



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 적층각도 변화에
따른 CFRP 판의 물성치
예측 및 신뢰성 평가

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학 과

정 향 철

FEM을 이용한 적층각도 변화에 따른 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가

Reliability Analysis and Material prediction of Carbon
composite Laminate by changing stacking angles using FEM

2014년 2월 25일

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과

정 향 철

FEM을 이용한 적층각도 변화에 따른 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함

2013년 10월

조선대학교 대학원
첨 단 부 품 소 재 공 학 과
정 향 철

정향철의 석사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	조교수	주 기 남	(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

LIST OF TABLES	iii
LIST OF FIGURES	iv
LIST OF PHOTOGRAPHS	vii
ABSTRACT	viii
제 1 장 서 론	1
제 1 절 연구배경	1
제 2 절 연구목적 및 방법	8
제 2 장 실험방법	10
제 1 절 기초물성 실험과 Simulation_MCQ	10
1. 시험편	10
2. 실험방법	20
가. Jig	20
(1) 인장 지그	20
(2) 압축 지그	21
나. UTM	23
다. Strainmeter	24
3. Simulation_MCQ	25
제 2 절 적층각도 변화 예측 및 신뢰성 평가	27
1. 적층각도 변화 예측 및 신뢰성 평가	27

가. 시험편.....	27
나. 시험방법.....	34
제 3 장 결과 및 고찰.....	35
제 1 절 해석을 위한 기초실험과 물성재확립.....	35
제 2 절 적층 각도별 신뢰성 평가.....	45
1.적층 각도별 예측.....	45
2. 재료 실험.....	53
제 3 절 Simulation과 재료 실험의 결과 비교.....	61
제 4 장 결론.....	65
참 고 문 헌	67

LIST OF TABLES

Table 1 Definition of a Term – 01.....	12
Table 2 Manufacture Condition of Specimen.....	12
Table 3 Characteristic and use of the CFRP.....	13
Table 4 Material Properties of the CFRP prepreg sheet.....	14
Table 5 Tensile Test Device type.....	20
Table 6 Definition of a term – 02.....	28
Table 7 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges	37

LIST OF FIGURES

Fig. 1.1.1 CFRP in the car.....	5
Fig. 1.1.2 Electric car.....	5
Fig. 1.1.3 Airbus A300B2.....	5
Fig. 1.1.4 Composite structures for Airbus A380.....	6
Fig. 1.1.5 Diagram of the study Flow.....	9
Fig. 2.1.1.1 Dimension and Shape of Tension Specimen 0°	15
Fig. 2.1.1.2 Dimension and Shape of Tension Specimen 90°	16
Fig. 2.1.1.3 Dimension and Shape of Compression Specimen 0°	17
Fig. 2.1.1.4 Dimension and Shape of Compression Specimen 90°	18
Fig.2.1.1.5 Shear ± 45	19
Fig.2.1.2.1 Compression Test Device.....	22
Fig.2.1.2.2 Schematic of Compression Test.....	22
Fig.2.1.2.3 Strain Meter	24
Fig.2.2.1.1 Specimen of CFRP.....	29
Fig.2.2.1.2 Tension $[\pm 0]_{10}$	30
Fig.2.2.1.3 Tension $[\pm 15]_{10}$	30
Fig.2.2.1.4 Tension $[\pm 45]_{10}$	31
Fig.2.2.1.5 Tension $[\pm 90]_{10}$	31
Fig.2.2.1.6 Tension $[0/90]_{10}$	32
Fig.2.2.1.7 Tension $[90/0]_{10}$	32
Fig.2.2.1.8 Strain gage and Specimen.....	33
Fig.3.1.1.1 Basic Carbon Composite Material Properties– Cal_Input_File.....	38
Fig.3.1.1.2 Rigidity graph of Carbon fiber and Matrix.....	39
Fig.3.1.1.3 Strength graph of Carbon fiber and Matrix.....	39

Fig.3.1.1.4 The Stress–Strain Curve of Matrix	40
Fig.3.1.1.5 Fiber Volume Ratio(FVR) and Void Volume Ratio(VVR)– Cal_Input_File	41
Fig.3.1.1.6 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 0°	42
Fig.3.1.1.7 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 90°	42
Fig.3.1.1.8 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 0°	43
Fig.3.1.1.9 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 90°	43
Fig.3.1.1.10 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Shear ±45°	44
Fig.3.2.1.1 Strength of $[A_a/B_b]_{10}$	46
Fig.3.2.1.2 Modulus of $[A_a/B_b]_{10}$	46
Fig.3.2.1.3 Ply Strain of $[\pm 10^\circ]_{10}$	47
Fig.3.2.1.4 Ply Stress of $[\pm 10^\circ]_{10}$	47
Fig.3.2.1.5 Ply Strain of $[\pm 15^\circ]_{10}$	48
Fig.3.2.1.6 Ply Stress of $[\pm 15^\circ]_{10}$	48
Fig.3.2.1.7 Ply Strain of $[\pm 45^\circ]_{10}$	49
Fig.3.2.1.8 Ply Stress of $[\pm 45^\circ]_{10}$	49
Fig.3.2.1.9 Ply Strain of $[\pm 90^\circ]_{10}$	50
Fig.3.2.1.10 Ply Stress of $[\pm 90^\circ]_{10}$	50
Fig.3.2.1.5 Ply Strain of $[0/90^\circ]_{10}$	51
Fig.3.2.1.5 Ply Stress of $[0/90^\circ]_{10}$	51
Fig.3.2.1.5 Ply Strain of $[90/0^\circ]_{10}$	52
Fig.3.2.1.5 Ply Stress of $[90/0^\circ]_{10}$	52
Fig.3.2.2.1 Result of Tension $[0^\circ]_{10}$	54

Fig.3.2.2.2 A process of Tensile test $[0^\circ]_{10}$	54
Fig.3.2.2.3 Result of Tension $[\pm 15^\circ]_{10}$	55
Fig.3.2.2.4 A process of Tensile test $[\pm 15^\circ]_{10}$	55
Fig.3.2.2.5 Failure of specimen $[\pm 15^\circ]_{10}$	55
Fig.3.2.2.6 result of Tension $[\pm 45^\circ]_{10}$	56
Fig.3.2.2.7 A process of Tensile test $[\pm 45^\circ]_{10}$	56
Fig.3.2.2.8 Failure of Specimen $[\pm 45^\circ]_{10}$	56
Fig.3.2.2.9 result of Tension $[\pm 90^\circ]_{10}$	57
Fig.3.2.2.10 result of Tension $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$	58
Fig.3.2.2.11 A process of Tensile test $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$	58
Fig.3.2.2.12 Failure of Specimen $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$	58
Fig.3.2.2.13 Average result of the $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$	59
Fig.3.2.2.14 A Process of Tensile test $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$	59
Fig.3.2.2.15 Failure of Specimen $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$	59
Fig.3.2.2.16 Modulus of specimen.....	60
Fig.3.2.2.17 Strength of specimen.....	60
Fig.3.2.3.1 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0^\circ]_{10}$	62
Fig.3.2.3.2 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 15^\circ]_{10}$	62
Fig.3.2.3.3 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 45^\circ]_{10}$	63
Fig.3.2.3.4 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 90^\circ]_{10}$	63
Fig.3.2.3.5 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$	64
Fig.3.2.3.6 Comparison of Tensile test and Simulation of $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$	64

LIST OF PHOTOGRAPHS

Photo. 1 Tension Specimen 0° 15
Photo. 2 Tension Specimen 90° 16
Photo. 3 Compression Specimen 0° 17
Photo. 4 Compression Specimen 90° 18
Photo. 5 Shear Specimen 90° 19

ABSTRACT

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

Jung, Hyang-Cheol

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

Dept. Advanced Parts and Materials
Engineering

Graduate School of Chosun University.

Fuel efficiency and environmental problem is an important problem in transportation equipment. Latest, light weight material such as CFRP, Aluminum, Magnesium has been studied in order to apply in the field of automotive, train and aerospace industries.

vehicle fuel economy is improved. when the weight of the transportation equipment is reduced. in addition, Vehicle weight reduce the carbon dioxide emissions. Lightweight materials used in electric vehicles. It increase the mileage and energy efficiency can be improved.

CFRP has low thermal strain, strength, rigidity, insulating property. but CFRP is anisotropic materials. So it is difficult to obtain the mechanical characteristics of CFRP by Theoretical methods.

Due to these problems, we usually obtain the mechanical properties of CFRP through material experiments. It is difficult to obtain the mechanical properties of CFRP. And much cost and times are needed.

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, Different stacking 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

현재 자동차 산업분야에서는 탄소가스 배출 및 석유에너지 고갈 등의 문제로 인하여 전기자동차가 핫 이슈가 되고 있다. 전기자동차는 주행 시 탄소 배출이 없으며, 시스템이 단순하여 고장이 적고 관리가 쉬우며, 운행비용이 저렴하고 엔진 소음 및 진동이 적다. 또한 차량 수명이 길고 사고 시 폭발 위험이 없다는 장점을 가지고 있어 친환경 차량으로 각광을 받고 있다. 이러한 이유 때문에 최근 완성차 제조업체들이 서로 경쟁하듯 전기차를 대중에게 선보이고 있는데, 가장 눈에 띄는 점은 탄소 섬유 강화 플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastics; 이하 CFRP라 한다.)이나 알루미늄, 마그네슘 등의 고강도, 경량화 소재를 대거 사용했다는 점이다. 전기자동차 개발 초기에는 내연기관 자동차의 몸체를 그대로 가져다가 엔진 대신에 모터를 장착하여 사용하는 방식이었다. 하지만 이러한 방식의 전기자동차는 치명적인 단점이 있는데 바로 주행거리가 짧다는 것이다. 전기자동차의 주행거리를 늘리기 위해서는 고효율의 모터, 고용량의 배터리가 필요한데 이러한 기술은 소요되는 개발비용 및 시간에 비해 발전 속도가 느리다. 그래서 주행거리를 늘리는 방법 중 하나로 최근에 빠르게 적용되고 있는 기술이 바로 차체 및 부품소재의 경량화이다. 차량이 가벼워지면 필요한 동력이 작아지고 그만큼 소요되는 에너지도 경감되기 때문에 지금의 모터 및 배터리 기술만으로도 충분히 주행거리를 늘릴 수 있다. 극한의 운행조건 하에서도 구조적으로 파손이 발생하지 않도록 하거나 충돌 시 차량 탑승자의 안전까지 고려한다면 차체 소재로 무게만 가벼워서는 안 된다. 차량 무게를 줄일 수 있는 가벼운 소재이면서 동시에 강철과 비교하여 강도 및 강성이 높은 소재가 필요하다. 이러한 조건을 충족시키는 소재가 바로 CFRP다.⁽¹⁾

현재 자동차의 구조부재 또는 부품 소재로 CFRP를 적용하기 위한 연구

가 활발히 진행 되고 있으며⁽²⁾, 많은 성과를 거두어 전기자동차뿐만 아니라 내연기관 차량의 부품소재로 적용하는 사례도 점점 늘고 있다. 전기 자동차에 적용된 사례를 보면, 도쿄 모터쇼에서 공개된 BMW가 출시한 BMW i3는 차체뿐만 아니라 시트와 트렁크 등 모든 부분을 CFRP를 적용하여 제작하였으며, 공차 무게가 1195kg으로 국산 소형차와 비슷하다. 리튬이온 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.(한국경제 신문 2013년 11월 21).

내연기관 차량에 적용된 사례의 경우 BMW가 시판 중인 M6 쿠페 및 M6 그란쿠페, M5등 일부 고성능 모델의 차체 루프를 CFRP 소재로 만들어 공기 저항 감소와 연비를 높였고, 아우디는 고성능 S모델과 RS모델의 실내 인테리어(대시보드, 도어트림, 센터콘솔 등)에 CFRP 소재를 사용했다. R8은 엔진룸 테두리에 탄소섬유 소재가 사용되었고, 지난 2012년 출시된 아우디 R8 GT 스파이더는 백미러 커버, 리어 스포일러에 탄소섬유 소재가 사용되었다 (2013년 09월 27일에 한경 닷컴).

현재 우리나라는 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 있으며 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 프레임을 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^{(3)~(4)}(철도기술연구원 논문 참조).

실제로 경량화는 소비연료의 경감으로 인한 운송비용의 절감 효과가 있고 또한 탄소가스 배출량의 감소로 인한 환경부하의 경감에 직접적으로 작용하므로 국내뿐만 아니라 해외 우수 자동차 또는 항공기 메이커들이 자동차나 항공기 제작 시에 복합소재를 적용하고 있으며 그 적용범위도 서서히 넓히고 있다. 항공기 제조업체인 에어버스사의 경우 1974년 최초의 양산형 여객기 모델인 A300B2는 Radome과 Fairing에 복합재를 적용하여 제작했지만, 두 번째 모델인 A310 개발과정에서는 복합재의 적용부위를 러더, 스포일러와 에어 브레이크 까지 확장하였으며, 이후 A380 개발과정에서는 객실압력 격벽, Center Wing Box, 동체 상반면, 그 외 동체 꼬리 부에도 CFRP 소재를 채용하여 제작하였다. (항공기술 '03년 4월호)

복합재료 중에서 우수한 피로 특성과 내마모성, 비강도, 비강성이 높은 CFRP를 사용하면 연비 효율을 높이는 효과를 기대할 수 있지만, 등방성인 금속재질과는 달리 CFRP는 방향성을 띄는 재료이며 Fiber의 각도 및 Prepreg의 적층 수 등의 적층방법에 따라서 기계적 성질이 변하므로 CFRP의 정확한 물성 DATA를 얻기 어렵다. 이러한 문제점으로 인하여 CFRP소재의 기계적 특성과 파괴 거동을 정확히 예측하는데 어려움이 있어 자동차, 철도차량, 항공기 등의 중요 구조부재로 적용하는데 큰 걸림돌이 되고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 CFRP에 대한 적층방법에 따른 강도, 강성 등의 정확한 물성 DATA를 확보하여야 한다.⁽⁴⁾

CFRP의 정확한 물성 DATA는 이론적인 계산을 이용하여 얻기가 어려워 주로 실험에 의존하여야 한다, 하지만 CFRP 시험편이 아직까지는 고가의 재료이고, 탄소섬유의 배열각도 및 적층 수의 변화에 따른 실험을 하여 물성 DATA를 얻어야 하므로, 많은 시간과 비용이 소요되는 일이다. 또한 실험을 하더라도 CFRP의 제작과정 중에 Fiber와 Matrix의 양을 동일하게 할 수 없을뿐더러, 제작 방법이 동일하더라도 제작자의 숙련도와 제작 시

온도 및 습도 등의 주변 환경으로 인하여 Matrix와 Void의 비율이 달라지기 때문에 정확한 물성 DATA를 얻기가 힘들다. 그래서 이런 단점을 보완하고자 해외뿐만 아니라 국내에서도 시뮬레이션과 실험을 병행하여 연구를 진행하고 있다. 그 예로 Byeon은 FEM을 활용하여 복합재료의 탄성계수 예측을 위한 유한요소 해석 기법 및 로터 블레이드의 설계를 위한 보유추 모델 및 해석방법을 제시 하였으며, Youn과 Kim은 단섬유강화 플라스틱 복합재료 구조해석 기법연구에서 인장시편의 물성시험 결과와 시뮬레이션 해석결과를 비교하여 신뢰성을 확보하여 해석시스템을 만들었다.

