

AE를 이용한 Carbon/Epoxy 복합재료의 경화공정에 따른 미시적 손상평가

이준현*, 이진경**, 이민래**, 조윤호***, 최홍섭****

*부산대학교 기계공학부, **부산대학교 대학원

인제대학교 기계·자동차공학부, *(주)대한항공 한국항공기술연구원

1. 서론

복합재료는 금속에 비하여 경량, 고강도, 고탄성을 등의 장점이 있기 때문에 지난 20-30년간 항공기 분야 또는 구조재료로서 많이 사용되어지고 있다. 특히 탄소섬유/에폭시 복합재료는 경화 수축율이 적고 내화학성이 우수하며 알루미늄에 비하여 높은 비강도를 가지고 있기 때문에 항공기 구조물의 제작에 적합하다. 그러나 섬유강화 복합재료의 손상 및 파괴현상은 매우 복잡하며 특히 급히 하중시에는 인장, 압축 및 전단응력이 동시에 작용하기 때문에 더욱더 복잡한 파괴현상을 나타낸다. 또한 기존의 연구가 복합재료의 적층방향 및 피로특성, 충격에 의한 손상 및 파괴특성에 연구의 초점이 맞추어져 왔다.⁽¹⁻⁴⁾ 그러나 복합재료 구조물은 제작시 적용되는 경화공정 및 접착력에 따라 열적, 기계적 성질이 달라지는 특성⁽⁵⁾이 있기 때문에 경화반응에 대한 이론적, 실험적 연구는 복합재료의 광범위한 적용을 위해서는 대단히 중요하다. 특히 경화공정 방법에는 복합재료 구조물이 일체 성형되어 한번의 경화공정에 의해 완성되는 cocure 경화공정과 일차적으로 경화를 마친 후 접합을 위해 이차적인 경화과정에서 완성되는 precure의 경화공정으로 나눌 수 있다. 이때 각 공정에 따른 경화된 적층판과 접착제 또는 prepreg와 접착제와의 접합 강도 및 구조에는 서로 차이가 있어 전자의 경우에는 적층판과 접착제 사이에는 각각의 수지가 서로 섞여서 반응에 참여하는 화학적 결합이, 후자인 경우에는 기계적 결합이 형성된다. 이와 같이 서로 다른 공정 방법의 선택에 따라 피접착체간의 접착 메카니즘이 서로 크게 달라 전체 구조물의 기계적 특성에 영향을 미치게 되므로 복합재료의 성형 제작에서 뿐만 아니라 사용중 손상된 복합재료 구조물의 수리에 있어서 수리된 구조물의 강도에 영향을 줄 수 있음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 탄소섬유/에폭시 복합재료의 경화공정에 따른 접합구조의 접합특성을 분석하고 음향방출 기법을 이용하여 3점 굽힘 하중을 받는 탄소섬유/에폭시 복합재료의 경화공정에 따른 손상정도 및 접합특성에 따른 미시적 파손기구를 규명하였다.

2. 실험개요

2.1 재료 및 실험방법

2.1.1 재료

본 연구에 사용된 시험편은 Hexcel사 제품으로 Douglas사의 소재규정(material specification)에 등재된 DMS2224(Type 2, Class W, Grade 4)탄소섬유/에폭시 직물형 prepreg와 American Cyanamid사의 접착제 DMS2177을 사용하였다. precure 시험편은 350°F, 85psi에서 경화된 prepreg 1장과 경화되지 않은 필름형 접착제 1장씩을 교대로 적층한 후 상온에서 250°F 경화온도까지 5°F/min으로 승온하고, 45psi 압력을 유지하면서 250°F에서 2시간 경화시킨 후 상온까지 5°F/min으로 냉각시키는 autoclave 조건에서 이차 경화로 접합하였으며 cocure 경화공정용 시험편은 경화되지 않은 prepreg와 접착제를 1장씩 교대로 적층한 후 350°F, 45psi에서 1회 경화하였다. 그리고 prepreg와 접착제 1장씩 적층하여 만든 시험편을 multiple adhesive(M.A) 시험편이라고 하고 prepreg 8장을 적층하고 경화한 후 1장의 접착제를 접착하고 다시 8장의 prepreg로 적층한 시험편을

