



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

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

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 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](#)

2017년 2월
석사학위 논문

FEM을 이용한 원형단면 CFRP 구조부재의 정적 압괴 특성 연구

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

김 대 영

FEM을 이용한 원형단면 CFRP 구조부재의 정적 압괴 특성 연구

The Static Collapse Characteristics Research of Circular Cross
Section CFRP Structural Members Using FEM

2017년 2월 24일

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

김대영

FEM을 이용한 원형단면 CFRP 구조부재의 정적 압괴 특성 연구

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함

2016년 11월

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

김 대 영

김대영의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 부교수 조 홍 현 (인)

위 원 조선대학교 조교수 박 설 현 (인)

위 원 조선대학교 부교수 김 지 훈 (인)

2016 년 11월

조선대학교 대학원

목 차

목차	i
List of Figures	iii
List of Table	VI
List of Photo	VII
Abstract	VIII
제 1장 서론	1
제1절 연구배경	1
제2절 연구동향	5
제3절 연구목적	7
제 2장 시험편 및 실험방법	8
제1절 시험편	8
제2절 실험 방법	14
제 3장 CFRP 원형부재의 정적압괴특성	16
제1절 정적압괴 특성	16
제2절 압괴모드	26

제 4장 유한요소해석	29
제1절 재료물성 기초이론	29
제2절 기초실험을 통한 물성 획득 결과	37
제3절 유한요소해석 기초이론	41
제4절 유한요소해석을 위한 조건 및 결과.....	44
제 5장 결과 및 고찰.....	52
제1절 계면수 변화에 따른 정적압괴 특성	52
제2절 압괴실험과 유한요소 해석	53
제 6장 결 론.....	59
【참고문헌】	61

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Carbon Fibers Reinforced Plastic Typical Applications	03
Fig. 2 Weight and reducing operating costs in accordance with the applicable civil aircraft CFRP.	03
Fig. 3 Applying to CFRP of Dodge Viper Component	04
Fig. 4 (a) Autoclave Vacuum Stacking Method of Composite / (b) Thermostat cure cycle for CFRP Laminate	12
Fig. 5 (a) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry (b) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Drafting	13
Fig. 6 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[90_2/0_2]_s$	17
Fig. 7 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[0_2/90_2]_2$	18
Fig. 8 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[90/0]_{2S}$	19
Fig. 9 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[0/90]_4$	20
Fig. 10 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[0_2/90_2]_s$	21
Fig. 11 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[90_2/0_2]_2$	22
Fig. 12 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[0/90]_{2S}$	23

Fig. 13 Load-displacement curve of CFRP Specimen, $[90/0]_4$	24
Fig. 14 Total of Load-displacement curve of External 90° CFRP Specimen	25
Fig. 15 Total of Load-displacement curve of External 0° CFRP Specimen	25
Fig. 16 Stress-Strain Curve Carbon Fiber	38
Fig. 17 Stress-Strain Curve for Matrix	39
Fig. 18 Stress Vector Definition	42
Fig. 19 Mesh Modeling for Collapse in Hypermesh	45
Fig. 20 (a) Carbon Fiber Material Properties in GENOA (b) Matrix Material Properties in GENOA	45
Fig. 21 (a) Boundary Condition Setting (b) GENOA Analysis Process	46
Fig. 22 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90_2/0_2]_s$	47
Fig. 23 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0_2/90_2]_2$	47
Fig. 24 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90/0]_{2s}$	48
Fig. 25 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0/90]_4$	48
Fig. 26 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0_2/90_2]_s$	49

Fig. 27 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90_2/0_2]_2$	49
Fig. 28 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0/90]_{2s}$	50
Fig. 29 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90/0]_4$	50
Fig. 30 Total Load-displacement curve of 90° external CFRP specimen from Simulation	51
Fig. 31 Total Load-displacement curve of 0° external CFRP specimen from Simulation	51
Fig. 32 Comparison between test and Simulation for $[90_2/0_2]_s$ Load-Strain Curve	54
Fig. 33 Comparison between test and Simulation for $[0_2/90_2]_2$ Load-Strain Curve	54
Fig. 34 Comparison between test and Simulation for $[90/0]_{2s}$ Load-Strain Curve	55
Fig. 35 Comparison between test and Simulation for $[0/90]_4$ Load-Strain Curve	55
Fig. 36 Comparison between test and Simulation for $[0_2/90_2]_s$ Load-Strain Curve	56
Fig. 37 Comparison between test and Simulation for $[90_2/0_2]_2$ Load-Strain Curve	56
Fig. 38 Comparison between test and Simulation for $[0/90]_{2s}$ Load-Strain Curve	57
Fig. 39 Comparison between test and Simulation for $[90/0]_4$ Load-Strain Curve	57

LIST OF TABLES

Table 1 Characteristics and use of the CFRP	09
Table 2 Manufacture Condition of Specimen	10
Table 3 Material Properties of the CFRP prepreg Sheet	10
Table 4 Getting Material Properties of Carbon Fiber and Matrix	36
Table 5 Fiber Property	38
Table 6 Matrix Property	36
Table 7 CFRP Prepreg sheet Property	37
Table 8 Comparison data of Test and Simulation at external 90°	58
Table 9 Comparison data of Test and Simulation at external 0°	58

LIST OF PHOTO

Photo 1 TANSOME® Carbon Fiber	04
Photo 2 Autoclave for State of Vacuum Environment	11
Photo 3 Universal testing machine	15
Photo 4 Collapse processing of CFRP Specimen, $[90_2/0_2]_s$	17
Photo 5 Collapse processing of CFRP Specimen, $[0_2/90_2]_2$	18
Photo 6 Collapse processing of CFRP Specimen, $[90/0]_{2s}$	19
Photo 7 Collapse processing of CFRP Specimen, $[0/90]_4$	20
Photo 8 Collapse processing of CFRP Specimen, $[0_2/90_2]_s$	21
Photo 9 Collapse processing of CFRP Specimen, $[90_2/0_2]_2$	22
Photo 10 Collapse processing of CFRP Specimen, $[0/90]_{2s}$	23
Photo 11 Collapse processing of CFRP Specimen, $[90/0]_4$	24
Photo 12 Typical collapse modes of 90° Outermost sheet CFRP Specimen	27
Photo 13 Typical collapse modes of 0° Outermost sheet CFRP Specimen	28

ABSTRACT

The Static Collapse Characteristics Research of Circular Cross Section CFRP Structural Members Using FEM

By Kim, Dae-young

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

Dept of Mechanical System Engineering,

Graduate School of Chosun University.

The recent development of core techniques in automobiles and aerospace can be condensed into a technical advance for safety and convenience, and mechanical technology for being eco-friendly and lightweight. In this circumstance, researches for the composite material have been attracted. The CFRP has a number of advantages such as the specify strength, specify rigidity, low thermal deformation, corrosion resistance, and vibration attenuation properties, etc.

CFRP has been demanded in several industries due to its strength, stiffness and light-weight. Unlike general isotropic materials, the structural characteristics of composite materials are strongly influenced by the stacking directions and sequences of composite laminates.

CFRP consists of carbon fiber and matrix. Composite laminas with different characteristics, such as material properties, thickness, azimuth etc., can be stacked together to produce a very effective structure. This makes the composite laminates adapt the response in specific load conditions. In some cases, the structure has unique advantage to reduce weight and manufacturing cost. As non-linear fiber material matrix has a tough measurement for a property of CFRP precisely, it is necessary for measuring mechanical properties through experiment and measuring physical properties

are required for a lot of experimental time and cost.

In this study, the finite element analysis was used to predict and obtain the material properties of the carbon fibers and the resin even if the carbon fiber laminate and the number of modified external angle. It verifies the reliability in comparison with the simulation result and the real test results to predicted material properties of the carbon fibers and the resin. Conclusions obtained from this study are as follows.

1. The CFRP circular structural member was collapsed according to the different orientation angles by compounding of the 4 different modes: transverse shearing, laminar bending brittle fracture and local buckling.

2. When the external angle is 0° , the external fiber induces lamina bending of the inner fibers due to lamina bending, so that it has lower load value than the case where the external angle is 90° . However when the outermost angle was 90° , the 0° fiber was fractured while interfering with the lamina bending to expand outside the inner 0° fiber, which showed the highest load value due to more fiber breakage.

3. As the number of interfaces increased to 2, 3, 6, and 7 interfaces, the load to the specimens with 2, 3, 6 interfaces increased linearly, while it decreased with the interfaces with 7 interfaces.

4. As a result of applying CFRP static collapse analysis of fiber properties and resin properties through basic experiment and basic theory, it is possible to predict through finite element analysis and proved to be effective because the error rate is about 10%.

5. The results of the finite element analysis and the experimental results according to the outermost changes were compared with the load-displacement curve and the maximum load. $[0_2/90_2]_s$, $[90_2/0_2]_2$, $[0/90]_{2s}$, $[90/0]_4$ specimens showed a maximum error rate of 12.93%, also $90_2/0_2]_s$, $[0_2/90_2]_2$, $[90/0]_{2s}$, $[0/90]_4$ specimens also showed error

rates of about 14%.

6. It was found that the reproducibility of the experimental data is required through the accuracy of the manufacturing method such as the prepreg sheet moving and storing method, cutting, laminating method and molding conditions during the production of the specimen.

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경

최근 산업이 점차로 고도화, 세분화됨에 따라 다양한 분야에서 요구되는 엄격한 규제조건을 충족시키기 위한 신소재에 대한 연구 필요성이 증대되고 있으며, 새로운 해결과제로 부각되고 있는 이산화탄소 배출규제 및 에너지 절약 등 환경보호를 위한 관련 규제 등으로 인해 친환경적인 소재개발의 필요성을 가속화시키고 있다.¹⁾

이러한 추세에 따라 항공, 우주뿐만 아니라 자동차 산업도 최근 규제에 대응하기 위한 신소재 개발이 시급한 실정이다. 자동차산업의 경우 고 안전 및 편의성을 위한 자동차 개발에 따른 부대장비가 늘어나 중량은 증가하는 반면 환경 및 에너지 절약 차원에서 요구되는 자동차의 기술적 요구사항은 경량화 및 연비향상을 요구하고 있다. 자동차 경량화 방법으로는 엔진 및 구동계 효율향상, 주행저항 감소, 차체소재 경량화와 같은 다양한 방법이 있다.²⁾ 이중 차체소재 경량화는 엔진 및 구동계 성능 향상을 극대화 시키고 그로인한 연비향상을 도모할 수 있다. 최근 차체소재 및 구조 경량화를 위한 결과들은 최적 구조설계 기술과 재료 및 소재개발 두 가지 측면으로 추진되고 있다. 다양한 구조형상을 가지고 있는 부품의 최적설계를 위한 구조해석, 충격해석 등을 위한 유한요소 해석을 시행하고, 경량재료 개발을 통한 금속재료를 경량화 재료로 확대 적용하는 추세이다.

근래의 경량화기술 및 소재개발의 대표적인 사례로 금속을 대체하는 대표적인 경량화 재료중 하나인 CFRP(탄소섬유강화플라스틱 : Carbon Fiber Reinforced

Plastics)는 섬유강화 복합재료써 강철대비 1/5 정도 가벼우며 강도 및 비강성 비강도가 우수하고 내부식성 또한 우수하여 여러 분야에 연구가 확산되고 있다.^{3~6)} 또한 설계요건에 따라 적층배향을 적절히 선정할 수 있는 유용성을 가지고 있다. 이러한 이유로 Fig.1 과 같이 경량화 및 고강도 요구되는 자동차, 비행기 등의 자동차산업 및 우주항공분야에 널리 이용되고 있다. 예를 들어, 최근에 항공기 분야에서는 최근 비행기 B787은 Fig 2.과 같이 구조재의 50%정도 CFRP가 적용되었으며, 운항 비용 절감과 함께 객실의 공기압과 상대 습도 및 창 크기를 증대시켰고 또한 에어버스사의 A380 개발과정에서는 객실압력 격벽, Center Wing Box, 동체 상반면, 그 외 동체 꼬리부에도 CFRP 소재를 채용하여 제작하였다.⁷⁾ 자동차 부분에서 해외 기업에 Dodge 사는 Fig 3.와 같이 2003년 차체 프레임에 CFRP 및 GFRP등의 경량화 재료를 사용하여 차량경량화에 힘쓰고 있다. 이에 우리나라 또한 Photo.1과 같이 효성사에서 2011년 국내최초로 탄소섬유(텐섬) 개발에 성공하였고, 현대자동차에서는 새로나올 신차인 ‘인트라도’에 차체프레임과 루프 등에 처음으로 CFRP를 적용하였다.

다양한 분야에서 사용되는 CFRP는 수지(Matrix)와 탄소섬유(Carbon Fiber) 2가지 재료의 특성이 공존하는 이방성 재료로서 탄소섬유는 주요하중에 저항하는 역할을 하고 수지는 탄소섬유에 하중을 분산 및 감소시키는 매질 역할을 한다.⁸⁾ 이러한 탄소섬유의 특징 때문에 적층 각, 적층 방법에 따라 기계적 특성이 달라지고 인장, 굽힘, 전단 등의 하중 작용시 금속과 달리 불안한 파괴모드를 보이기 때문에 강도, 강성 등 기계적 물성치를 예측하기 어려워 자동차 및 기계부품에 CFRP를 적용하고자 할 때 이를 설계 및 해석하기 위해서는 적층 각, 적층 방법에 따른 많은 시험데이터가 구축되어야 한다. 또한 시험편 제작방법에 따라 수지와 void량이 일정하지 않고 제작자의 숙련도에 및 환경적 요인으로 인하여 많은 시험데이터를 구축하기 위해서는 많은 시간 및 비용이 요구되기 때문에 적은 시간 및 비용과 신뢰성을 확보 수 있는 유한요소해석 기법이 절실히 요구되고 있다.

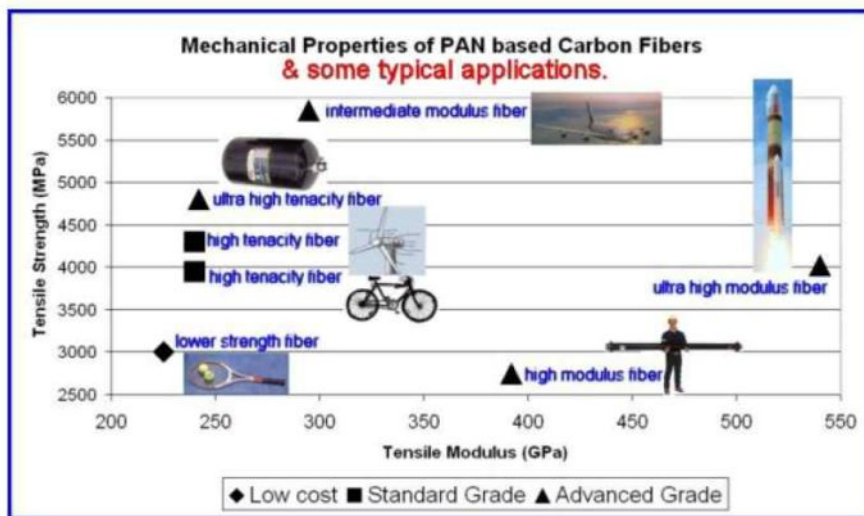


Fig. 1 Carbon Fibers Reinforced Plastic Typical Applications

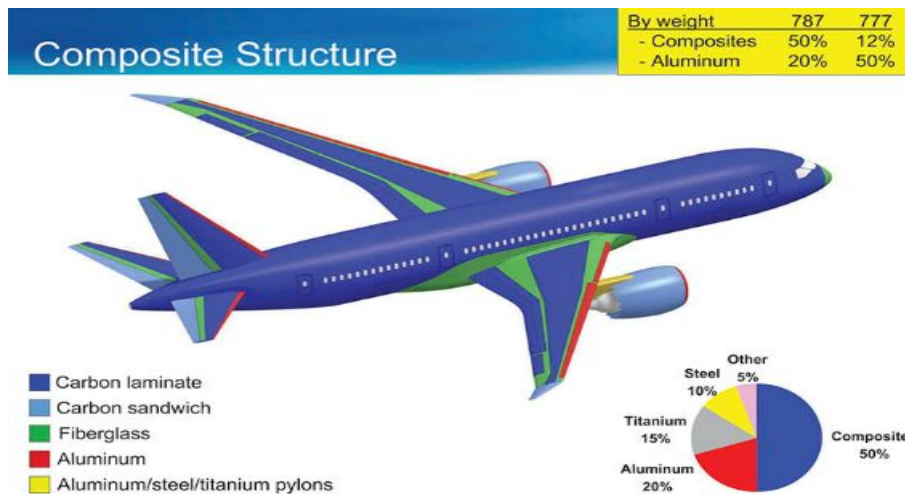


Fig. 2 Weight and reducing operating costs in accordance with the applicable civil aircraft CFRP.

