 SERR은 다음 식으로 구할 수 있다 [17,13].

$$\begin{aligned} G_I &= - \frac{Y_i (v_m - v_{m*}) + Y_j (v_l - v_{l*})}{2 \times a} \\ G_{II} &= - \frac{X_i (u_m - u_{m*}) + X_j (u_l - u_{l*})}{2 \times a} \end{aligned} \tag{4}$$

여기서,  $X_i, Y_i, X_j, Y_j$ 는 절점  $i$  및  $j$ 에서의  $x$  및  $y$  방향의 절점력(nodal force)을 표시하며,  $u_m, v_m, u_l, v_l$ 와  $u_m^*, v_m^*, u_l^*, v_l^*$ 는 균열 위, 아래면의 절점에서의 변위를 나타낸다. 결과적으로 VCCT 기법을 이용하면 모드별 SERR 값을 한번의 계산으로 응력 값의 적분 없이 용이하게 구할 수 있다.

#### 3.2 비선형 유한요소해석 및 SERR 계산

앞서 인장시험을 수행한 시편에 대해 2D 평면 변형률

Table 1 Material Properties of HT145/RS1222 Prepreg and Adhesive [19]

Property	Unit	Value
UD prepreg : HKG HT145/RS1222		
ply thickness	mm	0.14
Longitudinal modulus, E1	Gpa	143.8
Transverse modulus, E2, E3	Gpa	9.70
Shear modulus, G12, G31	Gpa	5.21
Shear modulus, G23	Gpa	3.38
Poisson's ratio, $\nu_{12}$ , $\nu_{31}$		0.313
Poisson's ratio, $\nu_{23}$		0.59
Adhesive : Hysol EA9309.3NA [19]		
Modulus, E	Mpa	2234
E, compressive	Mpa	1690
Shear modulus, G	Mpa	855.2
Poisson ratio		0.42

(plane strain)에 근거한 유한요소 메쉬(mesh)로 모델링하여 상용 유한요소 코드인 ABAQUS를 이용해 기하비선형 유한요소해석을 수행하였다. 요소는 reduced integration을 이용하는 8절점 평면 변형율 요소(PE8R)를 이용하였다. 사용된 복합재료 및 접착제는 Table 1과 같은 기계적 물성치를 이용하였다. 접착제의 두께는 통상적인 값으로 0.2mm로 모델링 하였다.

유한요소모델에는 초기 결함이 없는 것과 시편시험에서 관찰된 몇 가지 형태의 초기 결함을 포함시킨 것을 각각 모델링 하였다. 초기 결함은 Fig. 4에서와 같이 세 가지의 형태를 유한요소모델에 포함시켜 각각의 유한요소 메쉬(mesh)를 구성하였다. 요소분할은 Fig. 4에서 보는 바와 같이 균열이 존재하는 접착제 층과 근처의 복합재 층을 조밀하게 모델링하여 상세한 응력 분포 및 정확한 SERR의 계산이 가능하도록 하였다. 메쉬의 가장 조밀한 부분에서는 접착제를 3열의 요소로, 복합재의 한 층을 2열의 요소를 사용하였다.

완성된 전체 유한요소 모델은 4280개의 요소와 11594개의 절점으로 구성되었다. 해석을 위한 하중조건은 앞서 시험을 통해 결정된 평균 파손 하중을 Fig. 5과 같이 시편 끝에 부가하였다. 해석을 위한 경계조건도 Fig. 5에 표시하였다. SERR의 계산은 VCCT 기법을 이용해 유한요소해석 결과로부터 별도의 후처리를 통해 계산하였다.

본 논문의 해석 모델에서 접착제 두께를 0.2mm로 하여 시편의 실제 두께인 0.13~0.15mm 값과는 다소 차이가 있다. 따라서 본 해석 결과는 두께가 0.2mm이고 재료가 선형 거동을 보인다는 가정에 따른 결과에 한정되어진다. 따라서 실제 본딩 조인트의 파손이 진행되고 최종 파손으로 발전하는 많은 부분에서의 거동은 예측하기 힘들다. 다만, 본딩 조인트의 전체적인 거동 특성, 초기 균열의 발생 전후의 계면 응력 분포 및 초기 균열 형태에 따른 모드별 SERR값의 특성 차이 등을 분석할 수 있다고 할 수 있다.