본 연구에서도 CFRP에 대한 설계데이터를 얻기 위하여 실험위주의 접근 방법은 지양하고 시뮬레이션을 적극 활용하여 탄소섬유의 적층 수 및 배열 각도, 수지의 종류에 따른 CFRP의 물성 DATA를 예측하고자 한다.

석유자원 고갈과 환경적인 문제를 고려하면 전기 자동차는 내연기관 자동차를 대체할 수 있는 유일한 대안이며, 이를 대중화시키기 위해서는 내연기관 자동차에 못지않은 주행거리를 확보하는 것이 중요한데, 이를 위해서는 차량경량화가 필수다, 이런 차량 경량화 작업에 효과적으로 대처할 수 있는 소재인 CFRP를 제대로 활용하기 위해서는 무엇보다 CFRP의 정확한 물성 DATA를 확보하는 것이 시급한 과제이다.



Fig. 1.1.1 CFRP in the Car



Fig. 1.1.2 Electric car(BMW i3)



Fig. 1.1.3 Airbus A300B2

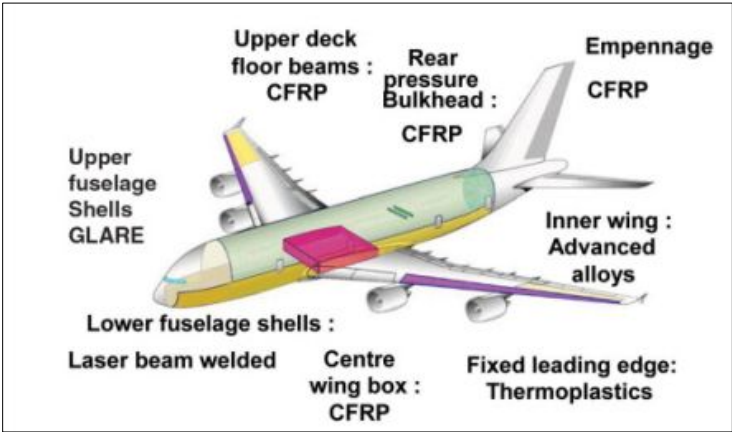




Fig. 1.1.3 Composite structures for Airbus A380

제 2 절 연구목적 및 방법

CFRP는 비강도, 비강성, 낮은 열변형률, 내식성, 진동감쇠성(振動減衰性) 등의 장점을 가지고 있어 우주 항공 및 자동차 산업 등 여러 산업분야에서 부품소재의 경량화 연구에 활용이 되고 있다. 하지만, 여러 장점을 가지는 CFRP는 방향성을 띄는 재료로 적층각과 적층수의 변화에 따라 기계적인 특성이 변하게 되어 이론식으로 정확한 물성값을 구하기가 어렵다.⁽⁵⁾

보통 CFRP의 정확한 물성을 얻기 위해서는 인장 2가지 Type, 압축 2가지 Type 그리고 전단 실험을 하여야 하며, 적층방법(예를 들면 적층 수, 섬유배열 각도 등)등이 변할 때마다 실험을 진행하여 물성을 얻어야 하기 때문에 많은 시간과 비용이 소요된다. 또한, 제작자의 숙련도와 제작과정 중 주변의 환경적인 변수(예를 들면 온도, 습도, 등)로 인하여 실험을 하더라도 정확한 물성 DATA를 얻는다는 보장이 없다. 이러한 문제들을 해결하기 위하여 CFRP 시험편의 적층 각도에 따른 물성 DATA 변화를 예측하는 방법으로 Simulation 기법을 활용하고자 한다.

우선 CFRP의 기초 물성 평가를 하는데, 기존의 Simulation(대표적인 예로 NX Nastran)의 경우 복합재료를 하나의 재료로 인식을 하여 실제 실험과 다소 차이가 있으므로, 온도, 습도, 적층각도 등 여러 환경 변수를 적용하여 실제 실험과 거의 근사한 값을 구할 수 있는 MCQ를 사용하여 물성 데이터를 예측하고자 한다. GENOA-MCQ (Material Characterization & Qualification)는 실제 실험에서 얻은 물성치를 입력하여 각 Ply별 강도 및 강성 예측이 가능하여 실제 실험을 할 때에 드는 시간과 비용을 절약할 수 있다.

본 연구에서는 방정민 석사논문 연구결과를 바탕으로 추가실험을 통해 정형화 하였고 데이터를 기반으로 탄소섬유의 배열각도 변화에 따른 CFRP의 강도와 강성을 예측해 보고자한다. 적층변화에 따른 시뮬레이션 예측 결과의 신뢰성을 확보하고자 Simulation과 동일한 방법으로 제작·실험하여 서로 비교하여 예측결과의 신뢰성을 평가하고자 한다.

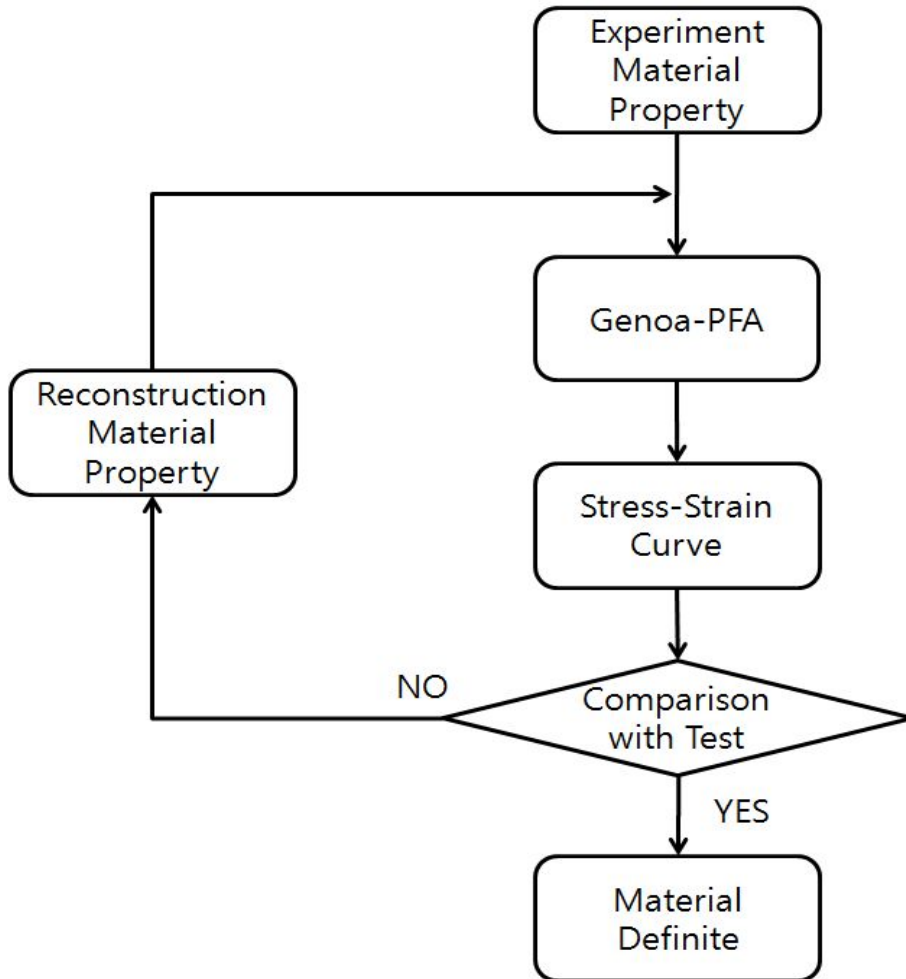


Fig. 1.1.5 Diagram of The Study Flow

제 2장 실험방법

제 1절 기초물성 실험과 Simulation_MCQ

1. 시험편

CFRP의 물성데이터를 얻기 위해 인장, 압축 그리고 전단시험편을 ASTM 규격^{(12)~(16)}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

