



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 8월
박사학위 논문

CFRP 구조부재의 충격압케
특성평가를 위한 유한요소해석
평가기법 연구

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

윤 재 곤

CFRP 구조부재의 충격압괴 특성평가를 위한 유한요소해석 평가기법 연구

A Study on the FEM Technique for
Evaluation of Impact Collapse Characteristics
in CFRP Structural Members

2017 년 8 월 25 일

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

윤 재 곤

CFRP 구조부재의 충격압괴
특성평가를 위한 유한요소해석
평가기법 연구

지도교수 김 지 훈

이 논문을 공학박사학위신청 논문으로 제출함

2017 년 4 월

조선대학교 대학원

기계시스템공학과

윤 재 곤

윤재곤의 박사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	교수	양인영 (인)
위원	조선대학교	조교수	박설현 (인)
위원	중소기업진흥공단	전문위원	민한기 (인)
위원	(주)휴먼컴퍼지트	소장	이길성 (인)
위원	조선대학교	부교수	김지훈 (인)

2017 년 06 월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF FIGURES	I
LIST OF TABLES	VI
LIST OF PHOTOGRAPHS	VII
ABSTRACT	VIII
제 1 장 서론	
1-1 연구배경 및 동향	1
1-2 연구목적 및 필요성	6
1-3 연구방법	7
제 2 장 기초이론	
2-1 CFRP 재료물성 획득이론	9
2-2 복합재료 파손이론	15
2-2-1 Tsai-Wu 파손이론	16
2-2-2 Tsai-Hill 파손이론	19
2-2-3 Hashin 파손이론	21
제 3 장 시험편 및 실험방법	
3-1 시험편	23
3-1-1 재료물성획득 시험편	23
3-1-2 CFRP 원형단면 구조부재 시험편	27

3-2 실험방법 및 결과	30
3-2-1 재료물성획득 실험	30
3-2-2 CFRP 원형단면 구조부재 충격압괴 실험	47
제 4 장 유한요소해석 평가	
4-1 유한요소해석 방법	54
4-2 유한요소해석 방법에 따른 결과	57
4-2-1 파손이론에 따른 결과	61
4-2-2 최외적층각과 계면수변화에 따른 결과	71
제 5 장 결과 및 고찰	78
제 6 장 결 론	89
【참고문헌】	91

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Expected to produce carbon composite parts in 2020	05
Fig. 2 Research process flowchart	08
Fig. 3 Dimension of Tension Specimen	25
Fig. 4 Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry & Drafting	29
Fig. 5 Diagram of Measurement System	31
Fig. 6 The Stress-Strain Curve of Tension 0°	36
Fig. 7 The Stress-Strain Curve of Tension 90°	36
Fig. 8 The Stress-Strain Curve of Compression 0°	37
Fig. 9 The Stress-Strain Curve of Compression 90°	37
Fig. 10 The Stress-Strain Curve of In-Plain Shear	38
Fig. 11 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension 0°	41
Fig. 12 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension 90°	42

Fig. 13 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Compress 0°	43
Fig. 14 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Compress 90°	44
Fig. 15 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Shear	45
Fig. 16 Impact testing setup for crushing	49
Fig. 17 Load-displacement curve of orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7	51
Fig. 18 Load-displacement curve of orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7	51
Fig. 19 Relationship between mean load and interface number	52
Fig. 20 Relationship between maximum load and interface number	52
Fig. 21 Boundary Condition Setting	55
Fig. 22 The stress resultant received by lamininate with orientation angle 0° & Interface number 2	58
Fig. 23 The stress resultant received by lamininate with orientation angle 0° & Interface number 3	59

Fig. 24 The stress resultant received by laminate with orientation angle 90°
& Interface number 7 60

Fig. 25 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 2)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 63

Fig. 26 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 3)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 64

Fig. 27 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 6)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 65

Fig. 28 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 7)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 66

Fig. 29 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 2)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 67

Fig. 30 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 3)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 68

Fig. 31 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 6)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 69

Fig. 32 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 7)
(Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria) 70

Fig. 33 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle
 0° & Interface number 2,3,6,7 (Tsai-Wu Failure Criteria) 72

Fig. 34 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle 0° & Interface number 2,3,6,7 (Tsai-Hill Failure Criteria)	73
Fig. 35 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle 0° & Interface number 2,3,6,7 (Hashin Failure Criteria)	74
Fig. 36 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7 (Tsai-Wu Failure Criteria)	75
Fig. 37 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7 (Tsai-Hill Failure Criteria)	76
Fig. 38 Load-displacement curve of CFRP Circular member with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7 (Hashin Failure Criteria)	77
Fig. 39 Load-IN curve of Failure Criteria (orientation angle 90°)	80
Fig. 40 Load-IN curve of Failure Criteria (orientation angle 0°)	80
Fig. 41 Load-IN curve of Failure Criteria (Matrix of the outermost stacking angle 0°)	81
Fig. 42 Load-IN curve of Failure Criteria with mean value (orientation angle 0°)	81
Fig. 43 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle (IN 2)	82

Fig. 44 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle
(IN 3) 83

Fig. 45 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle
(IN 6) 84

Fig. 46 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle
(IN 7) 85

Fig. 47 Load-IN curve of Failure Criteria with Mean value
(orientation angle 0°) 87

Fig. 48 Load-IN curve of Failure Criteria with Mean value
(orientation angle 0°) 87

LIST OF TABLES

Table 1	Manufacture Condition of Specimen (Standard R/C)	24
Table 2	Specimen Size	25
Table 3	Material properties of the CFRP prepreg sheet	28
Table 4	The Data of Basic Test	38
Table 5	Fiber & Matrix Property	40
Table 6	Comparison Data of Simulation and Test	46
Table 7	Collapse test results	53
Table 8	FEM boundary conditions	56
Table 9	Comparison Data of Simulation and Test Maximum collapse load	86
Table 10	Comparison Data of Simulation and Test Mean collapse load	88

LIST OF PHOTOGRAPHS

Photo 1 Shape of Specimen	26
Photo 2 Autoclave	28
Photo 3 Universal testing machine	32
Photo 4 Strain Meter	32
Photo 5 Tensile Test Device	33
Photo 6 Compression Test Device	34

ABSTRACT

A Study on the FEM Technique for Evaluation of Impact Collapse Characteristics in CFRP Structural Members

Yun, Jae-Gon

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

Dept of Mechanical System Engineering,

Graduate School of Chosun University.

CFRP is not only an improvement in fuel efficiency through vehicle weight reduction but also a high proportion of materials in the development of Future Eco vehicles. Therefore, technology development and application and research of new materials are actively proceeding.

In this study, tensile, compressive and shear test specimens are prepared according to ASTM standard to obtain basic properties. Then, the experimental data necessary for predicting the properties of composite materials are obtained. Also, through the FEM, impact collapse analysis was performed according to the change of the interface numbers of 2, 3, 6, 7 when the outermost orientation angles of the circular CFRP structural members were 0° and 90° , respectively. through this study, the FEM method for evaluating the impact collapse characteristics of CFRP structural members was studied by comparing the load - displacement diagrams based on the actual experimental data of CFRP and the load - displacement diagrams using the FEM. the conclusion is as follows.

1. The CFRP composite material properties were obtained by numerical analysis using the micro-mechanics theory based on the basic properties of the material test, and the validity was confirmed by comparing with the actual experimental DATA.
2. The material properties obtained by numerical analysis can be used as material properties by inputting into FEM. The changed material properties were applied during each analysis during the damage behavior of the CFRP structural members due to external forces. Using the failure theory of Tsai-Wu, Tsai-Hill, and Hashin, the results were almost similar to those of the experimental results.
3. The results of the FEM showed a similar or somewhat higher peak load and average load when compared with the experimental results in the case of the outermost orientation angle of 90° . In the FEM, the fibers in the outermost orientation plane are constrained to be connected to each other after rotating around the cylinder. However, in the actual experiment, it is considered that the test value of the maximum load appears to be low because the fibers are made to be broken when the fibers are stacked on the cylinder during the production of the test piece.
4. In the case of the outermost orientation angle of 0° , the maximum / mean load increases slightly with the increase of the number of interfaces, but in the FEM, the maximum / mean load increase increases rapidly as the number of interfaces increases. It is considered that the fracture behavior of the outermost stacking portion is determined by the strength of the outermost layer matrix only when the outermost orientation angle of the circular cross-sectional structural member is 0° , but the influence of the fibers is almost zero. Accordingly, if the number of interfaces is small, the number of outermost orientation increases and the strength decreases. If the number of interfaces increases, the number of plies in the outermost orientation decreases and the strength increases.

5. In the case of impact collapse of circular CFRP structural members, the FEM and experiment showed that the outermost orientation angle was 90° higher than that of 0° . As a result, it was found that the outermost orientation angle was 90° and the case of 3 ~ 6 interface showed excellent characteristics.

6. As a result, material properties acquisition method, the FEM method, material property input method and material property update method for finite element analysis of CFRP structural members were derived. In addition, the validity of the FEM was verified by confirming similar results to the experimental results in the FEM by applying the composite failure theory.

제 1 장 서 론

1-1 연구배경 및 동향

근래의 자동차산업은 기존의 내연기관의 다운사이징 등을 통한 성능이나 효율향상만으로는 각국의 강화된 환경기준을 만족하는 것이 쉽지 않은 것이 현실이다. 이에 따른 결과로 자동차제조업계의 가장 중요한 트렌드로 부각된 것이 차체경량화이며, 이는 이전보다 가벼우면서 내충격성 및 내열성 등의 성능만족에 적합한 소재가 필요한 추세와 더불어 차체소재에서 금속소재의 비중은 감소하고 복합소재의 증가현상으로 나타나고 있다. 차량의 경량화는 연비를 높이고 이산화탄소(CO₂)의 배출량을 저감하며 제동성 향상, 가속성 증대, 드라이빙 다이내믹스 증대, 도로 보호, 안락성 증대, 회복성 강화, 주행거리 증대, 자원 재활용, 공장환경 개선 등의 많은 도전과제를 해결 하고 있다.¹⁾

차량의 연비와 충돌대책 등으로 인한 지난 20년간의 자동차 보디(Body)는 1990년대의 자동차 충돌시험(NCAP _ New Car Assessment Program) 등의 의무화와 더불어 급격하게 변화 되었다. 초기에 Steel을 사다리 모양으로 용접한 H형 프레임(Ladder type frame)과 여러 방향의 응력을 패널면적으로 흡수할 수 있도록 강판을 성형하여 요철구조나 폐쇄단면 구조를 가진 모노코크(monocoque) 프레임으로의 변화가 시작되었고, 모노코크 프레임의 경우에는 기존의 압연강판이 370~390MPa 소재가 주류였는데, 2000년대 이후에는 1180MPa이상에서 1500MPa이상의 초고장력강판을 자동차보디의 뼈대로 사용하고 있는 등의 급성장을 하고 있다.²⁾ 또한 최근 양산 차량의 차체 기술동향을 보면 각 방향에 대해서 충돌의 대책에 관한 요구가 상당히 높아짐에 따라 엔진룸 전체를 감싸는 크로스멤버와 차량의 실내의 측면, 하부의 사이드 멤버와 필러, 그리고 사다리 형상의 플로어 패널 등의 주요멤버를 튼튼하게 하는 동시에 외부충격 등의 압력에 대한 변형을 조절할 수 있도록 강판의 두께나 형상을 설계하는 것이 일반적이다. 더욱이 친환경 미래 자동차 개발에서 바디의 소재도 알루미늄, 마그네슘, 복합재료 등으로 소재분야가 차지하는 비중

이 높기 때문에 기술개발과 신소재 적용을 위한 경쟁이 치열해지고 있다.³⁾ 실제로 차량무게는 연비에 직접적인 영향을 미치며, 일반적으로 차량 무게가 10%가벼워질 때 마다 연비는 약6%의 연비향상을 도모한다고 알려져 있다. 차체의 무게를 줄이는 방법은 개별 부품의 두께감소, 부품의 간소화와 통합화 및 구조변경을 동반한 소재전환 등이 있으나 가장 효과적인 것은 소재의 경량화를 통해 가능하다고 볼 때 가장 중량이 무거운 철강 사용비중을 줄이는 대신 알루미늄과 플라스틱의 비중을 늘리고 동시에 신소재를 개발하는 방법이 있다. 현재는 알루미늄과 마그네슘 등의 금속수지 복합재료, 폴리머 및 폴리머 수지 복합재료와 같은 경량재료가 방위와 우주항공 산업 등에 성공적으로 개발되어 사용되어지고 있다. 이와 같은 고기능 재료이면서 비강도, 비강성이 우수하며 이방성을 갖는 복합재료 중 하나인 탄소섬유강화 플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastics: CFRP)은 동일 용적에 활용할 시에는 1000kg단위까지의 경량화가 가능할 것으로 보고되고 있다.²⁻³⁾

지금까지 CFRP는 주로 자동차의 비 구조 파트인 루프 (Roof)나 후드 (Hood), 트렁크 리드 (Trunk, lid) 등의 내/외장 단품에 적용하고 있으며, 일반 양산형 자동차에도 차체 및 내/외장 부품에의 적용이 증가하고 있는 추세이다. 또한 향후 2020년 경에는 CFRP의 소재단가가 약 20%까지 낮아질 것으로 예상되어 자동차산업에서의 복합재 적용은 더욱 증대될 것으로 예상된다.⁴⁾ 온실가스 감축의 측면 및 에너지 효율성측면에서 보면 복합소재는 경량화, 단열, 절전 등에서 높은 효율성을 얻을 수 있다. 특히 자동차 시장의 새로운 패러다임인 하이브리드 자동차(HEV), 플러그인 하이브리드 자동차(PHEV), 배터리 전기 자동차(EV) 등에도 대용량 배터리로 인해 높아진 차량 중량을 감소시키기 위해 복합소재의 사용량이 증가할 것으로 예상된다.⁵⁾

자동차에 사용되는 사이드 부재의 경우 차체의 기본 골격을 이루면서 파워트레인 및 서스펜션 장치 등의 새시부품을 지지하고, 차량의 충돌 시 충격에너지를 흡수하여 완충함으로써 승객을 안전하게 보호하는 역할을 한다. 그러므로 사이드 부재의 중요한 요건으로는 차량의 충돌 시에 충격량에 비례하여 압궐되면서 충돌에너지를 흡수 할 수 있어야 하며, 차량운행 시의 반복되는 하중 등에 의한 피로특성 등에서 안전성과 내구성을 확보하여야 한다.⁶⁾

자동차 구조부재로 CFRP를 적용하기 위해서는 주행상태에서의 강성의 확보와

충돌 시의 강도의 확보를 통한 효율적인 에너지 흡수와 함께 파괴되는 형상을 같이 고려해야 한다. 그러나 CFRP 구조부재는 매우 복잡한 파괴 거동을 보이므로 차량 충돌 시의 에너지 흡수 특성 및 파괴 형상 등을 예측하여 제어하는 것은 매우 어렵다. 이는 탄소섬유와 수지의 조합으로 제작되는 CFRP의 특성, 종류, 적층 및 제작 방법에 따라 강도와 강성의 변화가 크고, 파괴특성이 크게 달라지기 때문이다.⁷⁾ CFRP에 대한 요구에 맞추어서 수송기계의 강도부재로 사용되고 있는 구조부재의 압괴특성에 대한 여러 가지 재질과 다양한 형상에 대한 연구가 행해지고 있다. CFRP 부재의 압괴현상은 기하학적 변형이 크고, 소성변형을 포함하는 비선형 거동을 하기 때문에 설계 또는 연구 시에 수치적 해석을 통한 신뢰성 평가를 할 수 있어야 한다. CFRP를 차량용 구조 부재에 적용하기 위한 연구와 정적 및 동적 압괴 특성을 예측하기 위한 연구는 국·내외에서 활발히 이루어지고 있다.⁶⁻¹⁰⁾

압괴해석에 관련한 연구동향으로는, 사이드부재 형상 및 튜브 등의 여러 단면 형상에 대해 축방향 압괴실험이 행해져 왔다.¹¹⁻¹⁷⁾

김¹⁸⁾은 원형부재 등에 대해서 충격압괴하에서 계면수 변화 및 최외층각도 변화, 트리거의 유·무에 따른 압괴특성을 정량적으로 평가하기 위하여 압괴실험 및 이론 해석을 통해 고찰하였다. 이¹⁹⁾는 충격 흡수용 경량화 차체구조부재의 안전성능 평가를 위해 사각형 및 원형단면의 기본 형상인 모자형 AL/CFRP단면의 충격흡수 부재에 대해 CFRP 적층각도와 계면수의 변화에 따라 압괴실험을 행하여 압괴하중 및 에너지 흡수 능력과 변형모드의 해석을 연구하였다.

정적압축하중을 받는 균일 단면부재에 대한 연구결과들로 부터²⁰⁻²⁶⁾, 평균압괴응력을 이론적으로 해석함으로써 에너지흡수 능력을 명확히 하고자 하는 연구로서, Mahmood 등²⁰⁾은 탄성좌굴과 소성좌굴의 임계조건이나 좌굴피치의 예측식을 제창하였고, wierzbiicki 등²¹⁾은 임의의 단면 형태까지 적용범위를 넓혀서 접혀진 변화까지 고려한 연구 등을 수행한 바 있다.

Jiancheng Huang²⁷⁾와 Carla J. McGregor²⁸⁾는 CFRP 부재가 축 압괴의 거동을 실험하고 해석하였다. Haipeng Han²⁹⁾은 탄소섬유를 이용한 복합재료의 충격압괴를 연구 하였으며, Hamidreza Zarei³⁰⁾는 단면형상에 따르는 열가소성 플라스틱 복합재료의 충격압괴를 해석했다.

ohkubo 등³¹⁾은 부재의 압궤특성에 대한 연구에서 모자형 단면부재의 정적평균 압궤하중을 동역학적 분석을 이용하였으며, Aya 등³²⁾, Tani 등³³⁾은 정적압궤모드로 유효폭의 접근법을 이용한 연구를 행하였다. 정적압궤에 대하여, 부재를 완전한 폐단면을 갖는 부재로 가정하여, 실험적으로 고찰하고 이론적으로 해석하고자 하였다.³⁴⁻³⁷⁾

Xinran Xiao³⁸⁻⁴⁰⁾는 FEM을 이용한 복합재료 튜브의 충돌해석의 방법, 폴립로 필렌 수지를 이용한 CFRP의 거동의 FEM해석 및 물성치 입력에 따른 결과의 변화를 고찰하기 위해 축 압궤 해석 결과를 비교 및 해석하였다. A.G. Mamalis⁴¹⁾는 FEM으로 정적하중과 충격하중을 받는 CFRP 사각단면을 해석하였다. 이와 같이 CFRP구조부재의 압궤는 소성좌굴을 포함한 불안정 현상으로, 여러 종류의 기본적인 단면 형상의 부재에 관해서 많은 연구가 있어 왔다.⁴²⁻⁴⁴⁾

그러나 이러한 유한요소해석을 이용한 CFRP구조부재의 충격해석방법은 해석 시작 시 입력한 재료물성이 해석 종료 때까지의 섬유방향의 변화 등이 고려되지 않은 해석 방법이다. 즉, CFRP 구조부재의 외력에 의한 변형 시 섬유각도 등의 변화가 고려되지 않았다. 또한 지금까지의 해석결과가 여러 파손이론 중 하나의 파손이론 만으로 해석한 결과물로서 같은 시험조건에 각각의 파손이론 적용 시 결과에 대한 연구가 부족하였다. 따라서, 본 연구에서는 유한요소법에 의한 CFRP 구조부재의 해석방법을 도출하기 위하여 기초실험 및 수치해석을 통한 복합재 재료물성의 획득방법, 획득한 재료물성을 이용한 CFRP 구조부재의 재료거동에 따른 변형이 반영된 재료물성의 적용 방법, 각각의 파손이론에 따른 유한요소해석을 통한 CFRP 구조부재의 동적거동 평가방법을 도출하고자 한다.

