



저작자표시 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.
- 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

- 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](#) 

2014년 2월

석사학위 논문

FEM을 이용한 동일 적층각
CFRP 평판의 적층수 변화에
따른 물성치 예측

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과

김 치 중

FEM을 이용한 동일 적층각
CFRP 평판의 적층수 변화에
따른 물성치 예측

Reliability Analysis and Material prediction
of same pattern CFRP Lamina/Laminate by changing
stacking plies using FEM

2014년 2월 25일

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과

김치중

FEM을 이용한 동일 적층각
CFRP 평판의 적층수 변화에
따른 물성치 예측

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함

2013년 10월

조선대학교 대학원
첨단부품소재공학과
김치중

김치중의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 조교수 박 설 현 (인)

위 원 조선대학교 조교수 조 홍 현 (인)

위 원 조선대학교 부교수 김 지 훈 (인)

2013 년 11 월

조선대학교 대학원

목 차

목차	i
List of Figures	iii
List of Table	vii
List of Photo	viii
제 1 장 서론	1
제 1 절 연구배경	1
제 2 절 연구목적 및 방법	5
제 2 장 실험방법	6
제 1 절 기초물성 실험과 Simulation_MCQ	6
1. 시험편	6
2. 실험방법	16
가. Jig	16
(1) 인장지그	16
(2) 압축지그	17
나. UTM	19
다. Strain Meter	20
3. Simulation_MCQ	21
제 2 절 Carpet Plot 예측 및 신뢰성 평가	23
1. Carpet Plot 예측 신뢰성 평가	23
가. 시험편	23

나. 실험방법	29
제 3 장 결과 및 고찰	30
제 1절 해석을 위한 기초실험과 물성재확립	30
제 2절 Carpet Plot 신뢰성 평가	34
1. Carpet plot 예측	34
2. 재료실험	42
3. Simulation과 재료실험의 결과 비교	49
제 4장 결론	55
참고문헌	57

LIST OF FIGURES

Fig. 2.1.1.1 Dimension and Shape of Tension Specimen 0°	11
Fig. 2.1.1.2 Dimension and Shape of Tension Specimen 90°	12
Fig. 2.1.1.3 Dimension and Shape of Compression Specimen 0°	13
Fig. 2.1.1.4 Dimension and Shape of Compression Specimen 90° ..	14
Fig. 2.1.1.5 Shear $\pm 45^\circ$	15
Fig. 2.1.2.1 Compression Test Device	18
Fig. 2.1.2.2 Schematic of Compression Test	18
Fig. 2.1.2.3 Strain Meter	20
Fig. 2.2.1.1 Tension $[A/B/C/D]_s$	24
Fig. 2.2.1.2 Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	25
Fig. 2.2.1.3 Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	25
Fig. 2.2.1.4 Tension $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	26
Fig. 2.2.1.5 Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	26

Fig. 2.2.1.6	$[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	27
Fig. 2.2.1.7	Strain gage and Specimen	28
Fig. 3.1.1	Basic Carbon Composite Material Properties– Cal_Input_File	33
Fig. 3.1.2	Rigidity graph of Carbon fiber and Matrix	34
Fig. 3.1.3	Strength graph of Carbon fiber and Matrix	34
Fig. 3.1.4	The Stress–Strain Curve of Matrix	35
Fig. 3.1.5	Fiber Volume Ratio(FVR) and Void Volume Ratio(VVR)– Cal_Input_File	35
Fig. 3.1.6	The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 0°	36
Fig. 3.1.7	The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 90°	36
Fig. 3.1.8	The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 0°	37
Fig. 3.1.9	The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 90°	37

Fig. 3.1.10 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Shear $\pm 45^\circ$	38
Fig. 3.2.1.1 The Carpet Plot Strength.....	40
Fig . 3.2.1.2 The Strength of Simulation.....	40
Fig. 3.2.1.3 The Carpet Plot Modulus.....	41
Fig. 3.2.1.4 The Modulus of Simulation.....	41
Fig. 3.2.1.5 Ply Strain of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	42
Fig. 3.2.1.6 Ply Stress of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	42
Fig. 3.2.1.7 Ply Strain of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	43
Fig. 3.2.1.8 Ply Stress of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	43
Fig. 3.2.1.9 Ply Strain of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	44
Fig. 3.2.1.10 Ply Stress of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	44
Fig. 3.2.1.11 Ply Strain of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	45
Fig. 3.2.1.12 Ply Strain of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	45

Fig. 3.2.1.13 Ply Strain of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	46
Fig. 3.2.1.14 Ply Stress of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	46
Fig. 3.2.2.1 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	48
Fig. 3.2.2.2 A Process of Tensile test $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	48
Fig. 3.2.2.3 Failure of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	48
Fig. 3.2.2.4 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	49
Fig. 3.2.2.5 A Process of Tensile test $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	49
Fig. 3.2.2.6 Failure of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	49
Fig. 3.2.2.7 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	50
Fig. 3.2.2.8 A Process of Tensile test $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	50
Fig. 3.2.2.9 Failure of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	50
Fig. 3.2.2.10 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	51

Fig. 3.2.2.11 A Process of Tensile test $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	51
Fig. 3.2.2.12 Failure of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	51
Fig. 3.2.2.13 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	52
Fig. 3.2.2.14 A Process of Tensile test $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	52
Fig. 3.2.2.15 Failure of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	52
Fig. 3.2.2.16 The Stress–Strain Curve of the $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$	53
Fig. 3.2.3.1 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$	55
Fig. 3.2.3.2 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$	55
Fig. 3.2.3.3 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$	56
Fig. 3.2.3.4 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$	56
Fig. 3.2.3.5 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$	57

Fig. 3.2.3.6 Strength of CFRP Type..... 59

LIST OF TABLES

table 1 Definition of a Term – 01.....	8
table 2 Manufacture Condition of Specimen.....	8
table 3 Characteristics and use of the CFRP.....	9
table 4 Material Properties of the CFRP prepreg Sheet.....	10
table 5 Tensile Test Device Type.....	16
table 6 Definition of a Term – 02.....	24
table 7 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges.....	32

LIST OF PHOTO

Photo. 1 Tension Specimen 0°	11
Photo. 2 Tension Specimen 90°	12
Photo. 3 Compression Specimen 0°	13
Photo. 4 Compression Specimen 90°	14
Photo. 5 Shear Specimen $\pm 45^\circ$	15

ABSTRACT

Reliability Analysis and Material prediction of same pattern
CFRP Lamina/Laminate by changing stacking plies using
FEM

Kim, Chi-Joong

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

Dept. Advanced Parts and Materials
Engineering

Graduate School of Chosun University.

The world make efforts for increased energy efficiency. Because of pollution and fuel. Weight lightening of machine solve a problem of pollution and fuel shortage. Weight lighting of transportation equipment as passenger safety is also important. Therefore Machine field is trying to apply CFRP. CFRP has specific strength, rigidity, wear resistance, and electric insulation, etc.

If Laminate method(angle, ply) is changed, CFRP has mechanical properties has changed. Because It is isotropic materials. so CFRP is very difficult to calculate the theoretical equation.

CFRP have to experiment for obtain exact properties of matter. If every time you change the test method has to experiment. In case of will spend a lot of money and time. Simulation method In order to solve this problem would be to apply. Many country is used to Simulation method. Korea trend apply to Simulation method gradually. GENOA is Composite

materials analysis program dedicated. GENOA and other analysis programs are difference. GENOA is can be apply to the environment variables(Fiber, Matirx, Void volume ratio, Fiber Volume ratio and Stacking angle, etc). So it is with the actual experimental result stunning results. MCQ using a property of matter obtained from the actual experiment, was simulation. Thus, the properties of matter of each layer can be obtained.

Previous studies have evaluated the basic physical properties of CFRP using NX–Nastran and GENOA. After had a reliability assessment. In this study, Ply can be stacked on Different to predict the strength and stiffness using the fiber and Matrix properties obtained from previous study.(Simulation specimen is same experiment specimen.) Compare the simulation results with experimental results, the reliability was evaluated.

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경

21세기 들어 자동차, 항공기, 선박 등 운송업계는 화석연료의 부족과 환경오염의 문제로 친환경, 경량화 요구 등에 따라 고연비, 저탄소, 경량화를 위해 많은 노력을 하고 있다.⁽¹⁾

그 예로 자동차 업계의 노력을 보면, 국내 자동차 관련 대기업에서 연비향상, 이산화탄소 배출 감소, 주행성능 개선을 위한 차량 경량화를 연구개발하고 있다. 경량화는 차량의 모든 부품으로 선정하고 탄소섬유, 알루미늄, 마그네슘 등 경량소재 및 철강의 첨단화를 포함대상으로 밝히고 있다. 선박업계도 조선 산업 침체 이후 선박경량화에 높은 관심을 보이고 있으며 최근 국내 대형 선박업체는 밸러스트용 파이프를 기존 강관 파이프에서 GRE파이프로 교체하는 등 선박 경량화에 많은 노력을 기울이고 있다.

또한, 이러한 경량화 재료의 요구가 증가함에 따라 독일계 화학 관련 기업에서는 복합재 공장 생산능력을 2013년 대비 75% 확대하기로 발표하는 등 전 세계적으로 경량화를 위한 노력이 이루어지고 있다. 이러한 수송기계 및 산업계의 경량화 요구에 따라 다양한 경량소재를 개발하여 적용하고 있고 대표적인 경량화 소재로 탄소섬유를 고분자소재와 복합적으로 사용한 CFRP를 들 수 있다. 우수한 기계적 특성을 가지는 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)는 같은 부피의 금속소재에 비해 비강도, 비강성이 현저히 높고 우수한 피로특성과 내마모성, 내마멸성, 절연성, 내식성, 고 내구성 등의 여러 장점을 가지고 있어 우주항공 및 스포츠 용품, 건축, 풍력 블레이드, 수송기계 등에 적용되고 있고 확대적용을 위해 많은 노력이 이루어지고 있다.^{(2)~(6)}

이러한 CFRP의 산업계 적용을 위하여 다양한 연구가 진행되고 있으며 그

예로 일본에서는 Kim과 Ben은 시뮬레이션을 사용하여 충격 에너지 흡수를 위한 CFRP 튜브와 CFRP/Al Hybrid Beams의 충격 흡수 거동의 실험결과와 FEM결과를 비교하는 연구를 하였다.⁽²⁾ 호주에서는 Ahmed Al-Shawaf는 극한의 온도에서 CFRP-금속 접착 파괴의 복합재료 습식 레이 업에 응력 수명법을 사용한 연구를 하였다.⁽⁷⁾ 국내에서는 Youn과 Kim은 기존의 균질 등방성 탄성 모델을 사용하여 해석을 한 결과와 실제 부품 파손 모드로 얻은 결과가 상이하여서 새로운 비 균질 이방성 구조 해석 시스템을 개발하고 복합재료의 탄성률 계산식인 Halpin-Tsai식을 사용하여 단섬유강화 플라스틱 복합재료 구조해석 기법연구를 하였다.⁽⁸⁾ 또한, Han과 Yoo는 해석적 정확해를 구하기 위해 Kant의 고차이론을 사용하였고, Quasi-elastic 방법을 사용하여 점탄성해석을 하였다. 여러 이론과 비교, 분석을 수행하여 신뢰성 평가를 하였다.⁽⁹⁾ 또한 Kong과 Park은 차량의 샤시 부품 중 일종인 Lower Arm의 경량화를 위하여 시뮬레이션을 이용하여 기존의 철제 Lower Arm과 복합재료 Lower Arm을 Simulation하여 강도를 비교하였고, 복합재료의 대표적인 파괴 기준은 최대 응력기준, 최대변형률 기준, Tsai-Hill 파괴기준, Tsai-Wu 파괴기준 이렇게 총 4종류가 있는데, Lower arm의 실험치와 근사한 Tsai-Wu 파괴기준으로 안전성을 판단하였다.⁽¹⁾ Tsai-wu 파괴기준은 현상학적인 재료 파괴 기준으로 이방성 복합재료가 인장과 압축에서 다른 강도를 가질 때 사용되어진다. Kim, Lee와 Hwang은 외부 하중과 구조 물성치의 불확실성이 존재 시, 파손확률 계산을 통한 신뢰성 해석 기법을 제시하기 위해서 돌풍이 작용하는 복합재 날개를 해석 모델로 선정을 하고, 시뮬레이션을 이용한 연구를 하였다.

Jung⁽⁸⁾은 복합재료 로켓 노즐의 구조해석 연구로 유동해석, 열전달 해석, 응력 및 파손 해석을 수행하여 노즐의 구조물의 특성을 파악하였다. 유동해석은 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 수행되었고, 축대칭 Solid 유한요소로 열전달해석, 응력 및 파손해석이 수행하였다. 또한, Youn⁽⁸⁾은 사출 성형 공

정을 통하여 제작되는 단섬유강화 플라스틱 복합재료의 구조해석 기법을 적용하여 섬유 배향 및 웰드 라인 영향 및 섬유함량에 따른 변화가 해석에 잘 반영됨을 확인을 하였고, 개발된 해석 시스템을 통해 사출성형으로 제작되는 단섬유 강화 플라스틱 복합재료 부품의 성능 예측의 정확성 향상이 가능함을 확인 하였다. 하지만 이러한 연구에도 불구하고 아직은 CFRP의 정확한 물성 데이터를 얻지 못하여 일반적으로 적용되는 설계 기준이 재정되지 못하였다.⁽¹⁰⁾ 이러한 문제로 인하여 다양한 분야에 적용하기엔 문제가 있지만, 친환경적인 면과 안전성을 생각한다면 CFRP의 정확한 물성 데이터를 얻어 여러 분야에 적용하는 연구가 지속되어야 한다.⁽¹¹⁾

유한요소 구조해석 FEA Program(Finite Element Analysis Program)의 발달로 인하여 실제 실험 결과 데이터와 거의 근접한 오차범위 5%이내로 급속계열 구조해석의 신뢰성이 높아졌다. 그러나 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.⁽¹¹⁾ 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.⁽¹¹⁾ 이러한 문제점들로 인하여 적층 방법에 따른 CFRP의 정확한 물성 데이터가 확보되지 않아 자동차 및 선박, 항공 등 여러 분야에 CFRP를 적용하여 활용함에 있어 많은 어려움이 따른다.

따라서, CFRP를 산업계에 적용함에 있어 실험적 접근을 최소화 하고 시간 및 비용의 감소를 시키고 폭 넓은 산업계 적용을 위하여 CFRP의 구조 해석

의 오차범위를 줄여 자동차를 포함한 여러 운송기계 및 건설 등 여러 분야에 적용하기 위해서 CFRP의 적층각도 및 적층수에 변화 따른 강도, 강성 등을 예측 및 신뢰성이 높은 물성 데이터를 확보하는 것이 매우 중요한 과제이다.

제 2 절 연구목적 및 방법

금속의 물성을 얻는데 인장실험이면 충분하지만, CFRP의 경우에는 인장 2개 타입, 압축 2개 타입 그리고 전단 실험이 진행되어야 하며 그 이외의 CFRP특성을 예측하기 위해서 Off-axial tension, 4 point bending, open hole과 같은 많은 실험이 되어야 CFRP특성들을 예측 할 수 있다. 또한 적층 수 및 섬유배열 각도가 변하는 경우에도 실험이 요구되어진다. 그래서 CFRP의 모든 경우를 예측하기 위해 많은 실험들이 요구되며 그로써 엄청난 시간과 비용이 필요로 한다. 유한요소 해석 프로그램 중 범용 소프트웨어인 Nastran, Abaques, Ansys 그리고 Ls-Dyna에서는 복합재료를 예측하기 위한 물성 데이터를 입력 값들이 한정적이고, 탄소섬유와 수지가 복합적으로 구성된 CFRP를 단 한 개의 물성으로 인식시키기 때문에 탄소섬유와 수지의 상호 복합적인 특성의 이론 계산이 이루어지지 않아 CFRP 예측 데이터와 근접한 결과를 얻지 못한다.

