



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](#) 

2016년 2월
석사학위논문

CFRP 적층판의 적층두께에 따른 물성치 예측 연구

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 경 환

CFRP 적층판의 적층두께에 따른 물성치 예측 연구

Material Properties Reserch of CFRP Lamina/Laminate
Accdrding to Staking Thickness

2016년 2월 25일

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 경 환

CFRP 적층판의 적층두께에 따른 물성치 예측 연구

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학석사학위신청 논문으로 제출함.

2015 년 10 월

조선대학교 대학원

첨단부품소재공학과
(정밀기계설계공학전공)

김 경 환

김경환의 석사학위 논문을 인준함.

위원장 조선대학교 조교수 박 설 현 (인)

위 원 조선대학교 부교수 장 희 진 (인)

위 원 조선대학교 부교수 김 지 훈 (인)

2015 년 11 월

조선대학교 대학원

목 차

| | |
|----------------------------------|-----------|
| 목차 | i |
| List of Figures | iii |
| List of Table | ix |
| List of Photo | x |
| ABSTRACT | xi |
| | |
| 제 1 장 서론 | 1 |
| 제 1 절 연구배경 | 1 |
| 제 2 절 연구목적 및 방법 | 7 |
| | |
| 제 2 장 실험방법 | 8 |
| 제 1 절 시험편 | 8 |
| 제 2 절 실험방법 | 18 |
| 1. 인장시험 | 18 |
| 2. 변위측정 | 20 |
| | |
| 제 3 장 결과 및 고찰 | 22 |
| 제 1 절 해석을 위한 기초실험과 재료물성 도출 | 22 |
| 제 2 절 재료실험 | 30 |
| 제 3 절 두께에 따른 재료실험의 결과 비교 | 39 |

| | |
|---------------------|----|
| 제 4장 결론 | 50 |
| 【참고문헌】 | 52 |

LIST OF FIGURES

| | |
|--|----|
| Fig. 1 CFRP in the Car | 4 |
| Fig. 2 Example to BMW i3 Applied Composite | 5 |
| Fig. 3 Definition of a Term - 02 | 11 |
| Fig. 4 Lamination Method of Stacking Angle $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$ | 12 |
| Fig. 5 Lamination Method of Stacking Angle $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$ | 12 |
| Fig. 6 Lamination Method of Stacking Angle $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$ | 13 |
| Fig. 7 Lamination Method of Stacking Angle $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ | 13 |
| Fig. 8 Lamination Method of Stacking Angle $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ | 14 |
| Fig. 9 Lamination Method of Stacking Angle $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ | 14 |

Fig. 10 Lamination Method of Stacking Angle $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$
 15

Fig. 11 Lamination Method of Stacking Angle $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$
 15

Fig. 12 Tensile Test Specimen $[A_a/B_b/C_c/D_d]_s$ 16

Fig. 13 Basic Carbon Composite Material Properties-Ca_Input_File.... 24

Fig. 14 Rigidity Graph of Carbon Fiber and Matrix 24

Fig. 15 Strength Graph of Carbon Fiber and Matrix 25

Fig. 16 The Stress-Strain Curve of Matrix 25

Fig. 17 The Stress-Strain Curve of Simulation $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$
 26

Fig. 18 The Stress-Strain Curve of Simulation $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$
 26

Fig. 19 The Stress-Strain Curve of Simulation $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$
 27

Fig. 20 The Stress-Strain Curve of Simulation $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$
 27

Fig. 21 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$
 28

Fig. 22 The Stress–Strain Curve of Simulation $[[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$
 28

Fig. 23 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$
 29

Fig. 24 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$
 29

Fig. 25 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$
 31

Fig. 26 A Process of Tensile Test $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$ 31

Fig. 27 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$
 32

Fig. 28 A Process of Tensile Test $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$ 32

Fig. 29 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$
 33

Fig. 30 A Process of Tensile Test $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$ 33

Fig. 31. The Stress–Strain Curve of Tension $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$
 34

Fig. 32 A Process of Tensile Test $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ 34

Fig. 33 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$
 35

Fig. 34 A Process of Tensile Test $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 35

Fig. 35 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$
 36

Fig. 36 A Process of Tensile test $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 36

Fig. 37 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$
 37

Fig. 38 A Process of Tensile Test $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ 37

Fig. 39 The Stress–Strain Curve of Tension $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$
 38

Fig. 40 A Process of Tensile Test $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 38

Fig. 41 Result of Tensile test $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$,
 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 40

| | | | |
|---------|-------------------------|---|----|
| Fig. 42 | Comparison of Strength | $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s,$ $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ | 41 |
| Fig. 43 | Comparison of Stiffness | $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s,$ $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ | 41 |
| Fig. 44 | Result of Tensile Test | $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s,$ $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ | 42 |
| Fig. 45 | Comparison of Strength | $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s,$ $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ | 43 |
| Fig. 46 | Comparison of Stiffness | $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s,$ $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ | 43 |
| Fig. 47 | Result of Tensile Test | $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s,$ $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ | 44 |
| Fig. 48 | Comparison of Strength | $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s,$ $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ | 45 |
| Fig. 49 | Comparison of Stiffness | $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s,$ $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ | 45 |
| Fig. 50 | Result of Tensile Test | $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s,$ $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ | 46 |

| | | |
|---|---|----|
| Fig. 51 Comparison of Strength | $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s,$ $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ | 47 |
| Fig. 52 Comparison of Stiffness | $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s,$ $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ | 47 |
| Fig. 53 Comparison of All Specimens Strength | | 48 |
| Fig. 54 Comparison of All Specimens Stiffness | | 49 |

LIST OF TABLES

| | |
|--|----|
| Table 1 Characteristics and Use of the CFRP | 6 |
| Table 2 Manufacture Condition of Specimen | 9 |
| Table 3 Kind of Specimens | 10 |
| Table 4 Tensile Test Device Type | 19 |
| Table 5 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges | 23 |

LIST OF PHOTO

| | |
|---|----|
| Photo. 1 Tensile Specimen | 16 |
| Photo. 2 Strain Gage and Tensile Specimen | 17 |
| Photo. 3 Universal Testing Machine | 19 |
| Photo. 4 Strain Meter | 21 |

ABSTRACT

Material Properties Reserch of CFRP Lamina/Laminate According to Staking Thickness

Kim, Kyung-Hwan

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

Dept. Advanced Parts and Materials
Engineering

Graduate School of Chosun University.

The automotive industry has demand for fossil fuel depletion, safety regulations, environmental-regulations and a driver convenience intensify the body weight. In accordance the auto industry has spotlighted appropriately reinforce of the strength composite materials. Typical carbon fiber reinforced plastic 20 ~ 50% lighter than a metal material, non-rigid and nasal also, a tendency it is excellent. On this account tend to have increasing use ratio in the automotive industry. However, CFRP is depending laminate thickness , the lamination method and the mechanical properties in order to obtain the correct properties is essential experiment.

In this study, we predict change in the lamination thickness of property due to the change, in the number of layers and we are property grasp to Based on them according to the number of layers increases, thickness. And CFRP specimens are subjected to a tensile test using the UTM to estimate their mechanical properties in terms of the stacking thickness. Tensile test was carried out until the fracture at a rate of 2

mm/min. In addition, composite materials using dedicated analysis program based MCQ CFRP base as a result the Fiber and Matrix properties, the Matrix, which tend to dominate the non-linear stress-strain curve obtained after the [0a / + 45b / -45c / 90d] s simulations were performed for each type of thickness. Ply of the test specimen result was shown to be greater the strength and stiffness is lowered 10~50% and then $\pm 45^\circ$ than $0^\circ / 90^\circ$ confirmed that the higher the content of the high strength and stiffness.

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경

자동차 산업은 전 세계적으로 2011년을 기준으로 약 10억대 이상의 등록 대수를 돌파하였다. 이렇게 증가하는 자동차의 수요와 이에 따른 화석 연료 고갈, 안전규제 강화, 환경규제 심화, 운전자 편의 증대를 위한 차량 지능화 요구는 필연적으로 친환경적인 자동차 생산을 요구하게 되었다. 특히 우리나라 뿐만 아니라 미국, 유럽, 일본 등 세계 각국에서는 자동차 연비 및 배기가스에 대한 환경규제를 강화하고, 고연비 기술을 적용한 친환경적인 자동차에 추가적인 인센티브를 제공하고 있어 연비향상 방안을 마련한 친환경적인 자동차의 개발은 자동차 산업에서 경쟁력을 유지하기 위하여 반드시 해결해야 할 부분이다.⁽¹⁾

친환경 자동차 개발의 핵심인 자동차의 연비를 향상 시키는 방법으로는 엔진 및 구동계 효율향상, 주행저항 감소, 차체 경량화와 같은 다양한 방법이 있다. 이중 차체 경량화가 자동차 연비를 향상시키는데 가장 효율적이라고 알려져 있다.⁽²⁾ 이러한 차체 경량화의 방법으로는 기존 소재보다 강도 및 인성을 향상시켜 제품의 두께를 감소시키는 방법과 기존 소재를 보다 가벼운 소재로 대체하는 방법 등이 있으며, 세계 주요 완성차 생산업체들은 이러한 차체 경량화를 위한 기술개발에 많은 시간과 비용을 투자하고 있다. 차체 경량화를 위한 소재를 살펴보면 주로 강철을 대체할 수 있는 AI합금 등의 비철 금속류가 사용되어 왔으나, 최근에는 적절히 강도가 보장된 고분자 복합재료가 각광받고 있다.⁽³⁾ 대표적인 복합재료인 탄소섬유강화플라스틱(CFRP, Carbon Fiber Reinforced Plastic)은 섬유강화복합재료로서 금속 재료보다 20~50% 정도 가벼우며 강도가 높아 비강성 및 비강도가 우수하고

내부식성 또한 우수하기 때문에 Fig. 1과 같이 자동차 산업에서의 사용 비중이 점점 증가하고 있다.⁽⁴⁾

그 예로 세계 자동차 생산업체들 중 탄소섬유강화플라스틱(CFRP) 사용에 가장 적극적인 독일 자동차 기업 BMW는 배터리와 전기모터 등에 의한 무게 증가로 인하여 Fig. 2와 같이 전기자동차 i3와 i8 모델의 기본 골조에 적용 하였던 CFRP를 신형 BMW7 시리즈와 BMW5 시리즈에도 확대 사용하여 차체 무게를 감량 하였다. 또한 도요타와 다임러그룹(메르세데스-벤츠)은 도레이와 손을 잡고 독일에 CFRP 생산공장을 세웠으며, 도요타의 경우 수소 연료전지차 미라이의 일부 부품에 도레이 CFRP를 사용하였다. GM은 일본 소재기업 테이진과 CFRP 공동 연구개발을 하고 있다. 국내 완성차 업체로는 주요 모델에 초고장력 강판을 50% 이상 사용하고 있는 현대·기아자동차에서 쏘렌토와 K5 모델에 와이드 파노라마 선루프 프레임에 CFRP를 적용하여 기존 강철 소재의 선루프 프레임보다 무게를 8Kg 줄였다.(조선일보 2015년 06월 01일, 이데일리 2015년 10월 22일)

특히 CFRP는 Al합금보다도 비강도, 비탄성률이 높아, 무게감소가 중요한 과제인 항공기 재료에 적합하다. 또한 내피로성인 면에서도 Al합금에 비해 대단히 뛰어나 정적 강도의 90%의 하중을 10^7 회 반복하더라도 파괴되지 않으며 금속과 같은 정도의 내구성을 가지고 있다.⁽⁵⁾

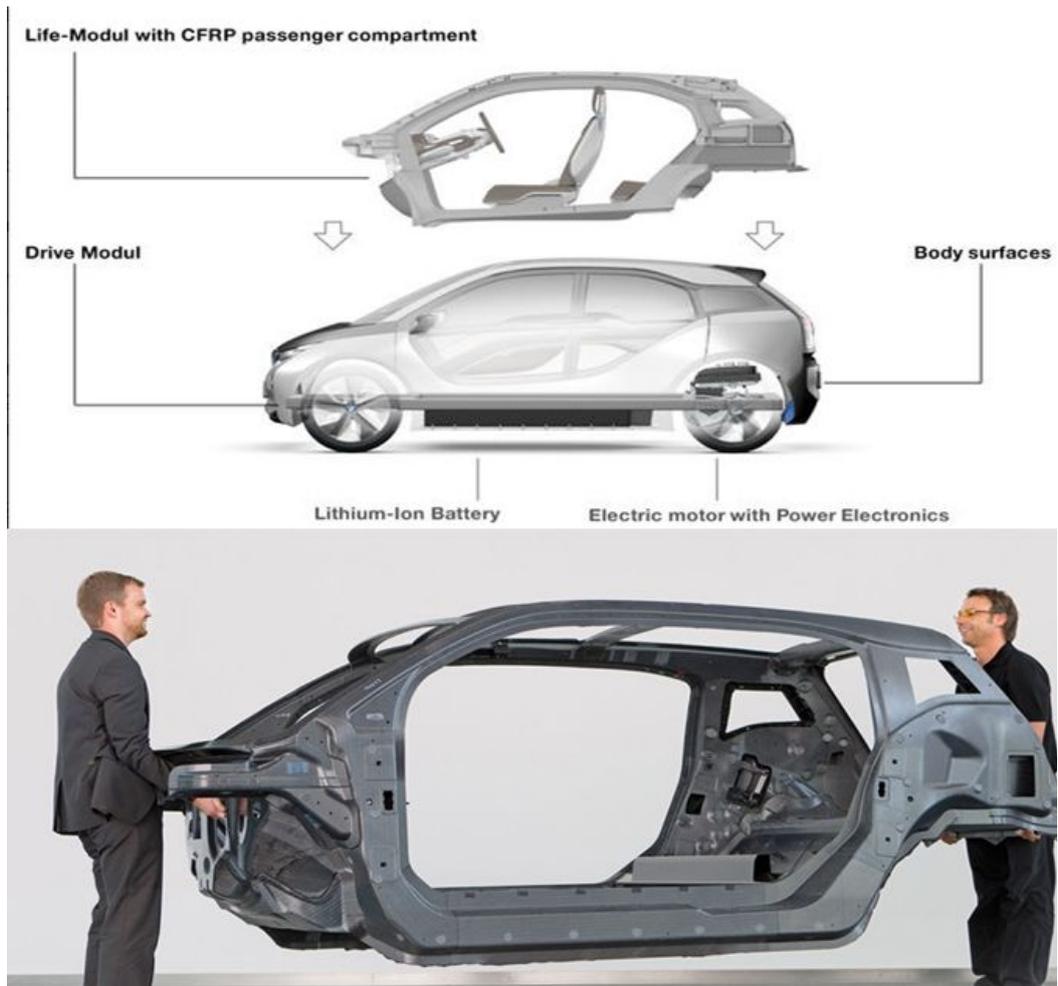
Table. 1과 같이 CFRP의 다양한 장점과 산업체 적용분야 확대로 CFRP에 대한 다양한 연구가 진행되고 있다. 그 예로 CFRP 재료에 대한 기계적 특성에 관한 연구로는 양⁽⁶⁾에 의해 경량화 CFRP 부재의 휨강도에 대한 강도, 강성 특성연구가 있고, 최⁽⁷⁾에 의한 사각형 단면 CFRP 부재, 단일 모자형 단면 CFRP 부재 및 이중 모자형 단면 CFRP 부재를 제작 한 후, 단면의 형상 및 적층각도의 변화에 따른 충격압괴특성, 압괴모드에 관한 연구가 있으며, 박과 김⁽⁸⁾에 의한 보강재와 모재의 구속조건과 보강재 체적함 유량과 분포 모드별 응력비교 시험 연구가 있다. 또한 여⁽⁹⁾는 충격속도 변화에 따른 적층구성 및 형상이 다른 CFRP 구조부재의 충격특성을 연구하였다.