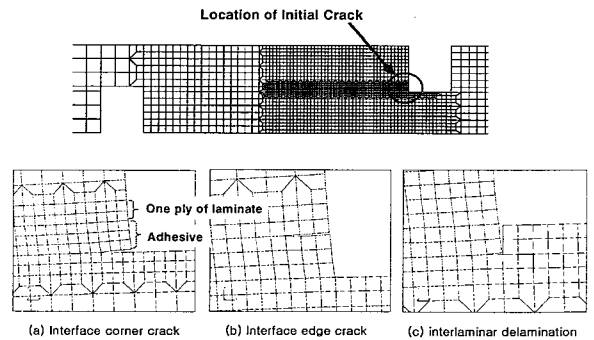


Fig. 4 Finite Element Model of Specimen.

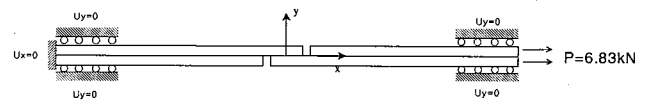


Fig. 5 Load and Boundary Conditions of FE-Model.

#### 4. 결과 및 토의

인장 하중 시험 중에 CCD 카메라를 통해 관찰된 내용에 의하면 하중을 받는 시편은 파손하중의 60~90% 사이에서 초기 균열이 먼저 발생하였다. 초기 균열은 대략 0.1~0.25mm까지는 안정적으로 진전하다가 이후에 갑작스런 파손으로 발전하였다. Fig. 6, 7은 시편 A1, B3에 대해 이러한 파손 과정을 보여주고 있다. 초기 균열의 종류는 1) 모서리 계면 균열(corner interfacial crack), 2) 측면 계면 균열(edge interfacial crack), 3) 적층판의 첫 번째-두 번째의 45/-45층 사이의 층간분리 균열(interlaminar crack)의 세 가지 형태로 발생하였다. 시편 A1의 경우 Fig. 6에서와 같이 모서리 계면 균열이 발생하고 이것이 진전하여 최종 파손으로 발전하였다. 시편 B3의 경우는 Fig. 7에서와 같이 두 가지 종류 이상의 초기 균열이 발생하였다.

초기 균열 모드가 모두 최종 파손으로 발전되는 것은 아니기 때문에 실제 최종 파손 강도를 결정하는 중요한 (Critical) 파손 모드를 파악하기 위해서 파손된 시편을 검사하였다. Fig. 8은 파손된 본딩 접착면에 대한 사진을 나타내며 Table 2에서는 시편마다의 주된 파손 모드를 표시하였다. 대표적인 파손모드를 Fig. 9에 도식적으로 표시하였다. 특징적인 사실은 A종류의 시편은 모서리 균열로부터 진전된 계면 파손(adhesive failure)이 주로 발생하고 부분적으로 접착제 층의 cohesive 파손이 발생한 것을 알 수 있다. 이에 비해 종류 B의 모든 시편에서는 접착제 계면파손과 함께 적층판의 45/-45층 사이의 층간분리 파손이 관찰되었다. 특히, B3, B4 시편은 층간분리 파손이 주된 파손모드로 관찰되었다.

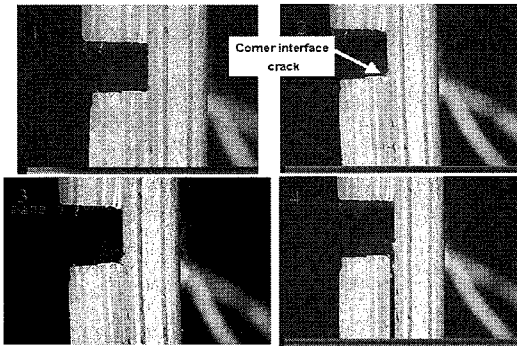


Fig. 6 Initial Crack & Crack Propagation Process of Specimen A1.

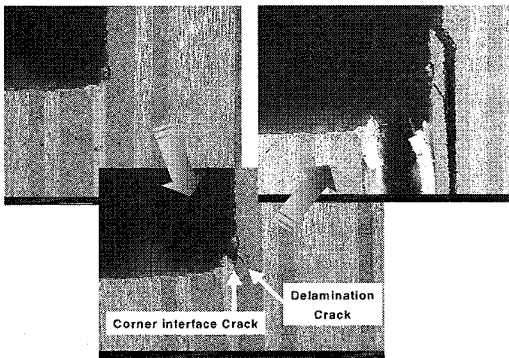


Fig. 7 Initial Crack & Crack Propagation Process of Specimen B3.