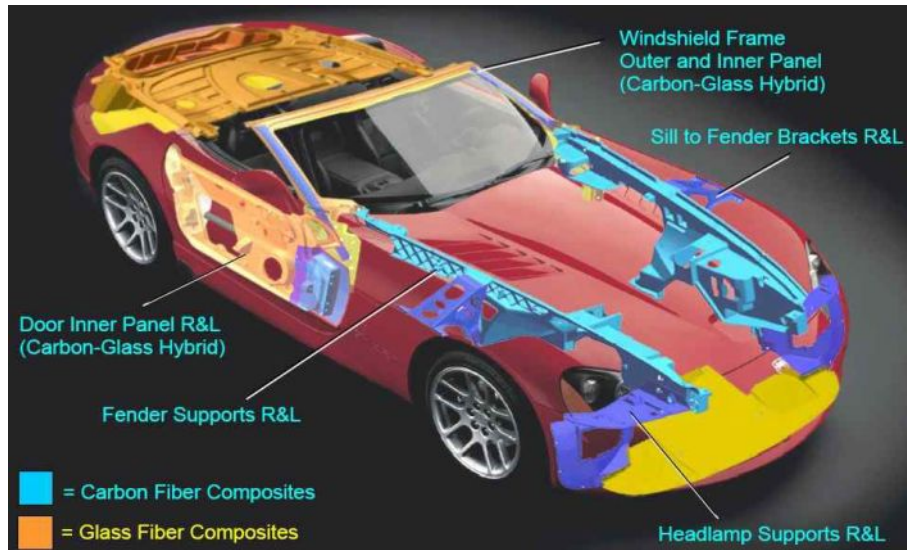


Fig. 3 Applying of CFRP to Dodge Viper Component



Photo.1 TANSOME® Carbon Fiber

제 2 절 연구동향

CFRP의 산업계 적용을 위하여 다양한 연구가 진행되고 있으며, 그 예로 CFRP 재료에 대한 순수 부재 및 혼합 부재에 대한 특성 연구는 양⁹⁾에 의해 경량화 CFRP 부재의 휨강도에 대한 강도, 강성 특성 연구가 이루어졌고, 최¹¹⁾, 김¹²⁾등 많은 선행연구에서 CFRP의 원통, 사각, 모자형(Hat), 하이브리드 부재 등 혼성부재의 굽힘 및 기계적 특성 연구를 다루었다. 권²²⁾에 의해 AL/CFRP 하이브리드 복합재료에 대한 인장 파괴 거동에 대한 연구가 다루어졌으며, 석²⁴⁾에 의해 평직 CFRP 적층 복합재료의 섬유 배열각도에 따른 파괴 강도 예측에 관한 연구를 다루었다. CFRP 기계적 특성을 분석하는 분야에서는 Kimiyoshi³²⁾가 탄소섬유 인장특성에 관한 변형속도의 영향에 대한 연구를 진행했고, Xiao-Ling Zhao³³⁾는 동적 인장실험에서 중간변형률 속도에 대한 접착매체와 CFRP Sheet와의 기계적 특성연구를 진행했다.

고¹⁶⁾의 연구를 예서는 CFRP 복합재의 적층방향에 대한 마찰 및 마모 특성에 대해 다루었다. 양¹⁵⁾의 연구에서는 CFRP 원형, 사각, 박육 부재의 충격 압력모드에 관한 연구, 열습 환경의 온도와 계면수 변화에 따른 정적 압력 특성, 충격 속도 변화에 따른 경량화용 CFRP 구조부재의 에너지 흡수특성 등 많은 연구가 이루어졌다. CFRP에 대한 유한요소 시뮬레이션 기법을 적용한 선행연구는 다음과 같다. 윤²⁷⁾과 김²⁸⁾은 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. 한²⁹⁾은 해석적 정확 해를 구하기 위해 Kant의 고차이론을 사용하였고, Quasi-elastic 방법을 사용하여 점탄성해석을 하였다. 여러 이론과 비교, 분석을 수행하여 신뢰성 평가를 하였다. V. B. K. Murthy⁴¹⁾는 FRP 복합재를 이용하여 시뮬레이션을 통한 Young's Modulus 예측하는 연구를 진행하였다. 또한 Kim³⁴⁾외 저자들은 자동차 사이드 부재의 충격에너지 흡수를 위한 CFRP Tube와 Al/Hybrid beam의 실

험결과와 FEM해석 결과를 Ls-Dyna를 이용하여 비교하는 연구를 진행했다. Ali I. Al-Mosawi³⁹⁾의 연구에서는 탄소강화 복합재료의 굽힘특성에 대한 연구를 ANSYS를 한 해석결과와 비교하는 연구를 진행하였다. 이와 같이 CFRP의 많은 장점들로 인해 여러 분야에 적용하는 연구들이 진행되어져 왔다.

제 3 절 연구목적

차체의 부재로 사용되고 있는 구조부재의 특성에 대한 연구는 안전성 측면과 경량화 측면에서 여러 가지 경량화 재료와 다양한 형상에 대해 연구되어지고 있다. 본 연구에서 사용되는 복합재료의 대표적인 재료인 CFRP는 경량화, 비강성, 피부식성 및 높은 인장강도 등 우수한 재료물성을 가지고 있어 자동차 및 우주항공 분야에 경량화 재료로 사용되어 지고 있다.

그러나 탄소섬유의 특징 때문에 적층 각, 적층 방법에 따라 기계적 특성이 달라지고 인장, 굽힘, 전단 등의 하중 작용시 금속과 달리 불안한 파괴모드를 보이기 때문에 예측하기 어려워 자동차 및 기계부품에 CFRP를 적용 하고자 할 때 이를 설계 및 해석하기 위해서는 적층 각, 적층 방법에 따른 많은 시험데이터가 구축되어야 한다. 많은 시험데이터를 구축하기 위해서는 많은 시간 및 비용이 요구되기 때문에 현재까지는 실험에 의존한 평가가 주를 이루고 있다.

본 연구에서는 프리프레그 시트를 원형 금형위에 적층을 한 후 Autoclave 내에서 열과 압력을 가하여 경화시키는 기술인 Autoclave 성형법을 이용하여 시험편을 제작하고 만능재료시험기(UTM)를 이용하여 10 mm/min의 변형률 속도를 제어하면서 축 방향 정적 압축 실험을 실시하고 김⁴⁾, 방⁵⁾, 김⁸⁾ 등의 저자들의 선행연구에서 밝힌 연구를 통해 얻은 기초 물성으로 복합재료 해석 프로그램인 GENOA-MCQ를 이용하여 적층 각도별 CFRP의 적층 물성을 구하였고, 얻은 물성을 이용하여 원형 구조부재에 대한 유한요소해석 사용하여 해석한 결과와 실험결과를 비교하였다. 이러한 연구를 통하여 유한요소해석과 실험 간의 비교 평가로 신뢰성을 확보하고 CFRP 구조부재에 대한 유한요소해석 방법을 제시하고자 한다.

제 2 장 시험편 및 실험방법

제 1 절 시험편

본 연구에서는 차량용 구조부재 형태인 CFRP 원형부재를 제작하여 시험편으로 사용하였으며, CFRP의 일반적인 특성 및 용도를 Table 1에 나타냈다.

CFRP 원형부재는 SK 케미칼(주)에서 생산한 USN125A 프리프레그 시트를 적층하여 대표적 공정인 Autoclave를 이용한 진공성형공정을 사용하여 성형하였다. CFRP 프리프레그 시트에 관한 기계적 성질을 Table 2 및 Table 3에 나타내었다. 또한 Autoclave 진공성형 공정에 사용되는 열경화 사이클은 $3 \times 105\text{Pa}$ 압력으로 20 C에서 50분동안 130 C 까지 가열하고 100분 동안 130 C를 유지하고 50분동안 20 C까지 냉각하여 열경화 가공을 하였고 Fig. 4에 나타내었다.

CFRP 원형 부재는 설계변수에 따른 압괴모드를 고찰하기위해 적층각도 와 계면수 변화에 따라 제작하였다. 프리프레그 시트를 축방향을 0° 로 하여 $[A^\circ N/B^\circ N]$ 의 형태의 적층 구성으로 적층각도 및 계면수 변화에 맞춰 시험편을 제작하였다. 적층각 A° , B° 는 $90^\circ/0^\circ$, $0^\circ/90^\circ$ 형태로 적층각도를 달리하였으며, 적층수 N은 계면수 변화에 따라 2, 3, 6, 7 계면수에 맞추어 제작하였다. 또한 일반적인 압괴모드 시험에서는 한쪽 끝단에 고의적으로 결함을 주어 순차적 및 국부적 압괴를 유도하여 높은 에너지 흡수특성을 갖게 하는데, 본 연구의 시험편은 하중이 작용하는 면을 45° 모따기 하여 trigger가 있는 시험편을 제작하였다. 또한 Euler Buckling 을 일으키지 않고 실험 시 압괴가 여러번 반복하여 나타내는데 충분한 길이인 120 mm로 하였다.

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, 체도기기 등
	X선 투과성 강도, 강성	X선 카세트, X선 의료기기 등
	전기전도성 발열	약품 탱크, 대전방지 롤러, 정전도장 벽직류, 전극, 전지 등
	내식성	화학 플랜트, 패킹, 열 교환기 등
	단열성 내열성	로켓 노즐, 항공기 엔진 등

Table 2 Manufacture Condition of Specimen

	Carbon/Epoxy Prepreg Sheet			
	두께(mm)	Total Wt (g/m ²)	Fiber ArealWt (g/m ²)	Resin Content(%)
USN125A	0.129	195	125	36

Table 3 Material Properties of the CFRP prepreg Sheet

Type Characteristics	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 [GPa]	240	3.6	132.7
Breaking Elongation [%]	21	3	1.3
Poisson's ratio	-	-	0.3
Resin Content [%Wt]	-	-	33

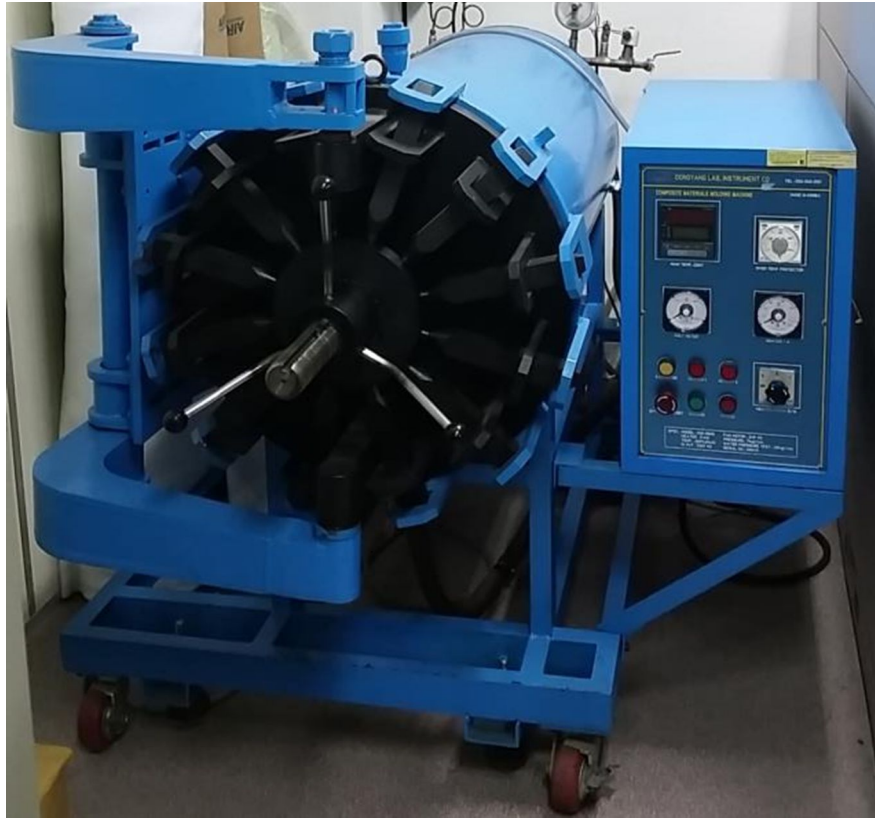
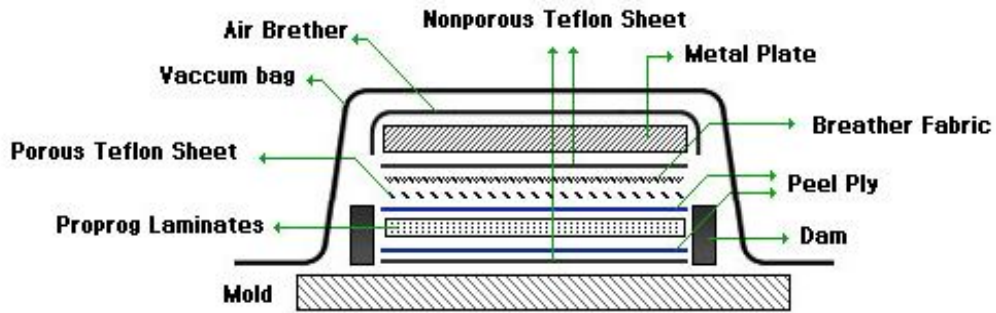
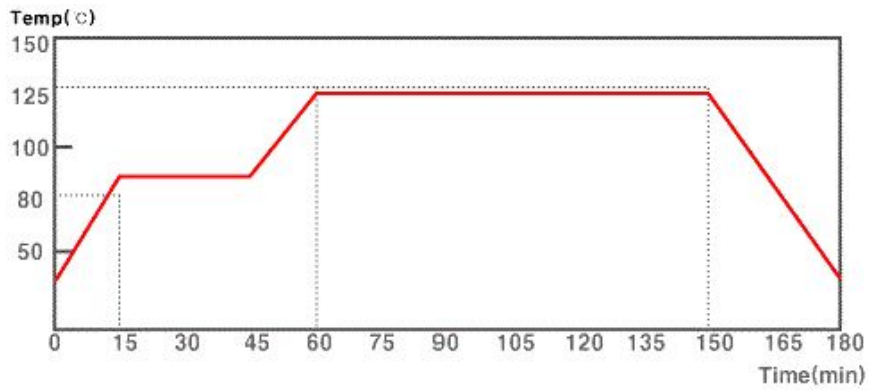


Photo 2 Autoclave for State of Vacuum Environment



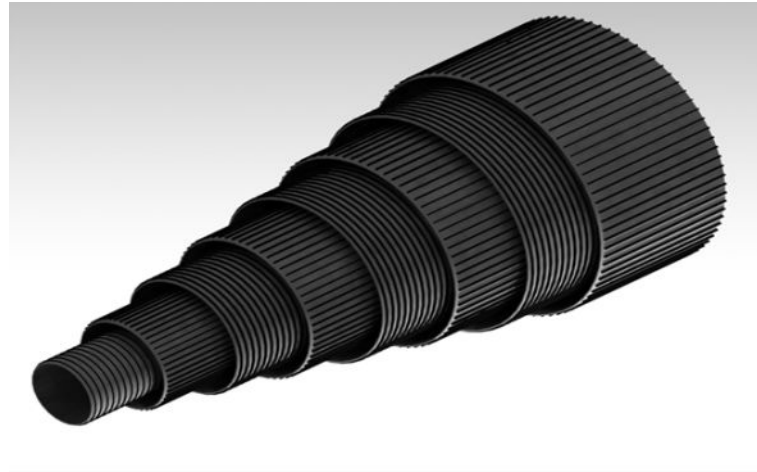
(a) Autoclave Vacuum Stacking Method of Composite



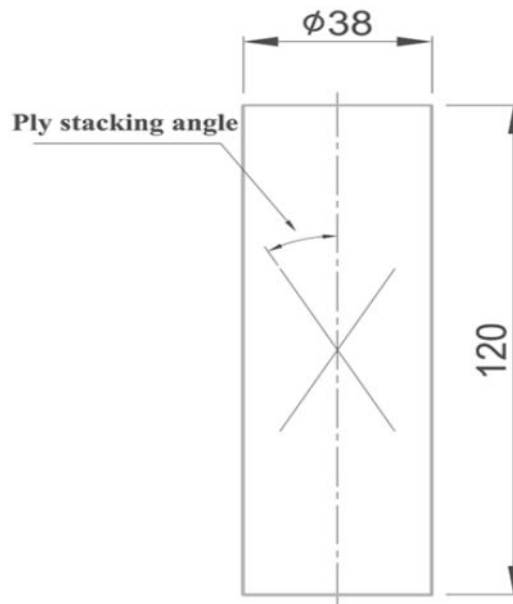
(b) Thermostat cure cycle for CFRP Laminate

Fig. 4 (a) Autoclave Vacuum Stacking Method of Composite

(b) Thermostat cure cycle for CFRP Laminate



(a) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry



(b) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Drafting

Fig. 5 (a) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry

(b) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Drafting

제 2절 실험방법

CFRP 구조부재의 에너지 흡수 특성을 고찰하기 위해 정적 압괴 실험을 하였다. 정적 압괴실험은 Photo 2와 같이 만능재료시험기(UTM)를 사용하고, 로드셀과 액츄에이터 사이에 두 개의 압축지그를 평행으로 설치하고, 10 mm/min의 변위제어를 통해 균일한 하중이 가해지도록 시험을 진행하였다. 실험시 재현성을 갖을 수 있도록 여러번의 시험을 진행하였고, 순차적 압괴가 발생하도록 전체 시험편 길이의 60 mm까지 변위를 제어 하면서 연속적인 압괴 실험을 진행하였다. 평균 압괴 응력은 식 (2)과 같이 평균 압괴하중을 시험편의 단면적으로 나누어 구하였다.

$$\sigma_{av} = \frac{P_{av}}{A} = \frac{E_a}{2\pi Rt \cdot \delta} \quad (1)$$

σ_{av} 는 평균 압괴응력, P_{av} 는 평균압괴하중(E_a/δ), E_a 는 흡수에너지이며, A는 단면적을 나타낸다.