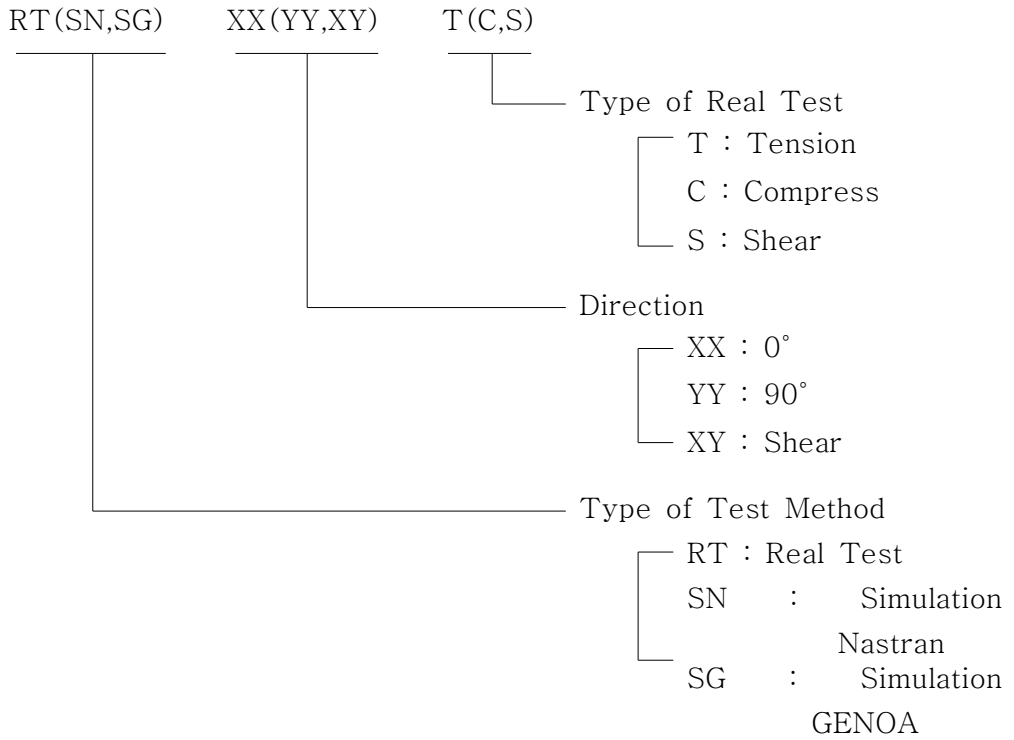


Table. 2 Manufacture Condition of Specimen

	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°

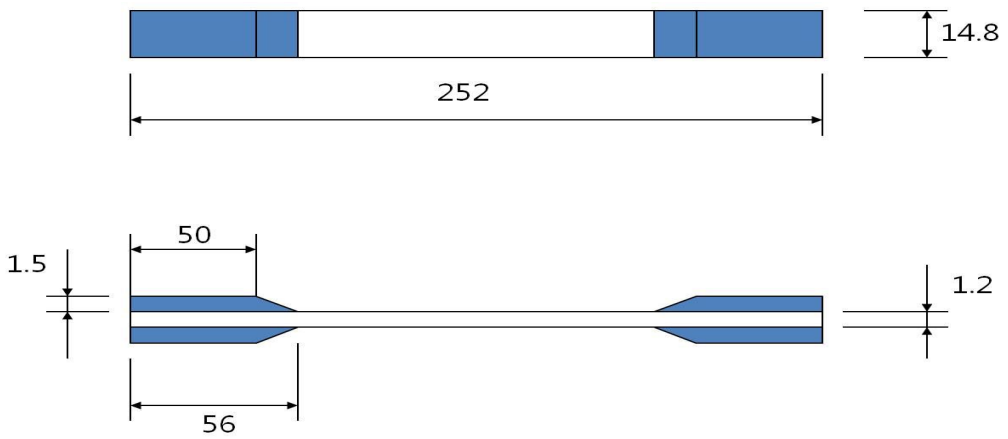


Fig. 2.1.1.1 Dimension and Shape of Tension Specimen 0°



Photo. 2 Tension Specimen 90°

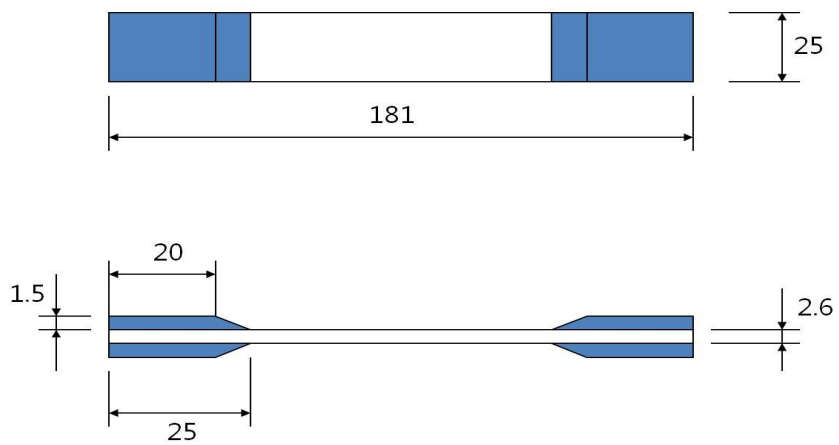


Fig. 2.1.1.2 Dimension and Shape of Tension Specimen 90°

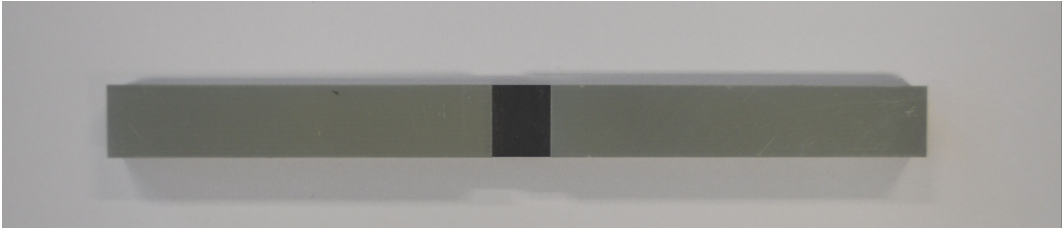


Photo. 3 Compression Specimen 0°

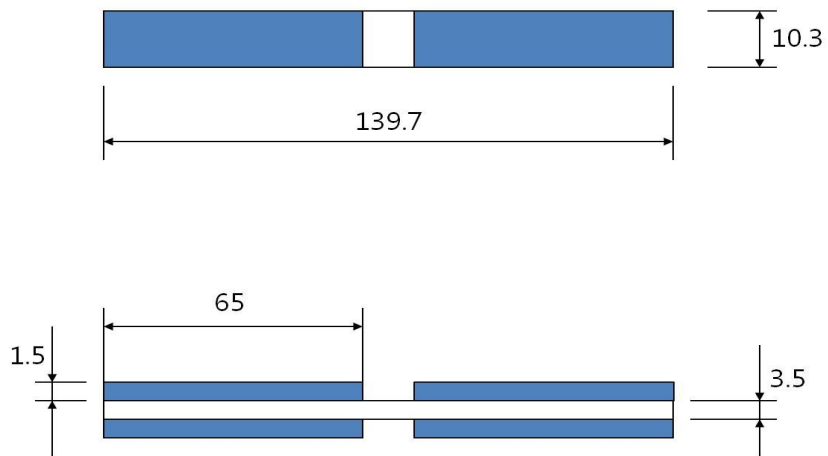


Fig. 2.1.1.3 Dimension and Shape of Compression Specimen 0°

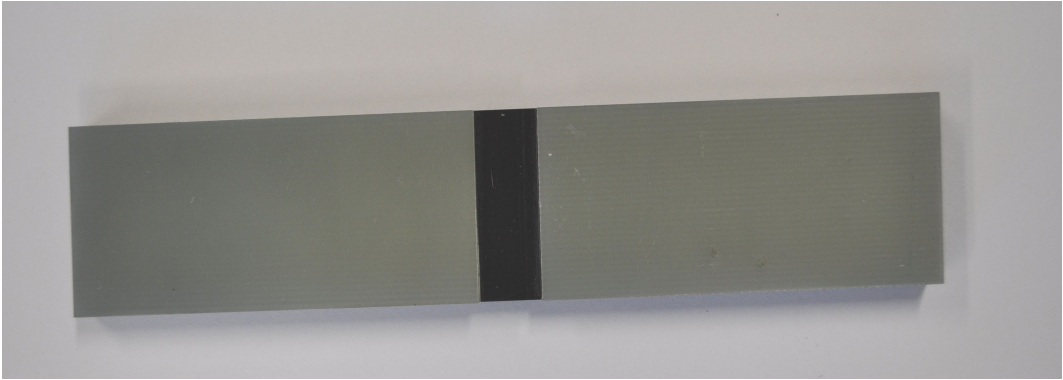


Photo. 4 Compression Specimen 90°

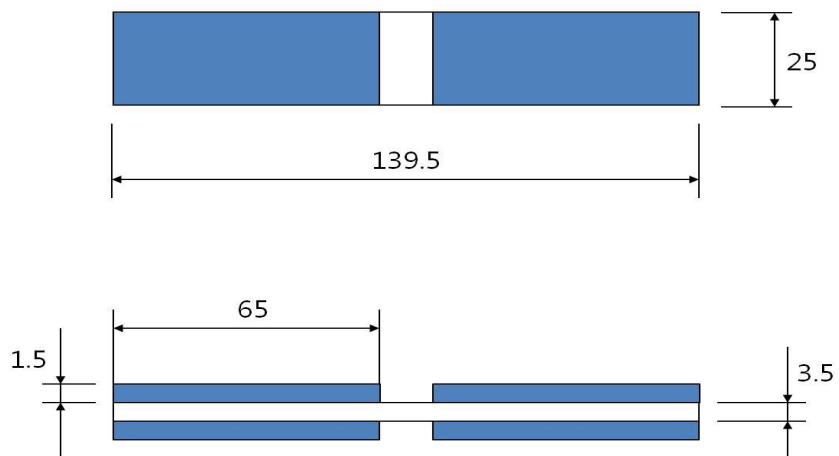


Fig. 2.1.1.4 Dimension and Shape of Compression Specimen 90°

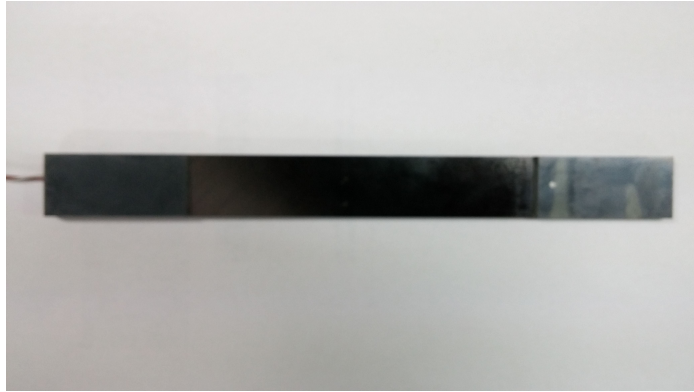


Photo. 5 Shear Specimen ± 45

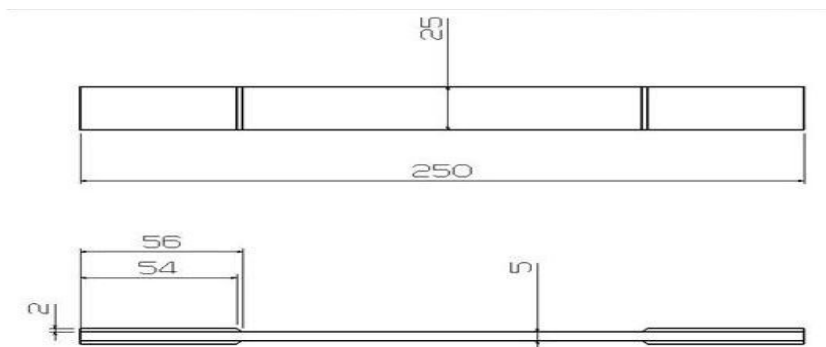


Fig.2.1.1.5 Shear ± 45

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. 2.12.2에 압축 지그의 단면도를 나타내었다.

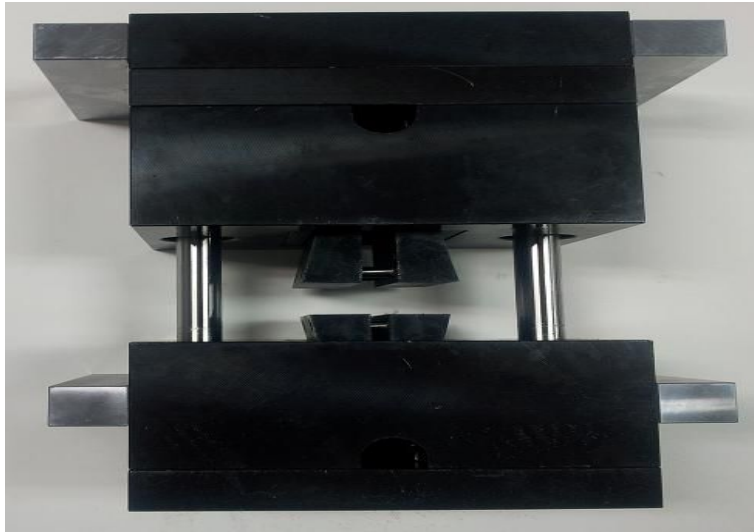


Fig.2.1.2.1 Compression Test Device

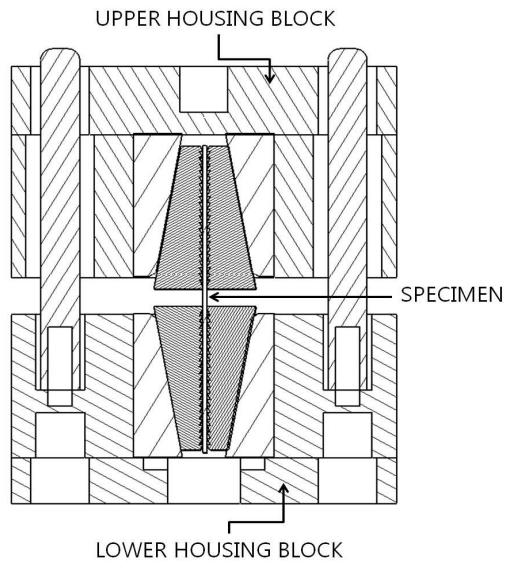


Fig. 2.1.2.2 Schematic of Compression Test

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 Pa단위로 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 Pa단위로 나타낸다.⁽¹⁷⁾ CFRP 시험편은 이방성 재질이기 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 나타난 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 측정 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 서로간의 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 데이터를 사용하여 Fiber와 Matrix의 물성 데이터를 모은 후 간단한 제작방법 변화에 따른 선형 및 비선형 실험 결과를 예측 및 비교하여 타당성을 증명한 후 복잡한 적층 형태의 물성을 예측하고자 이 데이터를 이용하여, 적층 수는 일정하게 하고, 0° , $\pm 10^\circ$, $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 90^\circ$, $0^\circ/90^\circ$, $90^\circ/0^\circ$ 과 같이 시험편의 적층 각도의 변화에 따른 물성 변화를 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 적층각도 변화 예측 및 신뢰성 평가

1. 적층각도 변화 예측 및 신뢰성 평가

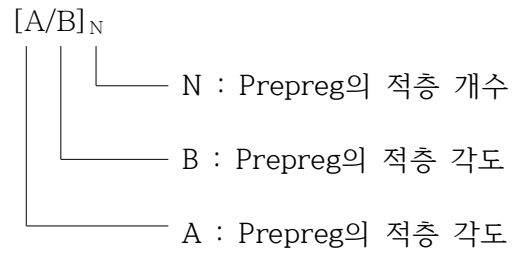
가. 시험편

시뮬레이션에서 예측한 적층각도 변화에 실제 실험과의 비교를 통해 신뢰성을 평가하고자 일부 시험편을 시뮬레이션과 동일한 조건으로 제작하였다.

본 연구에서 신뢰성 평가를 위하여 사용이 된 CFRP는 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 90^\circ$, $0^\circ/90^\circ$, $90^\circ/0^\circ$ 와 같이 적층 각도별로 여섯 종류의 시험편을 제작하였다.

시험편은 적층 각도별로 $[0]_{10}$, $[\pm 15]_{10}$, $[\pm 45]_{10}$, $[\pm 90]_{10}$, $[0/90]_{10}$, $[90/0]_{10}$ 와 같은 방식으로 적층되었으며, 적층방식은 Table. 6 에 표기한 바와 같다. 시험편들의 크기는 $250\text{mm} \times 25\text{mm} \times 5\text{mm}$ (길이 \times 넓이 \times 두께)로 Fig.2.2.1.1에 상세히 나타내었다. 이들 시험편에 대한 이해를 돕고자, 각각의 시험편의 적층방법을 Fig. 2.1.1.2~2.1.1.7에 자세히 표기하였다. 또한 인장, 압축, 전단 실험 시 시험편의 미끄럼 발생을 방지하기 위하여 길이 56mm의 탭을 각각의 시험편의 양 끝부분에 부착을 하였다. 인장하중 작용 시 미세하게 발생하는 CFRP의 변위 측정을 위하여 Fig. 2.1.1.8에 보이는 것처럼 스트레인 게이지를 CFRP의 중심에 부착을 하였다.