방정민 석사논문에서는 범용 소프트웨어에서 해결의 문제점을 이야기하고 문제점을 해결하고자 섬유 복합재 전용 해석 툴인 MCQ를 이용하여 문제점의 솔루션을 제시하고 증명하였다.

본 연구에서는 방정민 석사논문 연구결과를 바탕으로 추가 실험을 통해 정확화 하였고, 데이터를 기반으로 복잡하여 일정한 적층패턴을 가진 강성과 강도 Carpet Plot 그래프를 만들고 Carpet Plot의 예측 결과물의 신뢰성을 평가하고자 실제 시험편들을 제작·실험하여 데이터를 얻어 예측데이터와 비교하여 신뢰성을 평가를 하고자 한다.

제 2장 실험방법

제 1절 기초물성 실험과 Simulation_MCQ

1. 시험편

CFRP의 물성데이터를 얻기 위해 인장, 압축 그리고 전단시험편을 ASTM 규격^{(13)~(17)}에 따라 인장(0° , 90°), 압축(0° , 90°), 전단($\pm 45^\circ$) 시험편을 Carbon/Epoxy Uni-direction Prepreg Sheet(Sk Chemical, USN125A, Carbon/epoxy uni-direction 125g/m^2)를 사용하여 복합재료 전문업체인 (주)넥스컴스(<http://www.nexcoms.com>)에 주문 제작하였다. Table. 1에는 각 시험편들을 구분하였고, Table. 2에는 재료의 특성을 나타내었다.

모든 시험편에는 Grip face에 의한 시험편의 미끄러짐과 응력 집중 발생되지 않도록 각각의 길이에 맞는 탭을 부착하였다.

0° 인장 시험편은 ASTM D638, D3039 규격에 따라 시험편의 크기를 $14.8 \times 252 \times 1.2\text{mm}$ (W×L×T)로 제작하고, 탭 길이는 56mm로 시험편의 양 끝부분에 부착하여 Photo. 1, Fig. 2.1.1.1에 나타내었다. 90° 시험편의 크기는 $25 \times 181 \times 2.6\text{mm}$ 으로 제작하고, 탭 길이는 25mm로 0° 시험편과 같이 시험편의 양 끝 부분에 부착하여 Photo. 2, Fig. 2.1.1.2에 나타내었다. 0° 압축 시험편은 같이 ASTM D695, D3410 규격에 따라 시험편의 크기를 $10.3 \times 139.7 \times 3.5\text{mm}$ 로 제작하였고 Photo. 3, Fig. 2.1.1.3에 나타내었고, 0° 압축 시험편의 탭 길이는 65mm로 시험편의 양 끝단에 부착하였다. 90° 시험편의 크기는 같이 $25 \times 139.5 \times 3.5\text{mm}$ 로 제작 하였고, Photo. 4, Fig. 2.1.1.4에 나타내었다. 90° 압축 시험편의 탭 길이는 65mm로 시험편의 양 끝단에 부착하였다. 전단 시험편은 ADTM D3518 규격에 따라 $\pm 45^\circ$ 로 적층하여 인장시험편과 동일하게 제작하여 Photo. 5와 Fig

2.1.1.5에 나타내었다.

Table. 1 Definition of a Term - 01

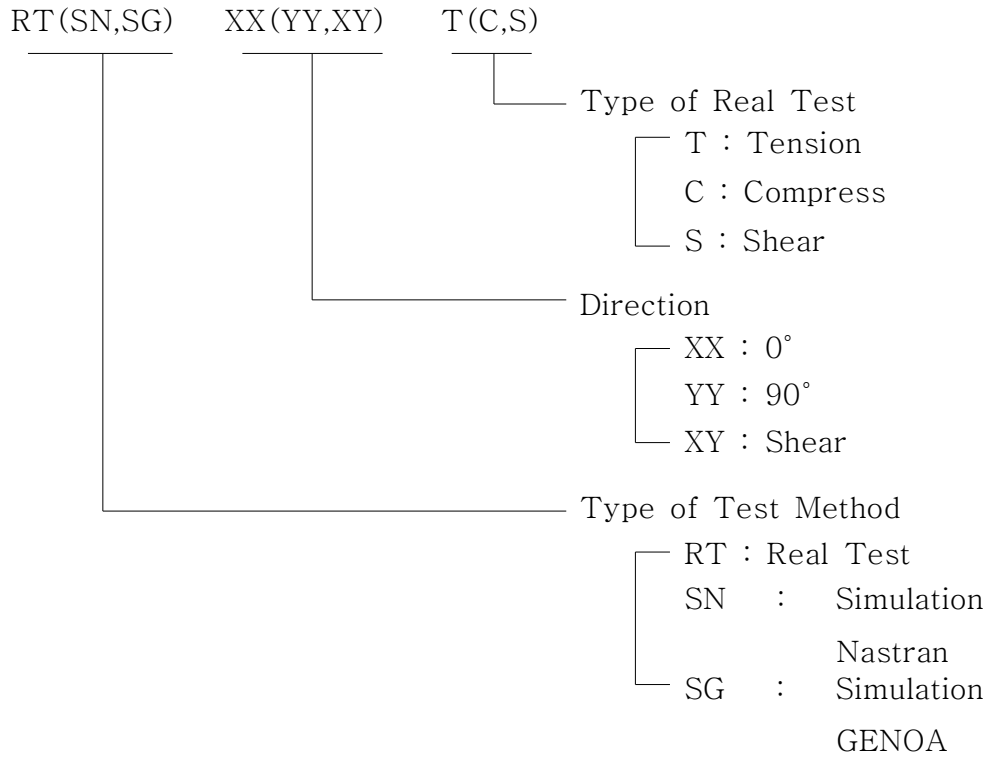


Table. 2 Manufacture Condition of Specimen

	Carbon/Epoxy Prepreg Sheet			
	두께 (mm)	Total Wt (g/m ²)	Fiber ArealWt (g/m ²)	Resin Content (%)
USN125 A	0.129	195	125	36

Table. 3 Characteristics and use of the CFRP

분류	특성	사용범위
CFRP	비강성 비탄성	항공기(1차,2차 부재), 우주기기,(태양열발전 설비), 미사일, 로켓, 인공위성, 자동차, 고속차량, 경주용차, 오토바이, 보트, 자전거, 섬유기계, 스포츠용품, 낚시대, 등산용품, 카메라, 원심분리기, 플라이 휠, 그라인더 휠, 타이어, 벨트, 회전 프로펠러, 제지기 롤러 등
	비강성 감쇠성	오디오 기기, 악기, 공작기계, 진동 컨베이어 스프링, 자동차(Drive shaft, Leaf spring) 등
	강성 비크리프성	FRP배, 탱크, 저장고(싸이로) 등
	강성 비열팽창	우주기기 안테나, 밀리파 안테나, 마이크로메타, 타이밍 벨트, 저온 탱크, 제도기기 등
	X선 투과성 강도, 강성	X선 카세트, X선 의료기기 등
	전기전도성 발열	약품 탱크, 대전방지 롤러, 정전도장 벽직류, 전극, 전지 등
	내식성	화학 플랜트, 패키징, 열 교환기 등
	단열성 내열성	로켓 노즐, 항공기 엔진 등

Table. 4 Material Properties of the CFRP prepreg Sheet

Characteristics \ Type	Fiber (Carbon)	Resin (Epoxy #2500)	Prepreg Sheet (CU125NS)
Density [kg/m ³]	1.83×10 ⁸	1.24×10 ⁸	-
Tensile Strength [GPa]	-	-	2.53
Elastic Modulus	240[GPa]	3.6[GPa]	132.7[GPa]
Breaking Elongation	21[%]	3[%]	1.3[%]
Poisson's ratio	-	-	0.3
Resin Content	-	-	33[%Wt]



Photo. 1 Tension Specimen 0°

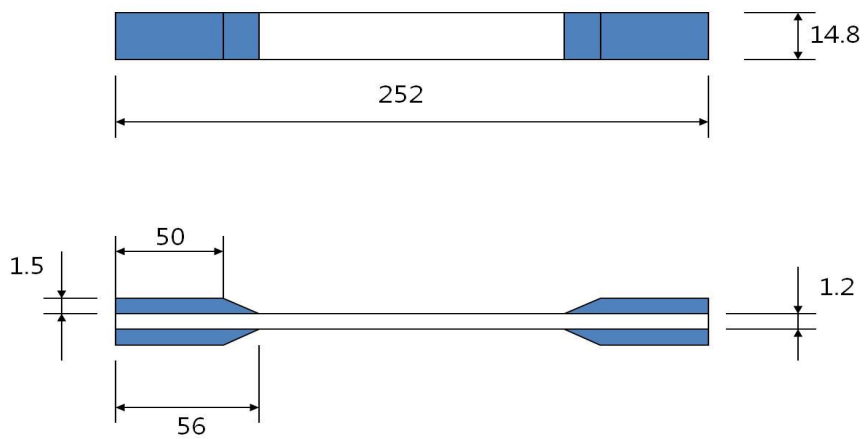


Fig. 2.1.1.1 Dimension and Shape of Tension Specimen 0°



Photo. 2 Tension Specimen 90°

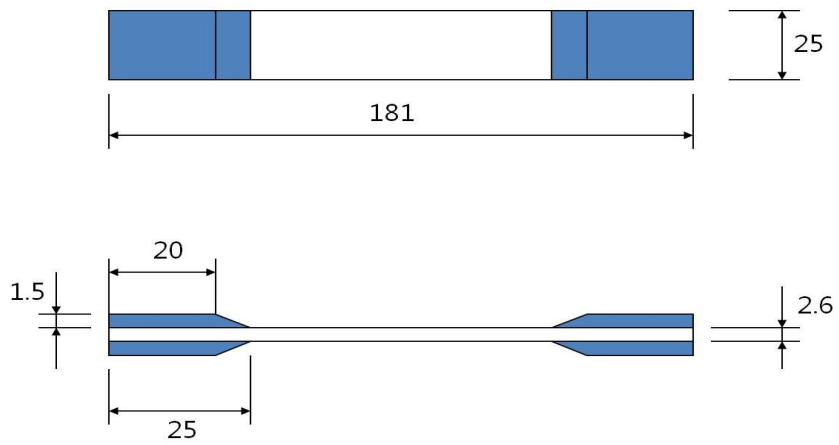


Fig. 2.1.1.2 Dimension and Shape of Tension Specimen 90°

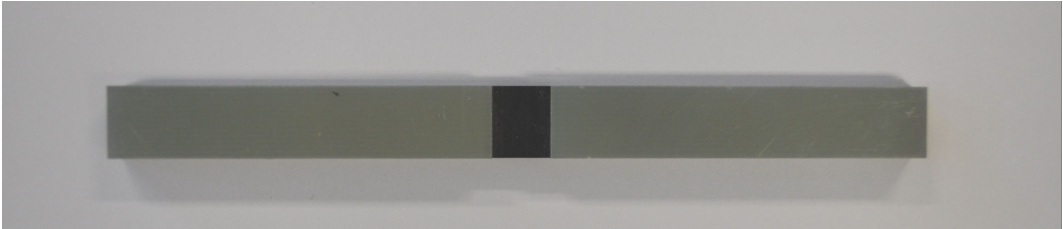


Photo. 3 Compression Specimen 0°

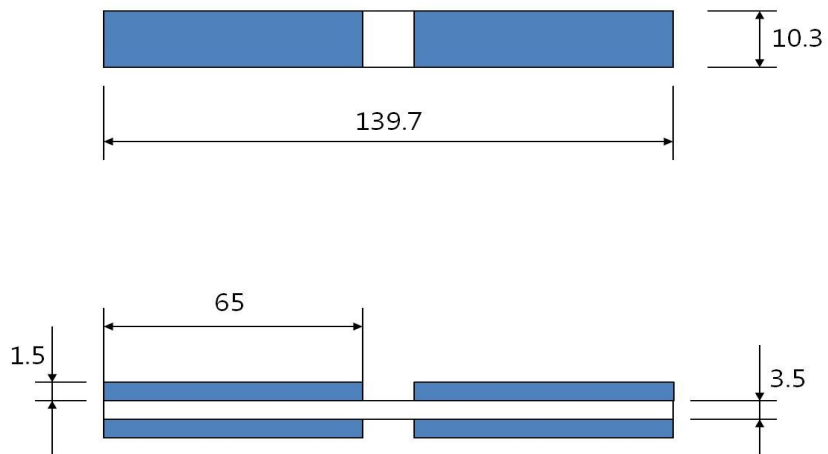


Fig. 2.1.1.3 Dimension and Shape of Compression Specimen 0°

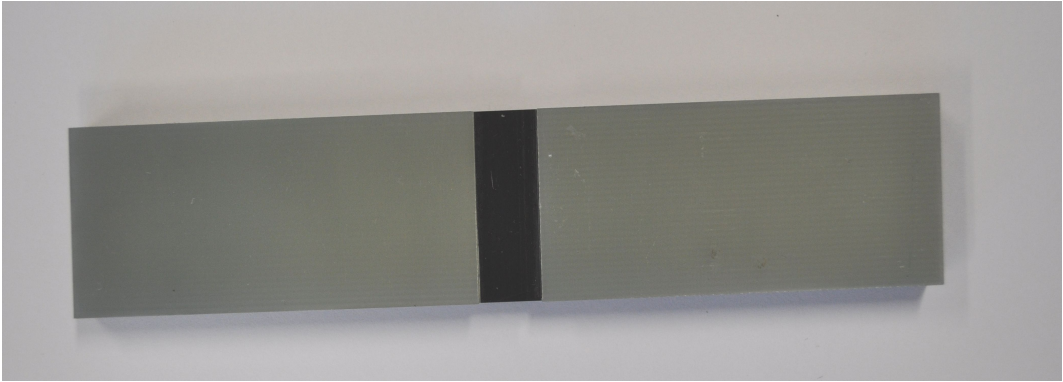


Photo. 4 Compression Specimen 90°

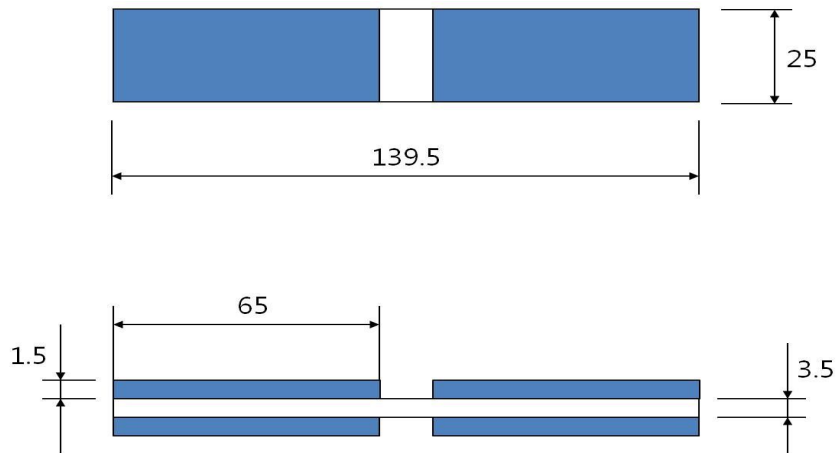


Fig. 2.1.1.4 Dimension and Shape of Compression Specimen 90°

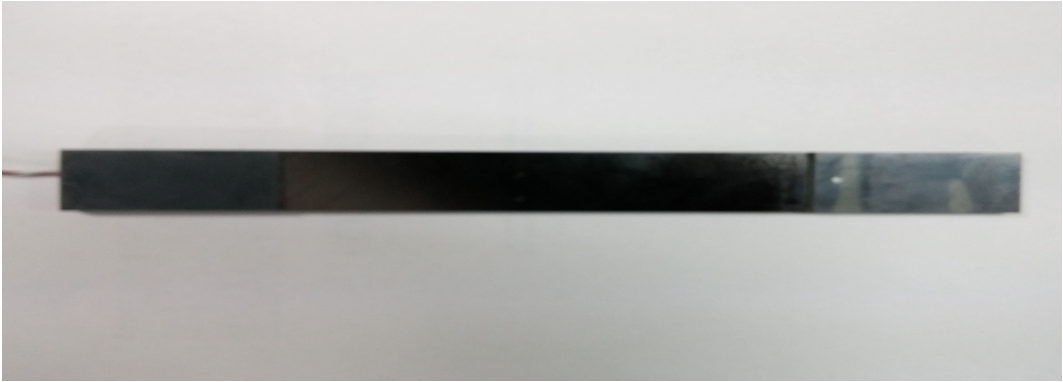


Photo. 5 Shear Specimen ± 45

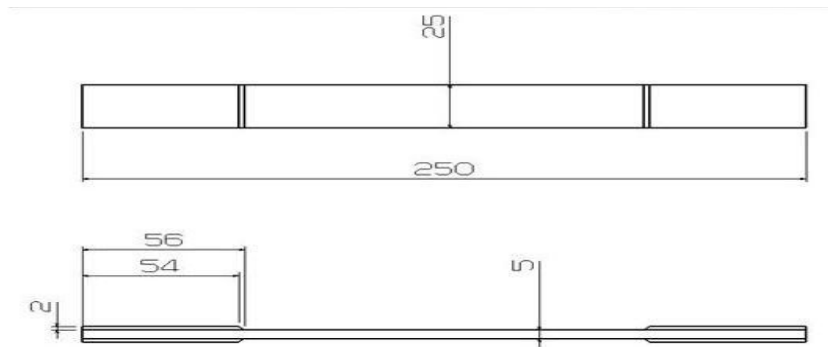


Fig.2.1.1.5 Shear ± 45

2. 실험방법

가. Jig

(1) 인장 지그

인장 지그는 계측기기 전문업체인 동일 시마즈(주)에서 MWG-100kNA 제품을 주문을 하였으며, 인장 지그의 크기 및 인장 지그에 장착되는 시험편의 최대 크기, 무게를 Table.5에 나타내었다. UTM에 장착되는 인장 지그의 하단부는 시험편이 움직임이 없도록 고정을 시키고, 인장 지그의 상단부는 편심 방지를 위하여 자유단으로 고정을 하였다.

