



저작자표시-비영리-동일조건변경허락 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.
- 이차적 저작물을 작성할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



동일조건변경허락. 귀하가 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공했을 경우에는, 이 저작물과 동일한 이용허락조건하에서만 배포할 수 있습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2015년 2월
석사학위논문

물성 예측 시뮬레이션을 통한 CFRP 적층판의 FEM 해석에 관한 연구

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 호 중

물성 예측 시뮬레이션을 통한 CFRP 적층판의 FEM 해석에 관한 연구

The Study on FEM Simulation of CFRP Laminate
Plate through Material Properties Prediction Simulation

2015년 2월 25일

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 호 중

물성 예측 시뮬레이션을 통한 CFRP 적층판의 FEM 해석에 관한 연구

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학석사학위신청 논문으로 제출함.

2014년 10 월

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 호 중

김호중의 석사학위 논문을 인준함.

위원장 조선대학교 부교수 조 홍 현^인

위원 조선대학교 조교수 장 희 진^인

위원 조선대학교 부교수 김 지 훈^인

2014년 11 월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF TABLES	I
LIST OF FIGURES	II
LIST OF PHOTOGRAPHS	VI
ABSTRACT	VIII

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경	1
제 2 절 선행연구	8
제 3 절 연구목적 및 방법	10

제 2 장 본 론

제 1 절 시험편	11
1. 인장 시험	19
2. 굽힘 시험	20
제 2 절 실험방법		
1. 실험장비 및 기자재	23
2. 인장 실험	24
3. 굽힘 실험	25

제 3 절 Simulation

1. FE Modeling	29
2. Material Properties	31
3. Load-Constrain Condition	37
4. Analysis	39

제 3 장 결과 및 고찰

제 1 절 인장 실험

1. 인장 시뮬레이션	40
2. 인장 실험결과	45
3. 인장 시뮬레이션 결과 및 고찰	55

제 2 절 굽힘 실험

1. 굽힘 시뮬레이션	59
2. 굽힘 실험결과	64
3. 굽힘 시뮬레이션 결과 및 고찰	76

제 4 장 결론

80

참 고 문 헌

81

LIST OF TABLES

Table 1 Bending Specimen of Definition of a Term (Prepreg Sheet)	15
Table 2 Tensile Specimen of Definition of a Term (Prepreg Sheet)	16
Table 3 Definition of a Term (Stacking method)	17
Table 4 Outline the experimental tests used to calculate values for the engineering elastic constants	35
Table. 5 Material Property of $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ CFRP Lamination	36

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Light-weight Effects through Automobile Applied to CFRP	4
Fig. 2 Electric car(BMW i3)(a) Example to Real Model applied composite(b)	5
Fig. 3 Composite Solutions Applied Throughout the 787 (a) / Cross-Sectional View of a Composite Blade (b)	6
Fig. 4 Graph of CFRP Increased Demand	7
Fig. 5 Autoclave Vacuum Stacking Method of Composite (a) / Thermostat cure cycle for CFRP Laminate (b)	14
Fig. 6 CFRP Laminate Plate Model	18
Fig. 7 Specimen of Tensile Test(a) and Bending Test(b)	22
Fig. 8 Diagram of Measurement System	28
Fig. 9 FEA Modeling in Ansys Workbench	30
Fig. 10 Stress Vector Definition	32
Fig. 11 Boundary Condition Setting	38
Fig. 12 ANSYS Analysis Process	39
Fig. 13 Generation of Path for Analysis	41

Fig. 14 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 42

Fig. 15 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ · 42

Fig. 16 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ · 43

Fig. 17 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 43

Fig. 18 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 44

Fig. 19 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 52

Fig. 20 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 52

Fig. 21 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 53

Fig. 22 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 53

Fig. 23 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 54

Fig. 24 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 54

Fig. 25 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Tension $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 56

Fig. 26 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Tension $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 56

Fig. 27 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Tension $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 57

Fig. 28 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Tension $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 57

Fig. 29 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Tension $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 58

Fig. 30 Process of Bending Simulation on Ansys Workbench 60

Fig. 31 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 61

Fig. 32 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 61

Fig. 33 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 62

Fig. 34 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 62

Fig. 35 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 63

Fig. 36 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 63

Fig. 37 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 73

Fig. 38 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 73

Fig. 39 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 74

Fig. 40 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 74

Fig. 41 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 75

Fig. 42 The Stress–Strain Curve of Bending Test $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 75

Fig. 43 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 77

Fig. 44 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 77

Fig. 45 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 78

Fig. 46 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 78

Fig. 47 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 79

Fig. 48 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result
of Bending $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 79

LIST OF PHOTOGRAPHS

Photo. 1 Autoclave for State of Vacuum Environment	13
Photo. 2 Sample Specimen	21
Photo. 3 Universal Testing Machine (Tensile Testing)	26
Photo. 4 Strain-meter 6200	27
Photo. 5 A Process of Tensile Test [+0/-0] ₁₀ (a) / Failure of [+0/-0] ₁₀ (b)	46
Photo. 6 A Process of Tensile Test [+15/-15] ₁₀ (a) / Failure of [+15/-15] ₁₀ (b)	47
Photo. 7 A Process of Tensile Test [+45/-45] ₁₀ (a) / Failure of [+45/-45] ₁₀ (b)	48
Photo. 8 A Process of Tensile Test [+90/-90] ₁₀ (a) / Failure of [+90/-90] ₁₀ (b)	49
Photo. 9 A Process of Tensile Test [0/90] ₁₀ (a) / Failure of [0/90] ₁₀ (b)	50
Photo. 10 A Process of Tensile Test [90/0] ₁₀ (a) / Failure of [0/90] ₁₀ (b)	51
Photo. 11 A Process of Bending Test [+0/-0] ₁₀	66

Photo. 12 A Process of Bending Test $[+15/-15]_{10}$	67
Photo. 13 A Process of Bending Test $[+45/-45]_{10}$	68
Photo. 14 A Process of Bending Test $[+90/-90]_{10}$	69
Photo. 15 A Process of Bending Test $[0/90]_{10}$	70
Photo. 16 A Process of Bending Test $[90/0]_{10}$	71
Photo. 17 Test specimens of Bending Fracture	72

ABSTRACT

The Study on FEM Simulation of CFRP Laminate Plate through Material Properties Prediction Simulation

By Kim, Ho-Joong

Advisor : Prof. Kim, Ji-Hoon, Ph. D.

Dept. Advanced Parts & Materials Engineering.

Graduate School of Chosun University.

CFRP are widely employed in various applications, due to their high specific stiffness and specific strength compared to other solid metal. Lately, for that reason, the advanced composite are employed in aircraft and wind power blade and automobile, etc : materials should be as light as possible with the highest attainable performance. Previous studies have evaluated the basic physical properties of CFRP using GENOA. In this study, different stacking angle CFRP to predict the strength and stiffness. Material properties obtained from previous study through real test. Compare the simulation results with experimental results, the reliability was evaluated.

Tensile test specimens were made for ASTM D3039 / D3039-00. $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ specimen size is $15 \times 250 \times 1.2$ mm (Width \times Length \times Thickness)

And $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ size were $25 \times 250 \times 2.5$ mm. Tensile test was performed at displacement control on 2mm/min until fracture. Bending test specimens were made for ASTM D790. Test specimen size is $40 \times 180 \times 2$ mm. Stacking angle is same as tensile specimen. 3 point Bending testing machine was made for ASTM D790 and KS standard. The Supports's diameter was made in 30mm. Because of slip, The supports was fixed for degree of freedom. Support

span is 120mm. And the loading nose was placed in center on specimen. The supports and the loading nose were installed between actuator and loadcell on UTM. And then Bending test was performed by the loading nose on 5mm/min.

Predicted material properties was performed by Ansys in universal simulation. It was compared with real tensile test results and bending test results. Except the non-linear data, for all experimental conditions showed that the strength and stiffness value was saw in approximation. In the study, followed by GENOA with CFRP laminated Lamina properties prediction and interpretation method for the angle specific reliable. Accordingly, material properties prediction though GENOA for the previous study and analysis method was reliable.

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경

최근 교토의정서, G20정상회의, Rio+20 정상회의 등에서 환경의 중요성이 대두되고서 수송차량 관련 환경규제가 강화되면서 이산화탄소 감소, 연비효율 증가, 하이브리드 및 수소자동차개발이 쟁점이 되고 있다. 이러한 이유로 자동차 차체나 부품 등 구조가 가벼우면서 강도, 강성이 높은 재료를 사용하거나 구조 개발 연구의 필요성이 커지고 있다. 특히 고강도 경량화 재료중의 하나인 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic : 이하 CFRP)는 타 금속재료에 비해 비강도와 비강성이 높아서 기계 구조물의 중량을 20~50% 감소시킬 수 있으며 우수한 피로특성과 내마모성, 내마멸성, 절연성, 내구성 등의 장점을 가지고 있다.¹⁾ Fig. 1에서 CFRP의 적용에 따른 경량화 효과에 대해서 나타냈다. 이러한 이유로 복합재료는 여러 공학 분야에서 꾸준히 활용이 증가되고 있다. 과거에는 유리섬유복합재료나 탄소섬유복합재료는 주로 항공관련 분야에서만 사용되어왔으나 최근에는 풍력 블레이드, 항공, 수송, 레저스포츠 등 여러 분야에서 꾸준히 활용이 증가하면서 많은 연구가 활발하게 이루어지고 있다.¹³⁾ Fig. 2에서 항공기에 사용되는 복합재료 적용범위와 풍력발전용 블레이드의 단면에서 CFRP의 적용비중에 대해 나타냈다. 특히 자동차분야에서는 기능의 집적화, 복합화 되고 B社 T社 등 세계적인 자동차 업계에서 앞 다투어 복합재료를 접목시킨 모델을 개발하고 출시하고 있는 실정이다. 전기 자동차에 적용된 사례를 보면, 도쿄 모터쇼에서 공개된 B社가 출시한 모델은 차체뿐만 아니라 시트와 트렁크 등 모든 부분을 탄소섬유 강화플라스틱을 적용하였으며, 공차 무게가 1,195kg으로 국산 소형차와 비슷하다. 리튬 이온 배터리를 장착하여 차체가 무거워지는 문제를 경량 소재를 활용해 해결 하였으며, 단단한 프레임에 차체를 별도로 만들어 탑재하는 방식으로 승객석을 CFRP로 만들어 시속 64km로 충돌해도 탑승자가 안전하도록 설계되었다.(한국경제신문 2013년 11월 21일). 그리고 내연기관 차량에 적용된 사례의 경우 B社가 시판 중인 M6 쿠페 및 M6 그란쿠페 등의 일부 고성능 모델의 차체 루프를 CFRP 소재로 만들어 공기 저항을 감소시켜 연비를 높였으며, A社는 고성능 S모델과 RS모델의 실내 인테리어(대시보드, 도어트림, 센터콘솔 등)에 CFRP 소재를 사용했다.(한경닷컴 2013년 09월 27

일). Fig. 3에서 시판중인 i3모델과 R8모델의 각 부위별 복합재료를 부분적으로 적용한 사례를 나타냈다.

우리나라의 경우 지난 2009년 ‘자동차 연비 및 온실가스 기준 개선방안’을 마련하고 2015년까지 리터당 17km에 맞춰 연비 규제를 단계적으로 강화해 나가고 있다. 그리고 2020년부터 국내 자동차 연비 규제 기준을 리터당 20km 이상으로 대폭 강화하는 방안이 추진된다. 미국은 2025년부터 리터당 23.9km 이상의 연비 기준을 충족해야하고, 일본은 2020년부터 리터당 20.3km, 유럽은 2020년부터 리터당 26.5km로 연비규제가 강화된다. 이러한 연비기준 충족을 위해 각 자동차 메이커들은 내연기관 자동차의 고효율의 엔진기술 개발 및 차량 경량화에 주력하고 있다. 특히 차량 경량화 소재로 CFRP를 대거 활용하고 있는 추세이며, 아울러 그 적용범위를 넓히기 위한 연구를 계속 하고 있다. 국내의 경우 현대자동차에서 CFRP 소재를 적용한 파노라마 선루프 프레임은 2014년부터 출시되는 차량에 적용할 계획을 발표했다. 이처럼 그동안 가격이 비싸고 대량생산이 어려워서 주로 슈퍼카나 고가의 소량생산 차종에만 적용되었던 CFRP가 대량생산 차종에도 적용되고, 그 적용범위도 늘어날 전망이다. 금속보다 비강도와 비강성이 높은 CFRP는 자동차 산업뿐만 아니라 철도, 항공, 우주산업, 레저, 신재생에너지 산업분야에서도 경량화의 핵심 소재로 부상하고 있다. 2016년경까지는 B社와 그 외 기업에서 일부 골격과 일부 외판, 내판 등을 채용함으로써 CFRP 수요량이 증가할 것으로 예측된다. 특히 사고 등에서 파손된 경우에도 비교적 교체가 용이한 보닛과 루프 등의 파트에서 부분채용 가능성이 높을 것으로 예측된다. 2020년 이후에는 부하가 크지 않은 내판에서부터 바퀴부분 까지 완성차 전반적인 부분에 CFRP 중공물품을 채용할 가능성도 있어 자동차 분야에서의 CFRP 수요량은 점차 증가할 것으로 보인다. 시장규모 역시 2013년 CFRP 성형품이 113억엔, 1차 연료인 탄소섬유가 46억엔, 수지재료가 12억엔으로 차재용 CFRP 산업규모는 171억엔이었다. 2020년, 2025년의 CFRP 산업규모를 합계 1,558억엔, 2,845억엔 규모로 확대할 것으로 예측된다. Fig. 4에서 향후 CFRP의 수요증가 예측에 관해 그래프로 나타냈다. (야노경제연구소 통계자료).

그러나 이방성 섬유복합재료인 CFRP는 적층각도와 적층수 등과 같은 설계변수에 따라 기계적 성질이 변하는 특성을 가지고 있다. 복합재료를 설계에 활용할 시에 이와 같은 설계변수에 의한 강성, 강도 그리고 흡수에너지의 특성을 파악하는 것은 매우 중요하다. 섬유강화 복합재료 활용을 위한 설계데이터를 얻기 위하여 이론수식을 통해 응력해석(강성, 강도)을 구하고 분석비교 하기에는 일반 등방성 재료에 비해 섬유

(Fier)와 기지재료(Matrix) 각각의 물성값과 섬유와 기지재료가 복합된 물성 값의 차이가 있다. 또한 다양한 경향, 외부 환경요인 때문에 그 해석 또한 매우 복잡하고 어려우며 인장, 압축 및 전단하중 작용 시 불안정한 파괴모드를 보이기 때문에 대부분 실험에 의존되고 있다. 복합재료는 위와 같은 이유로 특성상 각각의 구조에 필요한 재료의 방향에 따른 강성도 및 강도의 특성을 복합재료의 메커니즘 설계 방법에 따라 조절할 수 있다. 이를 이용한 구조물의 설계변수는 여러 가지 다양한 재료시스템, 적층 방향, 적층두께, 적층순서 등이 있다. 적층각도와 적층수의 변화에 따라 기계적 성질이 변하는 이유로 인하여 CFRP는 일반적인 금속에 비해 특정부분에서의 정확한 물성치를 얻기가 쉽지 않았으나 유한요소 구조해석 FEA(Finite Element Analysis)의 발달로 인하여 실제 실험 결과 데이터와 거의 근접한 오차범위 5%이내로 금속계열 구조해석의 신뢰성이 높아졌다. 이방성 재료인 CFRP는 Prepreg의 적층수와 섬유배열, 수지의 종류 등에 따라 기계적이 성질이 변하게 되는 특성으로 인하여 이론식으로 계산하기가 매우 어려운 관계로 보통 CFRP의 물성 데이터를 구하기 위해서는 주로 실험에 의존한다. 하지만 CFRP를 실험에만 의존하면 Prepreg의 적층 수와 적층 각도가 변할 때마다 각각 실험을 하여야 하기 때문에 시간과 비용이 많이 소모된다. 또한 시험편은 각각의 제작 방법에 따라 Matrix와 Void량이 일정하지 않고, 같은 제작 방법으로 제작된 시험편이라 할지라도 시험편 제작 시 제작자의 숙련도 및 습도나 온도 등의 주변 환경적인 요인으로 인하여 실험에서 CFRP의 정확한 물성 데이터를 얻기가 매우 어렵다. 방⁵⁾의 논문에서 밝힌 연구결과 등에서 복합재료 전용 해석프로그램인 GENOA를 이용하여 재해석을 통해 적층각도 별 CFRP의 Laminate 및 Ply의 물성을 구할 수 있다. CFRP를 인장실험과 3점 굽힘 실험한 결과와 위에서 재해석을 통해 얻은 CFRP Laminate 물성을 범용 FEM해석 Software에 적용하여 해석한 결과와 비교하였다. 이를 통해 본 연구에서는 예측한 CFRP 물성치의 신뢰도를 확인 및 검증하여 차후에 진행될 유한요소해석 등 구조해석 시뮬레이션에 활용할 수 있는 CFRP 물성치 및 해석방법을 제시하고자 한다.

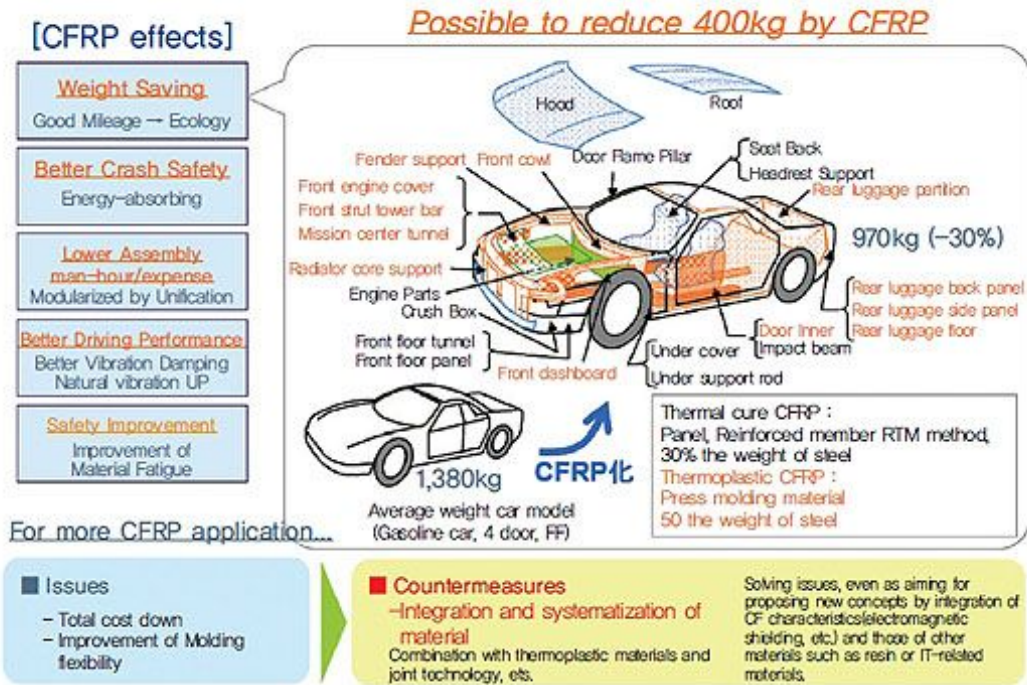
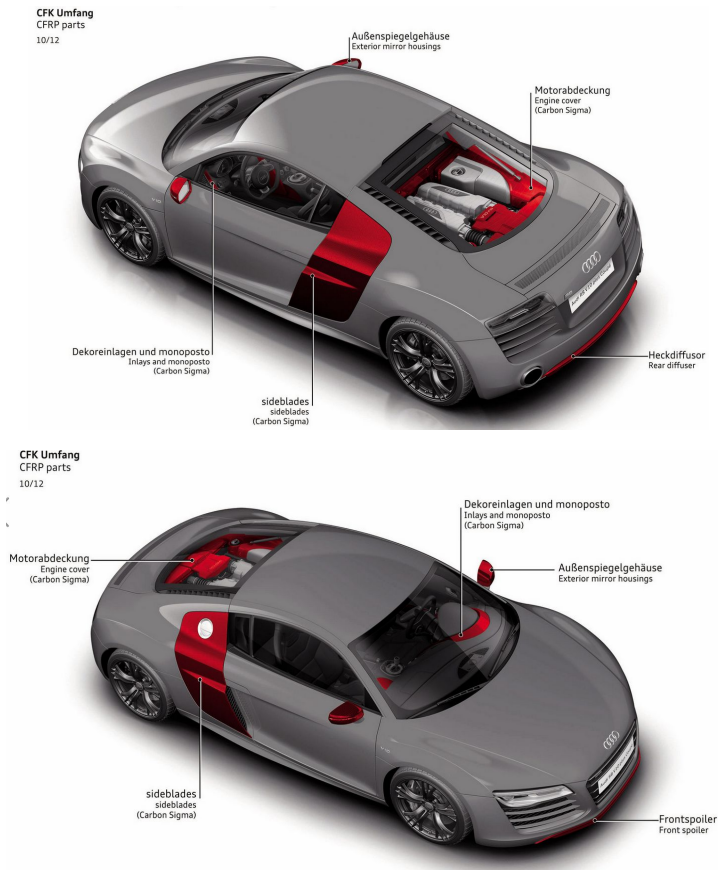


