

論文

섬유 강화 고분자 복합재료용 신 횡 전단 시험법의 개발

정광섭* · 이대길**

Development of a New Transverse Shear Test Method for the Fiber Reinforced Polymer Composite Material

Kwang Seop Jeong* and Dai Gil Lee**

ABSTRACT

A new shear test method was developed for the fiber reinforced polymer composite material, using uni-body specimen, not attached dummy tab on the end of specimen for clamping by fixture. The cure cycle with in-process monitoring method was employed to manufacture the thick laminated composite specimen without degradation. Also, to apply Iosipescu shear test method, the fixture of the modified Wyoming type was designed and manufactured. A 3-dimensional linear finite element analysis was performed to predict the experimental results, with considering contact between the specimen and the fixture.

From the this works, it was found that the in-plane shear modulus and shear strength were about 20% and 120% higher than those of the interlaminar, respectively.

초 록

클램프용 탭을 부착하지 않고 일체형 복합재료 시험편을 사용하는 새로운 복합재료 전단 시험법이 개발되었다. 물성 감손이 없는 후판 복합재료를 제조하기 위하여 In-Process 모니터링 기법을 사용하는 경화 사이클이 적용되었고, 전단 시험법으로는 Iosipescu 전단 시험 방법을 적용하기 위하여 수정된 Wyoming 타입의 고정구를 설계하고 제작하였다. 실험 결과의 예측을 위하여 고정구와 시험편 사이의 접촉을 고려한 3차원 유한 요소 해석이 수행되었다. 연구 결과 내면 전단 강성(In-Plane Shear Modulus)은 층간 전단 강성(Interlaminar Shear Modulus)에 비하여 약 20% 높은 값을 나타내었으며, 내면 전단 강도(In-Plane Shear Strength)는 층간 전단 강도(Interlaminar Shear Strength)에 비하여 약 120% 높은 값을 나타내었다.

1. 서 론

탄소섬유/에폭시(Carbon/Epoxy) 또는 유리섬유/에

폭시(Glass/Epoxy) 등 섬유강화 고분자 복합재료의 일반적인 물성은 이방성(Anisotropy)을 나타내지만 프리프레그(Prepreg)상태의 복합재료를 일정한 규칙으

*영남대학교 공과대학 섬유학부

**한국과학기술원 기계공학과

로 적층하고 경화 시켜서 사용할 경우에는 일반적으로 복합재료에서의 섬유 배열 방향을 1축이라고 가정했을 때 섬유 배열 방향에 수직한 2축과 3축 방향의 물성은 서로 같다고 하는 횡 방향 등방성 재료(Transversely Isotropic Material)로 가정하여 사용하고 있다[1,2]. 그런데, 3차원 횡 방향 등방성 재료의 물성을 완전하게 나타내기 위해서는 5개의 독립 탄성 계수를 결정할 수 있어야 하고, 이들 5개의 독립 탄성 계수는 공학자들에게 익숙한 6개의 공학 탄성 계수로 나타낼 수 있다. 즉, 복합재료에서 섬유 배열 축 방향의 탄성 계수(Longitudinal Elastic Modulus), E_{11} , 섬유 배열 축 방향에 수직한 방향의 탄성 계수(Transverse Elastic Modulus), E_{22} , 섬유 배열 축에 평행한 방향의 평면에 대한 전단 계수(In-Plane Shear Modulus), G_{12} , 섬유 배열 축에 수직한 방향의 평면에 대한 전단 계수(Interlaminar Shear Modulus), G_{23} , 섬유 배열 축에 평행한 방향의 평면에 대한 포아송 비(Poisson's Ratio), ν_{12} , 그리고 섬유 배열 축에 수직한 방향의 평면에 대한 포아송 비, ν_{23} , 등이다. 그런데 포아송 비, ν_{23} 은 나머지 5개의 탄성 계수들이 결정되면 종속적으로 결정될 수 있기 때문에 결국 ν_{23} 를 제외한 E_{11} , E_{22} , G_{12} , G_{23} 및 ν_{12} 등 5개의 독립 탄성 계수를 실험적으로 결정하여야만 한다.

여기서, E_{11} , E_{22} 및 ν_{12} 의 수치 값은 인장 실험을 통하여 비교적 쉽게 결정할 수가 있다. 따라서, 횡 방향 등방성 복합재료의 완전한 물성을 평가하기 위해서는 전단 계수 G_{12} 와 G_{23} 를 실험적으로 어떻게 결정할 수 있을 것인가 하는 문제로 귀착하게 된다. 그러므로 이들 두 전단 계수를 신뢰성 있게 결정할 수 있는 실험 방법의 개발이 중요한 과제로 되어왔으며 일부 연구자들에 의하여 다수의 연구가 이루어져 왔다.

Whitney 등[3]은 복합재료의 평면 전단 거동(In-Plane Shear Behavior)을 연구하는데 널리 사용되는 4가지 방법 즉, 박벽 튜브 비틀림 시험법(Thin-Walled Tube Torsion Test Method), 10°이탈 축 인장 시험법(10 Degree Off-Axis Tension Test Method), ±45°이탈 축 인장 시험법(±45 Degree Off-Axis Tension) 그리고 2 레일 또는 3 레일 전단 시험법(Two or Three Rails Shear Test Method) 등에 대한 연구를 집대성하였고 이들 중 ±45°이탈 축 인장 시험법과 레일 전단 시험법은 ASTM(American Society for Testing and Materials) D 3518/D 3518M-9[4]과 D 4255-83[5]로 각각 표준화되어있

다. 또한, Iosipescu[6]는 금속재료의 전단 거동을 실험하기 위한 방법으로써 Iosipescu 전단 시험법(Iosipescu Shear Test Method)을 개발하였고 Adams 등[7]은 복합재료의 내면 전단 거동을 연구하기 위해 Iosipescu 전단 시험법을 적용하여 성과를 얻었다.

복합재료의 층간 전단 거동(Interlaminar Shear Behavior)을 연구하기 위한 시험 방법으로는 짧은 빔 전단 시험법(Short Beam Shear Test Method)이 있다. 그러나, ASTM D 2344-84[8]로 표준화 되어있는 짧은 빔 전단 시험법에 대하여 Whitney[9]는 짧은 빔 전단 시험법에 의해 얻어지는 복합재료의 층간 전단 거동으로는 재료의 전단 강도에 대해서는 유용하지만 전단 계수에 대해서는 신뢰성이 부족하다는 결론을 얻었다.