CFRP 성형 방법에 관한 연구는 홍⁽¹⁰⁾에 의한 CFRP 성형시간 단축과 우수한 특성을 갖는 적층성형 공법 연구가 있고, 이와 김⁽¹¹⁾에 의한 성형공정, 성형 적층 방법, 탄소함유률에 따른 기계적 특성 연구가 있으며, 하⁽¹²⁾는 CFRP 복합재료의 성형 조건에 따라서 휨 거동과 내부 구조의 변화를 연구 하였다. CFRP 물성예측을 위한 FEM 해석 연구로는 오⁽¹³⁾는 CFRP 인장거동 발생 시 보강재의 중횡비, 섬유함유률 및 배열상태에 따라 복합재의 탄성계수 및 모재와 보강재가 함유된 복합체의 탄성계수를 연구하였고, 김⁽¹⁴⁾과 정⁽¹⁵⁾은 FEM을 이용하여 적층각 및 적층수 변화에 따라 CFRP판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가를 연구하였으며, 김⁽¹⁶⁾은 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 수행한 연구가 있다. 이처럼 CFRP의 산업체 적용을 위하여 다양한 연구가 진행되고 있지만, 동일적층 방법의 두께의 변화에 대한 연구가 없어 자동차 경량화 관련 소재로 사용시 각 부재의 두께에 따른 물성 데이터를 도출하고 자동차 경량화 부품의 CFRP 소재에 대한 신뢰성을 보다 확보하기 위하여 CFRP 적층두께에 따른 물성치를 연구하는 것은 본 연구의 주요 연구 내용이다.



<조선일보, 2015년>

Fig. 1 CFRP in the Car



<SGL GROUP THE CARBON COMPANY>

Fig. 2 Example to BMW i3 Applied Composite

Table. 1 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 |

제 2 절 연구목적 및 방법

복합재료 중 하나인 CFRP는 경량화 재료로써 높은 비강도와 비강성, 낮은 열변형률을 가지고 있어 다양한 산업분야에 사용되고 있다. 특히, 항공 산업 분야와 자동차 산업분야에서 CFRP를 적용하여 경량화에 대한 효율을 높이 고자 하는 다양한 연구가 진행 중에 있으나 CFRP는 이방성의 특성을 가지고 있어 제조 방법 또는 설계 방법에 따라 기계적인 특성이 다르게 나타난다. CFRP소재의 특성상 그 물성치 도출이 섬유 방향, 적층각도, 적층량(두께), 배향 방법 등에 따라 달라지게 되어 구조해석에 필요한 물성치 예측이 쉽지 않아 구조해석 시 각 조건에 따라 재료 시험을 각각 수행해야 하는 관계로 많은 비용이 소요되는 현실이다. 이러한 문제로 CFRP를 적용하여 경량화 요구를 만족하고 다양한 재료 적용을 통한 시뮬레이션에 많은 제약과 비용이 소요되고 있어 본 재료의 물성치를 정확하게 예측하는 것은 대단히 중요한 문제이다.

기존연구에서는 CFRP의 적층각 및 적층수 변화에 따른 재료물성을 도출하고자 FEM을 이용한 동일 적층각 CFRP평판의 적층수 변화에 따른 물성치를 예측 하였고 본 연구에서는 동일 적층방법에서 적층 수의 변화에 따른 적층 두께의 물성치 변화를 예측하고 이를 바탕으로 적층수의 증가 및 두께에 따라 특성을 파악하고 이에 따른 재료 물성치를 도출하고자 한다.

제 2 장 실험방법

제 1 절 시험편

본 연구에서 사용되는 CFRP 적층판의 적층각 및 두께에 따른 재료물성치를 도출하고 재료물성에 미치는 인자 및 영향에 대하여 고찰하고자 적층 각도가 동일하고 각 각도의 적층수를 달리하여 두께에 변화를 줄 수 있도록 8종류의 시험편을 제작하였다. 시험편은 ASTM D3039 규격에 따라 carbon/Epoxy Uni-direction Prepreg Sheet (Sk Chemical, USN125A, Carbon/epoxy Uni-direction 125g/m²)를 사용하여 제작하였다. Table. 2에는 Prepreg Sheet 특성을 나타내었다. 0°, +45°, -45° 그리고 90°의 순서로 8종류의 시험편을 제작하였다. 시험편의 종류는 Table. 3에 시험편의 적층방법 및 적층수의 표시 내용을 Fig. 3에 나타내었다.

이 시험편에 대한 이해를 돕기 위해, 각각의 시험편의 적층방법을 Fig. 4~11에 표기하였다. 또한 인장시험시 시험편에 미끄럼 발생을 막기 위하여 Photo. 1, Fig. 12와 같이 길이 56mm의 탭을 각각의 시험편의 양 끝부분에 부착을 하였다.

CFRP의 변위 측정을 위하여 Photo. 2에 보이는 것처럼 스트레인 게이지를 시험편의 중심 앞뒤 부분에 부착을 하였다.

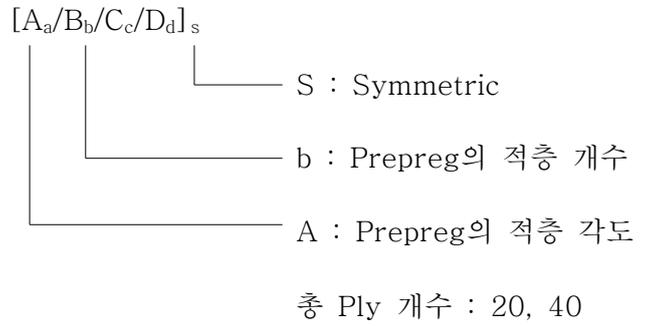
Table. 2 Manufacture Condition of Specimen

| 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] |

Table. 3 Kind of Specimens

| No. | 시험편 종류 | 적층수 | 길이*넓이*두께(mm) |
|-----|----------------------------|-------|--------------|
| 1 | $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$ | 20ply | 250*25*2.5 |
| 2 | $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$ | 20ply | 250*25*2.5 |
| 3 | $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$ | 20ply | 250*25*2.5 |
| 4 | $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ | 20ply | 250*25*2.5 |
| 5 | $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ | 40ply | 250*25*4.5 |
| 6 | $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ | 40ply | 250*25*4.5 |
| 7 | $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$ | 40ply | 250*25*4.5 |
| 8 | $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ | 40ply | 250*25*4.5 |

Fig. 3 Definition of a Term - 02



A : 0° , B : +45° , C : -45° , D : 90°

Prepreg의 적층 개수 : 1, 2, 3, 4, 6, 8

a, b, c, d : 1, 2, 3, 4, 6, 8

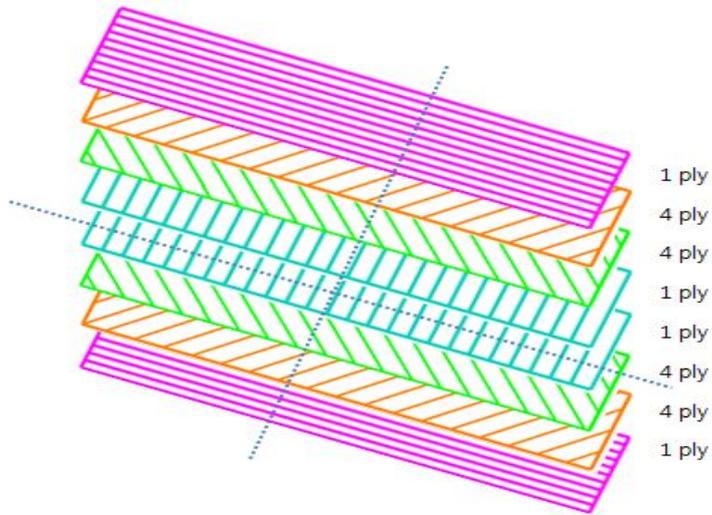


Fig. 4 Lamination Method of Stacking Angle $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$

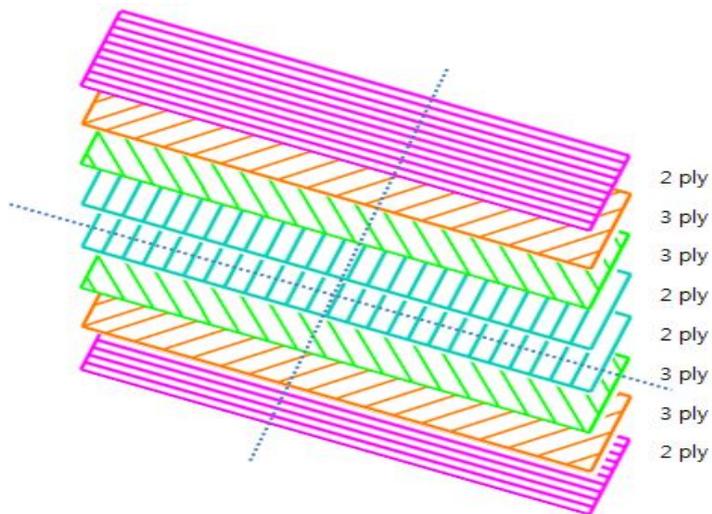


Fig. 5 Lamination Method of Stacking Angle $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$

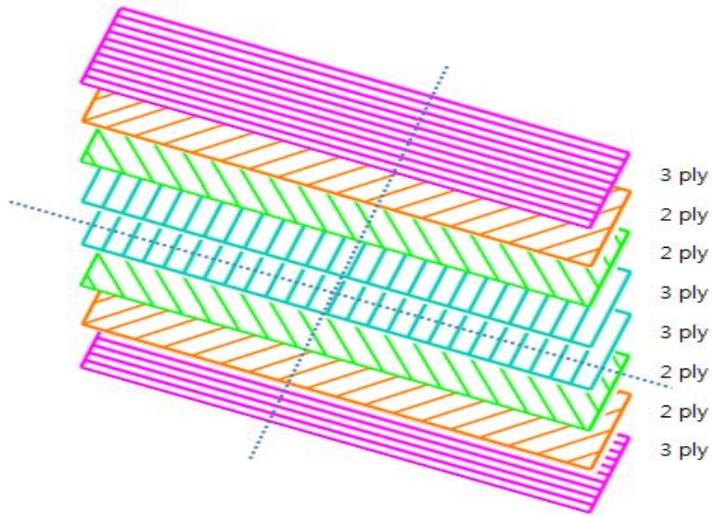


Fig. 6 Lamination Method of Stacking Angle $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$

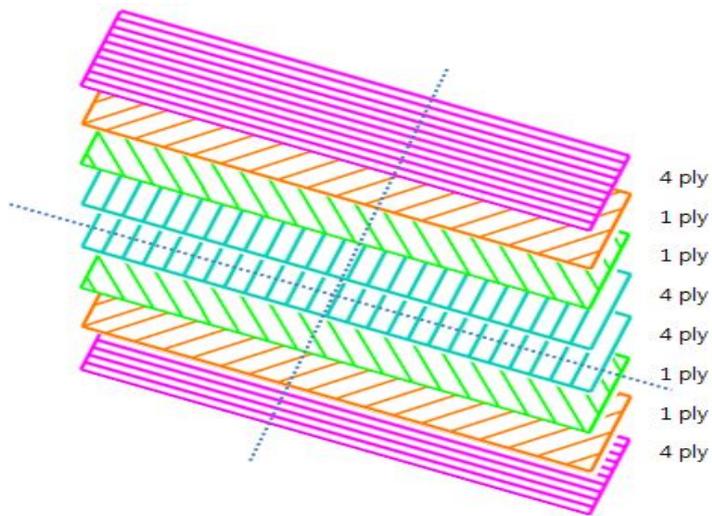


Fig. 7 Lamination Method of Stacking Angle $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$

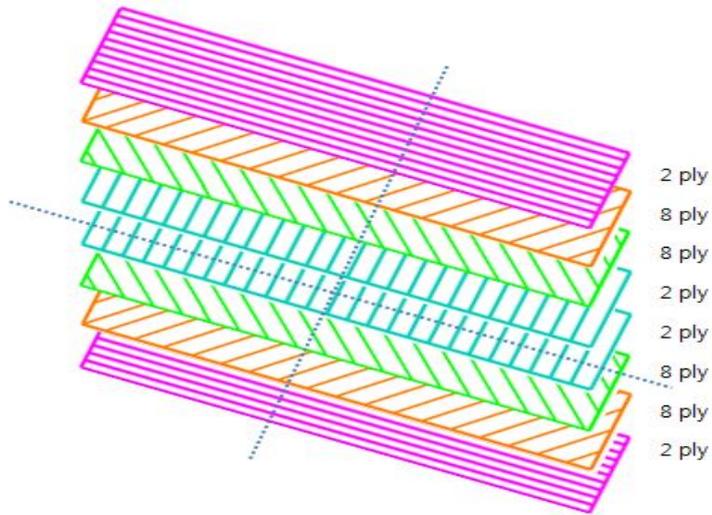


Fig. 8 Lamination Method of Stacking Angle $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