single adhesive(S.A) 시험편이라 칭하였다. 한편 precure 시험편의 경우 접착제에서의 표면 거칠기가 접합 강도에 미치는 영향을 평가하기 위하여 sand paper로 표면을 거칠게 한 경우와 표면처리를 하지 않은 경우에 대하여 각각 실험을 실시하였으며 시험편의 규격은 100×13×2mm로 정하였다. Table 1에서는 본 연구에 사용된 시험편의 종류를 나타낸 것이다.

Table 1 Specimens and their characteristics

Material	Process	Surface Condition	Single Adhesive	Multiple Adhesive
Carbon/Epoxy	Laminate	-		P_8
	Cocure	-	$P_4/A/P_4$	$(P/A)_4/P$
	Precure	sanding	$L_4/A/L_4$	$(L/A)_4/L$
		Non-sanding	$L_4/A/L_4$	$(L/A)_4/L$

2.2 실험방법

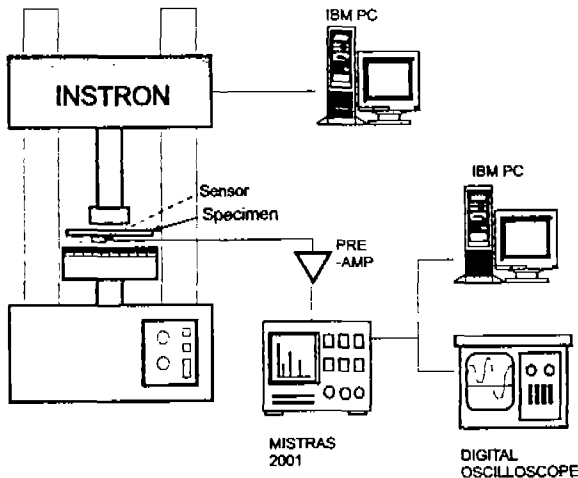


Fig. 1 Schematic diagram of the experimental set-up

Fig.1은 경화공정 및 접착특성을 달리하여 제조한 유리섬유/에폭시 복합재료에 대하여 AE 기법을 이용하여 3점 굽힘하중을 받는 복합재료의 미시적 손상 거동 및 파손 기구를 평가하기 위한 도식적 그림을 나타낸 것이다. 그림에서 보여주는 바와 같이 압축시험기(Instron, 10ton)를 이용하여 0.5mm/min로 변위를 제어하며 시험편에 하중을 가하였으며 양 지지점은 70mm로 정하였다.

하중이 점차적으로 가해짐에 따라 시험편내의 균열 발생, 성장 등으로 인한 AE 신호를 시험편에 부착되어 있는 AE 센서가 감지하여 preamp에서 40dB 증폭시켰다. 증폭된 신호는 AE 본체(MISTRAS 2001)에서 AE 인자들을 분석하였으며 디지털 오실로스코프(LeCroy 4310A)를 이용하여 AE 신호의 파형특성을 분석하였다. 그리고 광학 현미경(Olympus)을 사용하여 시험편의 파단면 특성을 관찰하여 복합재료의 손상정도에 따른 AE 신호특성과 비교 검토하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 Carbon/Epoxy 복합재료의 경화공정에 따른 AE 특성

본 연구에서는 Carbon/Epoxy 복합재료의 손상 메카니즘 및 파단형태와 복합재료의 sanding 상태 및 제조방법에 따른 재료 내부의 미시적 파괴양상을 규명하기 위하여 음향방출기법(AE)을 적용하여 AE파라미터와의 상