Iosipescu 전단 시험법을 이용하여 복합재료의 층간 전단 거동을 조사하는 방법이 극히 일부 연구자들에 의하여 시도되었다. Zhou 등[10]은 복합재료에서 층간 분리의 시작점과 층간 분리 후 강성의 저하에 중점을 두고 내면 전단 거동과 층간 전단 거동에 관한 연구를 수행하였다. Gipple 등[11]은 탄소섬유/에폭시와 유리섬유/에폭시의 층간 전단 거동을 이론적인 방법과 해석적인 방법을 동시에 연구하고 실험 치와 해석 치를 비교하였다.

그런데, 지금까지 수행된 대부분의 연구는 복합재료의 내면 전단 거동에 관하여 이루어져 왔고 층간 전단 거동에 관한 연구는 많이 이루어지지 않았다. Iosipescu 전단 시험법을 사용하여 복합재료의 층간 전단 거동을 연구하기 위해서는 최소한의 두께가 2cm 정도에 이르는 후판 복합재료가 필요하다. 그런데, 이처럼 두꺼운 두께의 후판 복합재료를 제조하기 위해서는 경화 공정에 대한 제어가 필요하게 된다. 즉, 후판 복합재료를 제조할 때 복합재료 프리프레그 제조 회사에서 추천하는 경화 사이클을 수정 없이 사용하여 경화 시키게 되면 경화 중에 발생하는 모재(Matrix)의 발열반응으로 인하여 복합재료 내부에 온도 과승 현상이 발생하게 되고 이러한 현상은 복합재료 모재 물성의 감소(Degradation) 및 잔류 열 응력과 불 균일한 압밀을 발생시켜서 궁극적으로 복합재료의 물성치를 저하시킬 수 있다[12]. 따라서 두꺼운 복합재료의 제조 시에는 온도 과승 현상을 방지할 수 있도록 경화 사이클을 수정하여주어야 한다. Kim 등[13]은 후판 복합재료의 최적 경화 사이클 결정을 위한 한 가지 방법으로써 In-

Process 모니터링 기법을 사용하여 우수한 연구 결과를 얻을 수 있었다.

본 연구에서는 후판 복합재료를 사용할 수 없었던 선행 연구자들이 얇은 복합재료 시험 편에 두꺼운 더미 탭(Dummy Tab)들을 부착하여 사용하던 종래적인 방법이 아닌 시험 편 전체를 한 몸 체로 하는 순수 복합재료 시험 편을 사용하는 새로운 실험 방법을 개발하였다.

본 연구에서는 우선적으로 Iosipescu 전단 시험 법을 적용하여 실험을 수행할 경우에 발생할 수 있는 파괴 모드를 예측하고 실험 방법의 정당성을 규명하기 위해서 Iosipescu 전단 시험 법 전체를 모델링한 유한 요소 해석을 수행하였다. 유한 요소 해석을 위해서 사용한 소프트웨어는 상용 프로그램인 ANSYS 5.3[14]이며 시험 편 전체의 응력 분포를 고르게 관찰할 수 있으며 시험 편과 고정구(Fixture) 사이의 접촉 상태를 고려해 줄 수 있는 3차원 유한 요소 해석을 수행하였다. 다음으로 Iosipescu 전단 시험 법을 수행하기 위해서 고정구를 설계하고 제작하였다. 또한, 후판 복합재료 시험 편을 제조하기 위해서 In-Process 모니터링 기법을 적용하였으며, 적정 치수의 시험 편을 얻기 위하여 다이아몬드 톱을 사용한 절단과 CNC 연삭 가공 방법에 의한 노치 가공 등이 수행되었다.

2. 유한 요소 해석

2.1 고정구

Fig. 1은 본 연구를 위해서 설계 제작한 Iosipescu 전단 시험용 고정구의 개략도이다. 설계 제작한 이 고정구는 2개의 조절용 웨지(Adjustable Wedge)를 사용하여 시험 편 양 끝단을 고정시킬 수 있도록 하였으며 웨지 조절 스크류를 조작하여 줌으로써 양 끝단의 고정 정도를 쉽게 조절할 수 있도록 하였다. 또한, Fig. 1에서 시험 편 왼쪽 지지 부분은 고정되고 오른쪽 지지 부분은 직선 가이드(Linear Guide)에 의해 상하로 자유롭게 움직일 수 있도록 설계하여 실험 중에 발생하는 시험 편 변위에 쉽게 순응할 수 있도록 하였다. 고정구 제작을 위해 사용한 재료는 강철이다.

2.2 해석 방법

본 연구에서 수행한 유한 요소 해석 방법은 지금까지 대부분의 선행 연구자들이 수행한 2차원 해석을 피

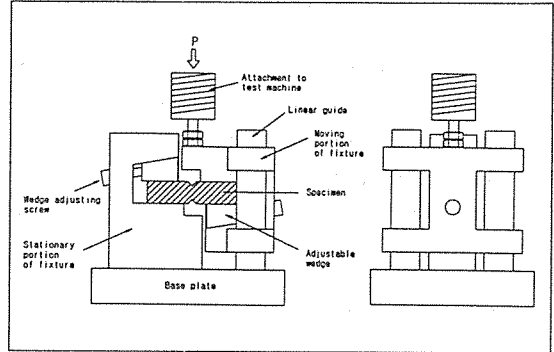


Fig. 1. Configuration of a fixture for Iosipescu's shear test method

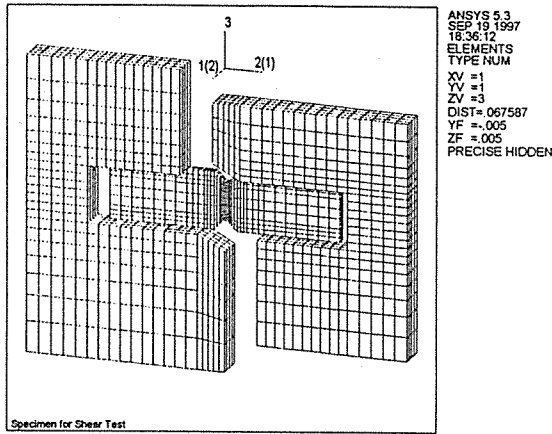
하고 실제 상황에 더욱 잘 접근할 수 있는 3차원 해석을 선택하였다. 즉, 2차원 유한 요소 해석에서는 해석면 방향에 수직인 면에서의 응력 분포가 균일하다는 가정과 시험 편과 고정구(Fixture)가 접촉하는 부분에 대해서만 하중이나 변위에 대한 경계 조건을 부여하는 방법을 사용하게 되기 때문에 시험 편과 고정구의 실제 접촉 조건이 충분히 반영되지 못하는 해석을 수행하게 될 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 시험 편 전체의 응력 분포를 고르게 관찰할 수 있을 뿐만 아니라 시험 편과 고정구 사이의 접촉 상태를 충분히 고려해 줄 수 있는 3차원 유한 요소 해석을 수행하였다. 또한, 실험 도중에 발생하게 되는 시험 편과 고정구 사이의 접촉을 고려하여 줌으로써 보다 정확한 해석 결과를 얻을 수 있도록 하였다.