Table 2 Initial Cracks & Failure Mode Summary of Specimens

Specimen	Initial Crack			Failure			Initial Crack length	
	Corner	edge interface	inter-laminar	adhesive	cohesive (adhesive)	cohesive (delamination)		
A1	⊙			⊙	○		0.25mm*	
A2	⊙			⊙	○		0.2mm*	
B1	⊙			⊙		○	0.15mm**	
B2	⊙	⊙	⊙	⊙		○	0.3mm*	
B3	⊙		⊙	⊙		⊙	0.15mm*	
B4	⊙		⊙	○		⊙	0.1mm**	
⊙ : Major, ○ : Minor							average	0.19

Table 3에는 시험 시편에 대한 초기균열 발생하중, 비선형성이 나타나는 항복하중 및 파손 하중 결과를 요약하였으며 Fig. 10에는 시편 A 및 B종류의 대표적인 하중-변위 곡선을 나타내었다. 시험 결과를 정리하면 A와 B종류의 시편은 각각 초기균열 형태 및 하중, 최종 파손 형태 및 하중, 하중-변위의 비선형성 정도 등에 있어서 나름대로 동일 종류에서는 일관된 특성을 가지지만 두 종류 사이에서는 분명한 차이를 보이는 것을 알 수 있었다.

Table 3 Specimen Test Result Summary

Specimen	Bondline thickness (mm)	Load @Initial crack (kN)	Yield Load (kN)	Fracture Load (kN)	Bond Strength (Mpa)
A1	0.13	5.74	6.4	6.7	26.8
A2	0.13	5.87	6.4	6.5	28.0
Average	0.13	5.81	6.40	6.60	26.4
		88.0%	97.0%	100%	
B1	0.14	5.40	5.4	7.4	29.6
B2	0.14	4.60	5.0	7.4	29.6
B3	0.14	4.10	5.1	6.1	24.4
B4	0.15	4.10	5.2	6.9	27.6
Average	0.14	4.55	5.18	6.95	27.8
		65.5%	74.5%	100%	

본딩 조인트의 특성 및 강도에 영향을 미치는 요소에는 1) 표면 조도, 2) 표면 청결, 3) 접착제 두께, 4) 접착제 혼합비, 5) 접착면의 기하학적 공차 등을 고려할 수 있다. 두 종류의 시편은 이러한 사항을 세심하게 고려하여 동일한 공정으로 제작하였으며 접착제 두께 외에 뚜렷한 차이점을 발견할 수 없었다. 따라서 다른 시점에 제작한 두 종류의 시편은 제작 공정상에 인식하지 못했던 차이(예를 들면, 본딩 접착제의 초기 도포량, 규정된 압착 압력의 실제 부가 오차 및 본딩 전 복합재 적층판의 초기 변형 정도)에 의해 두 시편의 접착제 층의 두께가 틀려지고 이것이 두 종류의 파손 특성 및 강도에 영향을 미친 것으로 판단하였다.

결과적으로 접착제 층이 두꺼운 B종류의 시편에서는 초기균열 및 하중-변위 곡선의 비선형 거동의 시작하중은 작게 나타났다. 이것은 접착제 두께에 따른 계면 응력 분포의 차이로 설명할 수 있을 것이다. Sen과 Jones[7]은 접착제 층의 두께가 감소하면 계면에서의 응력 분포가 균일한 방향으로 변함을 해석적으로 보인 바 있다. 따라서 두꺼운 접착제 층을 갖는 B종류의 시편은 A종류의 시편에 비해 응력 분포의 불균일성 및 최대 응력 값이 증가하며 초기 균열이 일찍 발생한다고 볼 수 있다. 또한 초기 균열 이후에도 응력 분포의 불균일성이 심한 B시편이 재료 비선형이 나타나는 하중에 먼저 도달하게 되는 것이다.

이에 비해 균열 진전 및 최종 파손은 상당한 비선형 거동을 거치면서 발생하고 있으며 두꺼운 접착제 층에서 균열의 불안정한 진전이 늦게 발생하여 최종 강도는 상대적으로 증가된 것으로 볼 수 있다. 이러한 결과와 일치되는 또 다른 근거는 Minnetyan[11]의 논문에서도 찾을 수 있다. Minnetyan은 압축하중을 받는 double lap 본딩 조인트 및 인장 하중을 받는 이차 본딩 보강 패널에서 접착제 층이 두꺼운 경우가 손상 시작 하중을 감소시키는 대신 구조의 파괴 진전에 대한 저항성을 향상시킴을 파손진전해석을 통해 보여주었다. Fig. 10에서 시험 및 해석결과를 비교하면 시험에서 비선형성이 나타나기 전까지는 아주 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 시편 시험에서 높은 하중수준에