Table. 5 Tensile Test Device Type

Grip capacity	Size		Grip face Width(mm)	Applicable specimen thickness(mm)	Upper grip weight (kg)
	W	L			
100KN	170	203	40	0 to 7	10

(2) 압축 지그

압축 지그는 Fig. 2.1.2.1에 나타난 것과 같이 CFRP 시험편을 압축할 수 있는 Housing Block과 CFRP 시험편을 고정시키는 Wedge Grip으로 제작이 되었으며, Wedge Grip은 CFRP 압축 시험편의 크기에 맞게 길이 140mm로 제작하여 시험편을 고정시킬 수 있도록 하였고, Housing Block은 Wedge Grip을 압축하도록 제작하였다. 또한, Wedge Grip과 Housing Block간의 마찰로 인한 변형이 생기지 않도록 하기 위하여 맞닿는 면에 열처리를 하였다. 압축 실험의 이해를 돕고자 Fig. 2.1.2.2에 압축 지그의 단면도를 나타내었다.

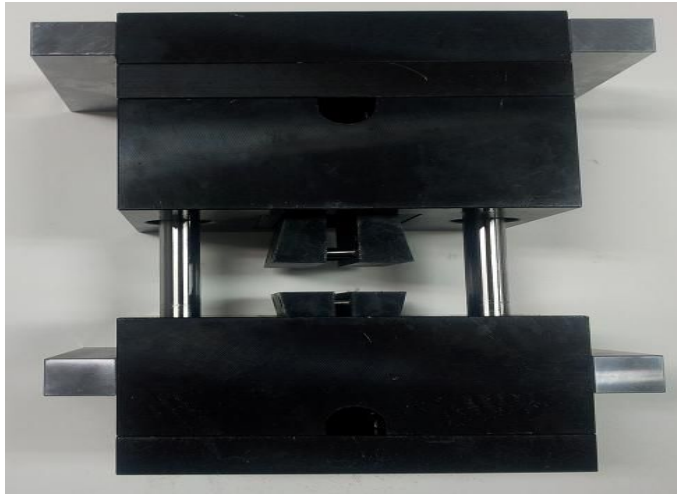


Fig.2.1.2.1 Compression Test Device

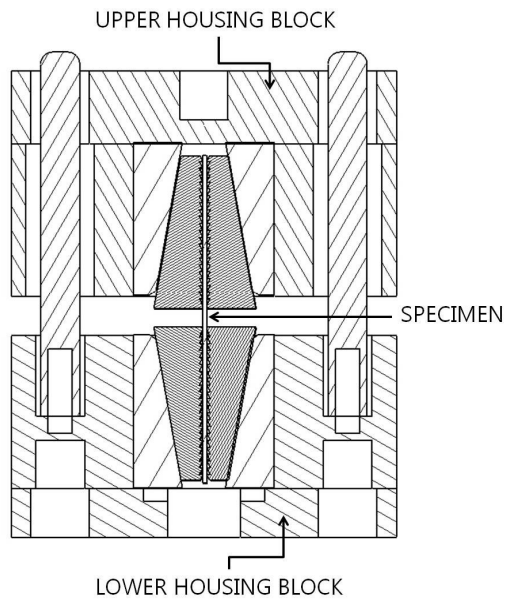


Fig. 2.1.2.2 Schematic of Compression Test

나. UTM(Universal Testing Machine ; 만능재료 시험기, MWG-100kNA)

재료의 가장 기본적인 기계적인 특성을 알기 위해서는 응력-변형 선도를 구해야 하는데, 이에 대한 가장 일반적인 방법이 재료에 응력을 가하여 변형률을 측정하는 것이다. 응력에 따라 인장, 압축, 전단 등으로 나눌 수 있다. UTM의 실험 원리는 시험편에 일정한 시간과 방향, 힘을 가해주면, 그 힘에 대한 하중 값이 발생이 되고, 하중 값이 적용되기 전부터 변형이 일어날 때까지의 하중 값을 측정하는 것이다. 인장, 압축, 전단 실험은 UTM에 각각의 ASTM 규격에 의해 제작된 인장, 압축, 전단 지그를 장착을 한 뒤, 실험을 진행하였다. 인장 실험의 경우 규격에 맞게 제작을 하여 시험편의 양 끝을 인장 지그에 설치하여 측정을 한다. 시험편의 기계적인 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 일어나기 전 시험편의 단면적으로 나눈 값으로 σ 로 표기하며, 단위는 kg/cm^2 또는 Pa 단위로 나타낸다. 압축 실험의 경우 시험편에 가해지는 일정한 힘을 시험편에 닿는 면적으로 나눈 값을 하중 값으로 나타낸다. 실험 방법은 UTM의 상·하단에 Housing Block을 설치하고 Wedge Grip에 시험편을 물어서 윗 방향으로부터 하중을 가하였을 때, 시험편에 걸리는 하중 값을 측정을 한다. 즉, 인장 실험과 마찬가지로 변형이 일어날 때의 힘을 변형이 일어나기 전의 시험편의 단면적으로 나눈 값으로 σ 로 표기하며, 단위를 kg/cm^2 또는 Pa 단위로 나타낸다.⁽¹²⁾ CFRP 시험편은 이방성 재질이기에 때문에 동일한 방법으로 제작이 되었더라도 결과 값이 다르게 나오므로, 각각의 시험편을 7번의 실험이 진행되었다.

다. STRAIN METER

2.1.2.나에서 언급한 것과 같이 재료의 기본적인 기계적 특성을 알기 위해서는 응력-변형 선도를 구하여야 한다. 여기서 변형을 측정하는 장비가 바로 스트레인메타이다. 스트레인메타는 스트레인게이지의 변형을 전기적인 신호로 측정을 하여, 이 측정값을 PC로 전송을 한다. 본 연구에서 사용한 스트레인메타(KTM Engineering, Model : System 6200)는 Fig.2.1.2.3에 나타낸 것과 같이 Strain Gage Input Card, Thermocouple Input Card, High-Level Input Card, LVDT Input Card, Piezoelectric Input Card, Digital I/O Card 이렇게 6개의 계측 카드로 구성되어 있고, 카드의 크기는 19×51×152mm로 다양한 센서들과 사용이 가능하다. 시험편에 스트레인 게이지를 부착을 한 뒤, 스트레인 게이지의 이상 유무를 파악하기 위하여 저항기로 스트레인메타의 저항을 측정하였다. 스트레인 게이지의 이상이 없을 경우 스트레인 게이지를 스트레인메타에 연결을 한 뒤, 저항기를 이용을 하여 다시 저항을 측정하여 이상이 없는지 확인을 한다. 또한 UTM과 데이터의 동일성을 위하여 분당 데이터의 개수를 동일하게 설정을 한다.



Fig. 2.1.2.3 Strain Meter

3. Simulation_MCQ

MCQ는 복합재료의 기본 물성 데이터에서 원초적 재료인 섬유와 기지의 물성을 역계산하여 적층방법 및 조건변화에도 Fiber와 Matrix의 물성과 서로 간의 구성요소(Fiber Volume Ratio, Void Volume Ratio)를 적용하여 예측이 가능한 복합재료 전용 해석 프로그램이다. 본 연구에 사용된 CFRP의 기본 데이터는 인장, 압축, 전단 실험을 통하여 얻었고, 이 기본 데이터에 따라 Fiber와 Matrix의 물성 데이터를 역계산에 의해 얻은 후 기초실험과 동일하게 시뮬레이션 결과를 얻어 선형 및 비선형 기초실험결과와 비교하여 Fiber와 Matrix 물성의 타당성 및 신뢰성을 증명하였다.

신뢰성을 제시한 후 복잡하고 일정한 패턴의 적층 형태의 강도와 강성 예측하기 위해 0° , $+45^\circ$, -45° , 90° 순서로 적층 수 변화에 따른 각각의 시험편의 강도와 강성을 예측한 Carpet Plot 그래프로서 예측하였다.

GENOA의 MCA(Material Constitution Analysis)의 기본 이론식은 다음과 같다.

Longitudinal Tension Stress [S_{11T}]의 경우

$$S_{11T} = S_{f11T} \left(k_f + k_m \frac{E_m}{E_{f11}} \right) \quad (1)$$
$$S_{11T} = k_f S_{f11T}$$

Longitudinal Compress Stress [S_{11C}]의 경우

$$S_{FC11C} = S_{f11C} \left(k_f + k_m \frac{E_m}{E_{f11}} \right) \quad (2)$$
$$S_{11C} = k_f S_{f11C}$$

Transverse Tensile Stress의 경우

$$S_{l22T} = \left\{ 1 - (\sqrt{k_f} - k_f) \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} S_{mT} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4k_v}{\pi(1-k_f)}} \right\} \quad (3)$$

In-plane Shear Stress의 경우

$$S_{l12S} = \left\{ 1 - (\sqrt{k_f} - k_f) \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} S_{mS} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4k_v}{\pi(1-k_f)}} \right\} \quad (4)$$

제 2절 Carpet Plot 예측 및 신뢰성 평가

1. Carpet Plot 예측 신뢰성 평가

가. 시험편

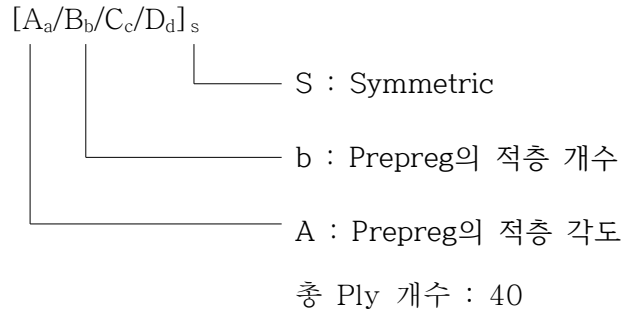
시뮬레이션에서 예측한 Carpet plot에서 실제 실험과의 신뢰성을 평가하고자 일부 시험편을 시뮬레이션과 동일한 조건으로 제작하였다.

본 연구에서 신뢰성 평가를 위하여 사용이 된 CFRP는 0° , $+45^\circ$, -45° 그리고 90° 의 순서로 5종류의 시험편을 제작하였다. 시험편의 종류는 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$, $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 이며 시험편들의 크기는 $250\text{mm} \times 25\text{mm} \times 5\text{mm}$ (길이 \times 넓이 \times 두께)이고 Fig.2.2.1.1에 나타내었다.

시험편 중앙에서 충분한 인장 하중이 적용될 수 있도록 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$, $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 적층순서로 시험편을 적층하였고, 이 시험편에 대한 이해를 돕고자, 각각의 시험편의 적층방법을 Fig. 2.2.1.2~2.2.1.6에 표기하였다. 또한 인장, 압축, 전단 실험 시 시험편에 미끄럼 발생을 막기 위하여 길이 56mm의 탭을 각각의 시험편의 양 끝부분에 부착을 하였다.

CFRP의 변위 측정을 위하여 Fig. 2.2.1.7과 보이는 것처럼 스트레인 게이지를 CFRP의 중심에 부착을 하였다.