실험 중에 발생할 수 있는 고정구의 영향을 고려하기 위해서 시험 편 및 고정구를 동시에 모델링 하였고 시험 편과 직접적으로 접촉하게 되는 고정구 부분은 접촉 요소로 정의하여 사용하였다. 시험 편은 두께 방향으로 대칭을 이루기 때문에 시험 편 두께 방향으로 1/2에 해당하는 부분까지만 해석을 수행하였다.

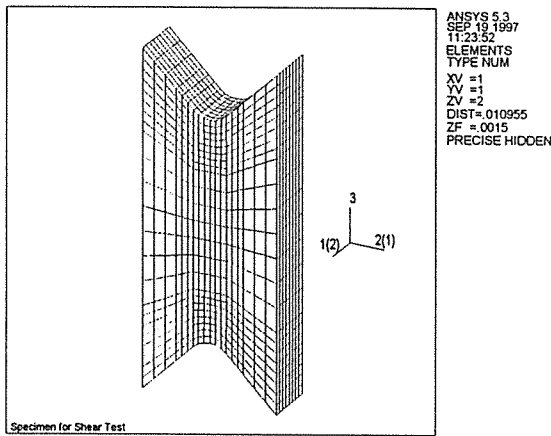
해석을 위한 경계 조건으로는 실제 실험 조건과 일치할 수 있도록 Fig. 1의 왼쪽 고정구는 모든 변위를 구속시키고 직선 가이드를 따라 움직이는 오른쪽 고정구는 상하 방향(y 방향)의 변위만을 구속시켰다. 그리고 오른쪽 고정구의 상위 부분에서 일정량의 변위를 가하는 해석 조건을 사용하였고, 시험 편과 고정구 사이의 마찰계수는 0.3으로 가정하였다.

2.3 모델링

유한 요소 해석을 위해서 선택한 요소(Element)는



(a)



(b)

Fig. 2. Finite element model ; (a) model of the overall structure, (b) sub-model for the notched range

20개의 절점을 갖는 고체 요소(Solid Element)이고 계산 시간을 줄이고 관심이 더 큰 노치(Notch) 부분에서의 정확한 응력 분포를 얻기 위하여 서브 모델링(Sub-modeling) 기법을 사용하였다. 서브 모델링 기법은 해석 대상물에 대하여 우선적으로 거친 모델(Coarse Model)을 해석한 다음 좀 더 정확한 해석을 원하는 부분에 대해서만 조밀한 메쉬를 갖는 서브 모델을 생성시키고 거친 모델에서 얻은 결과를 이용하여 서브 모델을 재해석하는 기법이다[14]. 본 해석에서는 Fig. 2(a)와 같이 먼저 시험 편과 고정구를 모두 모델링한 후 Fig. 2(b)와 같이 노치 부분만을 서브 모델로

Table 1. Material properties used in the finite element analysis

	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
carbon/epoxy	130.0	8.0	8.0	5.0	5.0	3.0	0.3	0.3	0.3
steel	207	-	-	-	-	-	0.3	-	-

설정하여 해석하였다. 서브 모델에서는 시험 편 두께 방향으로의 응력 분포를 알아보기 위하여 두께 방향으로 8개의 요소를 생성시키고 전면에 414개의 요소를 생성시킴으로써 모두 3,312개의 요소와 15,573개의 절점을 가지게 된다.

해석에 사용된 물성 치는 Table 1과 같다.

3. 실험

3.1 시험 편 제조

본 연구에서는 선경 인더스트리에서 제조하는 탄소 섬유/에폭시(Carbon/Epoxy) 프리프레그(Prepreg) 모델 USN150 복합재료를 사용하였다. USN 150 프리프레그의 경화 후 평균 두께는 0.15mm이므로 적층 두께 20mm의 전단 시험 편을 제조하기 위해서는 140 플라이(Ply)가 필요하게 된다. 본 연구에서는 시험 편을 제조하기 위하여 $[0]_{140}$ 의 적층 순서를 가지는 평판을 오토클레이브 진공 백 가스 제거 성형 법(Autoclave Vacuum Bag Degassing Molding Method)을 사용하여 제조하였다. 평판 성형 후 먼저, 경면 연삭기를 사용하여 적층 면의 두께가 20mm가 되도록 평면 연삭 가공을 하였다. 다음으로, CNC 연삭기와 노치의 형상과 동일한 프로 파일을 갖는 연삭 스톨을 사용하여 1.3mm의 반경을 가지는 노치를 가공하였다. 끝으로, 노치가 가공된 평판을 다이아몬드 휠을 이용하여 시험 편의 두께를 6mm가 되도록 절단하였다.

Fig. 3은 시험 편 제작에 사용된 복합재료 평판과 시험 편의 형상을 나타낸 것이다.

3.2 경화 사이클

일반적으로 오토클레이브 진공 백 가스 제거 성형법을 사용하여 복합재료를 경화 시키는 경우에는 프리프레그의 제조사에서 추천하는 표준화된 경화 사이클을 사용한다. 그러나, 후판 복합재료를 경화 시키는 경

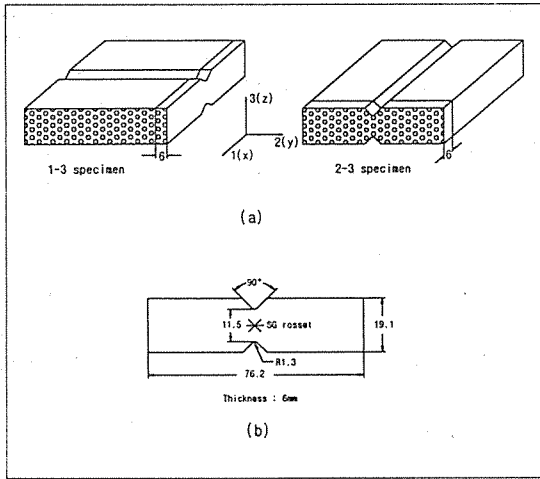


Fig. 3. Specimen geometry ; (a) coordinates, (b) shape of notch and dimensions

우에는 제조사에서 추천하는 경화 사이클을 사용하면 경화 시에 발생하는 모재(Matrix)의 발열반응으로 인하여 복합재료 내부에 온도 과승 현상이 발생한다. 이러한 온도 과승은 모재 물성의 감소(Degradation)과 잔류 열 응력 및 불 균일한 압밀을 발생시키는 원인이 되어 결과적으로 경화된 복합재료의 물성을 저하시킨다. Kim 등[13]은 In-Process 모니터링을 통하여 경화 공정 중에 냉각과 재가열 구간을 도입함으로써 이러한 온도 과승 현상을 방지할 수 있었다.