Fig. 1 Light-weight Effects through Automobile Applied to CFRP

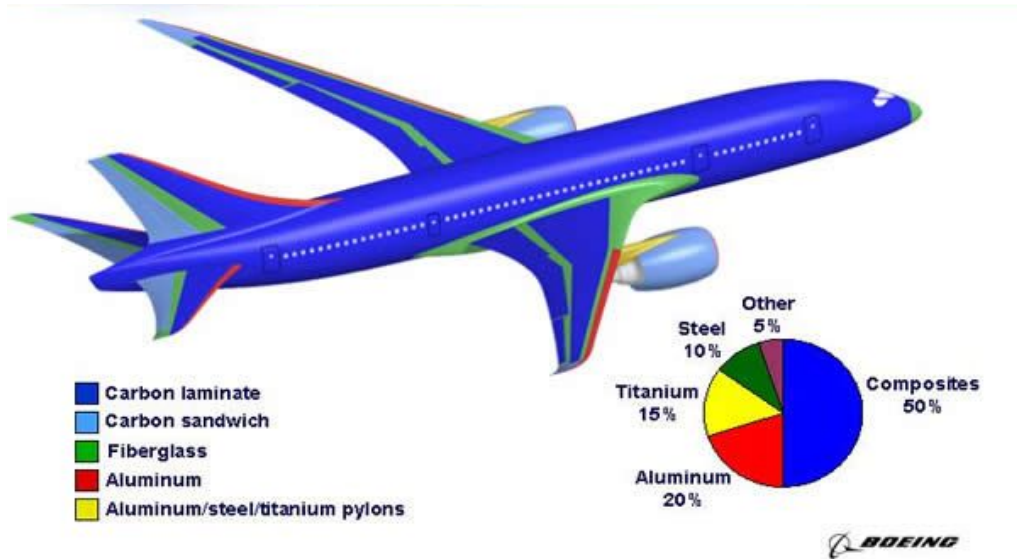


(a)

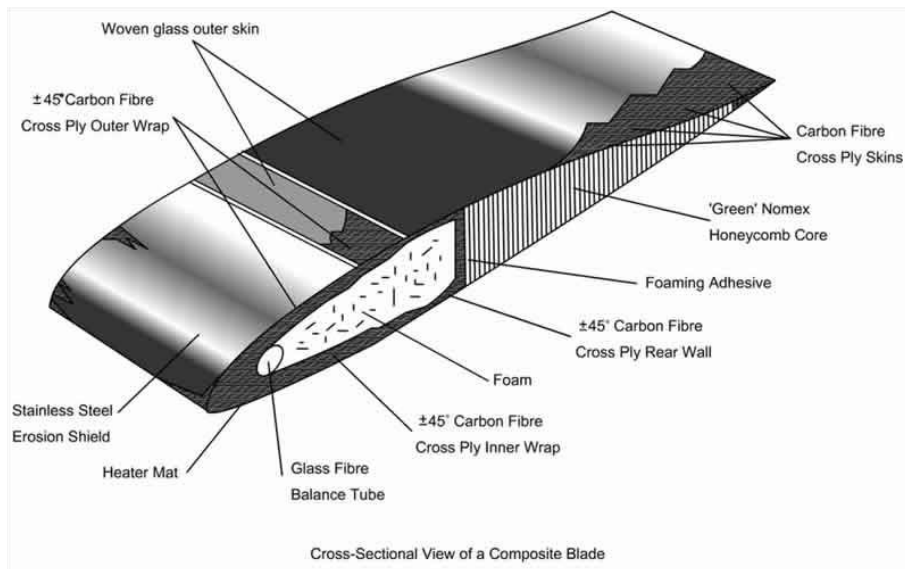


(b)

Fig. 2 Electric car(BMW i3) (a) /
 Example to Real Model applied Composite (b)



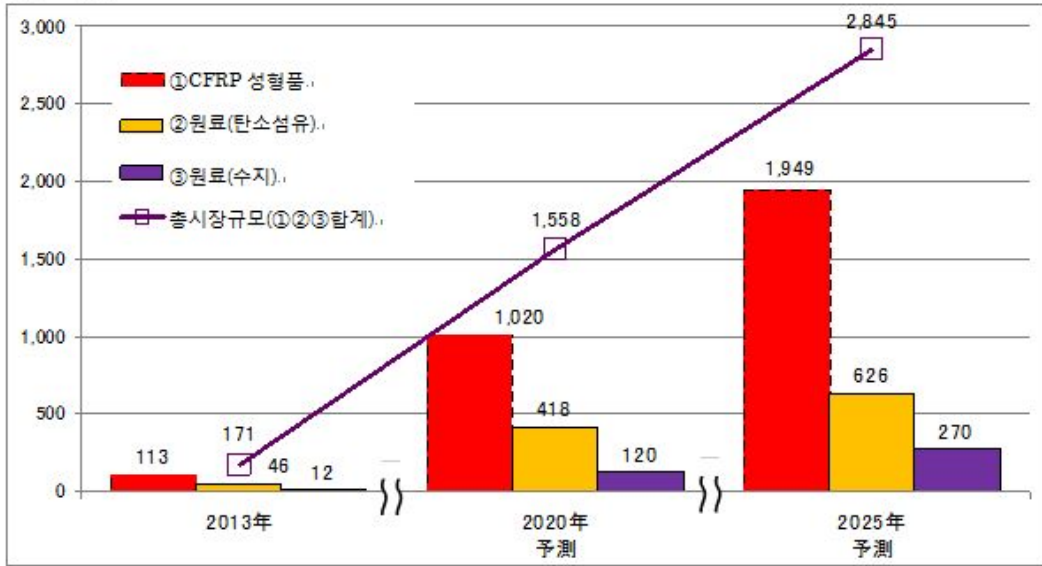
(a)



(b)

Fig. 3 Composite Solutions Applied Throughout the 787 (a) / Cross-Sectional View of a Composite Blade (b)

(단위 : 억엔)*



<야노 경제연구소 추계, 2011>

Fig. 4 Graph of CFRP Increased Demand

제 2 절 선행연구

CFRP에 대한 많은 장점 때문에 활용이 증가되고 적용분야가 확대됨에 따라 많은 연구가 이루어지고 있다. CFRP 재료에 대한 순수 부재 및 혼합 부재에 대한 특성 연구는 양¹³⁾에 의해 경량화 CFRP 부재의 휨강도에 대한 강도, 강성 특성 연구가 이루어졌고, 최¹⁵⁾, 양¹⁴⁾등 많은 선행연구에서 CFRP의 원통, 사각, 모자형(Hat), 하이브리드 부재 등 혼성부재의 굽힘 및 기계적 특성 연구를 다루었다. 권²⁶⁾에 의해 AL/CFRP 하이브리드 복합재료에 대한 인장 파괴 거동에 대한 연구가 다루어졌으며, 석²⁸⁾에 의해 평직 CFRP 적층 복합재료의 섬유 배열각도에 따른 파괴 강도 예측에 관한 연구를 다루었다. CFRP 기계적 특성을 분석하는 분야에서는 Kimiyoshi³⁸⁾가 탄소섬유 인장특성에 관한 변형속도의 영향에 대한 연구가 진행을 진행했고, Xiao-Ling Zhao³⁹⁾는 동적 인장실험에서 중간변형률 속도에 대한 접착매체와 CFRP Sheet와의 기계적 특성연구를 진행했다. 고²⁰⁾의 연구를 에서는 CFRP 복합재의 적층방향에 대한 마찰 및 마모 특성에 대해 다루었다. 양^{18,19)}의 연구에서는 CFRP 원형, 사각, 박육 부재의 충격 압력모드에 관한 연구, 열습 환경의 온도와 계면수 변화에 따른 정적 압력 특성, 충격속도 변화에 따른 경량화용 CFRP 구조부재의 에너지 흡수특성 등 많은 연구가 이루어졌다. 중앙대학교 장²⁷⁾은 직물 복합재료의 일방향, 이축방향 인장실험을 통한 미소거동 관찰에 대한 연구를 진행했다. 구조보강용 FRP 복합체의 역학적 특성치 분석을 위한 인장실험방법 평가연구에 대해서는 유³⁰⁾에 의해 연구되었다.

복합재료를 다른 분야에 접목한 선행 연구를 살펴보면 KAIST의 김⁷⁾, 임⁸⁾이 복합재료 샌드위치 패널을 사용하여 인공위성용 인서트 부품 및 구조 개발에 대해 연구했다. 조선대학교 공^{14,15)}의 연구에서는 탄소섬유/에폭시 면재, 알루미늄 허니컴 코어 샌드위치 복합재 구조의 압입손상에 의한 잔류강도 연구 및 풍력발전기 복합재 블레이드의 설계 및 충격손상 안전성 연구에 관한 내용을 다루었다. 또한 정²⁹⁾의 연구에서는 풍력발전기 건전성 확보를 위한 복합재 블레이드의 강도 향상에 관한 연구가 이루어졌다. 석²⁸⁾의 충격 손상을 받은 항공기용 복합재료의 압축잔류강도 평가에 대한 연구를 진행하였다. 김³¹⁾에 의해 건축에 쓰이는 복합재료 패널로 보강된 철근 콘크리트 보의 휨 해석에 대한 연구가 이루어졌다. 오²⁹⁾의 연구에서는 50피트급 탄소섬유강화복합재료 크루즈 보트의 기본설계 및 특성연구가 이루어졌다. 이와 같이 우주, 항공, 선박, 자동차, 스포츠, 건축 등의 다양한 분야에 복합재료를 적용하여 취약점 개선 및 개발

에 대한 연구는 꾸준히 증가하고 있다.

본 연구에서 하고자 하는 CFRP에 대한 유한요소 시뮬레이션 기법을 적용한 선행연구 사례는 다음과 같다. 김⁴⁾, 정³⁾은 FEM을 이용하여 적층각도 변화에 따라 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가가 이루어졌으며 방⁵⁾은 MSC-Nastran이나 GENO를 이용하여 물성 예측 시뮬레이션을 통해 신뢰성 평가에 대해 다루었다. 또한 정⁶⁾의 학위 논문에서는 유한요소법을 이용한 CFRP 구조 부재의 동적 거동에 대한 연구를 다루었고, 민¹⁰⁾, 오¹²⁾는 FEM에 의한 차체구조 부재에 대해 충격 압괴 특성 연구를 다루었고, 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 프레임 구조 차량의 동적연구에 Ls-Dyna를 이용해 구조 해석을 하고 실제모델과 비교 분석하는 연구를 했다. A. AlaviaNia⁴⁴⁾는 초기 노칭 후 경사 하중에 따른 압축실험 시뮬레이션을 통한 거동에 대해 Ls-Dyna를 통해 예측 하였고, V. B. K. Murthy⁴⁰⁾는 FRP 복합재를 이용하여 시뮬레이션을 통한 Young's Modulus 예측하는 연구를 진행하였다. 또한 Kim⁴¹⁾ 외 저자들은 자동차 사이드 부재의 충격에너지 흡수를 위한 CFRP Tube와 Al/Hybrid beam의 실험결과와 FEM해석 결과를 Ls-Dyna를 이용하여 비교하는 연구를 진행했다. Ali I. Al-Mosawi⁴²⁾의 연구에서는 탄소강화 복합재료의 굽힘특성에 대한 연구를 ANSYS를 한 해석결과와 비교하는 연구를 진행하였다. 김²¹⁾은 ANSYS를 이용하여 실대재의 휨특성에 대한 연구를 다루었다. 위의 선행연구 등을 통해서 이러한 유한요소 해석기법을 통한 연구는 기초 부재나 구조용으로의 사용하는 실제모델에 적용하기 전에 효과적으로 강도, 강성, 휨특성 등의 기계적인 성질을 파악하는데 효과적이라고 판단할 수 있다. 이와 같이 CFRP의 우수한 기계 특성과 많은 장점 때문에 다른 분야에 적용하는 선행연구가 진행되어왔다. 앞으로도 더 많은 분석과 연구가 필요하며 본 연구에서는 선행연구에서 시뮬레이션기법을 통해 얻은 적층각도별 물성치를 기초로 하여 시뮬레이션을 수행한 후 실제 실험과 비교하여 신뢰성을 얻고자 한다.

제 3 절 연구목적 및 방법

복합재료 중 CFRP는 경량화 재료로써 높은 비강도와 비강성, 낮은 열변형률을 가지고 있어 다양한 산업분야에 사용되고 있다. 특히, 항공 산업과 수송기계 산업분야에서 CFRP를 적용하여 에너지에 대한 효율을 높이고자 하는 여러 연구가 진행 중에 있으나 CFRP는 이방성의 특성을 가지고 있어 설계자의 메카니즘 설계 변수에 따라 기계적인 특성이 다르게 나타난다. 이러한 특성 때문에 CFRP의 정확한 물성치를 계산하기란 매우 어려운 실정이다. 일반적으로 복합재료인 CFRP의 정확한 물성치를 얻기 위해서는 많은 시간과 비용이 소모하게 되고 또한 시간과 비용을 투자하여 실험을 한다 하여도 여러 가지 환경변수 때문에 정확한 실험이 될 수 없다. 왜냐하면 CFRP의 경우 제작하는 방법이 같더라도 설계자의 능력과 여러 가지 환경변수로 인하여 강도와 강성이 다르게 나타나기 때문이다. 과거에 선행연구의 결과에서 복합재료 전용 해석 프로그램인 GENOA와 범용 해석프로그램을 이용하여 Fiber, Matrix, Void Volume ratio, Fiber Volume Ratio, Temperature, 적층 각도, 적층 두께, 흡습량 등의 여러 가지 환경변수를 통해 각 적층각도의 기계적 물성치를 얻을 수 있다. 기초실험을 토대로 하여 위의 GENOA의 MCQ에서 얻은 CFRP Ply와 CFRP Laminate의 Young's Modulus, Poisson's Ratio, Shear Modulus 등의 물성데이터를 Ansys Workbench의 Material Properties에 적용할 수 있다. 실험을 통해 인장, 압축, 전단 기초물성을 확보하고 복합재료 전용 해석 프로그램인 GENOA를 이용하여 재해석을 통해 얻은 CFRP Ply당 물성을 구할 수 있다.

본 연구에서는 방⁵⁾ 등의 저자들의 선행연구에서 밝힌 연구결과 등에서 실험을 통해 기초물성으로 복합재료 전용 해석 프로그램인 GENOA를 이용하여 재해석을 통해 적층각도 별 CFRP의 Laminate 및 Ply의 물성을 구할 수 있다. CFRP를 인장실험과 3점 굽힘 실험한 결과와 위에서 재해석을 통해 얻은 CFRP Laminate 물성을 범용 FEM해석 Software에 적용하여 해석한 결과와 비교하였다. 이를 통해 본 연구에서는 예측한 CFRP 물성치의 신뢰도를 확인 및 검증하여 차후에 진행될 유한요소해석 등 구조해석 시뮬레이션에 활용할 수 있는 CFRP 물성치 및 해석방법을 제시하고자 한다.

제 2 장 본 론

제 1 절 시험편

본 연구에서는 경량화 재료로 주목받고 있는 CFRP에 대하여 정확한 물성치를 얻고자 ASTM^{33, 34)} 규격에 기준하였고, 복합재료 전문 업체인 (주)넥스컴스(Nexcoms)에 의뢰하여 시험편을 제작하였다.(<http://www.nexcoms.com>)

복합재료를 성형하는 방법 중에 고분자 물질을 기지로 하는 복합재료의 성형방법으로는 진공백 성형(Vacuum Bag Molding), 압축 성형(Compression Molding), 풀트루전(Pultrusion), 필라멘트 와인딩(Filament Winding), RTM(Resin Transfer Molding), ERM(Elastic Reservoir Molding), 포일 성형(Foil Metallurgy), 주조(Casting), 전착(Electro-deposit), 증착(Vapor Deposit) 및 금속용사(Metal Spray) 방법 등이 있다. 본 연구에서 사용한 굽힘 시험편의 제작방법은 많은 생산량을 필요로 하지 않으나, 고품질이 요구되는 부품 등을 제조할 때 쓰이는 대표적인 방법인 Autoclave를 이용한 진공성형 공정이다. Autoclave 복합재료 진공성형이란, Prepreg(Preimpregnated의 줄임말)를 여러 겹으로 원하는 형상의 몰드를 적층한 후 진공을 유지하기 위해 진공백으로 제품 전체를 포장하여 기체 가압부와 차단한 후 공정을 진행한다. 내부 진공을 유지하면 내부에 있는 수지로부터 발생하는 휘발성분이 제거되고, 여러 겹의 Prepreg를 접합 시에도 기포가 제거되어 치밀하게 접합된 제품을 얻을 수 있다. 등방향에서 압력을 가하는 방식을 사용하고, 가벼운 소재를 사용하여 금형을 제작할 수 있으므로 복잡한 형상의 제품을 제작하는데 용이하다. 이러한 장점으로 항공기 날개와 같은 부품 제작 성형에 많이 사용되는데, 항공기 부품 중에서도 높은 하중을 받는 1차 구조물보다는 비교적 작은 하중을 받으며 형태를 유지하는 역할을 해주는 2차 구조물에 적합하다. 이 Autoclave 성형법은 항공기 복합재 부품 및 풍력 발전기 날개나 선박 해양 스포츠 용품, 자동차 부품 그리고 시제품 등 다양한 분야에서 사용되고 있다.¹⁾ Photo. 1과 Fig. 5에서 Autoclave 장비와 진공 성형 공정, 탄소섬유 에폭시 복합재료를 경화 시킬 때 경화 사이클 등을 나타냈다. 굽힘 시험편 제작에 사용되는 복합재료는 Carbon/Epoxy Uni-direction Prepreg Sheet(한국화이버(주), CU125NS, Carbon/epoxy Uni-direction 125g/m²)를 이용하였으며, Table. 1에 Material Property를 확인 할 수 있다.

인장 시험편의 제작 방법은 Hot-Press를 이용한 압축성형 공정이다. 자동차 등에 많이 사용되는 SMC(Sheet Molding Compound)를 매치드 몰드(Matched Mold)에서 성형하는데 주로 사용된다. 압축 성형 공정의 장점은 짧은 시간에 복잡한 형상의 제품을 만들 수 있으며, 여러 가지 구멍, 보스(Boss), 리브(Rib), 플랜지(Flange) 등을 삽입하여 일체로 성형할 수 있다는 장점이 있다. 따라서 드릴링이나, 접합공정에서 시간을 단축시킬 수 있다. 금형의 온도는 일반적으로 130~160℃ (270~320°F) 정도이며, 경화가 어느 정도 끝나면 금형을 열고 이젝터 핀을 사용하여 제품을 꺼낸다.¹⁾ 인장 시험편 제작에 사용되는 복합재료는 Carbon/Epoxy Uni-direction Prepreg Sheet (SK Chemical, USN125A, Carbon/epoxy Uni-direction 125g/m²)를 이용하였다. Table. 2에 Material Property를 확인할 수 있다.

시험편의 적층 각도는 0° , 15° , 45° , 90° 이고 각각 규칙적으로 혼합 배열하여 제작하였다. Fig. 6에서 적층Ply별 Prepreg를 혼합 배열한 모습을 나타냈다. 표기법은 [A° /B°]_N 으로 표기하고 이는 (A° /B° /A° /B° ······A° /B°) 순서대로 각각 1Ply씩 N번 적층한 것을 나타낸 것이다. 본 연구에서는 [+0° /-0°]₁₀, [+15° /-15°]₁₀, [+45° /-45°]₁₀, [+90° /-90°]₁₀, [0° /90°]₁₀, [90° /0°]₁₀ 으로 정하였다. 각도별 적층 수는 각각 10Ply이고 총 적층 수는 20Ply 이다. 이와 같은 내용을 Table. 3에 나타냈다.