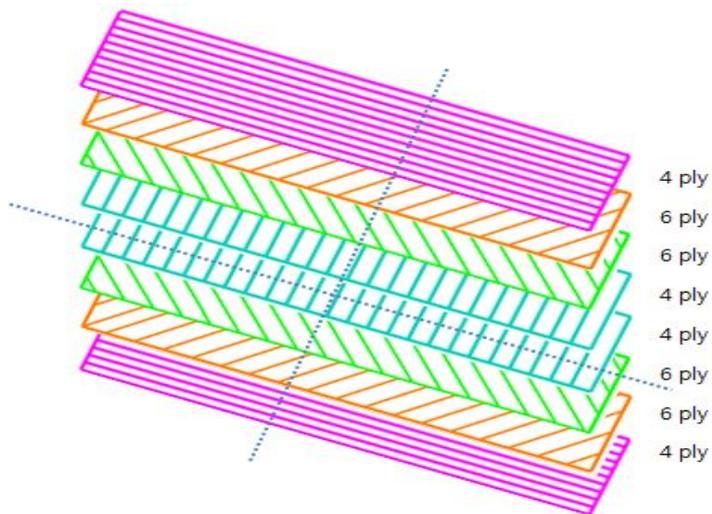


Fig. 9 Lamination Method of Stacking Angle $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

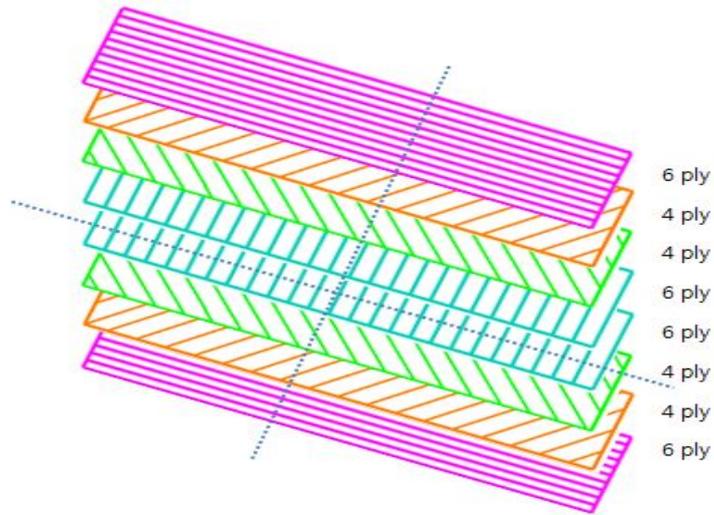


Fig. 10 Lamination Method of Stacking Angle $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

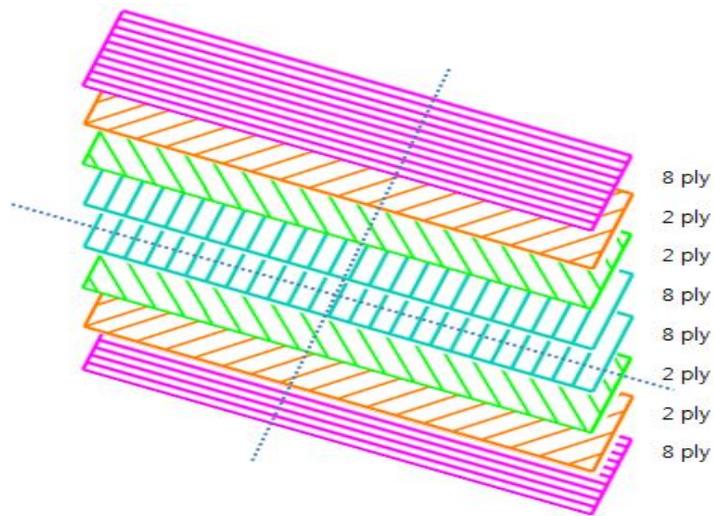


Fig. 11 Lamination Method of Stacking Angle $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$



Photo. 1 Tensile Specimen

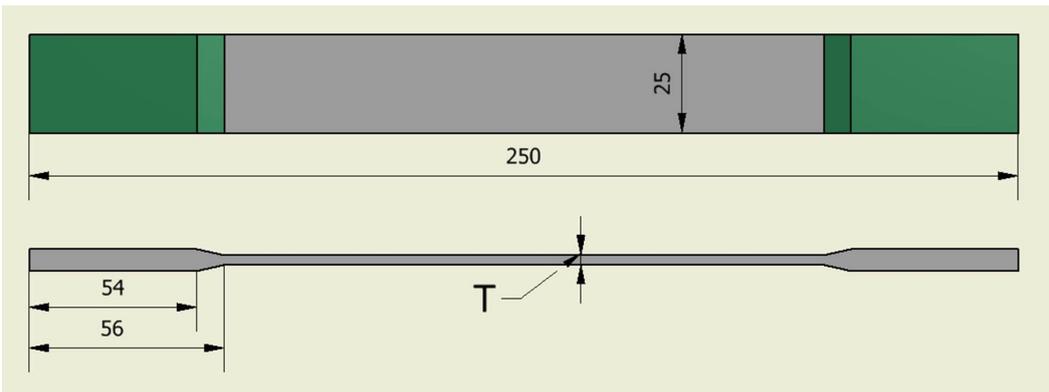


Fig. 12 Tensile Test Specimen $[A_a/B_b/C_c/D_d]_s$

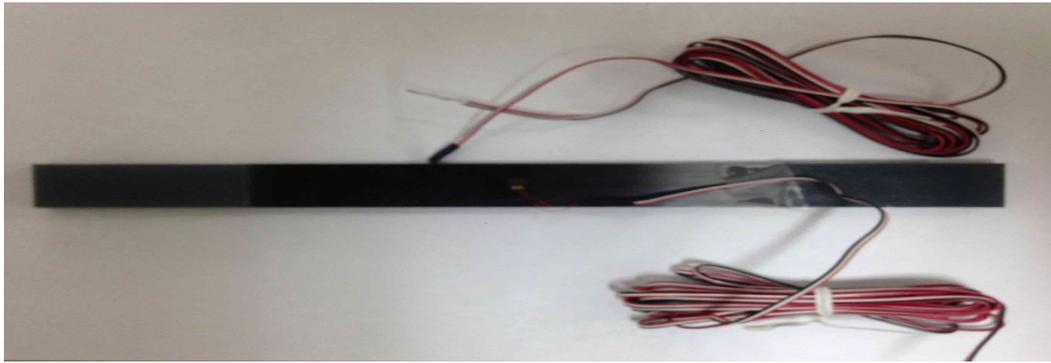


Photo. 2 Strain Gage and Tensile Specimen

제 2 절 실험방법

1. 인장시험

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. 4에 나타내었다. Photo. 3의 UTM에 장착되는 인장 지그의 하단부는 시험편이 움직임이 없도록 고정을 시키고, 인장 지그의 상단부는 편심 방지를 위하여 자유단으로 고정을 하였다. 재료 시험에 사용되는 UTM은 AG-IS 100KN 사용하였다. UTM 시험의 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. 인장시험은 UTM에 각각의 ASTM 규격에 의해 제작된 인장 지그를 장착 한 뒤, 시험을 진행하였다. 인장 시험의 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. CFRP 시험편은 이방성 재질이기 때문에 동일한 방법으로 제작이 되었더라도 결과 값이 다르게 나오므로, 각각의 시험편을 5번 이상의 시험이 진행되었다.

Table. 4 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 |



Photo. 3 Universal Testing Machine

2. 변위측정

재료의 기본적인 기계적인 특성을 알기 위해서는 응력-변형 선도를 구하여야 한다. 재료의 변형량을 측정하기 위하여 스트레인메타를 사용하였다. 스트레인메타는 스트레인게이지의 변형을 전기적인 신호로 측정을 하여, 이 측정값을 PC로 전송을 한다. 본 연구에서 사용한 스트레인메타(KTM Engineering, Model : System 6200)는 Photo. 4에 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 중앙에 스트레인 게이지를 부착을 한 뒤, 스트레인게이지의 이상 유무를 파악하기 위하여 저항기로 스트레인게이지의 저항을 측정하였다. 스트레인게이지의 이상이 없을 경우 스트레인게이지를 스트레인메타에 연결을 한 뒤, 저항기를 이용을 하여 다시 저항을 측정하여 이상이 없는지 확인 후 시험하였다.



Photo. 4 Strain Meter

제 3 장 결과 및 고찰

제 1 절 해석을 위한 기초실험과 재료물성 도출

본 연구에서는 선행 연구된 데이터에 대한 추가 시험으로 하중과 변형률 데이터를 얻은 후 식 (1)에 대입하여 각 시험편의 응력-변형 선도를 구하였다. 그리고 강성(탄성계수)은 식(2)에서 얻어 Table. 5에 나타내었다.

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (1)$$

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (2)$$

여기서, 식(2)은 Table. 5에서 나타낸 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. 5에 나온 값을 적용을 하여 E^{chord} 의 값을 구할 수 있다.

CFRP의 기초물성을 탄소섬유복합전용 해석 툴인 MCQ에 사용하여 Fiber와 Matrix 각각의 물성을 구하여 Fig. 13, Fig. 14, Fig. 15에 나타내었고, 탄소섬유복합재료의 비선형에 큰 영향을 미치는 Matrix 비선형 선도를 Fig. 16에 나타내었다. MCQ에서 얻어진 Fiber와 Matrix의 물성과 Matrix 비선형

그래프를 사용하여 실제 $[A_a/B_b/C_c/D_d]_s$ 적층개수 변화에 따른 시뮬레이션을 진행하였고, 시뮬레이션에서 얻어진 응력 변형률 선도는 Fig. 17~Fig. 24에 나타내었다.