본 연구에서는 140 플라리로 적층한 복합재료를 물성의 변화 없이 경화 시키기 위하여 Kim등이 개발한 In-Process모니터링 기법을 응용하였다. 경화 공정 시 복합재료 내부의 온도를 측정하기 위하여 Fig. 4와 같

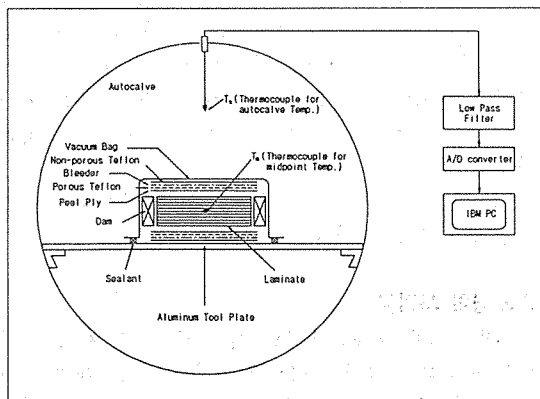


Fig. 4. Configuration of an experimental set-up for in-process monitoring method

은 방법으로 실험 장치를 설치하였고 열전대를 이용하여 오토클레이브의 내부 온도와 복합재료 내부 온도를 동시에 측정하였다. Fig. 5는 제조사에서 추천하는 경화 사이클을 사용하여 평판을 제조하는 경우의 복합재료 내부 온도와 In-Process모니터링 기법을 적용한 경화 사이클을 사용했을 경우의 복합재료 내부 온도를 비교하여 나타낸 것이다. 여기서 T_a 는 오토클레이브 내부 온도를 나타낸 것이고 T_m 은 적층한 복합재료의 중간층에서의 온도를 각각 나타낸 것이다.

제조사에서 추천하는 경화 사이클을 사용할 경우는 최대 156℃에 달하였지만 In-Process모니터링 기법을 적용한 경화 사이클을 사용했을 경우에는 최대 128℃로 제어할 수 있었다. 고분자 재료를 기지재로 사용하

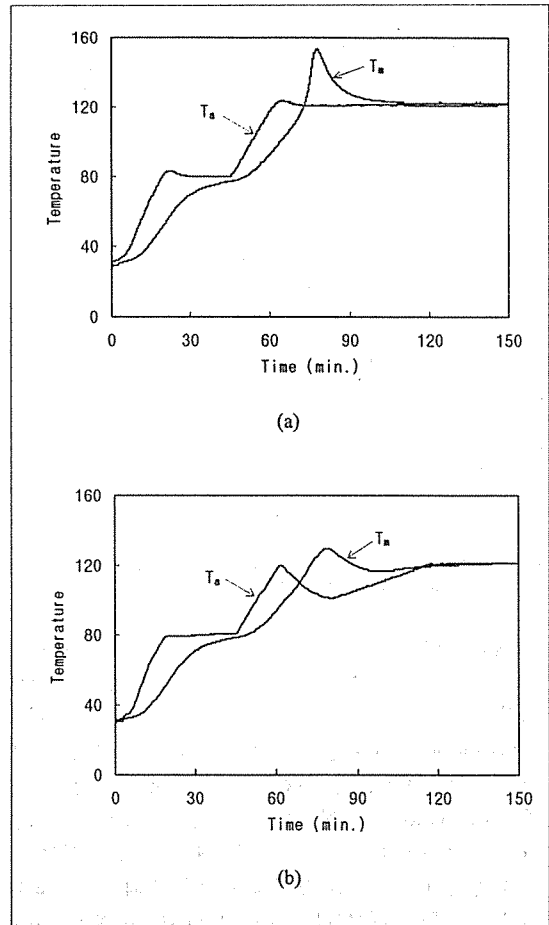


Fig. 5. Temperature profiles at midpoint of the composite specimen ; (a) conventional cure cycle, (b) in-process monitoring method

는 복합재료의 경우에는 복합재료의 경화 온도가 유리화 온도(Glass Transition Temperature), T_g , 를 초과하게 될 경우에 기지재의 물성에 감손이 발생한다[12]. 따라서, 고분자 복합재료를 경화 시킬 때에는 기지재의 유리화 온도를 초과하지 않도록 하는 것이 바람직하다. 본 연구에서 사용한 SKR 2507 에폭시의 유리화 온도는 140℃이었다. 따라서, 제조사의 추천 경화 사이클대로 경화 시켰을 경우에는 복합재료 내부의 물성 감손이 발생할 수 있다.

3.3 실험 장치

1-3 평면과 2-3평면의 전단 강성과 전단 강도를 측정하기 위하여 Adams와 Walrath[7]가 개발한 수정된 Wyoming 고정구(Modified Wyoming Fixture)를 설계하고 제작하여 사용하였다. 고정구의 부 정렬(Fixture Misalignment)이 발생하면 측정된 시험편의 전단 물성에 오차가 크게 발생되므로[15] 본 실험에서는 2개의 직선 가이드를 사용하여 고정구의 부 정렬을 방지할 수 있도록 하였다. Fig. 6은 본 연구를 위해서 설계 제작한 수정된 Wyoming 고정구와 이 고정구를 사용하여 전단시험을 수행하는 실험 장치의 배치된 모습을 나타낸 것이다.