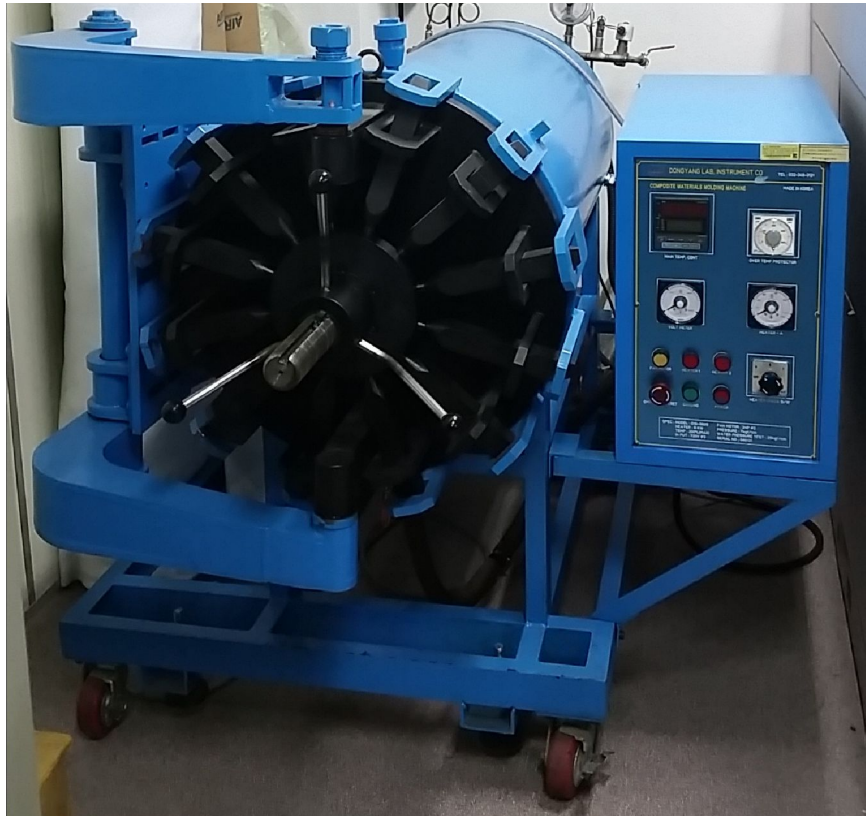
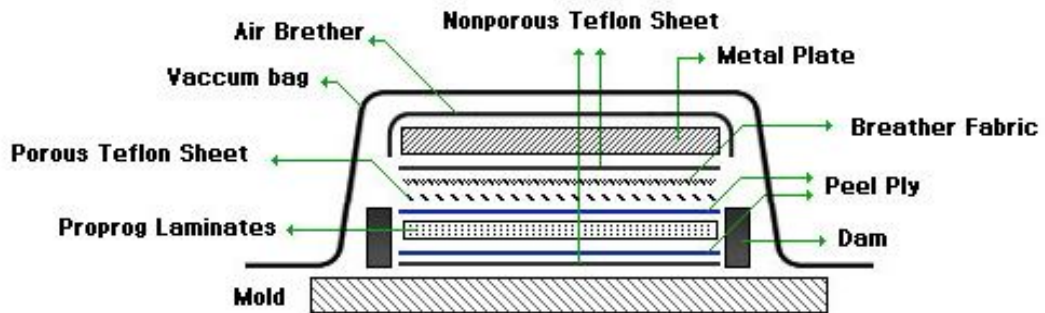
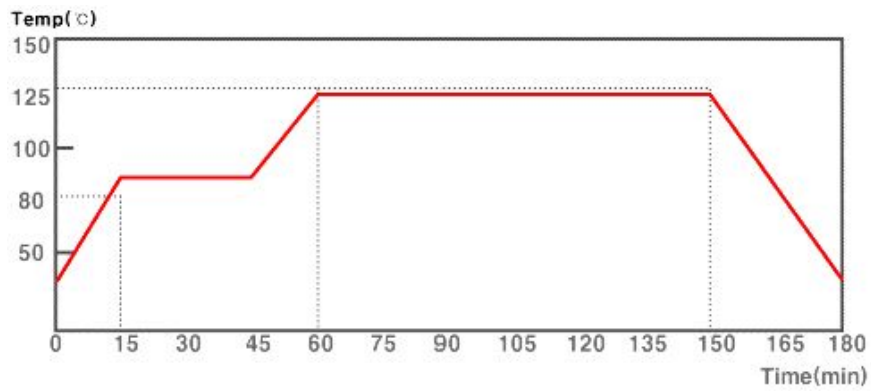


Photo. 1 Autoclave for State of Vacuum Environment



(a)



(b)

Fig. 5 Autoclave Vacuum Stacking Method of Composite (a) /
 Thermostat cure cycle for CFRP Laminate (b)

Table. 1 Bending Specimen of Definition of a Term (Prepreg Sheet)

Carbon/Epoxy Prepreg Sheet			
CU125NS	Thickness (mm)	Fiber Areal Wt (g/m ²)	Resin Content (%)
	0.125	125	73
	R/C (%)	Scrim Wt (g/m ²)	Total Wt (g/m ²)
	±37	34	232

C U 125 NS

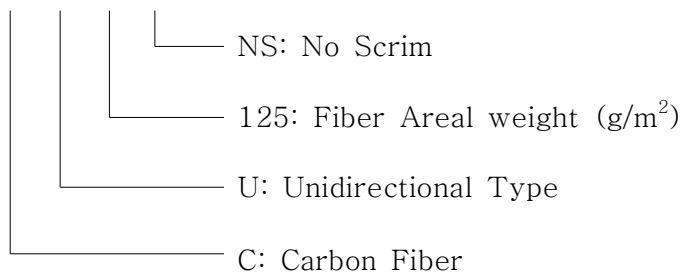


Table. 2 Tensile Specimen of Definition of a Term (Prepreg Sheet)

Carbon/Epoxy Prepreg Sheet				
	Thickness (mm)	Total Wt (g/m ²)	Fiber ArealWt (g/m ²)	Resin Content(%)
USN125A	0.125	195	125	36

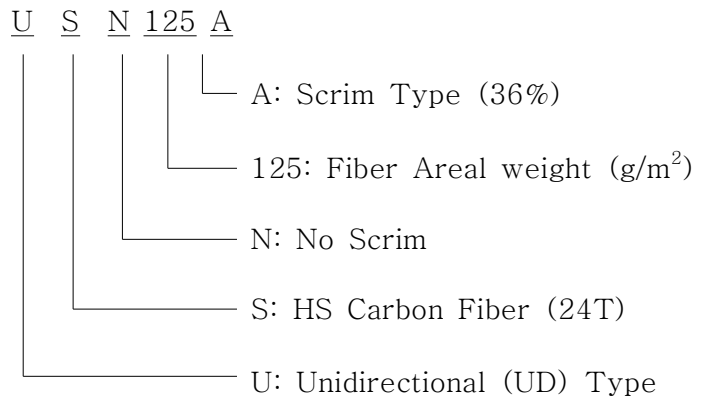
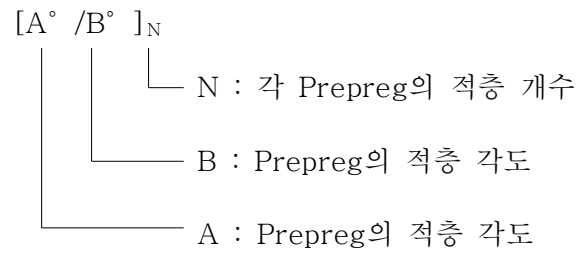


Table. 3 Definition of a Term (Stacking method)



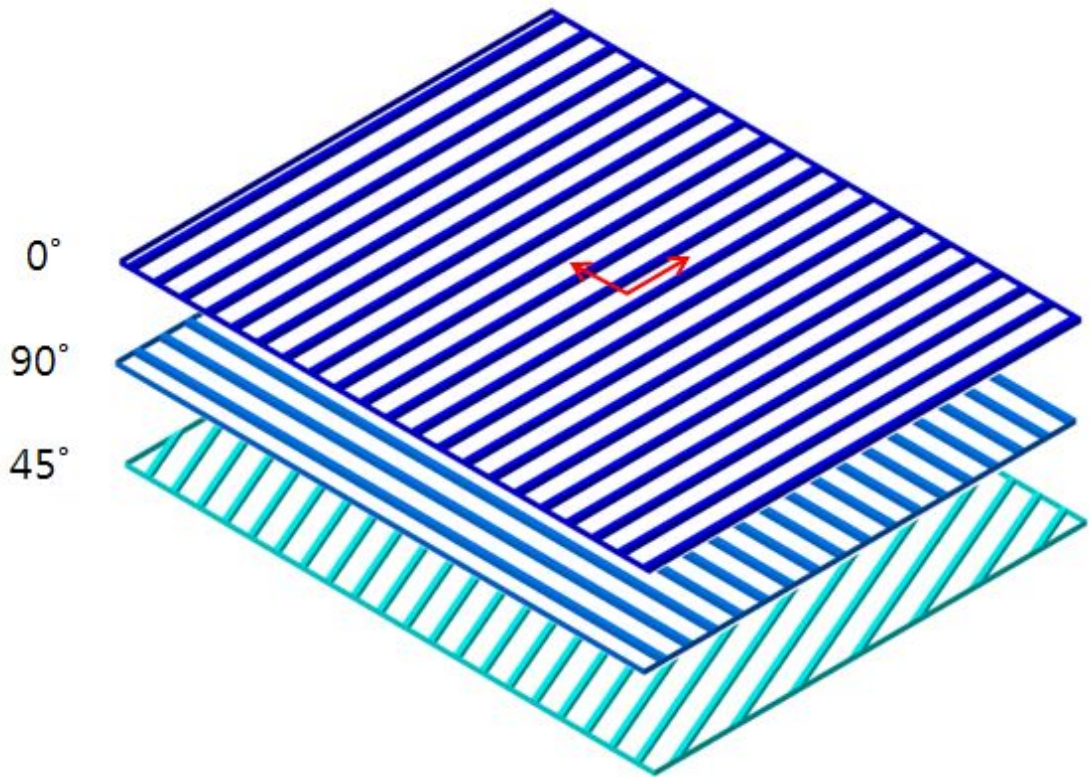


Fig. 6 CFRP Laminate Plate Model

1. 인장 시험편

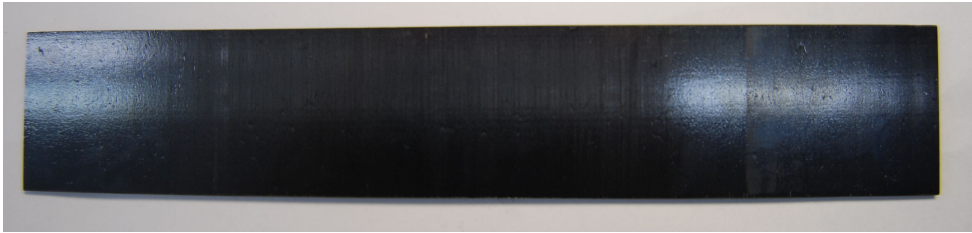
인장 시험편 제작 규격은 ASTM D3039 / D3039-00³³⁾에 준하여 제작하였으며, UTM의 용량 제한으로 인해 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 시험편의 크기는 $15 \times 250 \times 1.2\text{mm}$ (Width \times Length \times Thickness)로 제작하고, $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 의 시험편의 크기는 $25 \times 250 \times 2.5\text{mm}$ 로 제작하였다. 규격에 의해 인장지그에 압착되어 밀림현상과 응력집중의 발생을 방지하고자 탭 길이는 56mm로 시험편의 양 끝부분에 부착하였다. 각 시험편의 개수는 최소 7개씩 제작하였다. Photo. 2와 Fig. 7에서 시험편의 형상 및 재원을 확인할 수 있다.

2. 굽힘 시험편

굽힘 시험편 제작 규격은 ASTM 790³⁴⁾에 준하여 제작하였으며, 이방성 복합재료의 경우에는 전단 강도의 영향을 받지 않으며 굽힘 강도와 강성도 등과 같은 굽힘 계수 측정을 위해 두께에 따른 지지대 길이의 비를 1:60으로 시험편의 크기를 규정하기도 한다. 따라서 본 연구에서는 굽힘 시험편의 크기는 40×180×2mm로 제작하였다.¹³⁾ Photo. 2과 Fig. 7에서 시험편의 형상 및 제원을 확인할 수 있다. 인장 시험편과 동일하게 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 의 적층 각도로 제작하였다.



(a) Specimen of Tensile test



(b) Specimen of Bending Test

Photo. 2 Sample Specimen

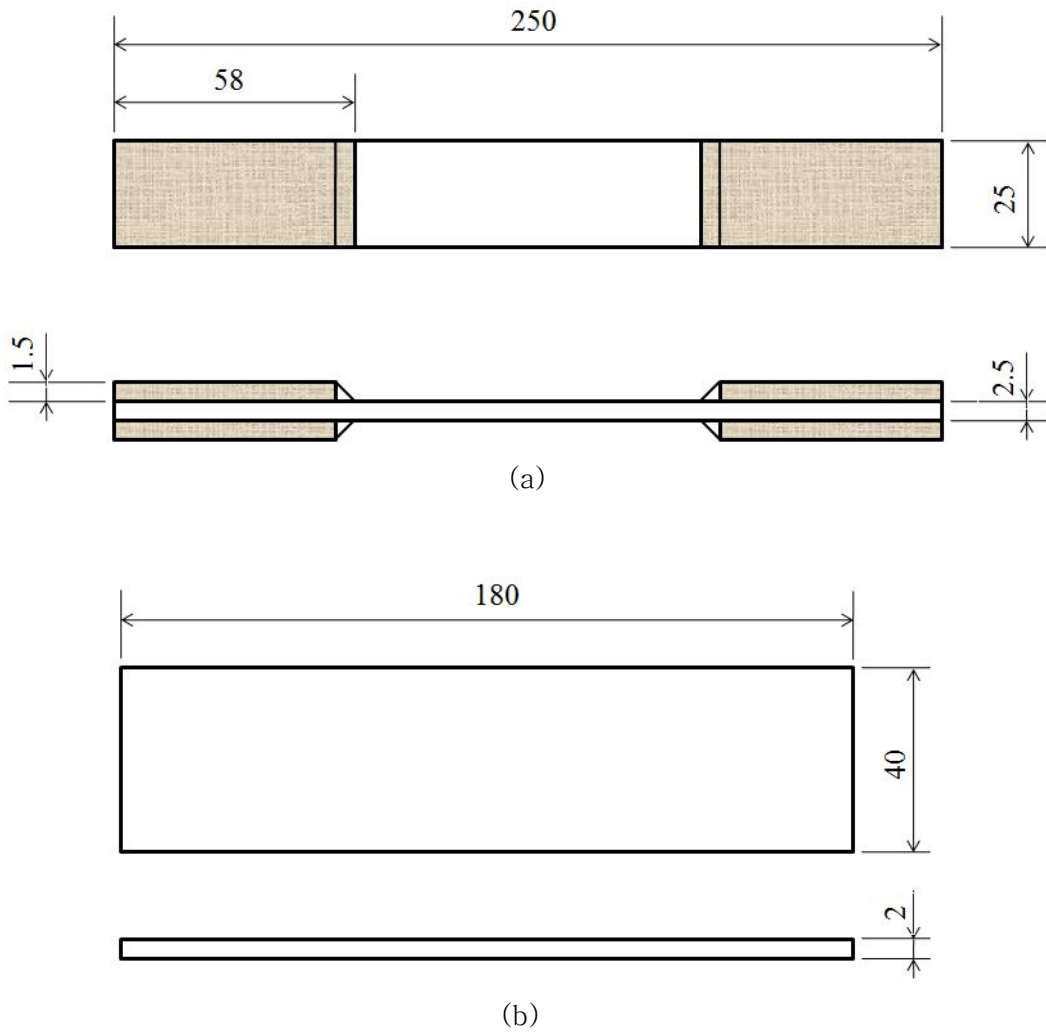


Fig. 7 Specimen of Tensile Test(a) and Bending Test(b)

제 2 절 실험방법

1. 실험장비 및 기자재

본 연구에서는 CFRP의 기본 물성치를 파악하기 위해서 ASTM 규격에 따라 인장, 압축, 전단 지그를 제작하여 실험하였다. 인장지그와 굽힘 지그는 만능재료시험기 (UTM: Universal Testing Machine, SHIMADZU 社, Model name : AG-IS 100kN)에 장착한 후 각각 5~7번의 실험을 실시하였다. 인장 및 굽힘 실험에 사용된 UTM은 Photo. 3에 나타났다. 인장, 압축, 전단 실험은 UTM에 각각 ASTM 규격에 의해 제작된 인장, 압축 전단 지그를 장착한 뒤 실험을 진행한다. 시험편의 기계적 특성과 가해지는 힘에 따라 변형이나 파단이 일어나는데 이를 각각 인장 변형률, 인장강도라고 한다. 인장 변형률의 경우 시험편의 초기 길이 L_0 에 대한 변화량 (가해진 힘에 대한 시험편의 길이의 변화량) ΔL 의 비율로써, $\epsilon = \Delta L/L_0$ 로 정의되며, 백분율로 표시된다. 인장 강도의 경우 파단이 일어날 때의 힘을 변형이 일어나는 Pa단위로 나타낸다. 본 연구에서는 인장변형률의 계측은 Strain-meter를 이용하여 측정하였다. Strain-meter는 스트레인게이지의 변형을 전기적인 신호로 측정하여 측정값을 PC로 전송한다. Strain-meter시험기(KTM Engineering 社, Model name: strain-smart 6200)는 Photo. 4에 나타났다. 다음과 같이 Strain gauge Input card, Thermocouple Input Card, High-Level Input Card, LVDT Input Card, Piezoelectric Input Card, Digital I/O Card 로 6개의 계측 카드로 구성되어 있고, 다양한 센서들과 사용이 가능하다. 인장실험 시 시험편의 중앙에 스트레인게이지를 부착한 뒤 스트레인게이지의 이상 유무를 확인하기 위해 저항측정기로 스트레인게이지의 저항을 측정한 후 Strain-meter에 연결한 후 실험하였다.

2. 인장 실험

복합재료 인장 실험은 ASTM D3039 / D3039M-00³³⁾ 규격에 따라 실험하였다. 인장 지그는 ASTM 규격에 준하여 제작하였으며, 만능재료 시험기에 장착한 지지대 부분은 시험편이 움직이지 않게 고정시키고 크로스헤드 부분은 편심을 방지하기 위해 자유단으로 고정시켰다.

인장실험은 2mm/min의 변위를 제어하여 시험편의 파괴가 진행될 때까지 실험하였다. 시험편의 정중앙 부분에 1축 스트레인게이지를 부착하고, 시험편의 Strain값을 측정할 수 있는 Strain-meter 시험기에 연결하여 Strain값을 측정하였다. UTM과 Strain-meter 시험기에서 얻은 데이터의 동일성을 얻기 위해 시간에 따른 데이터의 개수를 동일하게 적용하였다. 실험값은 UTM과 Strain-meter 시험기에서 각각 하중과 변형량을 얻은 후 응력-변형률 선도를 얻을 수 있었다. 실험은 온도 $23 \pm 3^\circ\text{C}$ 상대 습도 $50 \pm 10\%$ 인 환경조건에서 실험을 진행하였다. 이는 환경요인에 의한 실험적 오류를 방지하고자 함이다. Fig. 8에 인장실험에 대한 전반적인 진행과정의 계략도를 나타냈다.

3. 굽힘 실험

각 적층각도 별 CFRP의 굽힘 강도와 강성도 등과 같은 굽힘 계수 측정을 위해 굽힘 지그를 제작하였다. KS 규격에 따라 굽힘 실험 방법에 일반적인 굽힘 시험편의 두께에 따른 지지대의 길이가 정해지며, ASTM 규격에서 시험편의 길이는 두께에 따른 지지대의 길이 비를 1:16으로 시험편의 너비는 길이의 1/4 이상의 너비를 사용하게 되어있다. CFRP 시험편의 굽힘 실험에 일반적이고 간단하여 다른 연구에 많이 사용되고 있는 3점 굽힘 실험을 적용하였다.

본 연구에서는 ASTM D790-03 및 KS 규격에 따라 같이 3점 굽힘 실험 장치를 제작하였다. 지지 경간(徑間)지그(The Supports) 직경은 30mm로 제작하였고, 미끌림을 방지하고자 자유고정 하였다. 지지 경간거리(Support Span)는 120mm이다. 노즈 경간(徑間)지그(The Loading Nose)는 시험편의 중앙에 위치하며 직경은 10mm의 반원 형태로 제작하였다. UTM에 로드셀과 액추에이터 사이에 노드경간 지그와 지지경간 장치를 설치하여, 시험편을 지지경간장치 위에 놓고 노즈 경간 장치를 하중방향으로 5mm/min 속도로 이송시켜 굽힘 실험을 하였고 변위는 60mm까지 제어하였다. 굽힘 실험의 변위-하중 선도를 사용하여 각각 적층조건에 따른 굽힘 강도와 굽힘 강성도를 구하였다. Fig. 8은 굽힘 실험에 대한 전반적인 진행과정의 계략도를 나타냈다.



Photo. 3 Universal Testing Machine (Tensile Testing)



Photo. 4 Strain-meter 6200

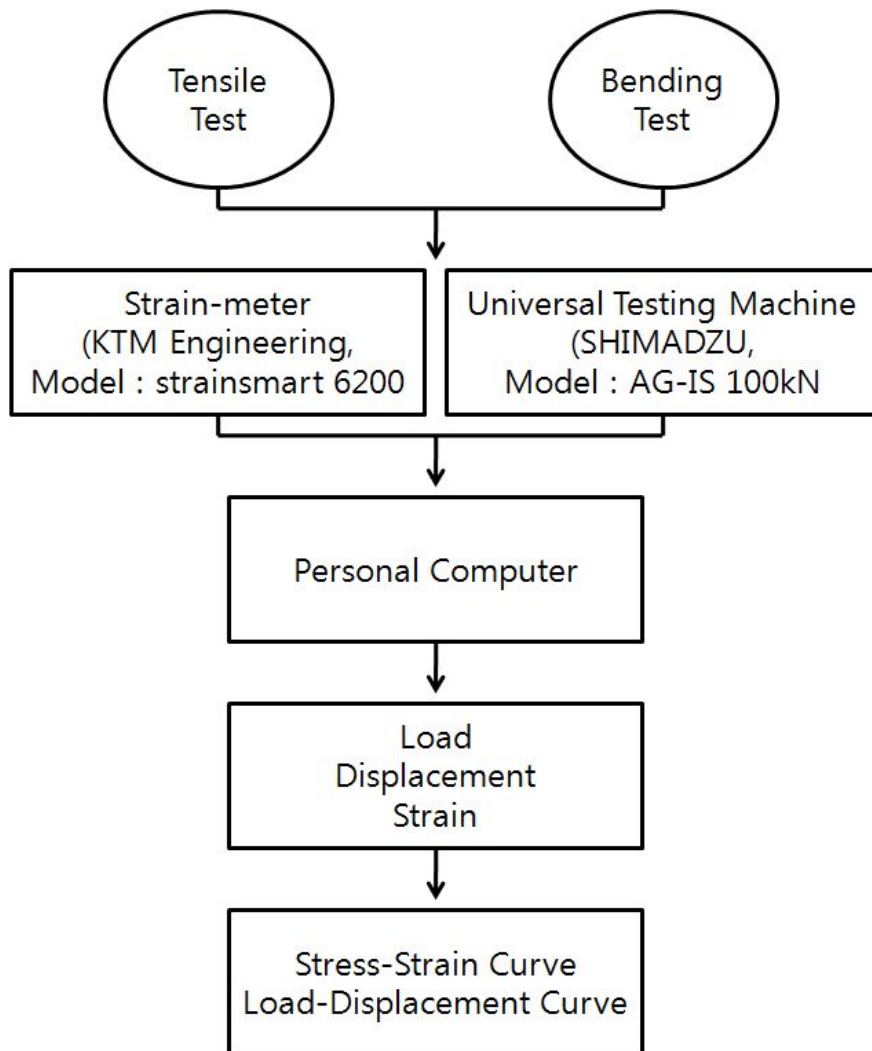
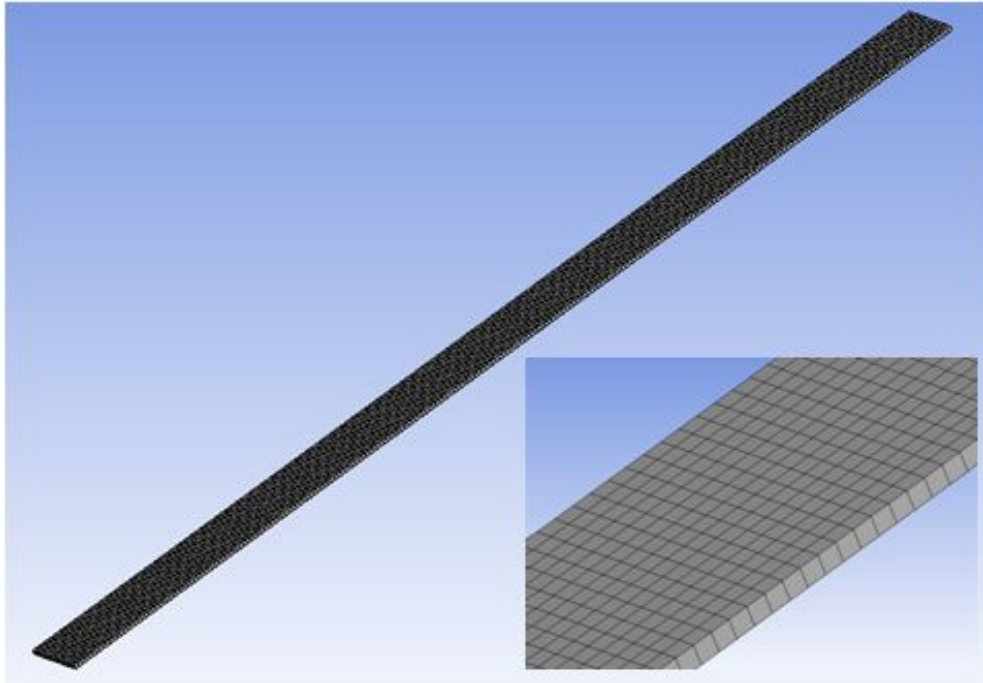