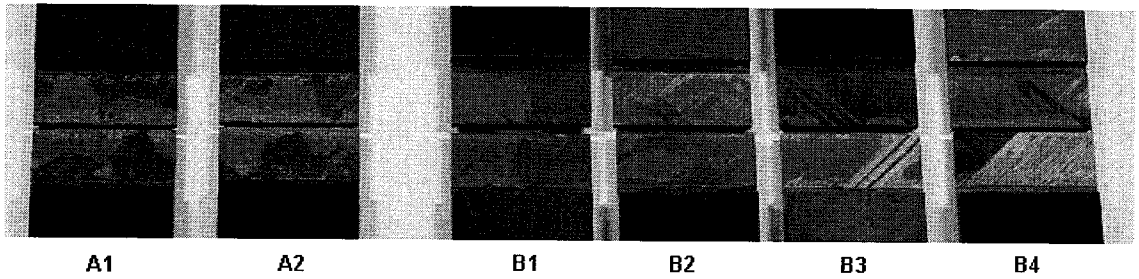


Fig. 8 Bonded Surface Failures Image of Specimens.

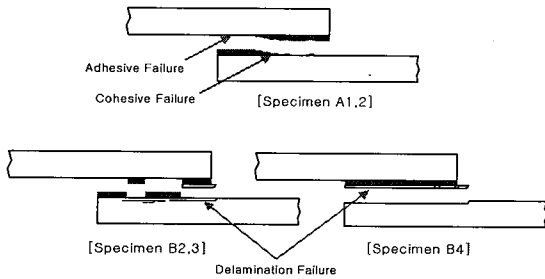


Fig. 9 Schematic Diagrams of Failure Mode of Specimens.

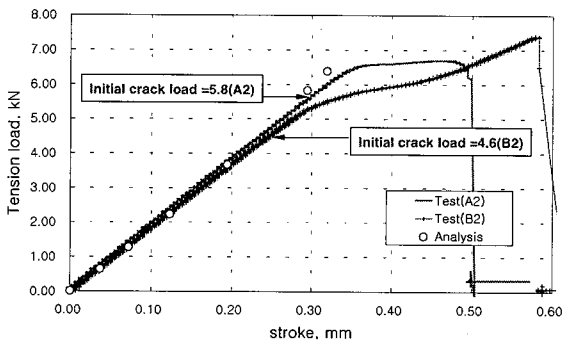


Fig. 10 Typical Load - Displacement Plots.

서 나타나는 비선형성은 해석에서 고려되지 않은 접착제의 재료 비선형에 의한 것임을 알 수 있다.

Fig. 11, 12에는 대표적인 하중-변형을 곡선을 해석결과와 함께 표시하였다. 해석 결과는 스트레인 게이지 부착영역의 중앙에서의 변형을 결과를 의미한다. Fig. 11를 보면 시편에서 하중이 주로 전달되는 가운데 접합면에서 떨어져 있는 스트레인 게이지(Fig. 1의 #1)에서의 변형율은 대부분 선형적인 거동을 보이며 시험 및 해석 결과가 매우 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 본 해석 모델이 시편의 전체적인 거동을 나타내는데 타당하다고 할 수 있다.

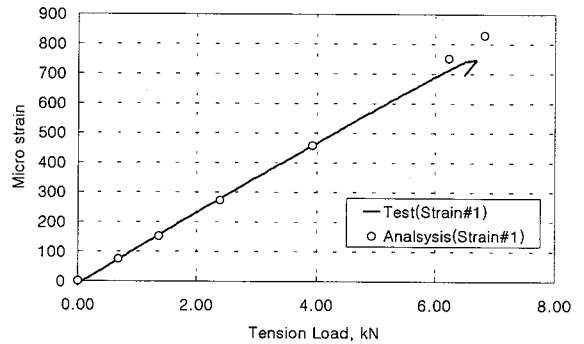


Fig. 11 Load-Strain Plot[Specimen A1].