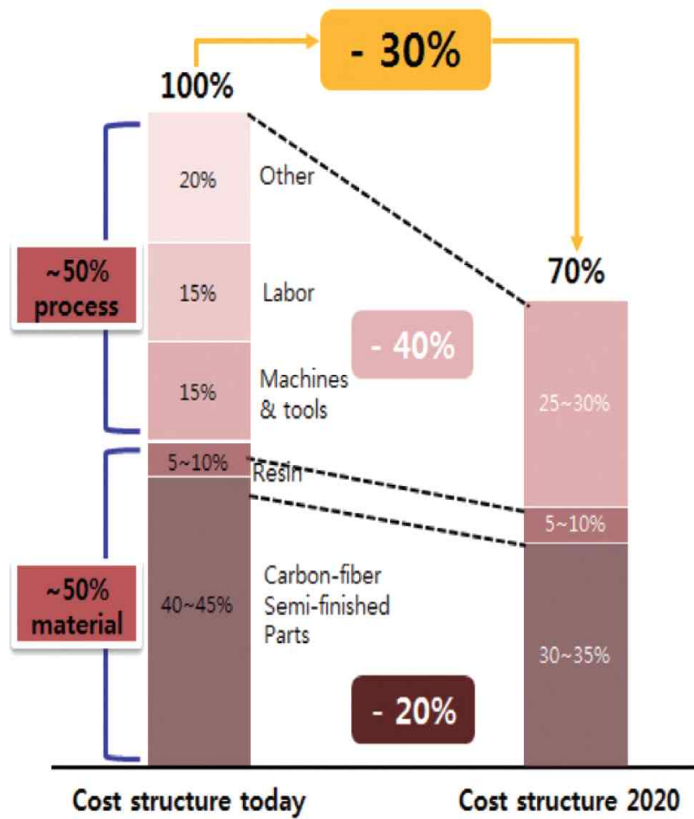


Fig. 1 Expected to produce carbon composite parts in 2020⁴⁾

1-2 연구목적 및 필요성

최근 자동차 산업에서는 전체 산업에서 CO₂발생 원인의 13.4%가 자동차에 의해 발생되고 있으며, 자동차에 의해 발생하는 이산화탄소의 대부분(85%)이 운행 중에 발생 하고 있으며, 각국의 자동차에 대한 배출가스 배출량 규제도 강화되는 시점에, 연비개선 뿐만 아니라 친환경 미래 자동차 소재에 복합재료를 적용하는 연구가 활발하게 진행되고 있다.^{4,45-49)} 또한 향후 자동차용 탄소복합재 부품의 제작 비용이 절감이 2020년 까지 소재단가의 약 20%까지 낮아지고, 적용성의 확대로 인하여, 복합재 제조 기술의 필요성은 더욱 증대될 것으로 보인다. 그와 더불어 새로운 공정의 개발과 유한요소 구조해석 FEM의 금속계열 구조해석의 신뢰성 향상으로 구조부재의 압축 특성을 예측하고자 하는 연구가 진행 중이다. 일반적으로 실험적 해석은 CFRP의 물성데이터를 구하기 위해서 실험에 의존하여야 하므로 시간과 비용의 손실이 발생하지만, FEM을 통한 해석은 여러 가지 조건하에서의 성능평가와 구조변경에 의한 효과를 사전에 예측할 수 있기 때문에 개발기간 단축 등의 효과를 가져 올 수 있다. 더욱이 자동차 산업과 같이 다른 산업에 미치는 영향이 매우 크고, 대중이 이용하는 분야에서는 새로운 해석 기준의 제시가 필요하다. 그러나 복합재료의 이방성 성질은 Steel 및 Al-합금 등의 등방성 재료보다 수치적 해석을 수행하는 것이 쉽지 않고, 실제 구조물에 적용하는 것도 쉽지 않다. 그러므로 본 연구에서는 복합재료의 이방성 성질에 대한 탄소섬유 및 수지의 재료물성을 획득하고, 이를 바탕으로 유한요소 모델(Finite Element Model; FEM)에 적용하여 CFRP 구조부재의 파괴 형상과 경향을 도출함으로써 수치적 해석을 이용한 설계기술의 확장 및 CFRP의 효율적 활용을 목적으로 한다.

1-3 연구 방법

CFRP는 탄소섬유와 수지가 함침 된 형태의 재료이며, 탄소섬유의 적층각에 따른 방향성 및 수지의 비선형 거동, FVR(Fiber Volume Ratio)와 VVR(Void Volume Ratio)등 여러 가지 경우 및 변수에 따라 CFRP 기계적 성질에 영향을 미치기 때문에 유한요소 해석 적용 시 위의 모든 조건들을 고려하여 해석이 이루어져야 실제 실험과 거의 유사한 예측결과 데이터를 얻을 수 있다.

본 연구에서는 실제 상황과의 보다 유사한 예측 데이터를 도출하기 위하여, 우선 CFRP 기초 시험편을 통한 기초 물성데이터를 이용하여 Micro-Mechanics 이론에 의한 응력텐서 등 재료물성데이터를 획득하고, 이를 복합재료 파손이론에 적용하여 유한요소 해석을 하고 각각의 파손이론에 다른 결과를 실제 실험 데이터와 비교하여 각 복합재료 파손이론의 적용여부, 방법, 유사성 등을 평가하여 CFRP 구조부재의 충격압력 특성평가를 위한 유한요소해석 평가기법을 도출하고자 한다. 이를 위하여 본 연구에서는 Fig. 2에 나타난 바와 같이 실험 및 유한요소해석을 수행하고 다음과 같은 방법을 통하여 결과를 도출하고자 한다.

첫 번째로, ASTM 규격에 따라 인장, 압축, 전단 시험편을 제작하고, 복합재료 물성예측에 필요한 기초물성을 획득한다. 이후 Micro-Mechanics 이론을 이용하여 탄소섬유와 수지 및 프리프레그의 재료물성을 획득한다.

두 번째로, 복합재 파손이론 중 Tsai-wu, Tsai-Hill, Hashin 이론을 기반으로 한 유한요소해석을 통하여 원형단면 CFRP 구조부재의 최외적층각이 각각 0°, 90°일 때의 2, 4, 6, 7의 계면수의 변화에 따른 충격압력 해석을 실시한다.

세 번째로, 이후에 김¹⁸⁾과 여⁵⁰⁾가 실험을 통해 구한 원형단면 CFRP 구조부재의 최외적층각을 0°, 90°를 대상으로 적층각도 변화에 따라 계면수를 2, 4, 6, 7계면에 맞추어 적층한 뒤에 오토클레이브를 이용하여 성형제작 한 후 충격압력실험을 실시하여 도출한 최대하중 및 평균하중 등의 CFRP의 실제 실험DATA를 대상으로 유한요소해석 DATA를 이용하여 구한 하중-변위, 최대하중, 평균하중 등을 비교함으로써, 파손이론에 기반한 유한해석을 이용한 CFRP 구조부재의 충격압력 특성을 예측 및 평가하고, 신뢰성 있는 유한요소해석 평가 기법을 도출하고자 한다.

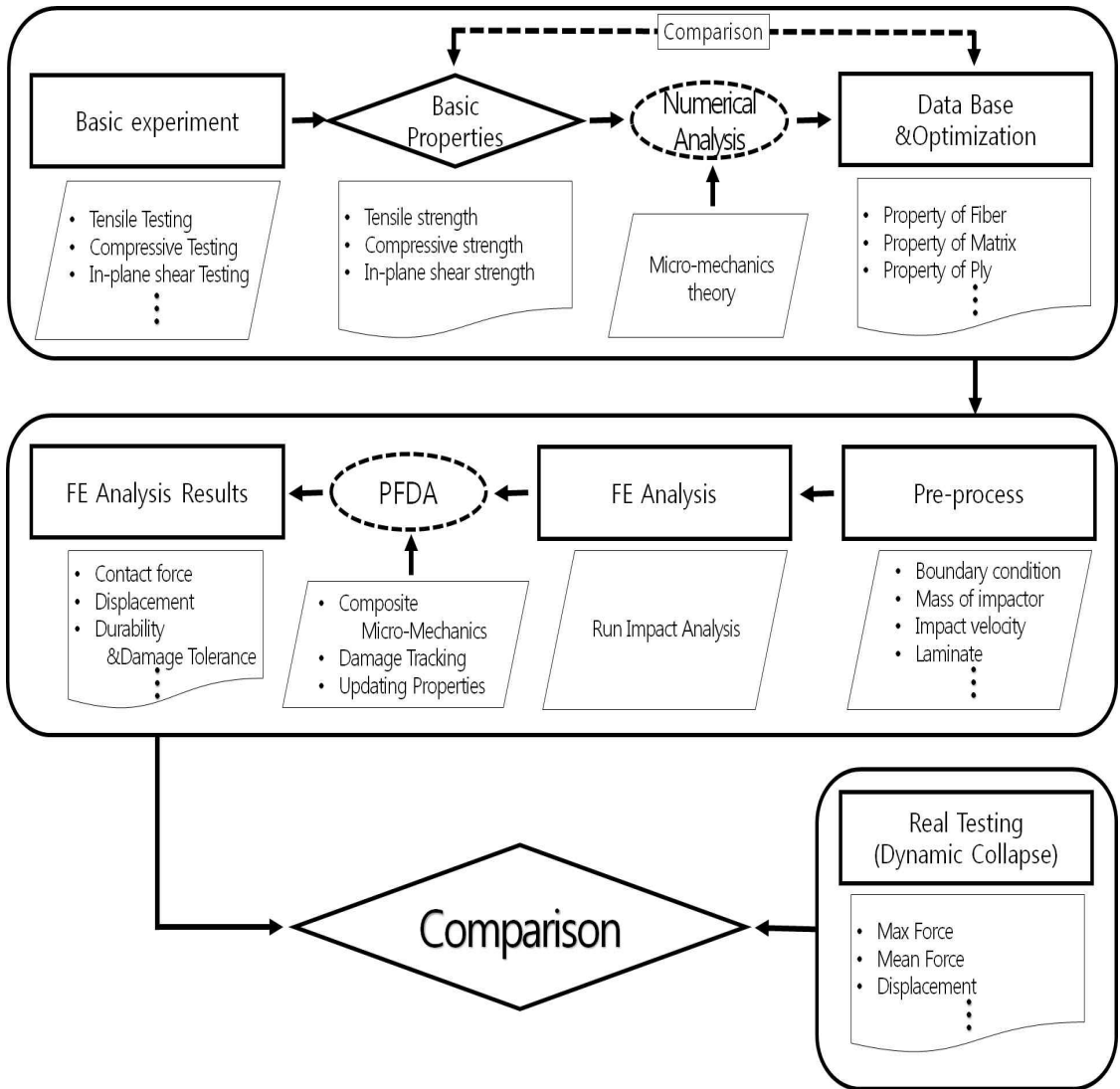


Fig. 2 Research process flowchart

제 2 장 기초이론

2-1 CFRP 재료물성 획득이론

본 연구에서는 일반적인 범용구조해석 S/W 사용 시 대체적으로 입력되어지고 사용되는 복합재료물성보다 더욱 엄밀한 탄소섬유 물성과 수지의 물성을 획득하기 위하여 Micro-Mechanics 이론 공식을 이용하여 수치해석을 통해 복합재료 물성을 도출하였다.^{51~53)}

Micro-Mechanics 이론응력의 크기는 파괴기준에 따라 결정되며, 플라이(ply) 파괴는 조건식 (1), 수지파괴는 조건식 (2)이고, 점진적인 파손(Progressive Failure) 및 파괴평가는 입력된 파괴기준에 따라 수행된다.

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

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

여기서,

S는 강도, σ 는 응력,

1은 길이방향, 11은 x축,
 22는 y축, 33은 z축,
 23은 yz전단, 12는 xy전단,
 13은 xz전단 C는 압축,
 T는 인장, T는 인장,
 m은 수지이다.

섬유인장강도와 섬유체적비와 관련 있는 종방향 인장(Longitudinal Tension)은 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 종방향 인장강도,

S_{f11T} 는 섬유인장강도

V_f 는 섬유 체적비,

V_m 는 수지 체적비

E_{f11} 는 섬유인장 탄성계수이다.

종방향 압축은 첫 번째로 섬유압축강도와 섬유체적비의 혼합법칙, 두 번째로 수지의 전단계수와 섬유 체적비의 기반이 되는 섬유 Micro-buckling, 그리고 세 번째로 압축전단파괴 또는 Kink Band Formation 등 세 가지가 플라이 층간 전단강도 및 수지 인장강도에 기초된다.

종방향 압축 강도(S_{l11C})는 다음과 같다.

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

여기서,

S_{FC11C} 는 Fiber Crushing Mode의 x축 압축강도,

S_{DL1C} 는 Delamination Mode의 x축 압축강도,

S_{FM1C} 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.

$$S_{FC1C} = S_{f11C} \left(V_f + \frac{V_m E_m}{E_{f11}} \right) \quad (4)$$

$$S_{DL1C} = 10S_{l12s} + 2.5S_{mT} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \quad (5)$$

$$S_{FM1C} = \frac{G_m \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right)}{1 - V_f \left\{ 1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \left(1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right) \right\}} \quad (6)$$

여기서,

S_{f11C} 는 x축 섬유 압축강도,

V_v 는 Void 체적비

S_{l12s} 는 In-plane xy축의 전단강도,

S_{mT} 는 수지 인장강도

G_{f12} 는 xy축 섬유전단계수이다.

수지 탄성계수, 수지 인장강도 그리고 섬유체적비와 관련 있는 횡방향 인장은 식 (7)과 같다.

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

여기서,

S_{l22T} 는 횡방향 인장강도 ,
 E_{f22} 는 y축 섬유탄성계수이다.

수지 압축강도와 수지 탄성계수 그리고 섬유체적비와 관련 있는 횡방향 압축은 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 횡방향 압축강도 ,
 S_{mC} 는 수지 압축강도이다.

층간파단 식은 (9)과 같다.

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

여기서,
 S_{l12S} 는 In-plane 전단강도이다.

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 종방향 xy 축 전단강도,
 S_{l23S} 은 횡방향 yz 축 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 종방향 강도고 $S_{l22\beta}$ 는 인장이나 압축의 횡방향 강도이다. 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.

$$K_{112} = K'_{112} \frac{(1 + 4v_{12} - v_{13})E_{22} + (1 - v_{23})E_{11}}{[E_{11} E_{22} (2 + v_{12} + v_{13})(2 + v_{21} + v_{23})]^{1/2}} \quad (17)$$

여기서,

K'_{112} 는 Theory-Experiment Correlation Factor이다.

2-2 복합재료 파손이론

파손이론은 응력장(Stress Field)이 이축(Biaxial)이상의 응력상태에 있을 때에 이를 비교하기 위해서 필요한 이론이며, 복합재료의 파손이론은 재료물성치의 요구치가 적고 적용이 단순하여 가장 많이 활용되고 있는 최대응력이론, 최대변형률이론, Tsai-Hill이론 및 Tsai-Wu이론이 사용되고 있다. 이후 적층 복합재료의 섬유 및 수지 파손모드를 각각 분리하여 해석하는 시도가 Hashin 및 Puck에 의해 제안되었고 더욱 구체화되었다. 복합재료의 탄소섬유 및 수지파손 이론은 다음과 같이 분류하기도 한다.

우선 최대응력이론과 최대변형률이론은 플라이(Ply)의 응력과 변형률이 일정한 범위 내에서만 적층판의 플라이가 안전하다는 의미이며, 이는 각각의 응력성분을 플라이의 최대 인장·압축·전단강도의 크기와 비교함으로써 섬유파손과 수지파손을 판단하는 이론이다. 두 번째로 상호작용 기준식에 해당하는 것으로 Tsai-Hill 및 Tsai-Wu의 이론으로 모든 응력(또는 변형)성분을 포함한 단일 이차방정식(Single Quadratic Equation)이상의 다항방정식을 활용하여 파손하중을 예측하여, 등식이 만족될 때 파손이 일어나는 것으로 판단하는 기준이며, 다항식을 구성하는 종방향 응력, 횡방향 응력, 전단응력 등의 각 성분항을 도출하여 어떠한 성분이 파손에 크게 기여했는지를 분석함으로써 섬유파손 혹은 수지파손을 판단할 수 있다는 이론이다. 세 번째로 Tsai-Hill 및 Tsai-Wu 이론의 상호작용기준이 가지는 문제점을 보완한 이론인 Hashin과 Puck 이론이며, 섬유파손과 횡수지파손 및 전단수지파손을 별개의 다항방정식으로 분리하여 평가할 수 있는 장점이 있다.⁵⁴⁾ 특히, 복합재료의 직교이방성 일방향 플라이가 평면응력 상태(In-Plane Stress State)에 있을 때, 강도 특성(Strength Property)인 종방향의 인장/압축강도, 횡방향의 인장/압축강도, 전단강도 등의 5개의 독립적인 특성이 존재한다.