3.4 실험 방법

본 연구에서는 복합재료의 내면(In-Plane) 전단 물성과 층간(Interlaminar) 전단 물성을 비교 검토하기 위하여 1-3방향(In-Plane) 및 2-3방향(Interlaminar) 등 2가지 방향의 전단 실험을 실시하였다. 먼저, 시험편의 변형률을 측정하기 위하여 시험편의 앞면에 0°/45°/90°으로 적층된 스트레인 로제트(Strain

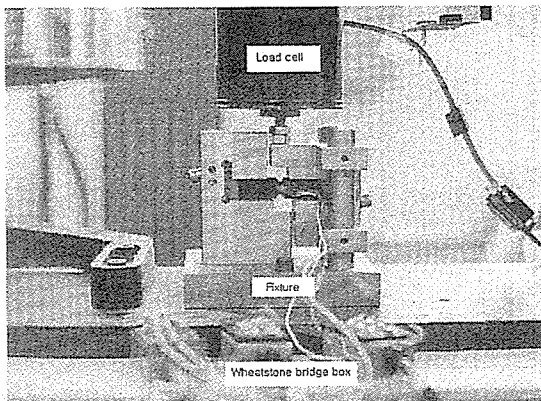


Fig. 6. Photograph of an experimental set-up

Rosettes ; Kyowa KFG-1-120-D17-11)를 시험편의 상하 두 노치 사이에 -45°/0°/+45° 방향으로 위치시키고 스트레인 게이지용 강력 접착제를 사용하여 시험편에 부착시켰다. 다음으로 스트레인 로제트가 부착된 시험편을 고정구의 중심에 위치시키고 미리 준비된 정렬 지그를 사용하여 시험편의 바른 정렬을 확인하였다. 또한, 스트레인 게이지를 통하여 나오는 전기적인 신호는 스트레인 증폭기(Strain Amplifier)를 통하여 신호를 증폭시킨 후 컴퓨터를 사용하여 데이터를 저장시킬 수 있도록 하였다. 모든 준비가 완료된 후에 INSTRON 4206을 사용하여 하중을 가하였다. 이 때 하중을 가하는 속도는 1mm/min으로 하였다.

실험을 통해서 스트레인 로제트로부터 읽혀지는 게이지 전단 변형률, γ_{gagc} , 은 식(1)과 같이 표현된다.

$$\gamma_{gagc} = \epsilon_{-45} - \epsilon_{+45} \dots\dots\dots(1)$$

여기서, ϵ_{-45} 는 인장 변형률을 나타내고 ϵ_{+45} 는 압축 변형률을 나타낸다.

식(1)로부터 실험 결과에서 얻어지는 게이지 전단 변형률은 (+)의 부호를 가지게 됨을 알 수 있다. 또한, 시험편의 단면에 작용하는 평균 전단 응력, τ_{avg} , 은 식(2)와 같이 작용하는 힘을 상하 두 노치 사이의 단면적으로 나눈 값이 된다.

$$\tau_{avg} = \frac{P}{wt} \dots\dots\dots(2)$$

여기서, w는 상하 두 노치 사이의 거리이고 t는 시험편의 두께이다.

끝으로, 식(1)과 식(2) 및 전단 응력-전단 변형률의 그래프로부터 걸보기 전단 강성, G_{app} , 는 식(3)과 같은 방법으로 계산하여 얻을 수 있다.

$$G_{app} = \frac{\tau_{avg}}{\gamma_{gagc}} \dots\dots\dots(3)$$

실험의 횟수는 1-3 방향(In-Plane)과 2-3 방향(Interlaminar)에 대하여 각각 6회씩 모두 12회의 실험을 수행하였다.

4. 결과 및 토의

4.1 해석 결과

Fig. 7은 해석 모델 1-3 방향(In-Plane) 시험편과 2-3 방향(Interlaminar) 시험편의 단면에서의 전단 응력, t ,의 분포를 단면의 평균 전단 응력, τ_{avg} ,에 대해서 정규화(Normalizing)하여 나타낸 것이다. 또한, Fig. 8는 1-3방향 시험편에서 노치 부근의 정규화 된 횡 방향 수직 응력 (Transverse Normal Stress), σ_z/τ_{avg} , (여기서, σ_z 는 1-3방향에 작용하는 횡 방향 수

직 응력을 나타냄)의 분포 곡선을 나타낸 것이며 Fig. 9는 2-3 방향 시험편에서 노치 부근의 정규화 된 최대 주응력(Maximum Principal Stress), σ_1/τ_{avg} , (여기서, σ_1 는 2-3방향에 작용하는 수직 응력을 나타냄)의 분포 곡선을 나타낸 것이다. Fig. 7에 나타난 것과 같이 시험편의 중심부에서는 두 경우 모두 거의 일정한 전단 응력이 발생함을 알 수 있고, 노치 부근으로 갈수록 1-3 방향의 경우에는 전단 응력이 증가한 반면에 2-3 방향의 경우에는 전단 응력이 감소한다는 것을 알 수 있으며, 1-3 방향 시험편의 경우에는 노치 플랭크(Flank)와 노치 루트(Root) 사이에서 최대 인장 응력, σ_z ,이 발생하고 최대 인장 응력이 발생한 지점에서의 전단 응력은 평균 전단 응력의 75% 정도의 값을 가진다는 것을 알 수 있다. 또한, 2-3 방향 시험편의 경우에는 횡 방향 등방성이라고 가정할 수가 있으므로 주응력을 계산할 수가 있고 여기서는 최대 값을 가지는 주응력을 계산하였다. Fig. 9에 나타난 것과 같이 노치 플랭크와 노치 루트 사이에서 최대 주응력이 발생하며 평균 전단 응력과 거의 같은 값을 나타냄을 알 수 있다.

위의 해석 결과로부터 1-3 방향 시험편의 경우와 2-3 방향 시험편의 경우 모두 노치 플랭크와 노치 루트 사이에서 파괴가 발생할 가능성이 가장 높음을 알 수 있다. 그러나, 1-3 방향 시험편의 경우에는 노치 플랭크와 노치 루트 사이에서 최대 인장 응력이 작용하기 때문에 섬유와 평행한 방향을 가지는 균열의 발생을 예측할 수 있고 2-3 시험편의 경우에는 노치 플랭크와 노치 루트 사이에서 최대 인장 주응력이 작용하