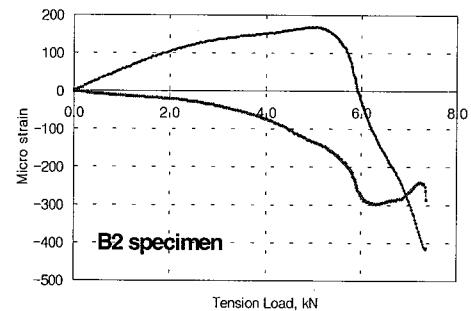
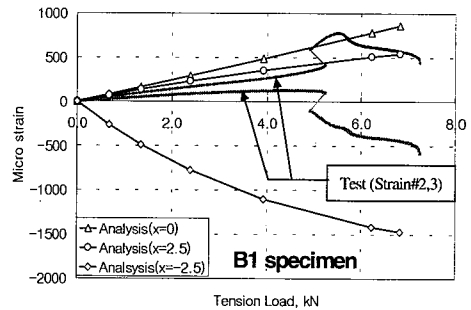


Fig. 12 Load-strain plot at strain gage #2,3 locations[Specimen B].

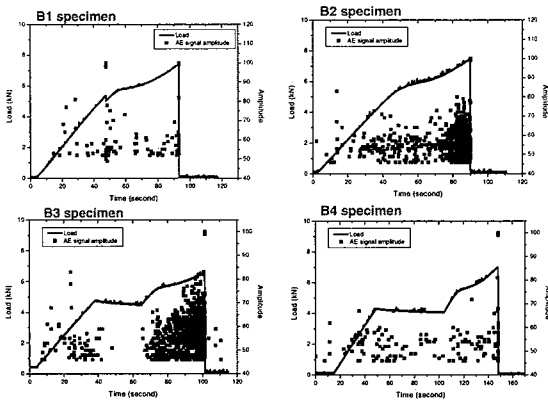


Fig. 13 AE sensor signals of Tested Specimen.

이에 비해, Fig. 12의 결과를 보면 시편의 중앙 부위의 양쪽 면으로 부착한 스트레인 게이지(Fig. 1의 #2,3)로부터의 변형율은 시험과 해석결과가 많은 차이를 나타냈다. 또한 시편에 따라서도 많은 차이를 보였다. 이것은 이 부분이 짧은 접합 길이(10mm)에서 하중이 전달되는 부분으로 변형율의 변화가 위치에 따라 크게 달라지기 때문인 것이 일차적인 원인으로 보인다. 즉, 시험결과는 스트레인 게이지가 부착된 영역에서의 평균적인 변형율이라고 볼 수 있으며, 이 값도 부착 위치의 오차에 따라 달라질 수 있는 것이다. 실제로 Fig. 12에서 게이지 길이가 5mm인 스트레인 게이지의 중심(x=0에 해당)과 양쪽 가장자리에서의 해석 결과를 각각 나누어 표시하였는데 스트레인 게이지의 가운데 위치와 x=-2.5mm사이에서는 변형율이 많이 변하고 있음을 알 수 있다. 또 한 가지 원인은 시편 중앙 연결부분 및 Notch부분의 접착상태 및 제작 오차에 따른 영향으로 보인다. 실제로 해석에서 시편은 정확하게 반대칭(anti-symmetric)모양으로 변형되어 가운데 지점에서 양쪽면의 변형율이 동일한 값이 나오지만, 시험에서는 앞서 언급한 제작상의 미세한 차이로 정확한 반대칭이 아닌 한쪽으로 다소 편심 되는 경향이 나타났다. 이로 인해 시편의 가운데 부분에서 굽힘력이 작용하여 양쪽 면의 변형율이 틀러지게 되는 것이다. 그리고 시편 양쪽 면의 변형율 측정결과의 경향이 하중-변위 곡선(Fig. 10)에서의 항복하중 이후에 크게 바뀌고 있는데 이것은 접착제의 재료비선형 거동으로 접착제 층을 통한 내력 분포가 틀러지기 때문인 것으로 보인다.

Fig. 13은 B종류의 시편에서 측정된 AE 센서로부터의 신호 결과를 나타내고 있다. B3 및 B4 시편의 결과 그림에서 하중이 유지되는 부분은 시험 중간에 변위제어를 잠시 정지(holding)한 구간을 나타낸다. 이부분에서 하중은 약간씩 떨어지고 있지만 주목할 만한 AE신호의 발생은 보이지

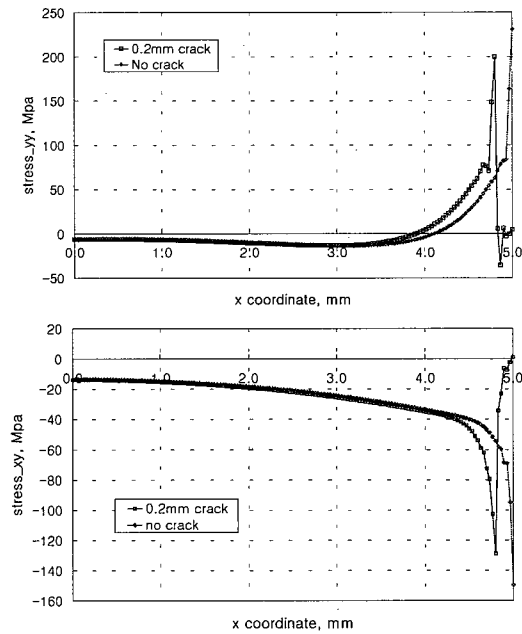


Fig. 14 Stress distribution results of corner interface. (cases of no crack & 0.2mm corner interface crack)