2-2-1 Tsai- Wu 파손이론⁵⁵⁾

Tsai-Wu 이론은 인장응력, 압축응력, 그리고 전단응력 등의 서로 다른 응력 사이에 일어나는 상호작용 기준(Interactive Criteria) 이며, 이방성 재료에 대한 2차 파손 기준(Failure Criteria)이다. Tsai-Hill의 파손기준에서는 $\sigma_1\sigma_2$ 의 계수가 일방향 ply의 섬유길이방향의 인장강도만의 함수로 표현되나, Tsai-Wu의 파손기준에서는 종방향의 인장과 압축강도, 횡방향의 인장과 압축 강도, 이축파손응력의 함수로 표현된다. Tsai와 Wu는 다음과 같은 응력장내에서 파손면이 존재한다고 가정하였다.

$$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j \geq 1 \quad (i, j = 1, 2, \dots, 6) \quad (18)$$

F_i 와 F_{ij} 는 2차(Second Rank) 및 4차(Fourth Rank) 강도텐서(Strength Tensor)이고, $\sigma_4, \sigma_5, \sigma_6$ 는 각각 $\tau_{23}, \tau_{31}, \tau_{12}$ 이다. 여기서 F_i 와 F_{ij} 는 각각 다음과 같다.

$$F_i = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \\ F_5 \\ F_6 \end{Bmatrix}, \quad F_{ij} = \begin{Bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} & F_{14} & F_{15} & F_{16} \\ & F_{22} & F_{23} & F_{24} & F_{25} & F_{26} \\ & & F_{33} & F_{34} & F_{35} & F_{36} \\ & & & F_{44} & F_{45} & F_{46} \\ & & & & F_{55} & F_{56} \\ sym & & & & & F_{66} \end{Bmatrix} \quad (19)$$

그런데 복합재는 이방성 재료이므로 1-2 평면과 관련이 없는 요소들은 모두 소거될 수 있다. 따라서 평면응력 상태에서의 F_i 와 F_{ij} 는 각각 다음과 정리된다.

$$F_i = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad F_{ij} = \begin{Bmatrix} F_{11} & F_{12} & 0 \\ & F_{22} & 0 \\ sym & & F_{66} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

정리된 F_i 와 F_{ij} 를 식(18)에 대입하여 풀어서 쓰다면 식(18)은 다음과 같이 쓸 수

있다.

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \geq 1 \quad (21)$$

만약, 종방향 인장응력만 작용할 경우 식(21)은

$$F_1X^t + F_{11}(X^t)^2 = 1 \quad (22)$$

와 같이 쓸 수 있으며, X^t 는 종방향 인장강도(Longitudinal Tensile Strength)를 나타낸다.

또한, 종방향 압축응력만 작용할 경우 식(21)은

$$F_1X^c + F_{11}(X^c)^2 = 1 \quad (23)$$

와 같이 나타낼 수 있으며, X^c 는 종방향 압축강도(Longitudinal Compressive Strength)를 나타낸다. 그리고 식(21)과 (22)를 연립하여 F_1 와 F_{11} 에 대하여 정리하면

$$F_1 = \frac{1}{X^t} + \frac{1}{X^c}, \quad F_{11} = -\frac{1}{X^t X^c} \quad (24)$$

로 각각 정리할 수 있다. 마찬가지로, 횡방향 인장응력과 압축응력이 작용할 경우

$$F_2 = \frac{1}{Y^t} + \frac{1}{Y^c}, \quad F_{22} = -\frac{1}{Y^t Y^c} \quad (25)$$

와 같이 정리할 수 있다. 그리고 전단응력만 작용할 경우에는 다음과 같다.

$$F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (26)$$

여기서 S_{12} 은 면내 전단강도(In-plane Shear Strength)를 나타낸다.

한편, F_{12} 는 2축 실험(Biaxial Test)을 통해 구할 수 있다. 그러므로 식 (21)에서 σ_1 과 σ_2 를 σ 로 놓고 나머지 응력들을 0으로 놓는다면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 \geq 1 \quad (27)$$

앞서 정리한 식(24)와 식(25)로부터, F_{12} 에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} - \frac{1}{2\sigma} \left(\frac{1}{X^t} + \frac{1}{X^c} + \frac{1}{Y^t} + \frac{1}{Y^c} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X^t X^c} + \frac{1}{Y^t Y^c} \right) \quad (28)$$

2-2-2 Tsai- Hill 파손이론

최대 변형률 및 최대 응력 파괴 이론과는 달리, Tsai-Hill 파손 이론은 3 개의 Ply 강도 파라미터 간의 상호 작용을 고려하여 해석한다.

Tsai와 Hill은 왜곡 에너지 이론을 바탕으로 Ply와 관련하여 다음식과 같을 때 파손이 일어난다고 하였다.

$$\begin{aligned}
 (G_2 + G_3)\sigma_1^2 + (G_1 + G_3)\sigma_3^2 + (G_1 + G_2)\sigma_3^2 - 2G_3\sigma_1\sigma_2 \\
 - 2G_2\sigma_1\sigma_3 - 2G_1\sigma_2\sigma_3 + 2G_4\tau_{23}^2 + 2G_5\tau_{13}^2 + 2G_6\tau_{12}^2 = 1
 \end{aligned} \tag{29}$$

여기서, G_1 , G_2 , G_3 , 그리고 G_6 는 각각 $G_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{2}{[(\sigma_2^T)_{ult}]^2} - \frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right)$, $G_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right)$, $G_3 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right)$, $G_6 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\tau_{12})_{ult}]^2} \right)$ 와 같다.

종방향 인장강도(Longitudinal Tensile Strength) $\sigma_1 = (\sigma_1^T)_{ult}$ 를 적용 했을 때는

$$(G_2 + G_3)(\sigma_1^T)_{ult}^2 = 1 \tag{30}$$

횡방향 인장강도(Transverse Tensile Strength) $\sigma_2 = (\sigma_2^T)_{ult}$ 를 적용 했을 때는 다음과 같다.

$$(G_1 + G_3)(\sigma_2^T)_{ult}^2 = 1 \tag{31}$$

두께방향 인장강도(Out-of Plane Tensile Strength) $\sigma_3 = (\sigma_3^T)_{ult}$ 를 적용 했을 때는 다음과 같다.

$$(G_1 + G_2)(\sigma_3^T)_{ult}^2 = 1 \quad (32)$$

면내 전단강도(In-plane Shear Strength) $\tau_{12} = (\tau_{12})_{ult}$ 를 적용 했을 때는 다음과 같다.

$$2G_6(\tau_{12})_{ult}^2 = 1 \quad (33)$$

평면 응력 상태에 있다고 가정하면, 즉, $\sigma_3 = \tau_{31} = \tau_{23} = 0$ 이면 다음식과 같다.

$$\left[\frac{\sigma_1}{(\sigma_1^T)_{ult}}\right]^2 - \left[\frac{\sigma_1\sigma_2}{(\sigma_1^T)_{ult}^2}\right] + \left[\frac{\sigma_2}{(\sigma_2^T)_{ult}}\right]^2 + \left[\frac{\tau_{12}}{(\tau_{12})_{ult}}\right]^2 < 1 \quad (34)$$

Tsai-Hill 파손이론은 방정식의 압축 강도와 인장 강도를 구별하지 않기 때문에 다른 파손 이론과 비교할 때 적용 할 수 있는 최대 응력이 더 낮게 적용될 수 있다.

2-2-3 Hashin 파손이론⁵⁶⁾

1980년 Hashin은 Tsai-Hill 및 Tsai-Wu 이론 등과 달리 섬유파손 모드와 수지파손 모드를 각각 나누어 별개의 다항방정식으로 평가할 수 있는 파손 기준식을 제시하였다. Tsai-Hill 및 Tsai-Wu 이론의 경우, 단일적층 구조로 가정하고 있는 이유로 섬유파손이나 수지파손을 정밀하게 예측할 수 없음을 보인 바 있다. 이는 기존의 상호작용 기준식이 파손 판정 계산 시 복합재료를 단일적층구조로 가정하고 있기 때문이다. 반면에, Hashin이 제시한 파손 판별식은 섬유파손 모드와 수지파손 모드 간의 지나친 상호작용의 문제점을 보완할 수 있다.⁵⁴⁾ 다음은 Hashin이 제시한 각각의 파손모드에 대한 파손 기준식이다.

섬유 인장파손(Fiber Tensile Failure); $\sigma_{11} \geq 0$ 일 때,

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \quad (35)$$

여기서 $F_{ft} \geq 1$ 이면 파손이고, $F_{ft} < 1$ 이면 파손이 아니다.

섬유 압축파손(Fiber Compressive Failure); $\sigma_{11} < 0$ 일 때,

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \quad (36)$$

여기서 $F_{fc} \geq 1$ 이면 파손이고, $F_{fc} < 1$ 이면 파손이 아니다.

수지 인장파손(Matrix Tensile Failure); $\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 1$ 일 때,

$$F_{mt} = \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_T^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \quad (37)$$

여기서 $F_{mt} \geq 1$ 이면 파손이고, $F_{mt} < 1$ 이면 파손이 아니다.

수지 압축파손(Matrix Compressive Failure); $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ 일 때,

$$F_{mc} = \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \quad (38)$$

여기서 $F_{mc} \geq 1$ 이면 파손이고, $F_{mc} < 1$ 이면 파손이 아니다.

σ_{ij} 는 응력 텐서성분,

X_T 는 종방향 인장강도(Longitudinal Tensile Strength),

X_C 는 종방향 압축강도(Longitudinal Compressive Strength),

Y_T 는 횡방향 인장강도(Transverse Tensile Strength),

Y_C 는 횡방향 압축강도(Transverse Compressive Strength),

S_{12} 는 면내 전단강도(In-plane Shear Strength),

S_{23} 은 횡 전단강도(Transverse Shear Strength),

S_{13} 은 종 전단강도(Longitudinal Shear Strength) 이다.

제 3 장 시험편 및 실험방법

3-1 시험편

일방향 0° 및 90° 일 때의 기초물성획득을 위해서는 인장실험, 압축실험, 전단실험에 의한 강도와 탄성계수가 요구되므로, 인장, 압축, 전단 시험편을 ASTM 규격⁵⁷⁻⁶¹⁾에 따라 제작하였고, 최대하중 및 평균하중 등을 구하기 위한 충격압축실험을 위해서 CFRP 원형단면구조부재 시험편을 제작하였다.

3-1-1 재료물성획득 시험편

본 연구에서는 CFRP에 대하여 정확한 물성을 얻고자 인장(0°, 90°), 압축(0°, 90°), 전단시험편을 제작하였다. 기초실험을 위한 각각의 실험방법은 ASTM 규격 (ASTM D3039/D3039M/D638-03^{57,60)} - 인장, ASTM D3410/ D3410-03/ D695-02a^{58,61)} - 압축, ASTM D3518/D3518M-94⁵⁹⁾ - 전단을 참조하였다. 인장과 압축 시험편에는 실험을 하는 동안 시험편의 미끌림과 응력 집중 발생이 일어나지 않도록 각각의 길이에 맞는 탭을 부착하였다. 시험편으로 사용된 CFRP 프리프레그 시트에 대한 정보를 Table. 1에 나타내었다. 시험편은 Carbon/ Epoxy Uni-direction Prepreg Sheet (한국카본, CU125NS, Carbon Fiber Uni- direction 125g/m²)를 이용하여 인장과 압축 시험편은 0°, 90°방향으로 제작하였다. 각 시험편의 제원은 Table 2와 같다. 또한 Photo. 1은 시험편의 형상을 나타내었다.

Table 1. Manufacture Condition of Specimen (Standard R/C)

	Carbon/Epoxy Prepreg Sheet				
	Thickness (mm)	Total Wt(g/m ²)	Fiber Wt(g/m ²)	Resin Wt(g/m ²)	Resin Content(%)
CU125NS	0.123	189	125	62	36

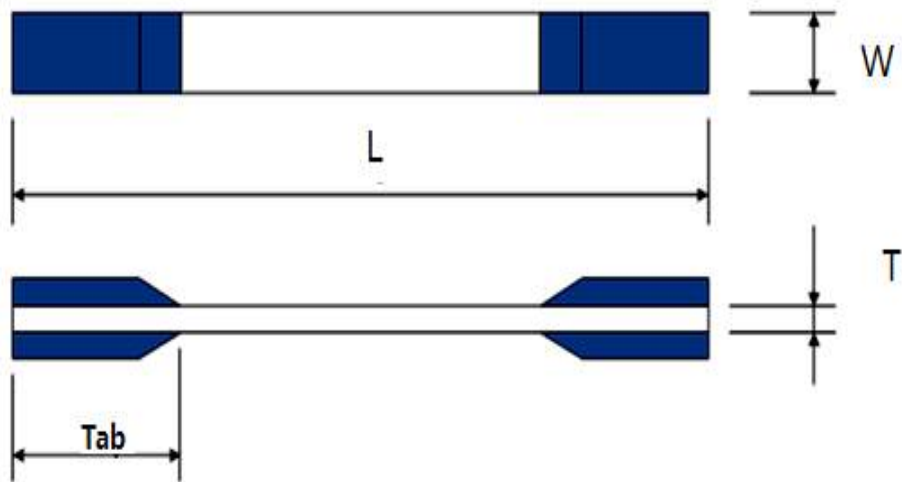


Fig. 3 Dimension of Tension Specimen

Table 2. Specimen Size

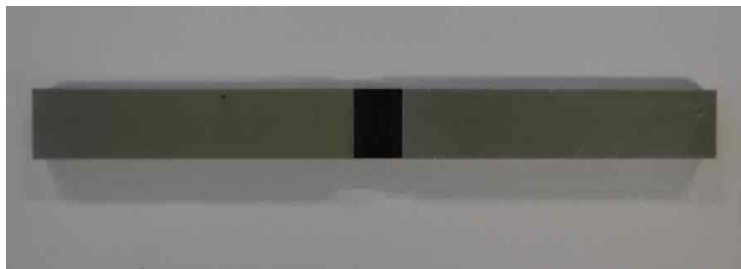
Type	CFRP Specimen			Tab	
	Width [W] (mm)	Length [L] (mm)	Thickness [T] (mm)	Length (mm)	Thickness (mm)
Longitudinal Tension	15	250	1.0	56	1.5
Transverse Tension	25	175	2.0	25	
Longitudinal Compression	10	140	3.0	65	
Transverse Compression	25	140	3.0	65	
In-Plain Shear	25	250	2.0	56	



(a) Tension Specimen 0°



(b) Tension Specimen 90°



(c) Compression Specimen 0°



(d) Compression Specimen 90°

Photo. 1 Shape of Specimen

3-1-2 CFRP 원형단면 구조부재 시험편

김¹⁸⁾과 여⁵⁰⁾는 일방향 0°와 90°의 원형 CFRP 부재의 압괴시험을 행하기 위해서, 시험편으로 사용된 원형 CFRP 부재는 한국카본(주)에서 생산한 일방향 Carbon Fiber/Epoxy Resin 프리프레그시트(CU125NS - Carbon Fiber Uni-Direction 125g/m², NO Scrim)을 축 방향을 0°로 하여 적층수에 맞게 적층한 후 진공백 성형공정을 통하여 오토클레이브 내에서 경화시켜 제작하였다. Table 3에 프리프레그 시트의 특성을 나타내었다. 시험편의 크기는 지름이 30mm로 하고 시험편의 길이는 오일러 좌굴이 발생하지 않고 실험 시 압괴가 반복하여 나타나는데 충분한 길이인 100mm로 하였다.

시험편의 성형은 Photo. 2와 같은 오토클레이브를 사용하여 이것의 내부 둘레에 위치한 히터에 의해 경화점 온도 130°C, 경화시간 90분인 경화 사이클을 통해 제작되었다. 그리고 수지로부터 발생되는 휘발성분을 제거하고 프리프레그 시트 사이의 층간 접합을 완전하게 하기 위하여 진공펌프로 진공백의 내부를 10⁻¹Pa 까지 진공시키고 에어 콤프레셔에 의해서 진공백의 외측으로부터 3×10⁵Pa 정도로 가압시켜 제작하였다. 제작한 시험편은 잔류응력이 발생하지 않도록 하기 위하여 다이아몬드 휠을 부착한 자동정밀 절단기(MICRACUT Precision Cutter)를 이용하여 절단하여 제작하였다.

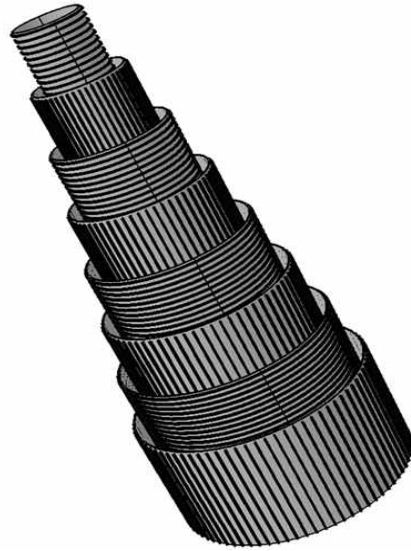
적층구성의 변화와 충격속도 변화에 따른 압괴모드를 고찰하고자 프리프레그 시트 8매를 축방향을 0°로 하여 [$+\theta_n / -\theta_n$]의 적층구성으로 적층각도와 계면수 변화에 따라 시험편을 제작하였다. 여기서 적층각 θ 는 90°, 0°로 하여 적층각도를 변화시켰으며, 계면수를 2, 4, 6, 7계면에 맞추어 적층하여 제작하였다. 제작된 CFRP 원형부재 및 사각형 부재의 형상을 Fig. 4에 나타내었다.

Table 3. Material properties of the CFRP prepreg sheet

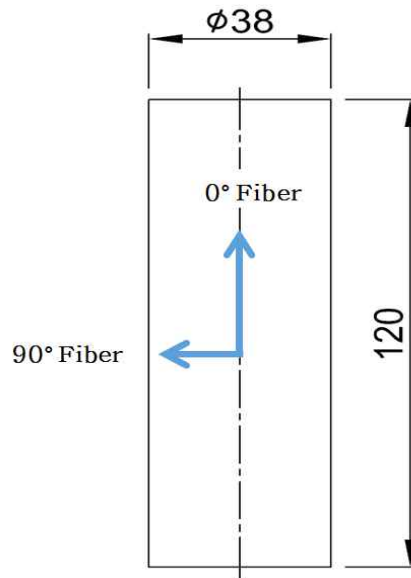
Types Characteristics	Fiber (Carbon)	Resin (Epoxy #2500)	Prepreg sheet
Density	1.83×10^3 [kg/m ³]	1.24×10^3 [kg/m ³]	-
Poisson's ratio	-	-	0.3
Young's modulus	240 [GPa]	3.60 [GPa]	132.7 [GPa]
Tensile stress	4.89 [GPa]	0.08 [GPa]	1.85 [GPa]
Breaking elongation	2.1 [%]	3.0 [%]	1.3 [%]
Resin content	-	-	33 [% Wt]
curing temperature	-	130 [°C]	130°C×90min



Photo. 2 Autoclave



(a) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry



(b) Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Drafting

Fig. 4 Carbon Fiber Reinforced Plastic Circular Specimen Geometry & Drafting

3-2 실험방법 및 결과

3-2-1 재료물성획득 실험

김⁶²⁾과 같은 방법으로 CFRP의 물성획득 조건으로 기본적으로 이루어져야 할 인장, 압축, 전단실험을 하기 위하여 ASTM 규격에 따라 인장, 압축 지그를 제작하였고, Photo. 3의 만능재료시험기(UTM)에 장착한 후 실험을 행하였다. Fig. 5는 실험과정을 순서도로 도시하였고, Photo. 4는 Strain Meter를 나타내었다.