Photo 3 Universal testing machine

제 3 장 CFRP 원형부재의 정적압괴특성

제 1 절 정적압괴특성

본 장에서는 자동차 부재로 사용되어지는 CFRP 원형 부재에 대하여 정적압괴 실험을 행하였고, UTM을 통해 측정된 하중 및 변위를 이용하여 하중-변위선도 즉 압괴 선도를 구하여 CFRP 원형부재의 최외층각도 변화 및 계면수 변화에 따른 압괴특성에 대하여 고찰하고자 한다.

Figs. 6~9은 최외층 각도가 90°이고 계면수가 각각 2개, 4개, 6개, 7개를 갖는 CFRP 원형구조부재에 대한 압괴실험 결과 얻어진 하중-변위선도를 나타내었으며 Photos 4~7은 시험편의 압괴형상을 나타내었다.

Figs. 10~13는 최외층 각도가 0° 이고 계면수가 각각 2개, 4개, 6개, 7개를 갖는 CFRP 원형구조부재에 대한 압괴실험 결과 얻어진 하중-변위선도를 나타내었으며 Photo 8~11은 시험편의 압괴형상을 나타내었다.

실험결과 최외층 각도가 0°인 경우 최외층 sheet는 탄소섬유의 확장 및 파단 없었다. 따라서 내측은 섬유가 파단되는 형태로 나타내어지고 외측은 파단이 않은 썬기형 모드를 보였다. 최외층 각도가 90°인 경우 0°와 달리 최외층 ply는 탄소섬유의 확장과 파단으로 인하여 다소 높은 압괴 특성을 보였다.

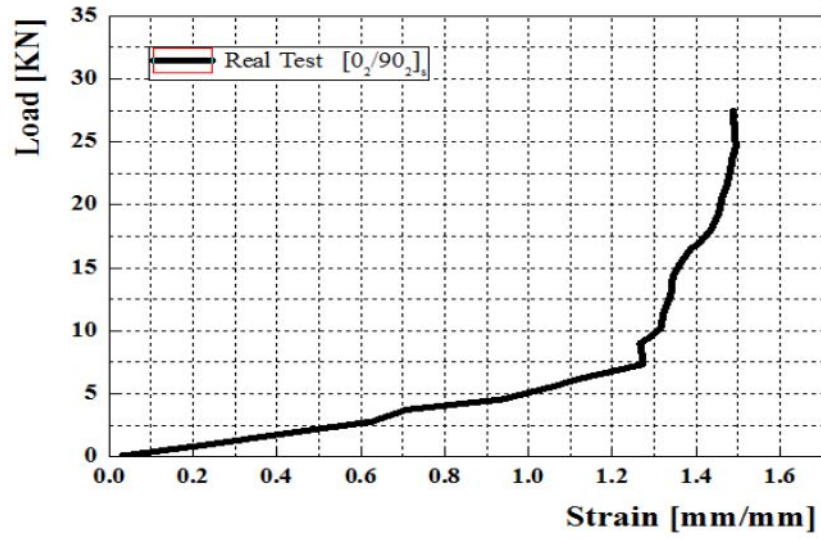


Fig. 6 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[90_2/0_2]_s$



(a) $\delta = 0$ mm

(d) $\delta = 30$ mm

(e) $\delta = 60$ mm

Photo 4 Collapse processing of CFRP specimen, $[90_2/0_2]_s$

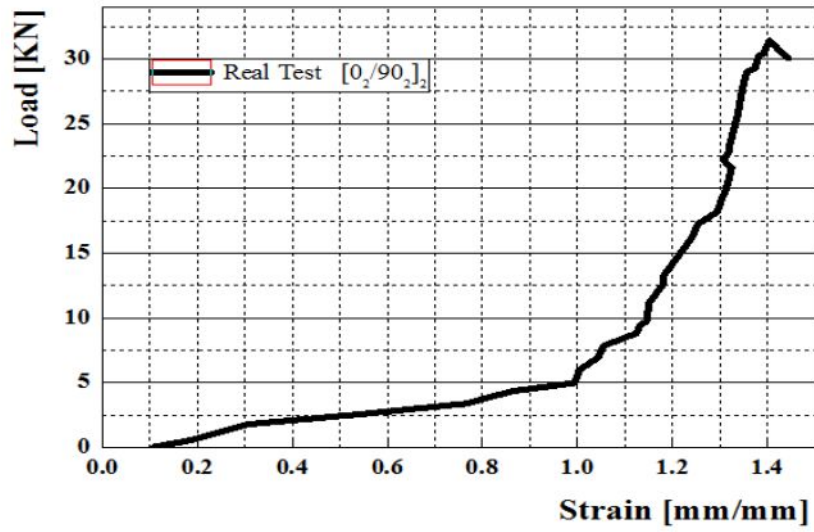


Fig. 7 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[0_2/90_2]_2$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 5 Collapse processing of CFRP specimen, $[0_2/90_2]_2$

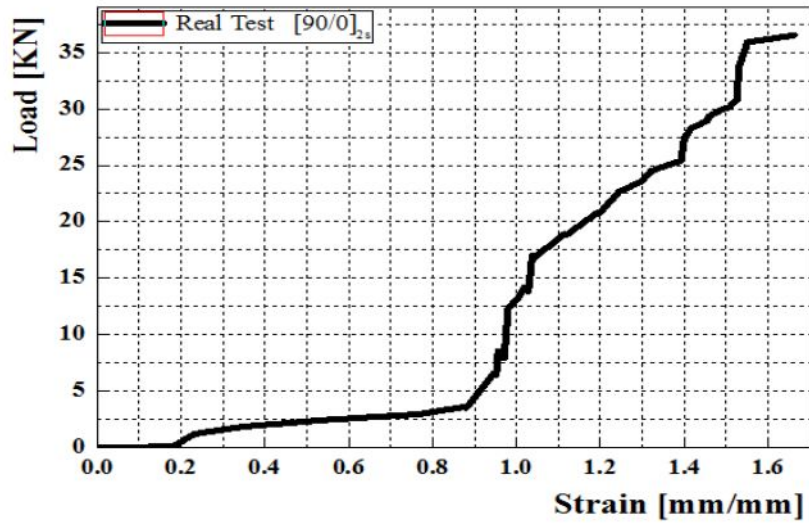


Fig. 8 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[90/0]_{2s}$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 6 Collapse processing of CFRP specimen, $[90/0]_{2s}$

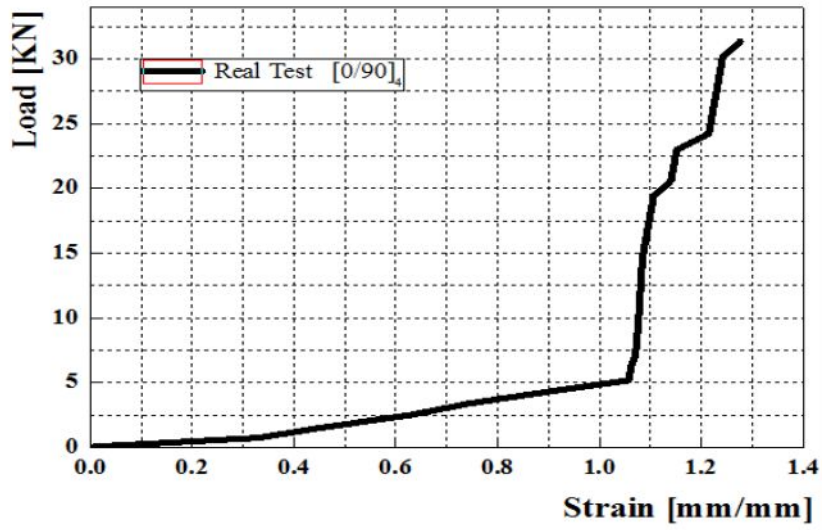


Fig. 9 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[0/90]_4$



(a) $\delta = 0$ mm

(d) $\delta = 30$ mm

(e) $\delta = 60$ mm

Photo 7 Collapse processing of CFRP specimen, $[0/90]_4$

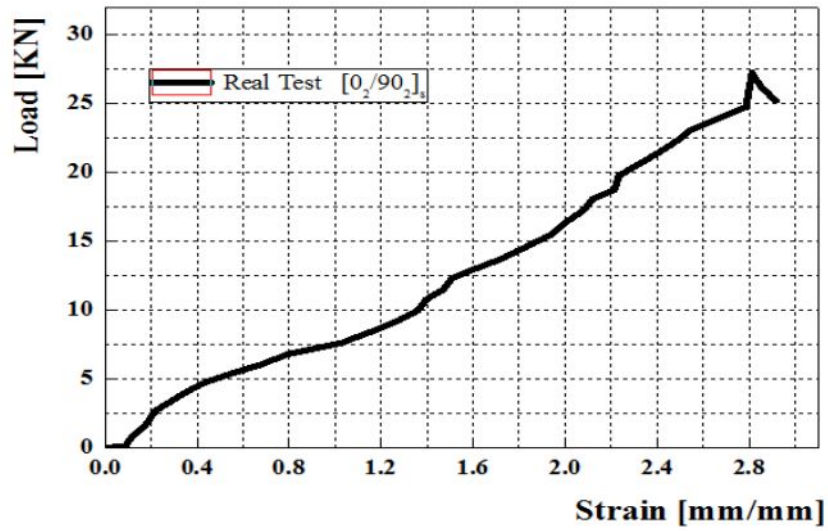


Fig. 10 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[0_2/90_2]_s$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 8 Collapse processing of CFRP specimen, $[0_2/90_2]_s$

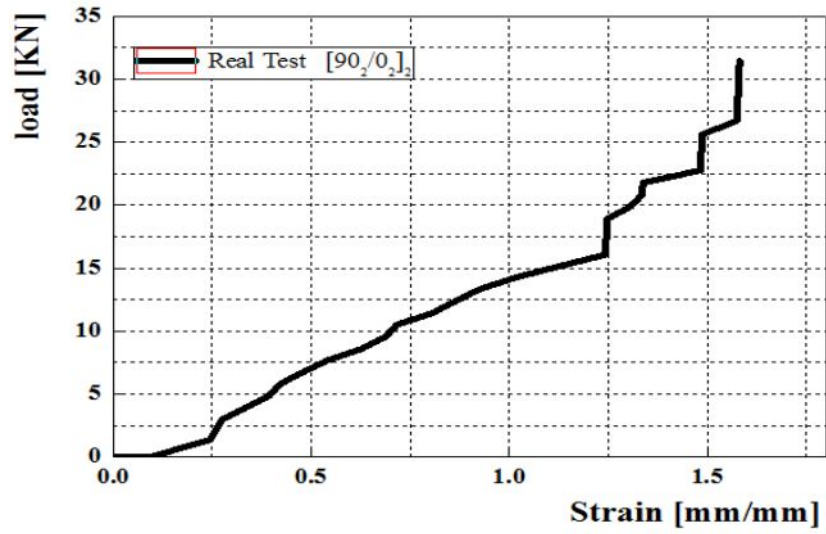


Fig. 11 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[90_2/0_2]_2$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 9 Collapse processing of CFRP specimen, $[90_2/0_2]_2$

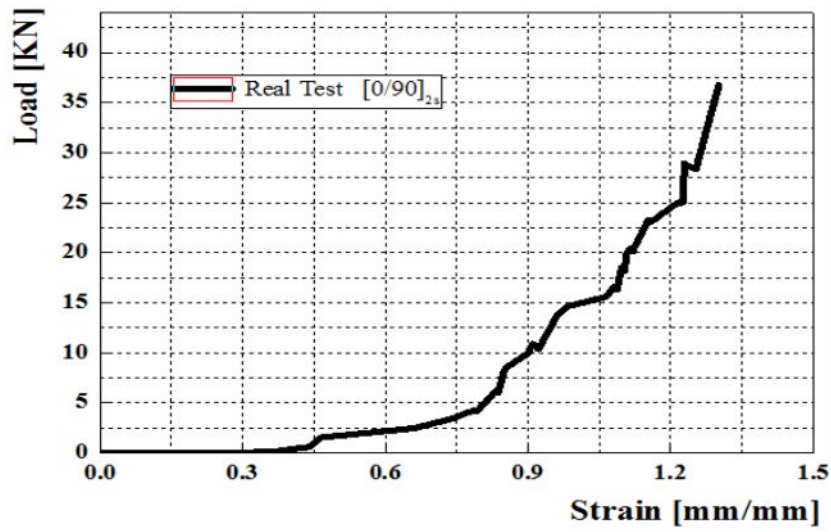


Fig. 12 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[0/90]_{2S}$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 10 Collapse processing of CFRP specimen, $[0/90]_{2S}$