Table. 6 Definition of a Term - 02



A : 0° , B : $+45^\circ$, C : -45° , D : 90°

Prepreg의 적층 개수 : 2, 4, 5, 6, 8

a, b, c, d : 2, 4, 5, 6, 8



Fig.2.2.1.1 Tension $[A/B/C/D]_s$

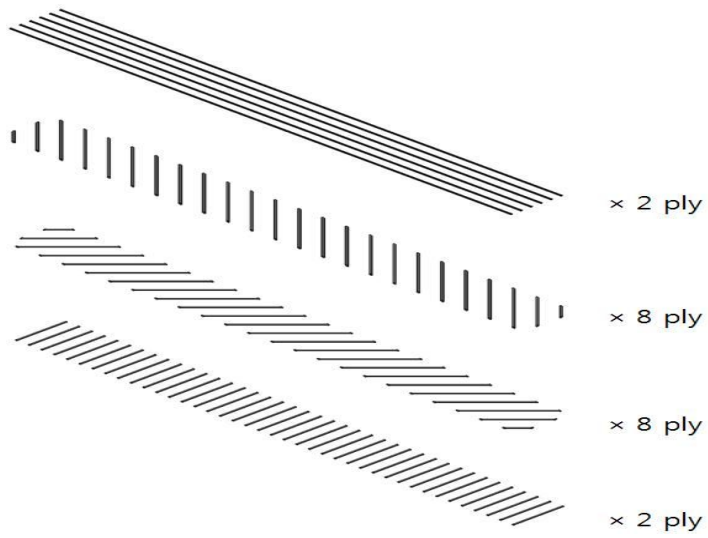


Fig. 2.2.1.2 Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

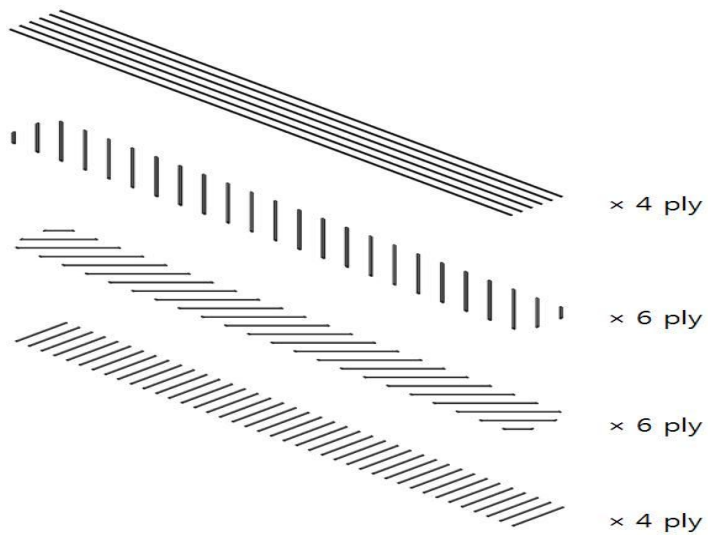


Fig. 2.2.1.3 Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

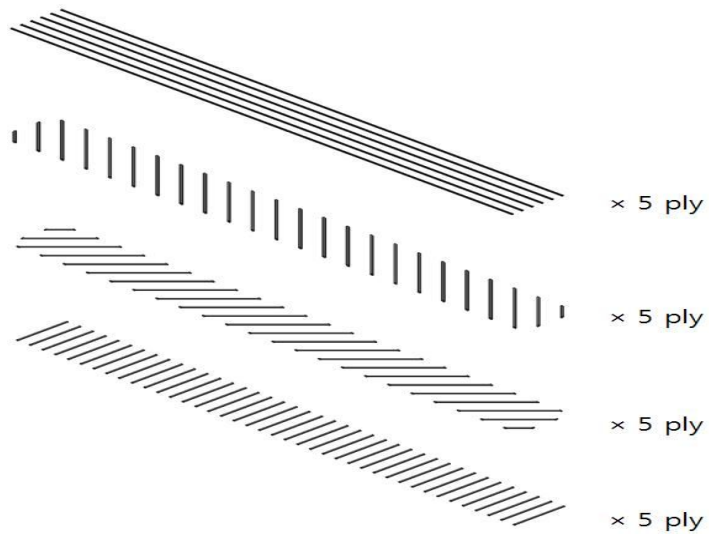


Fig. 2.2.1.4 Tension $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

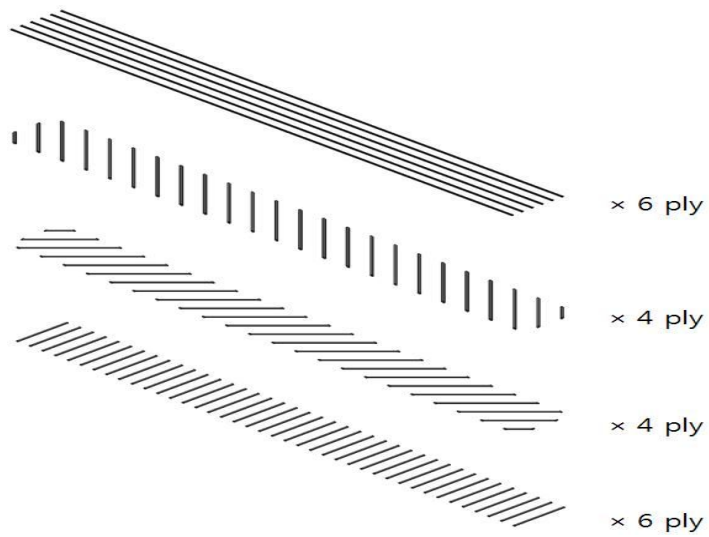


Fig. 2.2.1.5 Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

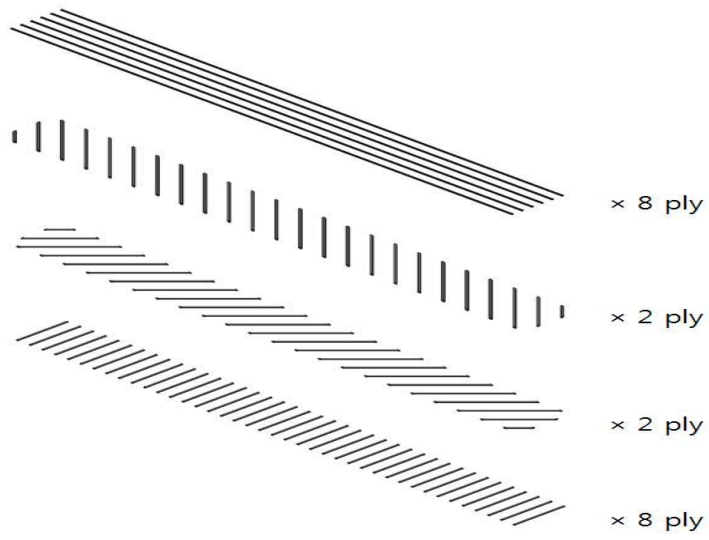


Fig. 2.2.1.6 $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$



Fig. 2.2.1.7 Strain gage and Specimen

나. 실험방법

제1절 2. 나와 다에서의 UTM과 StrainMeter를 동일하게 사용 하였다.

제 3 장 결과 및 고찰

제 1 절 해석을 위한 기초실험과 물성재확립

본 연구에서는 방정민 석사논문을 기반으로 인장, 압축 그리고 전단 추가 실험으로 하중과 변형률 데이터를 얻은 후 식 (5)에 대입하여 각 시험편의 응력-변형선도를 구하였다. 그리고 강성(탄성계수)은 식(6)에서 얻어 Table. 7에 나타내었다.

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (5)$$

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (6)$$

여기서, 식(6)은 Table 7.에서 나타난 두 점에서 응력의 차($\Delta\sigma$)와 변형률의 차($\Delta\epsilon$)의 기울기를 나타낸다. 예를 들면, 변형률을 x 로 가정을 하고, 응력을 y 로 가정을 하면, 변형률의 시작점은 x_1 , 끝점을 x_2 로 정의가 되고, 응력의 시작점을 y_1 , 끝점을 y_2 로 정의 할 경우 $\Delta\sigma$ 의 값은 $y_2 - y_1$ 이 되고, $\Delta\epsilon$ 의 값은 $x_2 - x_1$ 이 된다. 즉, E^{chord} 의 값은 $(y_2 - y_1) / (x_2 - x_1)$ 이 된다. 이 식을 Table.7에 나온 값을 적용을 하여 E^{chord} 의 값을 구할 수 있다.

±45전단에서는 하중이 평균 13.39kN으로 측정이 되었으나, 변형률은 평균 7.4678kN 부근에서 변형률이 측정이 되지 않아 그래프에는 변형률이 측정이 된 부분까지만 표현하였다.

CFRP의 기초물성을 탄소섬유복합전용 해석 툴인 MCQ에 사용하여 Fiber와 Matrix 각각의 물성을 구하여 Fig.3.1.2와 Fig.3.1.3에 나타내었고, 탄소섬유복합

재료의 비선형에 큰 영향을 미치는 Matrix 비선형 선도를 Fig.3.1.4에 나타내었다. 또한 Carbon Fiber와 Matrix가 이루는 구성비를 Fig. 3.1.5에 나타내었다. MCQ에서 얻어진 Fiber와 Matrix의 물성과 Matrix 비선형 그래프를 사용하여 실제 기초 실험의 선형, 비선형 값이 예측이 가능성 여부를 평가하고자 기초실험과 동일한 방법으로 시뮬레이션을 진행하였고, 시뮬레이션에서 얻어진 결과선도는 실제 기초실험 응력-변형 선도와 같이 Fig. 3.1.6~Fig.3.1.10에 나타내었다. 그래프에서 XXT는 인장 0° 이고, YYT는 인장 90° , XXC는 압축 0° , YYC는 압축 90° , XXY는 전단을 지칭한다.

선형으로 나타난 인장 0° , 인장 90° 그리고 압축 0° 에서는 실험과 시뮬레이션 결과가 거의 일치함을 나타내었고, 비선형이 나타난 압축 90° 와 전단 $\pm 45^\circ$ 도 거의 일치함을 보였다.

MCQ에서 얻은 Fiber 물성, Matrix 물성을 사용하면 적층조건과 실험방법이 변하더라도 실제 실험 결과와 거의 유사한 결과를 얻을 수 있다. 이는 Fiber 물성과 Matrix 물성은 제작 조건이 변하더라도 충분한 예측이 가능하다.

Table. 7 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges

Strain Range for Chord Modulus Calculation		Longitudinal Strain Checkpoint for bending $\mu\epsilon$
Start Point $\mu\epsilon$	End Point $\mu\epsilon$	
1000	3000	2000

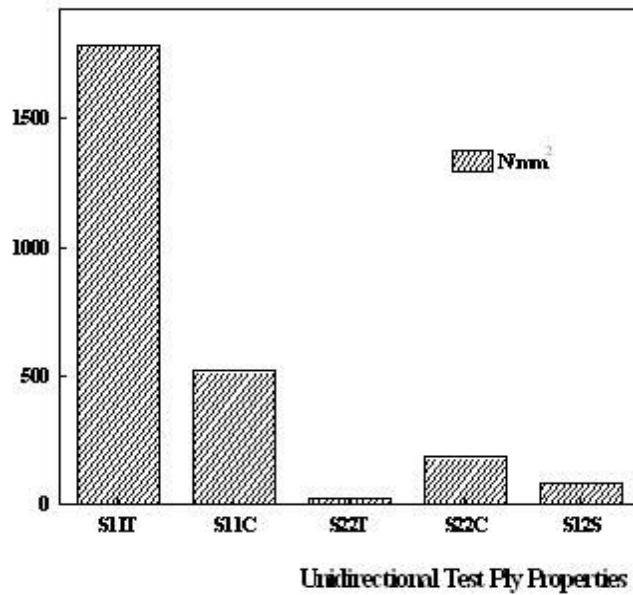
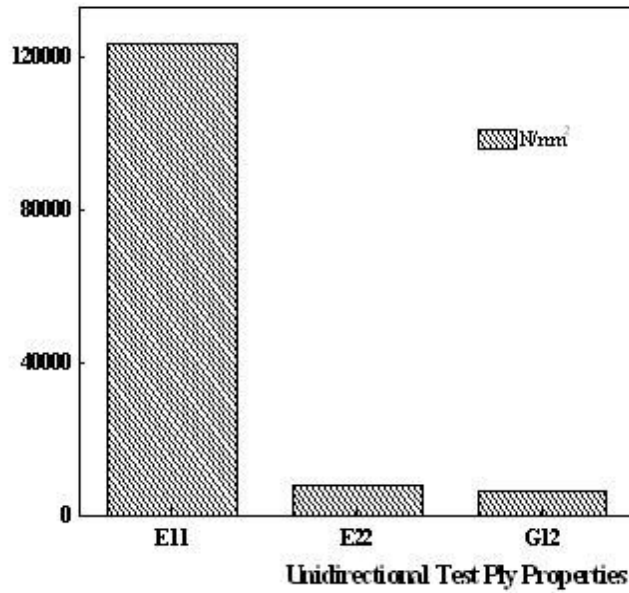


Fig. 3.1.1 Basic Carbon Composite Material Properties– Cal_Input_File

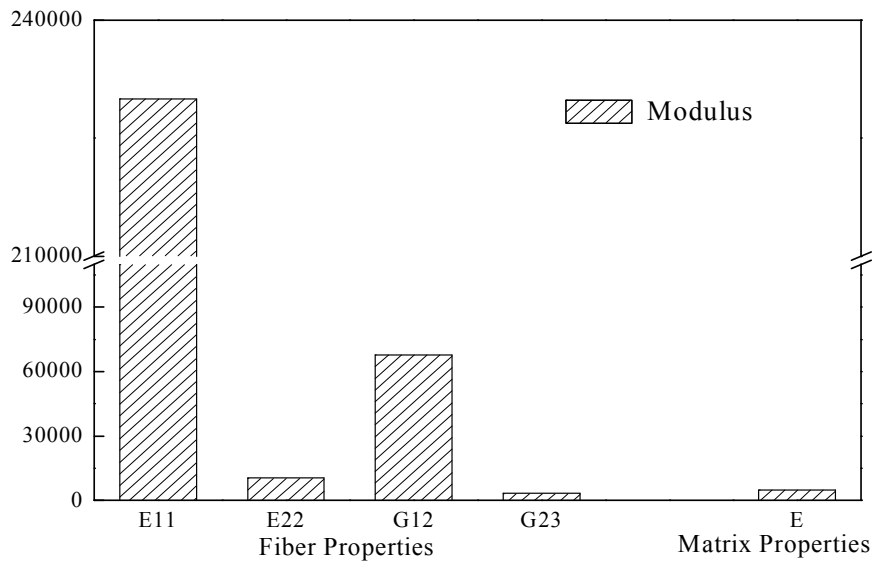


Fig. 3.1.2 Rigidity graph of Carbon fiber and Matrix

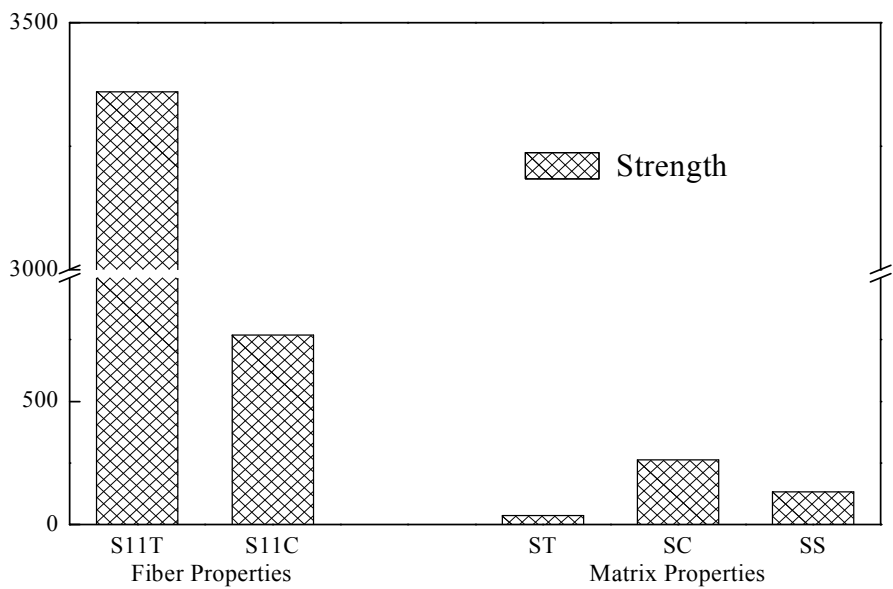


Fig. 3.1.3 Strength graph of Carbon fiber and Matrix

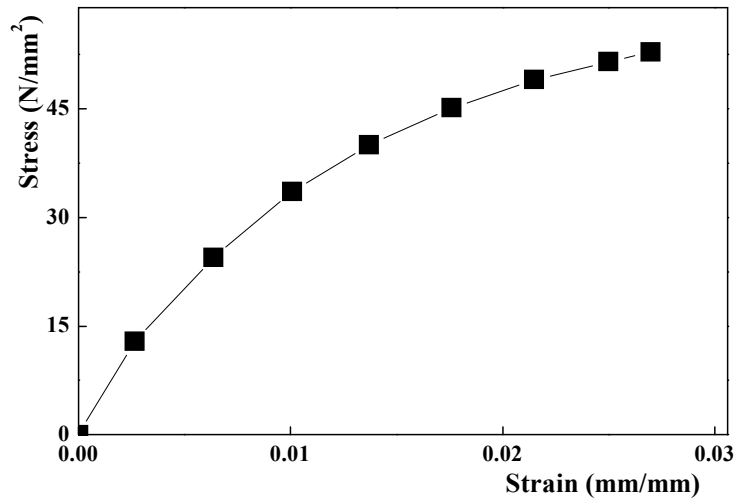


Fig. 3.1.4 The Stress-Strain Curve of Matrix

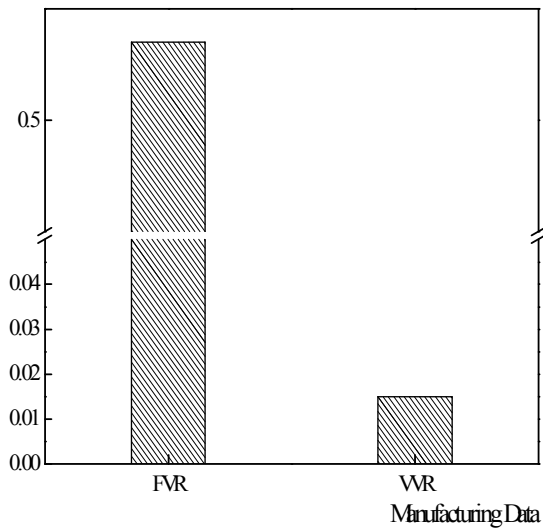


Fig. 3.1.5 Fiber Volume Ratio(FVR) and Void Volume Ratio(VVR) – Cal_Input_File

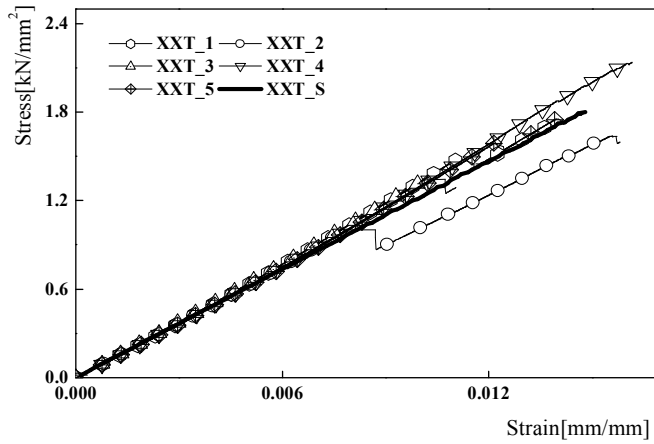


Fig. 3.1.6 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation
Result of Tension 0°