인장 지그는 Photo. 5와 같이 제작하였으며, 만능재료시험기에 장착한 지지대부분은 시험편이 움직이지 않게 고정시키고 크로스헤드 부분은 편심을 방지하기 위해 자유단으로 고정시켰다.

압축 지그(ASTM D3410 /3410-03)는 시험편을 고정할 수 있는 Wedge Grip과 시험편을 압축 할 수 있는 Housing Block으로 제작하였다. Wedge Grip은 압축 시험편의 크기에 맞게 길이 140mm로 제작하여 시험편을 고정시킬 수 있게 하였고, Housing Block은 Wedge Grip을 압축 할 수 있도록 제작하였으며, Housing Block과 Wedge Grip의 맞닿는 면은 열에 의한 변형이 생기지 않도록 하기 위해 열처리를 하였다. Photo. 6에 압축 지그의 형상을 나타냈다.

인장, 압축, 전단 실험은 모두 2mm/min의 변위를 제어하여 시험편의 파괴가 진행될 때까지 실험하였다. 인장, 압축 실험은 시험편의 정중앙 부분에 1축 스트레인게이지를 부착하고, 시험편의 Strain값을 측정할 수 있는 Strain-meter(KTM Engineering, 모델명: 6200)시험기에 연결하여 Strain값을 측정하였다. 전단 시험은 시험편의 정 중앙 부분에 1축 스트레인게이지를 전단면에 90°방향으로 2개를 부착하여 Strain값을 측정하였다. 데이터의 갯수를 동일하게 적용하여 만능재료시험기(UTM)와 Strainmeter 6200시험기에 서 얻은 데이터의 동일성을 갖도록 하였다.

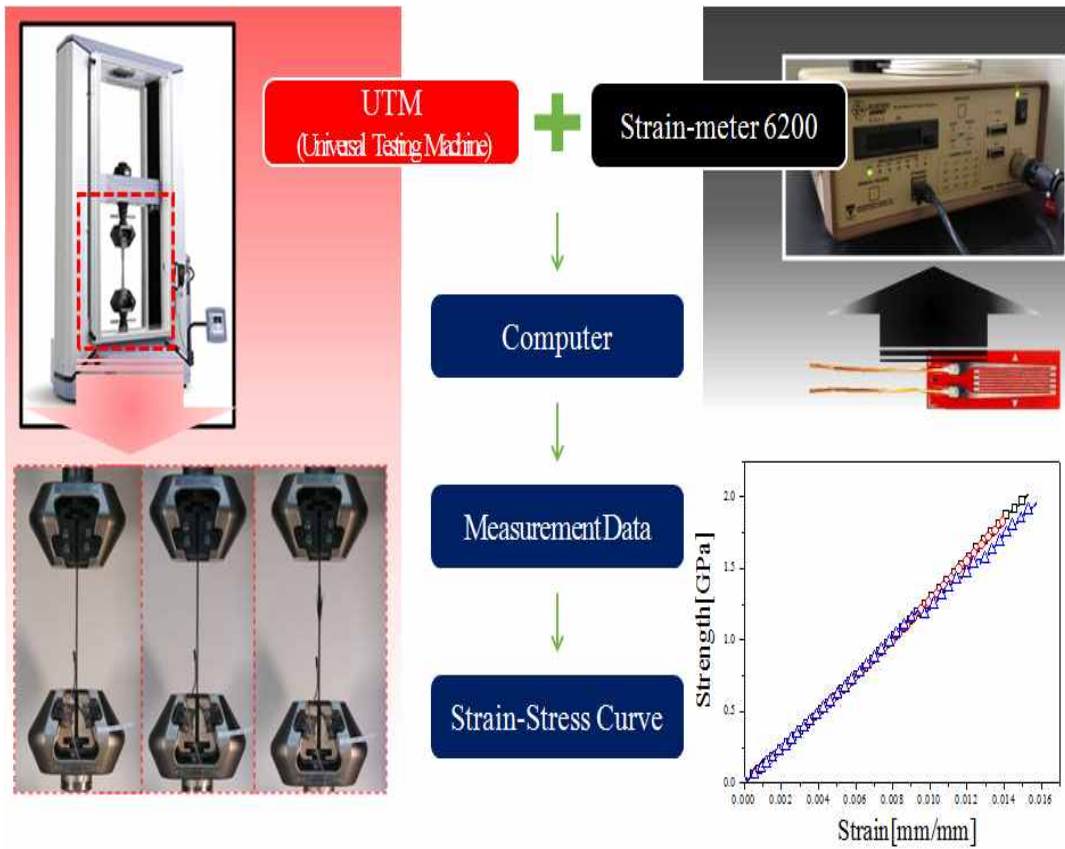


Fig. 5 Diagram of Measurement System



Photo. 3 Universal testing machine

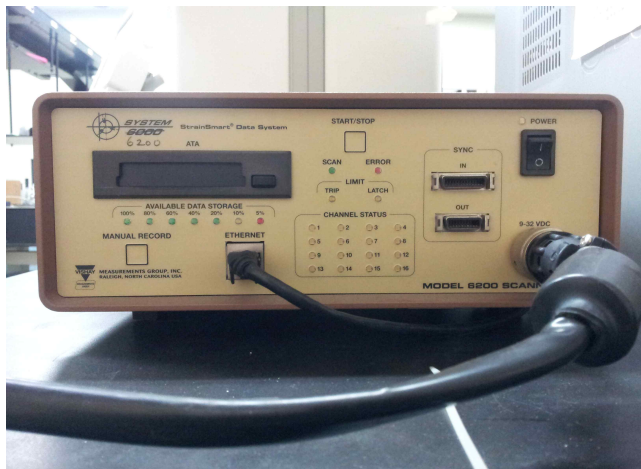


Photo. 4 Strain Meter



Photo. 5 Tensile Test Device

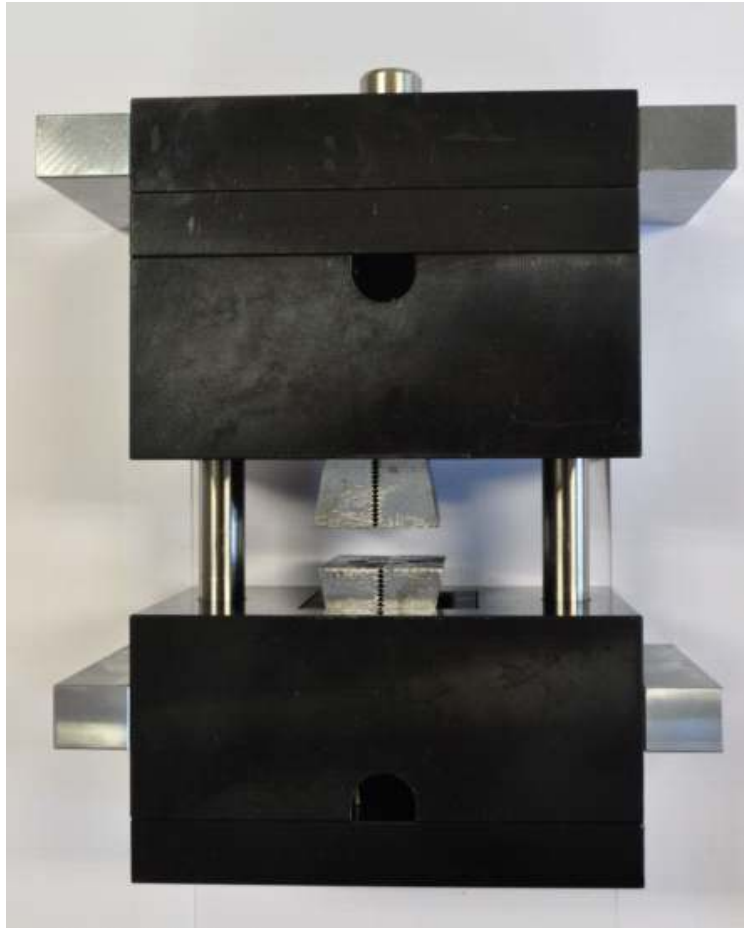


Photo. 6 Compression Test Device

김⁶²⁾의 연구를 바탕으로 인장, 압축, 전단 실험에 의한 인장과 압축하중에 의해 얻어지는 변형률과 강도 데이터에 의해 각 시험편의 응력(Stress)을 구하였다. 그리고 인장, 압축, 실험의 ASTM 규격 기준으로 각각의 탄성계수(Modulus)값을 구하였다.

$$\sigma_t = \sigma_c = \frac{P}{A}, \quad \sigma_s = \frac{P}{2A} \quad (39)$$

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (40)$$

$$G_{12}^{chord} = \frac{\Delta\tau_{12}}{\Delta\gamma_{12}} \quad (41)$$

여기서,

σ_t 는 인장응력, σ_c 는 압축응력, σ_s 는 전단응력, E^{chord} 는 인장과 압축 탄성계수 (Modulus)값, G_{12}^{chord} 는 전단 Modulus값, $\Delta\sigma$ 는 응력의 차, $\Delta\epsilon$ 은 변형률의 차를 나타낸다.

Fig. 6 ~ 10에서는 기초실험에서 Longitudinal Tension(0°방향 인장), Transverse Tension(90°방향 인장), Longitudinal Compression((0°방향 압축), In-Plain Shear (전단)의 Stress-Strain Curve 선도를 나타내었다. 실험의 결과로 Longitudinal Tension, Transverse Tension, Longitudinal Compression은 선형 선도가 나타났고 Transverse Compression과 In-Plain Shear는 비선형 선도가 나타났다. Table 4에서는 기초실험에서 획득한 응력(Stress)과 탄성계수(Modulus)를 나타내었다.

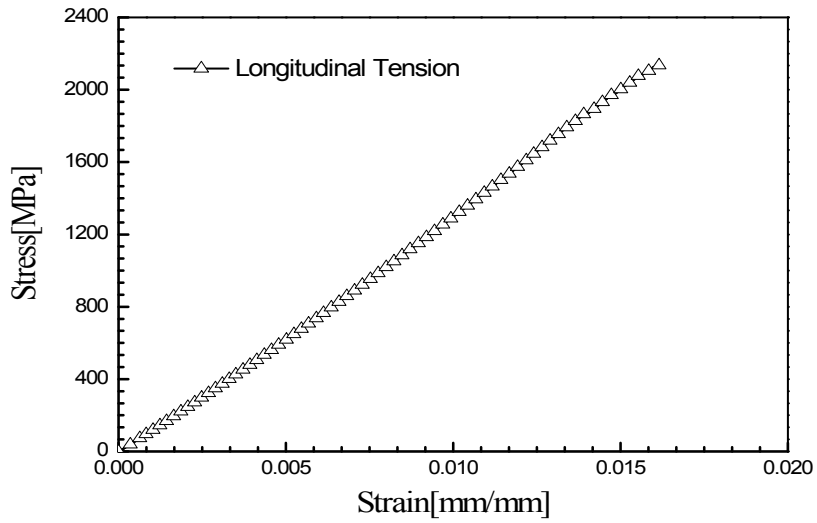


Fig. 6 The Stress-Strain Curve of Tension 0°

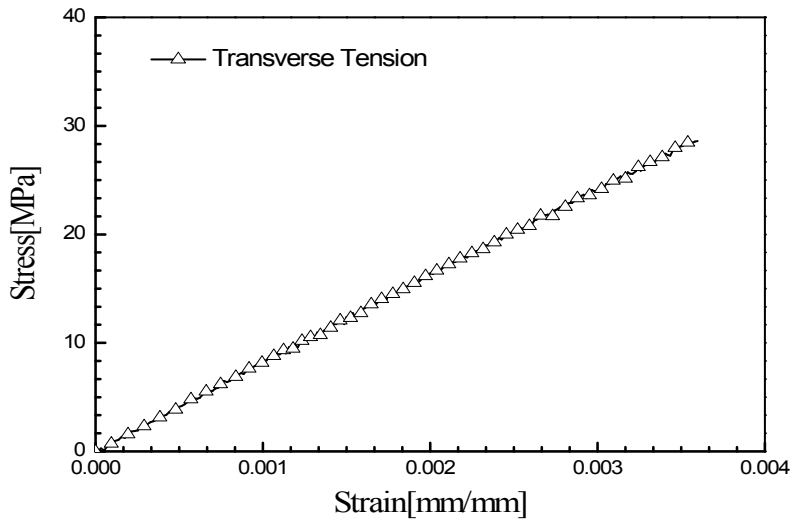


Fig. 7 The Stress-Strain Curve of Tension 90°

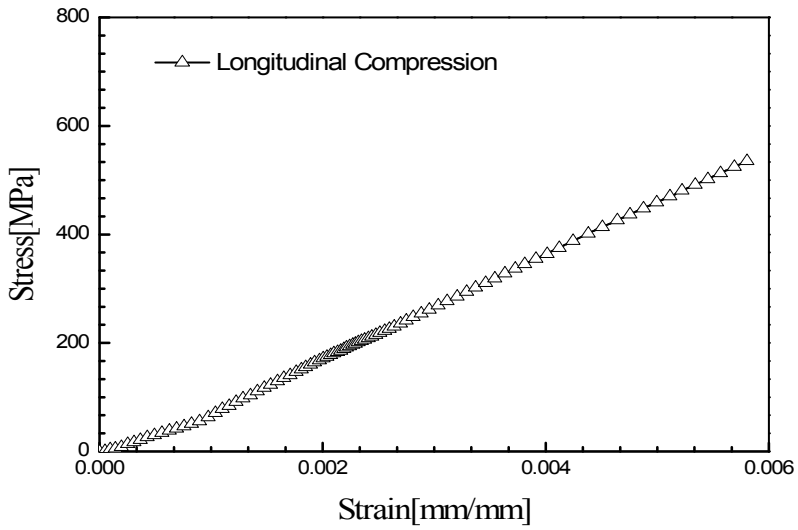


Fig. 8 The Stress-Strain Curve of Compression 0°

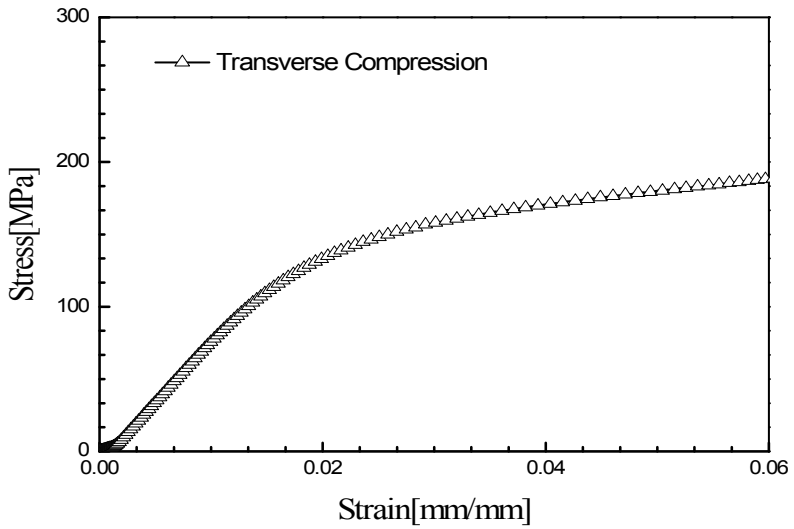


Fig. 9 The Stress-Strain Curve of Compression 90°

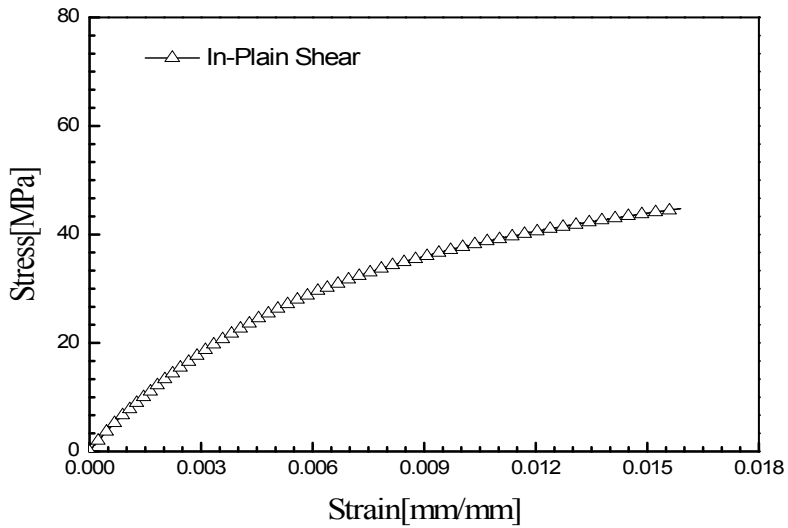


Fig. 10 The Stress-Strain Curve of In-Plain Shear

Table 4. The Data of Basic Test

Specimen \ Value	Modulus [GPa]	Stress [MPa]
Longitudinal Tension	1.24×10^2	1.79×10^3
Transverse Tension	7.94	2.62×10^1
Longitudinal Compression	1.02×10^2	5.20×10^2
Transverse Compression	8.47	1.87×10^2
In-Plain Shear	6.28	8.64×10^1

실험의 결과로 Table 5는 유한요소해석에 의해 얻어진 탄소섬유와 수지의 물성 이고, 기초실험에 의해 획득한 Fig. 11 ~ 15와 Table 6에서는 인장, 압축, 전단시험 편의 실험DATA와 유한요소해석에 의한 비교와 물성을 나타내었다. 여기서, 섬유 방향을 0°기준으로 x축을 1, y축을 2, z축을 3을 의미한다. 비교를 위해서 유한요소 해석을 이용하여 CFRP의 기본적인 물성 시험의 시뮬레이션을 행하였다. 탄소섬유와 수지의 물성을 구하기 위해 Manufacturing Data에 섬유 체적비와 기공 체적비를 입력하고, Manufacturing Fiber& Matrix Properties에 섬유의 길이방향 탄성계수, 수지의 푸아송비를, 그리고 CFRP 물성획득을 위한 기초실험으로 얻어진 Unidirectional Test Ply Properties에 강도와 탄성계수를 입력한다. 입력된 DATA를 바탕으로 Micro-Mechanics 식을 이용하여 재구성된 탄소섬유와 수지의 물성을 얻어 재해석을 한 후 인장, 압축 그리고 전단에 대한 각각의 물성을 실험DATA와 비교하였다.

응력-변형률 선도의 경우에는 Fig. 11 ~ 13에 나타난 인장 0°, 인장 90°, 압축 0°에 보여지는 선형적 거동과 Fig. 15의 비선형거동에서는 거의 정확히 예측됨이 나타났으나 Fig. 14에서 나타난 압축 90°의 비선형 거동의 경우에는 정확히 예측이 되지 않았다. 이는 탄소섬유와 수지의 파단, 층간박리, 층간마찰 등 여러 가지 재료적 거동을 충분히 고려하지 못함으로 판단되며, 비선형거동에 대한 연구가 추후 더 필요로 한다.