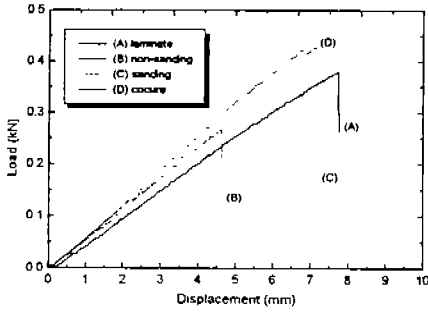


Fig. 2 (a) Single adhesive layer

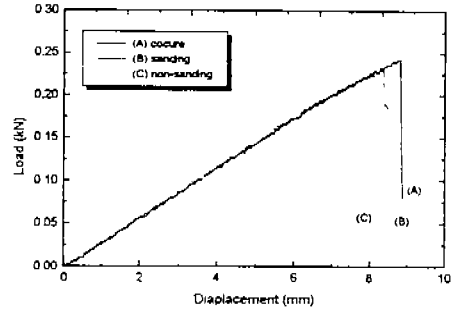


Fig. 2 (b) Multiple adhesive layer

Fig. 2 Load versus displacement curve

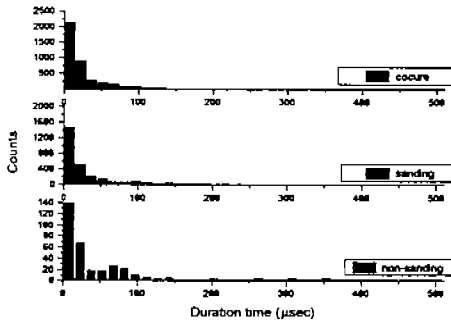


Fig. 3 (a) Single adhesive layer

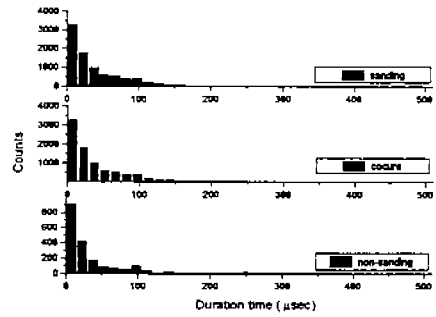


Fig. 3 (b) Multiple adhesive layer

Fig. 3 AE duration time distribution histogram

관관계를 분석하고자 하였다.

Fig. 2는 3점 굽힘시험을 통한 Carbon/Epoxy 복합재료에 대한 변위-하중곡선을 나타낸 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 대부분 하중이 선형적으로 증가하다가 파단에 이르러 급격하게 감소하면서 파단되는 경향을 나타내고 있다. 먼저 Fig. 2(a)의 경우는 single adhesive layer 복합재료에 대한 굽힘강도를 나타낸 결과로서 그림에 나타난 바와 같이 cocure복합재료가 일반적인 precure복합재료보다 약 5~40%정도 굽힘강도가 증가함을 알 수 있다. 또한 multiple adhesive layer복합재료의 경우 Fig. 2(b)에 있어서도 cocure복합재료가 precure 복합재료보다 굽힘강도가 향상(약 5%)되었음을 알 수 있다. 그리고 또한 동일 성형조건하에서 제작한 경우에 있어서, sanding시험편의 굽힘강도가 sanding을 전혀 하지 않은 시험편보다 더 높은 굽힘강도를 나타내었다. 이는 복합재료의 성형시 경화과정 뿐만 아니라 표면상태 즉 레이어간 접촉표면 거칠기에 따라서 재료의 기계적인 재료특성에 영향을 미침을 알 수 있다.

Fig. 3은 각 시험편에 대한 AE 지속시간(duration time)에 따른 히스토그램 분포결과를 나타낸 것이다. 대부분 지속시간이 100 μ s이하의 신호들이 지배적이며 sanding을 하지 않은 시험편이 sanding을 한 시험편보다 지

속시간이 비교적 긴 신호들(200 μ s이상)이 검출되고 있음을 알 수 있다. 이는 계면손상에서 오는 delamination의 영향으로 인하여 하나의 AE이벤트에 대해서 카운트수가 많고 지속시간이 긴 형태의 신호들이 많이 발생하였음을 시사한다.