Fig. 8 Diagram of Measurement System

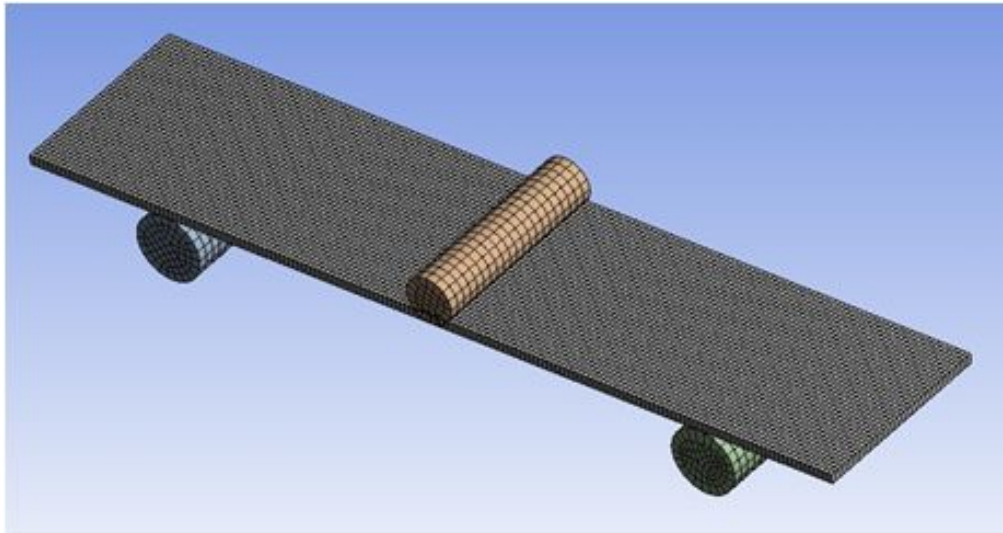
제 3 절 Simulation

1. FE Modeling

CFRP 인장, 굽힘 실험의 FEA(Finite-Element Analysis)에 사용될 Model의 3D CAD Modeling은 Dassault System CATIA V5 R18³³⁾를 이용하였고, 범용 유한요소해석프로그램인 ANSYS Workbench³²⁾를 이용하여 해석을 하였다. 준정적 상태에서 변위제어로 실험이 이루어지기 때문에 구조적인 해석을 위해 ANSYS Workbench 모델 Analysis systems의 Static Structural을 이용하였다. Analysis Process는 Engineering data에서 재료에 대한 물성치 입력, Geometry에서 형상 모델링을 Import하여, Model와 Setup에서 Meshing, Contact 및 하중조건, Solution과 Result에서 Deformation, Stress, Strain 등의 Output Data를 출력할 수 있다. 실제 모델과 동일하게 인장, 굽힘 시험편의 크기에 따라 작성한 3D CAD Surface Model은 stp파일로 변환하여 ANSYS Workbench의 Geometry에서 Import시킨 후 Surface상태의 시편형상을 1×1mm 크기(Mesh size: 1mm, Mesh type: Quad only)로 4개의 질점을 갖는 Element로 생성하였다. Fig. 9에서 인장과 굽힘 Model에 대한 Mesh Modeling을 나타냈다. 그리고 선행연구에서 GENOA³⁴⁾를 통해 얻은 CFRP의 Laminate에 대한 Material Properties에 기초하여 ANSYS의 Engineering Data에 각 적층각도별 물성치를 입력하였다. 복합재료에 대한 이방성 재료에 대한 Material Properties중 Density, Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion, Orthotropic Elasticity, Orthotropic Strain Limits, Orthotropic Stress Limits, Tsai-Wu Constans 등을 입력하였다. Geometry에서 Model의 Properties에는 Lamina의 두께와 적층각을 입력하였다. Modeling 작업 이후에 Component System의 ACP(Pre)모델과 ACP(Post) 모델을 이용하여 복합재료의 적층각도와 적층수에 대한 Layer를 설정하였다. 다음으로 실제 실험과 똑같은 조건을 부여하기 위해 하중조건과 경계조건을 입력하였고 실제 실험에서 스트레인게이지는 시험편의 정중앙 부분에 부착하여 Strain값을 측정하였기 때문에 Simulation에서도 각 시험편 Modeling의 정중앙에 위치한 Element의 Stress와 Strain값을 변위마다 측정하였다.



(a) Meshing of Tensile Modeling



(b) Meshing Process of Bending Modeling

Fig. 9 FEA Modeling in Ansys Workbench

2. Material Properties

본 실험에 사용된 CFRP는 이방성 특징을 가지고 있어 ANSYS Workbench의 Composite material(Orthotropic Material)의 Properties of Outline row의 세부 항목인 Density, Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion, Orthotropic Elasticity, Orthotropic Strain Limits, Orthotropic Stress Limits, Tsai-Wu Constants 등을 이전 연구에서 GENOA를 통해 Reconstruction Simulation Data에 기초하여 Material Properties를 입력했다. 대표적으로 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 시편의 물성 입력 예시를 Table. 5에 나타냈다. 본 연구에서 사용한 Orthotropic Material 모델에 대해 아래 계산식을 이용하여 ANSYS에 적용하였다. Engineering 탄성계수의 값을 계산하기 위해 사용된 Outline을 Table. 4에서 제시하고 있다. Orthotropic Material의 기본 이론식은 다음과 같다.³²⁾

$$\sigma = D * \varepsilon^{el} \quad (1)$$

where:

σ = Stress vector = (output as S)

D = Elasticity or elastic stiffness matrix or stress-strain matrix

$\varepsilon^{el} = \varepsilon - \varepsilon^{th} =$ elastic strain vector

(ε = Total strain vector = $[\varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_z \varepsilon_{xy} \varepsilon_{yz} \varepsilon_{xz}]^T$)

(ε^{th} = Thermal strain vector)

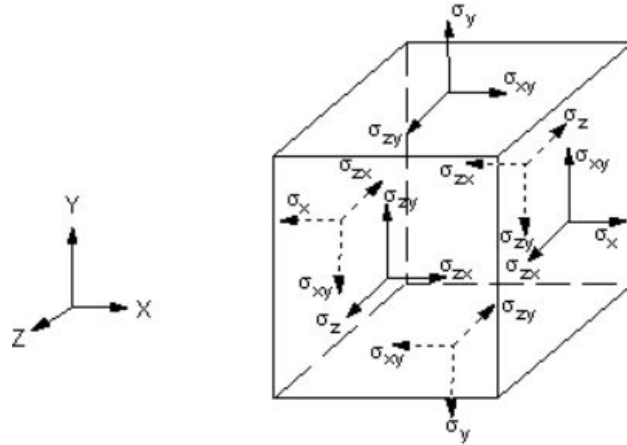


Fig. 10 Stress Vector Definition

Equation 2-1 may also be inverted to:

$$\varepsilon = \varepsilon^{th} + D^{-1} \sigma \quad (2)$$

For the 3-D case, the thermal strain vector is:

$$\varepsilon^{th} = \Delta T [\alpha_x^{se} \ \alpha_y^{se} \ \alpha_z^{se} \ 0 \ 0 \ 0] \quad (3)$$

where:

α_x^{se} = secant coefficient of thermal expansion in the x direction

$$\Delta T = T - T_{ref}$$

(T = current temperature at the point in question)

(T_{ref} = reference (strain-free) temperature)

The flexibility or compliance matrix, $[D]^{-1}$ is:

$$[D]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-\nu_{xy}}{E_x} & \frac{-\nu_{xz}}{E_x} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{yx}}{E_y} & \frac{1}{E_y} & \frac{-\nu_{yz}}{E_y} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{zx}}{E_z} & \frac{-\nu_{zy}}{E_z} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

where typical terms are:

E_x = Young's modulus in the x direction

ν_{xy} = Major Poisson's ratio

ν_{yx} = Minor Poisson's ratio

G_{xy} = Shear modulus in the xy plane

Also, the $[D]^{-1}$ matrix is presumed to be symmetric, so that:

$$\frac{\nu_{yx}}{E_y} = \frac{\nu_{xy}}{E_x} \quad (5)$$

$$\frac{\nu_{zx}}{E_z} = \frac{\nu_{xz}}{E_x} \quad (6)$$

$$\frac{\nu_{zy}}{E_z} = \frac{\nu_{yz}}{E_y} \quad (7)$$

Expanding Equation 2-2 with Equation 2-3 through Equation 2-7 and writing out the six equations explicitly,

$$\varepsilon_x = \alpha_x \Delta T + \frac{\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{xy}\sigma_y}{E_x} - \frac{\nu_{xz}\sigma_z}{E_x} \quad (8)$$

$$\varepsilon_y = \alpha_y \Delta T + \frac{\nu_{xy}\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{yz}\sigma_z}{E_y} \quad (9)$$

$$\varepsilon_z = \alpha_z \Delta T + \frac{\nu_{xz}\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{yz}\sigma_y}{E_y} + \frac{\sigma_z}{E_z} \quad (10)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\sigma_{xy}}{G_{xy}} \quad (11)$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{\sigma_{yz}}{G_{yz}} \quad (12)$$

$$\varepsilon_{xz} = \frac{\sigma_{xz}}{G_{xz}} \quad (13)$$

where typical terms are:

ε_x = direct strain in the x direction

σ_x = direct stress in the x direction

ε_{xy} = shear strain in the x-y plane

σ_{xy} = shear stress on the x-y plane

Table. 4 Outline the experimental tests used to calculate values for the engineering elastic constants.

Property	Description
E11	Through thickness Youngs Modulus Not measured directly. Can be Calculated from $\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{\nu_{21}}{E_{22}}$ to Ensure a consistent stiffness matrix, or can be estimated from inverse flyer plate tests.
E22	In-plane Youngs Modulus. calculated from 0° tension test.
E33	In-plane Youngs Modulus calculated from 90° tension test.
ν_{23}	In-plane Poisson 's ratio calculated from 0° tension tests in which strain gauges applied in 22&33 directions.
ν_{31}	Out-of-plane Poisson 's ratio calculated from 90° tension tests in which strain gauges applied in 11&33 directions.
ν_{12}	Out-of-plane Poisson 's ratio Often unknown, can be calculated from $\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{\nu_{21}}{E_{22}}$ if ν_{21} calculated from 0° tension tests in which strain gauges applied in 11&22 directions and E11 known or estimated.
G23	In-Plane shear modulus Average of that calculated from 45° tensile tests using below.
G12	Out-of-plane shear modulus Average of that calculated from short beam shear tests.
G31	Out-of-plane shear modulus As G12 above.

Table. 5 Material Property of $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ CFRP Lamination

Property	Value	Unit
Density	1.49E-06	kg.mm ³
Orthotropic Elasticity		
Young's Modulus x Direction	123,400	MPa
Young's Modulus y Direction	7,939	MPa
Young's Modulus z Direction	7,939	MPa
Possion's Ratio xy	0.34	N/A
Possion's Ratio yz	0.4	N/A
Possion's Ratio zx	0.34	N/A
Shear Modulus xy	6,230	MPa
Shear Modulus yz	2,992	MPa
Shear Modulus zx	6,293	MPa
Orthotropic Stress Limits		
Tensile x Direction	1,804	MPa
Tensile y Direction	25	MPa
Tensile z Direction	25	MPa
Compressive x Direction	-529	MPa
Compressive y Direction	-171	MPa
Compressive z Direction	-171	MPa
Shear xy	86	MPa
Shear yz	50	MPa
Shear zx	86	MPa
Orthotropic Strain Limits		
Tensile x Direction	0.0147	N/A
Tensile y Direction	0.003448	N/A
Tensile z Direction	0.003448	N/A
Compressive x Direction	-0.00428	N/A
Compressive y Direction	-0.0306	N/A
Compressive z Direction	-0.0306	N/A
Shear xy	0.0466	N/A
Shear yz	0.04	N/A
Shear zx	0.0466	N/A
Tsai-Wu Constants		
Coupling Coefficient xy	-1	
Coupling Coefficient yz	-1	
Coupling Coefficient zx	-1	

3. Load-Constrain Condition

인장 실험에서 시험편의 하단부분은 지그가 탭 부분만큼을 물려 움직이지 않도록 고정하고 있기 때문에 시뮬레이션에서도 시험편의 하단부분은 탭 길이만큼의 Element를 움직임이 없도록 모든 자유도를 구속시켰다. 또한, 시험편 상단 부분의 탭 길이만큼의 Element에 모든 자유도를 구속시키고, 탭 길이만큼의 Element에 2mm/min의 변위를 제어할 수 있도록 정의하였다. 인장실험 해석에 대한 구속조건은 Fig. 11에 나타냈다. 실제 실험에서 스트레인이거나 부착 부위가 시험편의 정중앙이기 때문에 시험편 모델의 가운데 지점의 Element의 Strain과 Stress을 얻어 그래프를 얻었다.

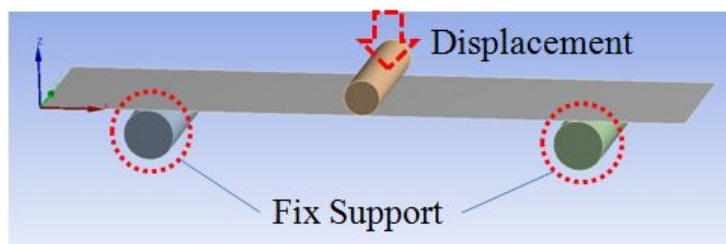
굽힘 시뮬레이션에서 시험편과 시험편을 지지하고 있는 2개의 직경 10mm인 원형 Supports의 경간거리는 120mm, 자유도 없이 고정하였다. 시험편에 하중을 작용하는 1개의 The Loading nose는 시험편의 중앙부분에 직경 5mm 원형으로 모델링하였으며 시험편 모델링과 Supports의 Contact조건으로 Contact body는 Support와 Loading Lose로 설정하고 Target Body로 Specimen를 설정하였고 Type으로 Frictional 0.3으로 설정한 후 Asymmetric으로 하여 시험편이 Support와 Loading Nose를 침투하지 않도록 하였다. (Support와 Loading Nose를 Rigid Body로 설정하는 것과 동일함) 본 연구논문에서 중력방향과 동일하게 $-z$ 방향으로 강제로 변위제어 조건을 주었다. 이때 각 시편별로 변위 값을 나누어 제어하기 위해서 10개의 step으로 나누어 해석을 수행하였다. 굽힘 실험 해석에 대한 구속 조건 및 Contact조건을 Fig. 11에 다음과 같이 나타냈다. Analysis Setting은 해석모델이 과도한 변형을 일으키게 되므로 Large Deflection을 활성화하였으며, Sub-step을 나누어 비선형 해석을 위해 수렴을 가능하도록 설정하였다. 또한 비선형적인 거동을 정확하게 예측하기 위하여 평형조건을 만족할 때까지 여러 번의 계산을 수행함으로써 해를 얻게 되는 Newton-Raphson Method를 설정하였다.

Displacement



Fix Support

(a) Tensile Modeling



(b) Bending Modeling

Fig. 11 Boundary Condition Setting

4. Analysis

복합재료 전용 해석프로그램인 GENOA를 이용하여 각각 적층각도의 Ply 및 Lamina에 대한 물성 값을 알 수 있다. 이를 범용 시뮬레이션 Tool인 ANSYS Workbench를 이용하여 물성치를 적용한 뒤 해석을 실제 실험과 동일한 모델과 조건을 부여하여 해석을 진행하였다. 해석을 진행하는 프로세스에 대해 Fig. 12에 다음과 같이 나타냈다.

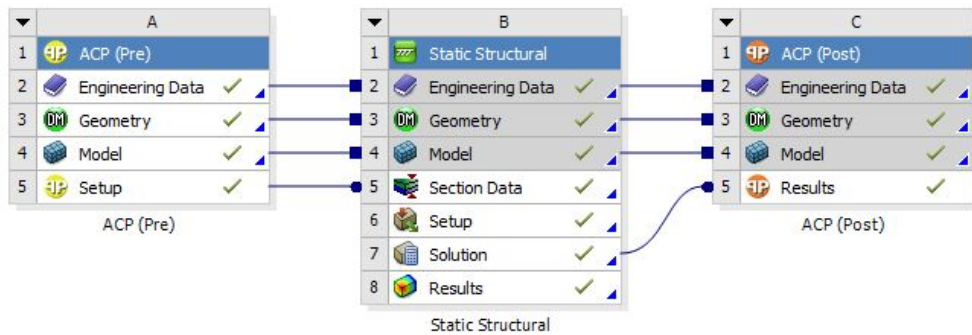


Fig. 12 ANSYS Analysis Process

제 3 장 결과 및 고찰

제 1 절 인장 실험

1. 인장 실험 시뮬레이션

준정적 상태에서 변위제어로 실험이 이루어지기 때문에 구조적인 해석을 위해 ANSYS Workbench 모델 Analysis systems의 Static Structural을 이용하였다. Analysis Process는 Engineering data에서 재료에 대한 물성치 입력, Geometry에서 형상 모델링을 Import하여, Model와 Setup에서 Meshing, Contact 및 하중조건, Solution과 Result에서 Deformation, Stress, Strain 등의 Output Data를 출력할 수 있다. 실제 모델과 동일하게 인장 시험편의 크기에 따라 작성한 3D CAD Surface Model은 stp파일로 변환하여 Geometry에서 Import시킨 후 Surface상태의 시편형상을 1mm의 Quad mesh로 4개의 질점을 갖는 Element로 생성하였다. 다음으로 실제 실험과 동일한 조건을 부여하기 위해 하중 조건(Displacement)과 경계조건(시편 끝단 Fix Supports)을 입력하였다. 시험편 모델링 중심에 Path를 생성하여 가운데 지점을 측정하였고 Fig. 13에 나타냈다. 실제 실험에서 스트레인게이지는 시험편의 정중앙 부분에 부착하여 Strain값을 측정하였기 때문에 Simulation에서도 각 시험편 Modeling의 Path의 정중앙에 위치한 Element의 Stress와 Strain값을 변위마다 측정하였다. Fig. 14 ~ 18에서 Stress-Strain Curve로 나타냈다. 본 연구에서는 Maximum Principal Stress와 Maximum Principal Strain을 측정하였다. 이는 일반적으로 모델이 외부의 힘을 받을 때 주응력 방향으로 파단이 일어나므로 파단의 직접적인 원인이 될 수 있다. 모든 시뮬레이션 결과 값이 수렴하여 선형구간을 나타냈다.²⁾

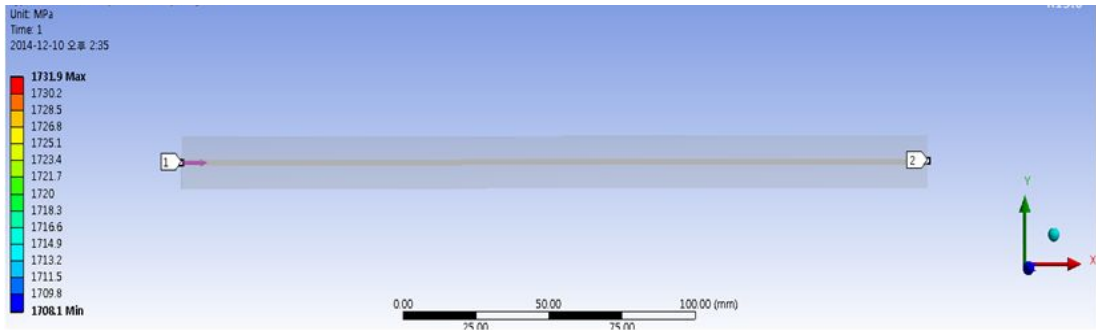


Fig. 13 Generation of Path for Analysis



Fig. 14 The Stress-Strain Curve of Tension Simulation $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