Table. 6 Definition of a Term - 02



총 Ply 개수 : 10

A(적층각도), B(적층각도) : 0, +15, -15, 45, 90, -90

N (적층 수) : 10ply

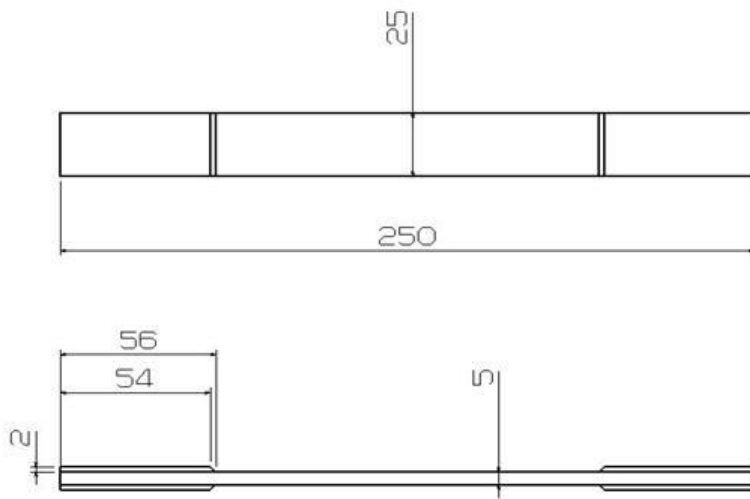
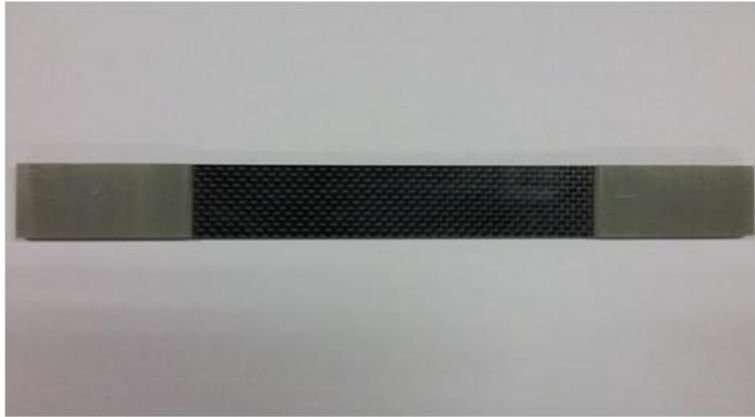


Fig.2.2.1.1 Specimen of CFRP



Fig. 2.2.1.2 Tension $[\pm 0]_{10}$



Fig. 2.2.1.3 Tension $[\pm 15]_{10}$

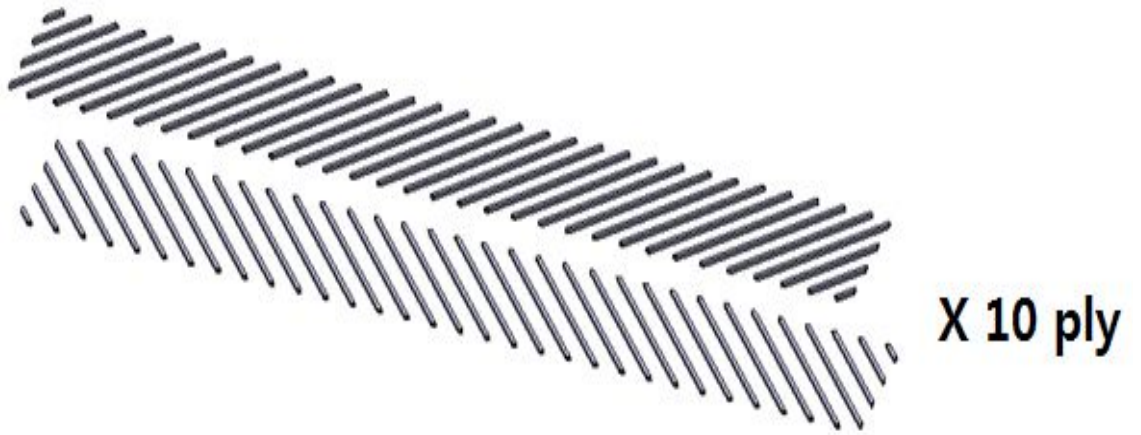


Fig. 2.2.1.4 Tension $[\pm 45]_{10}$

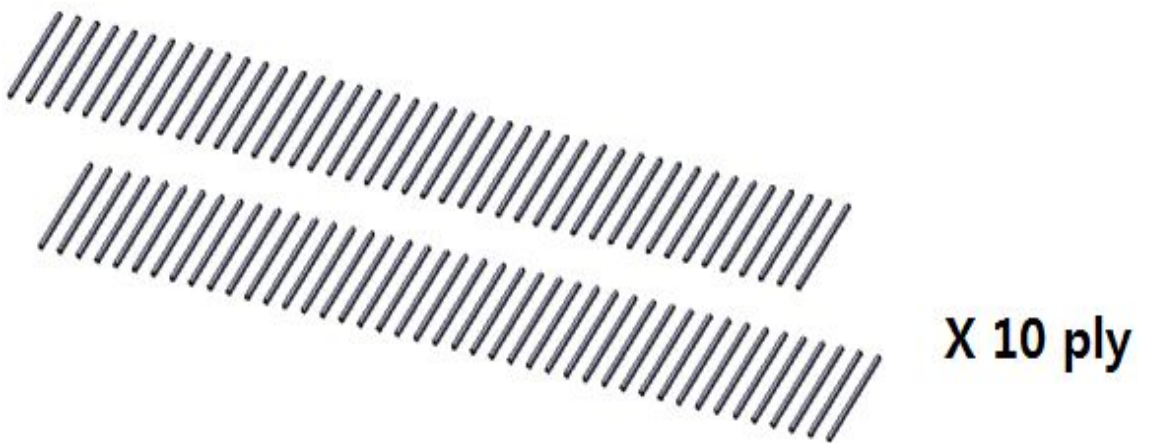


Fig. 2.2.1.5 Tension $[\pm 90]_{10}$

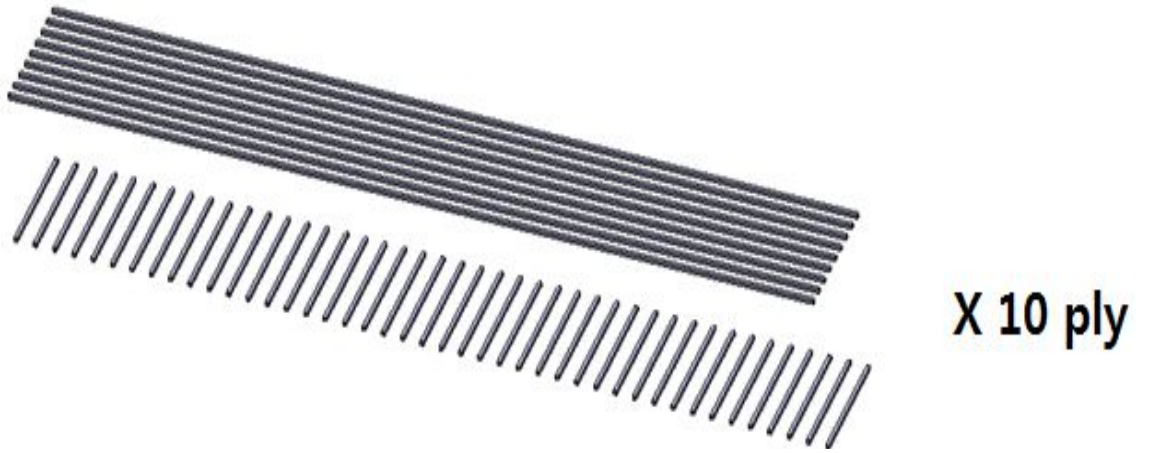


Fig. 2.2.1.6 Tension $[0/90]_{10}$

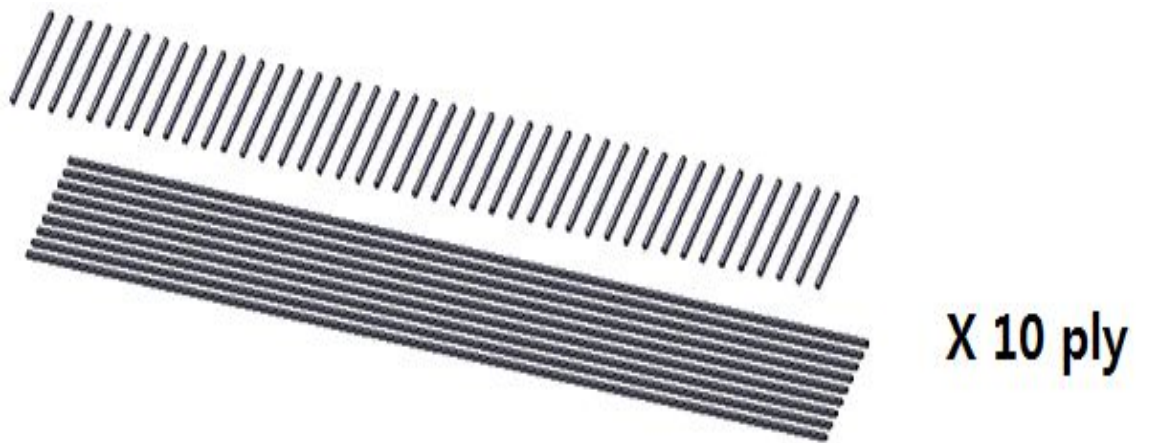


Fig. 2.2.1.7 Tension $[90/0]_{10}$



Fig. 2.2.1.8 Strain gage and Specimen

나. 실험방법

제1절 2. 나.와 다.에서의 UTM과 StrainMeter를 동일하게 사용하였다.

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-변형 선도를 구하였다. 그리고 강성(탄성계수)은 식(6)에서 얻어 Table.7에 나타내었다.

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

(5)

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon}$$

(6)

여기서, 식(6)는 Table.7에서 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.

$\pm 45^\circ$ 전단에서는 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 Fiber

와 Matrix 각각의 물성을 구하여 Fig.3.1.2와 Fig.3.1.3에 나타내었고, 탄소 섬유복합재료의 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
Start Point <i>μ</i> ε	End Point <i>μ</i> ε	
1000	3000	2000

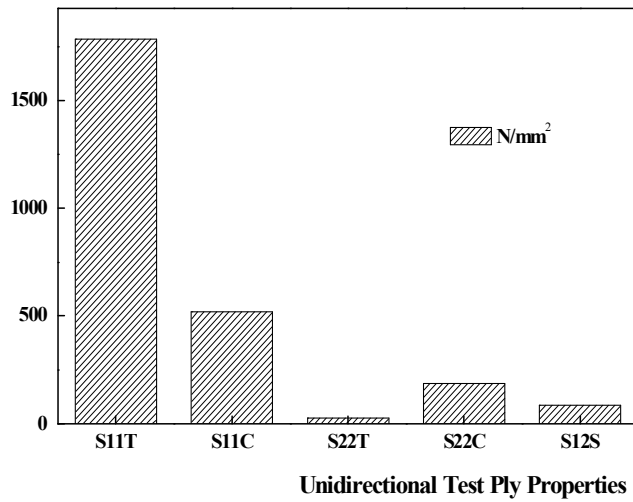
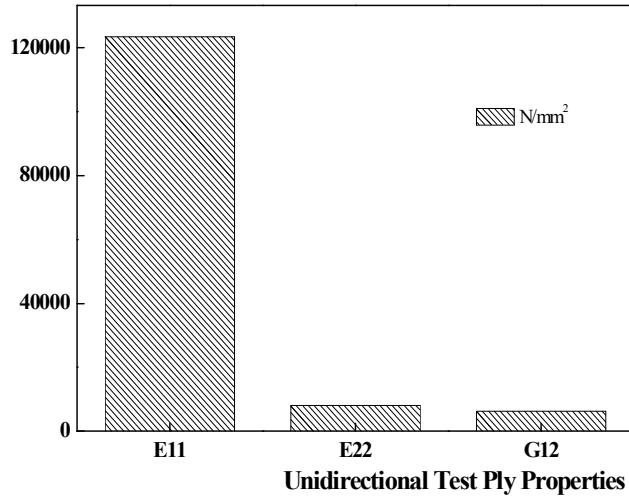