즉, 일방향 0°와 90° 시험편의 유한요소해석결과와 실험결과를 비교함으로써 실험의 결과와 오차범위 이내의(5%내외) 예측이 가능함으로써 전단강도와 탄성계수 등의 유한요소해석 물성의 사용이 가능함을 알 수 있었다.

Table 5. Fiber & Matrix Property

	Symbol	Explanation	Value
Fiber	E_{11}	Longitudinal Modulus	2.17×10^2 (GPa)
	E_{22}	Transverse Modulus	1.51×10^1 (GPa)
	G_{12}	Shear Modulus in 12 Direction	3.54 (GPa)
	G_{23}	Shear Modulus in 23 Direction	5.79 (GPa)
	S_{11T}	Longitudinal Tension Strength	3.29(MPa)
	S_{11C}	Longitudinal Compressive Strength	2.23(MPa)
	NU_{12}	Poisson's Ratio in 12 Direction	1.91×10^{-1}
	NU_{23}	Poisson's Ratio in 23 Direction	3.05×10^{-1}
	E	Modulus	3.23 (GPa)
	Matrix	SC	Compressive Strength
ST		Tensile Strength	80.7 (MPa)
SS		Shear Strength	103 (MPa)
NU		Poisson's Ratio	4.13×10^{-1}

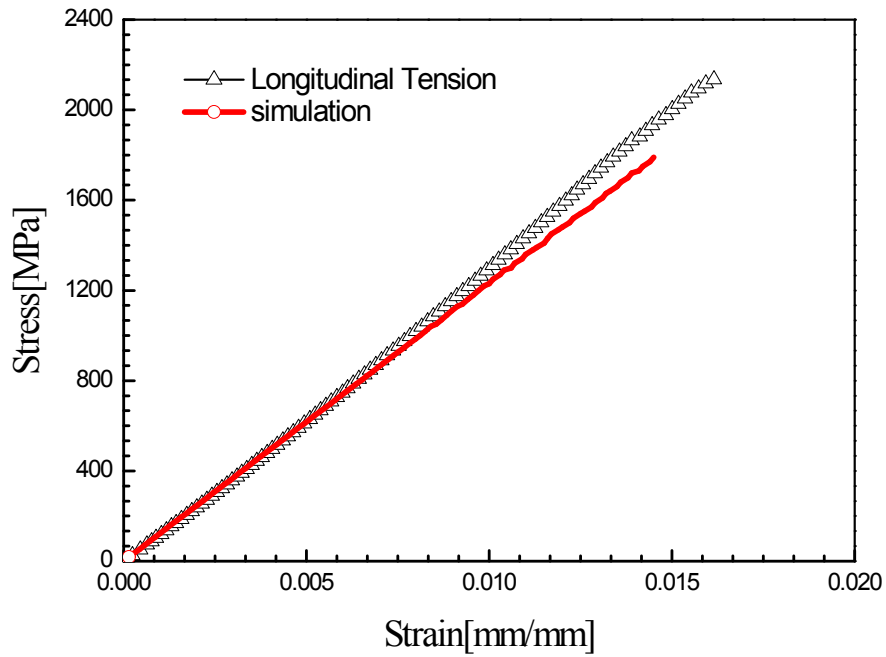


Fig. 11 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension 0°

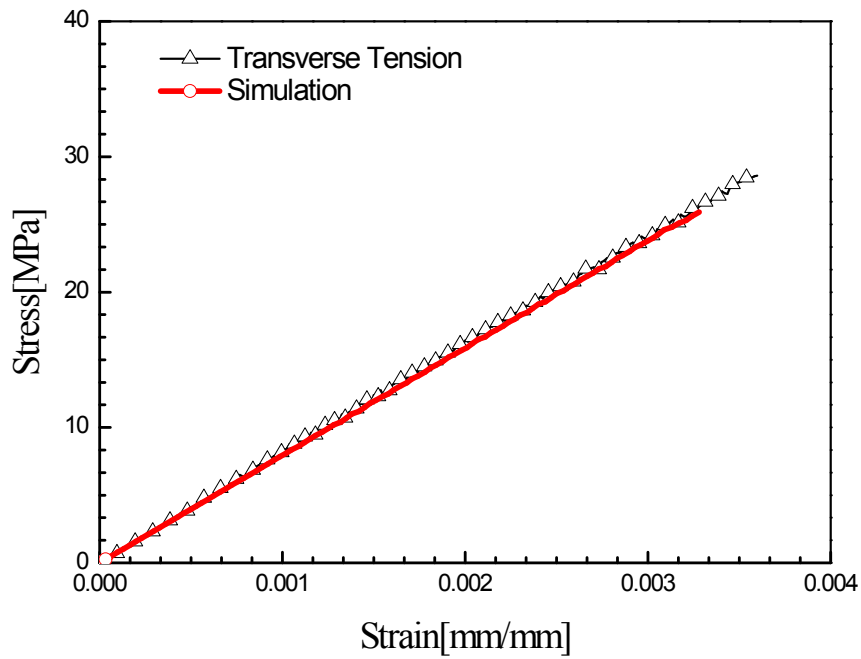


Fig. 12 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Tension 90°

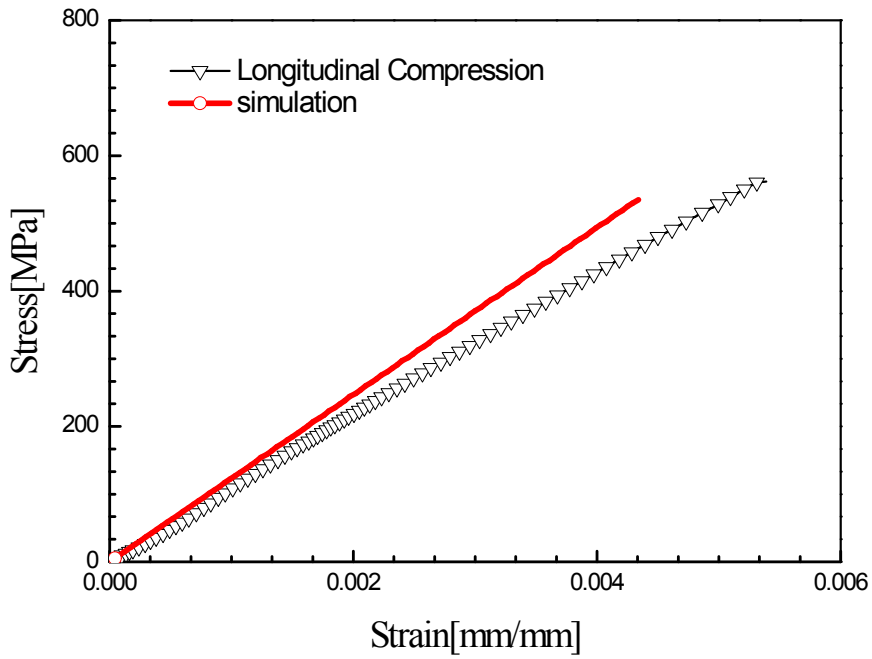


Fig. 13 The Stress-Strain Curve of Real Test
 and Simulation Result of Compress 0°

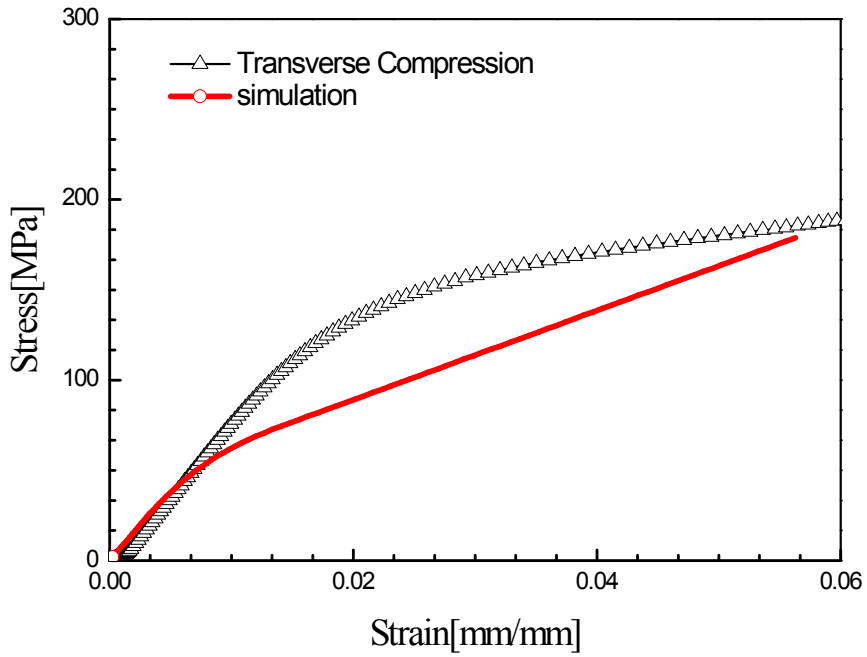


Fig. 14 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Compress 90°

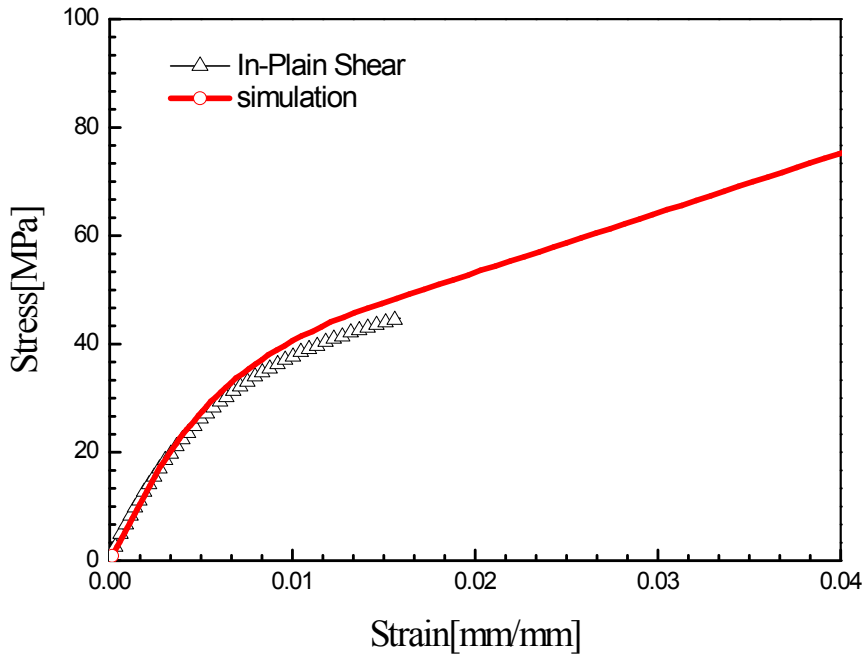


Fig. 15 The Stress-Strain Curve of Real Test and Simulation Result of Shear

Table 6. Comparison Data of Simulation and Test

Type		FEM	TEST
Longitudinal Tension	Stress	1.79×10^3 MPa	1.79×10^3 MPa
	Modulus	12.092 GPa	123.6 GPa
Transverse Tension	Stress	2.59×10^{-1} MPa	2.626×10^{-1} MPa
	Modulus	7.93 GPa	7.94 GPa
Longitudinal Compression	Stress	5.35×10^2 MPa	5.20×10^2 MPa
	Modulus	123.7 GPa	102.25 GPa
Transverse Compression	Stress	1.79×10^2 MPa	1.87×10^2 MPa
	Modulus	7.91 GPa	8.47 GPa
In-Plain Shear	Stress	8.86×10^1 MPa	8.64×10^1 MPa
	Modulus	6.27 GPa	6.28 GPa

3-2-2 CFRP 원형단면 구조부재 충격압계 실험⁵⁰⁾

본 연구에서는 여⁵⁰⁾실험을 바탕으로 하여, CFRP구조부재의 충격압계실험에서 충격 흡수용 경량화 차체 구조부재의 안전성능 평가를 위한 공기압식 충격장치를 사용하였다. 이 장치는 공기압 가속장치를 이용한 실험 장치로, 크로스헤드를 수직 하향으로 자유낙하 또는 공기압을 이용한 가속을 시켜 시험편에 충격하중을 가하는 장치이다. 충격실험기의 개략도를 Fig. 16에 나타냈다.

시험기는 공기압 가속장치인 에어건과 에어실린더, 시험편에 직접적인 충격을 가하는 크로스헤드, 충격하중을 계측할 수 있는 로드셀 및 가이드 바, 베이스 플레이트, 방진고무, 프레임 등으로 구성되어있다. 특히, 가이드 바를 4개로 구성하고 크로스헤드를 2층 구조로 제작함으로써, 크로스헤드가 시험편에 편심 되어 충격이 가해지는 것을 방지함으로써 지속적이고 안정적인 충격압계실험을 할 수 있도록 하였다. 로드셀은 2개의 원판을 원주로 연결한 형태로서 연강환봉을 절삭하여 제작하였으며, 상단 원판 위에는 시험편을 위치시키고, 하단 원판에는 베이스 플레이트에 3개의 볼트 구멍을 만들어 고정하였다. 로드셀의 검출부인 원주의 중앙에 중심축을 중심으로 하여 스트레인게이지(KYOWA, KFG-5-120-C1-11L1M2R)를 각각 축 방향 2매, 원주방향 2매를 대칭으로 부착하는 Full bridge 방식으로 부착하여 굽힘과 비틀림의 영향을 제거하여 시험편에 작용하는 충격하중의 계산을 구하였으며, 스트레인게이지의 저항 변화에 따른 변형률과 게이지가 부착된 검출부의 단면적과 영률을 곱하여 얻을 수 있었다. 충돌 시에 나타나는 스트레인게이지의 저항변화를 보면 먼저, 리드선을 통하여 브리지박스(bridge circuits)와 동적변형증폭기(dynamic strainamplifier)를 거쳐 전압변화로 증폭된 다음에, 파형 기억장치인 DSO(digital storage oscilloscope)를 지나 컴퓨터에 하중-시간 데이터로 기록된다.

충격실험 시의 시험편의 압계 시간변화인 변위의 측정은 압계가 진행하고 있는 사이 시험편의 변위량과 크로스헤드의 이동량이 일치한다는 전제하에, 크로스헤드에 부착된 표적의 움직임을 광학식 변위계(Zimmer OHG사, 100F)로 비접촉 계측하여 변위 데이터를 구하였다. 광학식 변위계는 광학렌즈를 이용하여 렌즈 측정범위 내에 있는 표적의 백색부와 흑색부의 경계선(Edge)의 이동량을 전압변화로 측정하

는 것이며, 렌즈의 교환에 따라 측정범위를 달리할 수 있다. 여기서는 초점거리가 1080mm이며 최대 100mm의 이동량을 측정할 수 있는 100-10형 렌즈를 사용하여 측정하였다. 또한, 충격속도는 크로스헤드가 시험편에 충돌하기 직전의 속도를 레이저를 이용하여 측정하였다.

충격속도는 크로스 헤드가 시험편에 충돌하기 직전의 속도를 측정하였으며, 공기압가속이 없는 상태(크로스 헤드의 자유낙하속도)인 6.26 m/sec로 충격압계실험을 행하였다.

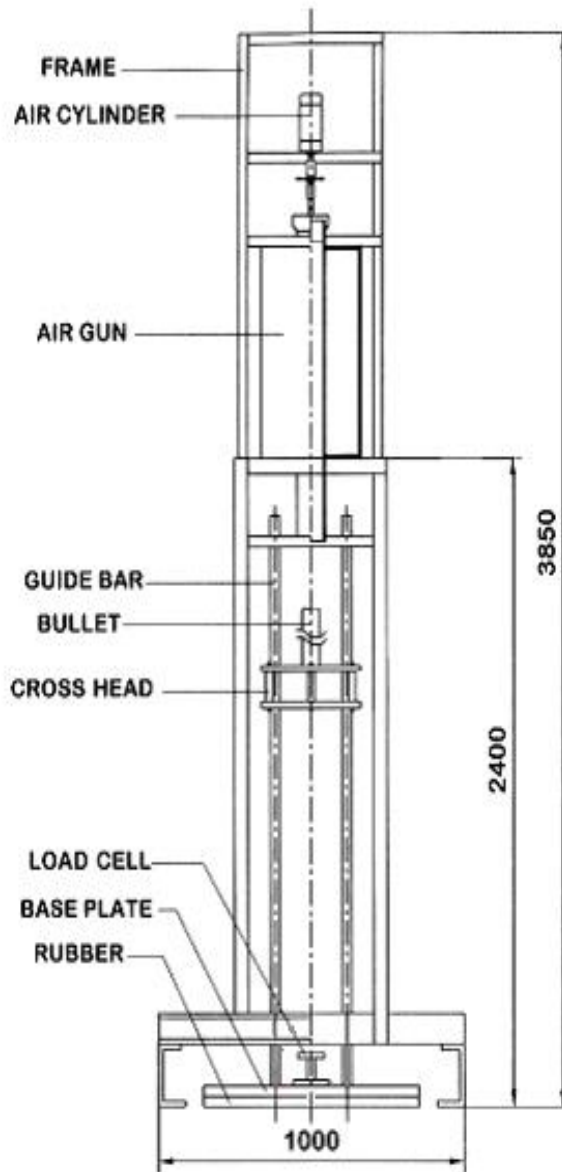


Fig. 16 Impact testing setup for crushing

실험의 결과로, 본 장에서는 CFRP 원형단면 구조부재에 대하여 일방향 적층각도 0° 와 90° 에서 계면수 2, 3, 6, 7계면의 변화에 따른 압쇄특성을 살펴보고자 충격 압쇄 실험을 행하였다. Fig. 17 ~ 18에서는 실험에 의해 측정된 계면수 2, 3, 6, 7계면의 변화에 대해 일방향 적층각도 0° 와 90° 에서 각각의 최대하중 값을 도시하였다. 적층각이 90° 인 경우에는 2계면이 21.71kN으로 가장 높은 최대하중을 나타냈으며, 7계면이 15.89kN으로 가장 낮은 하중을 보였다. 3계면과 6계면은 각각 17.76kN과 19.03kN을 나타내었다. 적층각이 0° 인 경우에는 18.3kN인 3계면이 가장 높은 하중을 나타내었으며, 2, 6, 7계면에서는 13.48 ~ 16.07kN의 하중을 나타냈다.

Fig. 19 ~ 20에서는 최대하중과 평균하중 값을 도시하였으며, Table 7에서는 최대하중과 평균하중의 값들을 나타내었다.