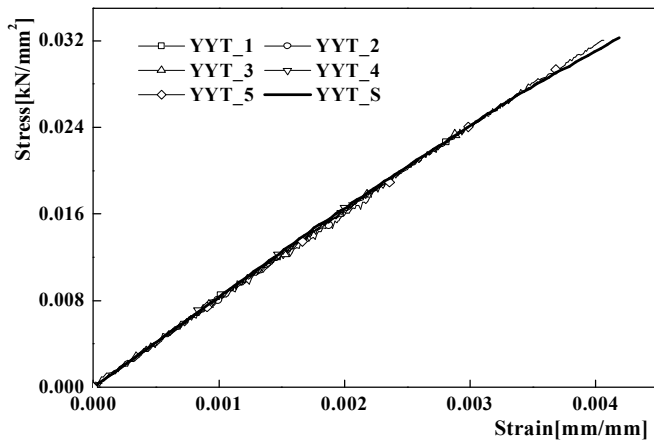


Fig. 3.1.7 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation
Result of Tension 90°

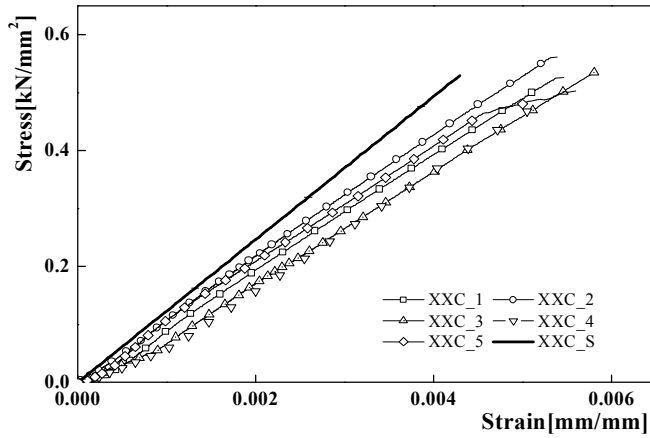


Fig. 3.1.8 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation
Result of Compress 0°

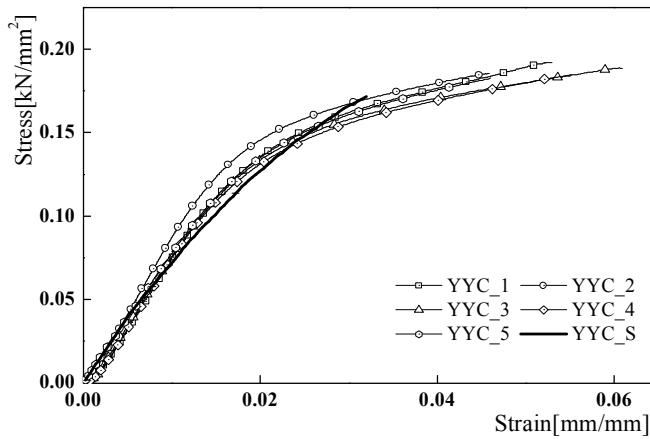


Fig. 3.1.9 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation
Result of Compress 90°

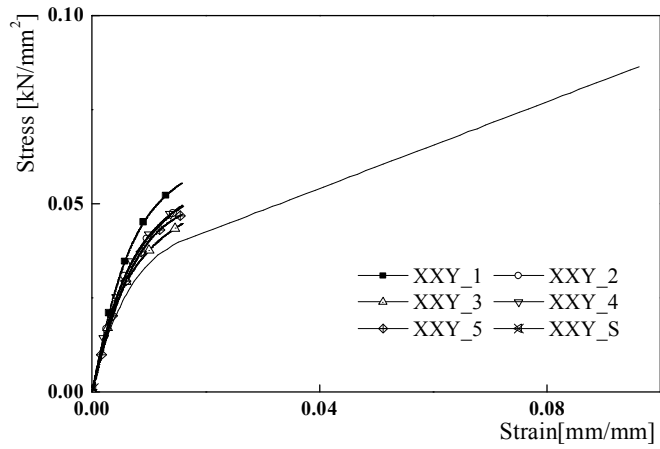


Fig. 3.1.10 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation
Result of Shear $\pm 45^\circ$

제 2절 Carpet Plot 신뢰성 평가

1. Carpet Plot 예측

기초 실험과 물성 재확립 연구에서 얻어진 Fiber와 Matrix 물성을 이용하여 $[A_a/B_b/C_c/D_d]_s$ 의 적층개수 변화에 따른 강도와 강성 Carpet Plot 그래프를 예측하였다. 그래프에 나타난 숫자는 %를 나타낸다.

GENOA-MCQ를 이용을 하여 $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$ 로 적층된 시험편을 각각의 Ply 당 응력과 변형률을 시뮬레이션 하여 Fig.3.2.1.5~Fig.3.2.1.14에 나타내었다. GENOA-MCQ로 해석을 진행한 결과 모든 시험편들은 90° 에서 변형과 응력이 크게 작용을 하였으며, 파단이 생겼다. 이는 $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$ 시험편을 인장 실험을 하였을 경우, 90° 부터 -45° , $+45^\circ$, 0° 순서로 파괴가 진행이 된다. 이는 $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$ 시험편을 인장 실험을 할 경우 파단이 CFRP 시험편의 내부부터 시작을 하여 외부까지 파단을 하는 것으로 판단이 된다.

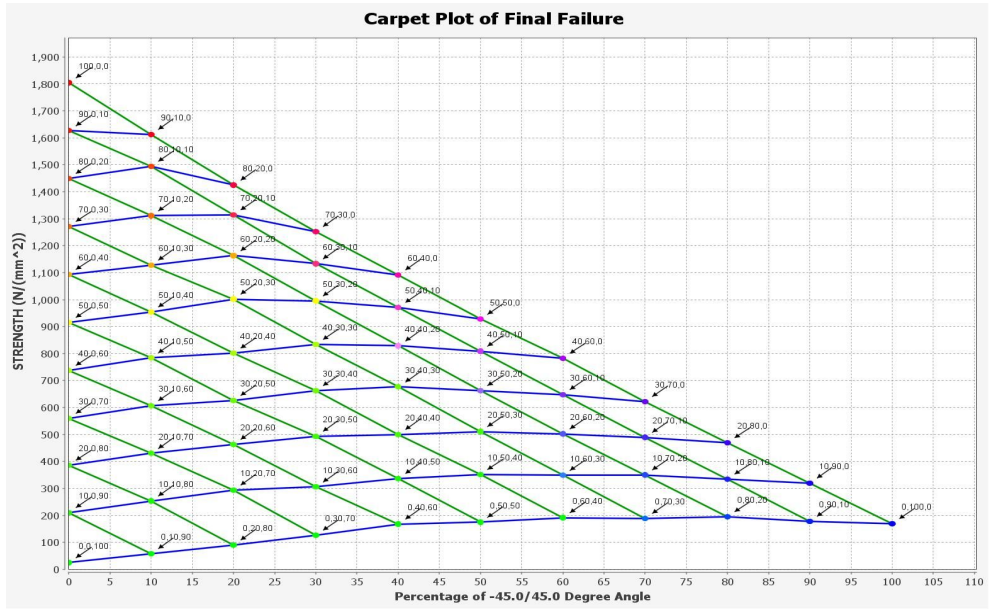


Fig. 3.2.1.1 The Carpet Plot Strength

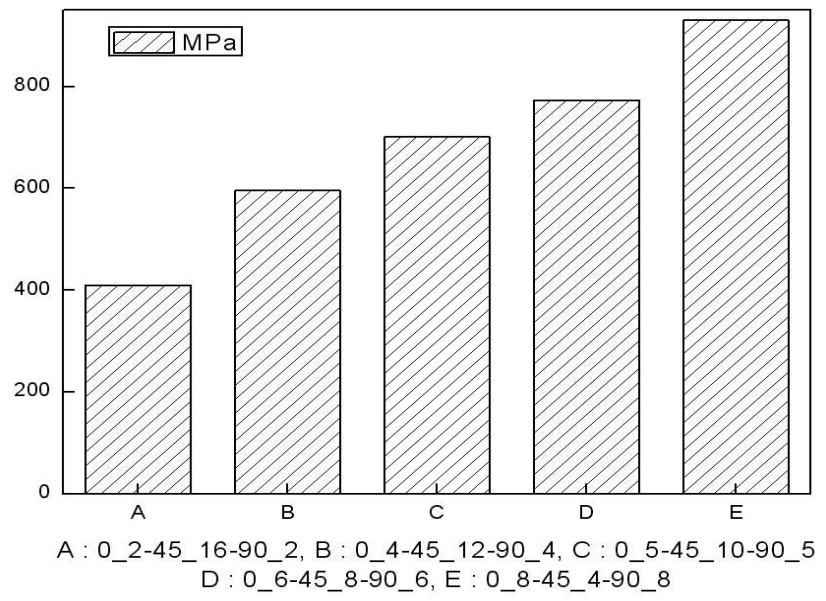


Fig. 3.2.1.2 The Strength of Simulation

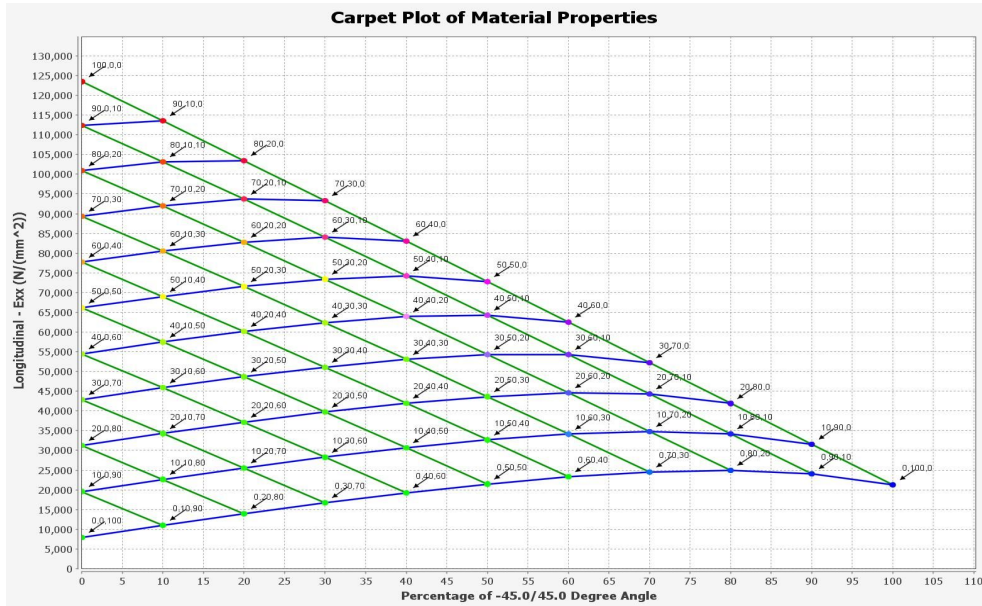


Fig. 3.2.1.3 The Carpet Plot Modulus

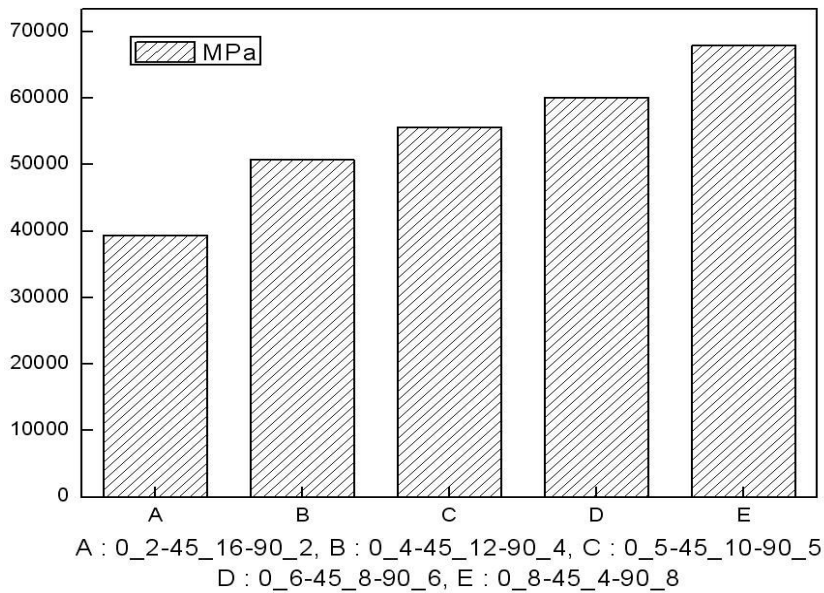


Fig. 3.2.1.4 The Modulus of Simulation

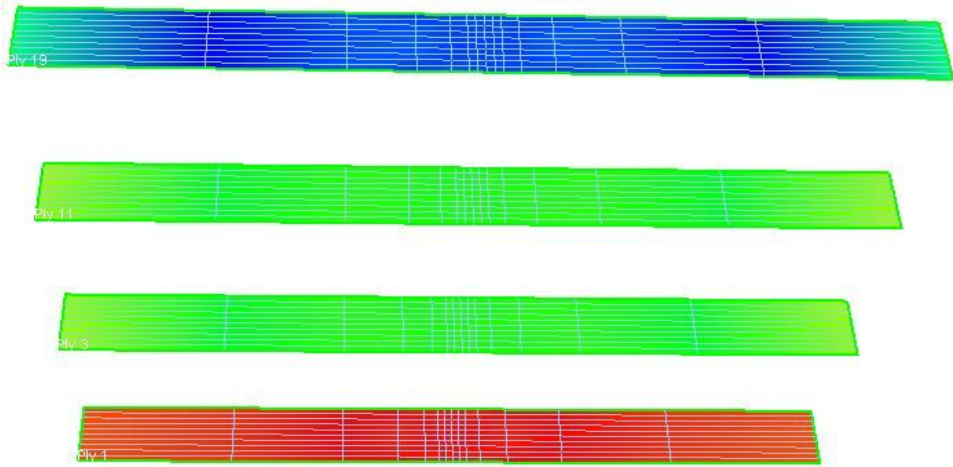


Fig. 3.2.1.5 Ply Strain of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

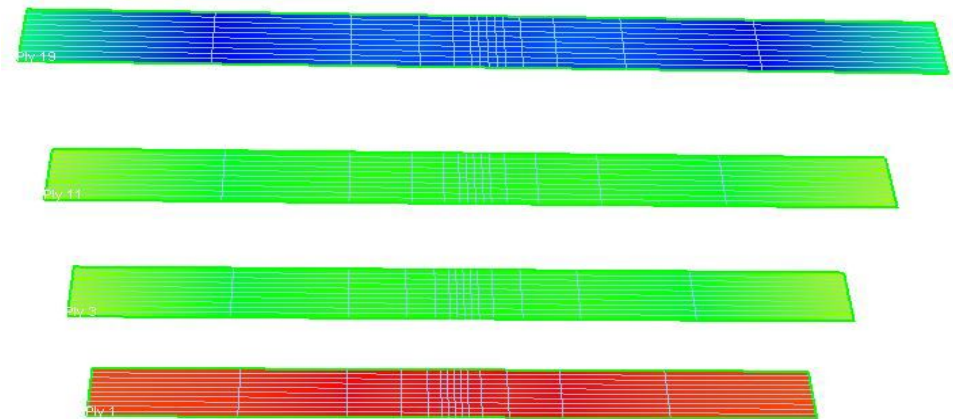


Fig 3.2.1.6 Ply Stress of $[[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