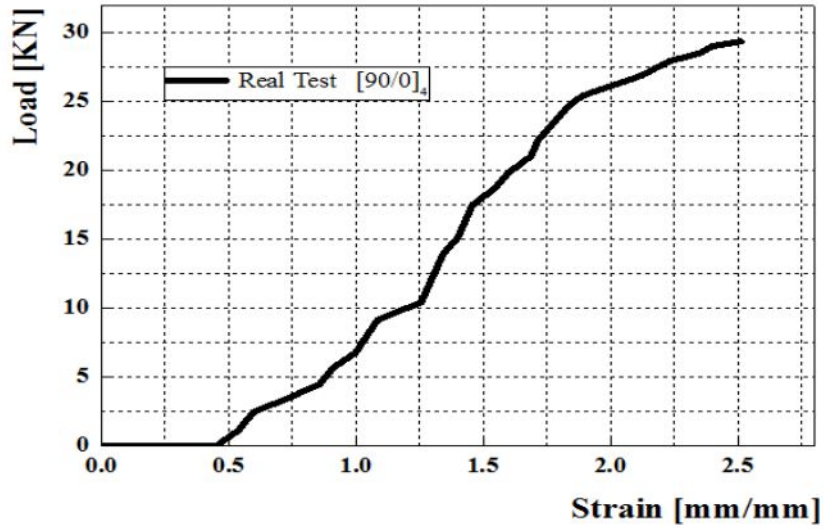


Fig. 13 Load-displacement curve of CFRP specimen, $[90/0]_4$



(a) $\delta = 0$ mm (d) $\delta = 30$ mm (e) $\delta = 60$ mm

Photo 11 Collapse processing of CFRP specimen, $[90/0]_4$

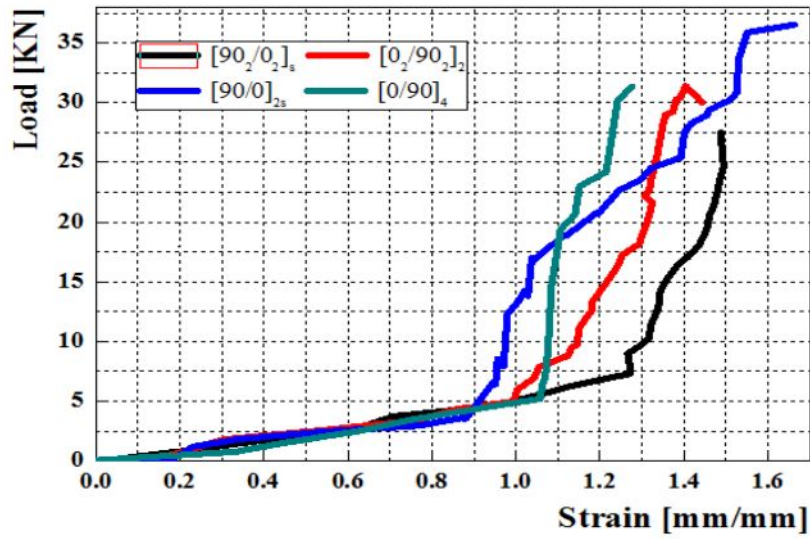


Fig. 14 Total of Load-displacement curve of External 90° CFRP Specimen

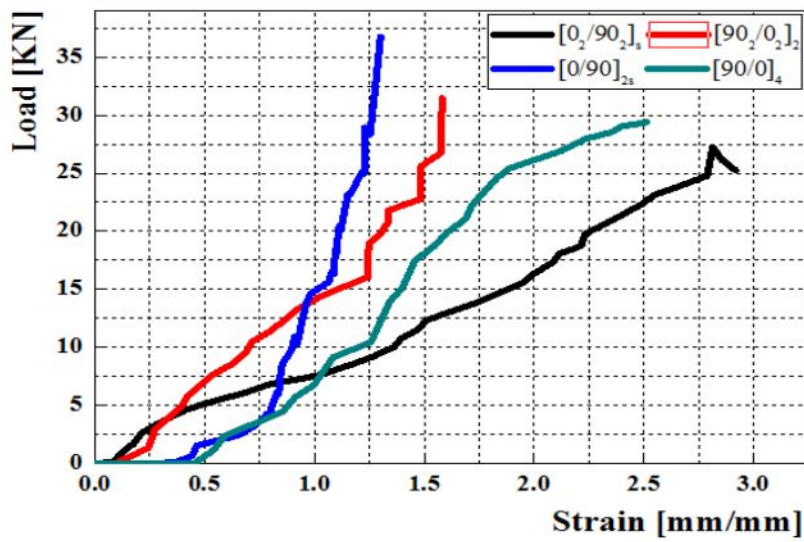


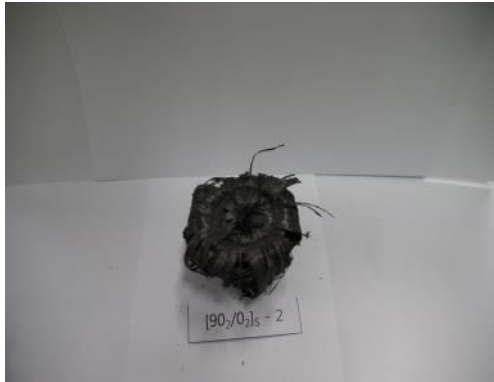
Fig. 15 Load-displacement curve of External 0° CFRP Specimen Total

제 2 절 압괴모드

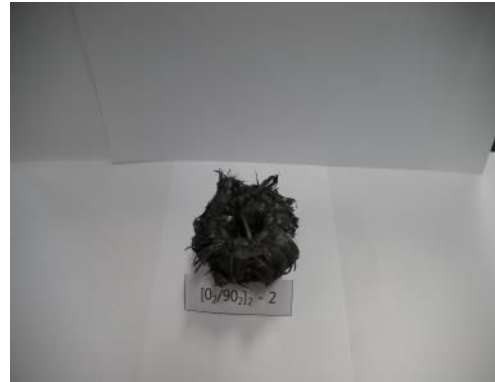
CFRP 구조부재의 경우 부재의 형상 및 섬유, 수지의 기계적 성질에 의하여 횡방향 전단 및 lamina 굽힘 또는 국부 좌굴에 의해 압괴된다.

본 연구에서는 차량용 구조부재 형태인 CFRP 원형부재를 제작하여 시험편으로 사용하였으며, 적층각 또는 적층방법을 변화시켜가며 정적압괴실험을 진행하였다. Photo. 12~13 와 같이 0°와 90°의 CFRP Prepreg 적층각도가 조합된 시험편은 섬유가 부재의 외측으로 확장하고 파단되면서 압괴되는 파쇄 확장 모드 (fragmentation and splaying mode)의 형태로 압괴되었다. 파쇄 확장 모드는 축 방향의 섬유가 외측으로 확장되어 바깥쪽으로 벗어나려 하지만 90°의 섬유의 영향으로 확장되면서 90°의 섬유와 함께 파단되면서 압괴된다.³¹⁾

Fig .14~15 와 같이 최외각이 90°인 경우 내부 0°섬유의 외측으로 확장하려는 lamina 굽힘을 방해하면서 0° 섬유가 파단이 되어 더 많은 섬유의 파단으로 인해 가장 높은 하중값을 보였다. 또한 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가함에 따라 6계면수를 갖는 시험편까진 그다지 큰 변화를 나타내지 않았으나 7계면수를 갖는 시험편에서 감소하는 경향을 나타내었다. 최외각이 0°인 경우 최외각 섬유가 lamina 굽힘을 함으로서 내부섬유들의 lamina 파단을 유도하기 때문에 최외각이 90°인 경우보다 낮은 하중값을 보였다. 또한 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가함에 따라 6계면수를 갖는 시험편 까진 증가하다가 7계면을 갖는 시험편에서는 감소하는 경향을 나타냈다. 이러한 이유는 CFRP 압괴 시 에너지 인자는 섬유파단 및 크랙의 진전이며, 크랙은 크게 층간 크랙 (interlaminar crack) 및 층내 크랙 (intralaminar crack) 및 중심크랙 (central crack) 으로 나뉜다. 7계면의 경우 층간크랙의 증가로 인해 어느 정도 하중을 지지하여 주지만 층내크랙에 감소하게 되어 층내크랙의 진전이 크게 나타나지 않아 평균하중은 저하되는 것으로 사료된다.



(a) $[90_2/0_2]_S$



(b) $[0_2/90_2]_2$



(a) $[90/0]_{2S}$



(b) $[0/90]_4$

Photo. 12 Typical collapse modes of 90°Outermost sheet CFRP specimen



(a) $[0_2/90_2]_s$



(b) $[90_2/0_2]_2$



(a) $[0/90]_{2s}$



(b) $[90/0]_4$

Photo. 13 Typical collapse modes of 0° Outermost sheet CFRP specimen

제 4장 유한요소해석

제 1절 재료물성 기초이론

본 연구에서 CFRP의 섬유배열 및 적층변화에 따른 각각 재료의 물성을 얻기 위하여 탄소섬유 물성과 수지의 기본 물성을 먼저 구한다. 탄소섬유 물성과 수지의 기본 물성을 얻기 위해 Micro-Mechanical 이론공식을 사용하였으며, Micro-Mechanical 이론 공식은 아래와 같다.⁴¹⁻⁴³⁾

응력의 크기는 분명한 파괴기준에 따라 결정되는데 12개의 파괴모드는 fly 파괴는 조건식 (1)과 수지파괴는 조건식 (2)와 같이 재료 방향에 따른 국부 응력 6개 요소와 관련되어 있다. 프로그레시브 손상 및 파괴평가는 입력된 파괴기준에 따라 수행된다.

$$\begin{aligned}
 S_{l11C} < \sigma_{l11} < S_{l11T} \\
 S_{l22C} < \sigma_{l22} < S_{l22T} \\
 S_{l33C} < \sigma_{l33} < S_{l33T} \\
 S_{l12(-)} < \sigma_{l12} < S_{l12(+)} \\
 S_{l23(-)} < \sigma_{l23} < S_{l23(+)} \\
 S_{l13(-)} < \sigma_{l13} < S_{l13(+)}
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 S_{l11Cm} < \sigma_{l11m} < S_{l11Tm} \\
 S_{l22Cm} < \sigma_{l22m} < S_{l22Tm} \\
 S_{l33Cm} < \sigma_{l33m} < S_{l33Tm}
 \end{aligned} \tag{2}$$

S는 강도, σ 는 응력, l 은 길이방향, 11은 x축, 22는 y축, 33은 z축, 12는 xy전단, 23은 yz전단, 13은 xz전단, C는 압축을 T는 인장 그리고 m 은 수지를 나타낸다.

섬유인장강도와 섬유체적비와 관련 있는 Longitudinal Tensile은 식 (3)과 같다.

$$S_{l11T} = S_{f11T} \left(V_f + \frac{V_m E_m}{E_{f11}} \right) \quad (3)$$

여기서, S_{l11T} 는 Longitudinal Tensile Strength, S_{f11T} 는 섬유인장강도, V_f 는 섬유 체적비, V_m 는 수지 체적비, E_m 는 수지 탄성계수 그리고 E_{f11} 는 섬유인장 탄성계수를 나타낸다.

Longitudinal Compressive는 첫 번째 섬유압축강도와 섬유체적비의 혼합법칙, 두 번째 수지의 전단계수와 섬유 체적비의 기반이 되는 섬유 Micro-buckling 그리고 세 번째 압축전단파괴 또는 킹크밴드형성(Kink Band Formation)등 세 가지가 플라이 층간 전단강도 및 수지 인장강도에 기초된다.

Longitudinal Compressive Strength(S_{l11C})은 식 (4)과 같다.

$$S_{l11C} = \text{MIN}(S_{FC11C}, S_{DL11C}, S_{FM11C}) \quad (4)$$

여기서 S_{FC11C} 는 Fiber Crushing Mode의 x축 압축강도, S_{DL11C} 는 Delamination Mode의 x축 압축강도 그리고 S_{FM11C} 는 Micro-buckling Mode의 x축 압축강도이다.

Fiber Crushing Mode의 x축 압축강도는 식 (4), Delamination Mode의 x축 압축강도는 식 (5) 그리고 Micro-buckling Mode의 x축 압축강도는 식 (6)과 같다.

$$S_{FC11C} = S_{f11C} \left(V_f + \frac{V_m E_m}{E_{f11}} \right) \quad (4)$$

$$S_{DL11C} = 10S_{l12s} + 2.5S_{mT} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \quad (5)$$

$$S_{FM11C} = \frac{G_m \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right)}{1 - V_f \left\{ 1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \right\}} \quad (6)$$

여기서 S_{f11C} 는 x축 섬유 압축강도, S_{l12s} 는 종(Longitudinal) xy축의 전단강도, S_{mT} 는 수지 인장강도, V_v 는 Void 체적비 그리고 G_{f12} 는 xy축 섬유전단계수이다.

수지 탄성계수, 수지 인장강도 그리고 섬유체적비와 관련 있는 Transverse Tensile는 식 (7)과 같다.

$$S_{l22T} = S_{mT} \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \quad (7)$$

여기서, S_{l22T} 는 Transverse Tensile Strength 그리고 E_{f22} 는 y축 섬유탄성계수이다.

수지 압축강도와 수지 탄성계수 그리고 섬유체적비와 관련 있는 Transverse Compressive는 식 (8)과 같다.

$$S_{l22C} = S_{mC} \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \quad (8)$$

여기서, S_{l22C} 는 Transverse Compressive Strength 그리고 S_{mC} 는 수직 압축강도이다.

층간파단 식은 (9)과 같다.

$$S_{l12S} = S_{mS} \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left(1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \right) \right\} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} Z \right) \quad (9)$$

여기서 S_{l12S} 는 In-plane Shear Strength이다.

층간압축 식은 (10)과 (11)과 같다.

$$S_{l13S} = S_{l12S} \quad (10)$$

$$S_{l23S} = S_{mS} \left\{ \frac{1 - \sqrt{V_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right)}{1 - V_f \left(1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right)} \right\} \quad (11)$$

여기서, S_{l13S} 는 종xy축 전단강도이고 S_{l23S} 는 Longitudinal 종yz축 전단강도이다.

C. Chamis의 Modified Distortion Energy (MDE)의 식은 (12)과 같다.

$$F = 1 - \left\{ \left(\frac{\sigma_{l11\alpha}}{S_{l11\alpha}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{l22\beta}}{S_{l22\beta}} \right)^2 - K_{l12} \left(\frac{\sigma_{l11\alpha}}{S_{l11\alpha}} \right) \left(\frac{\sigma_{l22\beta}}{S_{l22\beta}} \right) + \left(\frac{\sigma_{l12\beta}}{S_{l12\beta}} \right)^2 \right\} > 0 \quad (12)$$

만약 MDE기준이 $F < 0$ 이면, $S_{l11\alpha}$ 는 인장이나 압축의 Longitudinal Strength이고 $S_{l22\beta}$ 는 인장이나 압축의 Transverse Strength이다. 인장과 압력응력을 나타내는 파라메타 α 와 β 는 식 (13)~(16)과 같다.

$$\alpha = \begin{cases} T & \text{if } \sigma_{l11} \geq 0 \\ C & \text{if } \sigma_{l11} < 0 \end{cases} \quad (13)$$

$$\beta = \begin{cases} T & \text{if } \sigma_{l22} \geq 0 \\ C & \text{if } \sigma_{l22} < 0 \end{cases} \quad (14)$$

$$S_{l11\alpha} = \begin{cases} S_{l11T} & \text{when } \alpha = T \\ S_{l11C} & \text{when } \alpha = C \end{cases} \quad (15)$$

$$S_{l22\beta} = \begin{cases} S_{l22T} & \text{when } \beta = T \\ S_{l22C} & \text{when } \beta = C \end{cases} \quad (16)$$

방향별 간섭계수(directional interaction factor: K_{l12})는 (17)과 같다.

$$K_{l12} = K'_{l12} \frac{(1 + 4v_{12} - v_{13})E_{22} + (1 - v_{23})E_{11}}{[E_{11} E_{22} (2 + v_{12} + v_{13})(2 + v_{21} + v_{23})]^{1/2}} \quad (17)$$

여기서 K'_{l12} 는 이론-경험식 상관 인장(Theory-Experiment Correlation Factor)이다.

Tsai와 Wu는 응력공간에 표면파단이 존재하는 Failure Criterion식은 (18)과 같다.

$$1 - F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + F_{12}\sigma_1\sigma_2 > 0 \quad (18)$$

여기서, $F_1, F_2, F_{11}, F_{22}, F_{66}$ 와 F_{12} 는 식 (19)와 (20)과 같다.

$$\begin{aligned}
 F_1 &= \frac{1}{S_{l11T}} + \frac{1}{S_{l11c}} & F_{11} &= \frac{1}{S_{l11T}S_{l11c}} \\
 F_2 &= \frac{1}{S_{l22T}} + \frac{1}{S_{l22c}} & F_{22} &= \frac{1}{S_{l22T}S_{l22c}}
 \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned}
 F_{66} &= \frac{1}{S_{l12S}^2} \\
 F_{12} &= \frac{1}{2\sigma^2} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{S_{l11T}} + \frac{1}{S_{l11T}} + \frac{1}{S_{l11T}} + \frac{1}{S_{l11T}} \right) \sigma \right. \\
 &\quad \left. + \left(\frac{1}{S_{l11T}S_{l11c}} + \frac{1}{S_{l22T}S_{l22c}} \right) \sigma^2 \right\}
 \end{aligned} \quad (20)$$

Tsai Hill의 failure Criterion식은 (21)과 같다.

$$F = 1 - \left\{ \left(\frac{\sigma_{l11\alpha}}{S_{l11\alpha}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{l22\beta}}{S_{l22\beta}} \right)^2 - \left(\frac{\sigma_{l11\alpha}\sigma_{l22\beta}}{S_{l11\alpha}^2} \right) + \left(\frac{\sigma_{l12\beta}}{S_{l12\beta}} \right)^2 \right\} > 0 \quad (21)$$

만약, Tsai Hill failure Criterion이 $F < 0$ 이면 SIFT이론은 식(22)과 같다.

$$J_1 = \epsilon_{l1} + \epsilon_{l2} + \epsilon_{l3} < (1 - 2\nu_{l12})\epsilon_{lT} \quad (22)$$

여기서, J_1 은 변하지 않는 첫 번째 변형량, ϵ_{l1} , ϵ_{l2} and ϵ_{l3} 는 주 변형량, ϵ_{lT} 는 플라이 종인장 변형량 그리고 n_{l12} 는 플라이 푸아송비이다.