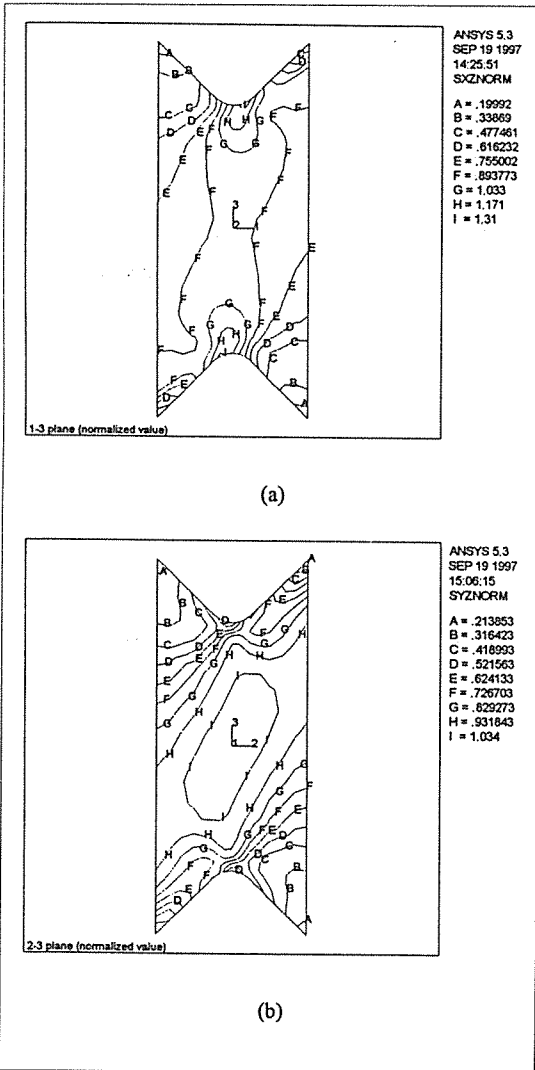


Fig. 7. Contour of the normalized shear stress with respect to the average shear stress, τ/τ_{avg} ; (a) 1-3 directional specimen, (b) 2-3 directional specimen

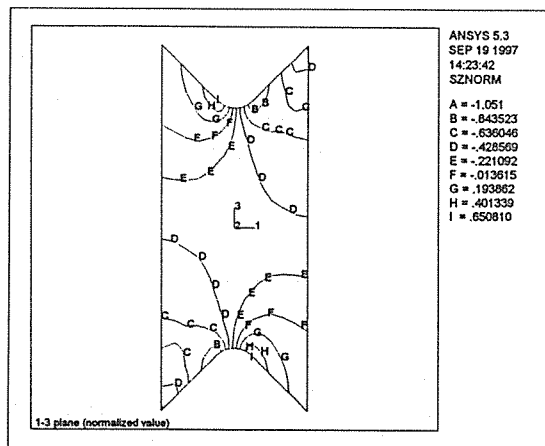


Fig. 8. Contour of the normalized transverse shear stress of the 1-3 directional specimen, σ_z/τ_{avg}

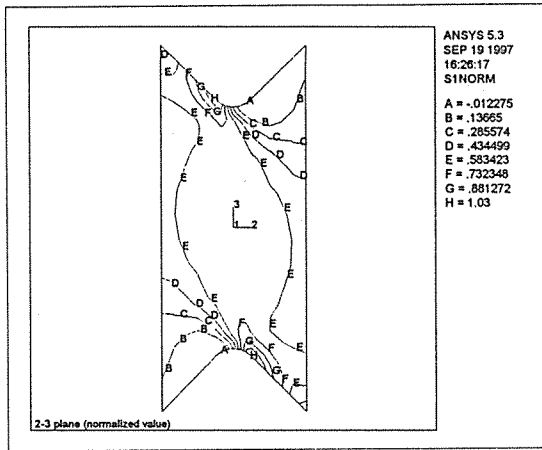


Fig. 9. Contour of the normalized maximum principal stress of the 2-3 directional specimen, σ_1 / τ_{avg}

기 때문에 주응력면을 따라서 파괴가 진행됨을 예측할 수 있다.

4.2 실험 결과

Fig. 10은 1-3방향 시험 편과 2-3 방향 시험 편에서의 스트레인 출력 값을 평균 전단 응력의 함수 형태로 나타낸 것이다. Fig. 10(a)에서와 같이 1-3 방향 시험 편인 경우 0°에 평행한 스트레인 게이지에서는 거의 값이 나타나지 않았고 따라서 평면 외 굽힘(Out-of-Plane Bending)이 발생하지 않았음을 알 수 있었다. 그리고 1-3 방향에서의 직교 이방성 때문에 ±45°에 위치한 스트레인 게이지에서의 절대값은 서로 일치하지 않고 약간의 차이를 나타내었다. Fig. 10(b)에서 나타난 것과 같이 2-3 방향 시험 편인 경우 0°에 평행한 스트레인 게이지에서는 거의 0인 값을 나타내고 있으며 ±45°에 위치한 스트레인 게이지에서의 절대값은 서로 일치하였다. 이와 같은 현상은 0° 시험 편과 90° 시험 편을 사용하여 1-2 방향에서의 내면(In-Plane) 전단 특성을 실험적으로 구할 때 나타나는 현상과 일치하는 현상이다[10].

Fig. 11과 Fig. 12는 측정된 스트레인 값과 평균 전단 응력을 통하여 구한 1-3 방향과 2-3 방향의 응력-변형률 곡선(Stress-Strain Curve)과 파괴 모드를 각각 나타낸 것이다.

Fig. 11 에서 알 수 있듯이 1-3방향의 경우에는 비선형 특성을 나타내었고 50MPa정도에서 하중 강하(Load Drop)이 발생하였다(Fig. 1에서 A 점). 이런 현

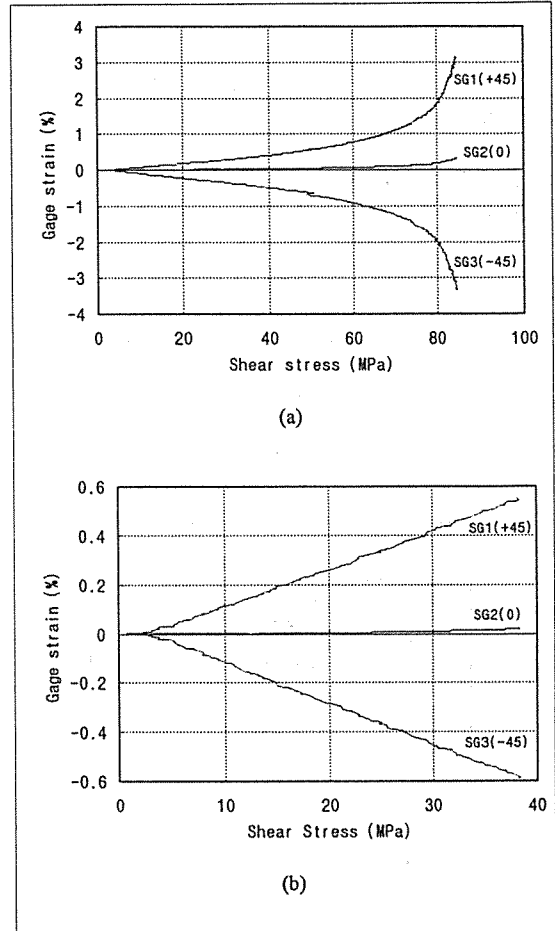


Fig. 10. Relationship between strain and stress for the specimen on which strain gage ; (a) 1-3 directional specimen, (b) 2-3 directional specimen