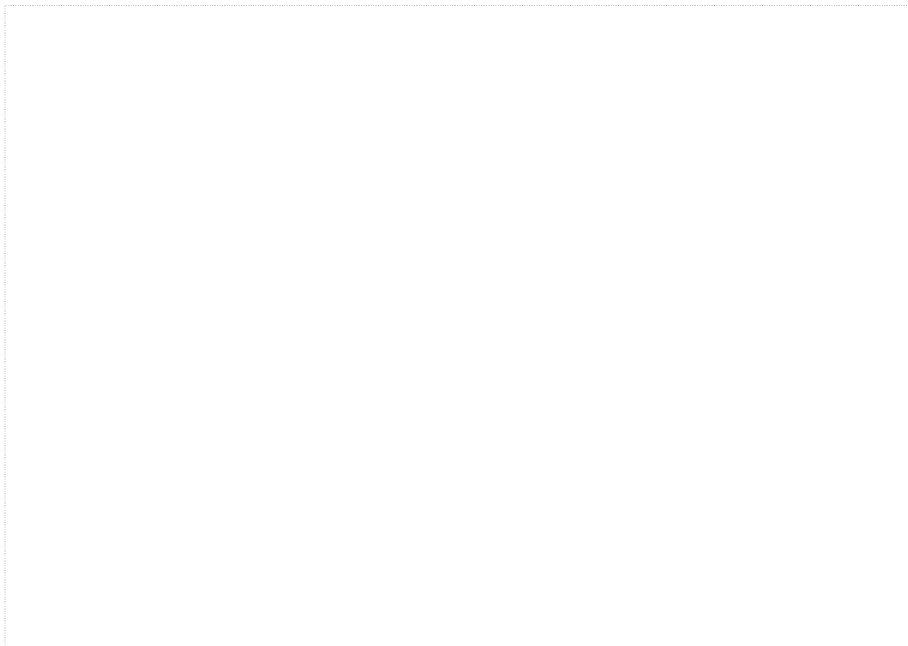


Fig. 15 The Stress-Strain Curve of Tension Simulation $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$

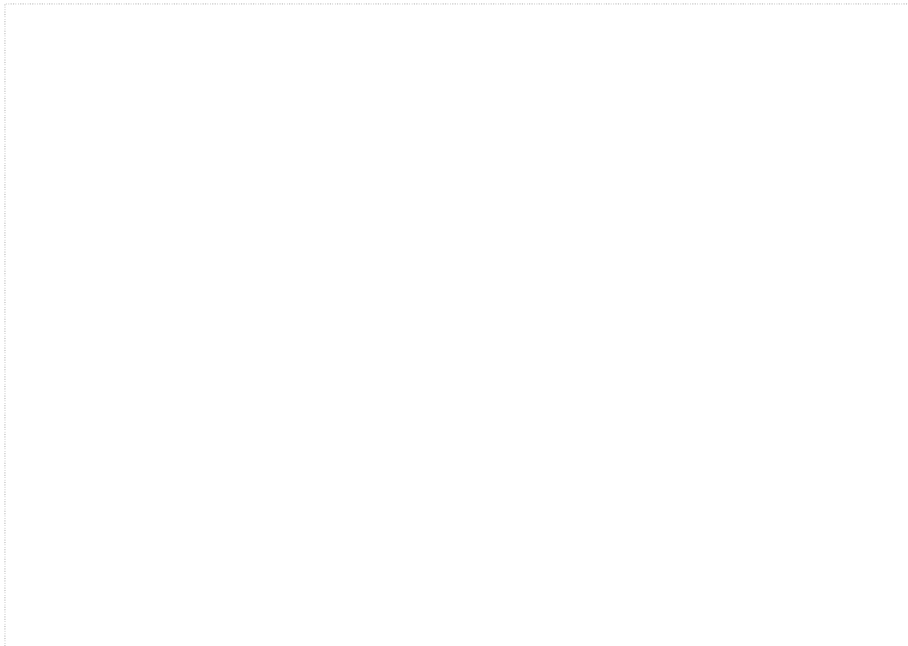


Fig. 16 The Stress-Strain Curve of Tension Simulation $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$

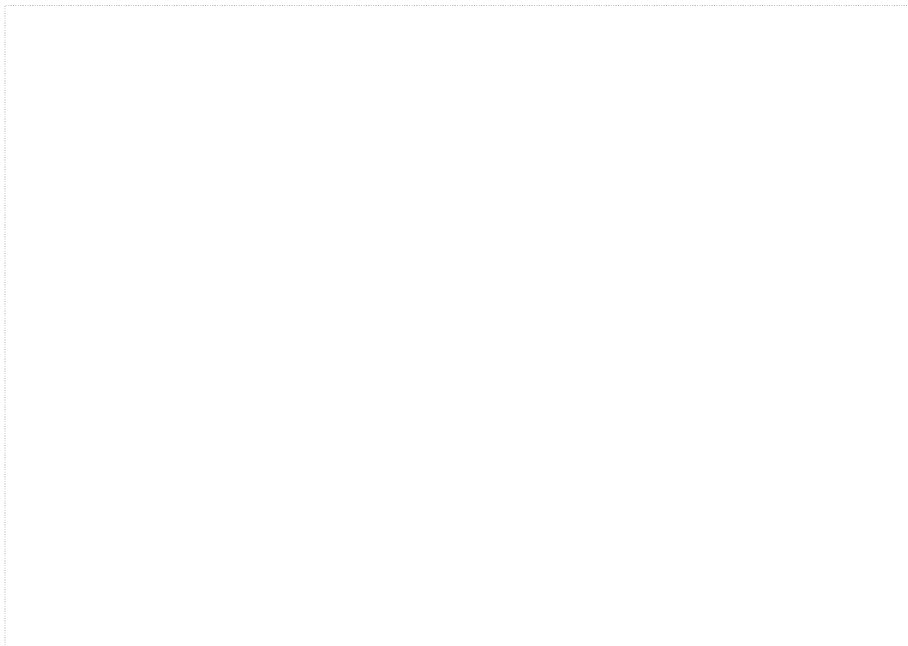


Fig. 17 The Stress-Strain Curve of Tension Simulation $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$

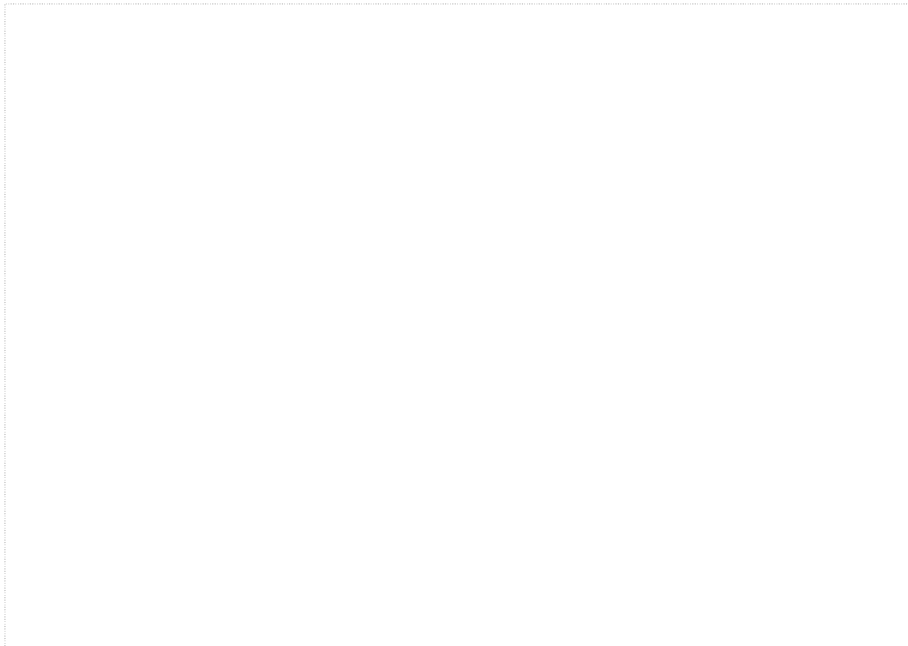


Fig. 18 The Stress–Strain Curve of Tension Simulation [90° /0°]₁₀

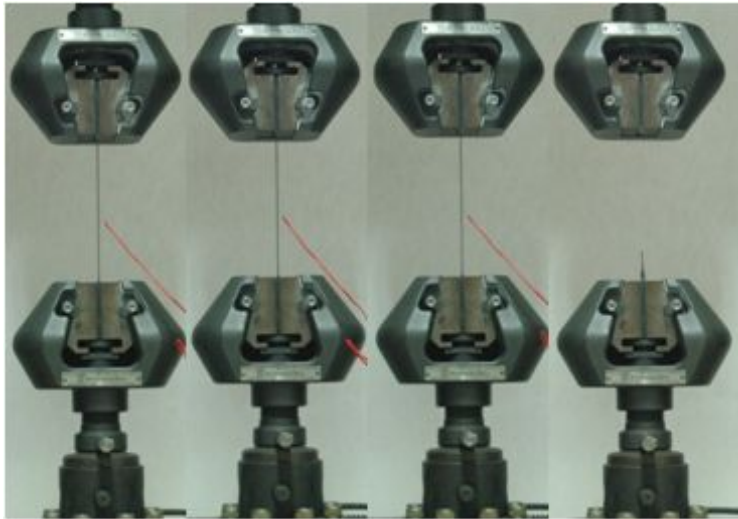
2. 인장 실험결과

인장, 압축 그리고 전단 실험 후 시간에 따른 하중과 변형률의 데이터를 얻은 후 식 (14)에 대입하여 각 시험편의 응력을 구하였다. 그리고 인장 실험의 ASTM 규격에 있는 식(15)과 따라 각각의 Modulus값을 구하였다.

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (14)$$

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (15)$$

여기서, E^{chord} 는 각 실험에 대한 시험편의 Modulus값이고, $\Delta\sigma$ 과 $\Delta\epsilon$ 은 응력과 변형률의 차를 나타낸다. 각각의 실험에서 얻어진 시간에 따른 응력과 변형률의 데이터에서 시간 성분을 제외하고 응력-변형률선도를 Fig. 19~ 24에 나타냈다. 대부분의 적층각도의 실험결과에서 선형형태로 나타났으며 $[+45/-45]_{10}$ 의 경우에는 비선형형태로 나타났다. Photo. 5 ~ 10에서는 각 시편별 인장실험 시 변위마다 변형되는 모습을 파단 될 때까지 과정과 시편이 파괴된 후 형상을 나타냈다.

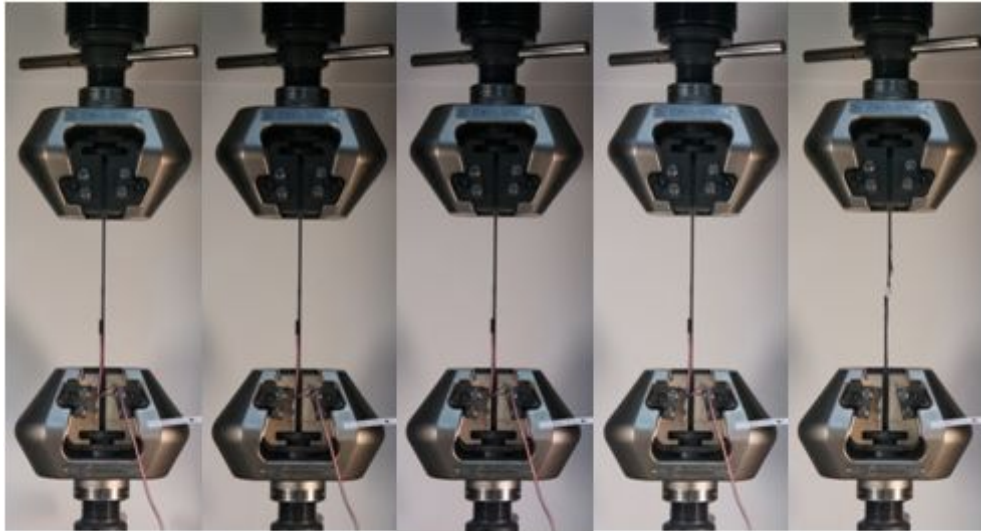


(a)



(b)

Photo. 5 A Process of Tensile Test $[+0/-0]_{10}$ (a) / Failure of $[+0/-0]_{10}$ (b)



(a)



(b)

Photo. 6 A Process of Tensile Test [+15/-15]₁₀ (a) / Failure of [+15/-15]₁₀ (b)



(a)



(b)

Photo. 7 A Process of Tensile Test [+45/-45]₁₀ (a) /
 Failure of [+45/-45]₁₀ (b)



(a)



(b)

Photo. 8 A Process of Tensile Test $[+90/-90]_{10}$ (a) /
Failure of $[+90/-90]_{10}$ (b)

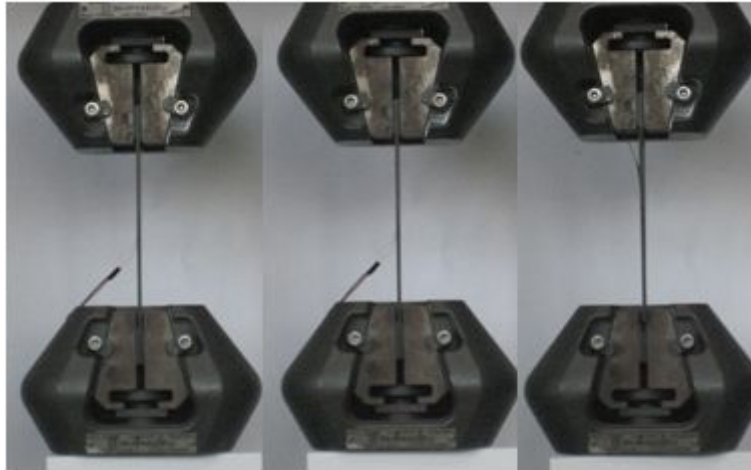


(a)



(b)

Photo. 9 A Process of Tensile Test $[0/90]_{10}$ (a) / Failure of $[0/90]_{10}$ (b)



(a)



(b)

Photo. 10 A Process of Tensile Test $[90/0]_{10}$ (a)/ Failure of $[0/90]_{10}$ (b)



Fig. 19 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

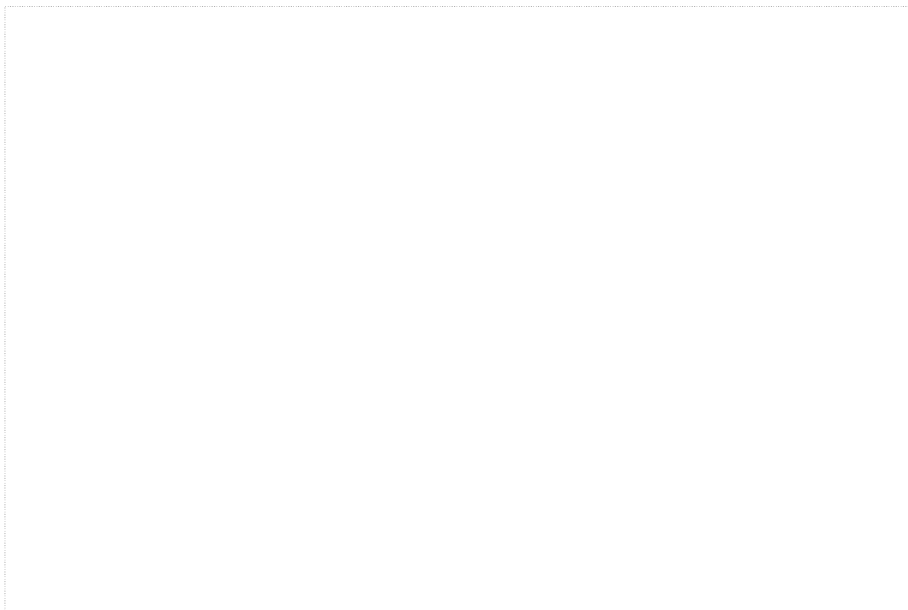


Fig. 20 The Stress–Strain Curve of Tension Test $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$



Fig. 21 The Stress–Strain Curve of Tension Test [$+45^\circ$ / -45°]₁₀

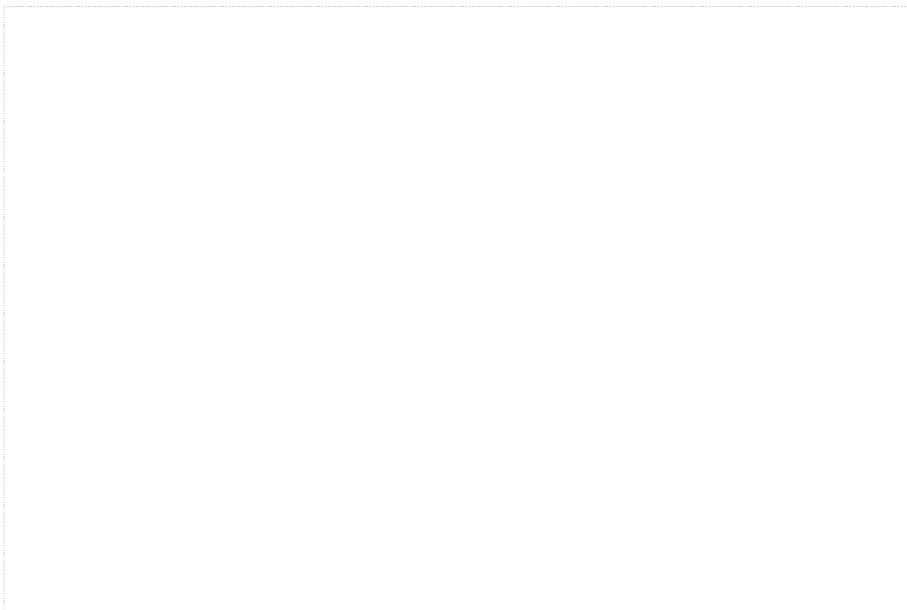


Fig. 22 The Stress–Strain Curve of Tension Test [$+90^\circ$ / -90°]₁₀



Fig. 23 The Stress-Strain Curve of Tension Test [0° /90°]₁₀

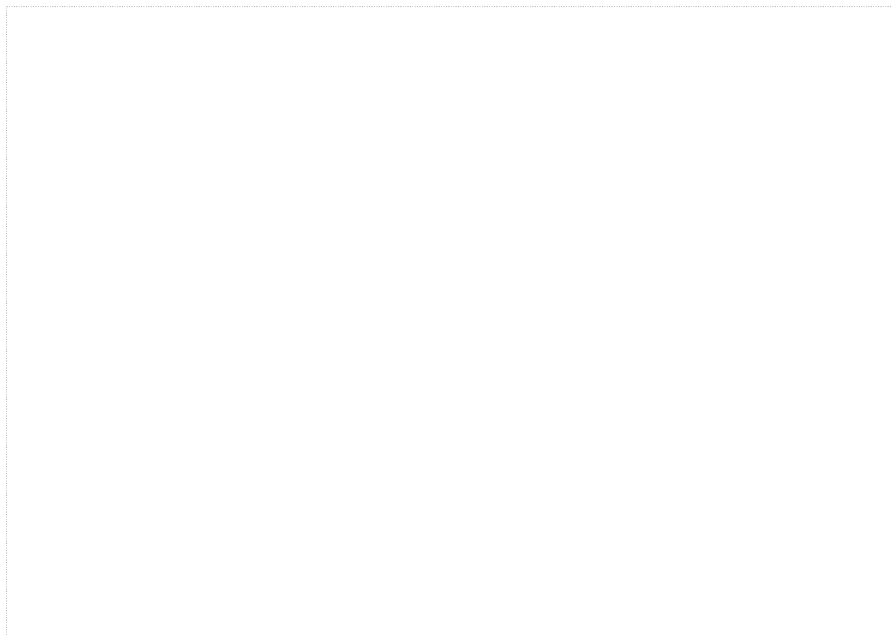


Fig. 24 The Stress-Strain Curve of Tension Test [90° /0°]₁₀

3. 인장 시뮬레이션 결과 및 고찰

2장 3절에 나타낸 MCQ로 해석하여 얻은 재구성된 물성치를 기초하여 범용 유한요소 해석 프로그램에 Material Properties를 적용하여 실제실험과 동일한 형상 모델링과 Contact 및 하중조건을 적용하고 인장 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 25 ~ 29에서 위와 같은 인장 시뮬레이션 결과와 실제 인장실험 데이터를 종합하여 Stress-Strain Curve로 비교하여 나타냈다.

$[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 시편의 경우 시뮬레이션에서 실제실험과 비교하여 인장강도와 강성 값이 거의 유사함을 나타냈다. 아래 그래프 기울기가 초반에는 거의 일치하다가 파단이 발생할 때 쯤 기울기의 차이가 있는데 이러한 경향은 실험적 환경적인 변수에 따른 원인이거나, CFRP가 함유하고 있는 Resin의 영향으로 인장강도 및 강성 값에 영향을 주는 것으로 사료된다. 파단 시에 실제 실험결과의 평균값과 시뮬레이션 결과는 약 2.5% 오차가 있었다. $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 의 시편에서도 역시 인장강도 및 강성 값이 거의 유사함을 나타냈다. 다음 시편들은 시뮬레이션 결과는 파단 시 실제 결과 값의 약 0.3%, 3.1%, 2.0%, 3.8%의 오차가 있었다.

$[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 시편의 경우 시뮬레이션에서 실제실험과 비교하여 차이가 있었다. 실제실험에서는 비선형곡선 형태를 나타냈으나, 시뮬레이션에서는 선형구간이 두드러졌다. 이는 Analysis Setting 옵션의 비선형적 수렴 불가로 인한 오류로 판단되며, 본 논문의 인장 시뮬레이션 결과로는 제외하였다. $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 물성데이터에 대한 검증과 더불어 추후 연구에서 해결하고자 한다.