Table. 5 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 |

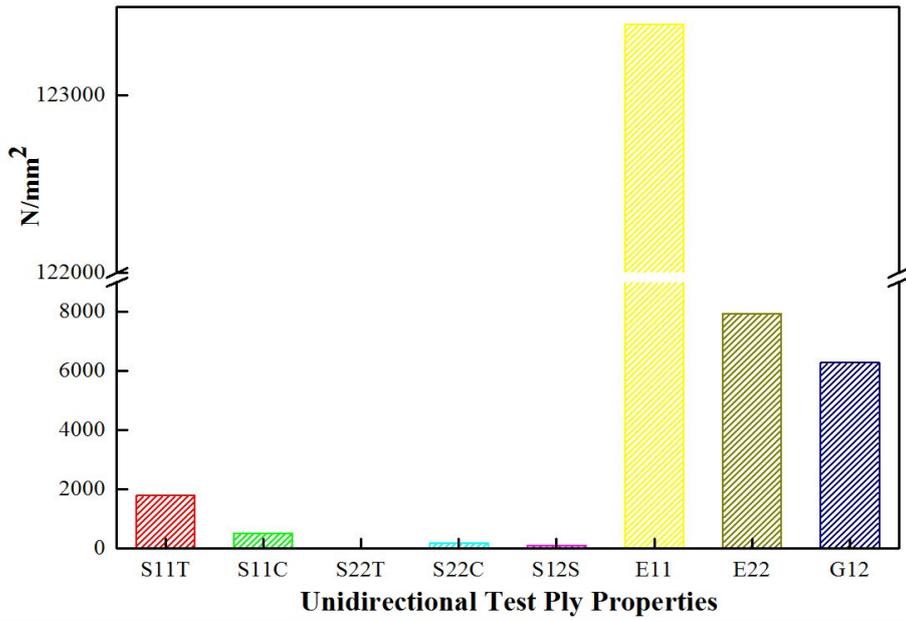


Fig. 13 Basic Carbon Composite Material Properties– Cal_Input_File

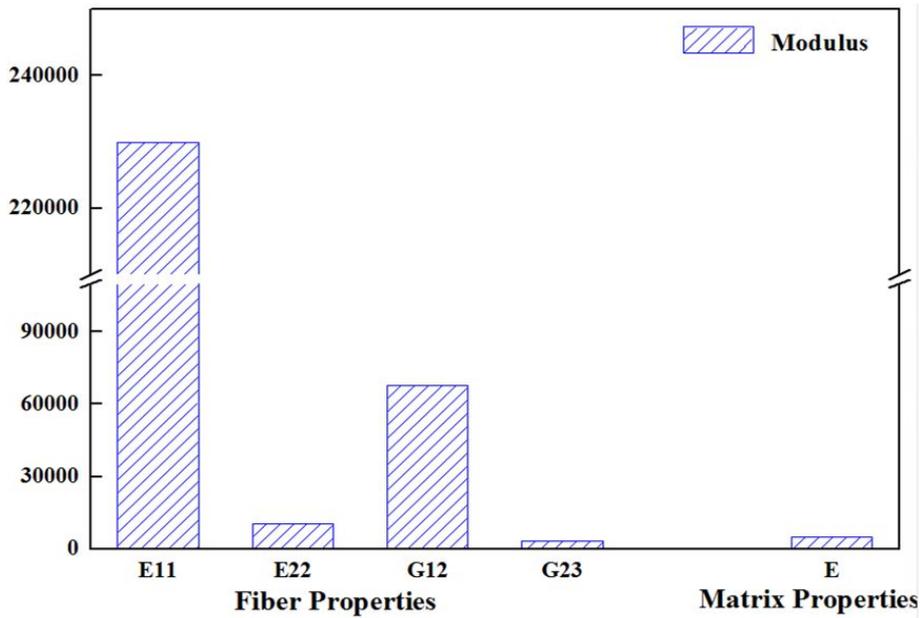


Fig. 14 Rigidity Graph of Carbon Fiber and Matrix

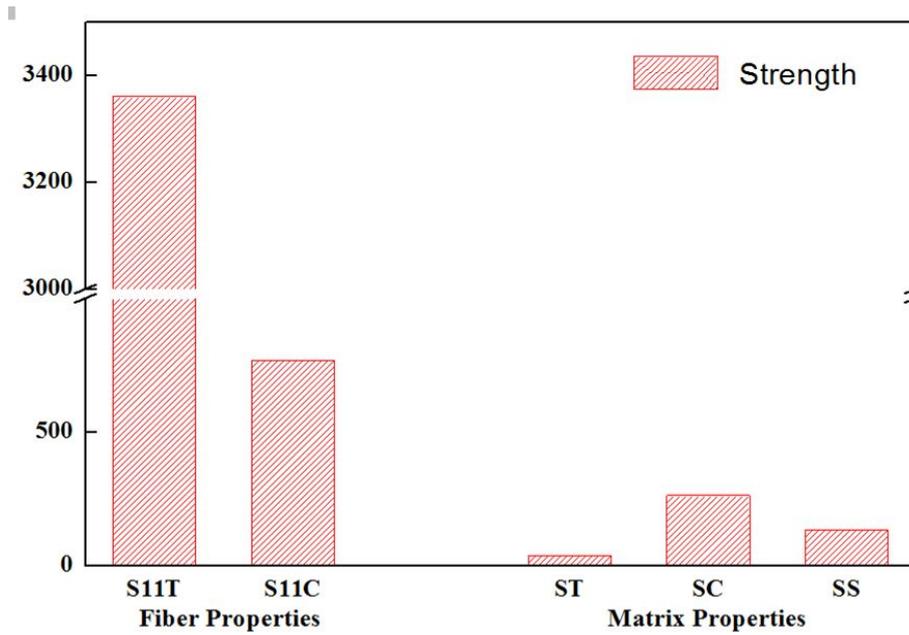


Fig. 15 Strength Graph of Carbon Fiber and Matrix

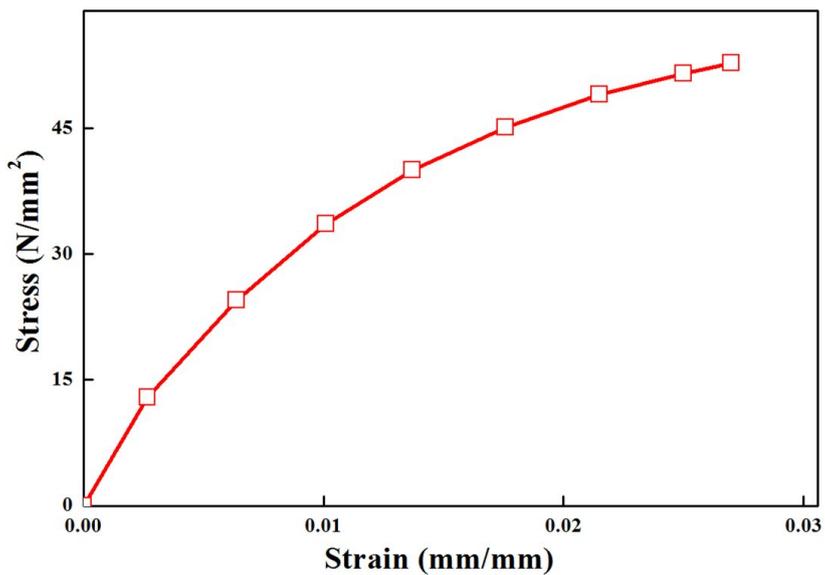


Fig. 16 The Stress-Strain Curve of Matrix

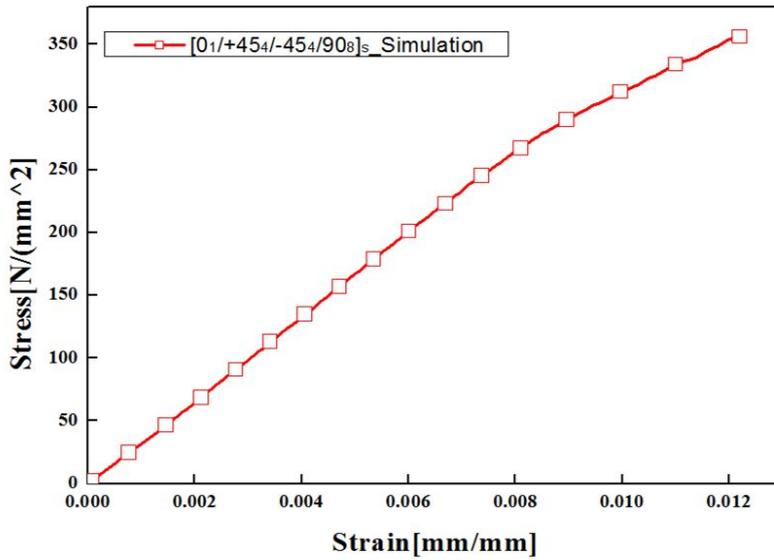


Fig. 17 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_1/+45_4/-45_4/90_0]_s$

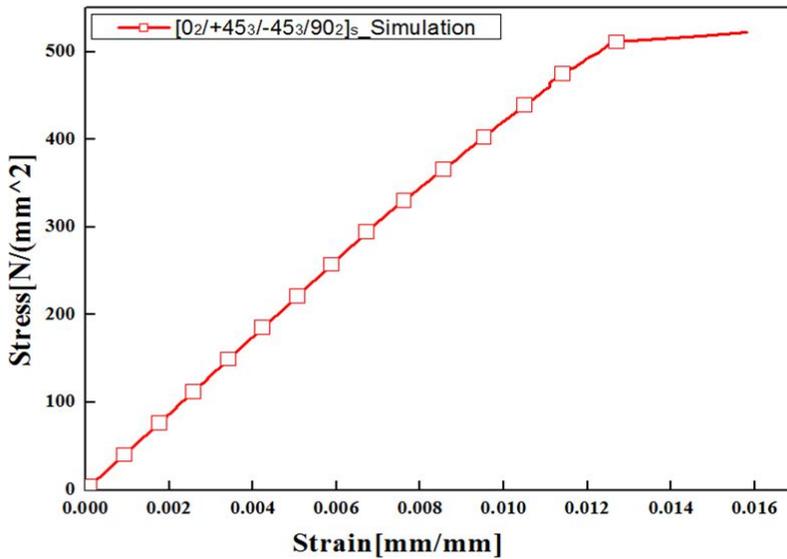


Fig. 18 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_2/+45_3/-45_3/90_0]_s$

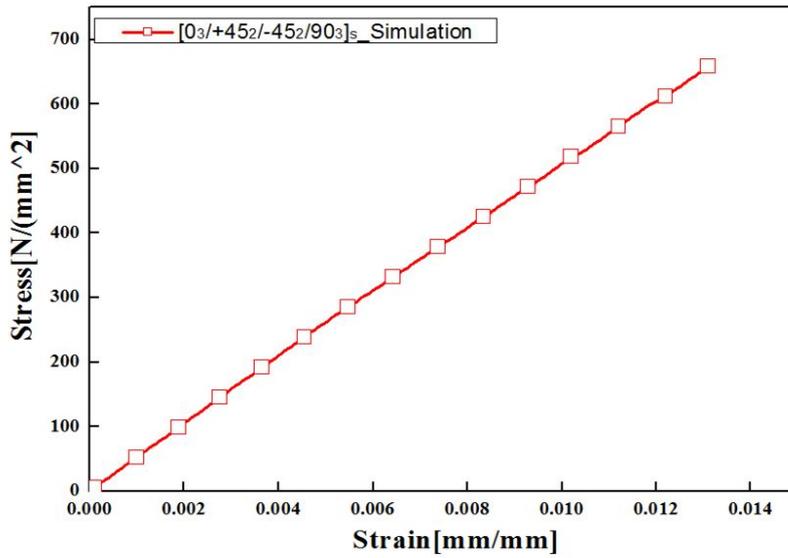


Fig. 19 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$

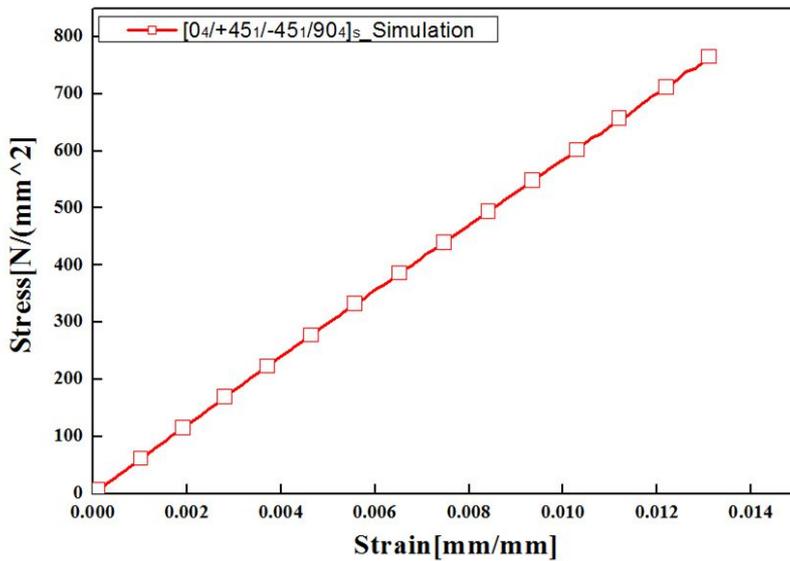


Fig. 20 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$

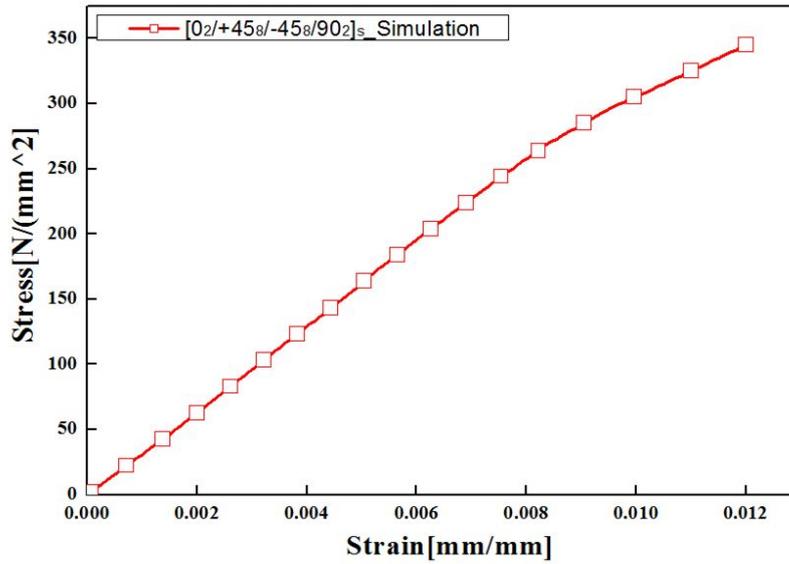


Fig. 21 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

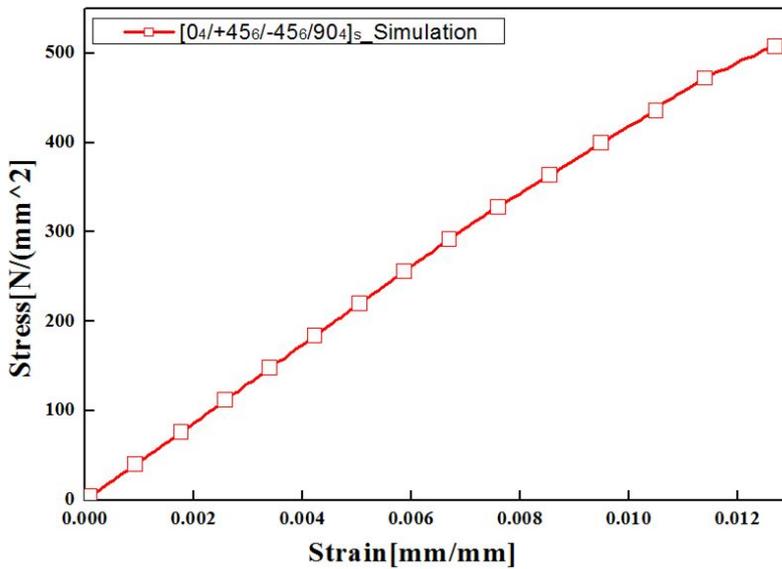


Fig. 22 The Stress–Strain Curve of Simulation $[[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

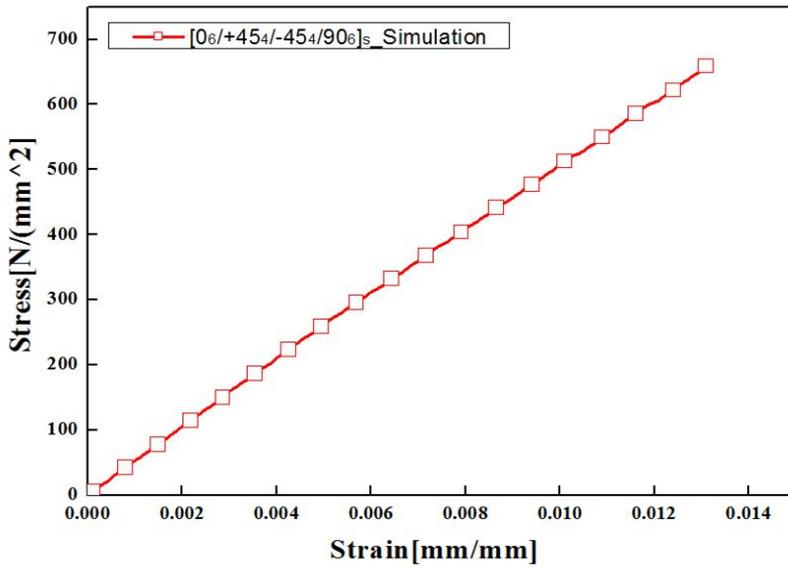


Fig. 23 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

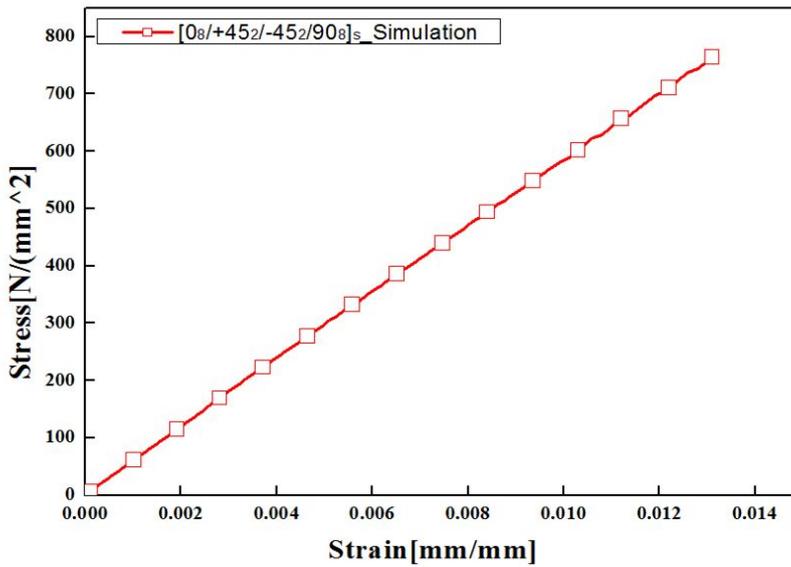


Fig. 24 The Stress–Strain Curve of Simulation $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

제 2 절 재료실험

재료 두께에 따른 CFRP의 물성치를 검증하고 자 20ply 시험편 $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$, $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$, $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$, $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ 와 40ply 시험편 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 로 동일한 각도로 제작하여 인장 시험을 진행하였다.