그림 3.1.1.1 Basic Carbon Composite Material Properties—
Cal_Input_File

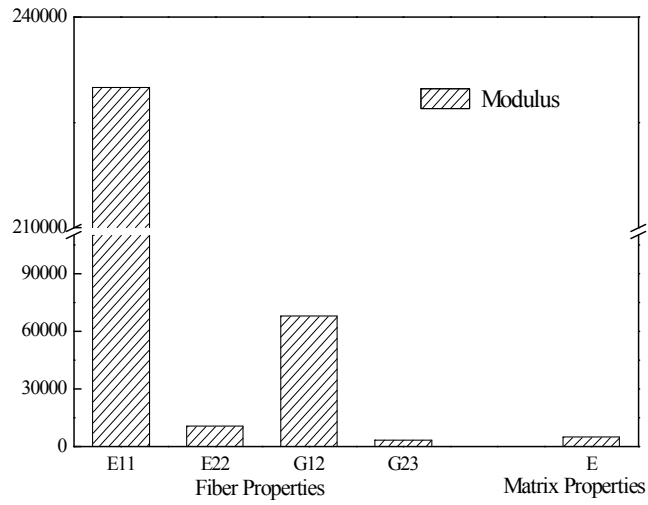


Fig. 3.1.1.2 Rigidity graph of Carbon fiber and Matrix

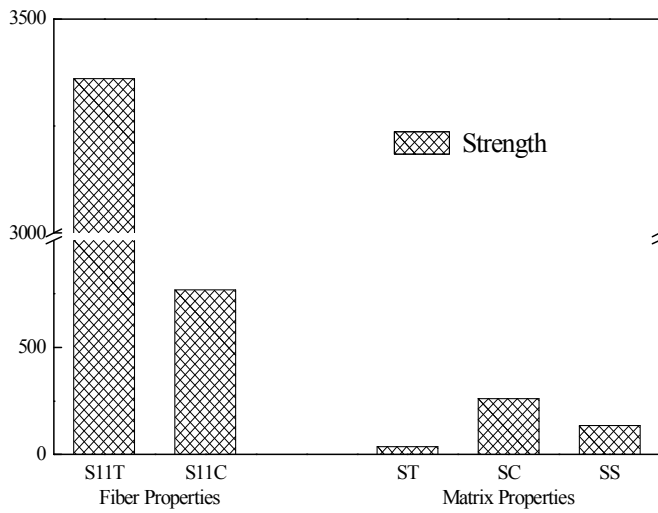


Fig. 3.1.1.3 Strength graph of Carbon fiber and Matrix

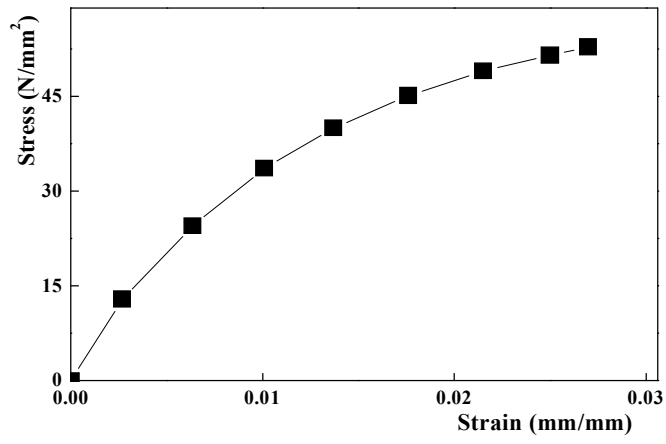


Fig. 3.1.1.4 The Stress–Strain Curve of Matrix

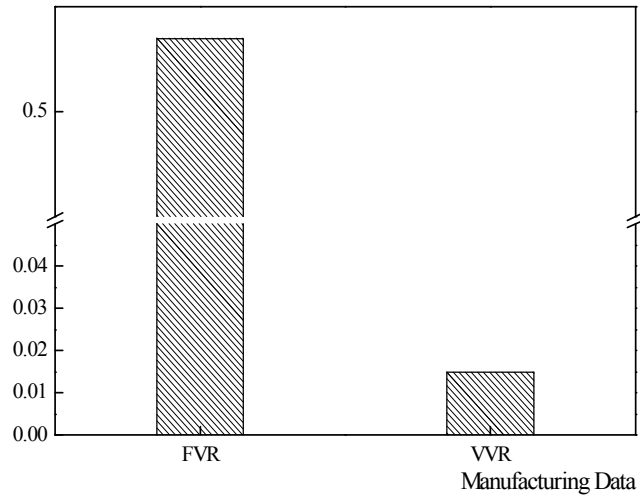


Fig. 3.1.1.5 Fiber Volume Ratio(FVR) and Void Volume Ratio(VVR) – Cal_Input_File

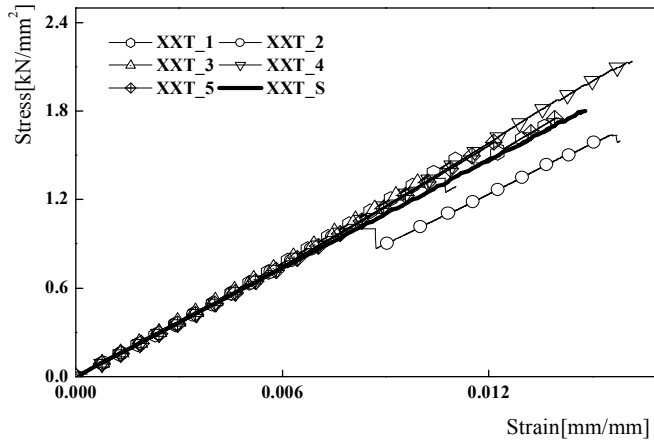


Fig. 3.1.1.6 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 0°

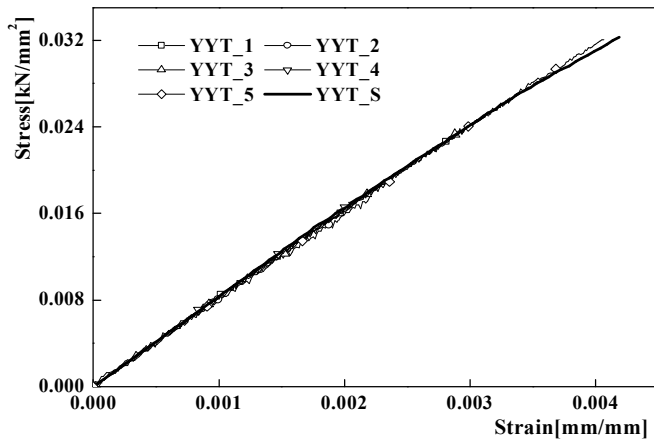


Fig. 3.1.1.7 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Tension 90°

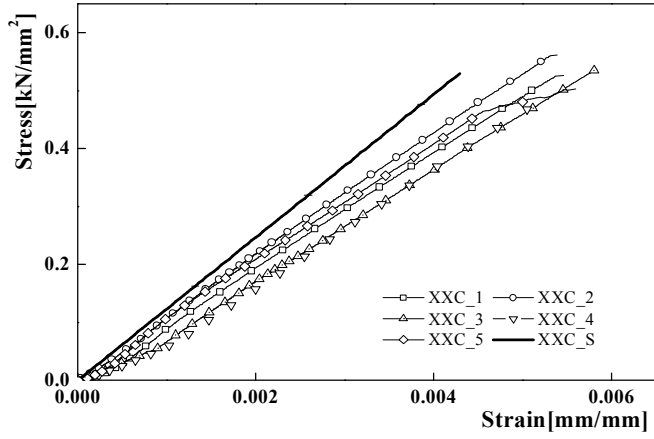


Fig. 3.1.1.8 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 0°

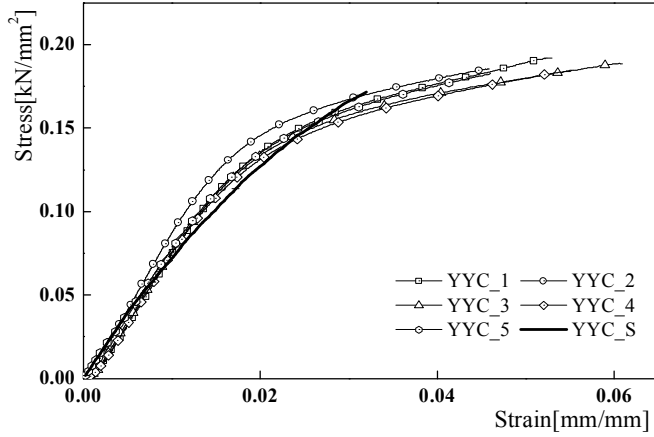


Fig. 3.1.1.9 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Compress 90°

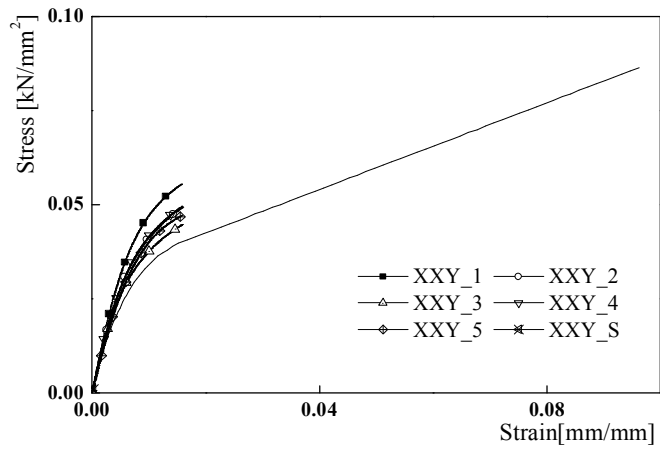


Fig. 3.1.1.10 The Stress–Strain Curve of Real Test and GENOA Simulation Result of Shear $\pm 45^\circ$

제 2절 적층 각도별 신뢰성 평가

1. 적층 각도별 예측

기초실험과 물성 재확립 연구에서 얻어진 Fiber와 Matrix 물성을 이용하여 $[A/B]_{10}$ 의 적층 패턴에 A와 B의 각도 변화에 따른 강도와 강성 그래프를 예측하였다. 적층 각도에 따른 시험편의 강도와 강성을 예측하기 위하여 GENOA-MCQ에서 $[\pm 0^\circ]_{10}$, $[\pm 15^\circ]_{10}$, $[\pm 45^\circ]_{10}$, $[\pm 90^\circ]_{10}$, $[0/90]_{10}$, $[90/0]_{10}$ 의 시험편을 시뮬레이션 하였다. 시험편을 총 20Ply로 도시하여야 하나, 동일한 적층이므로 2Ply만 나타내었다. $[\pm 0^\circ]_{10}$ 의 경우 Fig.3.2.1.3과 Fig.3.2.1.4에서 나타난 것처럼 중심을 기점으로 약간의 변형량이 나타났으며, 응력은 시험편의 양 가장자리에 받는 것을 알 수 있었다. $[\pm 15^\circ]_{10}$ 의 경우 Fig.3.2.1.5와 Fig.3.2.1.6에서 보이는 것과 같이 시험편의 우측 끝에 변형 값과 응력 값이 크게 나타났다. $[\pm 45^\circ]_{10}$ 와 $[\pm 90^\circ]_{10}$ 의 경우는 Fig.3.2.1.7 ~ Fig.3.2.1.10에서 나타난 것과 같이 시험편의 양 끝에 파단이 예측되어진다. $[0/90]_{10}$ 와 $[90/0]_{10}$ 의 경우 0° 인 부분에는 변형이나 응력에 큰 영향을 받지 않은 것으로 예측이 되어졌지만, 90° 인 부분에는 변형과 응력이 크게 나타나며 파단이 예측이 된다.

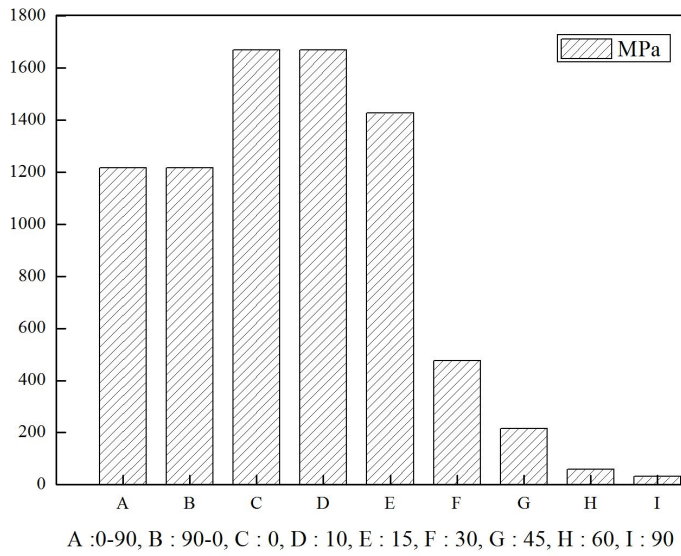


Fig. 3.2.1.1 Strength of [A_a/B_b]₁₀

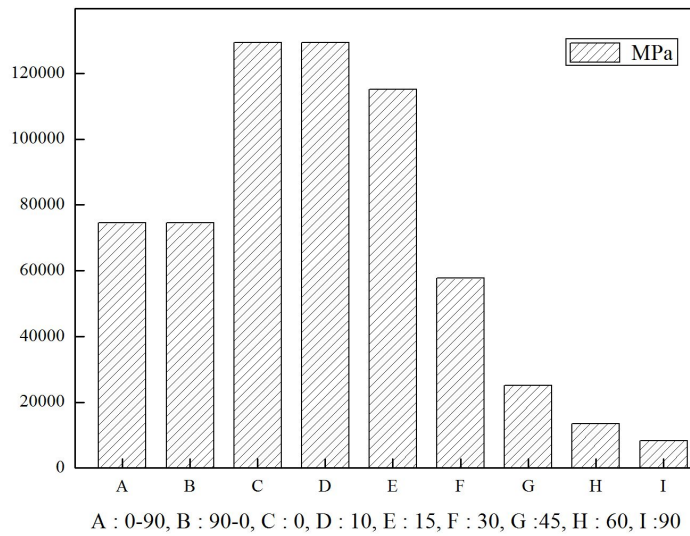


Fig. 3.2.1.2 Modulus of [A_a/B_b]₁₀

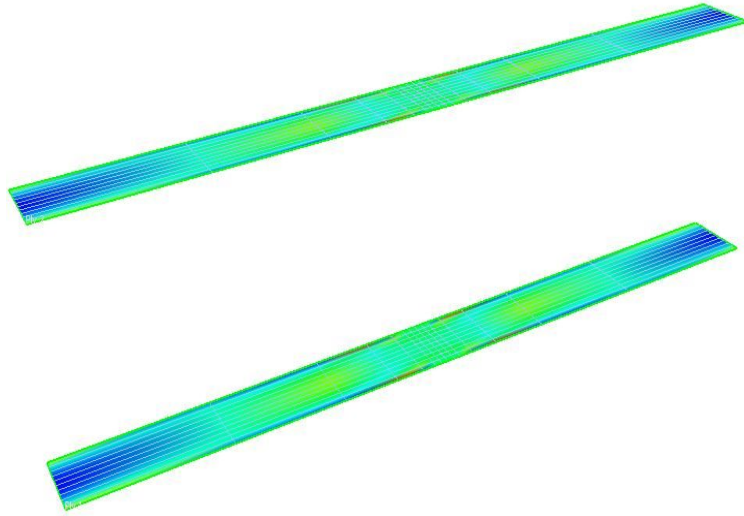


Fig 3.2.1.3 Ply Strain of $[\pm 10^\circ]_{10}$

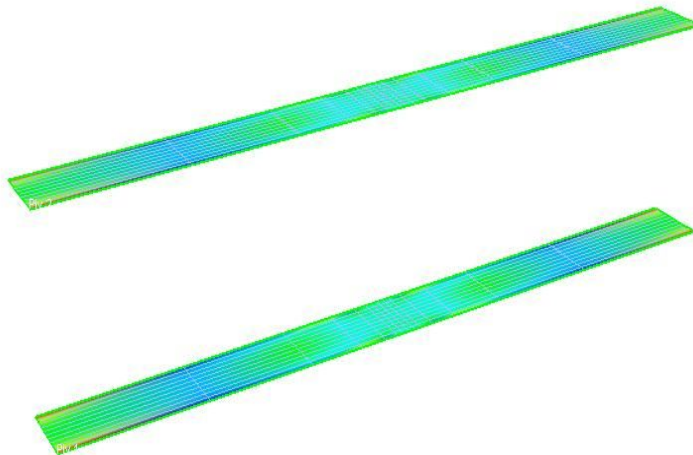


Fig. 3.2.1.4 Ply Stress of $[\pm 10^\circ]_{10}$

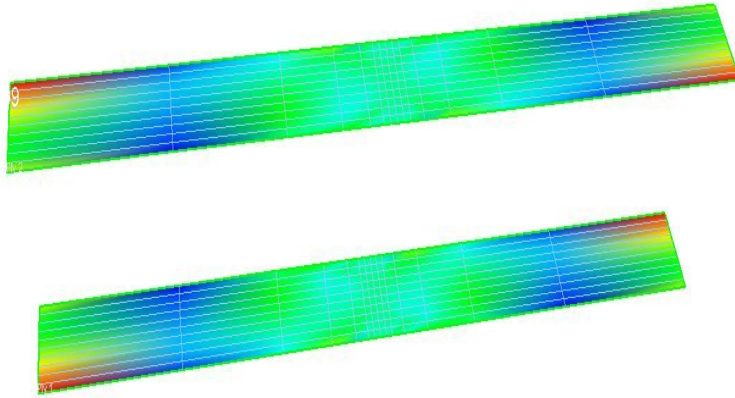


Fig.3.2.1.5 Ply Strain of $[\pm 15^\circ]_{10}$

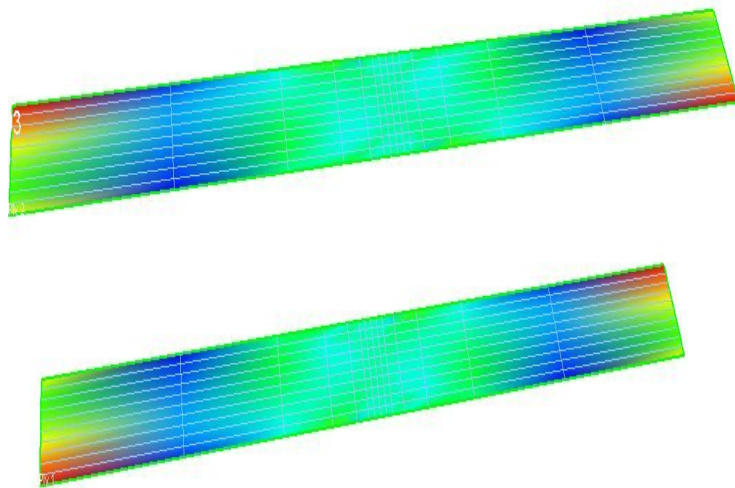


Fig.3.2.1.6 Ply Stress of $[\pm 15^\circ]_{10}$

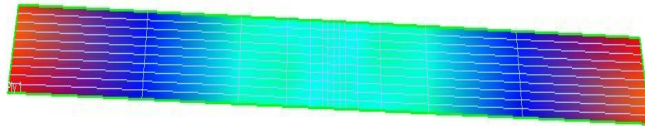
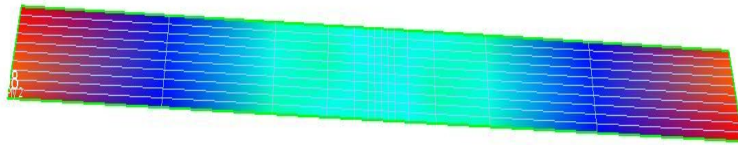