최외적층각 0° 에서는 90° 에서보다 2계면에서는 최대 7kN 낮은 하중의 차이를 보여 줬으며, 나머지 3, 6, 7 계면에서도 1 ~ 5kN까지 더 낮은 하중을 나타냈다. 이러한 이유로는, CFRP 부재의 경우에 부재의 형상과 섬유 및 기지의 기계적 성질에 의하여 횡방향 전단, 플라이(lamina) 굽힘 또는 국부좌굴에 의해서 압쇄된다. 또한 CFRP 구조부재는 취성부재이며 단시간에 충격하중이 가해지면서 압쇄되어지므로 순간적으로 구조부재 전체에 미소크랙이 발생하므로 계면수 변화에 따른 최대압쇄하중의 변화가 작게 실험DATA가 표출된다. 섬유가 부재의 외측으로 확장되고 파단되면서 압쇄되는 파쇄확장모드는 충격압쇄 시 축방향 0° 의 섬유가 부재의 외측으로 확장되려 하지만 90° 의 섬유의 영향으로 확장되면서 90° 의 섬유와 함께 파단되면서 압쇄된다. 최대 압쇄하중은 최외각이 0° 인 경우에 비해 90° 인 경우의 부하가 더 높게 나타났다. 이는 내부 0° 섬유의 외측으로 확장하려는 플라이(lamina) 굽힘을 방해하면서 0° 섬유가 파단이 되어 더 많은 섬유의 파단으로 인해 가장 높은 하중값을 보이는 것으로 사료된다.

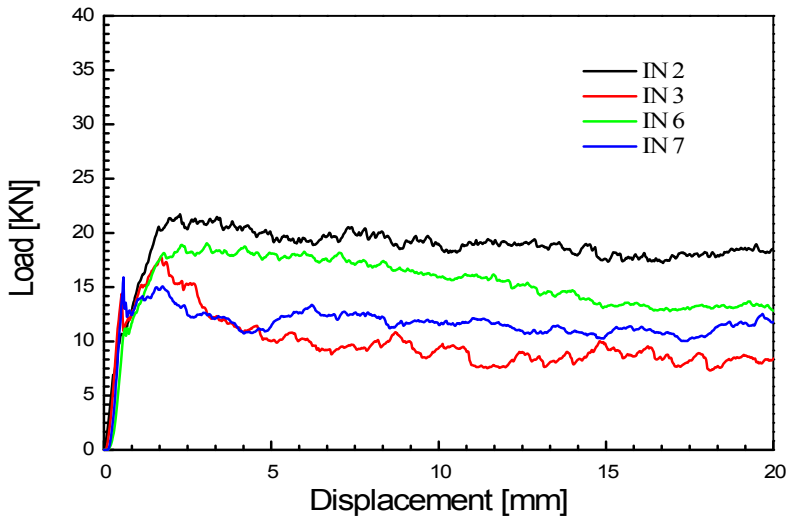


Fig. 17 Load-displacement curve of orientation angle 90°
& Interface number 2,3,6,7

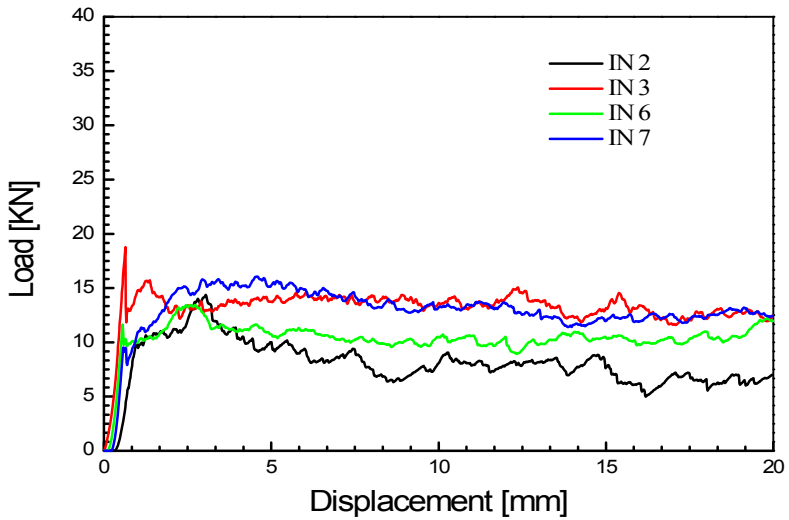


Fig. 18 Load-displacement curve of orientation angle 90°
& Interface number 2,3,6,7

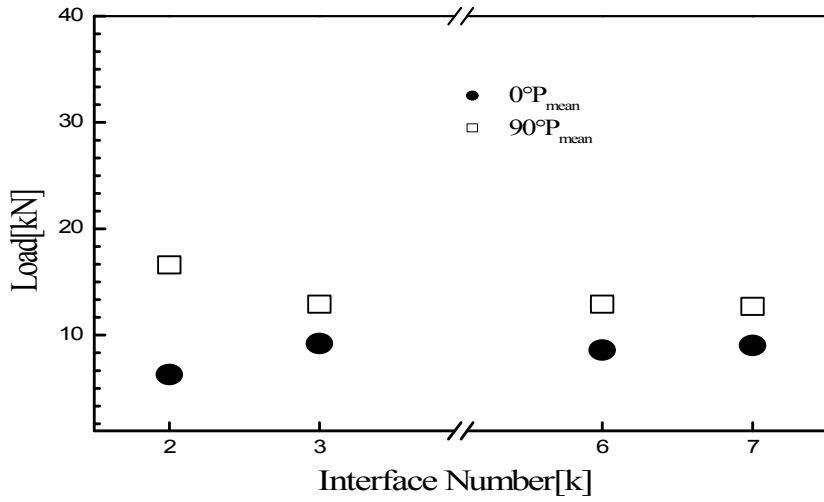


Fig. 19 Relationship between mean load and interface number

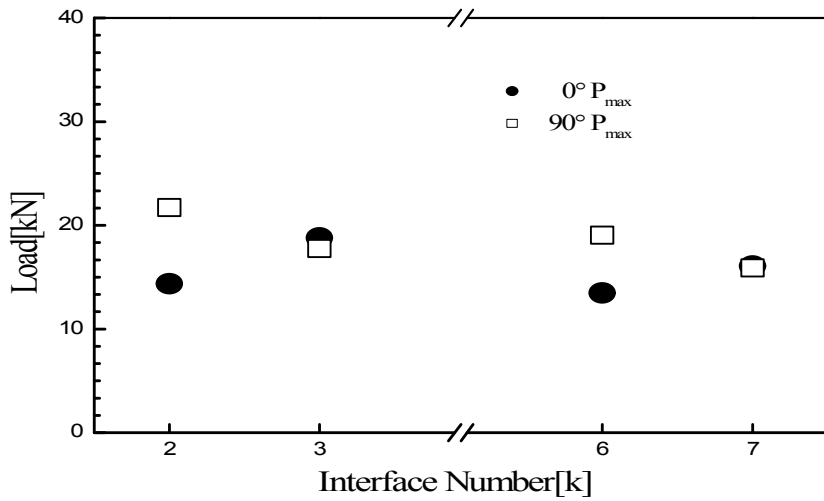


Fig. 20 Relationship between maximum and interface number

Table 7. Collapse test results

Orientation angle	Interface Number [IN]	Measurement	
		Maximum collapse load P_{max} [kN]	Mean collapse load P_{mean} [kN]
0°	2	14.36	6.3
	3	18.78	9.2
	6	13.48	8.59
	7	16.07	9.02
90°	2	21.71	16.6
	3	17.76	12.9
	6	19.03	12.9
	7	15.89	12.7

4장 유한요소 해석 평가

4-1 유한요소해석 방법

본 연구에서 사용된 시험편은 $[90_2/0_2]_s$, $[0_2/90_2]_2$, $[90/0]_{2s}$, $[0/90]_4$, $[0_2/90_2]_s$, $[90_2/0_2]_2$, $[0/90]_{2s}$, $[90/0]_4$ 로 최외각이 0° 와 최외각이 90° 이고 계면수가 2, 3, 6, 7 개를 갖는 CFRP 원형 구조부재이고, 충격속도는 실제 실험에서의 자유낙하속도와 동일한 6.26m/sec로 행하였다.

Pre-processor와 post-processor과정으로 유한요소해석을 위해서 시험편의 형상을 CATIA로 모델링하고, MESH 소프트웨어인 Hypermesh를 이용하여 4개의 Node를 갖는 Element를 생성하였다. Element Model의 유한요소해석을 진행하기 위해 Micro-Mechanical 기초이론식을 통해 획득한 CFRP 복합재 기초 섬유물성 및 수지물성을 입력하고, 하중조건, 접촉조건(Contact interface algorithm), 구속조건을 다음과 같이 입력하였다. Fig. 21과 같이 압력 실험에서 시험편이 받는 하중은 상단과 하단으로 구분이 필요하며, 실제 실험에서도 원형부재의 하단부는 로드셀로 고정되어 있으므로 시험편의 하단부분 Node의 모든 자유도를 구속시켜 움직이지 않도록 하고, 크로스헤드(Cross Head)를 구현하기 위해 Rigid-Part를 이용하였다. 시험편 FE Model과 Rigid-Part 사이에 CONTACT_ AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE를 사용하였다. 접촉조건(Contact interface algorithm)에서 Master는 Rigid-Part, Slave는 시험편 FE Model로 하였다. 해석시간인 Current time step과 Total time을 입력하고, 유한요소해석을 실행할 때의 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준이론 적용 여부를 설정 한다. 이후 Solver(LS-DYNA)를 이용하여 유한요소 해석을 진행하였다. Table 8은 유한요소해석 방법으로서의 경계조건을 나타내었다.

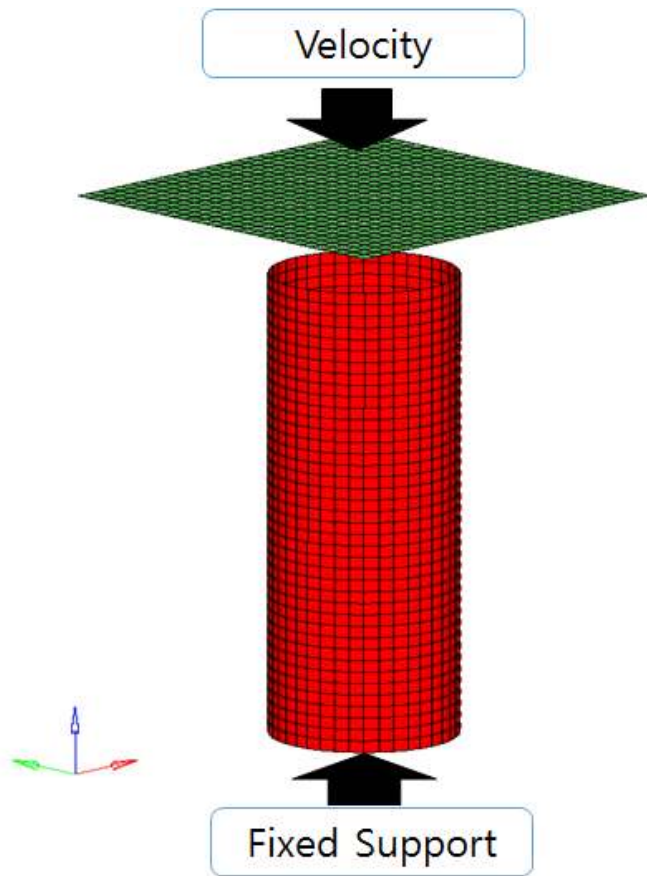


Fig. 21 Boundary Condition Setting

Table 8. FEM boundary conditions.

	Description	Value
Impactor	Velocity	6.26m/s
	Coefficient of friction	0.02
	Mass	40kg
Element model	Type	Shell
	Element type	Quad
	Element size	1
	Number of node	9494
	Number of element	9400
Time	Current time step	0.01ms
	Total time	2ms

4-2 유한요소해석방법에 따른 결과

본 연구에서는 CFRP 원형부재의 최외적층각이 0°, 90°일 때 계면수가 2, 3, 6, 7 계면의 변화에 따른 충격압력실험 결과를 바탕으로, 유한요소해석을 통해 비교하였고, 첫 번째로 파손해석 중에서 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준을 사용하여 최외적층각이 0°일 때의 각 계면수 변화와 최외적층각이 90°일 때의 각 계면수 변화에 따라 비교분석 하였다. 두 번째로, 최외적층각과 계면수 변화를 각 파손기준 별로 구분하여 비교하였다. Fig. 22 ~ 24에서는 최외적층각과 각각의 계면수에서의 충격압력을 시간대별 응력합(Stress Resultant)의 시뮬레이션 진행과정을 나타내었다. 여기서 응력합(Stress Resultant)은 복합 적층판에 작용하며 적층판의 두께방향으로 각 응력 성분을 적분하여 계산되는 값이다. Fig. 22를 살펴보면 x 방향 하중에서 Laminate에 작용하는 응력합(Stress Resultant)을 나타내었으며, (a)는 1.9759×10^{-5} s 시간에서의 응력합을 나타내며, (b)- 2.0451×10^{-5} s, (c)- 2.0682×10^{-5} s, (d)- 2.102×10^{-5} s의 시간에 따른 응력합을 나타내었다. Fig. 23 ~ 24에서도 0°, 90°와 계면수변화에 따른 시간대별 응력합들을 보여준다.

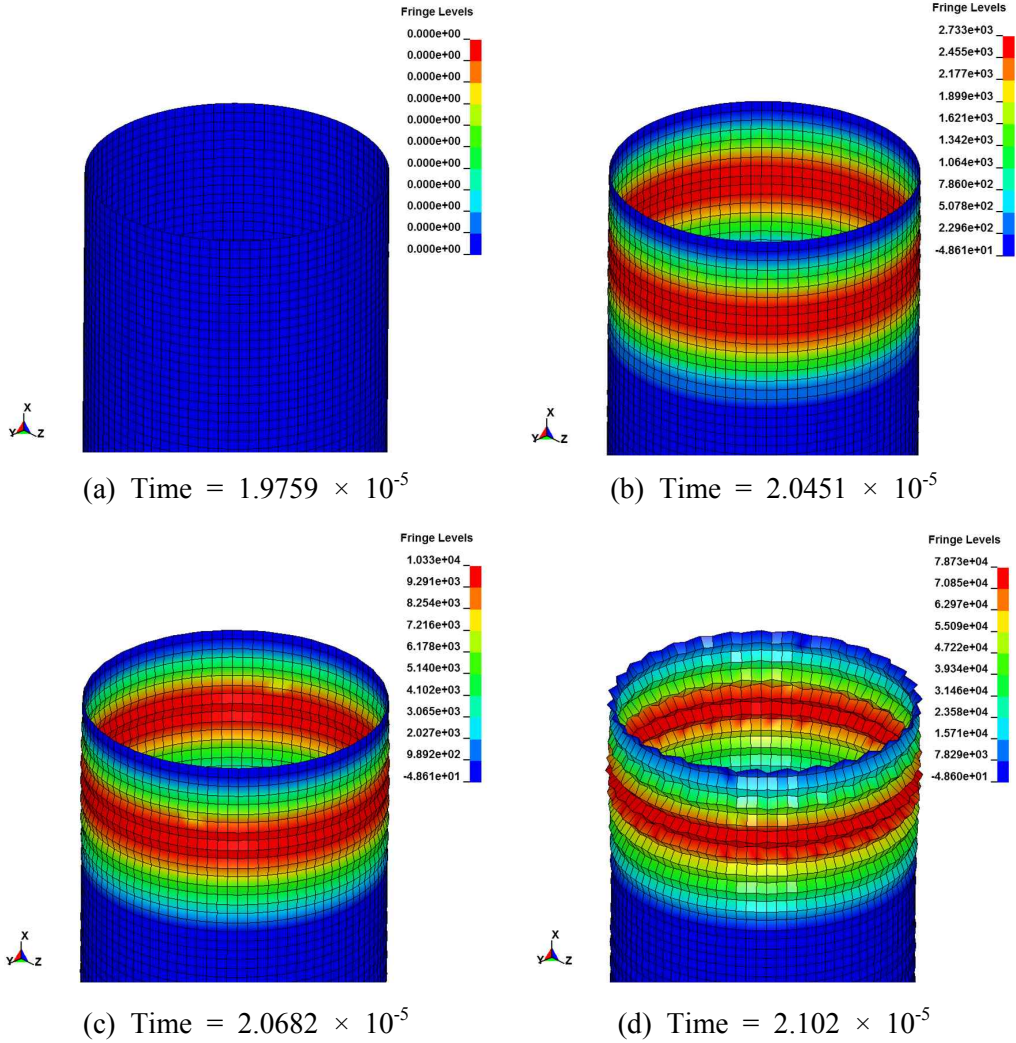


Fig. 22 The stress resultant received by laminate with orientation angle 0° & Interface number 2

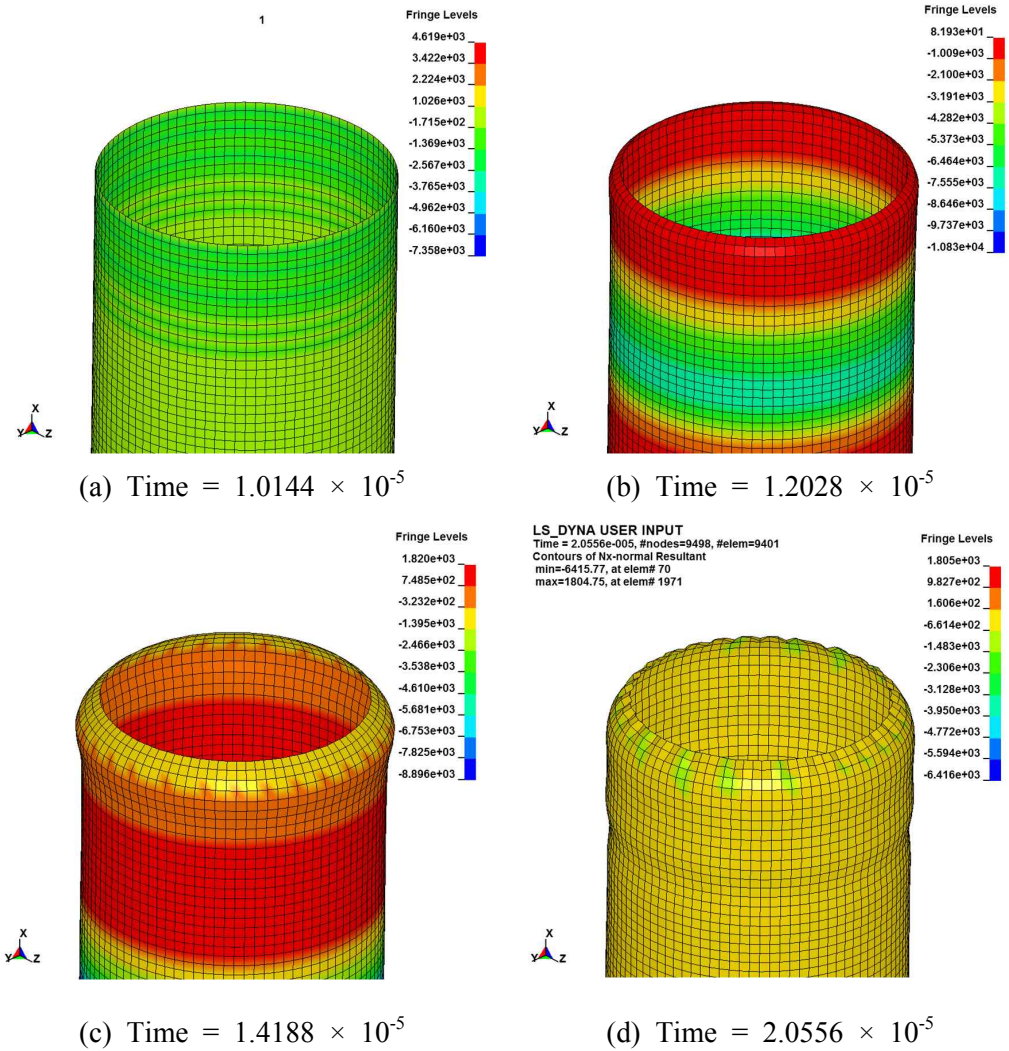


Fig. 23 The stress resultant received by laminate with orientation angle 0° & Interface number 3