인장 변형과 압축변형에 따른 섬유 파단은 식 (23)과 (24)과 같다.

$$1 - \frac{1}{\epsilon_{l1T}} \left(\epsilon_{l1} + \frac{v_{f12}}{E_{f12}} m_{sf} \sigma_{l2} \right) > 0 \quad (23)$$

$$1 - \frac{1}{\epsilon_{l1C}} \left| \epsilon_{l1} + \frac{v_{f12}}{E_{f12}} m_{sf} \sigma_{l2} \right| - (10\gamma_{l12})^2 > 0 \quad (24)$$

여기서, ϵ_{l1T} 와 ϵ_{l1C} 는 종축의 인장과 압축 파단 변형량이고 σ_{l2} , ϵ_{l1} , 그리고 γ_{l12} 는 플라이에 y축 응력, x축 변형량 그리고 In-plane Shear Strain이다. 그리고 E_{f12} 와 v_{f12} 는 섬유 전단 탄성계수와 섬유 푸아송비이고, m_{sf} 는 응력확대효과 (Stress Magnification Effect)값이다. 유리섬유일 경우는 $m_{sf} \gg 1.3$ 이고 탄소섬유일 경우는 $m_{sf} \gg 1.1$ 이다.

Relative Rotation Criterion는 Interply Delamination Criterion이고 식 (25)과 (26)과 같다.

$$1 - \frac{|\Delta\varphi_j|}{\Delta\varphi_{\nabla}} > 0 \quad (25)$$

$$\Delta\varphi_j = \frac{1}{2}(\epsilon_{cyy} - \epsilon_{cxx})(\sin 2\theta_i - \sin 2\theta_{i-1}) + \frac{1}{2}\epsilon_{cxy}(\cos 2\theta_i - \cos 2\theta_{i-1})\epsilon_{cx} \quad (26)$$

θ_{i-1} 와 θ_i 는 Laminate에 플라이 i-1번째와 I번째의 층간 각도이고, ϵ_{cxx} , ϵ_{cyy} ,

and ϵ_{cxy} 는 Laminate의 x축, y축 그리고 전단 변형량이다. 그리고 φ_{del} 는 Interply Rotation Limit이다.

인장, 압축, 전단 등의 5가지 기초실험을 통하여 얻은 기초적인 물성은 Table 4과 같다.

Table 4 Getting Material Properties of Carbon Fiber and Matrix

Description	Initial Value	Units
Manufacturing Data		
Fiber Volume Ratio	5.380×10^{-1}	
Void Volume Ratio	3.950×10^{-2}	
Manufacturing Fiber Properties		
(E _{f11}) Longitudinal Modulus	2.352×10^2	GPa
Manufacturing Matrix Properties		
(NU _m) Poisson's Ratio	3.400×10^{-1}	
Unidirectional Test Ply Properties		
(E ₁₁) Longitudinal Modulus	1.234×10^2	GPa
(E ₂₂) Transverse Modulus	7.938	GPa
(G ₁₂) Shear Modulus	6.280	GPa
(NU ₁₂) Poisson's Ratio	3.100×10^{-1}	
(S _{11T}) Tension Strength	1.786×10^3	MPa
(S _{11C}) Compressive Strength	2.620×10^1	MPa
(S _{22T}) Tension Strength	5.204×10^2	MPa
(S _{22C}) Compressive Strength	1.867×10^2	MPa
(S _{12S}) Shear Strength in 12 Direction	8.639×10^1	MPa

제 2절 기초실험을 통한 물성획득 결과

본 논문에서 사용되어지는 SK케미칼(주)에서 생산하는 CFRP prepreg sheet(USN125)의 탄소섬유와 수지의 물성을 얻기 위하여 Manufacturer Fiber Property, Manufacturer Matrix Property 그리고 Manufacturing Data는 제공되는 데이터를 획득하였고, Unidirectional Ply Test Property는 Table 5와 같이 기초실험을 통해 얻어진 5종류의 강도와 탄성계수 값을 입력하였다.

위 과정에서 얻은 데이터를 이용하여 Micro-Mechanical 이론식을 통하여 얻어진 탄소섬유와 수지의 물성을 얻었다. 탄소섬유의 물성과 응력-변형률 선도는 Table 5와 Fig. 16 에 나타내었다. 또한 수지의 물성과 응력 변형률 선도는 Table 6과 Fig. 17 에 나타내었다. 탄소섬유와 수지의 물성을 통하여 1개의 prepreg 물성을 Table 6과 같이 예측할 수 있다.

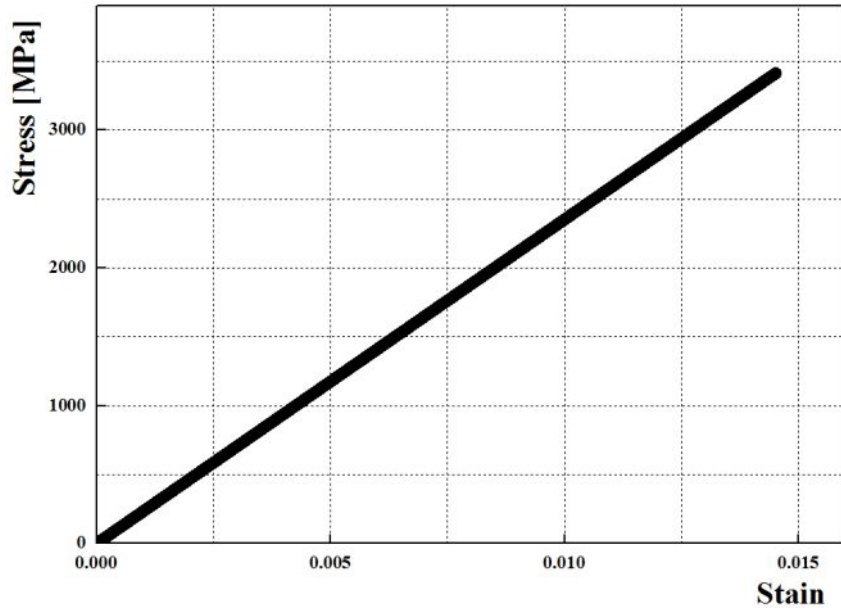


Fig. 16 Stress-Strain Curve Carbon Fiber

Table 5 Fiber Property

Property	Value
(E ₁₁) Longitudinal Modulus	2.352×10 ² GPa
(E ₂₂) Transverse Modulus	1.435×10 ¹ GPa
(G ₁₂) Shear Modulus in 12 Direction	1.636×10 ¹ GPa
(G ₂₃) Shear Modulus in 23 Direction	4.999 GPa
(S _{11T}) Longitudinal Tension Strength	3.414×10 ³ MPa
(S _{11C}) Longitudinal Compressive Strength	7.750×10 ² MPa
(NU ₁₂) Poisson's Ratio in 12 Direction	2.821×10 ⁻¹ MPa
(NU ₂₃) Poisson's Ratio in 23 Direction	4.513×10 ⁻¹ MPa

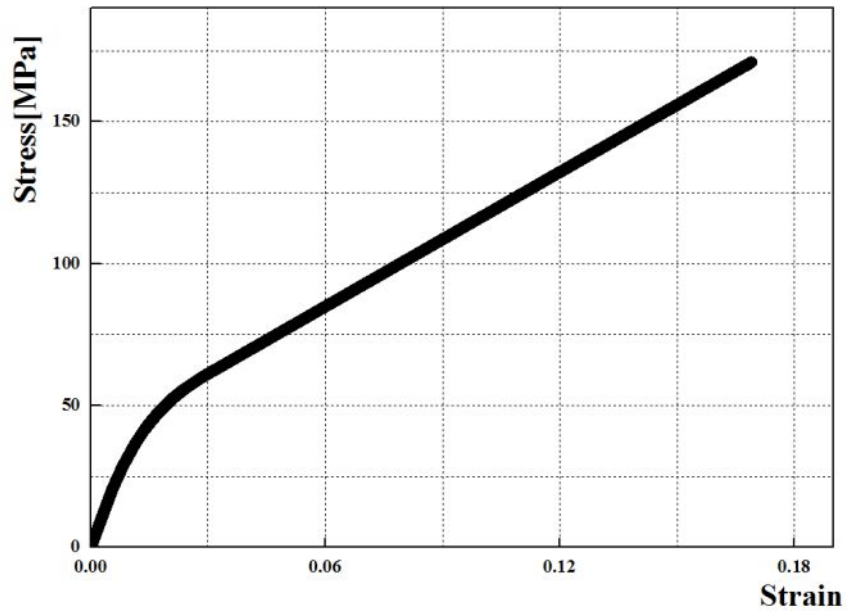


Fig. 17 Stress-Strain Curve for Matrix

Table 6 Matrix Property

Property	Value	
(E) Modulus	3.697	GPa
(SC) Compressive Strength	3.096×10^2	MPa
(ST) Tension Strength	4.345×10^1	MPa
(SS) Shear Strength	1.559×10^2	MPa
(NU) Poisson's Ratio	3.400×10^{-1}	

Table 7 CFRP Prepreg sheet Property

Property	Value	
(E ₁₁) Longitudinal Modulus	1.235×10 ²	GPa
(E ₂₂) Transverse Modulus	7.938	GPa
(E ₃₃) Thickness Modulus	7.938	GPa
(G ₁₂) Shear Modulus in 12 Direction	6.280	GPa
(G ₁₃) Shear Modulus in 13 Direction	6.280	GPa
(G ₂₃) Shear Modulus in 23 Direction	2.202	
(S ₁₁ T) Longitudinal Tension Strength	1.786×10 ³	MPa
(S ₁₁ C) Longitudinal Compressive Strength	5.300×10 ²	MPa
(S ₂₂ T) Transverse Tension Strength	2.612×10 ¹	MPa
(S ₂₂ C) Transverse Compressive Strength	1.862×10 ²	MPa
(S ₃₃ T) Thickness Tension Strength	2.612×10 ¹	MPa
(S ₃₃ C) Thickness Compressive Strength	1.862×10 ²	MPa
(S ₁₂ S) Shear Strength in 12 Direction	8.637×10 ¹	MPa
(S ₂₃ S) Shear Strength in 23 Direction	8.427×10 ¹	MPa
(S ₁₃ S) Shear Strength in 13 Direction	8.637×10 ¹	MPa
(NU ₁₂) Poisson's Ratio in 12 Direction	3.100×10 ⁻¹	
(NU ₁₃) Poisson's Ratio in 13 Direction	3.100×10 ⁻¹	
(NU ₂₃) Poisson's Ratio in 23 Direction	5.308×10 ⁻¹	

제 3절 유한요소해석 기초이론

본 논문에서 사용되는 CFRP 는 이방성재료의 특성을 지니고 있어 이방성 재료 해석모델인 Orthotropic Material Properties of Outline row의 Density, Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion, Orthotropic Elasticity, Orthotropic Strain Limits, Orthotropic Stress Limits, Tsai-Wu Constants 등을 물성 기초이론과 기초실험에 통해 얻은 CFRP prepreg sheet Property를 기초하여 Material Properties를 입력하였다. 본 연구에서 사용한 Orthotropic Material 모델에 대한 기본이론식은 다음과 같다.³²⁻³⁴⁾

$$\sigma = D * \varepsilon^{el} \quad (31)$$

여기서, σ 는 응력이며 D는 탄성 또는 수지의 탄성력 상수 또는 수지의 응력-변형량이고, ε^{el} 탄성변형 벡터를 나타낸다. 탄성변형 벡터 식은 식(32)에 나타냈다.

$$\varepsilon = \varepsilon^{th} + D^{-1} \circ \sigma \quad (32)$$

$\varepsilon^{el} = \varepsilon - \varepsilon^{th}$ 이고 ε 는 전체 변형 벡터($[\varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_z \varepsilon_{xy} \varepsilon_{yz} \varepsilon_{xz}]^T$) 그리고 ε^{th} 는 열변형 벡터이다.

3차원 열변형 벡터 식은 식 (33)과 같다.

$$\varepsilon^{th} = \Delta T [\alpha_x^{se} \alpha_y^{se} \alpha_z^{se} 0 0 0] \quad (33)$$

α_x^{se} 는 x축에 열팽창 시컨트 계수이고, ΔT 는 $T - T_{ref}$ 이고 T는 한 지점의 현재 온도이고, T_{ref} 는 기준온도이다.

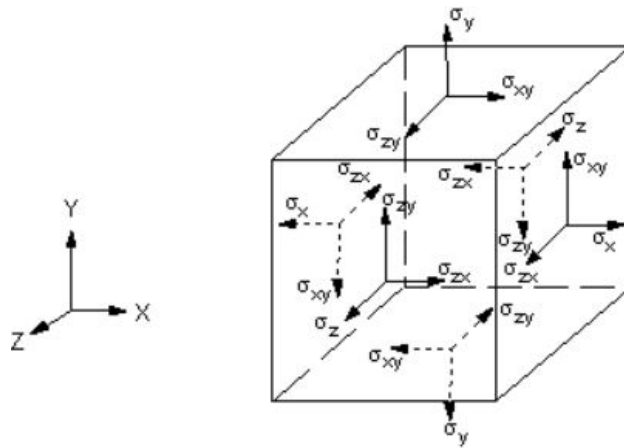


Fig. 18 Stress Vector Definition

수지의 킴플라이언스 혹은 굴곡성인 $[D]^{-1}$ 는 식 (34)과 같다.

$$[D]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-\nu_{xy}}{E_x} & \frac{-\nu_{xz}}{E_x} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{yx}}{E_y} & \frac{1}{E_y} & \frac{-\nu_{yz}}{E_y} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{zx}}{E_z} & \frac{-\nu_{zy}}{E_z} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} \end{bmatrix} \quad (34)$$

여기서, E_x 는 x축의 탄성계수, ν_{xy} 는 최대 푸아송비, ν_{yx} 는 최소 푸아송비 그리고 G_{xy} 는 xy평면의 전단 탄성계수이다.

$$\frac{\nu_{yx}}{E_y} = \frac{\nu_{xy}}{E_x} \quad (35)$$

$$\frac{\nu_{zx}}{E_z} = \frac{\nu_{xz}}{E_x} \quad (36)$$

$$\frac{\nu_{zy}}{E_z} = \frac{\nu_{yz}}{E_y} \quad (37)$$

$$\varepsilon_x = \alpha_x \Delta T + \frac{\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{xy}\sigma_y}{E_x} - \frac{\nu_{xz}\sigma_z}{E_x} \quad (38)$$

$$\varepsilon_y = \alpha_y \Delta T + \frac{\nu_{xy}\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{yz}\sigma_z}{E_y} \quad (39)$$

$$\varepsilon_z = \alpha_z \Delta T + \frac{\nu_{xz}\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{yz}\sigma_y}{E_y} + \frac{\sigma_z}{E_z} \quad (40)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\sigma_{xy}}{G_{xy}} \quad (41)$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{\sigma_{yz}}{G_{yz}} \quad (42)$$

$$\varepsilon_{xz} = \frac{\sigma_{xz}}{G_{xz}} \quad (43)$$

여기서, ε_x 는 x축의 변형량, σ_x 은 x축의 응력, ε_{xy} 는 xy평면의 전단 변형량
그리고 σ_{xy} 는 xy평면의 전단강도를 나타내고있다.

제 4절 유한요소해석을 위한 조건 및 결과

실제 모델과 동일하게 시험편의 형상을 3D CAD Surface Model로 스케치하고, step파일로 변환하여 mesh 소프트웨어인 Hypermesh를 이용하여 Fig. 19과 같이 4개의 node를 갖는 Element를 생성하였다. 생성 후 복합재료 전용해석 툴인 GENOA를 이용하여 Fig. 20과 같이 기초실험과 기초이론을 통한 섬유물성과 수지물성을 입력하고 실제모델과 동일한 조건을 위해 Fig. 21과 같이 압력 실험에서 시험편의 하단부분 node는 움직이지 않게 모든 자유도를 구속시키고 시험편의 상단 node는 10 mm/min의 변위를 제어할 수 있도록 구속하였다. 위와 같은 모든 pre-post과정 후 Solver인 Ansys를 이용하여 유한요소 해석을 진행하였다.

Figs. 22~25은 최외각이 90°이고 계면수가 2, 3, 6, 7 개를 갖는 CFRP 원형 구조부에 대한 압력 유한요소 해석 결과 얻어진 하중 -변위 선도를 나타냈다. 또한 Figs. 26~29는 최외각이 0°이고 계면수가 2, 3, 6, 7 개를 갖는 CFRP 원형 구조부에 대한 압력 유한요소 해석 결과 얻어진 하중 -변위 선도를 나타냈다.