않았다. AE 신호는 대체적으로 2kN의 낮은 하중에서부터 발생하였으나 그 발생 패턴은 시편마다 다소 달랐다. 시편 B1과 B4의 경우 최종 파손이 발생하기 전까지 불연속인 AE 신호가 발생한 반면 B2와 B3 시편은 어느 하중 이상에서 연속적인 많은 AE 신호가 발생하였다. 최종 파손 및 사람의 청각을 통해서 들을 수 있는 부분적인 파손(시편 B1의 그림에서 약간의 하중 drop이 있는 부분에 해당)에서는 100dbAE 정도로 비슷한 크기의 최고값(peak) 신호가 발생하였다. 결과적인 AE신호는 B1→B4→B2,3의 순서로 많이 연속적으로 발생하는 것을 알 수 있었다. 이것은 Table 2 및 Fig. 8를 통해 시편의 주요한 파손 모드가 다양하게 나타나는 정도와 일치함을 알 수 있었다. 따라서 AE 신호의 양과 연속성은 파손 강도와와의 연관성이 없으며 파손 양상의 복잡성과 관계가 있음을 알 수 있었다. 하지만, AE 신호 중에 접착제 파손으로 판단되는 대표적인 신호 특성(주파수 또는 threshold)을 판단하지는 못하였다.

Fig. 14와 15에서는 접착제의 위, 아래 계면에서의 peel 응력과 전단응력 분포를 표시하였다. 그림에서는 해당 계면에 Fig. 4의 (a),(b)와 같이 0.2mm의 초기 균열이 존재하는 경우와 균열이 없는 경우에 대해 응력 분포를 비교하였다. 그림에서 가로축은 Fig. 5에서의 x축 좌표를 표시한다. Fig. 14에서 알 수 있듯이 접착제 층의 아래 계면에서는 모든 응력 성분이 균열이 없는 경우에는 모서리(corner)로 접근할수록 발산하며, 균열이 있는 경우는 균열 끝단으로 접

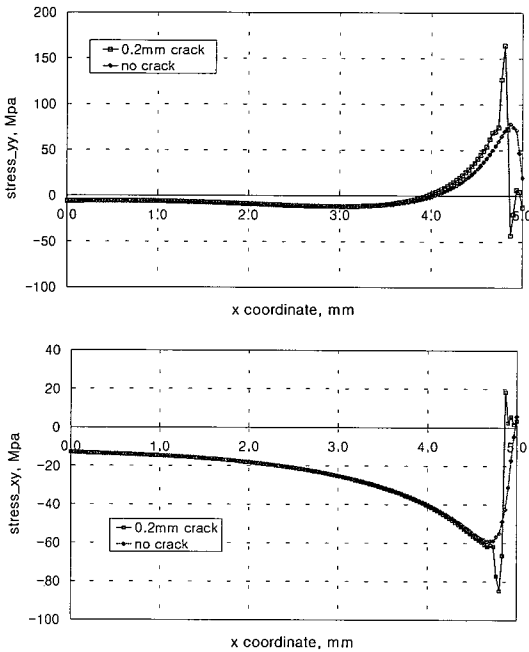


Fig. 15 Stress distribution results of edge interface (cases of no crack & 0.2mm edge interface crack).

근할수록 발산하여 특이점(singularity)을 가지는 것을 알 수 있다. 이에 비해 Fig. 15의 접착제 위쪽 계면에서의 응력 결과를 보면 균열이 없는 경우에는 특이점을 갖지 않지만 측면 계면 균열을 갖는 경우에는 균열 끝단에서 응력이 발산하고 있음을 알 수 있다. 따라서 초기 균열은 측면 계면 보다는 모서리의 계면에서 쉽게 발생함을 알 수 있고 이것은 앞서의 시험결과와도 일치하는 것이다.