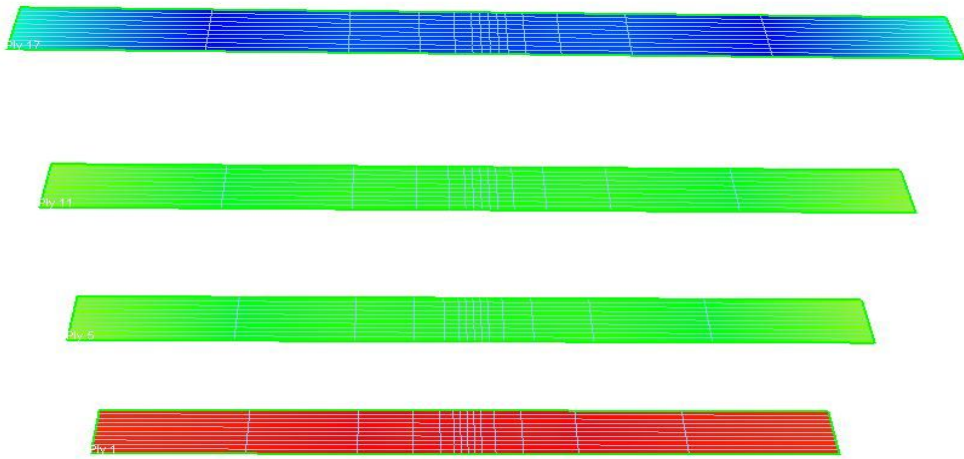


Fig.3.2.1.7 Ply Strain of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

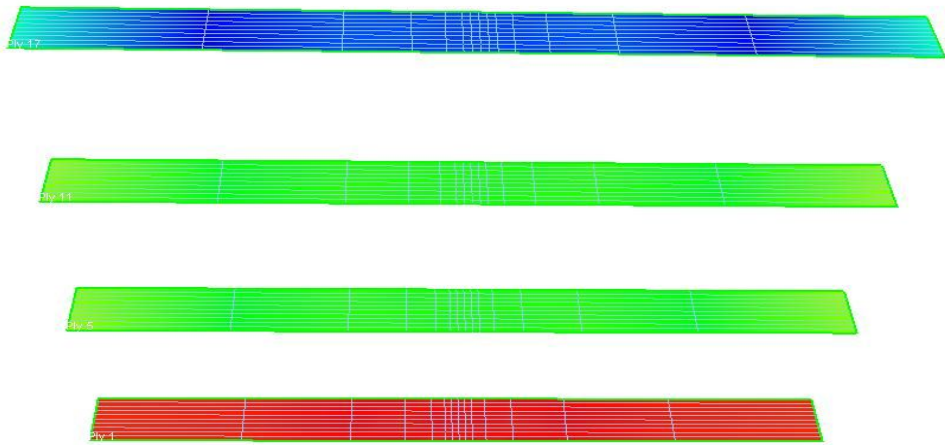


Fig. 3.2.1.8 Ply Stress of $[[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

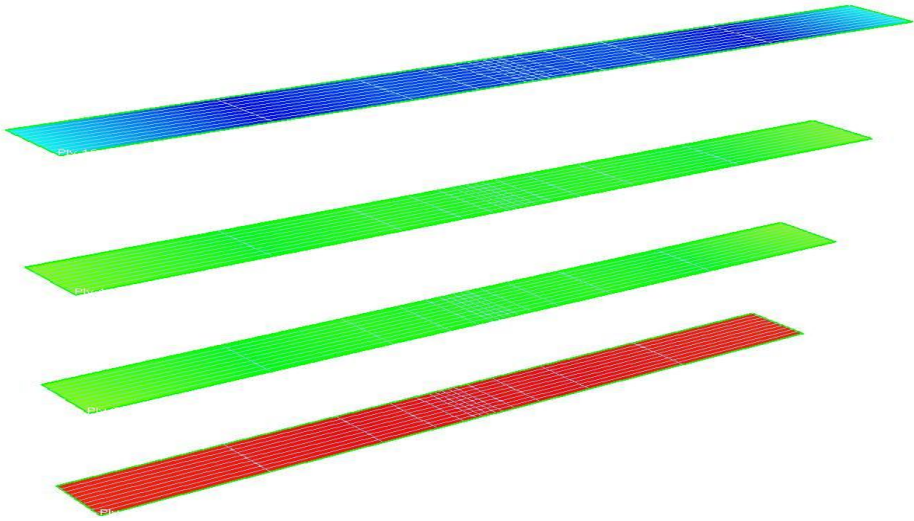


Fig. 3.2.1.9 Ply Strain of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

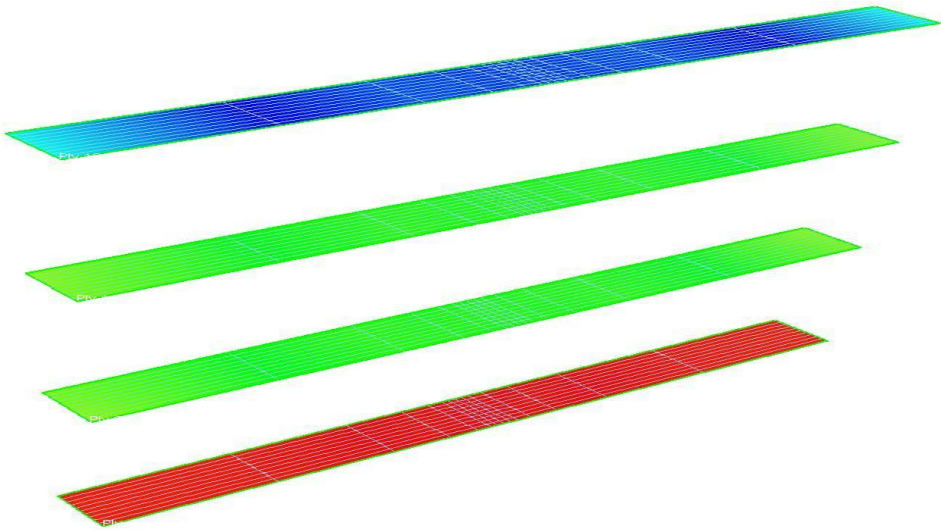


Fig. 3.2.1.10 Ply Stress of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

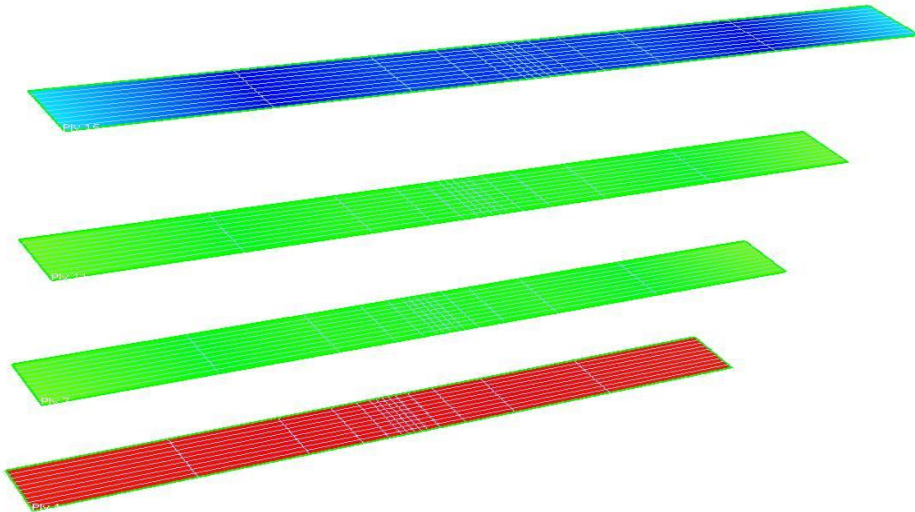


Fig. 3.2.1.11 Ply Strain of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

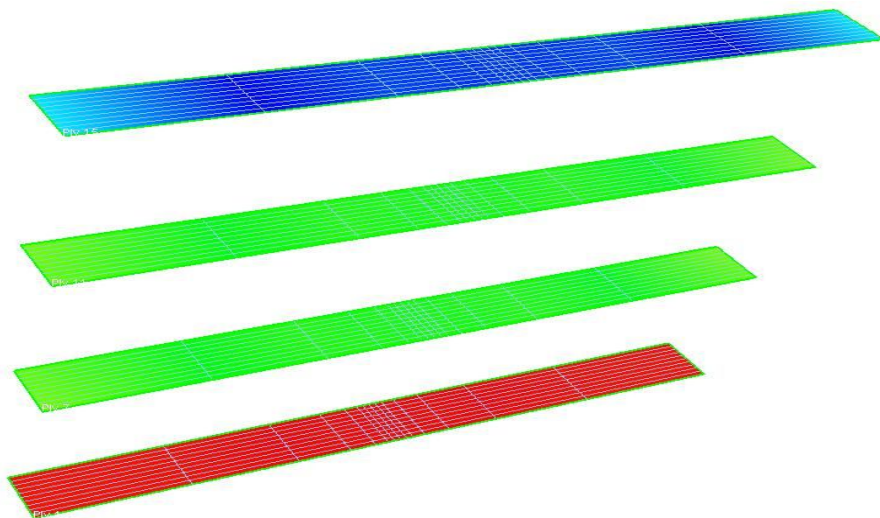


Fig. 3.2.1.12 Ply Stress of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

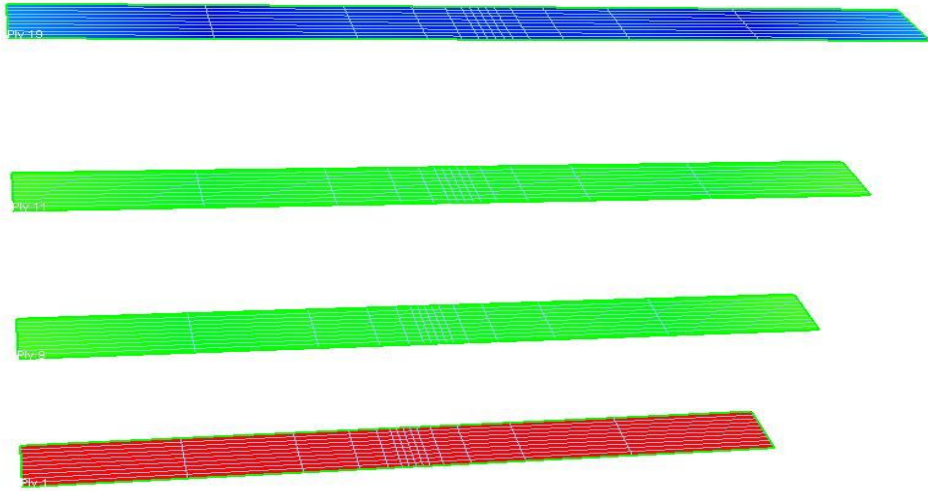


Fig.3.2.1.13 Ply Strain of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

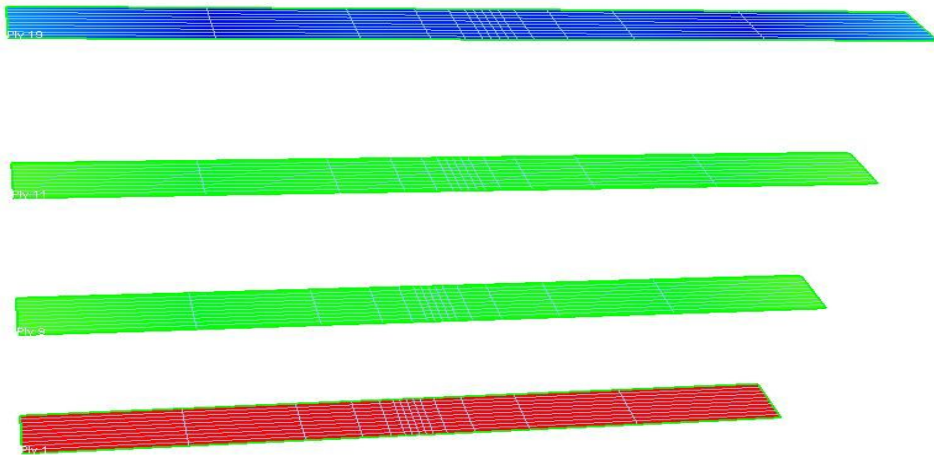


Fig. 3.2.1.14 Ply Stress of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

2. 재료 실험

Carpet Plot 데이터의 신뢰성 여부를 증명하고자 일부 시험편 5종류 ($[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$, $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$)로 동일한 각도로 제작하여 인장 실험을 진행하였다.

각각의 시험편의 실험 결과를 Fig.3.2.2.1~Fig.3.2.2.10에 나타내었고, 각각의 시험편은 최소 7번 이상의 실험을 진행하였다.

실험 과정 중 시험편의 중앙 부근이나 1/4지점에서 파단이 되지 않고 탭 부근에서 파단이 일어나는 경우 제작과정이나 실험 준비 과정 중 생긴 문제로 파단이 일어난 것으로 판단을 하여 실험 데이터에서 제외하였다.

이러한 인장 실험 결과 데이터를 이용을 하여 응력-변형 선도를 그려본 결과 실험 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 에서 얻은 응력-변형 선도가 Fig.3.2.2.1과 Fig.3.2.2.4에 나타난 것처럼 응력-변형 선도가 선형으로 진행을 하다가 비선형으로 진행하는 모습을 볼 수 있었다. 이러한 현상이 나타나는 이유는 시험편 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 와 $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 의 $\pm 45^\circ$ 의 비율이 높음으로 인하여 비선형 형태로 나타났다. 반면에 $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ 와 $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 의 경우 응력-변형 선도가 선형으로 나타났다. $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ 와 $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 는 Matrix의 영향을 거의 받지 않는 것으로 사료가 된다. Fig.3.2.2.16에 각 시험편의 평균 응력-변형 선도들을 표기하였다. $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$ 의 평균 응력-변형 선도를 비교를 하여보니, $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 의 선도와 $[0_4/+45_b/-45_c/90_d]_s$ 의 선도가 일치함을 보였고, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 의 선도가 강성 값이 가장 크게 나타났다.