Figs. 30~31 과 같이 각 시험편 $[90_2/0_2]_s$, $[0_2/90_2]_2$, $[90/0]_{2s}$, $[0/90]_4$, $[0_2/90_2]_s$, $[90_2/0_2]_2$, $[0/90]_{2s}$, $[90/0]_4$ 는 초기에는 선형형태를 보이나 일정한 하중이 후 급격하게 하중이 증가하다가 최대강도에서 파단 되어 강도가 급격히 감소하는 형태로 나타났다. 최외각이 90°인 시험편 $[90_2/0_2]_s$ 최대하중은 30.457kN 을 $[0_2/90_2]_2$ 최대하중은 27.388kN 을 $[90/0]_{2s}$ 최대하중은 38.467kN 을 $[0/90]_4$ 최대하중은 27.02kN을 보였다. 또한 최외각이 0°인 시험편 $[0_2/90_2]_s$ 최대하중은 30.1074kN 을 $[90_2/0_2]_2$ 최대하중은 27.387kN 을 $[0/90]_{2s}$ 최대하중은 35.7369kN을 $[90/0]_4$ 최대하중은 27.512kN으로 해석 되었다.

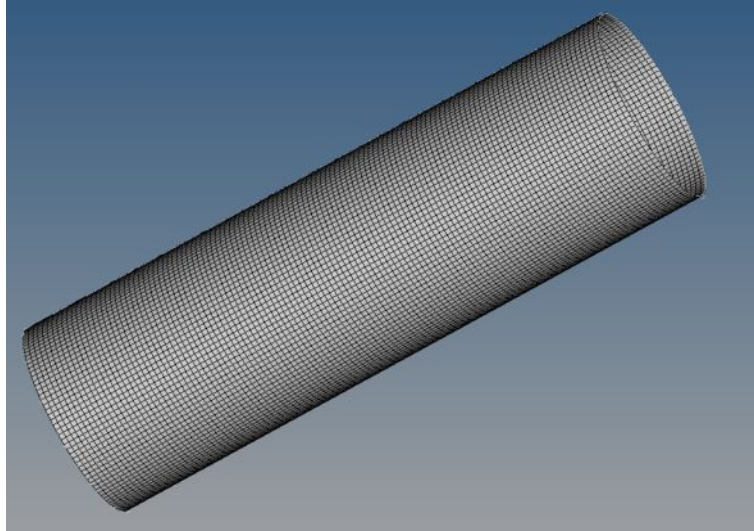


Fig. 19 Mesh Modeling for Collapse in Hypermesh

Property Name	Symbol	Value	Units
Longitudinal Modulus	E11	2.352000E+05	N/(mm ²)
Transverse Modulus	E22	1.435000E+04	N/(mm ²)
Shear Modulus	G12	1.636000E+04	N/(mm ²)
Shear Modulus	G23	4.944000E+03	N/(mm ²)
Poisson's Ratio	NU12	2.821000E-01	
Poisson's Ratio	NU23	4.513000E-01	
Tensile Strength	S11T	3.414000E+03	N/(mm ²)
Compressive Strength	S11C	7.543000E+02	N/(mm ²)

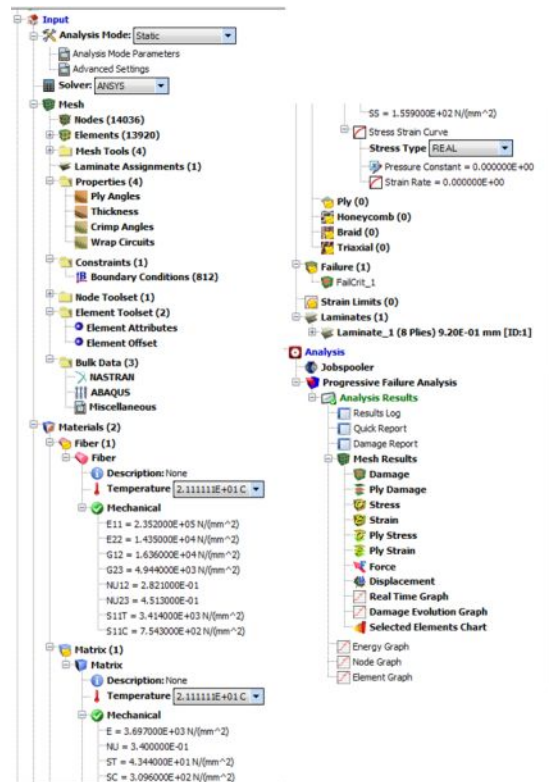
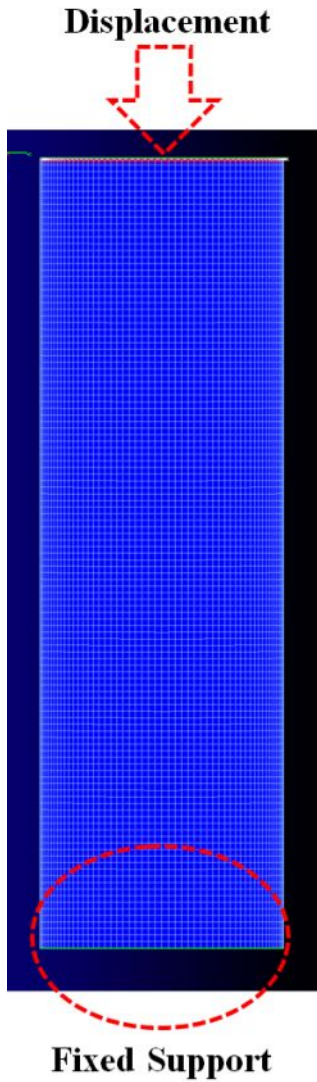
(a) Carbon Fiber Material Properties in GENOA

Property Name	Symbol	Value	Units
Modulus	E	3.697000E+03	N/(mm ²)
Poisson's Ratio	NU	3.400000E-01	
Tensile Strength	ST	4.344000E+01	N/(mm ²)
Compressive Strength	SC	3.096000E+02	N/(mm ²)
Shear Strength	SS	1.559000E+02	N/(mm ²)