Fig. 3.2.1.7 Ply Strain of $[\pm 45^\circ]_s$

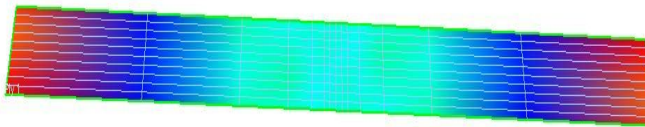
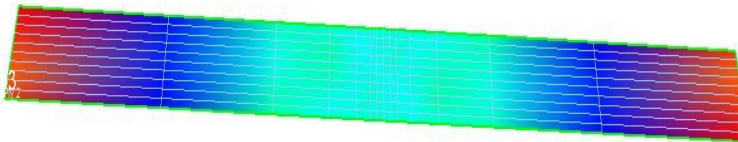


Fig. 3.2.1.8 Ply Stress of $[\pm 45^\circ]_s$

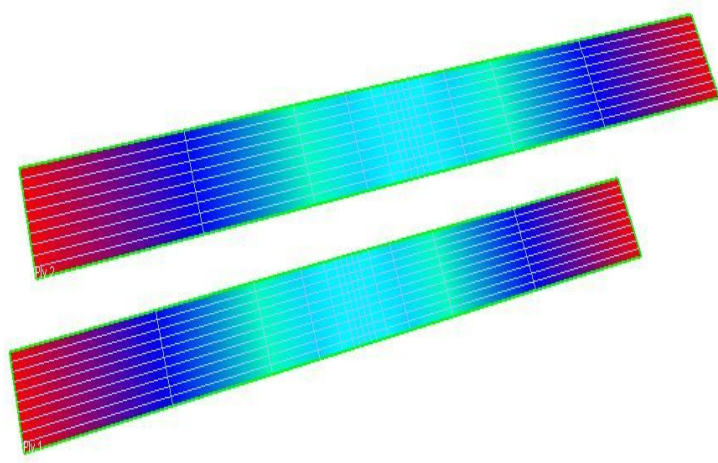


Fig. 3.2.1.9 Ply Strain of $[\pm 90^\circ]_{10}$

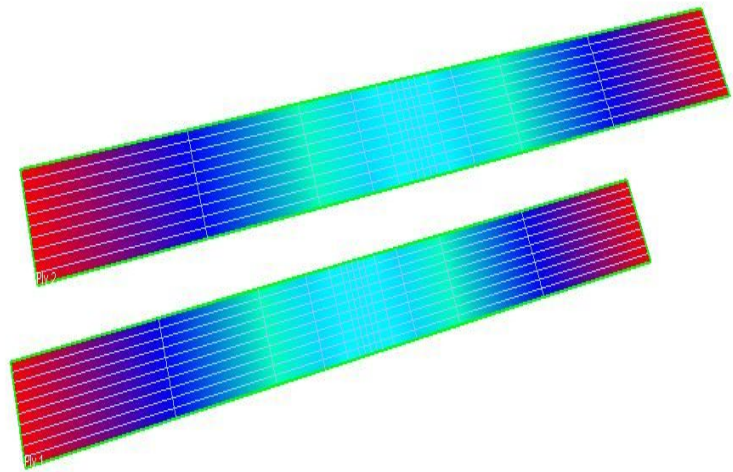


Fig. 3.2.1.10 Ply Stress of $[\pm 90^\circ]_{10}$

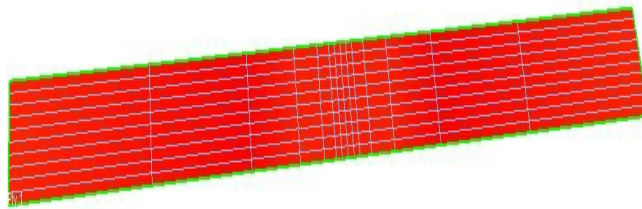
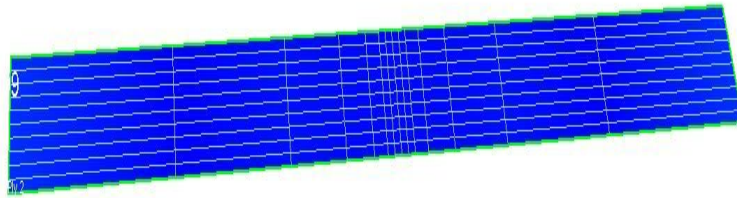


Fig. 3.2.1.11 Ply Strain of $[0/90]_{10}$

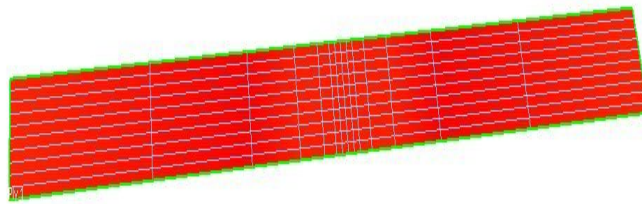
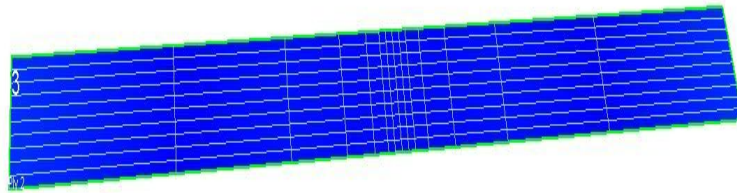


Fig. 3.2.1.12 Ply Stress of $[0/90]_{10}$

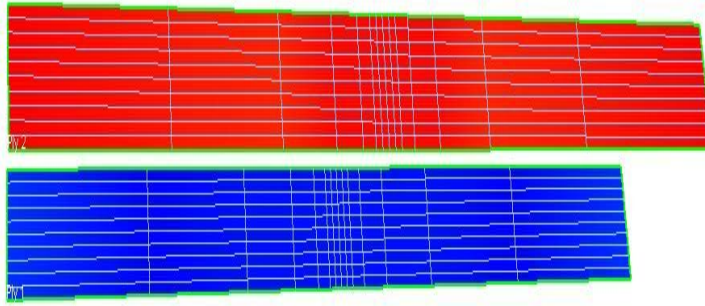


Fig. 3.2.1.13 Ply Strain of $[90/0]_{10}$

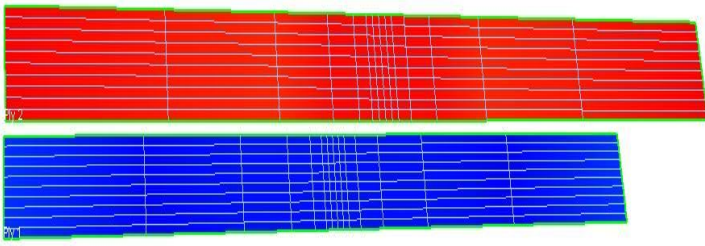


Fig. 3.2.1.14 Ply Stress of $[90/0]_{10}$

2. 재료 실험

강도와 강성 데이터의 신뢰성 여부를 증명하고자 일부 시험편 6가지 $[0^\circ]_{10}$, $[\pm 15^\circ]_{10}$, $[\pm 45^\circ]_{10}$, $[\pm 90^\circ]_{10}$, $[0^\circ/90^\circ]_{10}$, $[90^\circ/0^\circ]_{10}$ 를 동일하게 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 중앙부근이나 1/4지점에서 파단이 나타나지 않고 탭 부근에서 파단이 일어나는 경우 제작과정이나 실험준비 과정중 문제가 생겨 파단이 일어났을 것으로 판단하여 실험데이터에서 제외하였다.

이러한 인장 실험 결과 데이터를 이용하여 응력-변형 선도를 그려본 결과 실험 $[0^\circ]_{10}$, $[\pm 15^\circ]_{10}$, $[\pm 90^\circ]_{10}$ 에서 얻은 응력-변형 선도가 Fig. 3.2.2.1 과 Fig. 3.2.2.3, Fig. 3.2.2.9 Fig. 3.2.2.10, Fig. 3.2.2.13에 나타난 것처럼 응력-변형 선도가 선형으로 나타났지만, $[\pm 45^\circ]_{10}$ 의 응력-변형 선도는 비선형으로 나타났다. 이는 Matrix의 비선형적인 특성이 $\pm 45^\circ$ 의 각도로 적층된 시험편에서만 나타나는 것으로 판단이 된다.