상의 주된 이유는 노치 루트와 노치 플랭크 사이에서 종 방향으로 균열(Longitudinal Crack)이 발생하기 때문인데 이와 같은 사실을 통해서 실험 결과와 유한요소 해석 결과는 매우 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 종 방향 균열이 발생한 후에도 계속적으로 비선형 특성을 나타내면서 꾸준한 하중의 증가를 보이다가 83MPa정도에서 최종적인 파괴가 발생하였다. 본 연구에서는 하중 강하가 발생한 후에도 시험 편 전체 파괴가 발생하지 않고 지속적인 하중 증가 현상을 나타내었기 때문에 최종적으로 파괴가 발생하였을 때의 전단 응력을 1-3 방향에서의 전단 강도로 결정하였다.

2-3방향의 경우에는 Fig. 12에 나타난 것과 같이 응

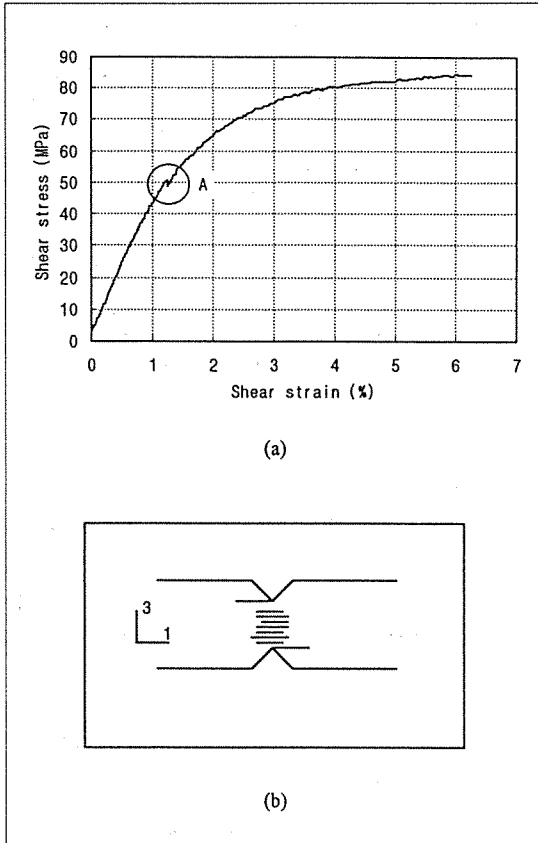


Fig. 11. Stress-strain curve and failure mode for 1-3 directional specimen ; (a) stress-strain curve, (b) failure mode

력-변형을 곡선이 거의 선형적인 특성을 나타내었다. 이 경우에는 실험 전체에 걸쳐 하중 강하 현상은 발생하지 않았으며 노치 루트 부근에서 45° 방향으로 순간적인 파괴가 발생함을 알 수 있었다. Fig. 13은 실험 결과로 파괴된 실제 시험편의 형상을 사진으로 나타낸 것이다.

실험 결과는 해석적으로 예측된 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 또한, 이들 결과를 통하여 적층된 섬유강화 고분자 복합재료는 2-3방향에 대하여 횡방향 등방성 재료(Transversely Isotropic Material)라는 가정이 실제적으로 잘 맞는다는 것을 알 수 있다.

Table 3은 실험 결과 각 방향의 전단 강성과 파괴가 발생할 시점의 전단 응력을 표준편차와 함께 요약한 것이다.

Table 3에서 알 수 있듯이 층간(Interlaminar; 2-3방향) 전단 강성은 내면(In-Plane, 1-3방향) 전단 강성

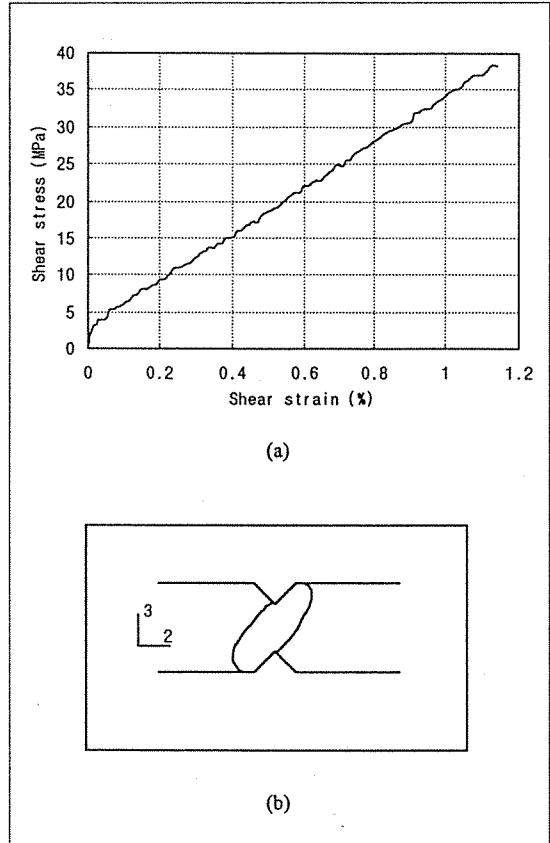


Fig. 12. Stress-strain curve and failure mode for 2-3 directional specimen ; (a) stress-strain curve, (b) failure mode

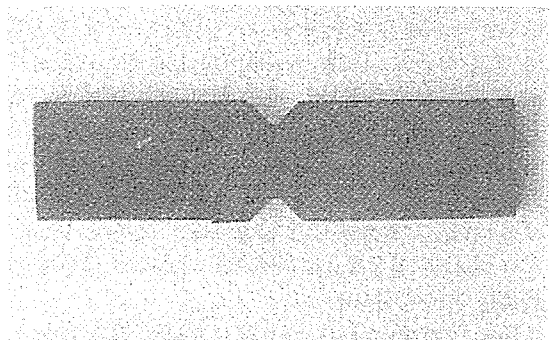


Fig. 13. Photograph of the fractured mode for 2-3 directional specimen

에 비하여 약 20% 낮게 평가되었으며 전단 강도는 내면(In-Plane, 1-3방향) 전단 강도가 층간 전단 강도에 비하여 약 120% 높게 평가되었다. 또한, 표준편차에 있어서 층간 전단 실험인 경우가 내면 전단 실험인 경우

Table 3. Shear strength and shear modulus

Direction	Shear modulus (GPa)		Shear strength (MPa)	
	Avg.	S.D.	Avg.	S.D.
1-3	4.49	0.07	84.2	0.5
2-3	3.58	0.10	38.7	2.5

Avg. ; Average Value, S.D. : Standard Deviation

에 비하여 더 높은 값을 나타내는 것은 노치 가공 시에 발생하는 노치 부근의 섬유 손상 특성에 의한 것이 아닌가 생각된다.