각각의 시험편의 시험 사진 및 시험 결과를 Fig. 25~Fig. 40에 나타내었고, 각각의 시험편은 최소 5번 이상의 시험을 진행하였다.

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

스트레인 게이지와 Strain Meter에서 지원하는 변형률한계를 넘을 경우 측정이 되지 않기 때문에 그래프 상에서는 변형률이 측정된 부분까지만 표현하였다.

일반적으로 0° , 90° 각도를 가진 시험편의 경우 그래프의 형태가 선형으로 나타난다. 그러나 45° 각도를 가진 시험편의 경우 45° 각도가 전단방향이기 때문에 그래프의 형태가 비선형으로 나타내어진다.

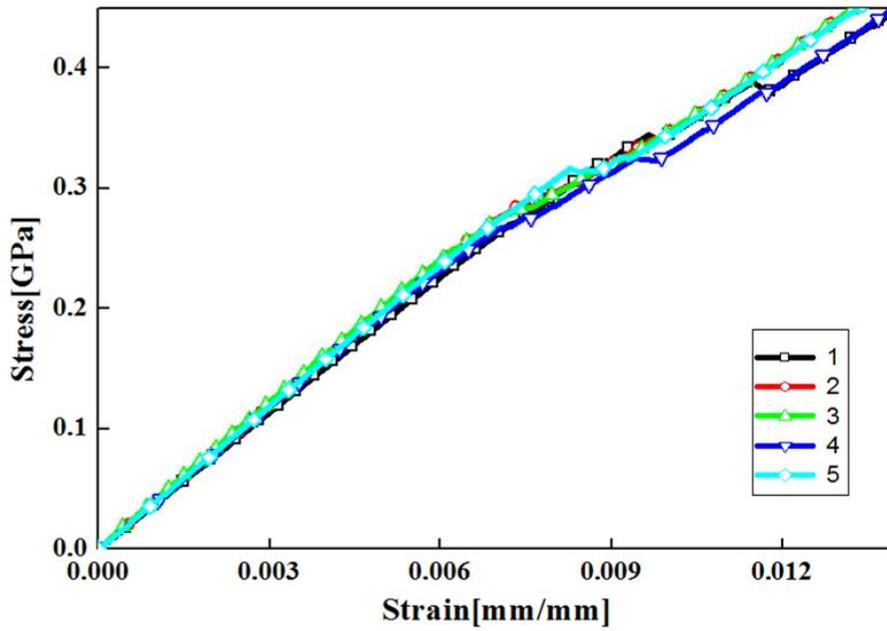


Fig. 25 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$



Fig. 26 A Process of Tensile Test $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$

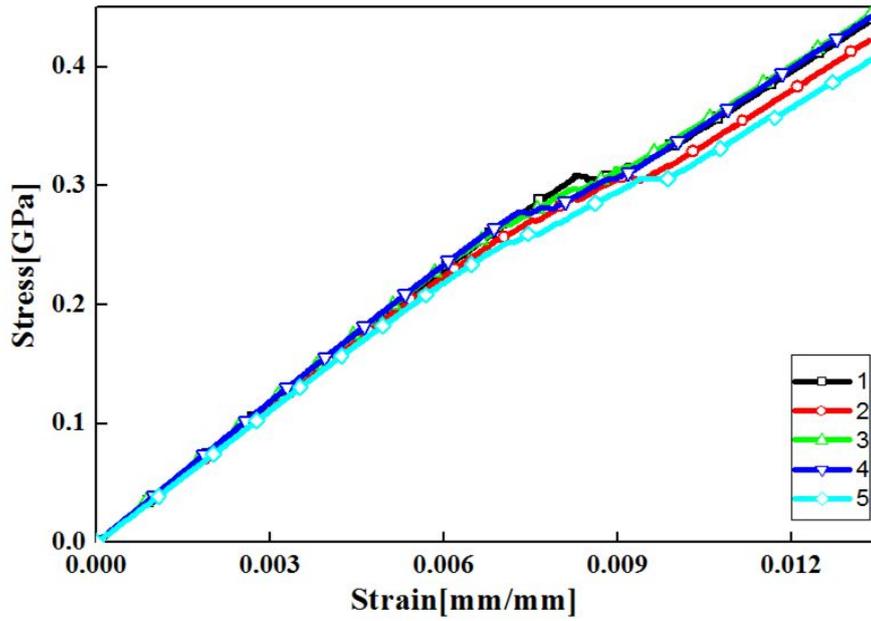


Fig. 27 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$

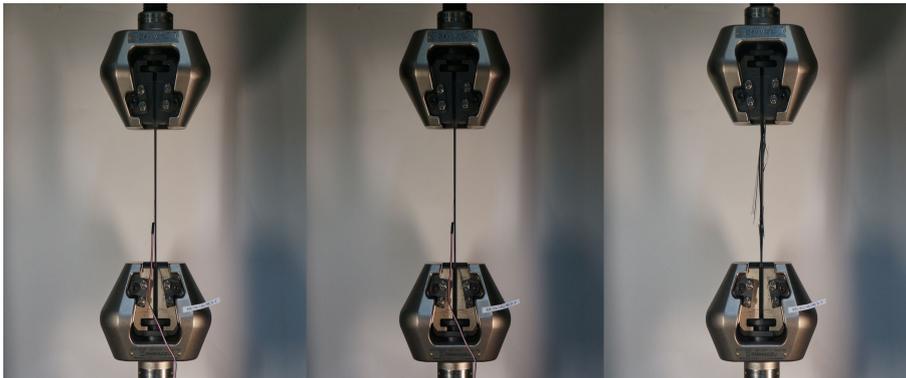


Fig. 28 A Process of Tensile Test $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$

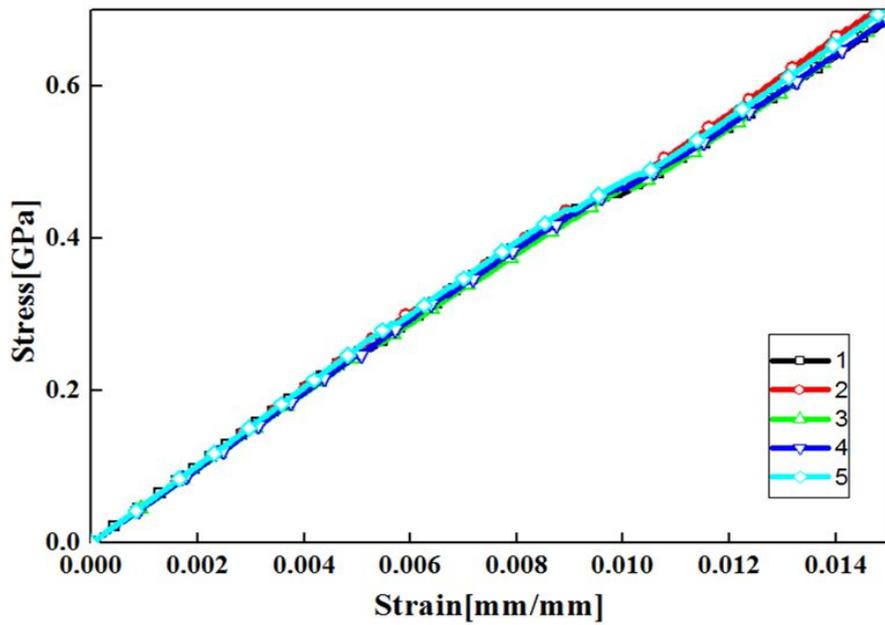


Fig. 29 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$



Fig. 30 A Process of Tensile Test $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$

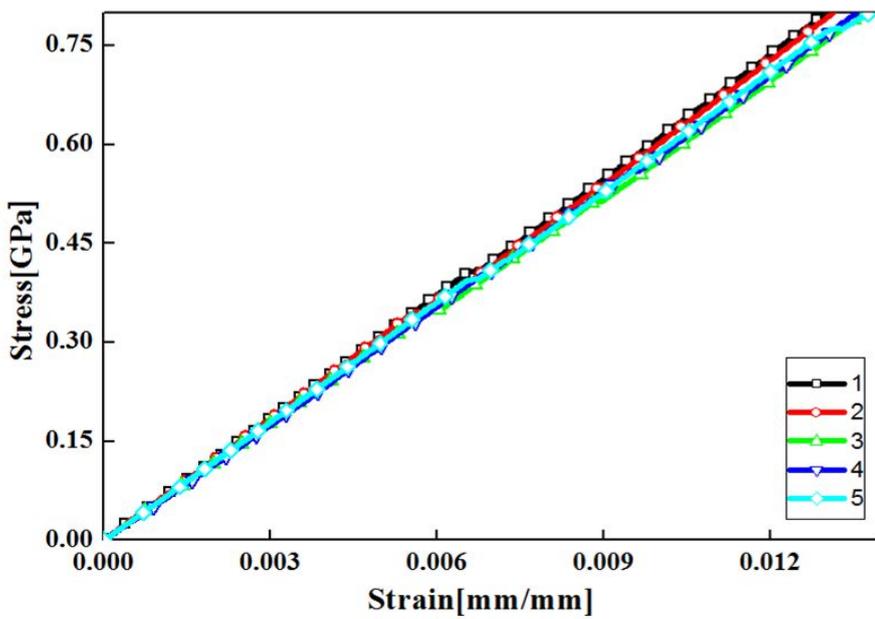


Fig. 31 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$

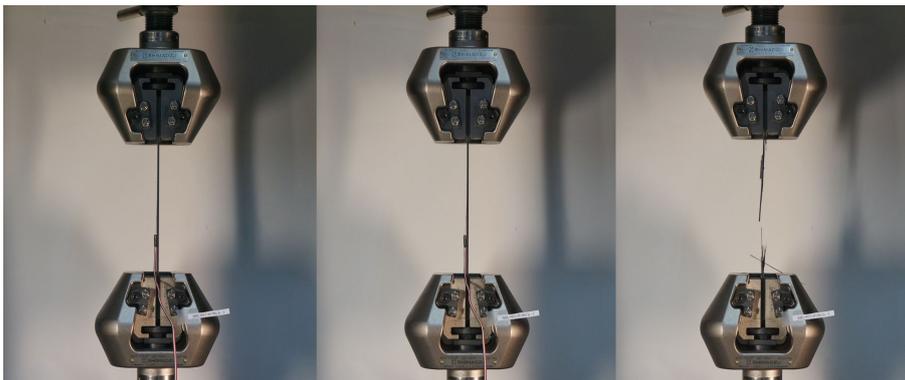


Fig. 32 A Process of Tensile Test $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$

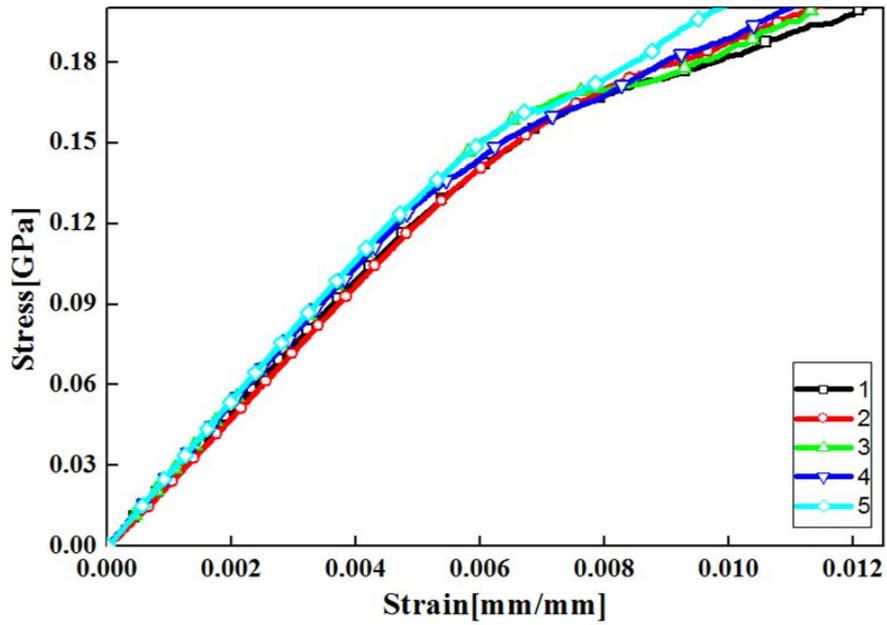


Fig. 33 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$



Fig. 34 A Process of Tensile Test $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

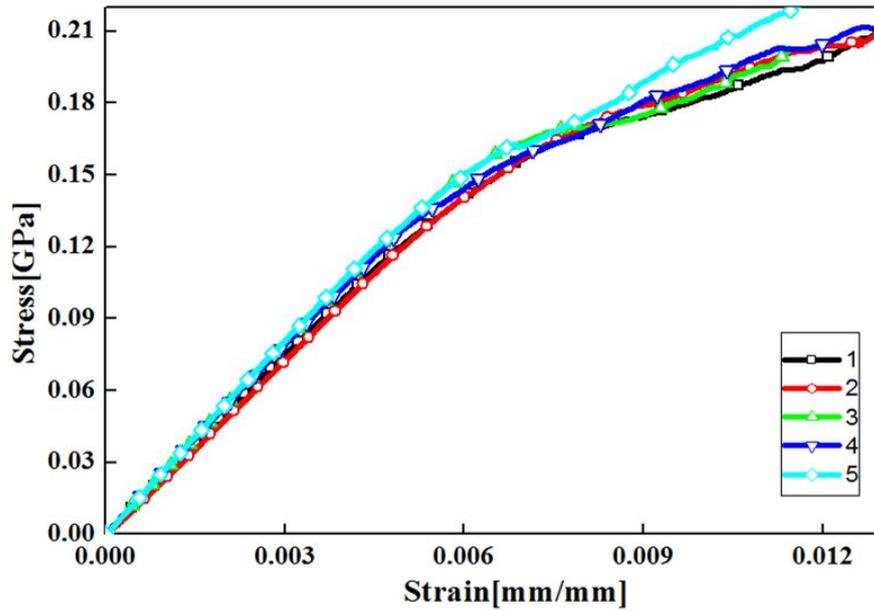


Fig. 35 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$



Fig. 36 A Process of Tensile Test $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