Fig. 25 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

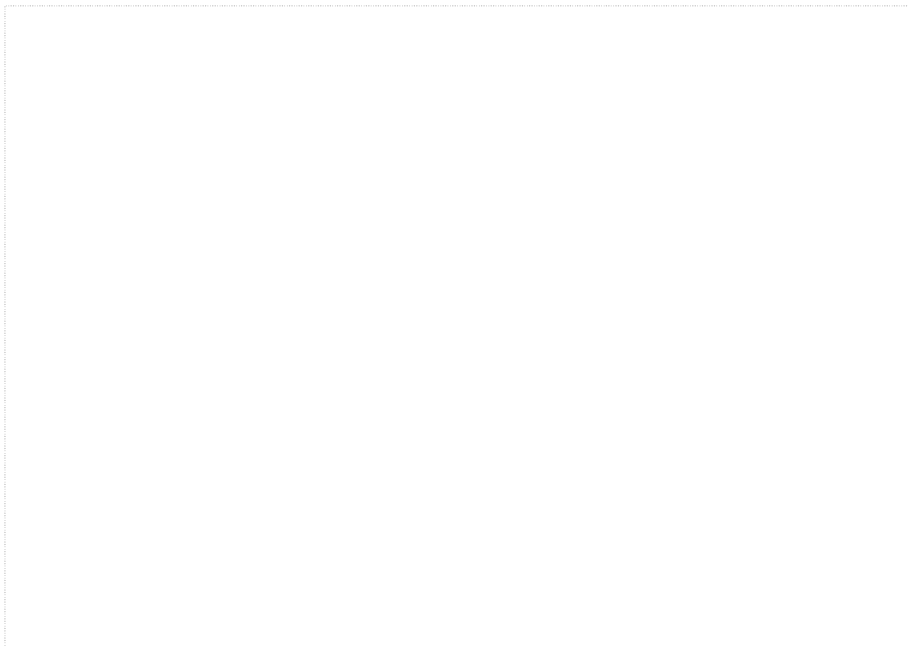


Fig. 26 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$



Fig. 27 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$

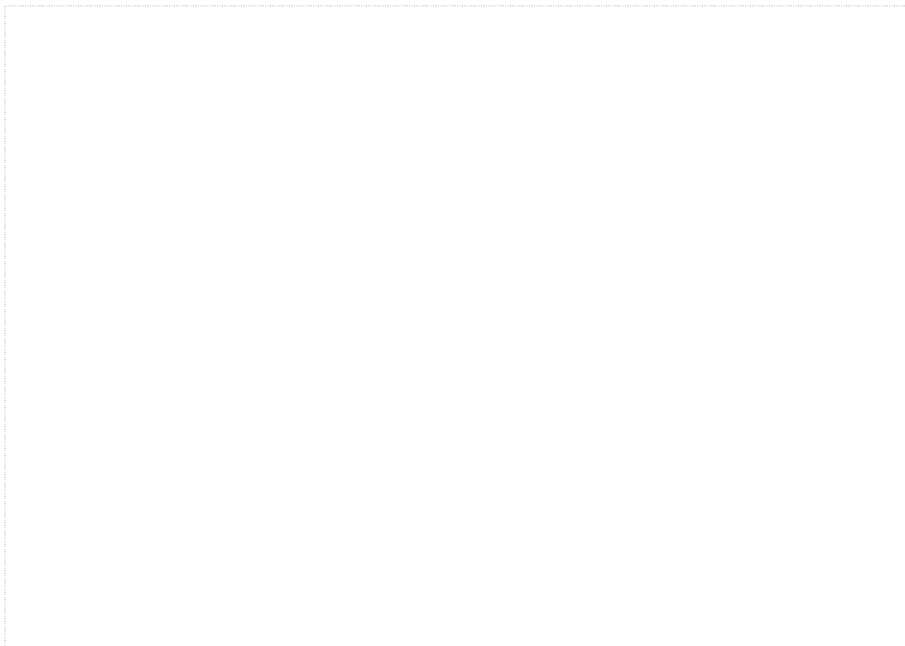


Fig. 28 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$



Fig. 29 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension [90° / 0°]₁₀

제 2 절 굽힘 실험

1. 굽힘 실험 시뮬레이션

준정적 상태에서 변위제어로 실험이 이루어지기 때문에 구조적인 해석을 위해 ANSYS Workbench 모델 Analysis systems의 Static Structural을 이용하였다. Analysis Process는 Engineering data에서 재료에 대한 물성치 입력, Geometry에서 형상 모델링을 Import하여, Model와 Setup에서 Meshing, Contact 및 하중조건, Solution과 Result에서 Deformation, Stress, Strain 등의 Output Data를 출력할 수 있다. 실제 모델과 동일하게 굽힘 시험편의 크기에 따라 작성한 3D CAD Surface Model은 stp파일로 변환하여 Geometry에서 Import시킨 후 Surface상태의 시편형상을 1mm의 Quad mesh로 4개의 질점을 갖는 Element로 생성하였다. 다음으로 실제 실험과 동일한 조건을 부여하기 위해 하중 조건(Displacement)과 경계조건(2개의 Supports를 Fix Supports)을 입력하였다. 시험편 모델링 전체의 최대응력과 최대변형 부위를 측정하였고 Fig. 30에서는 각 변위마다 굽힘 시편의 형상이 변화하는 모습과 응력분포를 Contour로 나타냈다. Fig. 31 ~ 36에서 각 변위마다 결과 값을 종합하여 Stress-Strain Curve로 나타냈다. 본 연구에서는 Maximum Principal Stress와 Maximum Principal Strain을 측정하였다. 이는 일반적으로 모델이 외부의 힘을 받을 때 주응력 방향으로 파단이 일어나므로 파단의 직접적인 원인이 될 수 있다. 모든 시뮬레이션 결과 값이 수렴하여 선형구간을 나타냈다.

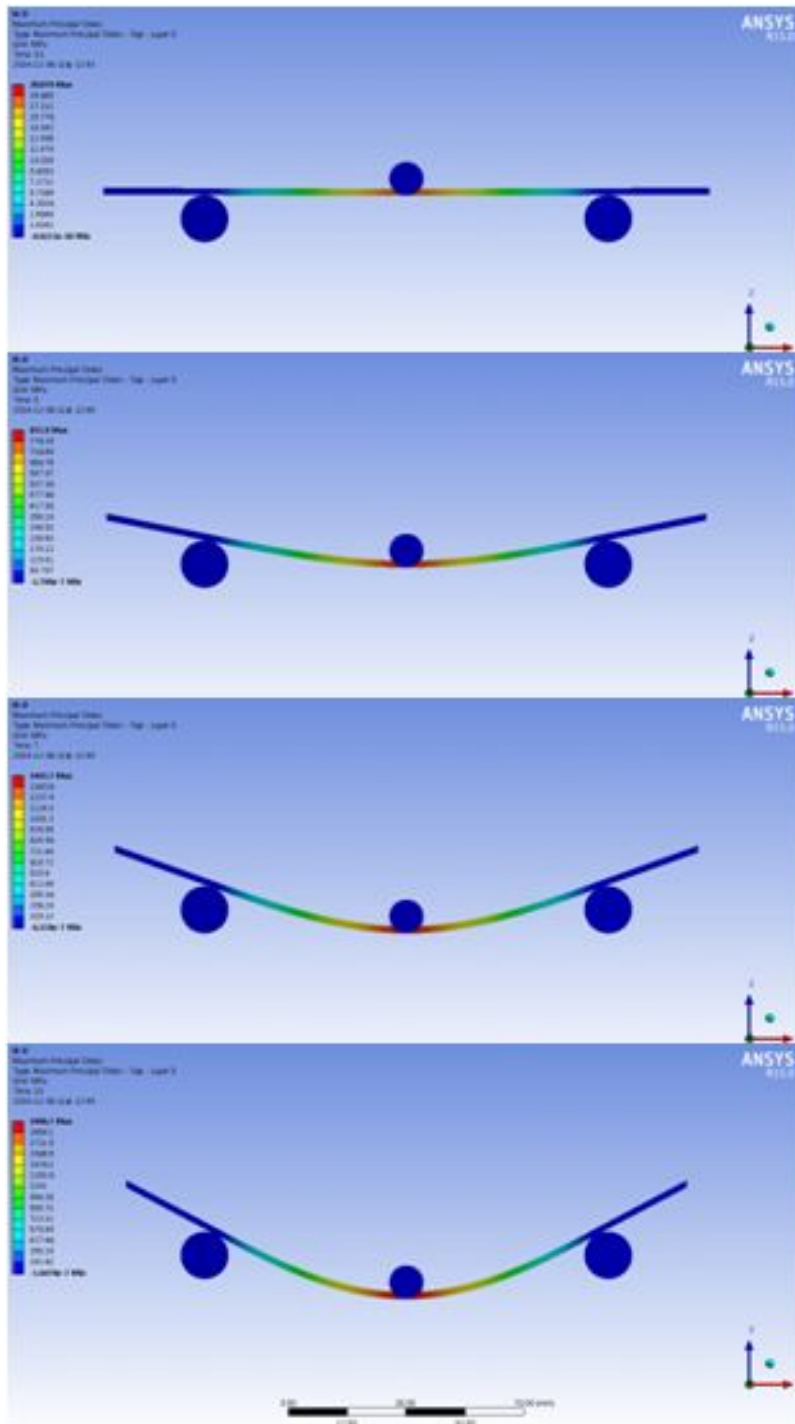


Fig. 30 Process of Bending Simulation on Ansys Workbench

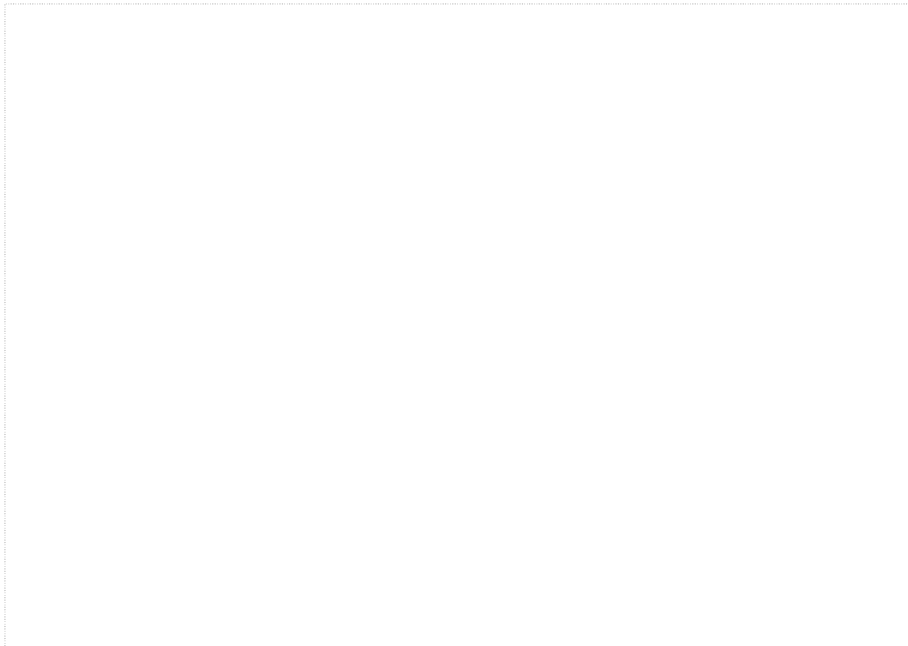


Fig. 31 The Stress-Strain Curve of Bending Simulation $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

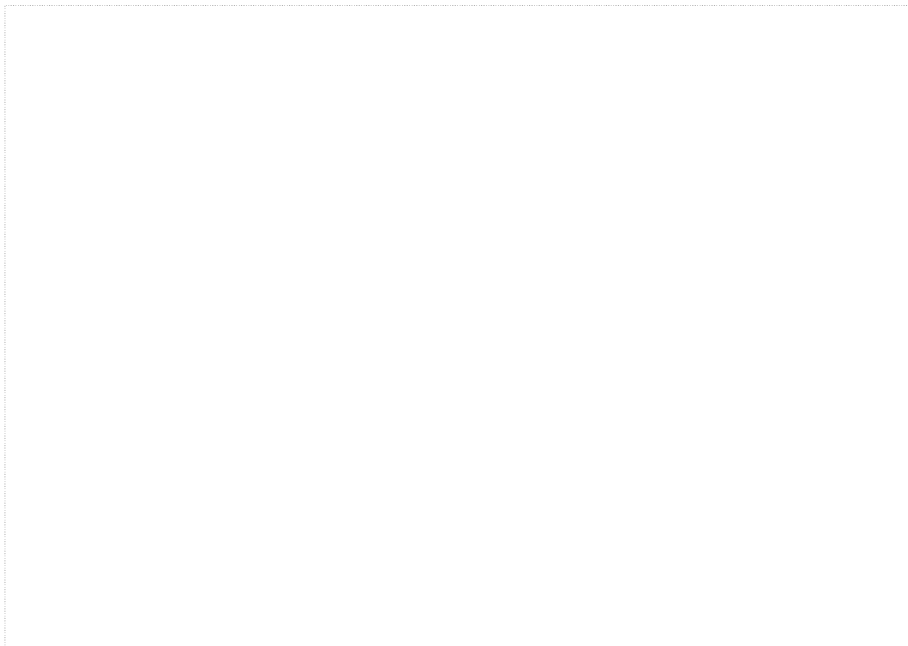


Fig. 32 The Stress-Strain Curve of Bending Simulation $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$



Fig. 33 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$

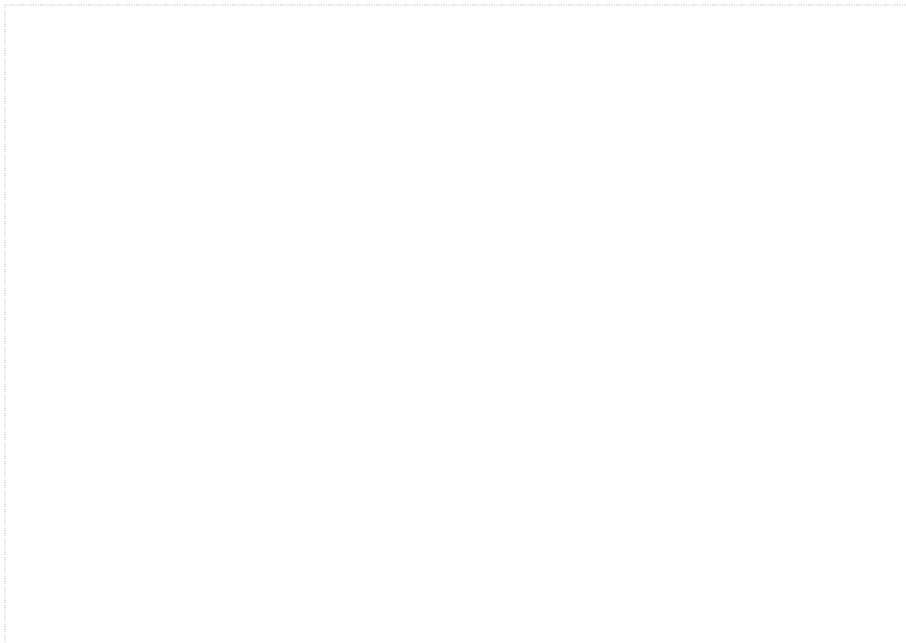


Fig. 34 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$



Fig. 35 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation [0° /90°]₁₀

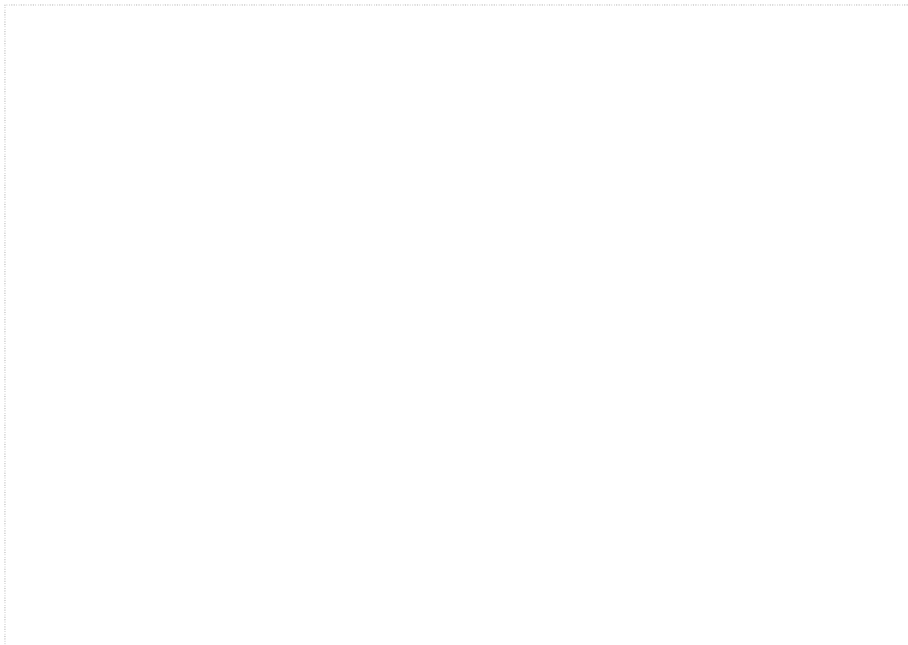


Fig. 36 The Stress–Strain Curve of Bending Simulation [90° /0°]₁₀

2. 굽힘 실험결과

굽힘 실험을 하는데 있어서 3점 굽힘 실험법이 쉽고 간단하여 많이 사용되고 있다. 본 연구에서는 ASTM D790-03 및 KS 규격에 따라 3점 굽힘 실험장치를 제작하였다. 노즈 경간(徑間)지그(The Loading Nose)는 시험편의 중앙에 위치하며 직경은 10mm의 반원 형태로 제작하였다. UTM에 로드셀과 액츄에이터 사이에 노즈 경간지그와 지지 경간장치를 설치하여, 시험편을 지지 경간장치 위에 놓고 노즈 경간장치를 하중방향으로 5mm/min 속도로 이송시켜 굽힘 실험을 하였다. 변위는 식 (16)에 의해 60mm까지 제어하였다. 굽힘 실험 이후 측정된 하중-변위 선도를 식 (17), (18)를 사용하여 각각 적층 조건에 따른 굽힘 강도와 굽힘 강성도를 구하였다.¹⁷⁾

각 시편에 대해 굽힘 실험의 진행모습을 Photo. 11 ~ 16에 나타냈다. 대표적으로 $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 과 $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 시편의 파단 후 시편의 상태를 Photo. 17에 나타냈다.

$$D = \frac{\gamma L^2}{6d} \quad \left[\begin{array}{l} D = mm \\ L, d = mm \\ \gamma = strain \ (mm/mm = 0.5) \end{array} \right] \quad (16)$$

$$\sigma_{fm} = \left(\frac{3PL}{2bd^2} \right) \left[1 + 6 \left(\frac{D}{L} \right)^2 - 4 \left(\frac{d}{L} \right) \left(\frac{D}{L} \right) \right] \quad \left[\begin{array}{l} \sigma_{fm} = MPa \\ P = N \\ L, b, d = mm \end{array} \right] \quad (17)$$

$$E_B = \frac{L^3 m}{4bd^3} \quad \left[\begin{array}{l} E_B = MPa \\ L, b, d = mm \\ m = \frac{P_{max}}{\delta} \end{array} \right] \quad (18)$$

적층 각도 변화에 따른 시험편의 굽힘 실험 후, 측정된 Stress-Strain Curve를 Fig. 37 ~ 42에 나타냈다. 그래프에서와 같이 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 모든 시험편에서 최대 하중 이후에 급격한 하중감소 경향을 보였다. $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 는 하중이 급격히 증가하는 다른 시험편들과 달리 완만한 곡선을 그리며 하중이 증가하다가 파괴됨을 보였다. 그리고 $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 는 그래프 모양이 거의 비슷하게 나타났다.

$[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 는 아주 낮은 하중에서 시험편이 파괴되었다. 굽힘 실험에서 그 중 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$ 시험편은 최대 하중을 넘어서면 파괴되었다. $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 는 변위 15mm 이후 시험편의 가장 바깥층이 파괴되어 하중이 급속히 감소하였다. 이후에 약 10mm 단위로 적층Ply가 일부 파괴되는 것을 관찰 할 수 있었다. $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$ 는 매우 작은 하중에 파괴되어 노즈 경간장치에 작용하는 하중에 대해 지지파단만이 작용되어 매우 약함을 판단 할 수 있다. $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 시험편은 노즈 경간장치에서 작용되는 하중에서 파괴되는 것이 아닌 시험편의 넓은 면적에서 파단이 작용되어 하중이 제일 높은 것으로 판단된다. $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 시험편은 낮은 하중에서 휨이 연속적으로 나타나다가 가장 바깥층에 작은 파단이 생긴 후 하중이 감소하고, 그 이후에 파단 없이 처짐이 계속 나타났다. 하중에 가장 높게 나타난 적층조건은 $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 시험편이고 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 는 서로 비슷한 하중 값을 보였다. 이는 적층각도가 달라짐에 따라 하중에 의한 강도 값에 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 위 계산식을 이용하여 굽힘 강도와 굽힘 강성도를 계산 한 결과 $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 시험편에서 가장 높았고 $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 순서대로 낮았다.