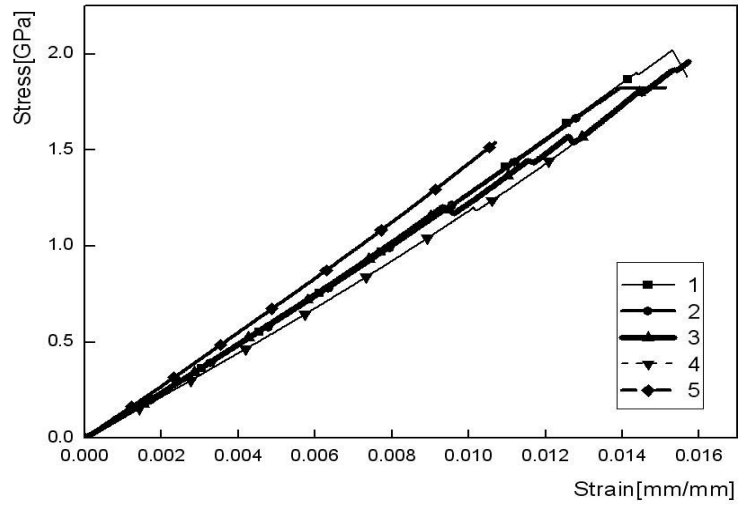


Fig. 3.2.2.1 Result of Tension $[0^\circ]_{10}$

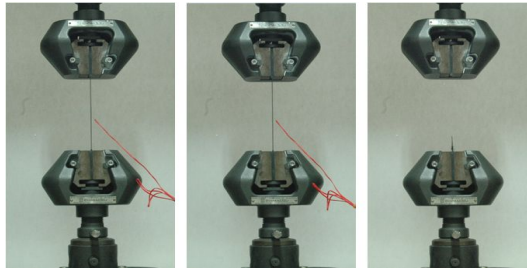


Fig.3.2.2.2 A Process of Tensile test $[0^\circ]_{10}$

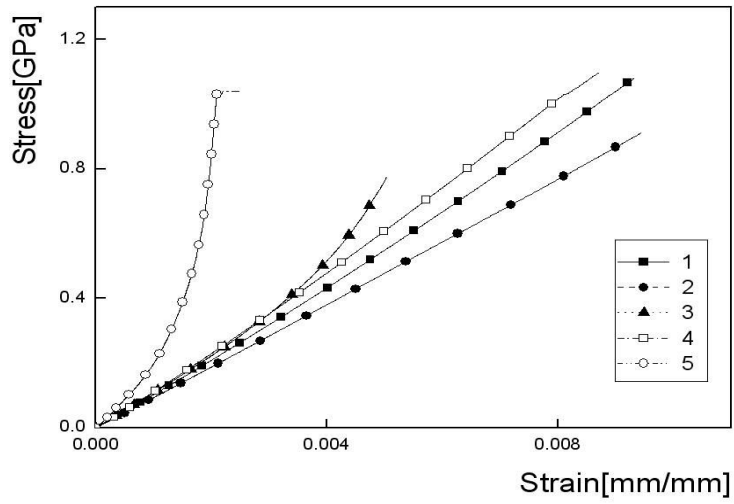


Fig. 3.2.2.3 Result of Tension [$\pm 15^\circ$]₁₀

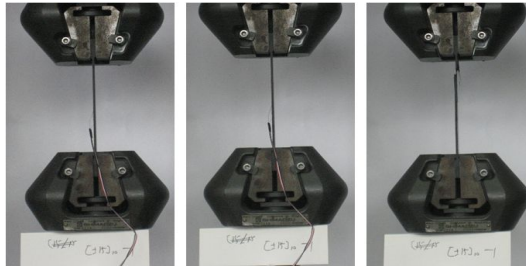


Fig.3.2.2.4 A Process of Tensile test [$\pm 15^\circ$]₁₀

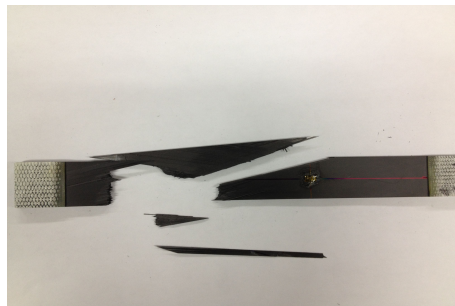


Fig.3.2.2.5 Failure of specimen [$\pm 15^\circ$]₁₀

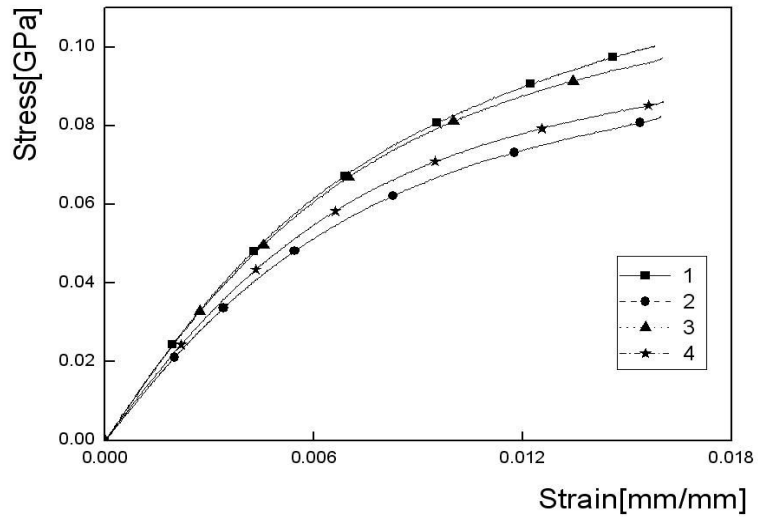


Fig. 3.2.2.6 Result of Tension $[\pm 45^\circ]_{10}$

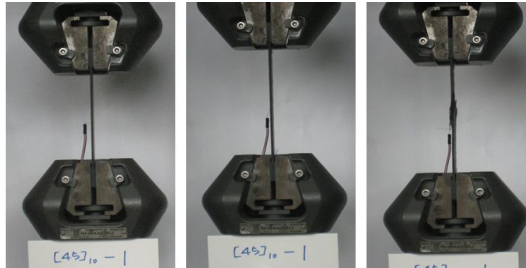


Fig. 3.2.2.7 A Process of Tensile test $[\pm 45^\circ]_{10}$



Fig. 3.2.2.8 Failure of specimen $[\pm 45^\circ]_{10}$

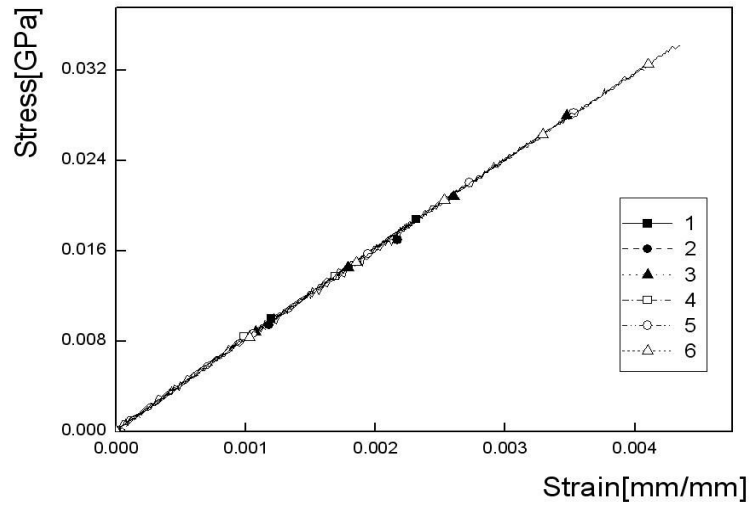


Fig. 3.2.2.9 Result of Tension [$\pm 90^\circ$] ₁₀

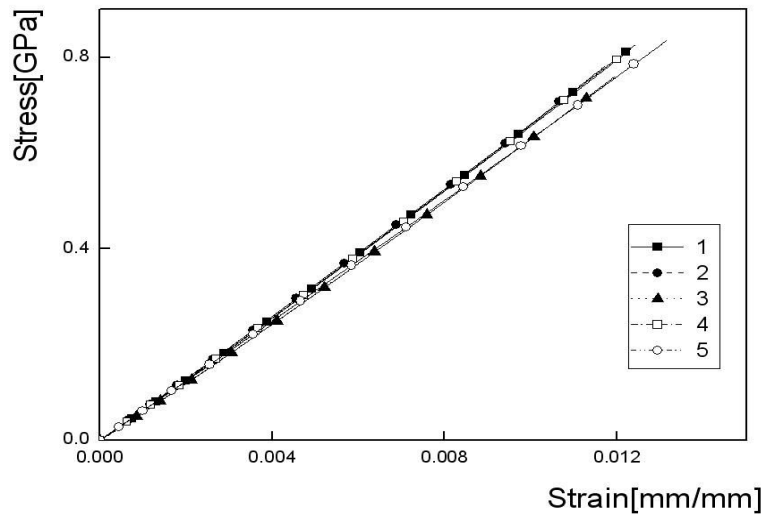


Fig. 3.2.2.10 Result of Tension $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$

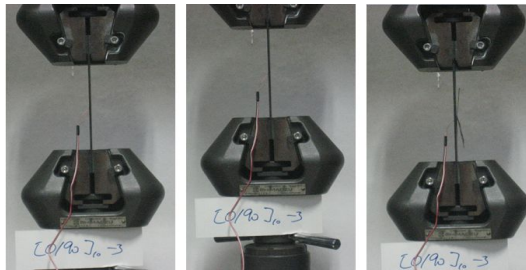


Fig. 3.2.2.11 A Process of Tensile test $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$



Fig. 3.2.2.12 Failure of specimen $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$

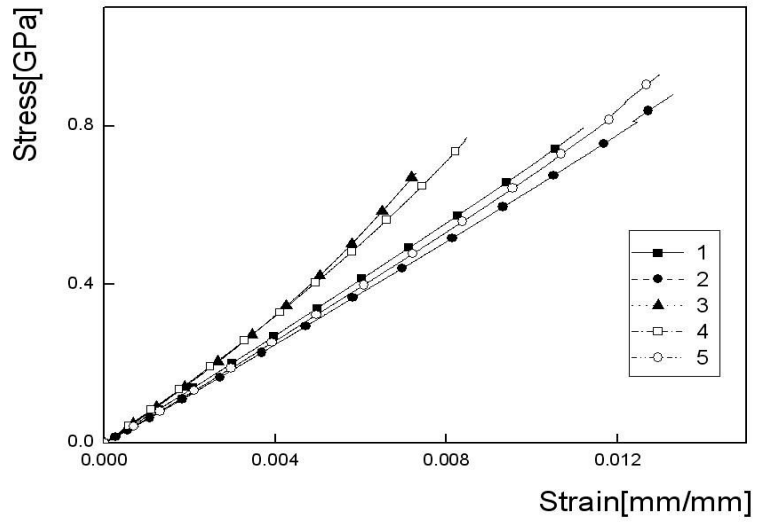


Fig. 3.2.2.13 Average result of the $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$

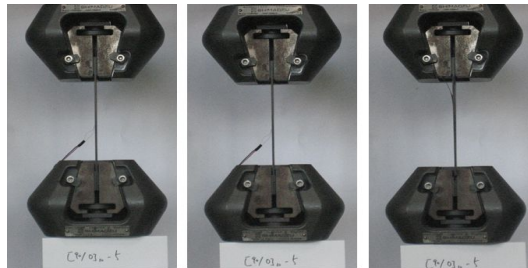


Fig. 3.2.2.14 A Process of Tensile test $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$

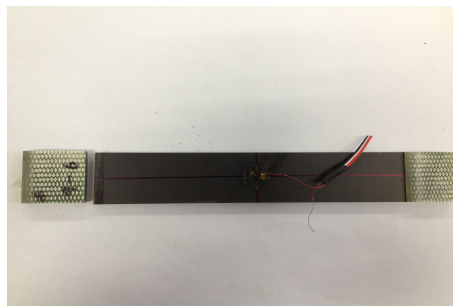


Fig. 3.2.2.15 Failure of specimen $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$

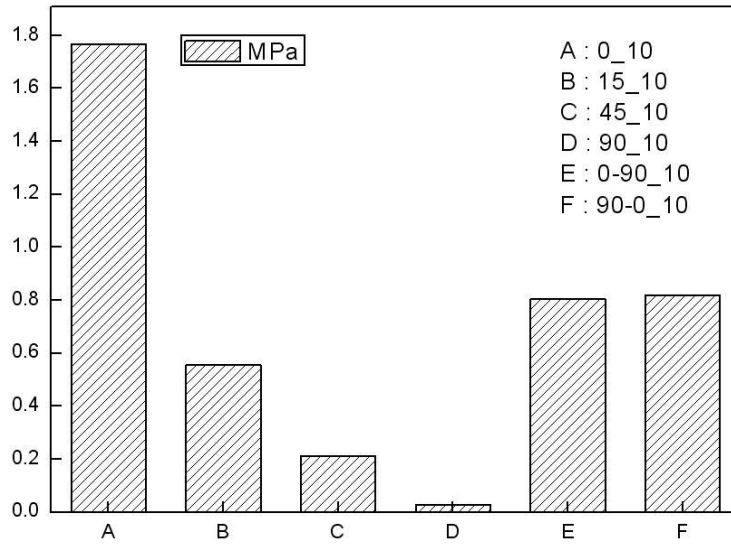


Fig.3.2.2.16 Modulus of specimen

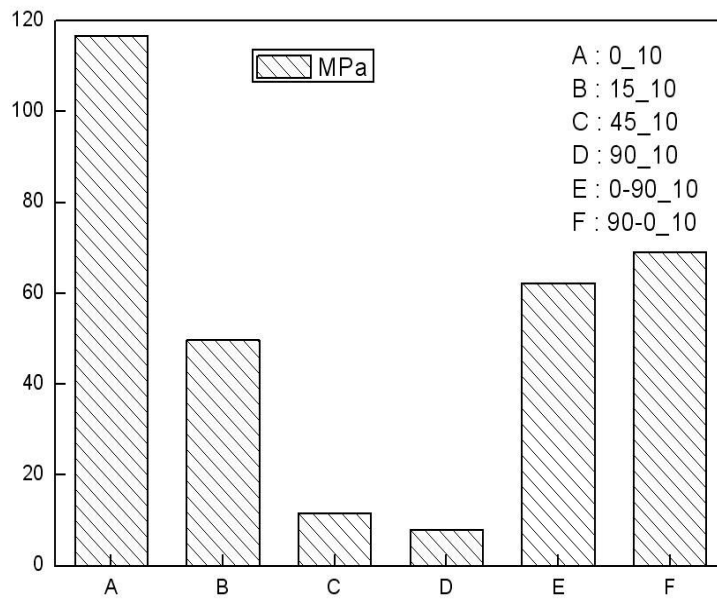


Fig.3.2.2.17 Strength of specimen

3. Simulation과 재료실험의 결과 비교

GENOA_MCQ를 이용하여 얻은 $[\pm 0]_{10}$, $[\pm 45]_{10}$, $[\pm 90]_{10}$ 의 응력-변형 선도와 실험을 통하여 얻은 $[\pm 0]_{10}$, $[\pm 45]_{10}$, $[\pm 90]_{10}$ 의 응력-변형 선도를 비교하여 보니 Fig.3.2.3.1, Fig.3.2.3.3과 Fig.3.2.3.4에서 나타난 것처럼 거의 일치하였다.

하지만, $[\pm 15]_{10}$ 의 시뮬레이션으로 얻은 응력-변형 선도와 실험에서 얻은 응력-변형 선도가 모양이 다른 것을 확인 할 수 있었다. 이러한 차이는 MCQ의 잘못된 환경 변수를 입력하여 생긴 문제로 사료되어진다.

$[0^\circ / 90^\circ]_{10}$ 와 $[90^\circ / 0^\circ]$ 의 응력-변형 선도의 경우 MCQ에서 얻은 응력-변형 선도와 실험에서 얻은 응력-변형 선도의 기울기는 거의 근사함을 보였으나, Fig.3.2.3.5와 Fig.3.2.3.6에서 나타난 것처럼 MCQ에서 얻은 응력-변형 선도가 선형으로 진행을 하다가 응력 값이 약 0.9 부근에서 꺾이는데 반면, 실험에서 얻은 응력-변형 선도의 경우 선형으로만 진행을 하는 것을 볼 수 있다. 이는 $[\pm 15]_{10}$ 에서 설명하였듯이 MCQ의 환경 변수에 관한 문제인 것으로 사료되어진다.