(b) Matrix Material Properties in GENOA

Fig. 20 (a) Carbon Fiber Material Properties in GENOA

(b) Matrix Material Properties in GENOA



(a) Boundary Condition Setting

(b) GENOA Analysis Process

Fig. 21 (a) Boundary Condition Setting (b) GENOA Analysis Process

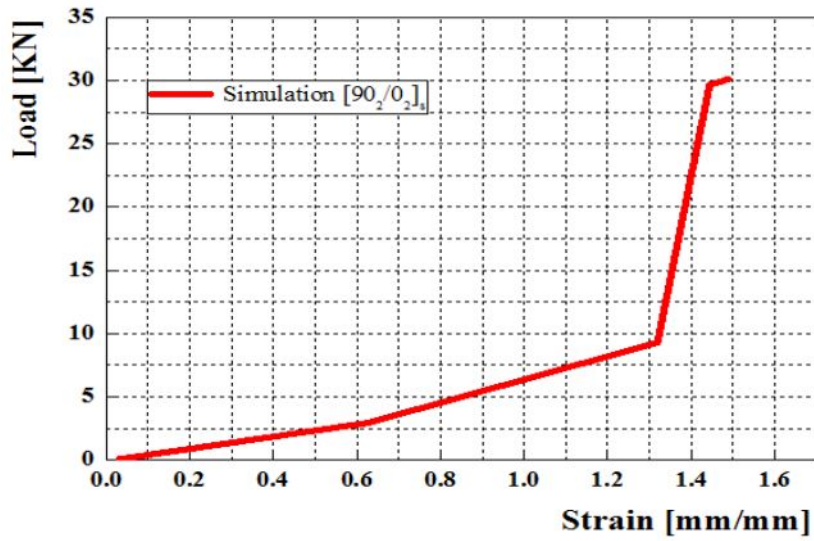


Fig. 22 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90_2/0_2]_s$

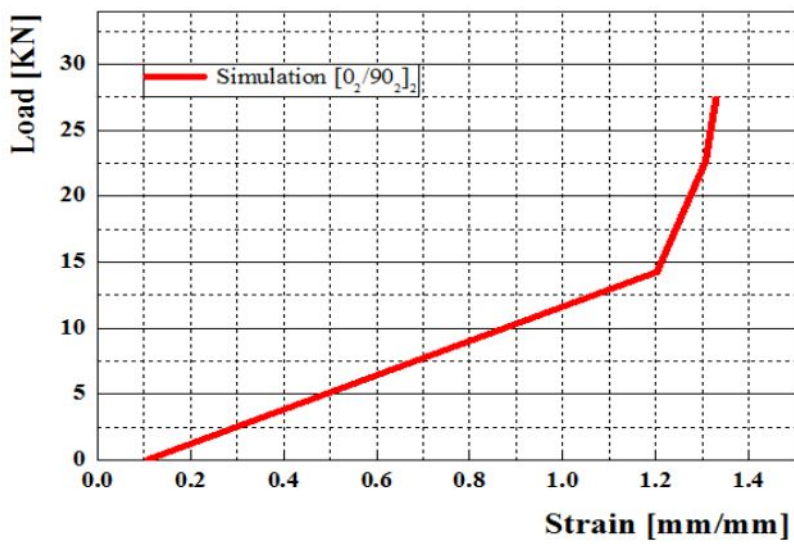


Fig. 23 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0_2/90_2]_2$

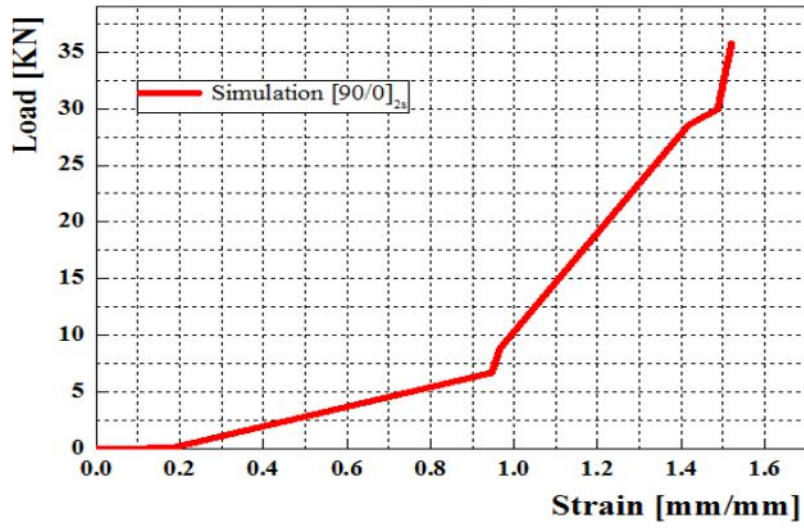


Fig. 24 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90/0]_{2s}$

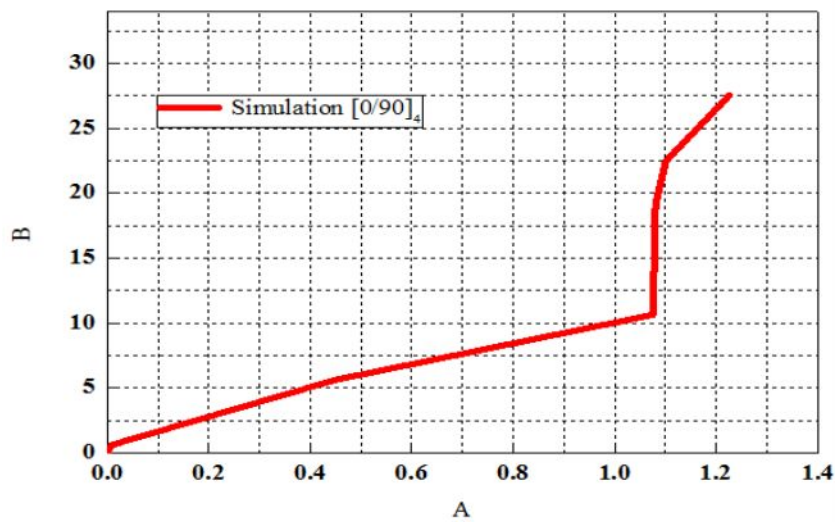


Fig. 25 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0/90]_4$

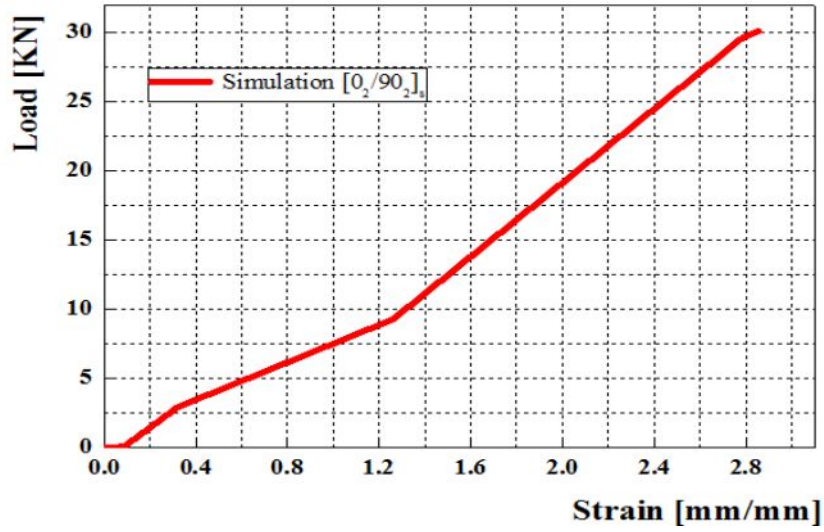


Fig. 26 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0_2/90_2]_s$

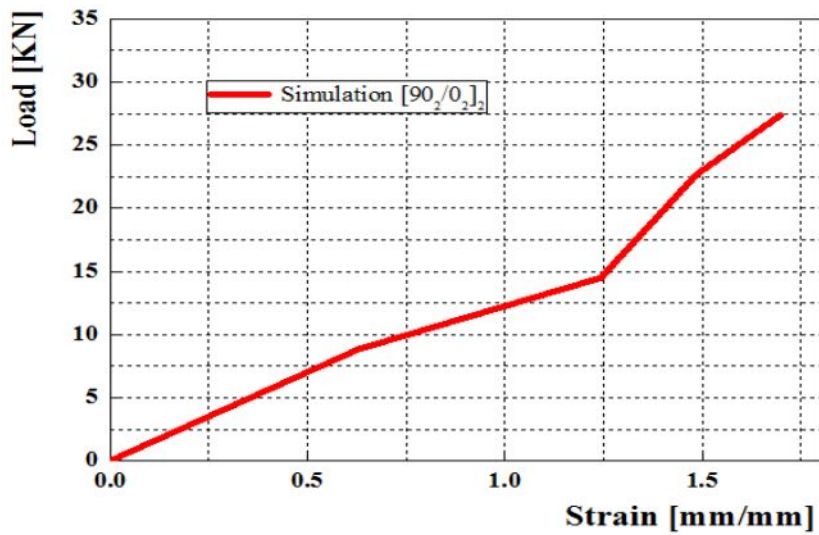


Fig. 27 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90_2/0_2]_2$

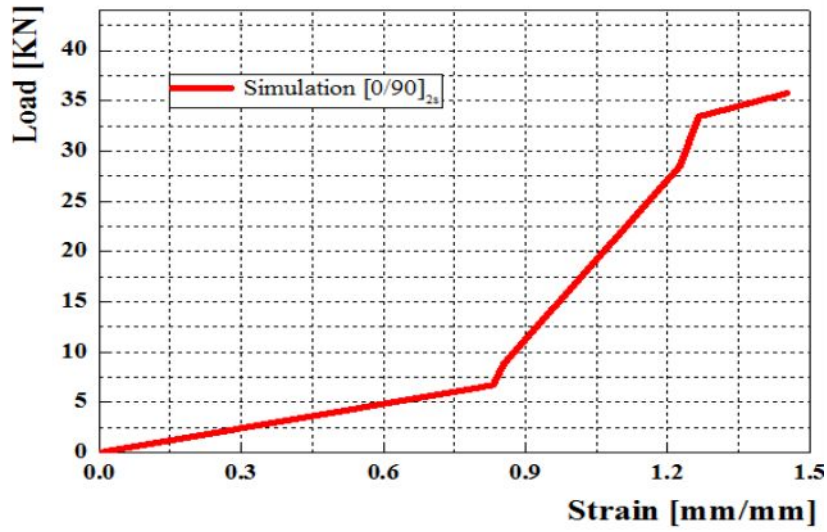


Fig. 28 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[0/90]_{2s}$

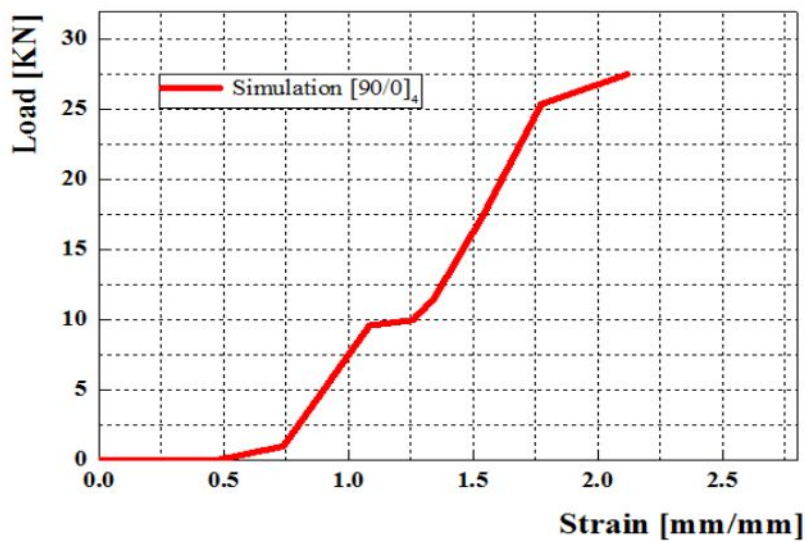


Fig. 29 Load-displacement curve of CFRP specimen from Simulation, $[90/0]_4$

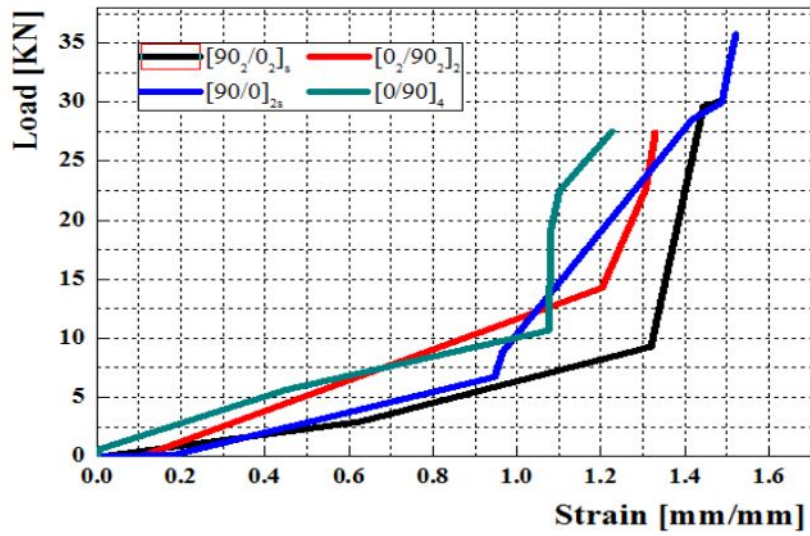


Fig. 30 Total Load-displacement curve of 90° external CFRP specimen from Simulation

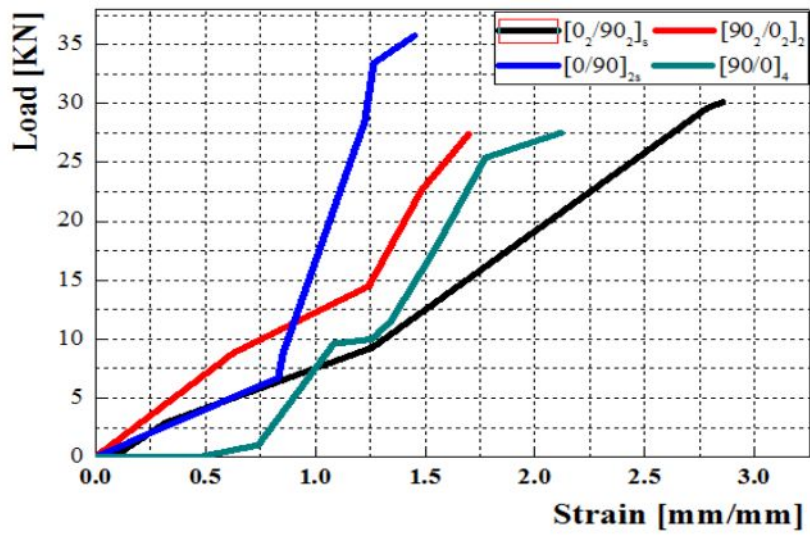


Fig. 31 Total Load-displacement curve of 0° external CFRP specimen from Simulation

제 5 장 결과 및 고찰

제 1절 계면수 변화에 따른 정적압괴특성

차량용 구조부재의 가장 기본적인 형상인 원통형 CFRP 구조부재에 대하여 계면수 변화에 따른 정적압괴실험을 하였으며, 그 결과로 얻은 하중-변위 선도를 통하여 압괴 특성 및 압괴모드에 관해 고찰하였다.

CFRP 원통형 구조부재의 최대하중은 계면수 변화 및 최외각층 각도 변화에 따라 많은 영향을 받으며 최외각층이 0°인 경우 계면수가 2, 3, 6개로 증가함에 따라 최대하중도 선형적으로 증가하는 경향을 보였으나, 7개의 계면수를 갖는 시험편은 감소하는 경향을 보였다.

최외각층이 90°인 경우 최외각층이 0°인 시험편 보다 다소 높은 최대하중을 보였다. 이러한 이유는 내부 0° 섬유층의 외측으로 확장하려는 lamina 굽힘을 방해하면서 0° 섬유층이 파단이 되어 더 많은 섬유층의 파단으로 인해 가장 높은 하중값을 보였다. 또한 계면수 증가에 따라 최외각층이 0° 시험편과 같이 2, 3, 6개로 증가함에 따라 최대하중도 선형적으로 증가하는 경향을 보였으나, 7개의 계면수를 갖는 시험편은 감소하는 경향을 보였다. 그 이유는 CFRP 구조부재의 압괴특성은 층간크랙, 층내크랙 등으로 인한 에너지 흡수를 하여 평균 압괴하중을 높이는 작용을 하나 일정한 계면수 이상일 경우 층내크랙이 발생하나 층간 두께 감소로 인한 층간크랙 감소로 인하여 평균하중이 감소되기 때문이다.

제 2절 압계실험과 유한요소해석

본 연구에서 사용된 CFRP의 물성을 예측하기 위한 기초실험과 Micro Mechanical 기초이론을 통하여 탄소섬유와 수지의 물성을 얻었고 이를 바탕으로 Orthotropic Material 이론식에 의한 유한요소해석을 진행하고 각각의 하중-변위 선도 등을 얻었다. 예측데이터의 신뢰성을 확보하기 위해 유한요소해석에서 진행한 실험을 실제 모델로 제작하고 실험 후 결과와 비교평가 하였다.

최외각층이 90°인 시험편의 압계실험과 압계유한요소해석 결과를 비교하여 Fig. 32~35와 Table 4에 나타냈다. $[90_2/0_2]_s$ 시험편의 경우 유한요소해석과 실험의 차이가 약 8.6% 오차율을 보였다. 또한 $[0_2/90_2]_2$ 시험편의 경우 약 14% 정도의 오차율을 보이고, $[90/0]_{2s}$ 시험편의 경우 약 1.04% 정도 오차율을 보이고, $[0/90]_4$ 시험편의 경우 약 12% 오차율을 보였다. 최외각층이 90°인 시험편의 경우 대체적으로 약 10%내외의 오차율을 보였다.

최외각층이 0°인 시험편의 압계실험과 압계유한요소해석 결과를 비교하여 Fig. 36~39와 Table 5에 나타냈다. $[0_2/90_2]_s$ 시험편의 경우 10.48% 오차율을 보이고, $[90_2/0_2]_2$ 시험편의 경우 12.93% 오차율을 보였다. 또한 $[0/90]_{2s}$ 시험편의 경우 2.72% 오차율을 보이고 $[90/0]_4$ 시험편의 경우 6.34% 오차율을 보였다. 최외각층이 0°인 시험편 또한 대체적으로 약 10%내외의 오차율을 보였다. 즉 유한요소해석을 CFRP 정적압계에 적용한 결과 10%내외의 오차율을 보이기 때문에 유한요소해석을 통한 예측이 어느 정도 가능한 것으로 판명되었다.

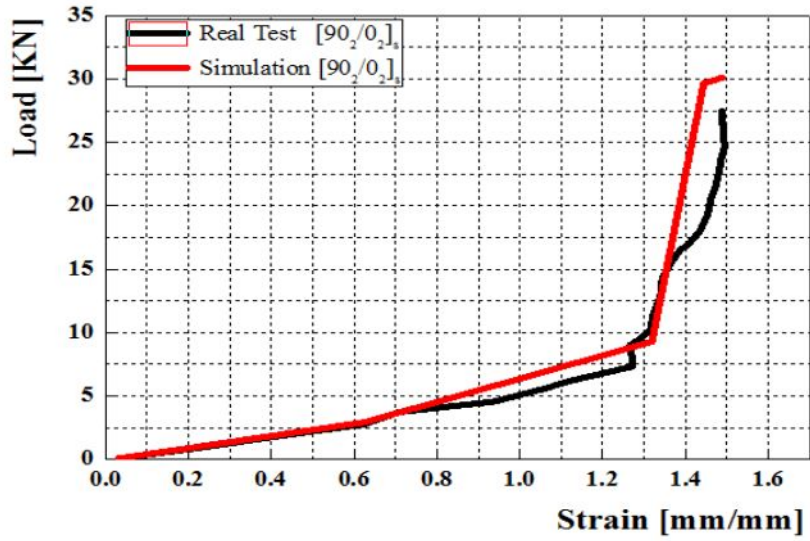


Fig. 32 Comparison between test and Simulation for $[90_2/0_2]_s$ Load-Strain Curve

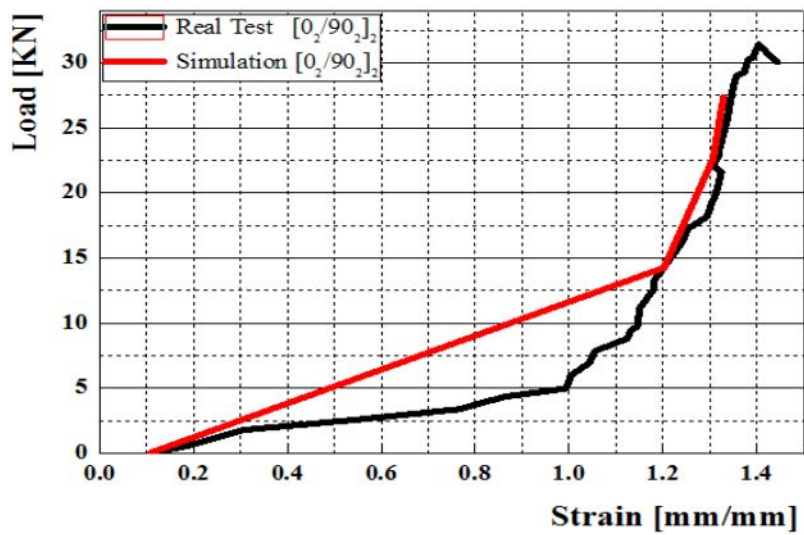


Fig. 33 Comparison between test and Simulation for $[0_2/90_2]_2$ Load-Strain Curve

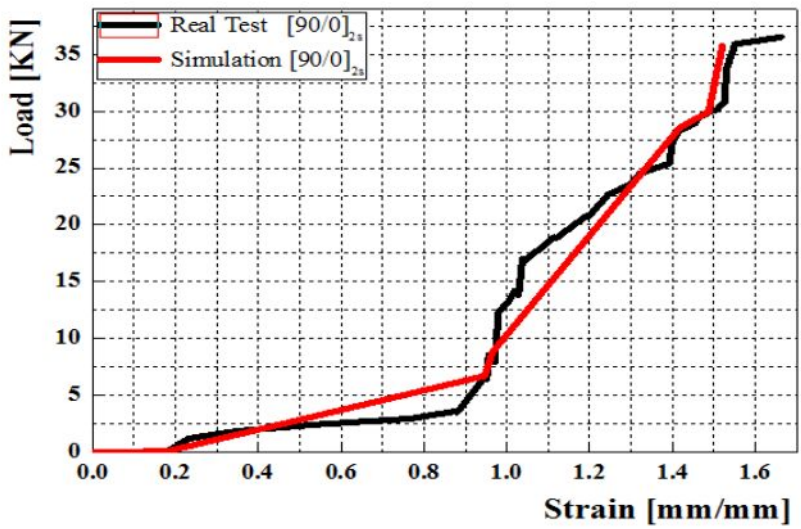


Fig. 34 Comparison between test and Simulation for $[90/0]_{2s}$
Load-Strain Curve

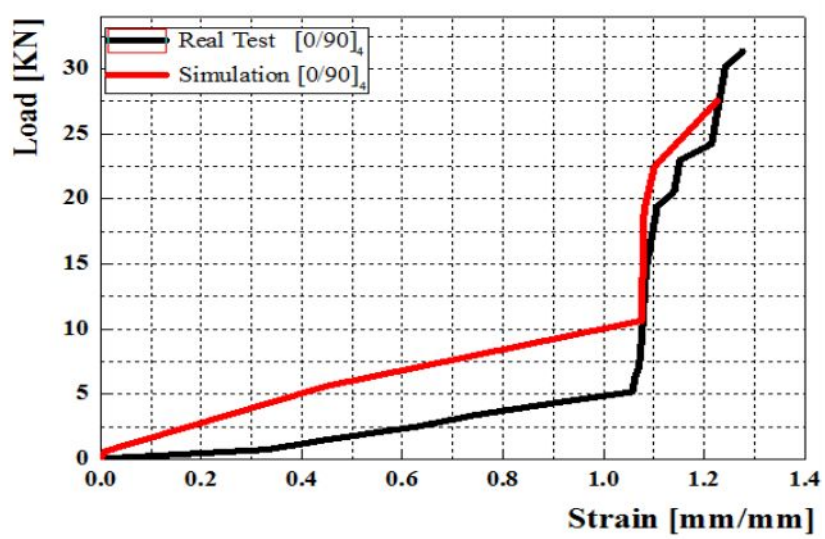


Fig. 35 Comparison between test and Simulation for $[0/90]_4$
Load-Strain Curve

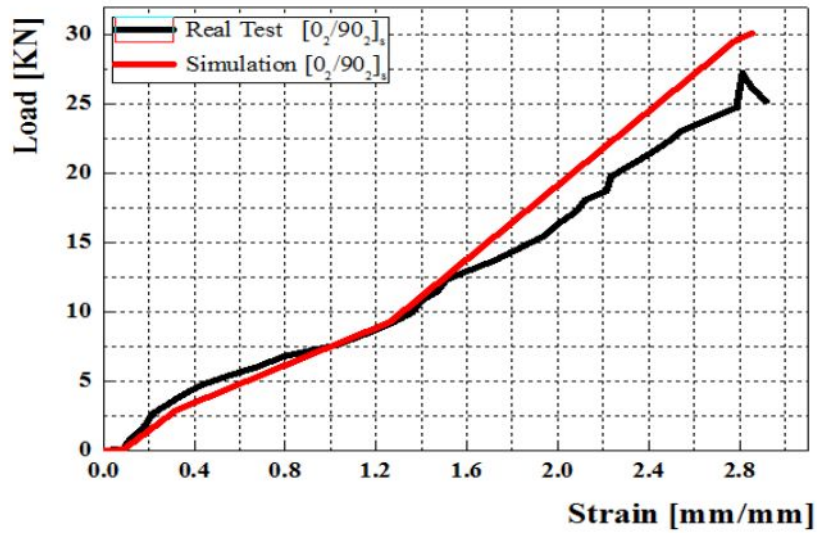


Fig. 36 Comparison between test and Simulation for $[0_2/90_2]_s$
Load-Strain Curve