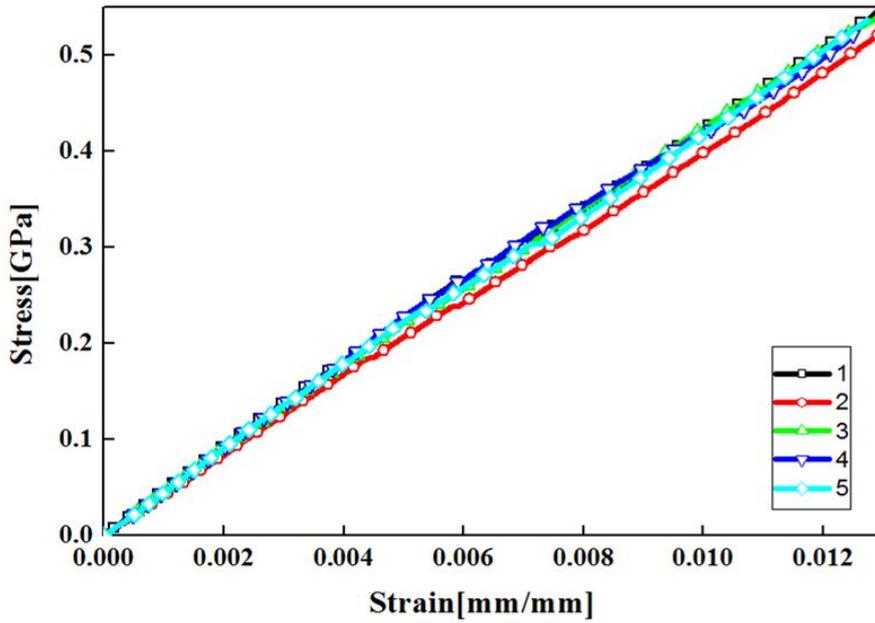


Fig. 37 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

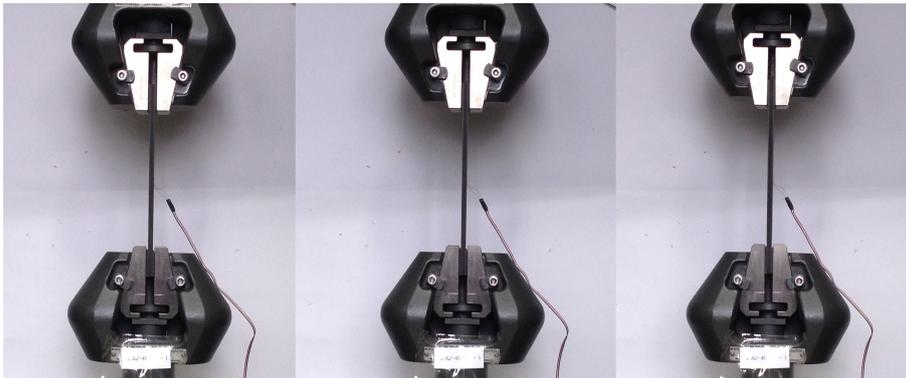


Fig. 38 A Process of Tensile Test $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

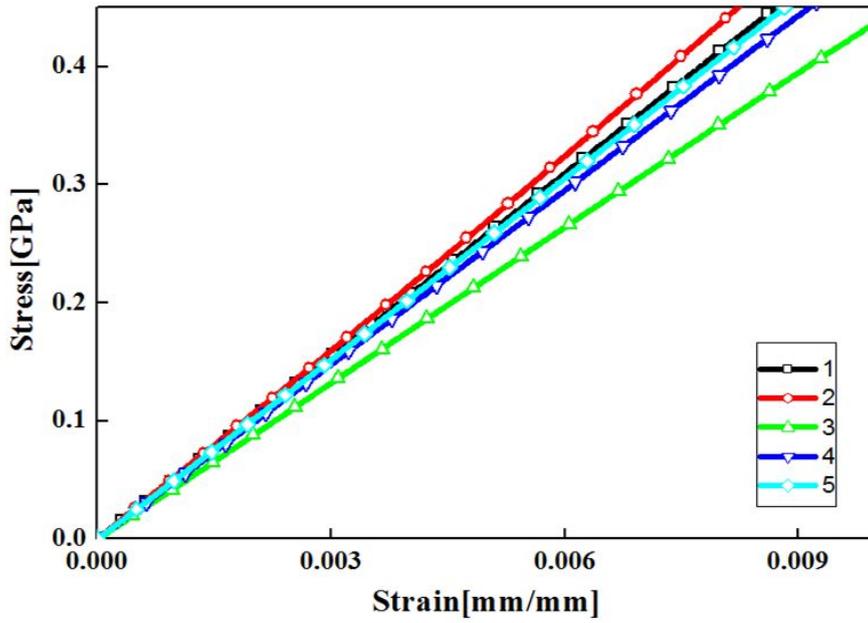


Fig. 39 The Stress-Strain Curve of Tension $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

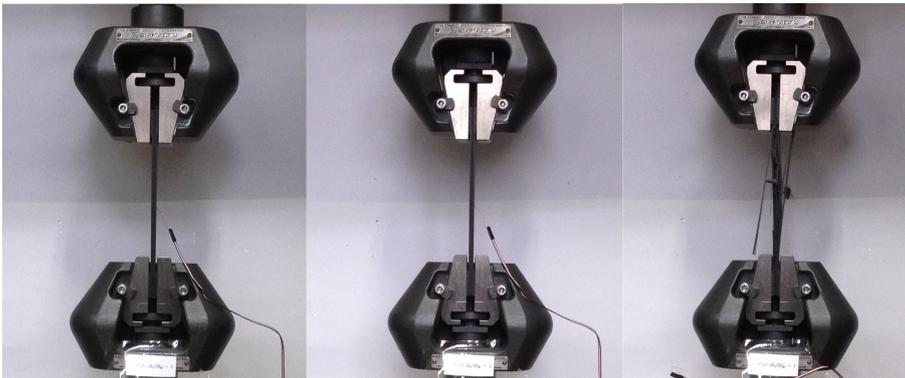


Fig. 40 A Process of Tensile Test $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

제 3 절 두께에 따른 재료실험의 결과 비교

두께에 따른 CFRP 적층판의 재료물성 특징을 알아보기 위하여 적층배향 각을 동일하게 하고 각 적층내 적층수를 달리한 인장시험편의 시험결과는 Fig. 41~Fig. 54까지 나타내었다. 인장 시험 결과 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 와 같은 0° , 90° 보다 45° 적층수가 많은 경우에 나타난 것처럼 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 층내 전단 효과가 비선형 형태로 나타남을 예측할 수 있었다. 그리고 $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$, $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$, $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$ 의 경우 일정한 구간에서 응력 값이 떨어진 후 다시 상승하는 모습을 볼 수 있었다. 이러한 현상이 나타나는 이유 또한 $\pm 45^\circ$ 의 전단 영향으로 인하여 발생하는 것으로 사료되나, 그 적층량이 미소하여 작은 영향만 나타난 것으로 판단된다. 반면에 $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 의 경우 응력-변형 선도가 선형으로 나타났다. $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$, $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$ 는 $\pm 45^\circ$ 전단의 영향과 Matrix의 영향을 거의 받지 않는 것으로 사료된다. Fig. 41~52에서 보이는 것과 같이 20ply 시험편의 경우 응력-변형률 선도의 기울기가 거의 선형 그래프가 그려지지만, 40ply의 시험편의 경우 0° , 90° 보다 $\pm 45^\circ$ 비율이 높을 경우 비선형 그래프가 그려지는 것을 알 수 있다. 또한 ply수가 많아질수록 강도 값과 강성 값이 시험편의 종류에 따라 10~50%의 차로 떨어지는 것을 알 수가 있었다. 이러한 현상이 나타나는 이유로 ply가 많아질수록 층간 박리 현상이 일어나 강도 및 강성이 더 낮게 측정되는 것으로 사료된다.

아래 그래프에서 나타난 것과 같이 0° , 45° , -45° , 90° 순서로 적층된 시험편은 전단효과가 나타나는 45° 배향각 적층수가 적고 두께가 얇은

$[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ 시험편이 강도 및 강성 값이 가장 좋게 나타났지만, 반대로 전단효과가 나타나는 45° 배향각 적층수가 많고 두께가 두꺼운 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$ 로 제작이 된 시험편이 강도 및 강성이 가장 낮은 값으로 나타났다.

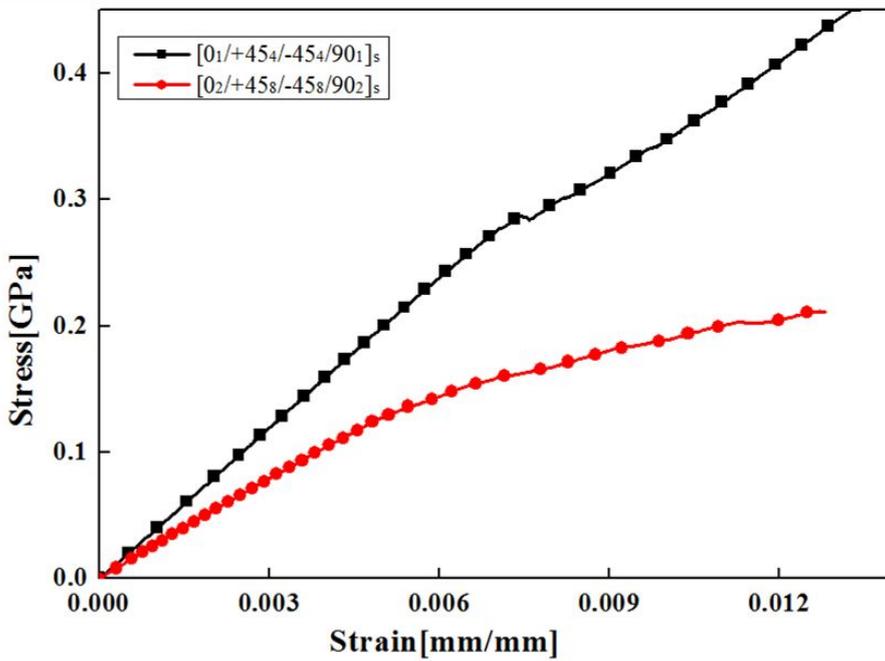


Fig. 41 Result of Tensile Test $[0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$,
 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$

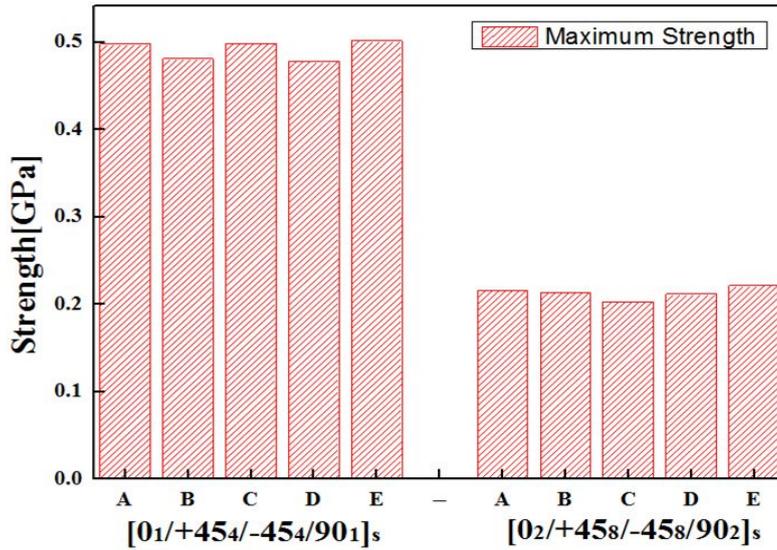


Fig. 42 Comparison of Strength [0₁/+45₄/-45₄/90₁]_s, [0₂/+45₈/-45₈/90₂]_s

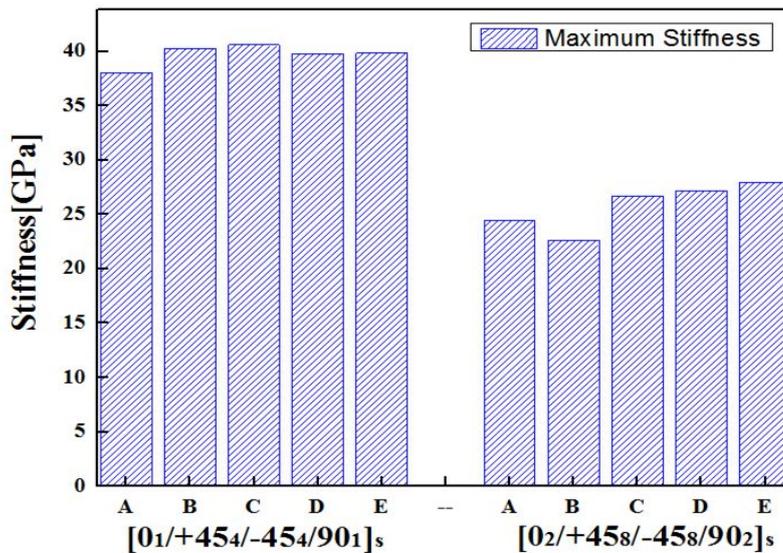


Fig. 43 Comparison of Stiffness [0₁/+45₄/-45₄/90₁]_s, [0₂/+45₈/-45₈/90₂]_s

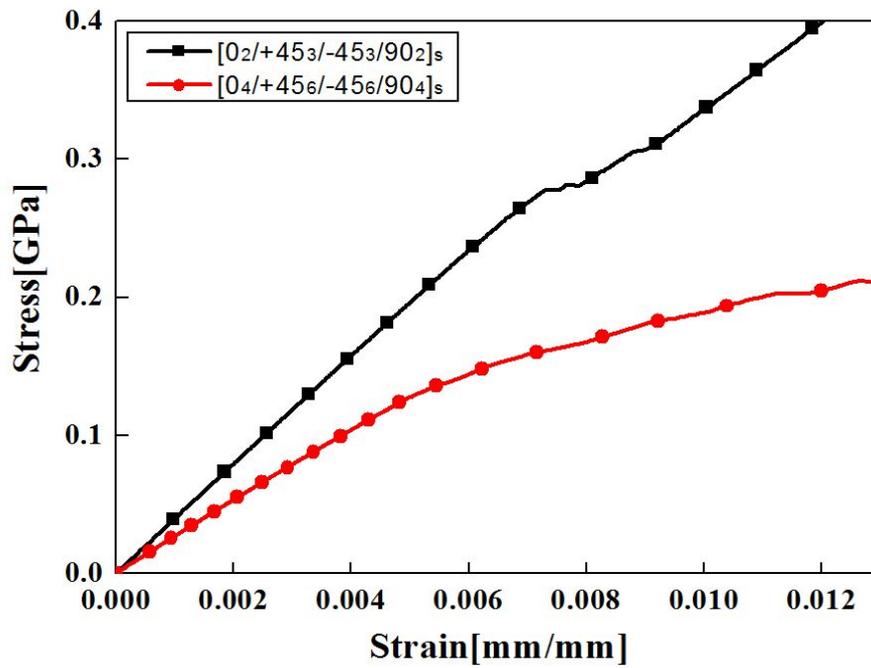


Fig. 44 Result of Tensile Test $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$,
 $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