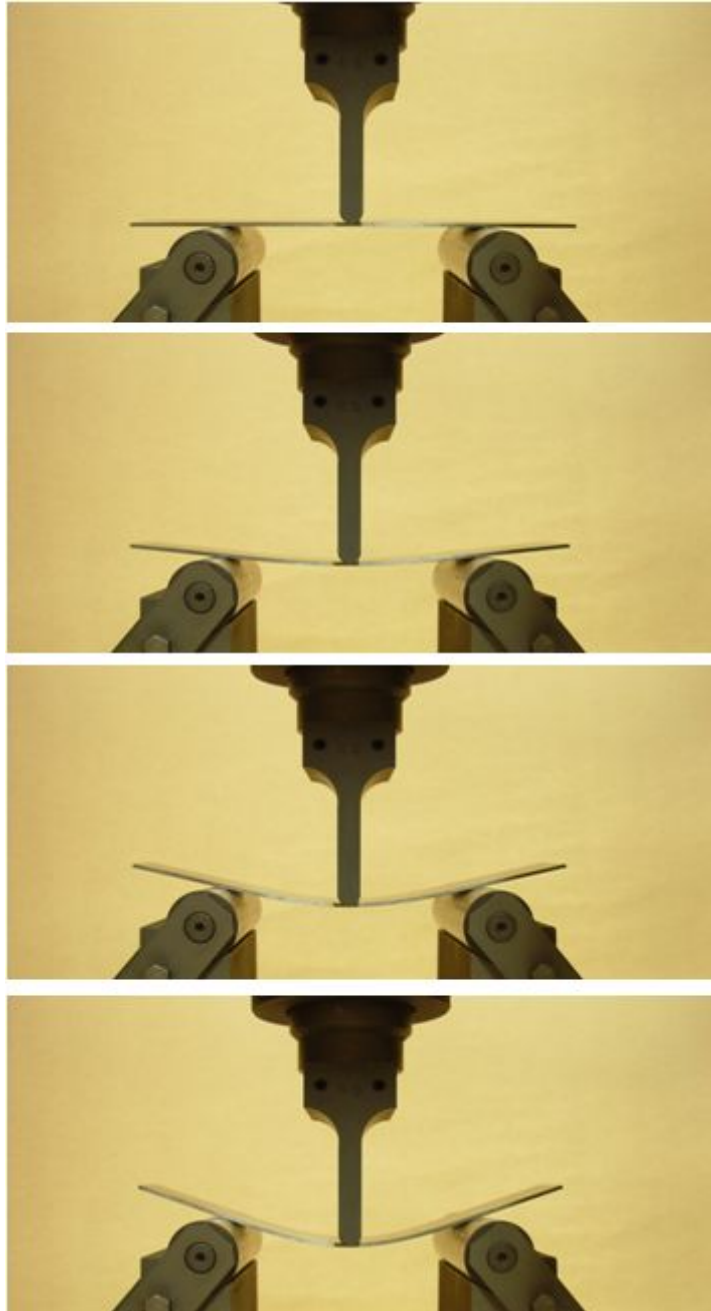


Photo. 11 A Process of Bending Test $[+0/-0]_{10}$

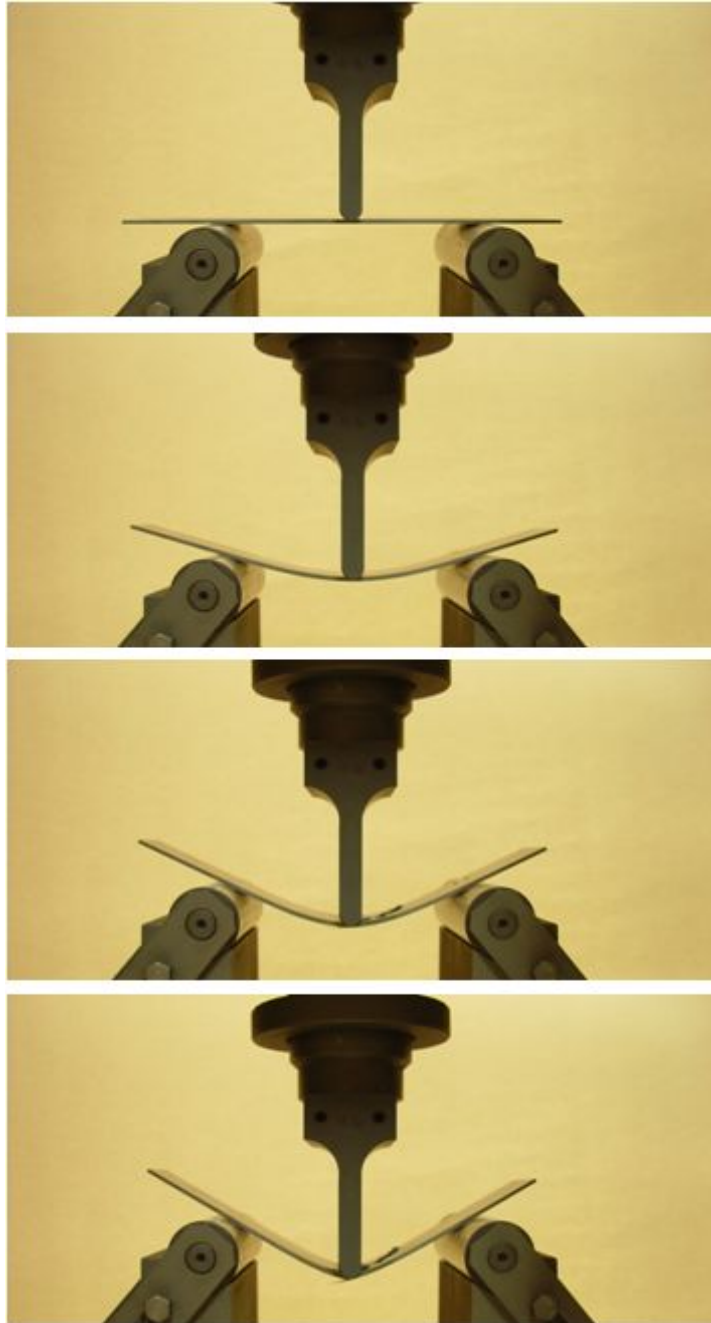


Photo. 12 A Process of Bending Test [+15/-15]₁₀

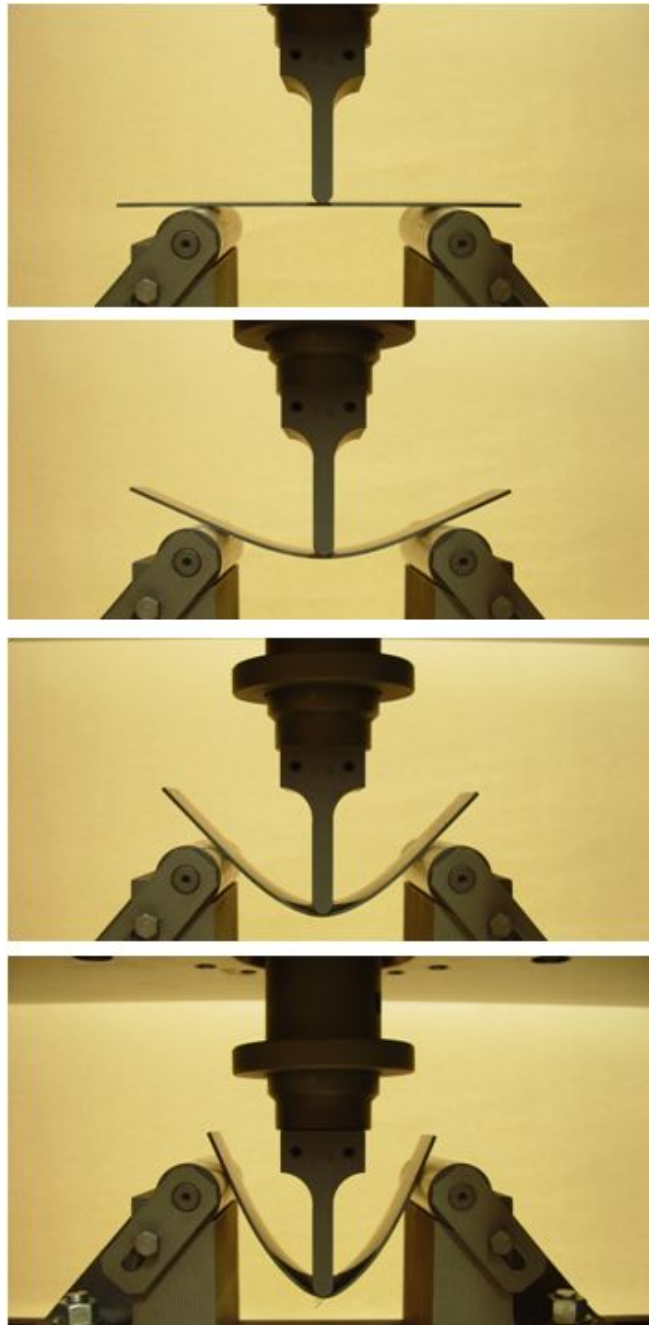


Photo. 13 A Process of Bending Test [+45/-45]₁₀

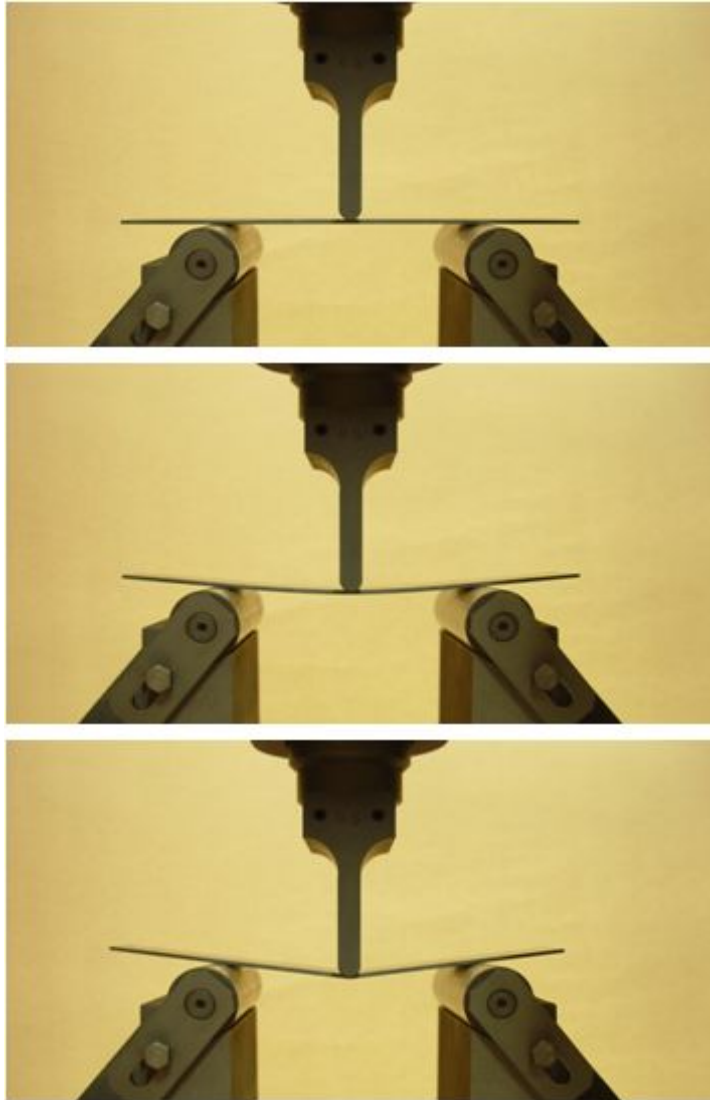


Photo. 14 A Process of Bending Test $[+90/-90]_{10}$

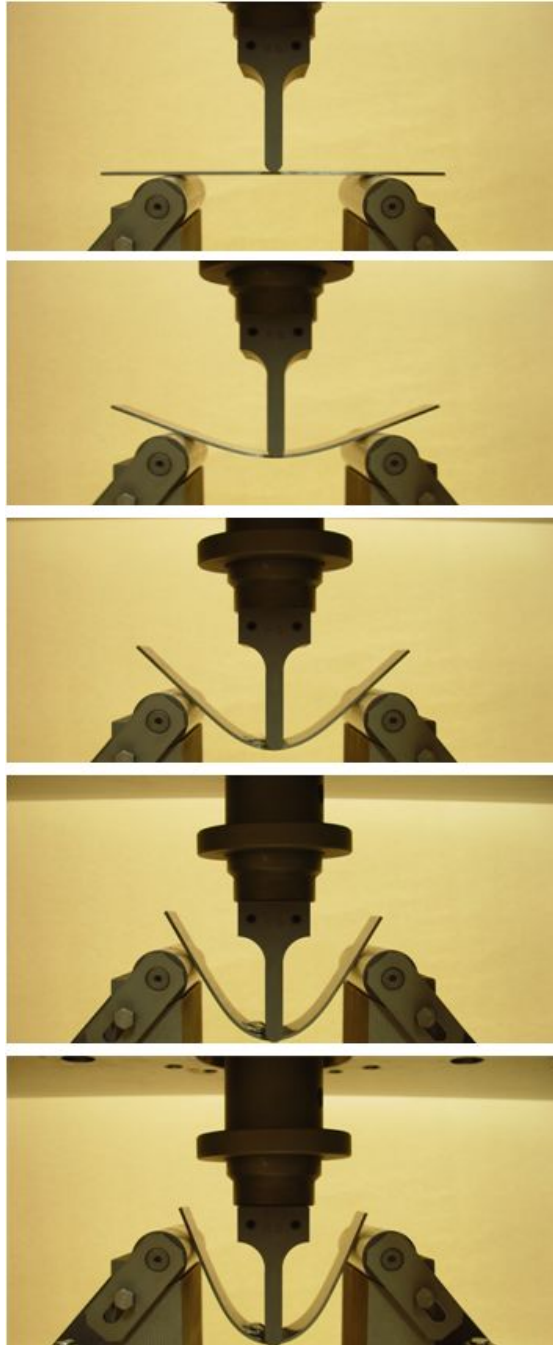


Photo. 15 A Process of Bending Test $[0/90]_{10}$

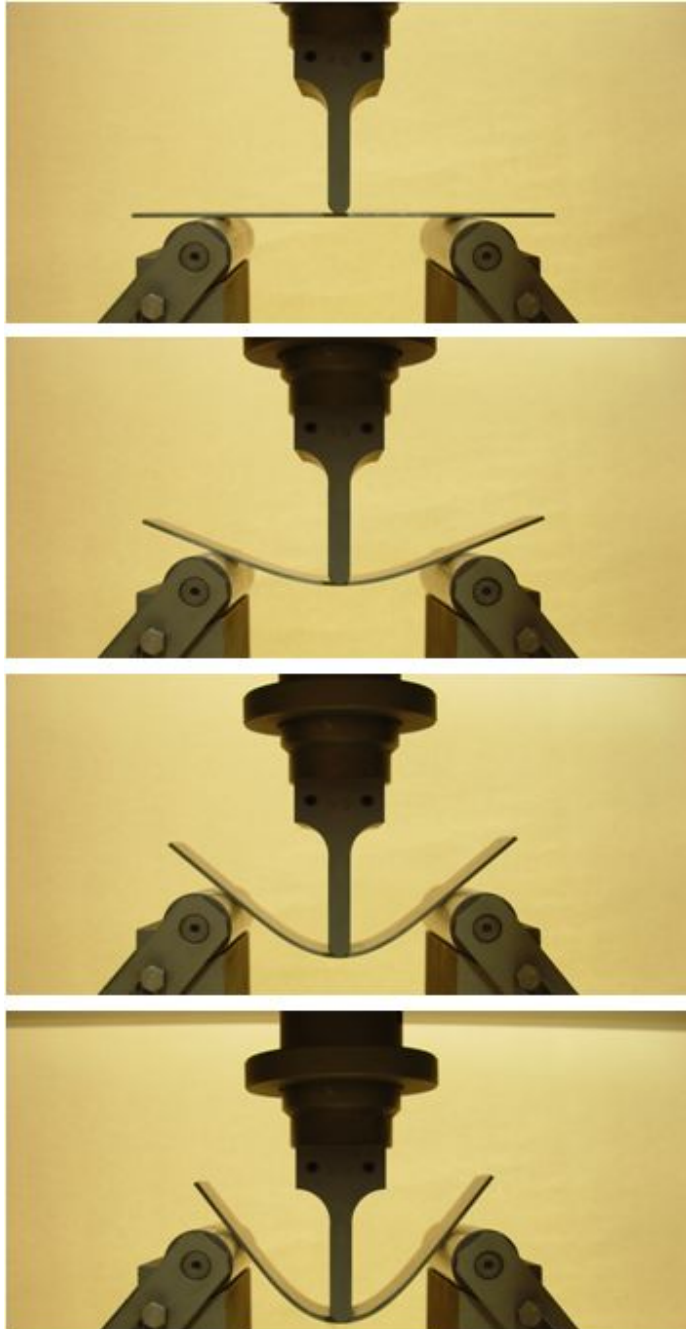


Photo. 16 A Process of Bending Test $[90/0]_{10}$



Photo. 17 Test specimens of Bending Fracture



Fig. 37 The Stress-Strain Curve of Bending Test $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

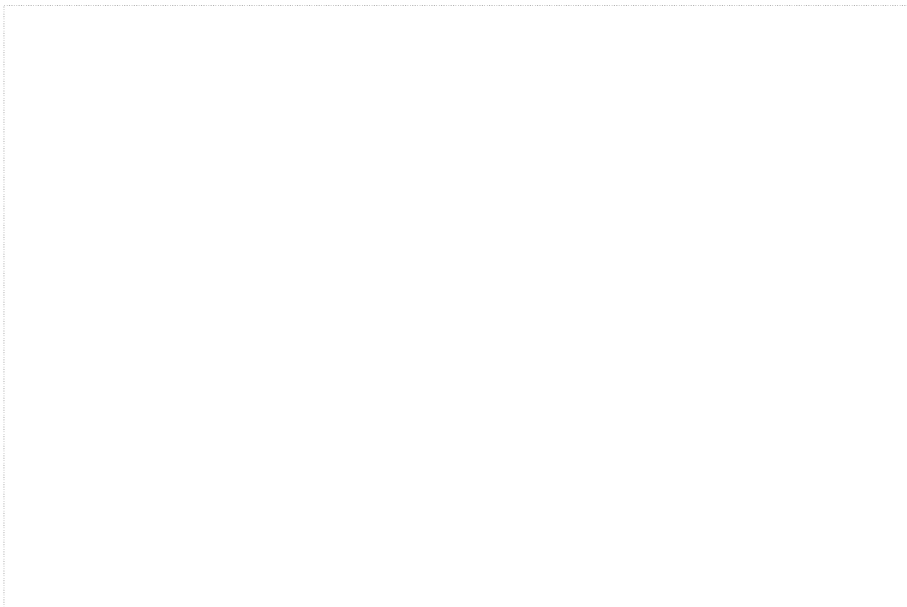


Fig. 38 The Stress-Strain Curve of Bending Test $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$



Fig. 39 The Stress-Strain Curve of Bending Test [+45° /-45°]₁₀

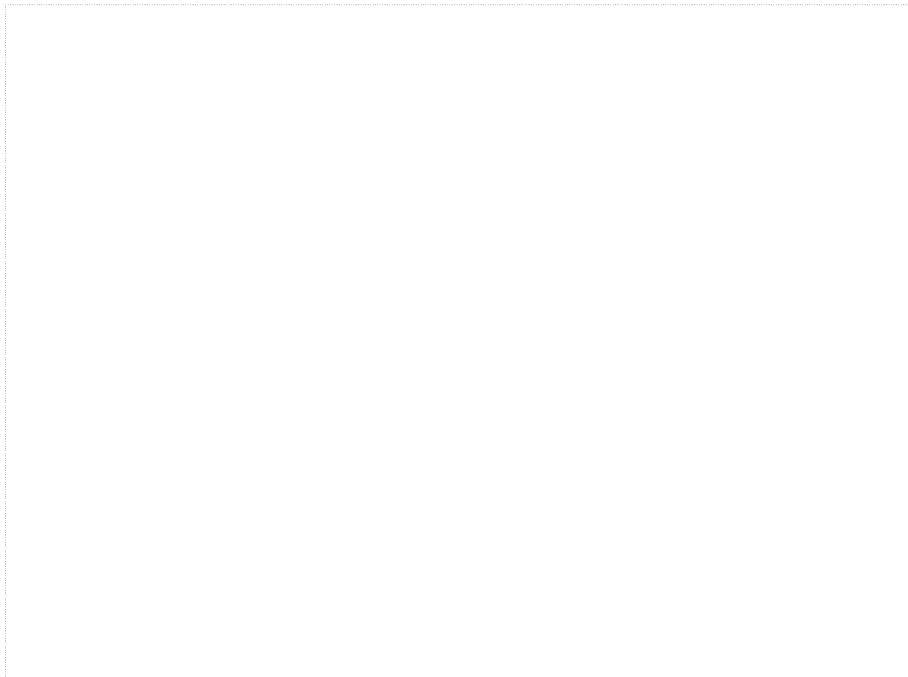


Fig. 40 The Stress-Strain Curve of Bending Test [+90° /-90°]₁₀

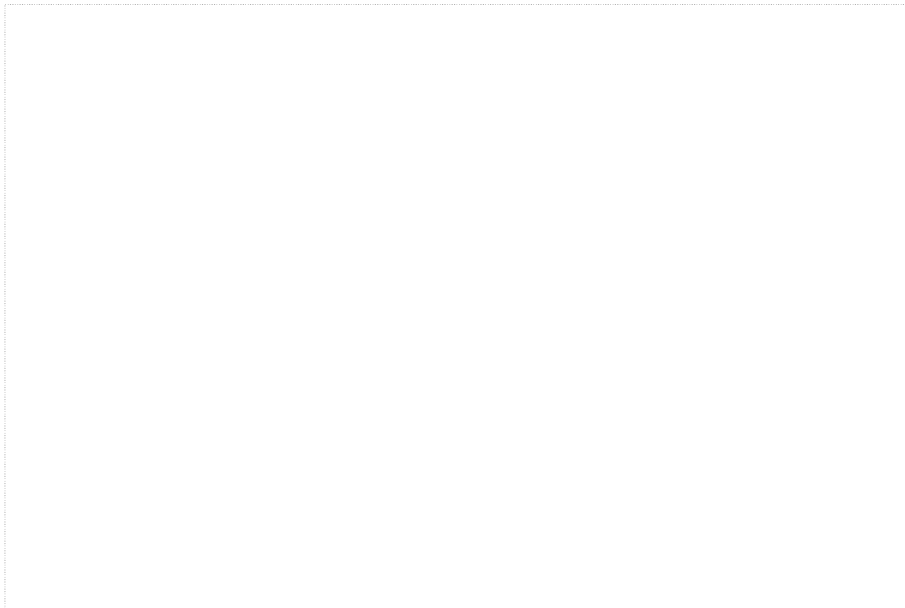


Fig. 41 The Stress–Strain Curve of Bending Test [0° /90°]₁₀

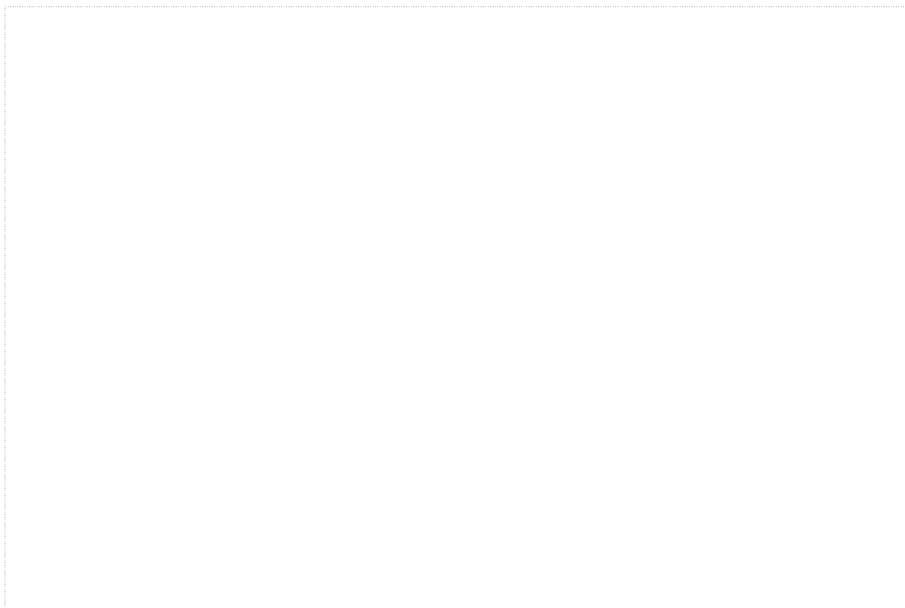


Fig. 42 The Stress–Strain Curve of Bending Test [90° /0°]₁₀

3. 굽힘 시뮬레이션 결과 및 고찰

2장 3절에 나타낸 MCQ로 해석하여 얻은 재구성된 물성치를 기초하여 범용 유한요소 해석 프로그램에 Material Properties를 적용하여 실제실험과 동일한 형상 모델링과 Contact 및 하중조건을 적용하고 굽힘 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 43 ~ 48에서 위와 같은 굽힘 시뮬레이션 결과와 실제 굽힘 실험 데이터를 종합하여 Stress-Strain Curve로 비교하여 나타냈다.