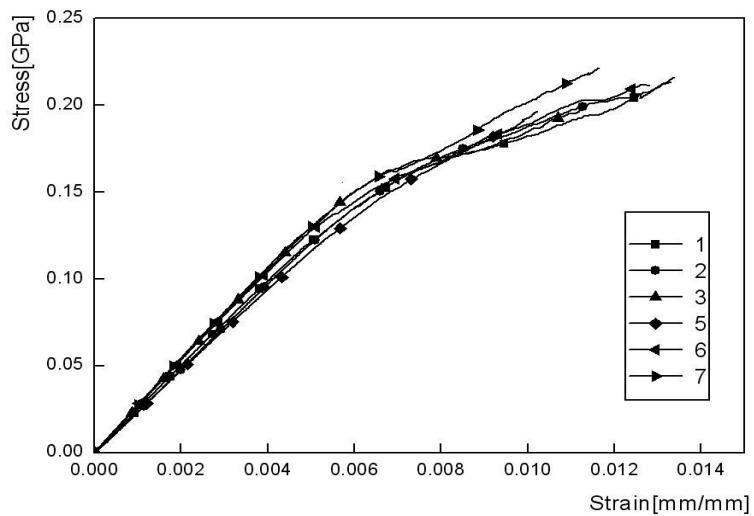


Fig. 3.2.2.1 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

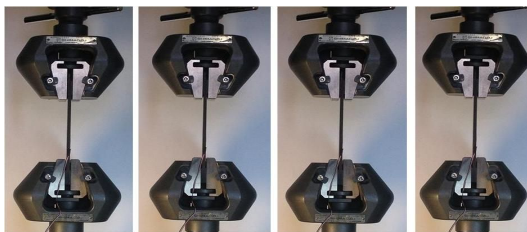


Fig.3.2.2.2 A Process of Tensile test $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

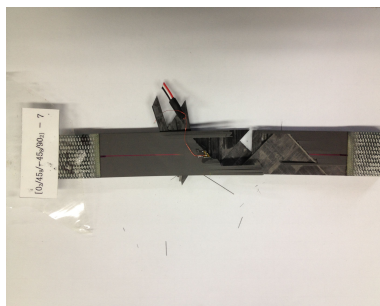


Fig.3.2.2.3 Failure of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

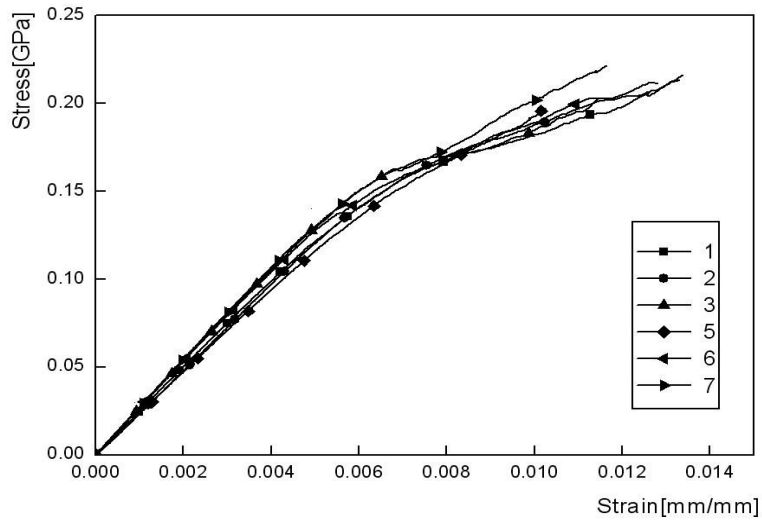


Fig. 3.2.2.4 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$



Fig.3.2.2.5 A Process of Tensile test $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$



Fig.3.2.2.6 Failure of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

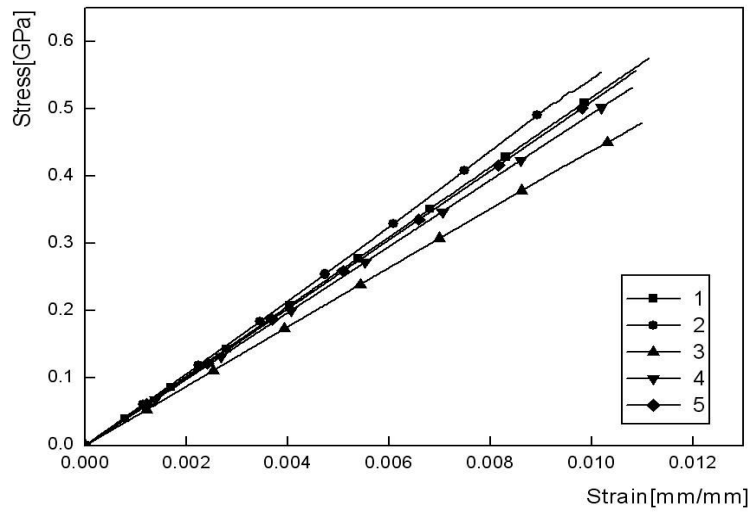


Fig. 3.2.2.7 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

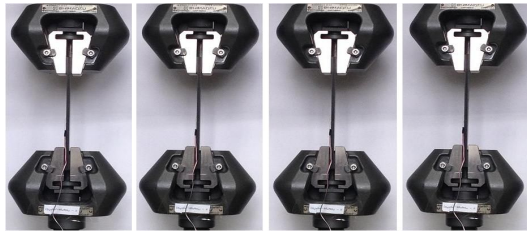


Fig. 3.2.2.8 A Process of Tensile test $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$



Fig.3.2.2.9 Failure of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

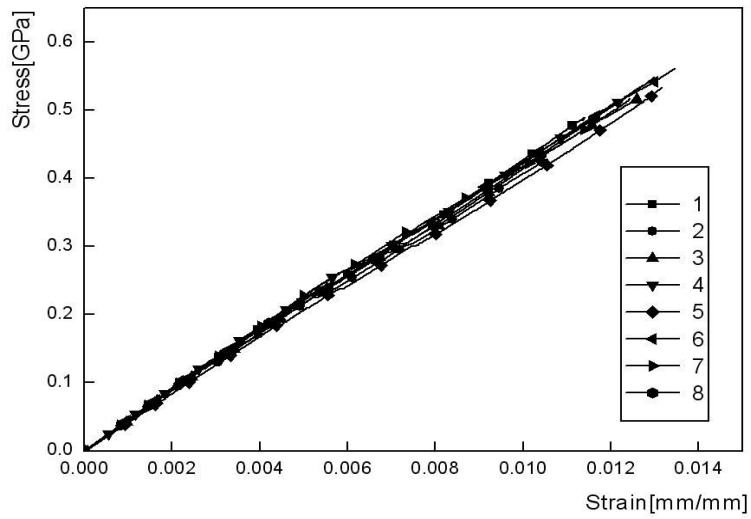


Fig. 3.2.2.10 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

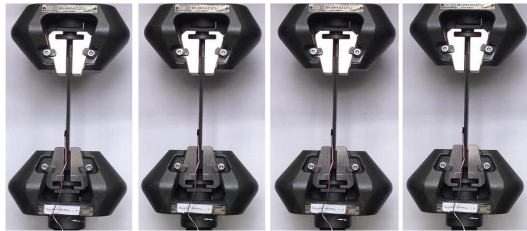


Fig. 3.2.2.11 A Process of Tensile test $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

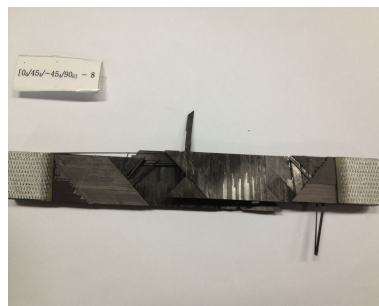


Fig.3.2.2.12 Failure of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

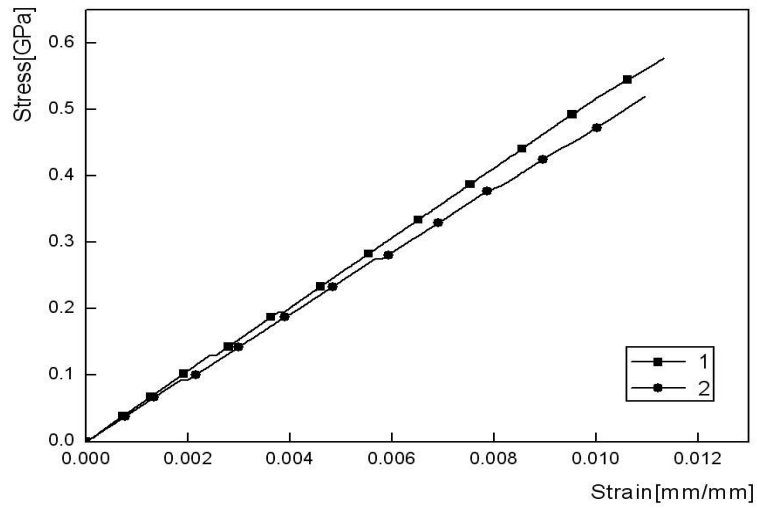


Fig. 3.2.2.13 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$



Fig. 3.2.2.14 A Process of Tensile test $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

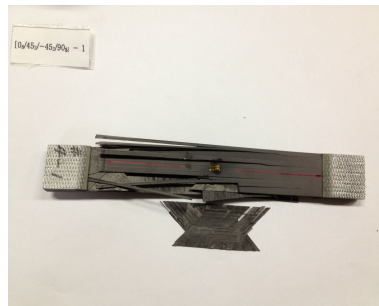


Fig.3.2.2.15 Failure of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

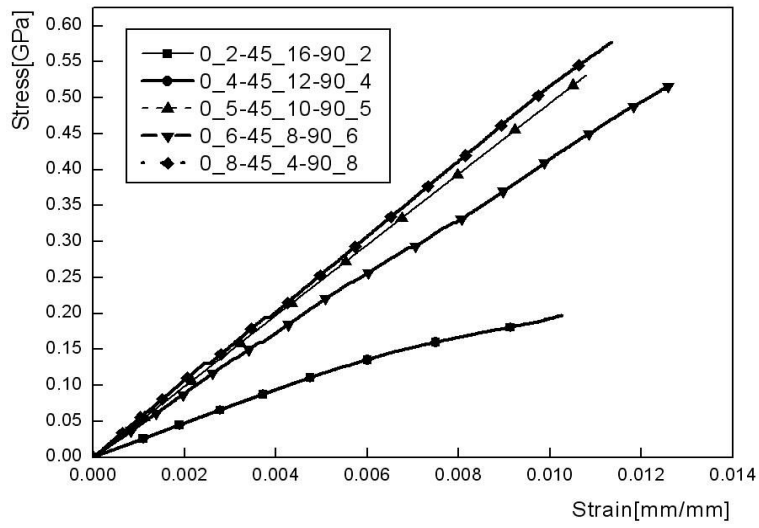


Fig. 3.2.2.16 The Stress-Strain Curve of the $[0_a/+45_b/-45_c/90_d]_s$

3. Simulation과 재료실험의 결과 비교

Fig.3.2.3.3에서 보이는 것과 같이 $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$ 의 경우 응력-변형 선도의 기울기가 거의 일치함을 보였다. 하지만, Fig.3.2.3.1, Fig.3.2.3.2, Fig.3.2.3.4와 Fig.3.2.3.5에서 보이는 것처럼 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 의 응력-변형 선도의 경우 시뮬레이션과 인장 실험의 Stress 값은 거의 유사하였지만, Strain 값은 인장 실험값보다 더 적게 나타나는 것을 확인하였다. 이러한 현상이 나타나는 이유로 3장 2절 2에서 설명하였듯이 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_2]_s$ 는 인장 실험 중 미끌림 현상이 발생한 것으로 사료가 된다. $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 와 $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$ 의 MCQ를 이용하여 얻은 응력-변형 선도와 실험을 통하여 얻은 응력-변형 선도가 다름이 확인이 되었다. $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$ 의 경우 시험편 제작과정 중 시험편에 Crack이 발생한 것으로 판단이 되며, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 의 경우는 MCQ에서 환경변수에 문제가 있는 것으로 판단이 되며, 추후에 재해석이 필요하다고 사료된다.