VCCT 기법을 이용해 Fig. 4의 세 가지 종류의 초기 균열에 대해 SERR를 계산하여 그 결과를 Fig. 16에 비교하였다. VCCT 기법의 검증을 위해 ABAQUS 코드에서 제공하는 기능을 이용해 J-적분(integral)을 계산한 결과도 함께 표시하였다. J-적분의 계산을 위해서 균열선단에 인접한 요소를  $1/\sqrt{r}$ 의 특이성을 갖도록 수정하여 계산을 수행하였다. 계산된 J-적분 값은 Fig. 16에서와 같이 전체 G값과 5%이내에서 일치하였으며 따라서 VCCT 기법을 통해 G값이 정확하게 계산될 수 있음을 확인하였다.

세 가지 초기 균열모드에 대해 Mode I의 G값이 Mode II의 G값보다 크게 계산되었다. 이것은 균열 끝단에서는 peel 응력에 대한 opening mode의 효과가 큼을 나타낸다. 세 가지 초기 균열 중에 측면 계면에 균열이 있는 경우가 SERR값이 가장 작은 결과로 나왔다. 이것은 실제 시험에서 측면 계면에 초기 균열이 발생한 예는 있지만 이것이 실제 최종 파손으로 발전하기 않은 것과 일치된 결과이

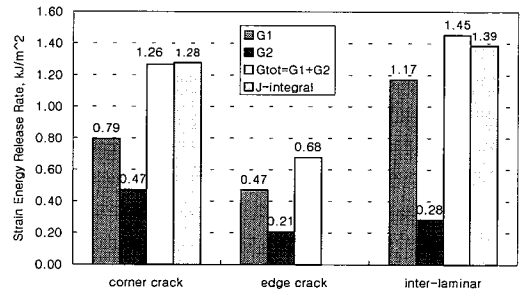


Fig. 17 Comparison of Strain Energy Release Rate Calculation Results.

다. 모서리에 있는 계면에 초기 균열이 있는 경우와 모서리 바로 아래의 복합재료에서 층간 분리 형태의 초기 균열이 있는 경우는 후자가 전자보다 더 큰 SERR을 가지는 것으로 계산되었다. 만일 층간분리에 대한 파괴 인성과 본딩 분리에 대한 파괴 인성이 동일하며 모델에서와 비슷하게 두 가지 초기 균열이 동시에 존재한다고 가정하면 이 결과는 본딩 조인트 시험의 파손이 층간분리 파손으로 발생해야 함을 의미한다. 시험시험에서 층간분리 형태의 초기 균열이 발생된 시험(B2-4)만을 고려한다면 위 해석 결과는 타당한 결과라고 할 수 있다. 향후, 더욱 정확한 분석을 위해서는 시험적으로 결정된 파괴 인성과의 비교 및 해석에 있어서도 접착제의 재료 비선형에 대한 고려가 포함되어야 할 것으로 보인다.

### 5. 결 론

본 논문에서는 이차 본딩으로 접합된 복합재료-복합재료의 single lap 조인트 시험에 대해 인장 시험 및 수치해석을 통해 그 파손 특성을 조사하였다. 시험 시험에서는 시험 중에 CCD 카메라 및 AE 센서를 이용해 초기 균열의 발생 및 진전 양상에 대한 시험적인 관찰을 수행하였다. 시험에 대해 기하 비선형 유한요소해석 및 VCCT 기법을 이용해 시험의 거동 및 변형율에너지방출률을 계산하고 몇 가지 관찰된 초기균열모드에 대해 파손 강도를 비교하였다. 본딩 조인트 시험의 인장시험에서 초기 균열은 모서리 계면 균열, 측면 계면 균열 및 층간분리 균열의 세 가지 형태로 최종 파손 하중의 60-90% 수준에서 발생하였다. 주된 파손 모드는 접착제 계면파손 및 적층판의 첫 번째 및 두 번째 층사이의 층간분리 파손이었다. 접착제 두께가 다른 두 가지 종류의 시험은 서로 다른 거동 및 파손 특성을 나타내었다. 두꺼운 접착제 층을 갖는 시험들은 초기 균열이 낮은 하중에서 발생하였지만 균열진전에 대한 저항성 및 파손 하중은 높게 나타났다. 층간분리 파손은 주로 두



꺼운 접착제의 경우에 발생하였다. 세 가지 초기 균열모드에 대해 변형률에너지방출률은 Mode I의 G값이 Mode II의 G값보다 크게 계산되었다. Mode I 및 전체 G값은 측면 계면 균열, 모서리 계면 균열, 층간분리 균열의 순서로 크게 계산되었다. 이것은 시편시험에서 초기 균열 형태로서 층간 분리가 나타난 시편만을 고려한다면 타당한 결과이다. VCCT 기법을 이용해 계산된 전체 G값은 별도로 계산된 J-적분 값과 잘 일치하였으며 이를 통해 VCCT 기법이 G를 정확하게 계산함을 확인하였다. 기하 비선형 유한요소 해석을 통해 본딩 조인트의 선형 구간의 거동은 잘 예측할 수 있었지만, 시편의 최종 파손이 상당한 재료 비선형 이후에 발생한 것을 고려할 때 파손 거동까지의 정확한 해석을 위해서는 재료 비선형에 대한 고려가 필요할 것이다.