실제 굽힘 실험에서는 최대 굽힘 하중이 이후 파단이 일어나 급격하게 하중이 감소하는 경향이 나타나지만, 본 연구에서 다루는 모듈은 준정적상태인 Static Structure를 사용하여 해석을 진행하여 파단이후의 변형을 일으키는 메커니즘을 확인 할 수 없었다. 그래서 각 적층 각도별 실제 실험의 최대하중의 조건까지의 선형/비선형 구간에 대한 결과 값을 비교하여 나타냈다. 강도 및 강성 값의 전반적인 해석 결과 값은 실제보다 높게 나타났다. 이는 실험 시 환경적인 변수에 의한 오차, 혹은 해석모델 설정 시 실제보다 가혹한 조건 변수설정 에 의한 오차발생으로 예측된다.

$[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 시편의 경우에는 실제 실험대비 해석결과 강도 및 강성 값이 각각 약 13%, 12% 정도 높게 나타났다. $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 시편의 경우에는 거의 유사한 경향을 나타냈으며, 약 5% 내외 높게 나타났다.

$[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 시편의 굽힘 실험 시 3장 1절에서 확인한 바와 같이 비선형곡선 형태를 나타냈다. 굽힘 시뮬레이션에서는 인장 시뮬레이션과 동일하게 선형구간이 두드러졌다. 실제 실험에서의 선형구간까지의 기울기는 근사했으나, 최대하중 시 결과 값과의 오차가 컸다. 동일하게 Analysis Setting Option의 비선형적 수렴불가로 인한 오류로 판단되며, $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 물성데이터에 대한 검증과 더불어 추후 연구가 필요하다. 또한 실제 실험에서는 최대 하중 이후에 파괴가 일어나며 급격한 하중감소를 보이는데, 이는 전단력에 의해 모드II(MODE II)로의 층간 파괴가 발생된 것이다. 최종 층간 파괴지점까지의 면적을 통해 에너지흡수량을 알 수 있다. 추후 연구에서는 Explicit Dynamics 등의 모듈로 파단 이후의 변형을 일으키는 파괴거동에 대한 연구를 통한 예측한 물성치에 대한 보다 더 신뢰성 있는 추가 검증이 필요하다.



Fig. 43 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$

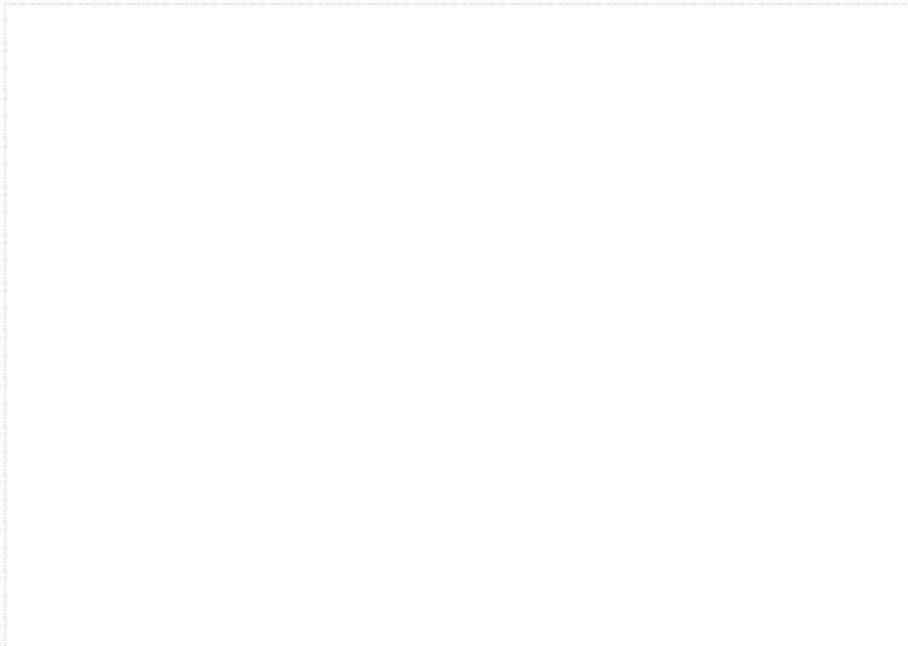


Fig. 44 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$



Fig. 45 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$

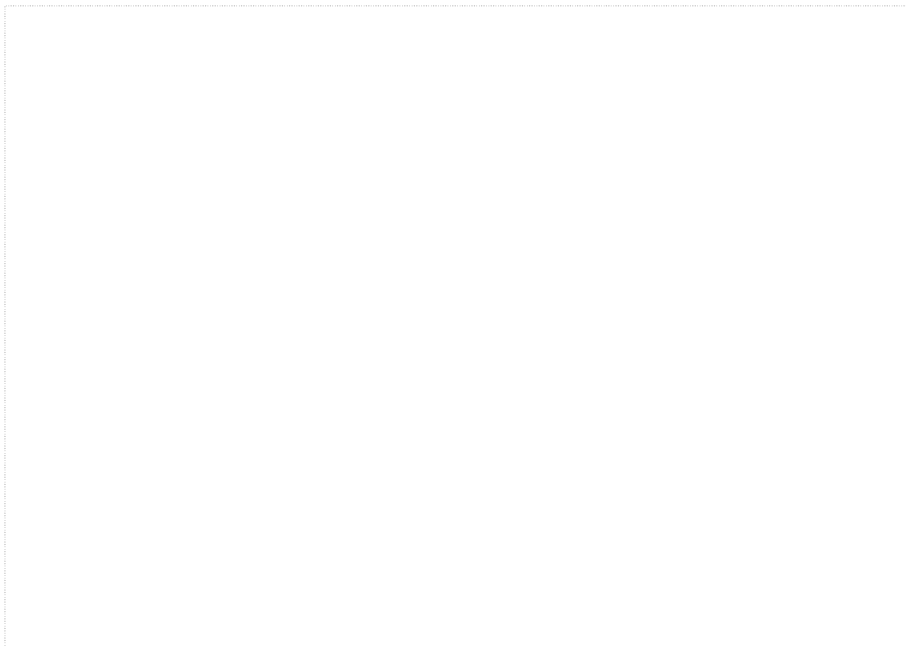


Fig. 46 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$



Fig. 47 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$

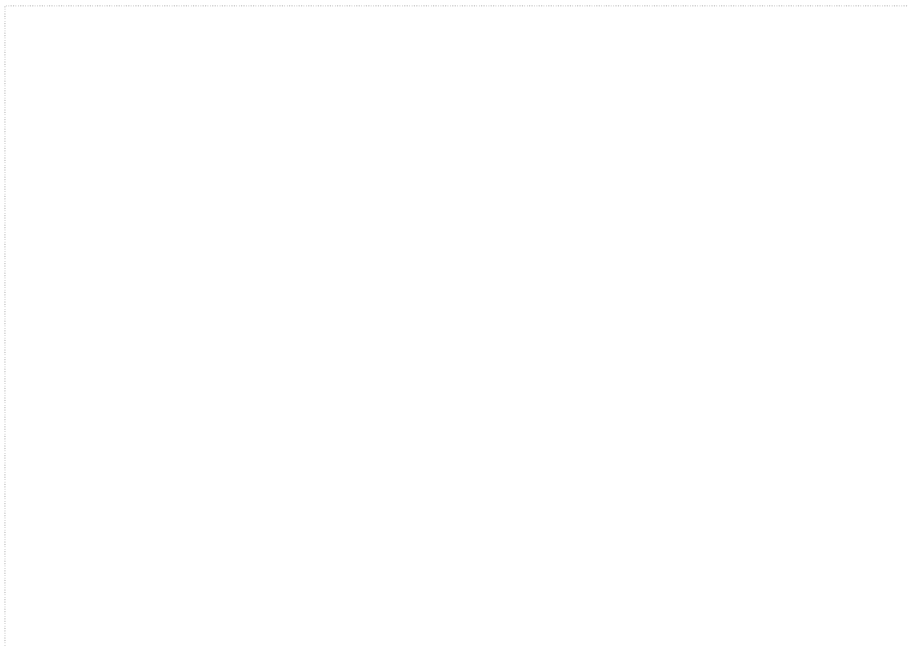


Fig. 48 The Stress–Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Bending $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$

제 4 장 결 론

본 연구에서는 복합재료 전용 해석 프로그램인 GENOA를 이용하여 섬유배열 방향에 따른 CFRP의 Ply / Laminate의 물성을 구하고 섬유배열별 CFRP Ply / Laminate 물성을 범용 유한요소 해석프로그램에 적용하여 적층각도별 인장, 굽힘 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 실제 인장, 굽힘 실험을 ASTM규격에 따라 제작 및 실험하고 얻은 결과를 위의 해석결과와 비교한 후 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 적층각도별 CFRP 인장 실험결과와 범용 유한요소해석 프로그램으로 GENOA를 통해 예측한 CFRP Ply / Lamina 물성을 적용하여 해석한 결과를 비교하였을 때, 대부분의 적층조건의 시편에서 4% 이내로 인장강도와 강성 값이 거의 일치했다.
2. 적층각도별 CFRP 굽힘 실험결과와 범용 유한요소해석 프로그램으로 GENOA를 통해 예측한 CFRP Ply / Lamina 물성을 적용하여 해석한 결과와 비교하였을 때, $[+90^\circ / -90^\circ]_{10}$, $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$, $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$ 시편의 경우에는 거의 유사한 경향을 나타냈으며 강도 및 강성 값이 약 5% 내외로 거의 일치했다.
3. $[+0^\circ / -0^\circ]_{10}$, $[+15^\circ / -15^\circ]_{10}$ 시편의 경우에는 실제 굽힘 실험결과 대비 굽힘 해석결과의 강도 및 강성 값이 약 12%이내 전반적으로 일치했다. 이는 실험 시 환경적인 변수에 의한 오차이거나 해석모델 설정 시 실제보다 가혹한 조건 변수가 많은 상황에서 잘 일치하는 것으로 판단된다.
4. $[+45^\circ / -45^\circ]_{10}$ 시편의 경우 인장, 굽힘 시뮬레이션 모두 선형구간에서는 유사한 경향을 보이다가 최대하중 부근에서는 비선형형태로 오차가 크게 발생했다. 이는 비선형적인 요소가 수렴하지 않은 오류로 판단된다.
5. 예측한 물성데이터를 범용시뮬레이션인 Ansys에 적용 후 해석하여, 실제 인장실험과 굽힘 실험을 통해 비교한 결과 비선형결과를 제외하고 모든 실험조건에서 강도와 강성값이 근사함을 보였다. 이를 통해 CFRP 적층각도별 Ply / Lamina 물성예측 및 해석 방법을 제시하며 시뮬레이션을 통해 물성 예측하여 실험과 비교하여 검증함으로써 CFRP의 이방성 및 복합재료에 대한 특성상 많은 실험에 의존하면서 발생하는 비용과 시간을 줄이는데 도움이 될 것이다.

참 고 문 헌

<국내 문헌>

1. 이대길 외 저자. “복합재료”, 흥릉과학출판사
2. (주)태성 FEA사업부. “ANSYS Workbench 왕초보 탈출하기”, 시그마프레스
3. 정향철. “FEM을 이용한 적층각도 변화에 따른 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가.” 조선대학교 석사논문, 2014.
4. 김치중. “FEM을 이용한 동일 적층각 CFRP 평판의 적층수 변화에 따른 물성치 예측.” 조선대학교 석사논문, 2014.
5. 방정민. "시뮬레이션 기법에 의한 CFRP 적층각에 따른 강도 예측 연구." 조선대학교 석사논문, 2011.
6. 정주영. “유한요소법을 이용한 CFRP 구조 부재의 동적거동에 관한 연구.” 조선대학교 석사논문, 2010.
7. 김병중. “복합재료 샌드위치 과학기술 3호 인공위성 구조 개발.” KAIST 박사논문, 2010.
8. 임준우. “복합재료 샌드위치 인공위성용 경량 인서트의 개발.” KAIST 석사논문, 2010.
9. 김정호. “경량화용 알루미늄, CFRP, AL/CFRP 혼성구조부재의 굽힘특성.” 조선대학교 석사논문, 2009.
10. 민한기. “컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 프레임 구조 차량의 동적거동에 관한 연구.” 조선대학교 박사논문, 2003.
11. 김지훈. “J적분을 이용한 CFRP적층판의 동적파괴 연구.” 조선대학교 박사논문, 2001.
12. 오성기. “FEM에 의한 차체구조부재의 충격압력특성.” 조선대학교 석사논문, 1998.
13. 양인영, 김정호, 김지훈, “경량화 CFRP 부재의 휨 강도와 강성 특성” 『한국정밀공학회지』 제25권 11호 pp.95-99, 2008.
14. 김지훈, 김정호, 차천석, 양인영, “적층각도변화에 따른 CFRP & 혼성 모자형 구조부재의 굽힘 특성” 『한국공작기계학회논문집』 제17권 3호 pp.34-39, 2008.

15. 최진호, 전영준, 권진희, “기계적으로 체결된 복합재료 조인트의 강도에 관한 연구” 『한국복합재료학회지』 제15권 4호 pp.9-16, 2002.
16. 김건희, 임도완, 최진호, 권진희, 이태주, 송민환, 신상준, “모자(Hat)형 보강재를 가진 복합재 패널의 제작과 평가” 『한국복합재료학회지』 제23권 2호 pp.31-39, 2010.
17. 김정호, 정종안, 김지훈, “원통단면 탄소복합재와 혼성 구조부재의 굽힘 특성 평가” 『한국생산제조시스템학회지』 제21권 3호 pp.421-424, 2012.
18. 이길성, 박으뜸, 양인영, “적층조건에 따른 혼성 원형 박육부재의 충격압케거동” 『한국생공작기계학회지』 제19권 2호 pp.235-240, 2010.
19. 양용준, 국현, 양인영, “온도 변화에 따른 열습 환경하에서의 CFRP 모자형 단면부재의 강도평가” 『한국생산제조시스템학회』 제21권 6호 pp.892~896, 2012.
20. 고성위, 최영근, “CFRP 복합재의 적층방향에 대한 마찰 및 마모 특성” 『한국동력기계공학회지』 제9권 2호 pp.57-64, 2005.
21. 김광철, “ANSYS를 이용한 실대재의 휨특성에 대한 연구” 『한국가구학회지』 제22권 4호 pp.323-329, 2011.
22. 강민성, 박홍선, 최정훈, 구재민, 석창석, “평직 CFRP 적층복합재료의 섬유배열 각도에 따른 파괴강도 예측” 『대한기계학회논문집』 A권 제36권 8호 pp.881-887, 2012.
23. 최병희, 김호중, 김지훈, “초소형나사의 CFRP 적층판 적용에 따른 체결특성에 관한 연구” 『대한기계학회논문집』 A권 제38권 11호 pp.1239-1243, 2014.
24. 공창덕, 박현범, 이승현, “탄소섬유/에폭시 면재, 알루미늄 허니컴 코어 샌드위치 복합재 구조의 압입 손상에 의한 잔류강도 연구” 『한국복합재료학회지』 제22권 2호 pp.24-29, 2009.
25. 공창덕, 최수현, 박현범, 김상훈, “500W급 풍력발전기 복합재 블레이드의 설계 및 충격손상 안전성연구” 『한국복합재료학회지』 제22권 1호 pp.22-31, 2009.
26. 강지웅, 권오현, 유진규, “AL/CFRP 복합재료의 인장파괴거동” 『한국안전학회지』 제24권 2호 pp.23-29, 2009.
27. 장승환, “직물 복합재료의 드레이핑 미소 거동 관찰 : 일방향 편향 인장실험과

- 이축 인장실험” 『한국복합재료학회지』 제17권 1호 pp.57-64, 2004.
28. 안상수, 홍석우, 구재민, 석창석, “충격 손상을 받은 항공기용 복합재료의 압축 잔류강도 평가” 『대한기계학회논문집』 A권 제37권 4호 pp.503-509, 2013.
29. 오대균, 이창우, 정우철, 류철호, “50피트급 탄소섬유강화복합재료 크루즈 보트의 기본설계 및 특성” 『한국복합재료지』 제17권 1호 pp.57-64, 2004.
30. 유영찬, 최기선, 강인석, 김궁환, “구조보강용 FRP 복합체의 역학적 특성치 분석을 위한 인장시험방법 평가 연구” 『구조물진단학회지』 제12권 1호 pp.73~80, 2008.
31. 김진만, 정미루, 이재홍, 윤광섭. “복합재료 패널로 보강된 철근 콘크리트 보의 휨 해석” 『대한건축학회 학술대회 논문집』 제28권 1호 pp.431-434, 2008.

<국외 문헌>

32. AUTODYN Composite Modelling, USA, ANSYS release 13.0.
33. Dassault System PLM Software, FRANCE, CATIA V5.
34. Alphastar(www.alphastarcorp.com), USA, GENOA.
35. ASTM D3039/D3039-00, “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials”
36. ASTM D790-03, “Standard Test Methods for Flexural Properties of Un-reinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”
37. J. H. Kim and I. Y. Yang, “Characteristics of CFRP Structure of Bending Strength and Rigidity According to Stacking Orientation Angle” *The Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 34, pp.21-27, 2009.
38. Kimiyoshi Naito, “Effect of Strain Rate on Tensile Properties of Carbon Fiber Epoxy-Impregnated Bundle Composite” *Journal of Materials Engineering and Performance*, vol.23, pp.708-714
39. Haider Al-Zubaidy, Xiao-Ling Zhao and Riadh Al-Mahaidi, “Mechanical characterisation of the dynamic tensile properties of CFRP sheet and adhesive at medium strain rates” *Composite Structure*, 96, pp153-164,

- 2013.
40. A. S. Prasad, K. V. Ramana, V. B. K. Murthy, and G. S. Rao, "Role of Finite Element Method (FEM) in predicting transverse modulus of Fiber-Reinforced Polymer (FRP) composites: a revelation," *International Journal of Physical Sciences*, vol. 8, no. 25, pp. 1341-1349, 2013.
 41. V. S. Sai, M. R. S. Satyansarayana, V. B. K. Murthy, G. S. Rao and A. S. Prasad, "An Experimental Simulation to Validata FEM to Predict Transverse Young's Modulus of FRP Composite," *Advanced in Materials Science and Engineering*, vol. 2013, pp. 1-6, 2013.
 42. Hyoung-Soo Kim, Goichi Ben and Nao Sugimoto, "Comparison of Experimental Results with FEM for Impact Response Behavior of CFRP Tubes and CFRP/AL Hybrid Beams for Absorbing Impact Energy in Full-lap and Side Collisions of Automobiles" *Report of the Research Institute of Industrial Technology, Nihon University*, 90, pp.1-12, 2007
 43. Ali I. Al-Mosawi, Dr. Mustafa A. Rijab, Nawal Abdullah and Saleh Mahdi, "Flexural Strength of Fiber Reinforced Composite" *International Journal of Enhanced Research in Science Technology & Engineering*, 2, pp.1-3, 2013.
 44. A. Alavi Nia, Kh. Fallah Nejad, H. Badnava and H.R. Farhoudi, "Effects of buckling initiators on mechanical behavior of thin-walled square tubes subjected to oblique loading" *Thin-Walled Structure*, 59, pp. 87-96, 2012