그리고 AE카운트의 경우에 있어서도 sanding을 한 시험편의 경우에 sanding을 하지 않은 시험편보다 적은 수의 카운트가 검출되었다. 이는 sanding을 하지 않은 복합재료의 에폭시와 적층판사이의 접합상태가 sanding복합재료보다 다소 떨어지기 때문에 이로 인한 delamination 영향이 더 크기 때문인 것으로 사료된다.

4. 결론

본 연구에서는 경화공정에 따른 Carbon/Epoxy 복합재료의 손상 및 미시적 파손기구를 평가하기 위하여 음향방출기법과 광학현미경을 이용하여 평가한 결과 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. Single adhesive layer(S.A형)의 cocure 경화공정으로 제조한 복합재료의 굽힘강도가 최대로 나타났으며 precure 경화공정으로 제조한 복합재료에서 sanding을 한 복합재료의 굽힘강도는 cocure 경화공정을 거친 시험편과 비슷한 양상을 보였으며 non-sanding 시험편보다는 40%정도 높게 나타났다. 한편 Multiple adhesive layer(M.A형)인 경우에도 cocure 경화공정으로 제조한 복합재료의 굽힘강도가 가장 높게 나타났으며 precure non-sanding, sanding 시험편의 굽힘강도는 비슷하게 나타나 S.A형인 경우와 다른 양상을 나타내었다.
2. 파단면 관찰에서 순수 laminate인 경우 굽힘모멘트가 최대가 되는 시험편 배면에서 prepreg의 파단에 의해 파괴가 일어나며 cocure인 경우의 시험편도 모재와 접착제의 파단에 의해 최종파단에 도달한다. 그러나 precure의 경화공정으로 제조된 sanding 시험편의 경우 접착제와 모재의 계면에서 균열이 발생하며 prepreg의 파단에 의해 최종파괴가 일어나며 non-sanding인 경우 모재의 손상은 없이 모재와 접착제의 계면에서 균열이 발생, 성장하여 시험편은 더 이상 하중을 지탱할 수 없었다.
3. 3점 굽힘시험을 통하여 Carbon/Epoxy 복합재료에 대한 손상 메카니즘을 규명하는데 있어서 AE 기법을 적용하여 그 타당성을 평가하였다. 즉 AE 카운트 및 지속시간, AE 진폭과 같은 파라미터들을 통하여 복합재료에 대한 기지재 및 계면손상을 평가하는데 있어서 매우 유용함을 알 수 있었다. 즉 sanding을 한 시험편이 non-sanding 시험편보다 지속시간이 긴 신호들이 다수 발생하였으며 delamination 영향으로 인해 non-sanding 시험편의 카운트가 sanding 시험편보다 많이 검출되었다.

참고문헌

- (1) 최낙삼, 서지용 "유리직물/에폭시 복합재료 보의 내부구조와 충격굽힘진동특성", 한국복합재료학회지 제 11권 5호, pp.48~55, 1998
- (2) Poursatip, A., Ashby, M.F.A., and Beaumont, P.W.R., "The Fatigue Damage Mechanics of a Carbon Fiber Composite Laminate : I-Development of the Model", composite Science and Technology, Vol. 25, pp.192~218, 1986
- (3) 전홍재, I.M.Daniel "복합재료 직교적층판의 손상과정에서의 AE 특성에 관한 연구" 한국복합재료학회지 제11권 5호, pp.14~21, 1998
- (4) Daniel, I.M. and Lee, J.W., "Damage development in composite laminates under monotonic loading", Journal of Composite Technology and Research, Vol.12, pp.98~102, 1990
- (5) 최홍섭, 정정화, 하종민, 안규종, 남재도 "Cocure/Precure 경화공정 및 수분흡수에 따른 복합재료 적층판의 접합면 강도 평가", 한국복합재료학회 춘계학술대회, pp.1~6, 1997