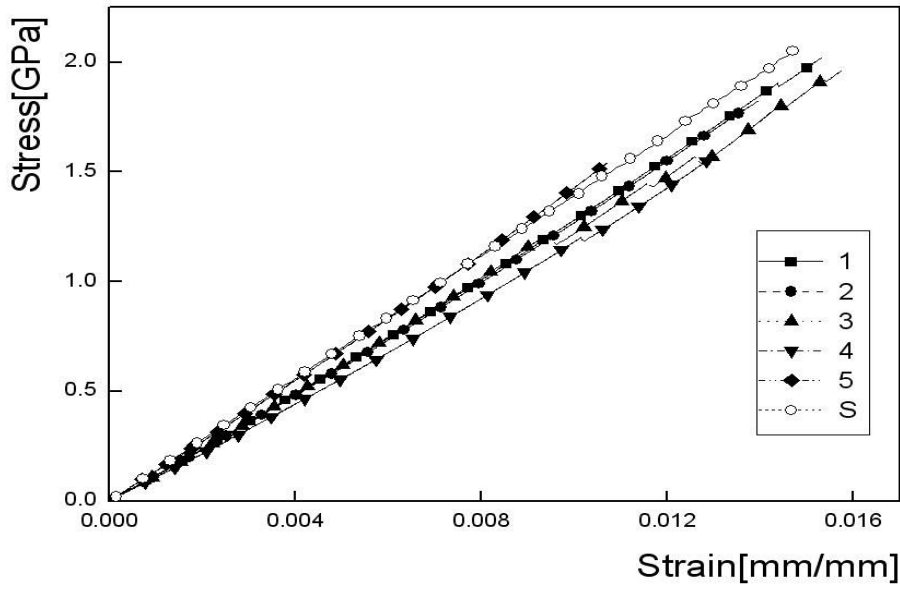


Fig.3.2.3.1 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0^\circ]_{10}$

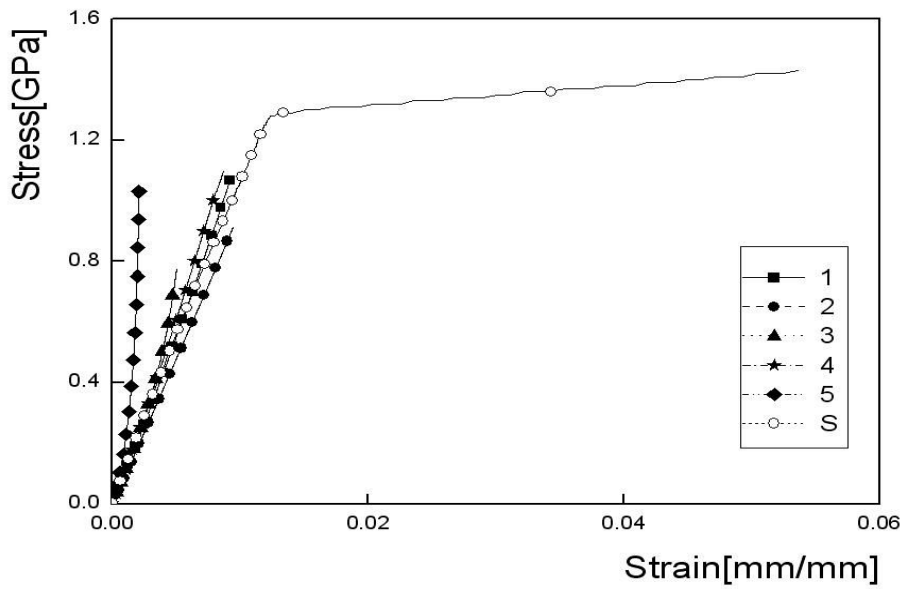


Fig.3.2.3.2 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 15^\circ]_{10}$

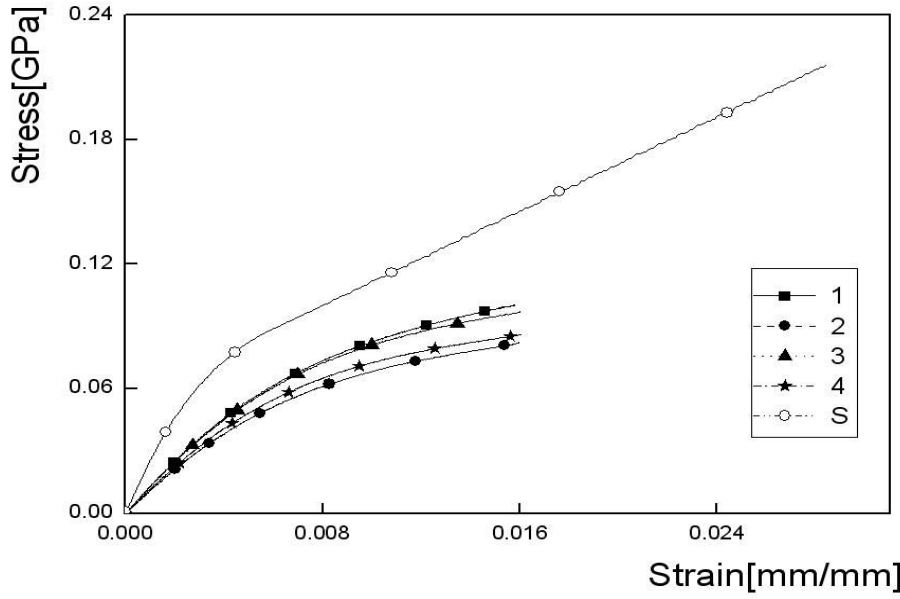


Fig.3.2.3.3 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 45^\circ]_{10}$

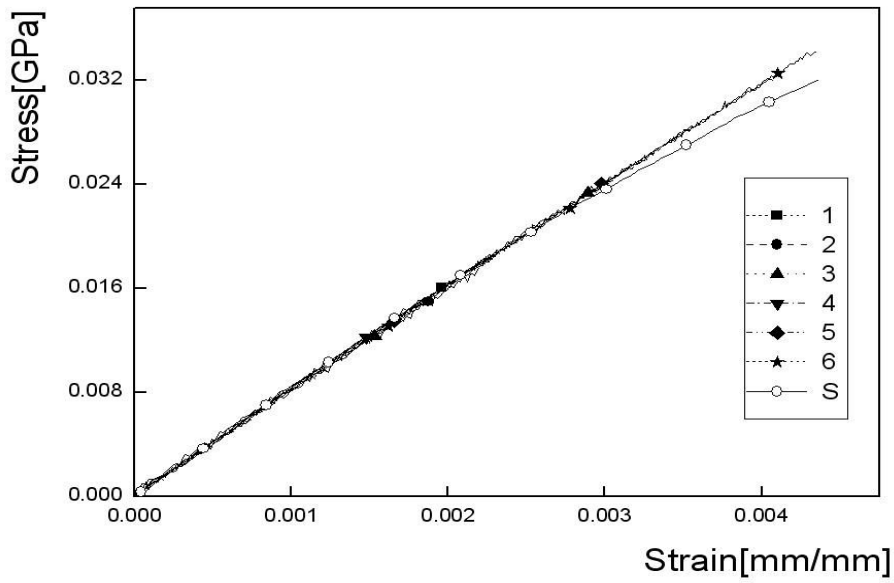


Fig.3.2.3.4 Comparison of Tensile test and Simulation of $[\pm 90^\circ]_{10}$

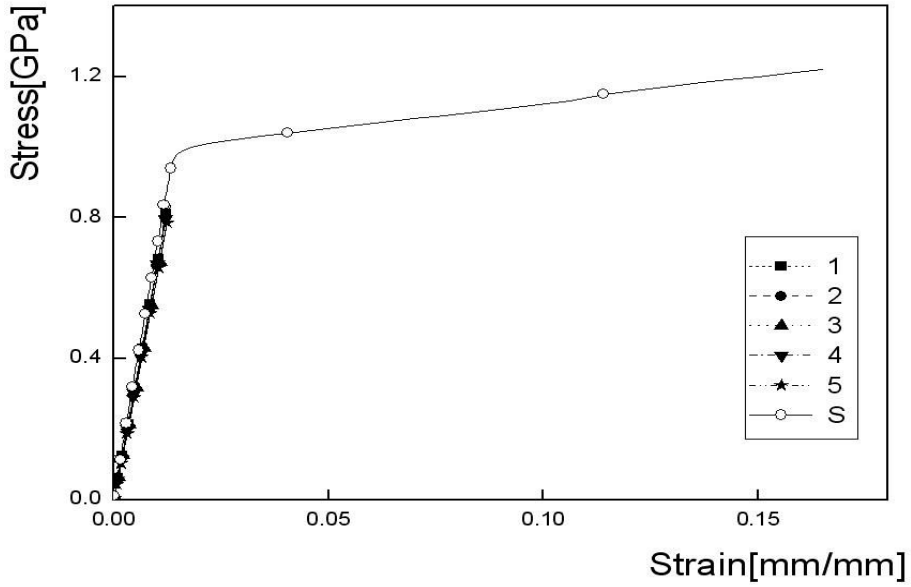


Fig.3.2.3.5 Comparison of Tensile test and Simulation of $[0^\circ / 90^\circ]_{10}$

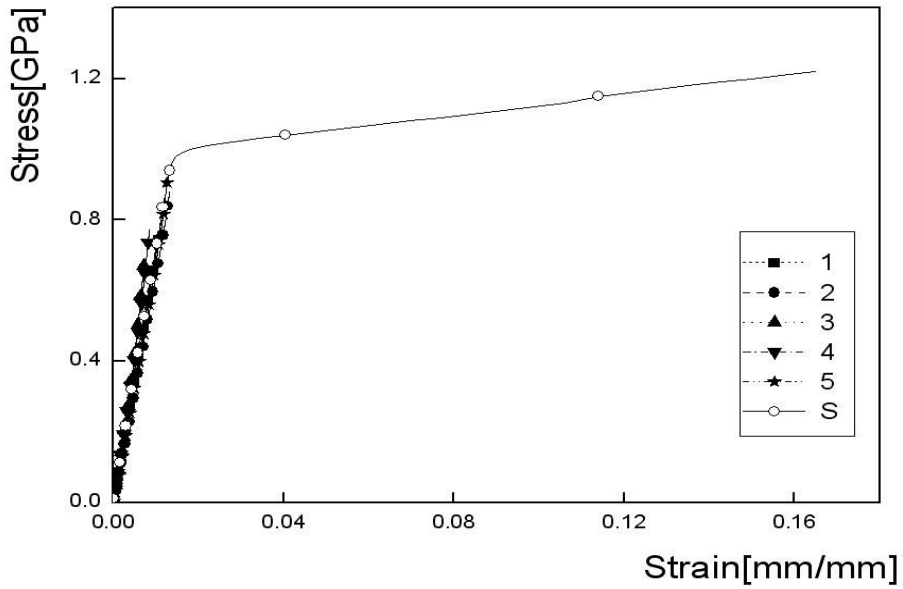


Fig.3.2.3.6 Comparison of Tensile test and Simulation of $[90^\circ / 0^\circ]_{10}$

제 4 장 결 론

본 연구에서는 5종류의 CFRP기초실험으로 응력-변형선도, 강도 그리고 탄성계수를 얻었고, 복합재료 전용해석 프로그램인 MCQ를 사용하여 CFRP 기초실험 결과를 베이스로 한 Fiber와 Matrix 물성, 비선형경향을 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. 이 데이터를 다시 GENOA-MCQ에 적용을 하여 적층 각도에 따른 물성 변화를 예측을 하였고, 실제 실험과 비교를 하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

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. GENOA를 이용을 하여 시뮬레이션 한 결과 $[\pm 0^{\circ}]_{10}$, $[\pm 45^{\circ}]_{10}$, $[\pm 90^{\circ}]_{10}$ 의 경우 응력-변형 선도가 근사한 것을 확인 하였다.
4. $[\pm 15^{\circ}]_{10}$, $[0/90]_{10}$, $[90/0]_{10}$ 의 경우 응력-변형 선도의 기울기 값은 거의 근사하였지만, 시뮬레이션의 경우 비선형으로 나타났고, 실험을 통해 얻은 응력-변형 선도는 선형으로 나타났다. 이는 MCQ의 환경 변수가 잘못된 것으로 사료된다. 정확한 환경 변수를 구하여 재해석이 필요하다고 사료된다.

5. $[\pm 0^\circ]_{10}$, $[\pm 90]_{10}$ 은 Matrix의 비선형적인 영향을 받지 않는 것으로 판단이 된다.

6. $[\pm 45^\circ]$ 의 시험편의 경우 MCQ를 이용하여 얻은 결과 값이 실험을 통하여 얻은 결과 값과 비교하였을 때, Stress는 거의 근사하였지만, Strain 값에서는 시뮬레이션 결과 값이 실험 결과 값보다 적게 나타났다. 이는 실험 중 미끄럼이 작용한 것으로 사료되어진다.

참 고 문 헌

1. 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.
2. 김영남. "수송기계용 경량화 CFRP 복합재 박육부재의 축 압특성." 조선대학교 박사논문, 2002.
3. 정주영. "유한요소법을 이용한 CFRP 구조부재의 동적거동에 관한 연구." 조선대학교 석사논문, 2010
4. 김정호. "경량화용 Al/CFRP 혼성구조부재의 굽힘 특성." 조선대학교 석사논문, 2009.
5. 이길성. "충격 흡수용 경량화 차체구조부재의 안전성능 평가." 조선대학교 박사 논문, 2008.
6. Y. N. Kim, J. J. Hwang, K. Y. Baek, C. S. Cha and I. Y. Yang, "Impact collapse characteristics of CF/Epoxy composite tubes for light-weights." *KSME International Journal* 17:48-56, 2003.
7. 양용준·양인영 "AL 박육부재의 에너지 흡수 제어특성." 한국공작기계학회논문집』 pp.86~91, 2008.
8. Xinran Xiao. "Axial crush simulation of braided carbon tubes using MAT58 in LS-DYNA." *Thin-Walled Structures* 47 pp.740~749, 2009.
9. Xinran Xiao. "Finite element modeling of the progressive crushing of braided composite tubes under axial impact." *International Journal of Impact Engineering* XXX pp.1~11, 2009.
10. Xinran Xiao. "Progress in braided composite tube crush simulation." *International Journal of Impact Engineering* 36 pp.711~719, 2009.
11. Sebastian Heimbs. "Failure behavior of honeycomb sandwich corner

- joints and inserts." *Composite Structures* 89 pp.575~588, 2009.
12. ASTM D638
 13. ASTM D3039
 14. ASTM D695
 15. ASTM D3410
 16. ASTM D3518
 17. 고려대학교 화공생명공학과 "Universal Testing Machine)", 화학공학연구 정보센터 (<http://www.cheric.org>).
 18. A.G. Mamalis. "Axial collapse of hybrid square sandwich composite tubular components with corrugated core: numerical modeling." *Composite Structures* 58 pp.571~582, 2002.
 19. Zouheir Fawaz. "Ballistic limit prediction using a numerical model with progressive damage capability." *Composite Structures* 77 pp.466~474, 2007.
 20. Dai Gil Lee. "Characteristics of joining inserts for composite sandwich panels." *Composite Structures* 86 pp.55~60, 2008.
 21. A. M. Elmarakbi. "Finite element simulation of delamination growth in composite materials using LS-DYNA." *Composites Science and Technology* 69 pp.2383~2391, 2009.
 22. Jiancheng Huang. "Numerical and experimental investigations on the axial crushing response of composite tubes." *Composite Structures* 91 pp.222~228, 2009.
 23. 민한기. "컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 프레임 구조 차량의 동적거동에 관한 연구." 조선대학교 박사논문, 2003.
 24. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials, D3039/D3039M-00
 25. Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading,

D3410/D3410M-03

26. Standard test method for shear properties of composite materials by the V-notched beam method, D5379/D5379M-98
27. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate, D3518/D3518-94
28. Simens PLM software, California, USA, FEMAP 10.02.
29. Dassault System PLM software, FRANCE, CATIA V5.
30. Simens PLM software, California, USA, NX Nastran.
31. Alphastar(www.alphastarcorp.com), GENOA.