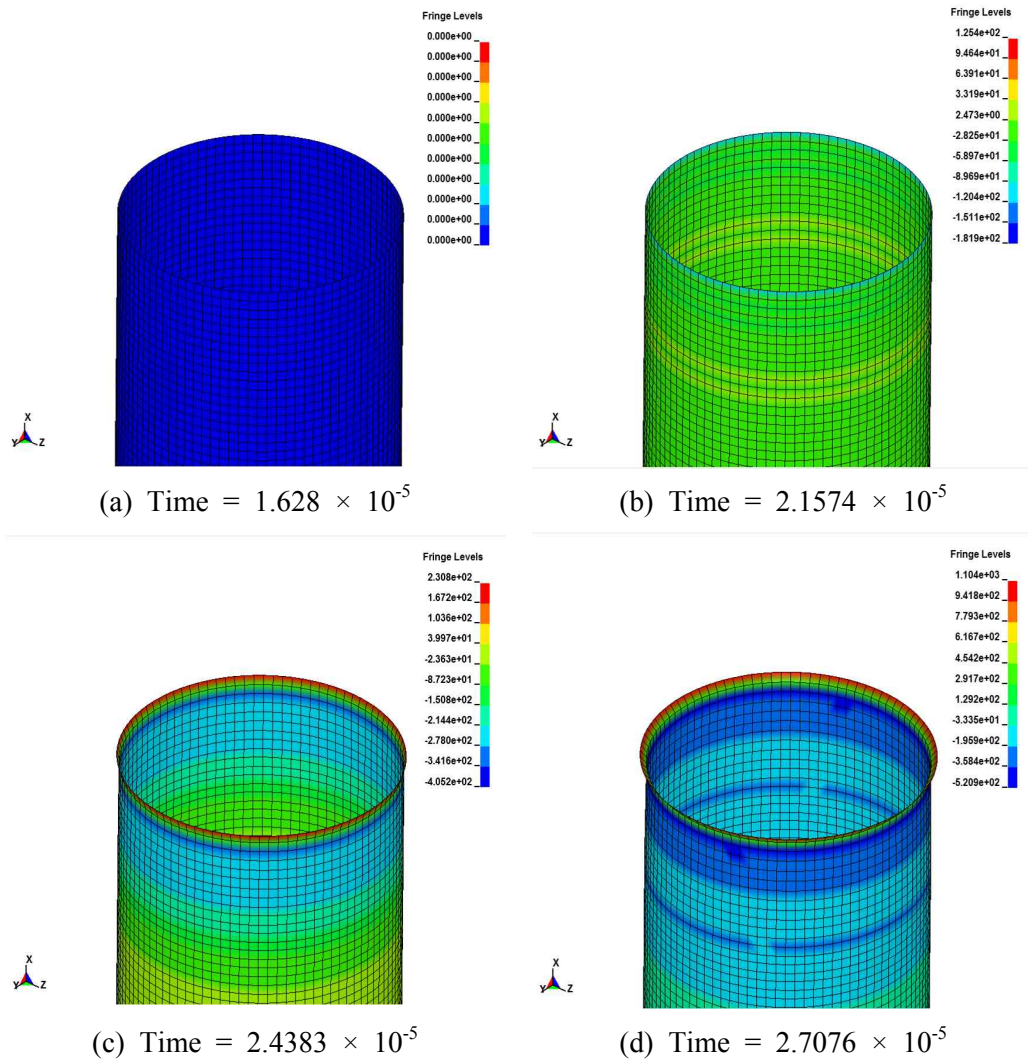


Fig. 24 The stress resultant received by laminate with orientation angle 90° & Interface number 7

4-2-1 파손이론에 의한 결과

본 연구의 파손이론에 의한 결과로서 Fig. 25 ~ 32에는 계면수가 2, 3, 6, 7계면 일 때의 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준에 의한 하중-변위선도를 나타냈다. Fig. 25와 같이 최외적층각이 0° 이고 계면수가 2계면인 경우 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준에 의한 해석결과는 전체적으로 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보였다. 그리고 최대하중의 차이가 0.7kN 이내 이며, 변위 또한 비슷하게 변화하는 것을 확인하였다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 18.6kN , Tsai-Hill 파손기준 19.3kN 그리고 Hashin 파손기준은 18.7kN 로 나타났다.

Fig. 26와 같이 최외적층각이 0° 이고 계면수가 3계면인 경우도 파손기준에 의한 해석결과가 전체적인 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보였다. 그러나 Tsai-Hill 파손기준은 해석초반에는 거의 일치하는 선도를 보이다가 10mm 변위 구간에서 다른 파손기준에 비해 하중이 상승하는 형태를 나타냈다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 22.1kN , Tsai-Hill 파손기준 24.9kN , Hashin 파손기준 22.2kN 으로 나타났다. 그리고 Fig. 27에서와 같이 최외적층각이 0° 이고 계면수가 6계면인 경우를 보면 파손기준에 의한 해석결과가 해석 초반에는 전체적으로 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보이다가 변위가 6mm 인 지점부터 Tsai-Wu 파손기준은 전반적으로 유사한 하중 값 형태를 보였으나, Tsai-Hill 파손기준과 Hashin 파손기준은 하중이 급격하게 상승하는 경향을 보였다. Tsai-Wu 파손기준의 최대하중이 Tsai-Hill, Hashin 파손기준보다 $7 \sim 10\text{kN}$ 까지 차이를 나타냈다.

Fig. 28에서의 최외적층각이 0° 이고 계면수가 7계면인 경우에는 파손기준에 의한 해석결과가 전체적으로 선도의 형태가 최대하중 까지 거의 일치하는 경향을 보였으나, Tsai-Wu 파손기준의 경우 최대하중 이후 하중이 급격하게 감소하는 경향을 나타내었다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 31.1kN , Tsai-Hill 파손기준 35.9kN 그리고 Hashin 파손기준은 35.9kN 로 나타났다.

두 번째로, Fig. 29에서 최외적층각이 90° 이고 계면수가 2계면인 경우에는 파손기준에 의한 해석결과가 해석초반은 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보였으나, Hashin 파손이론의 경우 변위가 10mm 이후 하중이 상승하는 형태를 보였고, Tsai-Hill 파손이론은 변위가 13mm 인 지점에서 하중값이 급격하게 상승과 하강하

는 형태를 나타내었다. 두 파손이론은 Tsai-Wu 파손기준 보다 다소 높은 최대하중을 나타내었다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 21.8kN, Tsai-Hill 파손기준 25.7kN 그리고 Hashin 파손기준은 25.9kN로 나타났다. 또한 Fig. 30에서와 같이 최외적층각이 90°이고 계면수가 3계면인 경우에는 파손기준에 의한 해석결과 해석초반은 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보였으나, Tsai-Hill 파손기준의 경우 변위가 6mm 부터 급격하게 상승하여 14mm에서 최대 하중을 나타내었으며 Tsai-wu, Hashin 파손기준보다 최대 10.1kN까지 차이를 나타냈다. 또한 Hashin 파손기준은 변위가 6mm부터 상승과 하강을 반복하는 패턴을 보였다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 24.4kN, Tsai-Hill 파손기준 31.9kN 그리고 Hashin 파손기준은 21.4kN로 나타났다.

Fig. 31에서 최외적층각이 90°이고 계면수가 6계면인 경우, 파손기준에 의한 해석결과 해석초반은 선도의 형태가 거의 일치하는 경향을 보였으나, Tsai-Wu 파손기준은 변위가 18mm의 경우에서 하중이 최대하중으로 상승하는 패턴을 보였다. Tsai-Hill 파손이론 14mm 지점에서 최대하중으로 상승하는 패턴으로 진행되었고, Hashin 파손이론의 경우 변위가 16mm인 지점에서 급격하게 상승한 후에 하강하는 패턴을 보였다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 26.3kN, Tsai-Hill 파손기준 25.1kN 그리고 Hashin 파손기준은 27.4kN로 나타났다. 그리고 Fig. 32와 같이 최외적층각이 90°이고 계면수가 7계면인 경우에는, 파손기준에 의한 해석결과 선도의 패턴이 전반적으로 일치하는 경향을 보였으나, Hashin 파손기준의 경우 변위가 10~14mm 일 때 하중이 급격한 상승 및 하강 패턴을 보이고, 변위가 17mm일 때에도 급격히 하중이 상승하는 형태를 보였다. 최대하중 값은 Tsai-Wu 파손기준 26.4kN, Tsai-Hill 파손기준 25.2kN 그리고 Hashin 파손기준은 28.0kN로 나타났다.

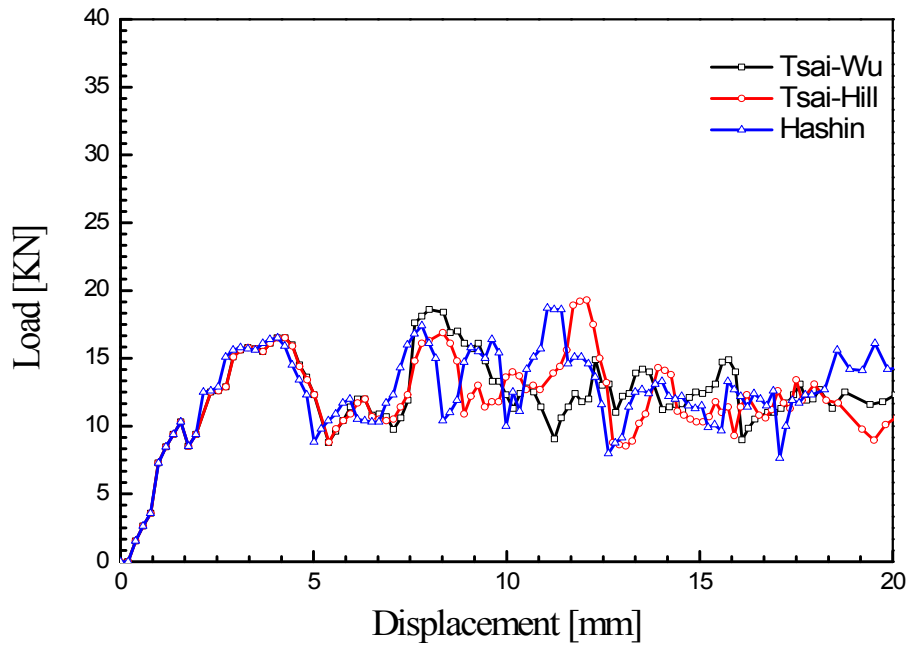


Fig. 25 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 2)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

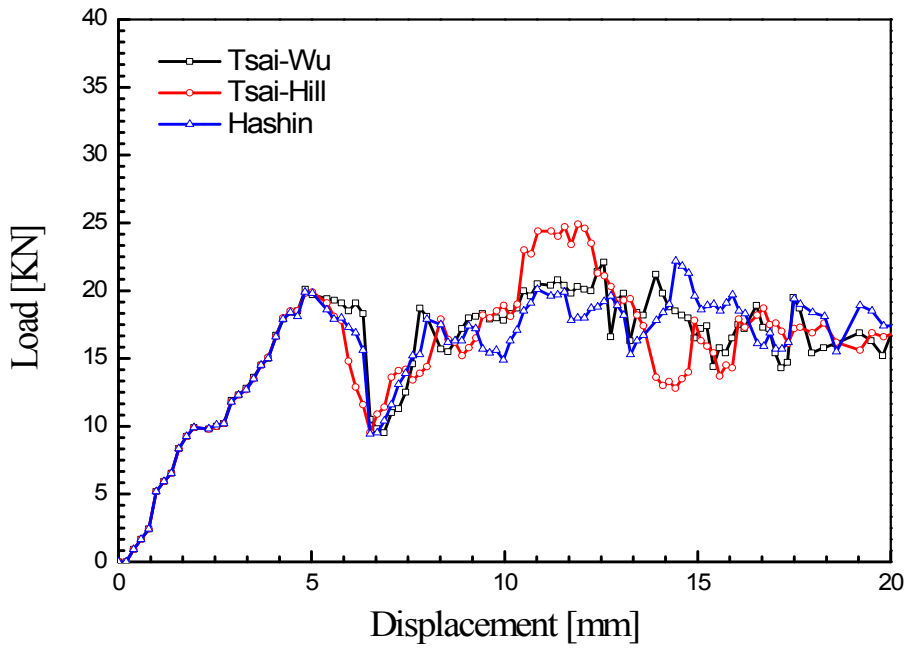


Fig. 26 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 3)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

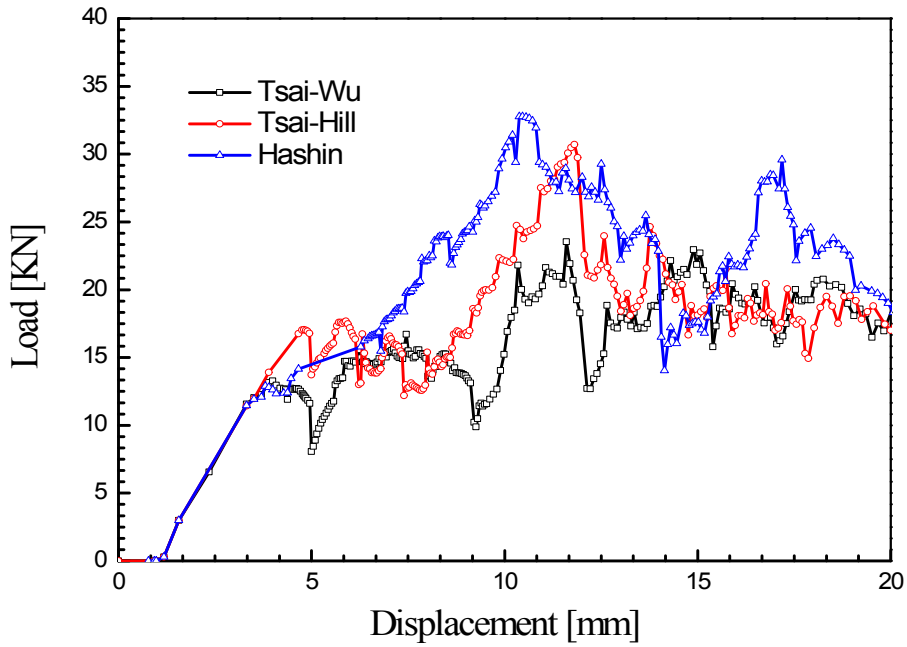


Fig. 27 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 6)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

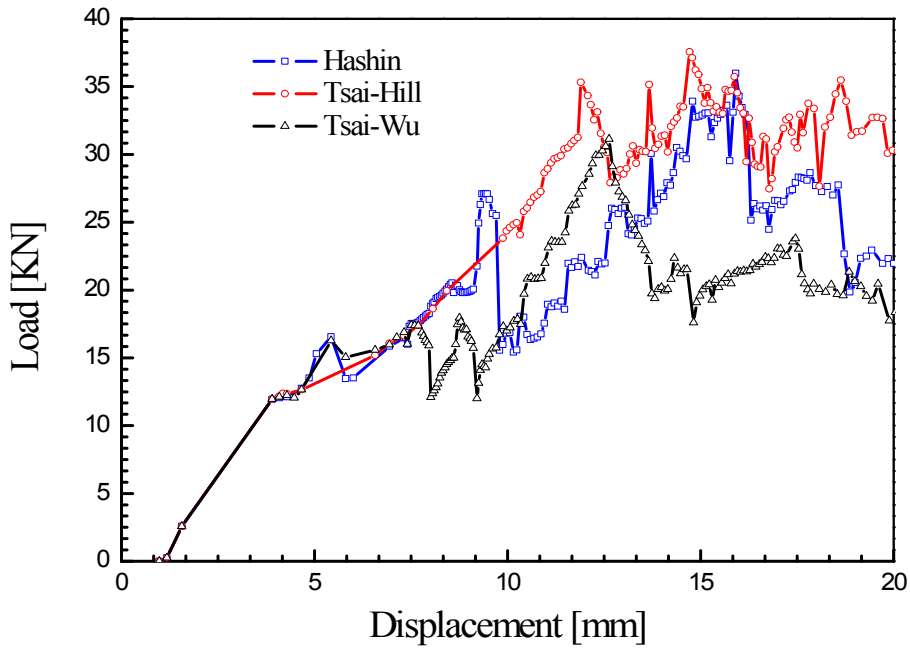


Fig. 28 Load-displacement curve of orientation angle 0° (IN 7)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

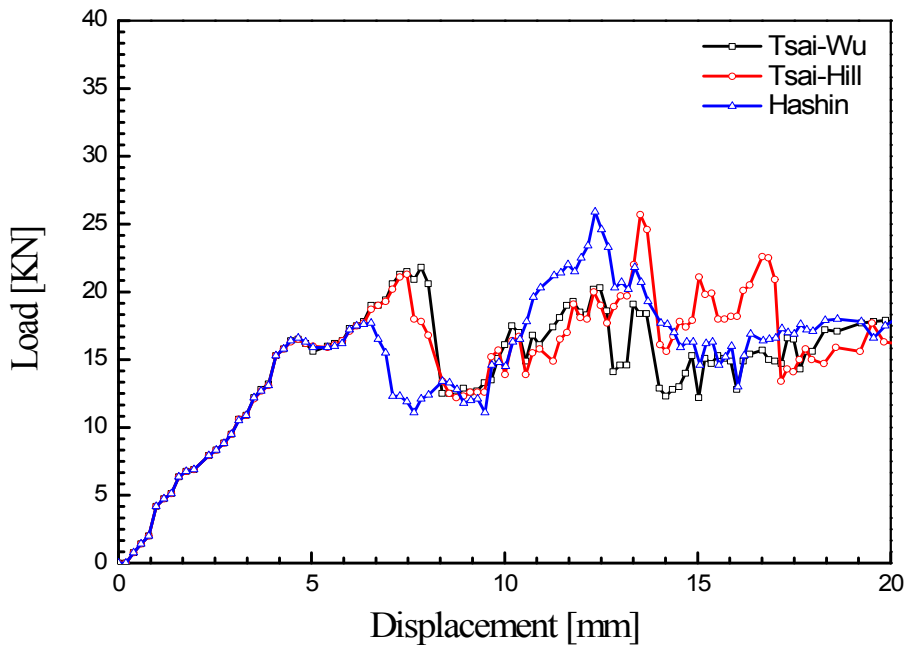


Fig. 29 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 2)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