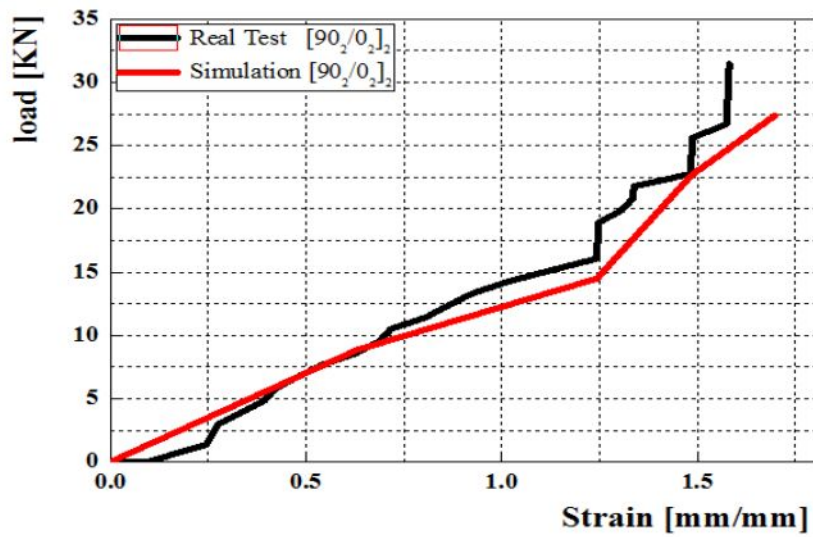


Fig. 37 Comparison between test and Simulation for $[90_2/0_2]_2$
Load-Strain Curve

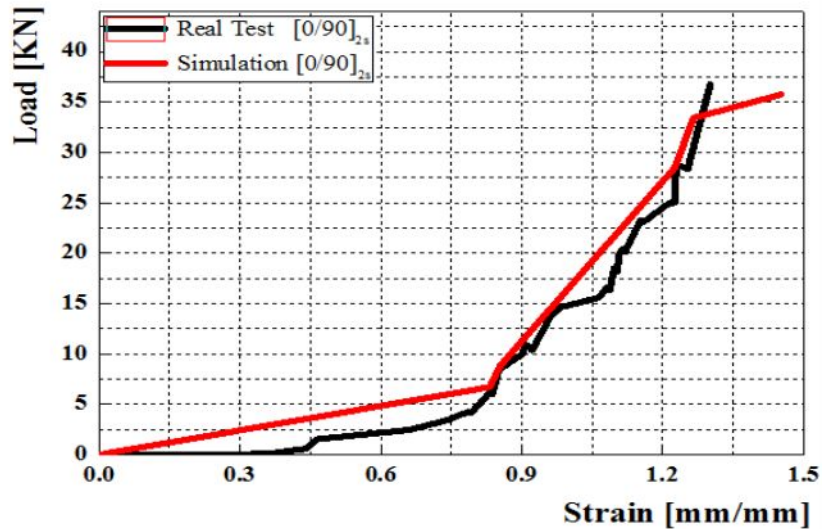


Fig. 38 Comparison between test and Simulation for [0/90]_{2s}
Load-Strain Curve

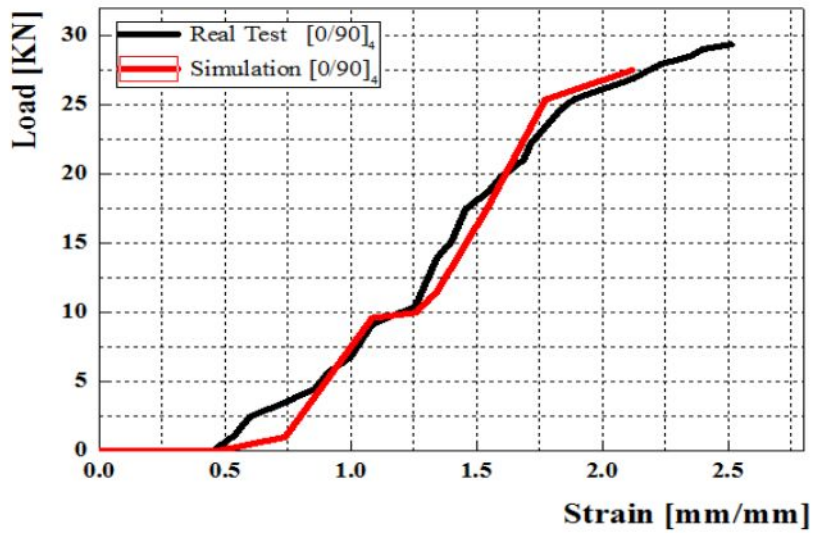


Fig. 39 Comparison between test and Simulation for [90/0]₄
Load-Strain Curve

Table 8 Comparison data of Test and Simulation at external 90°

Characteristics Type	Real Test	Simulation	Deviation
[90 ₂ /0 ₂] _s	27.4855 kN	30.09945 KN	-8.6%
[0 ₂ /90 ₂] ₂	31.3784 kN	27.38737 KN	14%
[90/0] _{2s}	36.5169 kN	36.13652 KN	1.04%
[0/90] ₄	31.3456 kN	27.51257 KN	12%

Table. 9 Comparison data of Test and Simulation at external 0°

Characteristics Type	Real Test	Simulation	Deviation
[0 ₂ /90 ₂] _s	27.2512 kN	30.10749 kN	-10.48%
[90 ₂ /0 ₂] ₂	31.4572 kN	27.38757 kN	12.93%
[0/90] _{2s}	36.7385 kN	35.73693 kN	2.72%
[90/0] ₄	29.378 kN	27.51283 kN	6.34%

제 6장 결 론

본 연구에서는 차량 경량화 및 연비개선을 위한 방안으로 강도 및 비강도, 피부식성등이 높은 탄소섬유복합재를 이용하여 자동차 구조부재로 사용하기 위해 구조부재 기본형태인 원형부재 형태로 시험편을 제작하여 정적 압괴실험을 실시하였다. 또한 자동차 구조부재로 사용중인 CFRP의 탄소섬유와 수지 물성을 구하여 적층 방법 및 최외각 각도 변화에 따른 예측이 가능한 유한요소해석 방법을 제시하고, 유한요소해석 결과물과 실제 실험결과와 비교하여 신뢰성을 검증 행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. CFRP 원형 구조부재는 적층방법 및 최외각에 따라 횡방향 전단 및 lamina 굽힘, 국부 좌굴등 압괴모드가 조합된 형태의 압괴모드로 압괴되는 것을 확인할 수 있었다.
2. 0°, 90° 시험편은 섬유가 부재의 외측으로 확장하고 파단되면서 압괴되는 파쇄 확장 모드(fragmentation and splaying mode)의 형태로 압괴되었다. 파쇄 확장 모드는 축 방향의 섬유가 외측으로 확장되어 바깥쪽으로 벗어나려 하지만 90°의 섬유의 영향으로 확장되면서 90°의 섬유와 함께 파단 되면서 압괴된다.
3. 최외각이 0°인 경우 최외각 섬유가 lamina 굽힘을 함으로서 내부섬유들의 lamina 파단을 유도하기 때문에 최외각이 90°인 경우보다 낮은 하중값을 보였다. 그러나 최외각이 90°인 경우 내부 0°섬유의 외측으로 확장하려는 lamina 굽힘을 방해하면서 0°섬유가 파단이 되어 더 많은 섬유의 파단으로 인해 가장 높은 하중값을 보였다.

4. 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가함에 따라 6계면수를 갖는 시험편 까지는 하중이 선형적으로 증가하다가 7계면을 갖는 시험편에서는 감소하는 경향을 나타냈다.
5. 최외각 변화에 따른 유한요소해석과 실험결과 값을 하중-변위 선도를 및 최대하중을 비교분석해 본 결과 $[0_2/90_2]_s$, $[90_2/0_2]_2$, $[0/90]_{2s}$, $[90/0]_4$ 시험편의 경우 최대 12.93% 오차율을 보였고, $[90_2/0_2]_s$, $[0_2/90_2]_2$, $[90/0]_{2s}$, $[0/90]_4$ 시험편 또한 대체적으로 14% 내외의 오차율을 보였다.
6. 기초실험 및 기초이론을 통한 섬유 물성 및 수지 물성을 유한요소해석 CFRP 정적압괴에 적용한 결과 10%내외의 오차율을 보이기 때문에 유한요소 해석을 통한 예측이 가능하고 물성 또한 유효한 것으로 판명되었다.
7. 시험편 제작 시 Prepreg Sheet 이동 및 보관 방법 및 절단, 적층방법, 성형조건 등 제작방법에 대한 정확성을 통하여 실험 데이터의 재현성 확보가 요구됨을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

<국내 문헌>

1. 임중대. “자동차 경량소재 부품화 공정기술 동향.”, 한국자동차공학회, pp34-47, Vol.27, No.6, 2014.
2. 김경환. “CFRP 적층판의 적층두께에 따른 물성치 예측 연구.” 조선대학교 석사논문, 2015.
3. 정향철. “FEM을 이용한 적층각도 변화에 따른 CFRP 판의 물성치 예측 및 신뢰성 평가.” 조선대학교 석사논문, 2014.
4. 김치중. “FEM을 이용한 동일 적층각 CFRP 평판의 적층수 변화에 따른 물성치 예측.” 조선대학교 석사논문, 2014.
5. 방정민. "시뮬레이션 기법에 의한 CFRP 적층각에 따른 강도 예측 연구." 조선대학교 석사논문, 2011.
6. 정주영. “유한요소법을 이용한 CFRP 구조 부재의 동적거동에 관한 연구.” 조선대학교 석사논문, 2010.
7. 강성직. “FEM을 이용한 Hole가공 CFRP 적층판의 응력해석.” 조선대학교 석사논문, 2016
8. 김정호. “FEM을 이용한 CFRP 설계변수에 따른 재료물성 획득 연구” 조선대학교 박사논문, 2016
9. 양인영, 김정호, 김지훈, “경량화 CFRP 부재의 휨 강도와 강성 특성” 『한국정밀공학회지』 제25권 11호 pp.95-99, 2008.
10. 김지훈, 김정호, 차천석, 양인영, “적층각도변화에 따른 CFRP & 혼성 모자형 구조부재의 굽힘 특성” 『한국공작기계학회논문집』 제17권 3호 pp.34-39, 2008.
11. 최진호, 전영준, 권진희, “기계적으로 체결된 복합재료 조인트의 강도에 관한 연구” 『한국복합재료학회지』 제15권 4호 pp.9-16, 2002.
12. 김건희, 임도완, 최진호, 권진희, 이태주, 송민환, 신상준, “모자(Hat)형 보강재를 가진 복합재 패널의 제작과 평가” 『한국복합재료학회지』 제23권 2

- 호 pp.31-39, 2010.
13. 김정호, 정종안, 김지훈, “원통단면 탄소복합재와 혼성 구조부재의 굽힘 특성 평가” 『한국생산제조시스템학회지』 제21권 3호 pp.421-424, 2012.
 14. 이길성, 박으뜸, 양인영, “적층조건에 따른 혼성 원형 박육부재의 충격압괴 거동” 『한국생공작기계학회지』 제19권 2호 pp.235-240, 2010.
 15. 양용준, 국현, 양인영, “온도 변화에 따른 열습 환경하에서의 CFRP 모자형 단면부재의 강도평가” 『한국생산제조시스템학회』 제21권 6호 pp.892~896, 2012.
 16. 고성위, 최영근, “CFRP 복합재의 적층방향에 대한 마찰 및 마모 특성” 『한국동력기계공학회지』 제9권 2호 pp.57-64, 2005.
 17. 김광철, “ANSYS를 이용한 실대재의 휨특성에 대한 연구” 『한국가구학회지』 제22권 4호 pp.323-329, 2011.
 18. 강민성, 박홍선, 최정훈, 구재민, 석창석, “평직 CFRP 적층복합재료의 섬유 배열각도에 따른 파괴강도 예측” 『대한기계학회논문집』 A권 제36권 8호 pp.881-887, 2012.
 19. 최병희, 김호중, 김지훈, “초소형나사의 CFRP 적층판 적용에 따른 체결특성에 관한 연구” 『대한기계학회논문집』 A권 제38권 11호 pp.1239-1243, 2014.
 20. 공창덕, 박현범, 이승현, “탄소섬유/에폭시 면재, 알루미늄 허니컴 코어 샌드위치 복합재 구조의 압입 손상에 의한 잔류강도 연구” 『한국복합재료학회지』 제22권 2호 pp.24-29, 2009.
 21. 공창덕, 최수현, 박현범, 김상훈, “500W급 풍력발전기 복합재 블레이드의 설계 및 충격손상 안전성연구” 『한국복합재료학회지』 제22권 1호 pp.22-31, 2009.
 22. 강지웅, 권오현, 유진규, “AL/CFRP 복합재료의 인장파괴거동” 『한국안전학회지』 제24권 2호 pp.23-29, 2009.
 23. 장승환, “직물 복합재료의 드레이핑 미소 거동 관찰 : 일방향 편향 인장실험과 이축 인장실험” 『한국복합재료학회지』 제17권 1호 pp.57-64, 2004.

24. 안상수, 홍석우, 구재민, 석창석, “충격 손상을 받은 항공기용 복합재료의 압축잔류강도 평가” 『대한기계학회논문집』 A권 제37권 4호 pp.503-509, 2013.
25. 오대균, 이창우, 정우철, 류철호, “50피트급 탄소섬유강화복합재료 크루즈 보트의 기본설계 및 특성” 『한국복합재료지』 제17권 1호 pp.57-64, 2004.
26. 유영찬, 최기선, 강인석, 김공환, “구조보강용 FRP 복합체의 역학적 특성치 분석을 위한 인장시험방법 평가 연구” 『구조물진단학회지』 제12권 1호 pp.73~80, 2008.
27. 김진만, 정미루, 이재홍, 윤광섭. “복합재료 패넬로 보강된 철근 콘크리트 보의 휨 해석” 『대한건축학회 학술대회 논문집』 제28권 1호 pp.431-434, 2008.
28. 윤지용, 김상우, 박봉현, 이성훈, 권태현, 김기태. “단섬유강화 플라스틱 복합재료 구조해석 기법 연구” 『한국복합재료학회 논문집』, pp41~47, 2011.08
29. 한성천, “개선된 고차이론을 이용한 복합재료 적층 구조물의 탄성 및 점탄성적 휨, 진동해석”, 한국강구조학회, pp1~12, 한국강구조학회 논문집 제14권 1호, 2002.
30. 이길성. “충격 흡수용 경량화 차체구조부재의 안전성능 평가.” 조선대학교 박사논문. 2008
31. 서현경. 경량화 AI/CFRP 혼상부재의 충격압괴특성. “ 조선대학교 석사논문 2008.

<국외 문헌>

32. AUTODYN Composite Modelling, USA, ANSYS release 13.0.
33. Dassault System PLM Software, FRANCE, CATIA V5.
34. Alphastar(www.alphastarcop.com), USA, GENOA.
35. J. H. Kim and I. Y. Yang, “Characteristics of CFRP Structure of

- Bending Strength and Rigidity According to Stacking Orientation Angle” *The Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 34, pp.21–27, 2009.
36. 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
37. Haider Al–Zubaidy, Xiao–Ling Zhao and Riadh Al–Mahaidi, “Mechanical characterisation of the dynamic tensile properties of CFRP sheet and adhesive at medium strain rates” *Composite Structure*, 96, pp153–164, 2013.
38. A. S. Prasad, K. V. Ramana, V. B. K. Murthy, and G. S. Rao, “Role of Finite Element Method (FEM) in predicting transverse modulus of Fiber–Reinforced Polymer (FRP) composites: a revelation,” *International Journal of Physical Sciences*, vol. 8, no. 25, pp. 1341–1349, 2013.
39. V. S. Sai, M. R. S. Satyansarayana, V. B. K. Murthy, G. S. Rao and A. S. Prasad, “An Experimental Simulation to Validata FEM to Predict Transverse Young's Modulus of FRP Composite,” *Advanced in Materials Science and Engineering*, vol. 2013, pp. 1–6, 2013.
40. Hyoung–Soo Kim, Goichi Ben and Nao Sugimoto, “Comparison of Experimental Results with FEM for Impact Response Behavior of CFRP Tubes and CFRP/AL Hybrid Beams for Absorbing Impact Energy in Full–lap and Side Collisions of Automobiles” *Report of the Research Institute of Industrial Technology, Nihon University*, 90, pp.1–12, 2007
41. 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.

42. A. Alavi Nia, Kh. Fallah Nejad, H. Badnava and H.R. Farhoudi, "Effects of buckling initiators on mechanical behavior of thin-walled square tubes subjected to oblique loading" *Thin-Walled Structure*, 59, pp. 87-96, 2012
43. A. S. Prasad, K. V. Ramana, V. B. K. Murthy, and G. S. Rao, "Role of Finite Element Method (FEM) in predicting transverse modulus of Fiber-Reinforced Polymer (FRP) composites: a revelation," *International Journal of Physical Sciences*, vol. 8, no. 25, pp. 1341-1349, 2013