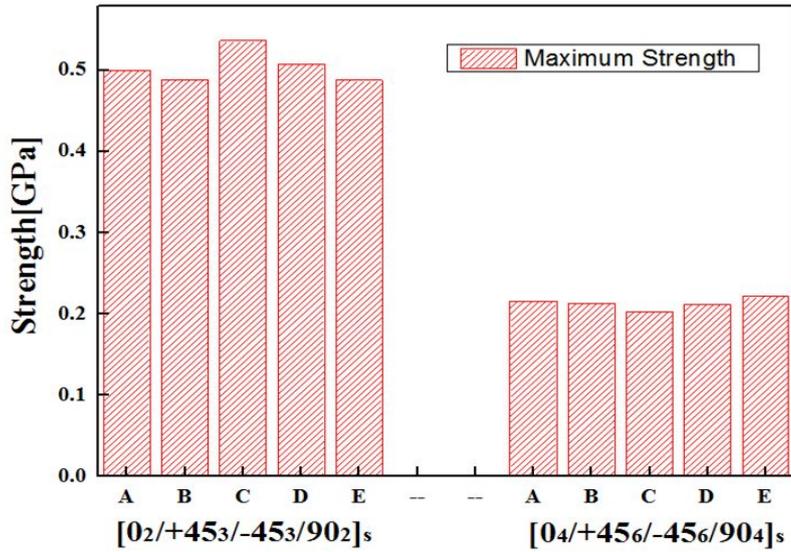


Fig. 45 Comparison of Strength $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

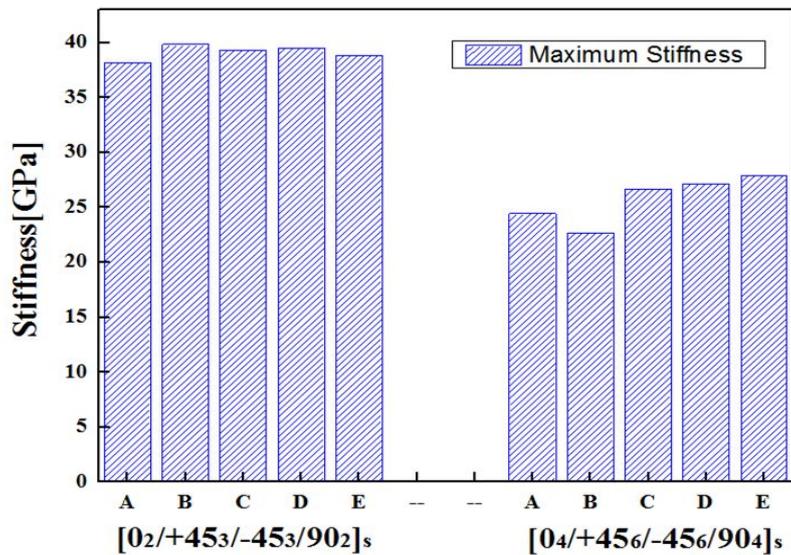


Fig. 46 Comparison of Stiffness $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$

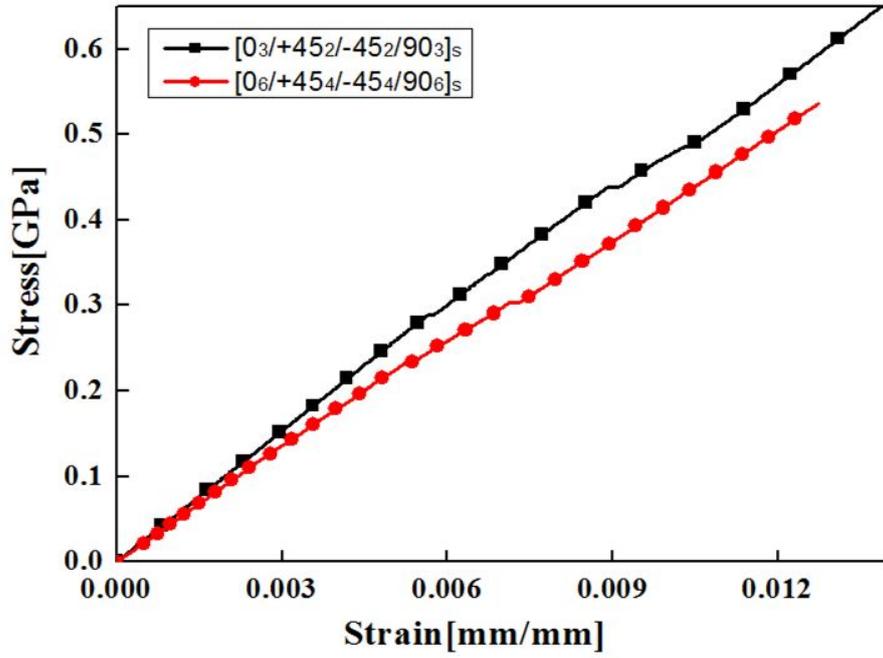


Fig. 47 Result of Tensile Test $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$,
 $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

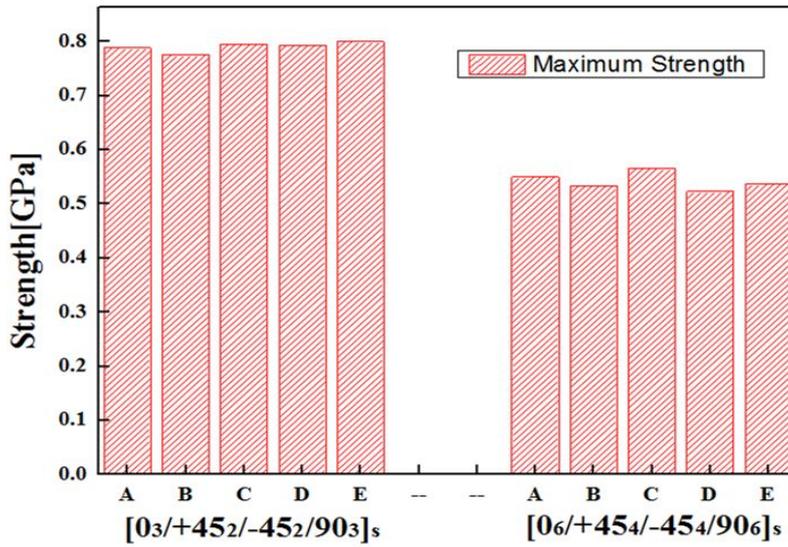


Fig. 48 Comparison of Strength $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

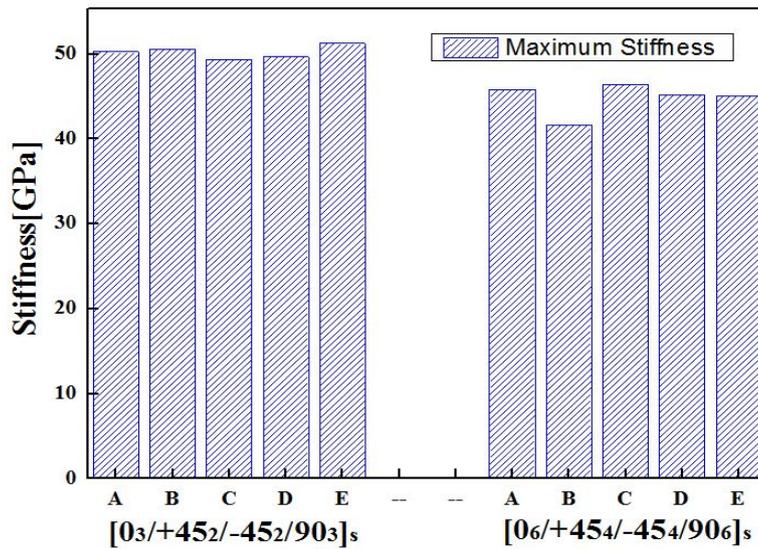


Fig. 49 Comparison of Stiffness $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$, $[0_6/+45_4/-45_4/90_6]_s$

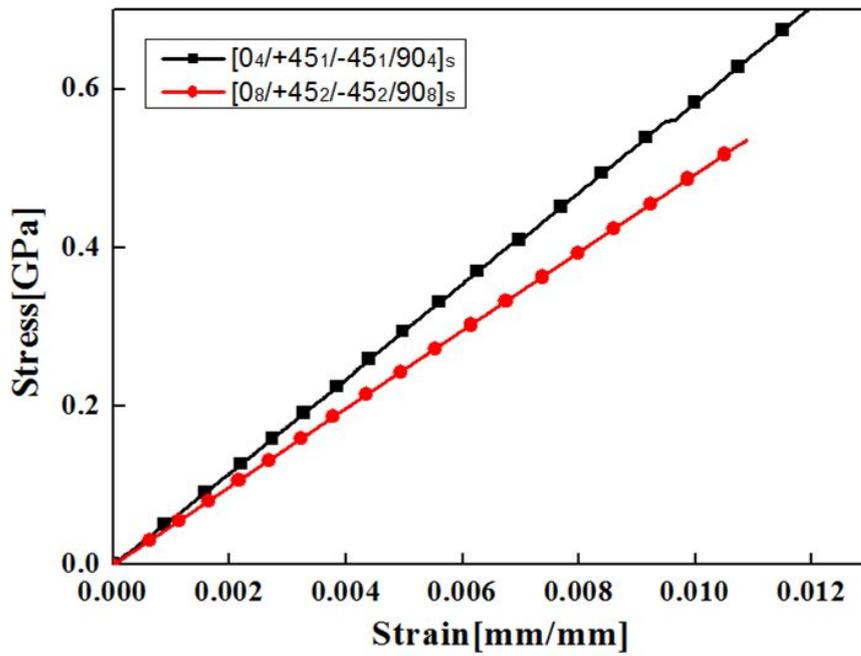


Fig. 50 Result of Tensile Test $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$,
 $[0_8/+45_2/-45_2/90_8]_s$