참고문헌

- 1) Her, S.C., "Stress Analysis of Adhesive-Bonded Lap Joints," *Composite Structures*, 47, 1999, pp. 673-678.
- 2) Rastogi, N., Deepak, B.P. and Soni, S.R., "Stress Analysis Codes for Bonded Joints in Composite Structures," *AIAA-97-1341*, 1997, pp. 2772-2782.
- 3) Chalkley, P., Rose, F., "Stress Analysis of Double-Strap Bonded Joints Using a Variational Method," *International Journal of Adhesion & Adhesive*, 2001, pp. 241-247.
- 4) Mitra, A.K., Ghosh, B., "Interfacial Stresses and Deformations of An Adhesive Bonded Double Strap Butt Joint under Tension," *Computers & Structures*, Vol. 55, No. 4, 1995, pp. 687-694.
- 5) Fargette, B., Gilibert, Y. and Rimlinger, L., "Comparison Between Experimental and Theoretical Analysis of Stress Distribution in Adhesively-Bonded Joints: Tension and Mortise Joints and Single-Lap Joints," *J. Adhesion*, Vol. 59, 1996, pp. 159-170.
- 6) Bogdanovich, A. and Kizhakkethara, I., "Three-Dimensional Finite Element Analysis of Adhesively Bonded Plates," *AIAA-97-120*, 1997, pp. 1984-1993.
- 7) Sen, J.K., Jones, R.M., "Stress in Double-Lap Joints Bonded with a Viscoelastic Adhesive: Part II. Parametric Study and Joint Design," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 11, 1980, pp. 1376-1382.
- 8) Huang, H., Yang, C.C., Tomblin, J.S., Harter, P., "Stress and Failure Analysis of Adhesive-Bonded Composite Joints Using ASTM D3165 Specimen," *Proceedings of American Society for Composites*, No. 15, 2000, pp. 599-608.
- 9) Bogdanovich, A.E., Yushanov, S.P., "3-D Progressive Failure Analysis of Bonded Composite Joints," *AIAA-98-1888*, 1998,

pp. 1616-1626.

- 10) Kayupov, M., Dzenis, Y.A., "Stress concentrations caused by bond cracks in single-lap adhesive composite joints," *Composite Structures*, 54, 2001, pp. 215-220.
- 11) Minnetyan, L., Chamis, C.C., "Progressive fracture of adhesively bonded composite structures," *theoretical and applied fracture mechanics*, 31, 1999, pp. 75-84.
- 12) 신금철, 이정주, "복합재료와 강재료를 이용한 동시 경화 조인트의 계면 모서리에서의 응력집중계수," 춘계학술발표대회 논문집, 한국복합재료학회, 2003, pp. 83-86.
- 13) Raju, I.S., "Calculation of Strain-Energy Release Rates With Higher Order And Singular Finite Element," *Eng. Fracture Mech.*, 28, 1987, pp. 251-274.
- 14) Glaessgen, E.H., Raju, I.S., and Poe, C.C., "An Efficient Analysis for the Debonding of Stitched Skin-Stiffened Structures," *Journal of Composites, Technology & Research*, Vol. 25, No. 1, 2003, pp. 69-81.
- 15) Krueger, R., Paris, I.L., O'Brien, T.K., Minguet, P.J., "Comparison of 2D finite element modeling assumptions with results from 3D analysis for composite skin-stiffener debonding," *Composite Structures*, 57, 2002, pp.161-168.
- 16) Krueger, R., O'Brien, T.K., "A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates," *Composites, Part A*, 32, 2001, pp. 25-44.
- 17) Rybicki, E.F., Kanninen, M.F., "A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 9, 1977, pp. 931-938.
- 18) Irwin, G.R., *Fracture, Handbuch der Physik*, 6, pp. 551, 1958.
- 19) Hysol EA9309NA-Epoxy Paste Adhesive, Manufacturer Spec., Loctite Aerospace.