5. 결 론

본 연구에서는 섬유강화 고분자 복합재료의 전단 특성을 신뢰성 있게 규명하기 위한 새로운 방법의 전단 시험 법을 제시하였다. Iosipescu 전단 시험을 적용하기 위해서 수정된 Wyoming 고정구를 설계하고 제작하였으며, 오토클레이브 진공 백 가스 제거 성형 법을 사용하여 후판 복합재료 시험 편을 제조하였다. 후판 복합재료의 경화 공정에서 발생하는 온도 과승 현상을 방지하기 위하여 In-process 모니터링 기법을 사용하였다. 또한, 전단 실험 결과를 예측하기 위하여 시험 편과 고정구 사이의 접촉 상태를 고려한 3차원 유한 요소 해석을 수행하였다. 유한 요소 해석에서는 계산 시간을 줄이고 노치 주변에서의 정확한 응력 분포를 구하기 위하여 Sub-modeling 기법을 사용하였다.

이상의 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. In-Process 모니터링 기법을 사용하여 재료의 물성 감소 없이 후판 복합재료의 제조가 가능하며, 클램프용 더미 탭을 사용하지 않고 시험 편 전체를 하나의 몸 체로 구성하는 복합재료 층간 전단 시험 편의 제조를 실현할 수 있었다.
2. 한 번의 공정으로 제조된 후판 복합재료를 사용하여 내면 전단 시험(In-Plane Shear Test, 1-3방향)용 시험 편과 층간 전단 시험(Interlaminar, Shear Test, 2-3방향)용 시험 편을 각각 제조함으로써 두 방향의 전단 특성에 대한 객관적인 비교가 가능하였다.
3. 1-3방향 시험 편의 전단 파괴는 노치 루트와 노치 플랭크 사이에서 종 방향 균열이 발생한 후 상하 두 노치 사이에서 섬유와 평행한 균열이 발생하면서

파괴가 진행되었고 2-3방향 시험 편 경우에는 두 노치 루트 부근에서 45° 방향으로 순간적인 파괴가 발생하였다.

4. 층간(Interlaminar; 2-3방향) 전단 강성 및 전단 강도는 내면(In-Plane, 1-3방향) 전단 강성 및 전단 강도에 비하여 약 20% 및 120% 각각 낮게 평가되었다.

5. 고정구와 시험 편 사이의 접촉을 고려한 3차원 유한 요소 해석 결과를 통하여 실험을 통해 얻을 수 있는 전단 파괴 모드를 정확하게 예측할 수 있었다.

6. 적층 복합재료에서 2-3 방향(층간 방향)의 전단 특성은 등방성 재료와 유사한 파괴 모드 특성을 나타내므로 적층 복합재료의 횡 등방성 재료(Transversely Isotropic Material)에 대한 가정은 적절하다.

후 기

이 논문은 1996년도 한국학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

1. Tasi, S. W., Composite Design, 4th ed., Think Composite, Dayton, 1988, Section 3 and Section 5.
2. Dato, M. H., Mechanics of Fibrous Composite, Elsevier Applied Science, New York, 1991, pp. 31-34.
3. Whitney, J. M., Daniel, I. M., and Pipes, R. B., "Experimental Mechanics of Fiber Reinforced Composite Materials," Society for Experimental Mechanics, Bethel, CT, 1982.
4. D 3518/D 3518M-91, "Standard Practice for In-Plane Shear Stress-Strain Response of Unidirectional Polymer Matrix Composites," ASTM Standards and Literature References for Composite Materials, 2nd ed., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1990.
5. D 4255-83, "Standard Guide for Testing In-Plane Shear Properties of Composite Laminates," ASTM Standards and Literature References for Composite Materials, 2nd ed., American Society

for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1990.

6. Iosipescu, N., "New accurate procedure for single shear testing of metals," *Journal of materials*, Vol. 2, No.3, 1967, pp. 537-566.

7. Adams, D. F. and Walrath, D. E., "Further development of the Iosipescu shear test method," *Experimental mechanics*, Vol. 27, 1987, pp. 113-119.

8. D 2344-84, "Standard Test Method for Apparent Interlaminar Shear Strength of Parallel Fiber Composites by Short Beam Method," *ASTM Standards and Literature References for Composite Materials*, 2nd ed., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1990.

9. Whitney, J. M., "Elasticity Analysis of Orthotropic Beams under Concentrated Loads," *Composites Science and Technology*, Vol. 22, 1985, pp. 167-184.

10. Zhou, G., E. R. Green and C. Morrison., "In-plane and interlaminar shear properties of carbon/epoxy laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 55, 1995, pp. 187-193.

11. Gipple, K. L. and D. Hoyns., "Measurement of the out-of-plane shear response of thick section composite materials using the v-notched beam

specimen," *Journal of Composite Materials*, Vol. 28, No.6, 1994, pp. 543-572.

12. Vikram, P., A. N. Beris and P. Dhurjati., "Intelligent curing of thick composites using a knowledge-based system," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No.1, 1997, pp. 22-51.

13. Kim, J. S. and D. G. Lee., "Development of an autoclave cure cycle with cooling and re-heating steps for thick thermoset composite laminates," *Journal of Composite Materials*, 31 (in press), 1997.

14. ANSYS Inc., "ANSYS user's manual," Version 5.2, ANSYS Inc., 1995.

15. Odom, E. M., Blackletter, D. M., and Suratno, B. R., "Experimental and analytical investigation of the modified Wyoming shear-test fixture," *Experimental mechanics*, Vol. 34, 1994, pp. 10-15.

16. Morton, J. H., Tsai, Ho. M. Y., and Farley, G. L., "An evaluation of the Iosipescu specimen for composite materials shear property measurement," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No.5, 1992, pp. 708-750.