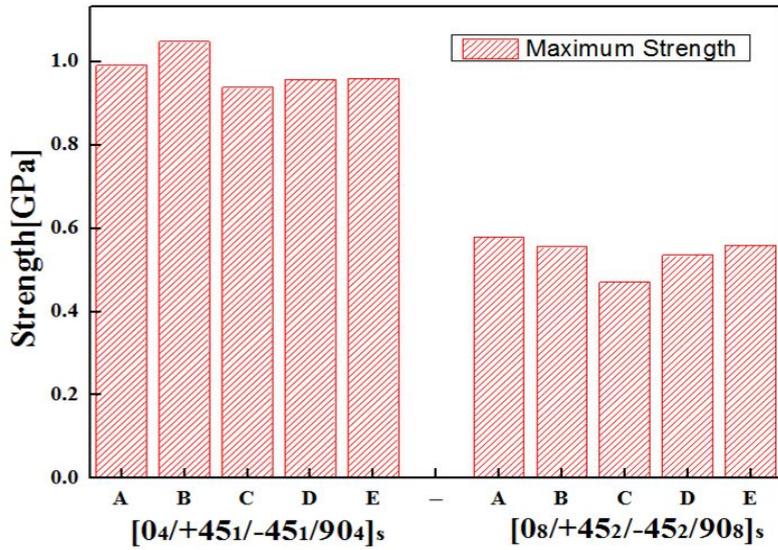


Fig. 51 Comparison of Strength [0₄/+45₁/-45₁/90₄]_s, [0₈/+45₂/-45₂/90₈]_s

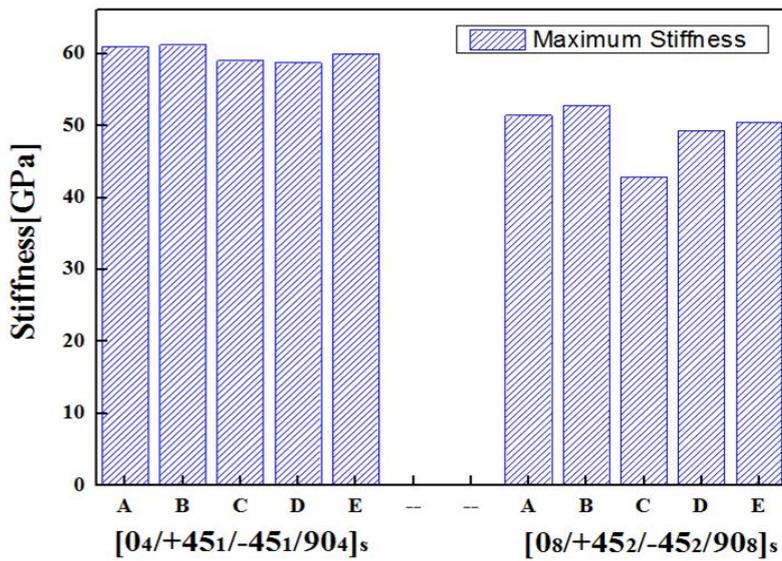


Fig. 52 Comparison of Stiffness [0₄/+45₁/-45₁/90₄]_s, [0₈/+45₂/-45₂/90₈]_s

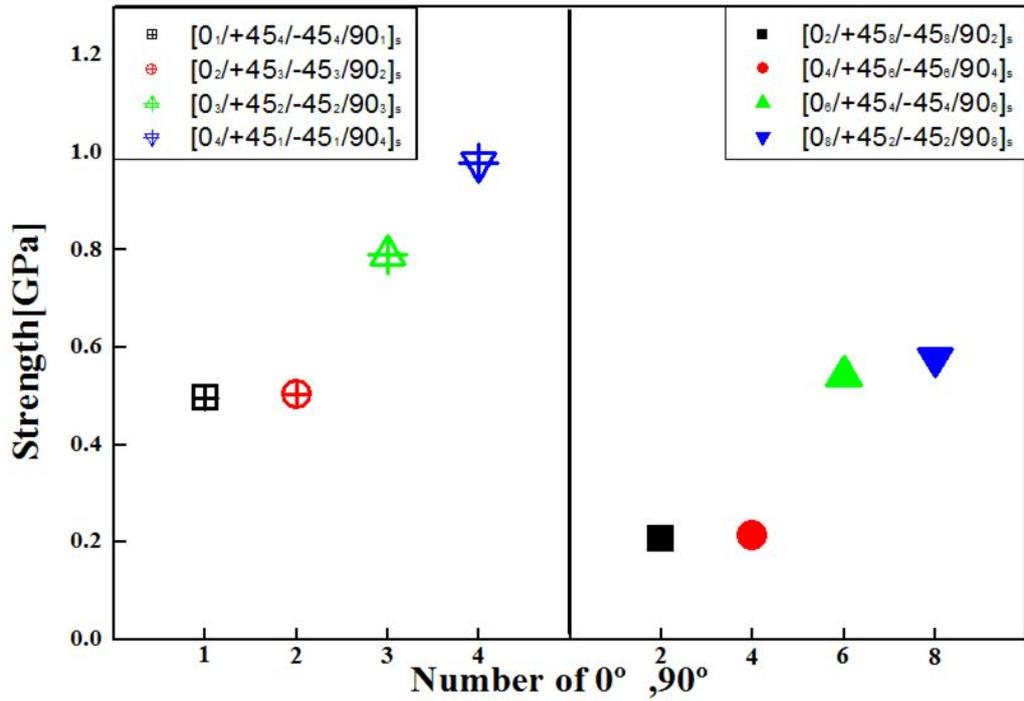


Fig. 53 Comparison of All Specimens Strength

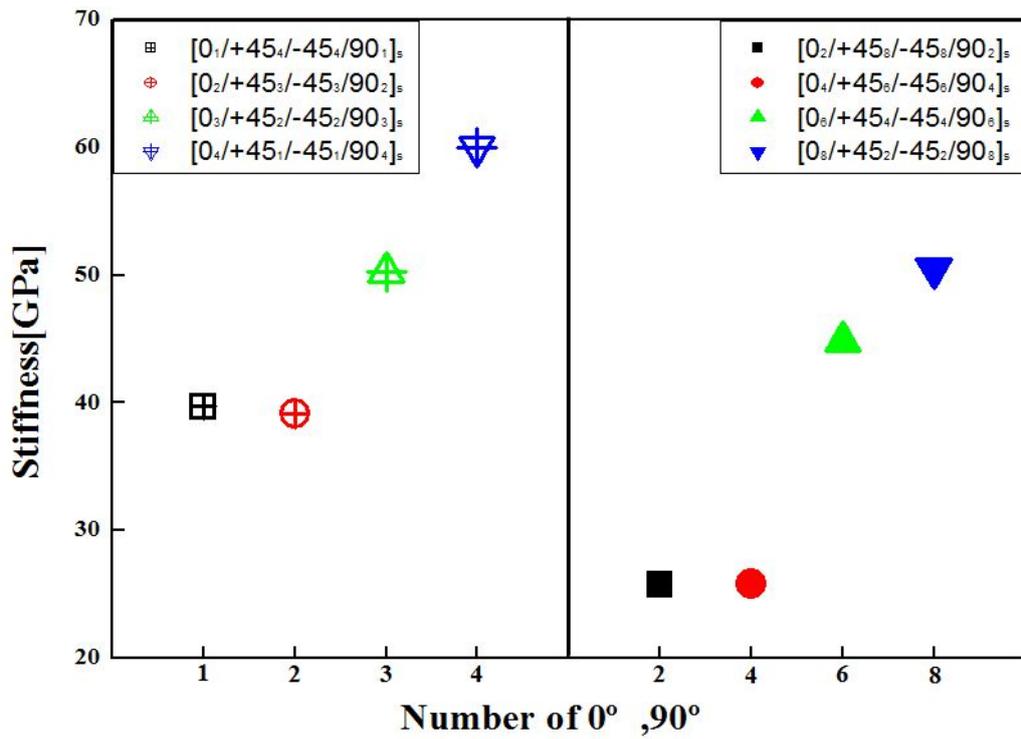


Fig. 54 Comparison of All Specimens Stiffness

제 4 장 결 론

본 연구에서는 동일 적층방법에서 적층 수의 변화에 따른 적층 두께에 따른 물성치 변화를 예측하고 이를 바탕으로 적층수의 증가 및 두께에 따라 특성을 파악하고 이에 따른 재료 물성치를 도출하였다. CFRP적층판의 인장시험을 통해 응력-변형선도, 강도 그리고 탄성계수를 얻었고, 복합재료 전용해석 프로그램인 MCQ를 사용하여 CFRP 기초시험결과를 베이스로 한 Fiber와 Matrix 물성, 비선형경향을 지배하는 Matrix의 응력-변형선도를 구하였다. MCQ에서 얻어진 물성데이터를 사용하여 시뮬레이션을 하고, 동일 인장시험을 통해 그 적정성을 도출하였다.

1. MCQ에서 구한 Fiber와 Matrix 물성, 비선형경향을 지배하는 Matrix의 응력-변형선도, 사용하여 기초시험결과와 비교한 결과 거의 일치함을 얻었다.
2. 재료 두께에 따른 CFRP 물성치를 검증하고자 8개의 시험편을 만들어 인장시험을 진행한 결과 $[0_2/+45_8/-45_8/90_2]_s$, $[0_4/+45_6/-45_6/90_4]_s$ 경우 $\pm 45^\circ$ 의 섬유배향각으로 인하여 층 내 전단효과가 비선형 형태로 나타남을 예측할 수 있었다. 또한 $0_1/+45_4/-45_4/90_1]_s$, $[0_2/+45_3/-45_3/90_2]_s$, $[0_3/+45_2/-45_2/90_3]_s$ 의 경우 일정한 구간에서 응력 값이 떨어진 후 다시 상승하는 모습을 볼 수 있었다. 이러한 현상의 이유 또한 Matrix 및 $\pm 45^\circ$ 전단의 영향을 받아 발생하는 것으로 사료되나, 그 적층량이 미소하여 작은 영향만 나타난 것으로 판단된다.

4. ply수가 많아질수록 강도 값과 강성 값이 시험편의 종류에 따라 10~50%의 차로 떨어지는 것을 알 수가 있었다. 이러한 현상이 나타나는 이유로 ply가 많아질수록 층간 박리 현상이 일어나 강도 및 강성이 더 낮게 측정되는 것으로 사료된다. 또한 $\pm 45^\circ$ 보다 0° , 90° 함유량이 높을수록 강도 및 강성이 높아지는 것을 확인할 수 있었다.
5. 0° , 45° , -45° , 90° 순서로 적층된 시험편은 전단효과가 나타나는 $\pm 45^\circ$ 배향각 적층수가 적고 두께가 얇은 $[0_4/+45_1/-45_1/90_4]_s$ 시험편이 강도 및 강성 값이 가장 좋게 나타났지만, 반대로 전단효과가 나타나는 $\pm 45^\circ$ 배향각 적층수가 많고 두께가 두꺼운 $[0_2/45_8/-45_8/90_2]_s$ 로 제작이 된 시험편이 강도 및 강성이 가장 낮은 값으로 나타났다.
6. 위와 같은 결론으로 동일 층간내 적층수를 늘려 설계 두께를 확보하기 보다는 적층 배향각을 다수로 하고 동일 층간 내 적층 ply수를 적게하는 것이 강도 및 강성에서 유리함을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

<국내 문헌>

1. 김규현. “자동차용 경량금속 소재의 종류 및 개발동향.”, 대한금속재료학회, pp4-9, Vol.27, No.6, 2014.
2. 임종대, “자동차 경량소재 부품화 공정기술 동향.”, 한국자동차공학회, pp34-47, Vol.2011, No.10, 2011.
3. 황예진. “자동차용 경량 차체부품을 위한 탄소섬유복합소재에 관한 연구.”, 전북대학교 석사논문, 2015.
4. 임현민. “충격 결함을 갖는 복합재료(CFRP)의 굽힘강도(정적 및 피로) 특성에 관한 연구.”, 한국항공대학교 석사논문, 2014.
5. H. J. Jeong, T. S. Kwon, H. Kwon, I. J. Kwon, H. W. Kim, J. H. Kim, "A Study on the Numerical Analysis of CFRP Knuckle model Forged Composite.", KSME spring conference proceedings, Vol.CAE 및 응용역학, pp280-281, 2015.
6. 양인영, 김정호, 김지훈, “경량화 CFRP 부재의 휨 강도와 강성 특성.”, 『한국정밀공학회지』 제25권 11호 pp.95-99, 2008.
7. 최영민. “적층구성이 다른 CFRP 사이드 부재의 충돌안전특성.”, 조선대학교 박사논문, 2015.
8. 광이구, 김홍건, 오승규, 한웅. "탄소 복합재의 인장거동에 따른 기계적 특성에 관한 연구.”, 대한기계학회 춘추학술대회 Vol.2012 No.5-3, 2012.
9. 여인구. “적층구성이 다른 경량화용 CFRP 적층부재의 동적특성.”, 조선대학교 석사논문, 2013.
10. 홍상휘, 문지훈, 한규동, 광성훈, 송규영, 신동우. “탄소섬유강화복합재(CFRP) 성형방법 개발 연구.”, 한국기계가공학회 춘추계학술대회 논문집, Vol. 2012 No. 11, 2012.
11. 이진우, 김윤해, 정민교, 윤성원, 박준무. “탄소현무암 섬유강화 하이브리드 복합재료의 성형과 기계적 특성 평가.”, 한국복합재료학회지, Vol. 27 No. 1, 2014.

12. 하준수. “성형조건에 따른 CFRP 복합재료의 휨 거동과 내부구조 변화.”, 부산대학교 석사논문, 2015.
13. 오승규. “탄소 복합재의 인장거동에 따른 기계적 특성에 관한 연구.”, 전주대학교 석사논문, 2012.
14. 김치중. “FEM을 이용한 동일 적층각 CFRP 평판의 적층수 변화에 따른 물성치 예측.”, 조선대학교 석사논문, 2014.
15. 정향철. “FEM을 이용한 적층각도 변화에 따른 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가.”, 조선대학교 석사논문, 2014.
16. 김호중. “물성 예측 시뮬레이션을 통한 CFRP 적층판의 FEM 해석에 관한 연구” , 조선대학교 석사논문, 2015.
17. 안상수. “탄소섬유복합재료(CFRP)의 압축파손특성 연구.”, 성균관대학교 석사논문, 2013.
18. 김태훈. “탄소섬유복합재료의 배향각에 따른 기계적 특성과 열적특성 상관관계 분석.”, 전주대학교 석사논문, 2012.
19. 방정민. “시뮬레이션 기법에 의한 CFRP 적층각에 따른 강도 예측 연구.”, 조선대학교 석사논문, 2011.
20. 정주영. “유한요소법을 이용한 CFRP 구조 부재의 동적거동에 관한 연구.” 조선대학교 석사논문, 2011.
21. 김희성, 최병희, 김정호, 김지훈. “GENOA와 ANSYS 시뮬레이션을 이용한 CFRP판의 인장과 굽힘 특성 예측 및 평가.” 대한기계학회 신뢰성부문 춘계학술대회, pp.108, 2015.
22. 강우중, 김성태. “자동차 프론트엔드모듈 캐리어용 경량 복합소재의 고속인장 시험.”, 한국복합재료학회 Vol.24 No.3, pp.12-16, 2011.
23. 김희성, 김대영, 김정호, 김지훈. “경량화 소재 CFRP와 마그네슘 합금 가공에 따른 인장 특성 평가.” 대한기계학회 춘추학술대회, pp.252-253, 2015.

<국외 문헌>

24. Dassault System PLM Software, FRANCE, CATIA V5.
25. Alphastar(www. alphastarcorp.com),USA, GENOA
26. ASTM D3039/D3039-00, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials"
27. Mayank Nirbhay, Anurag Dixit, R.K. Misra, Harlal Singh Mali, "Tensile test simulation of CFRP test specimen using finite elements", ELSEVIER, Procedia Materials Science 5, pp.267-273 ,2014
28. J. Lee, C. Soutis, "Thickness effect on the compressive strength of T800/924C carbon fibre--epoxy laminates", ELSEVIER, pp709 ~ 711, Composites : Part A 36, 2005
29. 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
30. 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.
31. Naoyuki Oya, Hiroyuki Hamada, "Mechanical properties and failure mechanisms of carbon fibre reinforced thermoplastic laminates", ELSEVIER, pp823 ~ 832, Composites : Part A 28A, 1997
32. R.D.S.G. Campilho, M.F.S.F. de Moura,, J.J.M.S. Domingues, "Numerical prediction on the tensile residual strength of repaired CFRP under different geometric changes", ELSEVIER, International Journal of Adhesion & Adhesives, 2008

33. Haider Al-Zubaidy, Riadh Al-Mahaidi, Xiao-Ling Zhao, "Experimental investigation of bond characteristics between CFRP fabrics and steel plate joints under impact tensile loads", ELSEVIER, pp510 ~ 518, Composite Structures 94(2), 2012