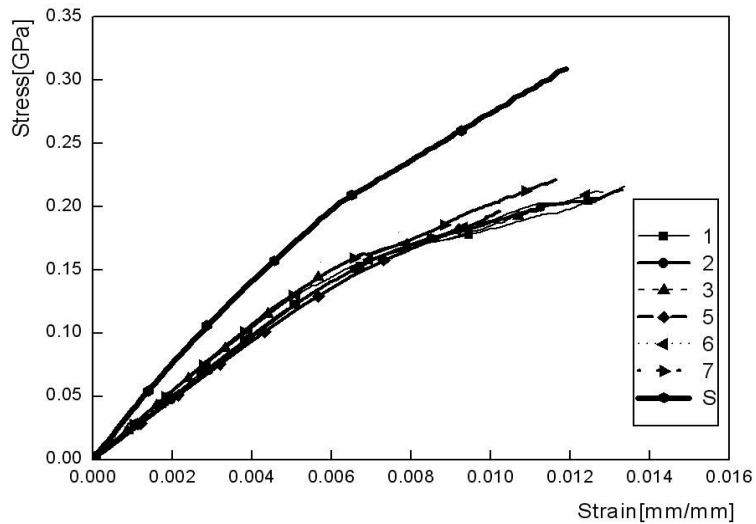


Fig.3.2.3.1 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

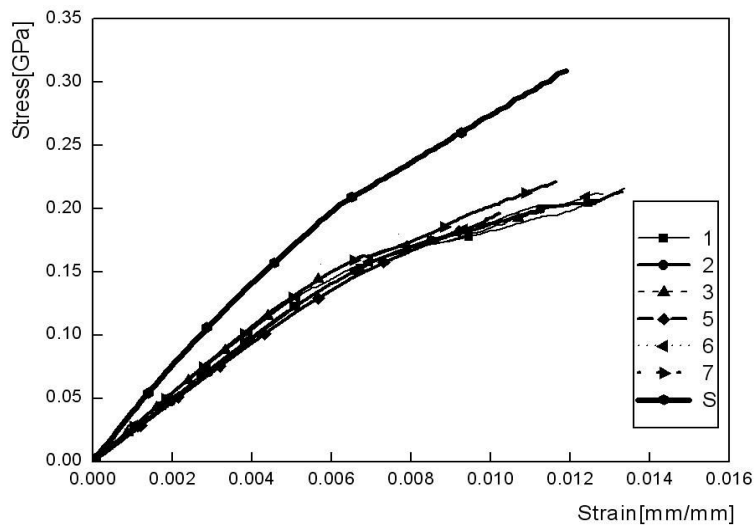


Fig.3.2.3.2 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

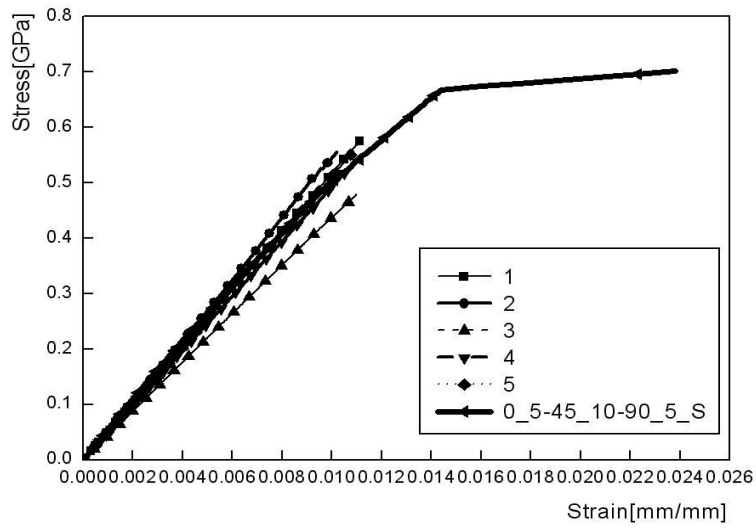


Fig.3.2.3.3 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$

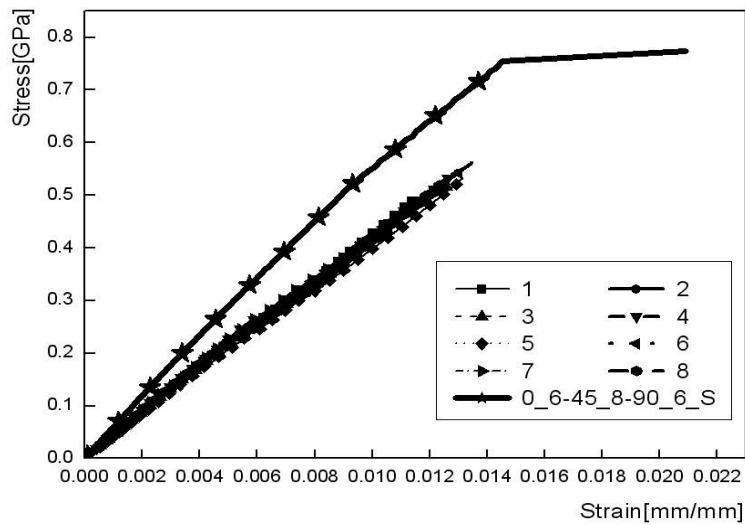


Fig.3.2.3.4 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

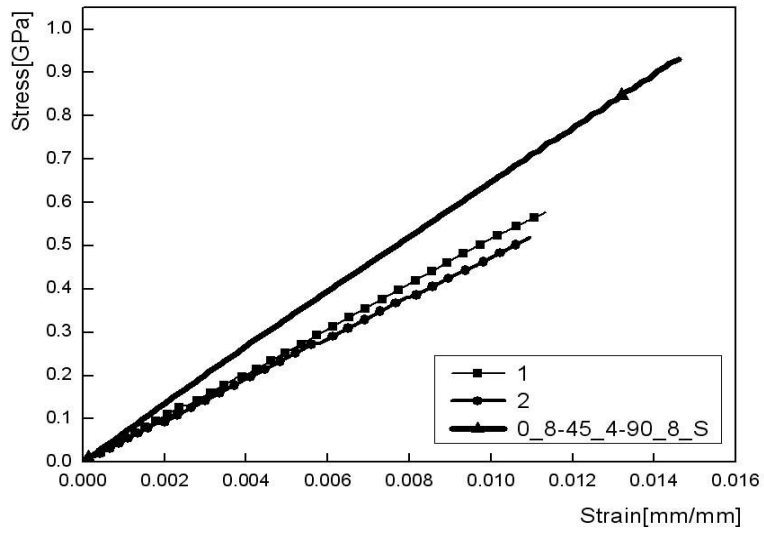


Fig.3.2.3.5 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

GENOA를 이용하여 얻은 강도 값과 실험을 통하여 얻은 강도 값을 Fig.3.2.3.6에 나타내었으며, 0-2_45-16_90-2-T는 인장 실험을 통하여 얻은 $[0_2/45_8/-45_8/90_2]_s$ 의 강도 값이며, 0-2_45-16_90-2-S는 GENOA를 이용하여 얻은 $[0_2/45_8/-45_8/90_2]_s$ 의 강도 값을 나타낸 것이다. 0-6_45-8_90_6-T는 인장 실험을 통해 얻은 $[0_6/45_4/-45_4/90_6]_s$ 의 강도 값을 나타낸 것이고, 0-6_45-8_90_6-S는 GENOA를 이용하여 얻은 $[0_6/45_4/-45_4/90_6]_s$ 의 강도 값을 나타낸 것이다. 0-5_45-10_90-5의 경우 역시 $[0_5/45_5/-45_5/90_5]_s$ 의 시뮬레이션 강도 값은 0-5_45-10_90-5-S로 표기하였고, 인장 실험을 통하여 얻은 강도 값은 0-5_45-10_90-5-T로 표기하였다. $[0_6/45_4/-45_4/90_6]_s$ 의 경우도 GENOA를 이용하여 얻은 강도 값은 0-6_45-8_90-6-S로 표기하였고, 인장 실험을 통하여 얻은 강도 값은 0-6_45-8_90-6-T로 표기하였다. $[0_8/45_2/-45_2/90_8]_s$ 의 경우도 앞에서 언급한 것과 같이 0-8_45-4_90-8-S는 GENOA를 이용하여 얻은 강도 값이고, 0-8_45-4_90-8-T는 인장 실험을 통해 얻은 결과 값이다. Fig.3.2.3.6의 그래프에서 나타난 것과 같이 0° , 45° , -45° , 90° 순서로 적층된 시험편은 $[0_8/45_2/-45_2/90_8]_s$ 순서로 적층된 시험편이 강도 값이 가장 좋게 나타났지만, 적층방법 $[0_2/45_8/-45_8/90_2]_s$ 로 제작이 된 시험편이 가장 낮은 값으로 나타났다.

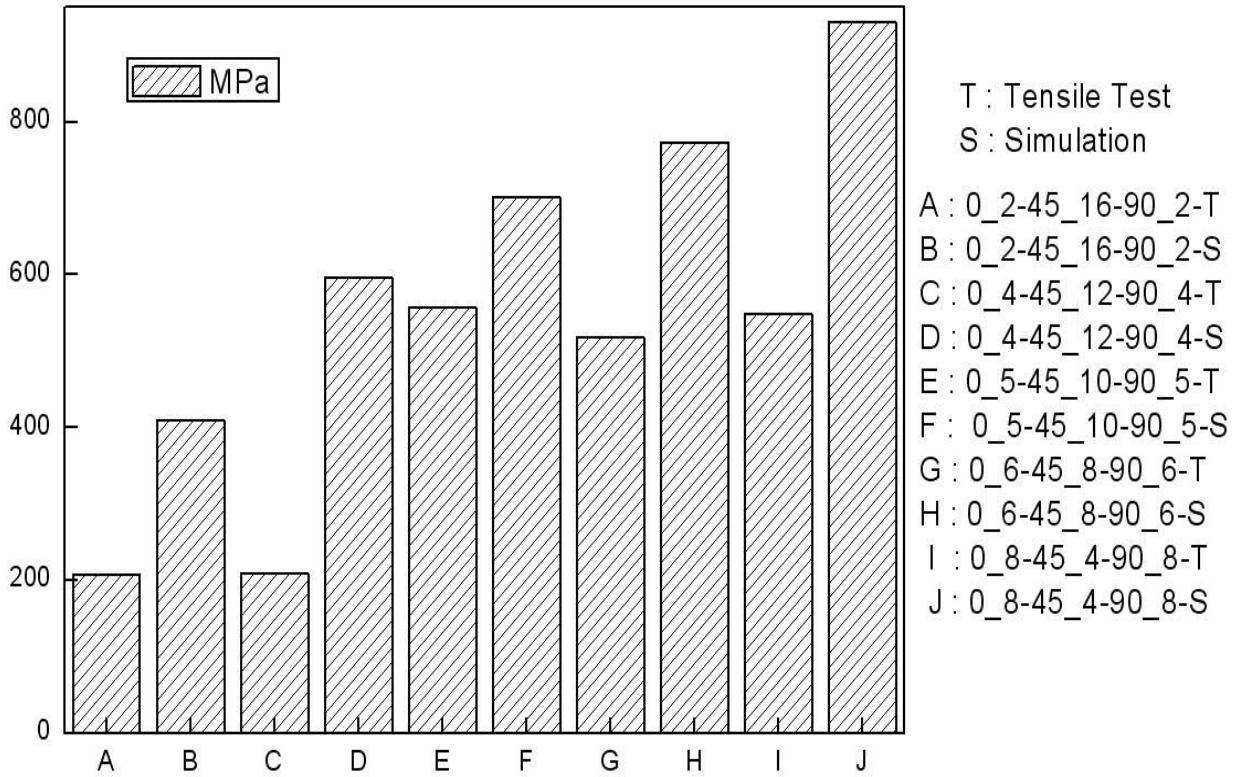


Fig.3.2.3.6 Strength of CFRP Type

제 4 장 결 론

본 연구에서는 5종류의 CFRP기초실험으로 응력-변형선도, 강도 그리고 탄성계수를 얻었고, 복합재료 전용해석 프로그램인 MCQ를 사용하여 CFRP 기초실험결과를 베이스로 한 Fiber와 Matrix 물성, 비선형 경향을 지배하는 Matrix의 응력-변형선도, FVR 그리고 VVR을 구하였다. MCQ에서 얻어진 물성데이터를 사용하여 기초실험과 동일하게 시뮬레이션을 하였다.

기초실험결과와 시뮬레이션 결과를 비교·평가하여 MCQ에서 얻은 물성데이터들의 신뢰성을 얻었다. 신뢰성을 더 높이고자 시뮬레이션프로그램으로 Carpet Plot 예측 데이터를 얻고, 시뮬레이션과 동일하게 5종류의 시험편 제작 그리고 실험하여 시뮬레이션 결과와 실험결과를 비교·평가하였다.

1. MCQ에서 구한 Fiber와 Matrix 물성, 비선형경향을 지배하는 Matrix의 응력-변형선도, FVR 그리고 VVR데이터들을 사용하여 기초실험결과와 비교한 결과 선형이 나타난 인장 0° , 인장 90° 그리고 압축 0° 가 거의 일치함을 얻었다.
2. 시뮬레이션에 비선형 경향을 지배하는 Matrix의 응력-변형선도의 적용으로 비선형적인 특성이 나타나는 압축 90° 와 전단 45° 의 결과 그래프가 거의 같아 Matrix의 응력-변형선도를 통하여 비선형 예측이 가능하다.
3. MCQ 모듈을 이용을 하여 $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$ 로 적층이 된 시험편을 해석을 진행한 결과 $[0_5/+45_5/-45_5/90_5]_s$ 의 인장 실험의 응력-변형 선도가 거의 유사함을 확인 하였다.

4. 각 적층 방법에 따른 인장 실험에 따른 평균 응력-변형 선도를 비교해 본 결과 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 와 $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 의 응력-변형 선도가 일치함을 확인 할 수 있었다.
5. MCQ 모듈을 이용하여 하여 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 해석을 진행한 응력-변형 선도와 실험으로 얻은 응력-변형 선도를 비교해 본 결과 응력 값은 거의 유사하였지만, 변형 값은 실험값보다 적게 나오는 것을 확인 하였다. 이는 인장 실험 시 미끌림이 작용한 것으로 사료된다.
6. GENOA를 이용하여 예측한 데이터를 실제 실험 결과와 비교를 하여 신뢰성을 평가하였고, GENOA를 이용하여 Carpet Plot 그래프를 작성을 하여 탄소섬유 복합재료의 강도와 강성을 예측이 가능하다.

참고문헌

1. K. I. Kong, Y. B. Park, J. W. Park, J. W. Keum, H. S. Hak, Y. B. Jung “Carbon Fiber Reinforced Polymer(CFRP)기반 Lower Arm 최적화 관련 연구” 한국 자동차 공학회, 춘계학술대회, pp33, 2011.
2. H. S. Kim, G. Ben, N. 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, pp1~14, 2007
3. H. K. Seo, W. C. Hwang, H. K. Min, and I. Y. Yang, "Energy Absorption Capability of Aluminum CFRP Compound Tubes According to Change of Interlaminar Number." *KSAE spring conference proceedings* Vol.3 pp.1496~1501, 2007.
4. J. H. Kim, J. J. An, J. H. Kim, “원통단면 탄소복합재와 혼성 구조부재의 굽힘 특성평가” , 한국생산제조시스템학회, pp1~4, Vol.21, No.3, 2012.
5. S. C. Han, Y. M. Yoo, D. Y. Park, S. Y. Chang, “개선된 고차이론을 이용한 복합재료 적층 구조물의 탄성 및 점탄성적 휨, 진동해석” , 한국강구조학회, pp1~12, 한국강구조학회 논문집 제 14권 1호, 2002.
6. J. M. Kim, M. R. Jung, J. H. Lee, K. S. Yoon, “복합재료 패널로 보강된 철근 콘크리트 보의 휨 해석” , 대한건축학회, 28권, 제 1호, 2008.
7. A. Al-Shawaf. "Modelling wet lay-up CFRP-steel bond failures at extreme temperatures using stress-based approach", pp416~428, *International Journal of Adhesion&Adhesive*, 2011.02.
8. J. Y. Youn, S. W. Kim, B. H. Park, S. H. Lee, T. H. Kwon, K. T. Kim, “단섬유강화 플라스틱 복합재료 구조해석 기법 연구” 한국복합재료학회, pp41~47, *韓國複合材料學會誌*, 2011.08.
9. S. C. Han, Y. M. Yoo, D. Y. Park, S. Y. Chang, “개선된 고차이론을 이용한 복합재료 적층 구조물의 탄성 및 점탄성적 휨, 진동해석” , 한국강구조학회, pp1~12, 한국강구조학회 논문집 제 14권 1호, 2002.

10. K. D. Kim, T. H. Park, “유한요소법을 이용한 압축력을 받는 CFRP 원형 패널의 설계변수에 관한 연구” 대한토목학회, pp901~911, 大韓土木學會論文集, 2000.11.
11. J. M. Bang. “시뮬레이션 기법에 의한 CFRP 적층각에 따른 강도 예측 연구” 조선대학교 석사논문 2012.
12. 고려대학교 화공생명공학과 "Universal Testing Machine)"화학공학연구정보센터 (<http://www.cheric.org>).
13. ASTM D638
14. ASTM D3039
15. ASTM D695
16. ASTM D3410
17. ASTM D3518
18. Y. S. Lee, J. H. kim, B. J. Park K. N. Kil, J. S. ju "복합재료 2층 기차의 응력해석 “
19. H. S . Kim, Goichi. Ben, 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, Number 90, 2007
20. S. J. Kim, “고성능 슈퍼컴퓨팅 기술을 이용한 복합재료 구조물의 상세 구조해석” 韓國複合材料學會誌 pp62 ~ 67
21. Y. H. Son, "복합구조 적용에 따른 콘크리트 열 응답 “, 한국구조물진단학회, PP185~192, 한국구조물진단학회지 제 7권 제 2호,2003,04
22. H. Jung, J. Y. Koo, S. Y. Lee, "복합재료 로케트 노즐의 구조해석 “ pp115 ~ pp128, 항공산업기술연구소 연구지 제 5집
23. C. D. Kong, H. B. Park, K. J. Kang, “소형 위그선의 탄소/에폭시 복합재 주익의 구조 설계 및 해석에 관한 연구” , 한국 복합재료학회, pp12 ~ 19,韓國複合材料學會誌, 第19卷 第5號, 2006. 10
24. K. S. Kim, Y. S. Jang, “압축하중을 받는 복합재료 샌드위치 패널의 구조해석” , pp9~16, 항공우주기술 제 9권 제 1호
25. H. Y. Ko, K. B. Shin, D. H. Kim, “자동차무인경전철 복합재 차체 구조물의 구조 시험 및 해석적 검증에 의한 유한요소 모델 도출 연구” ,

- 한국복합재료학회, pp1 ~ 7, 한국복합재료학회지 第 22 卷 第 5 號, 2009. 10.
26. K. B. Shin, D. H. Koo, “전체 적층판 접근법을 이용한 섬유강화 적층 복합재 차체 구조물의 파손평가 연구”, 한국복합재료학회, pp18~28, 한국복합재료학회지 第 17卷 第 1號, 2004.2
27. J. H. Kim, J. H. Kim, “카본 및 실리카 강화 복합재료의 고온 인장 특성평가”, 한국복합재료학회, pp49 ~ 57, 한국복합재료학회지, 第 16 卷, 第 3號, 2003. 6
28. M. S. Kang, H. S. Park, J. H. Choi, J. M. Koo, C. S. Seok, “평직 CFRP 적층복합재료의 섬유배열각도에 따른 파괴강도 예측”, 대한기계학회, pp 881 ~ 887, 대한기계학회논문집, A권, 제 36권, 제 8호, 2012
29. S. C. Oh, "Applying failure criteria to the strength evaluation of 3-ply laminated veneer lumber according to grain direction by
30. S. K. Woo, J. W. Nam, J. H. Kim, K. J. Byun, “CFRP 판으로 보강된 RC보의 구조거동 해석모델 개발”, 구조물진단학회, pp87 ~ 97, 구조물진단학회지 제 12권 제 4호, 2008.7
31. M. Arai, K. Matsushita, S. Hirota, "Criterion for interlaminar strength of CFRP laminates toughened with carbon nanofiber interlayer", ELSEVIER, pp709 ~ 711, Composites : Part A 42, 2011
32. H. S. Kim, G. Ben, Y. Aoki, "Comparison of experimental results with FEM ones of Rectangular CFRP Tubes for front Side members of Automobiles", International conference on composite materials", pp1 ~ 7, 2007
33. A. Al-Shawaf, "Modelling wet lay-up CFRP-Steel bond failures at extreme temperatures using stress-based approach", ELSEVIER, pp416 ~ 428, International journal of adhesion & Adhesives, 2011.
34. J. S. Park, C. U. Kim, I. H. Cho, S. H. Oh, C. S. Hong, C. G. Kim, “KSR-Ⅲ 삼단 복합재 연소관의 구조 해석 및 변형률 측정”, 한국복합재료학회, pp 24 ~ 31, 第14卷 第6號, 2001. 12