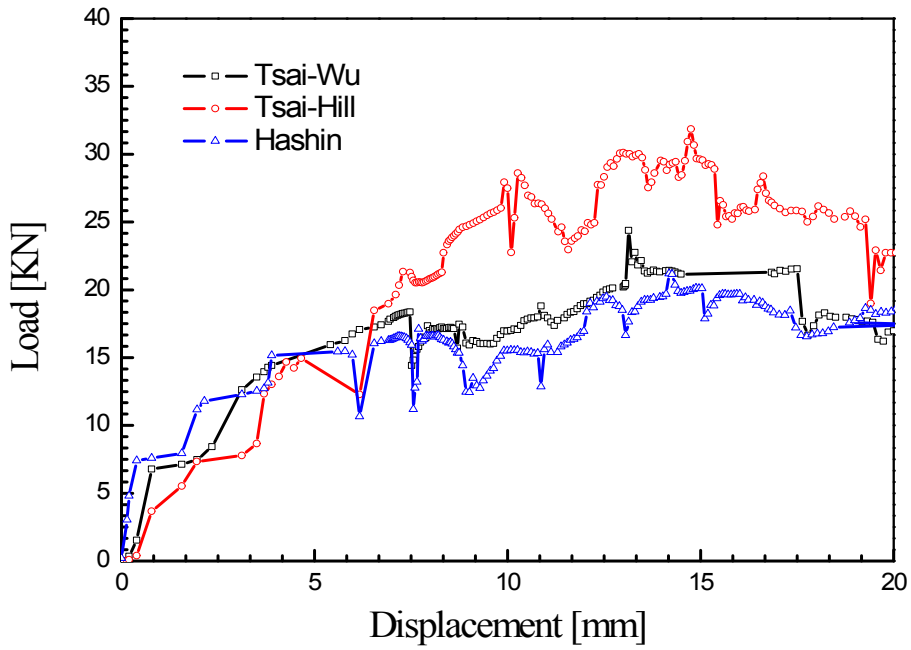


Fig. 30 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 3)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

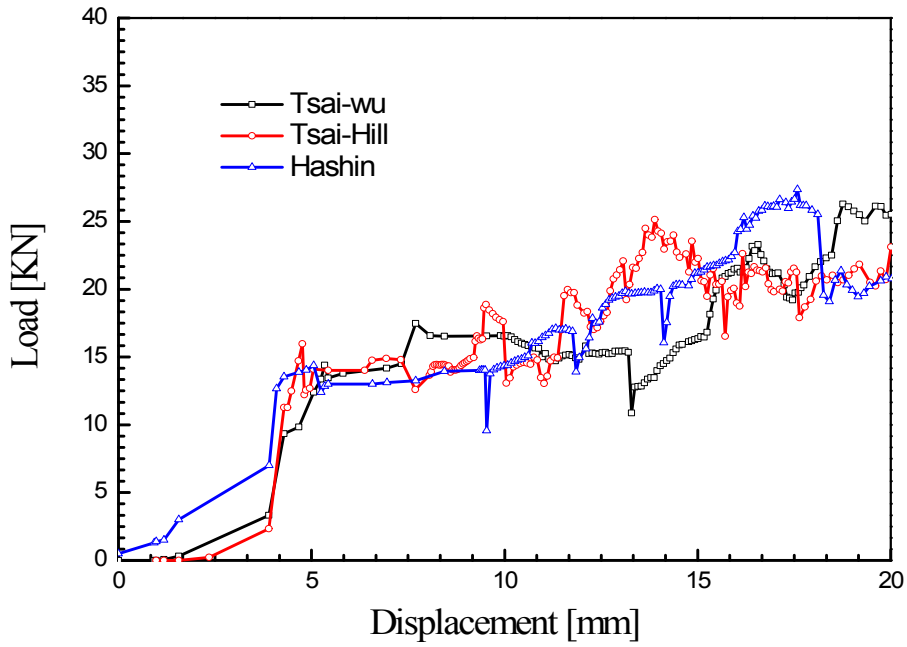


Fig. 31 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 6)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

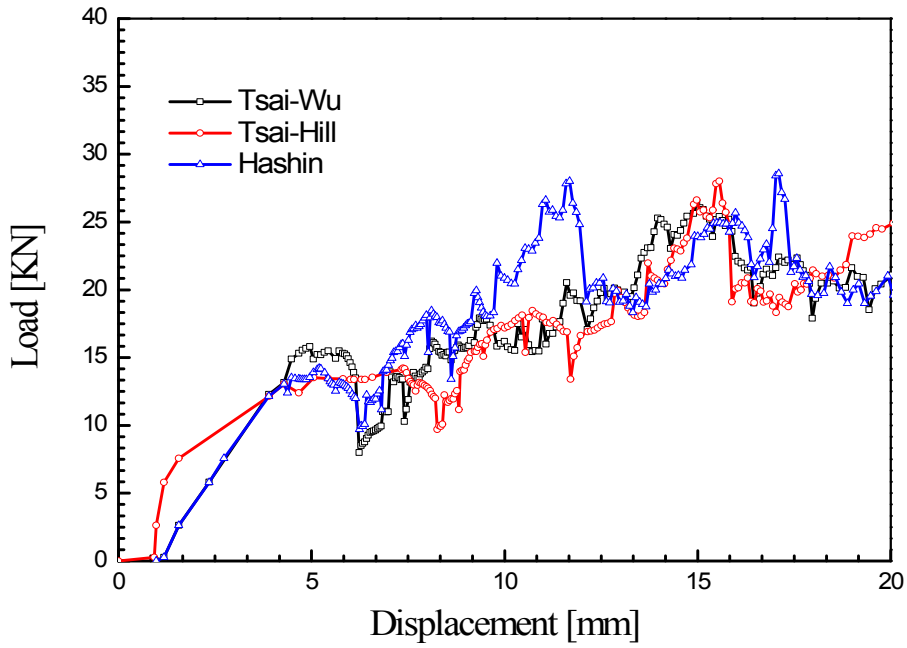


Fig. 32 Load-displacement curve of orientation angle 90° (IN 7)
 (Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Failure Criteria)

4-2-2 최외적층각과 계면수 변화에 따른 결과

Fig. 33 ~ Fig. 35에서는 최외적층각 0° 이고 계면수가 2, 3, 6, 7계면에서의 파손이론에 따른 하중-변위선도를 나타냈다. 파손이론 별 계면수 증가에 따른 최대응력이 증가하는 경향을 보였고, Fig. 33에서의 Tsai-Wu 파손이론의 경우 13mm에서 7계면의 최대응력의 상승폭이 큰 것을 제외하고, 나머지 계면수의 경우에는 하중-변위선도 패턴이 유사함을 보였다. 또한 Fig. 34에서의 Tsai-Hill 파손이론의 경우에는 2계면의 최대응력은 가장 낮고, 7계면의 최대응력은 가장 높게 나타났다. Fig. 35에서의 Hashin 파손이론의 경우에는 2계면수에서 전체적으로 다소 낮은 하중을 보이고 있으며, 또한 계면수 증가에 따른 최대응력 그래프의 패턴이 상승함을 보이면서 계면수에 따른 하중의 변화가 다소 큼을 보였다.

Fig. 36 ~ 38에서는 최외적층각 90° 이고 계면수가 2, 3, 6, 7계면에서의 파손이론에 따른 하중-변위선도를 나타냈다. Fig. 36에서의 Tsai-Wu 파손이론의 경우는 2계면에서의 7 ~ 8mm에서 최대응력을 나타내었다. Fig. 37에서의 Tsai-Hill에서는 계면수 증가에 따른 최대응력은 증가하는 경향을 보였고, 선도 패턴 또한 비슷한 경향을 나타내었다. 특히 3계면에서의 최대응력의 상승이 높게 나타났고, 변위의 초기에는 2계면과 3계면이 비슷한 패턴을 보이다가 2계면은 급격히 하강하여 6계면과 7계면 선도 형태와 같은 패턴으로 유사하게 진행되었다. Fig. 38에서의 Hashin 파손이론의 경우에는 계면수 증가에 따른 하중의 변화가 근사한 값을 나타냈고, 변위의 시점에 따른 최대응력의 값은 다소 다르게 나타남을 보였다.

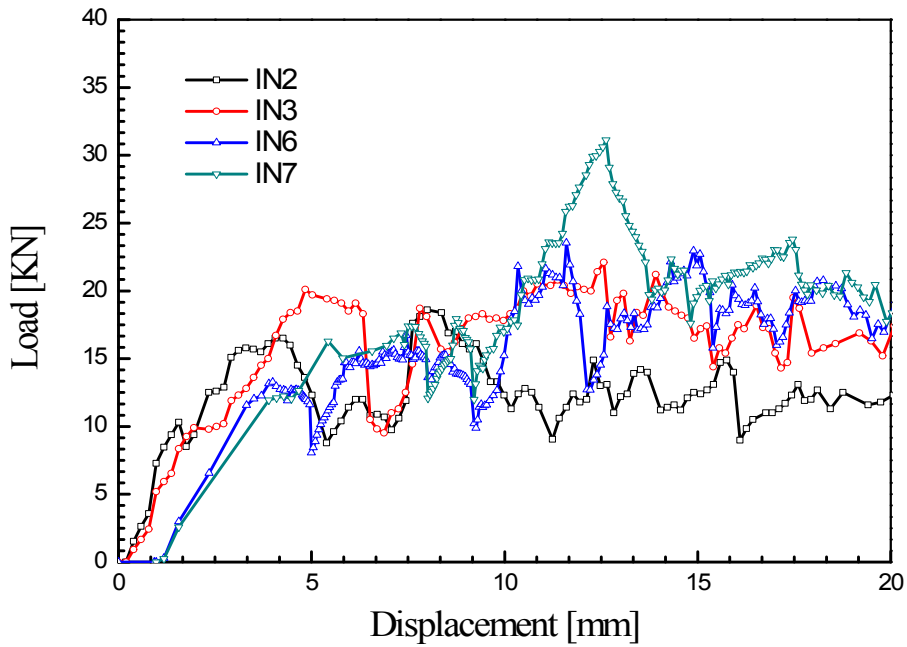


Fig. 33 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 0° & Interface number 2,3,6,7
 (Tsai-Wu Failure Criteria)

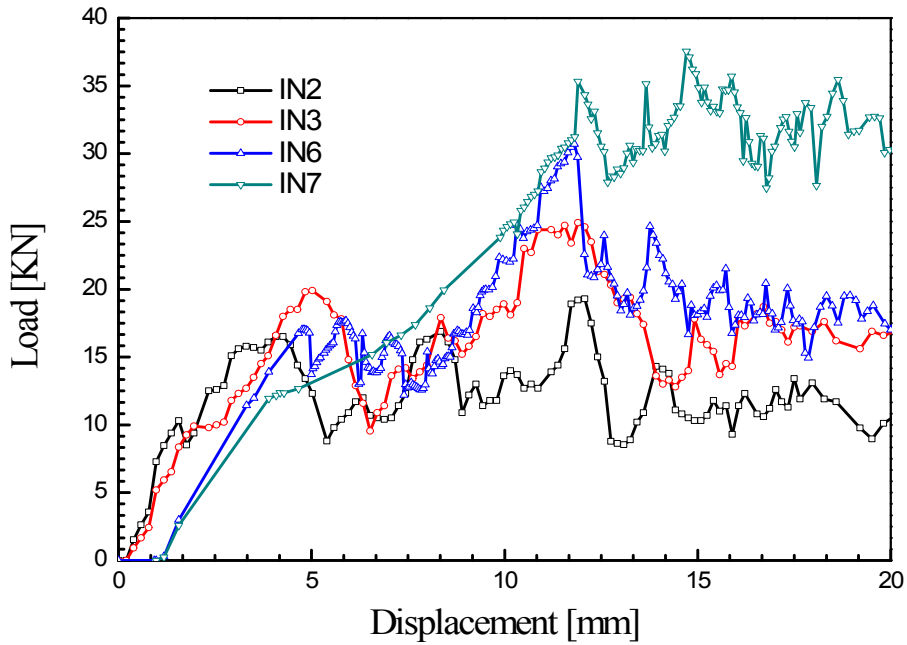


Fig. 34 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 0° & Interface number 2,3,6,7
 (Tsai-Hill Failure Criteria)

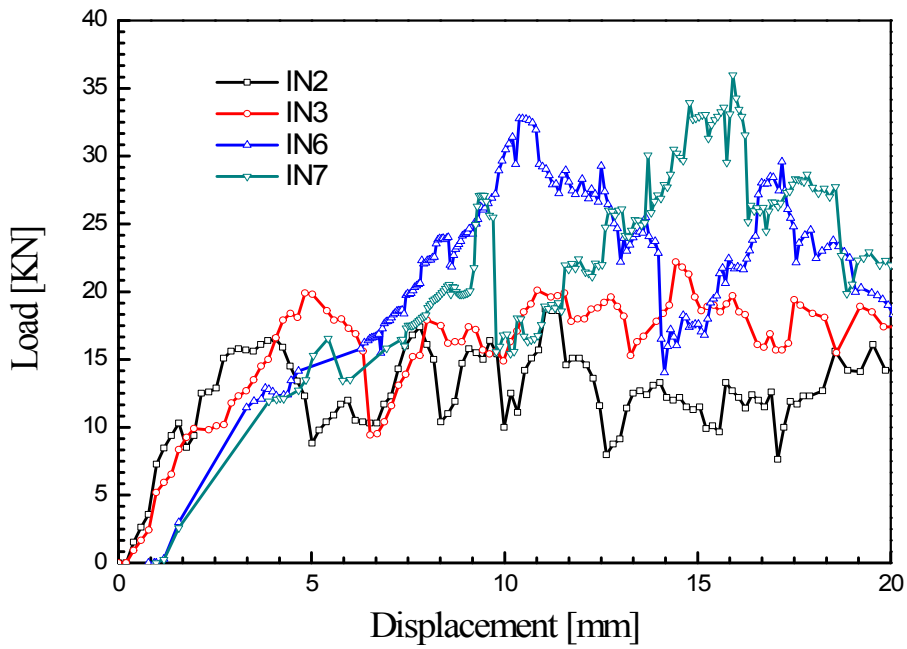


Fig. 35 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 0° & Interface number 2,3,6,7
 (Hashin Failure Criteria)

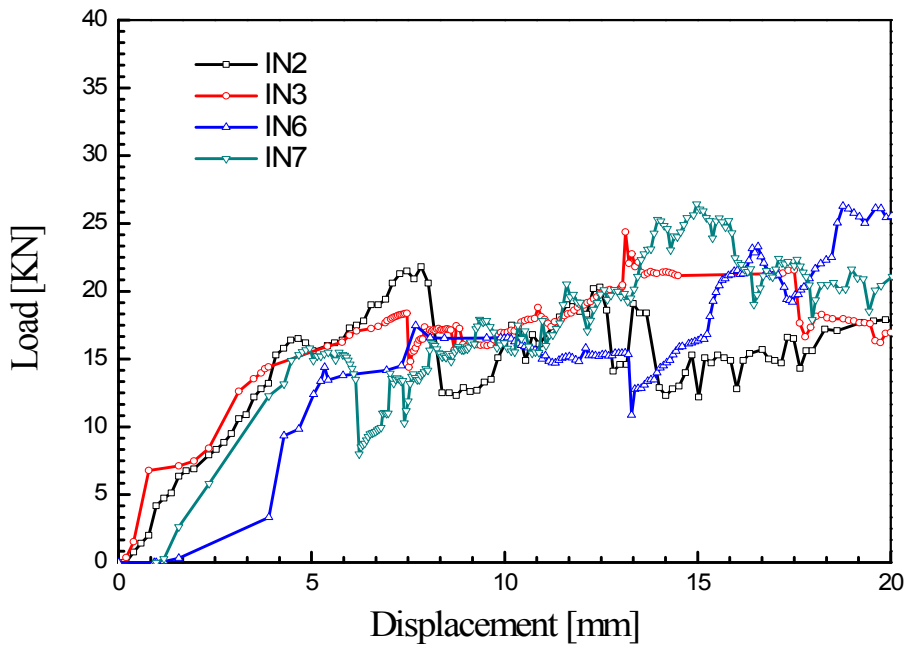


Fig. 36 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7
 (Tsai-Wu Failure Criteria)

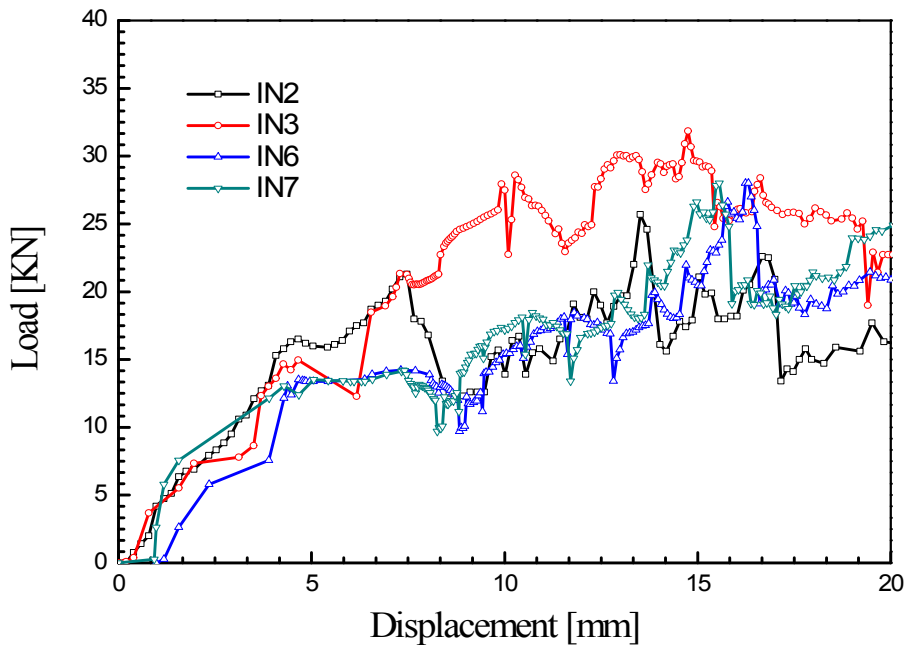


Fig. 37 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7
 (Tsai-Hill Failure Criteria)

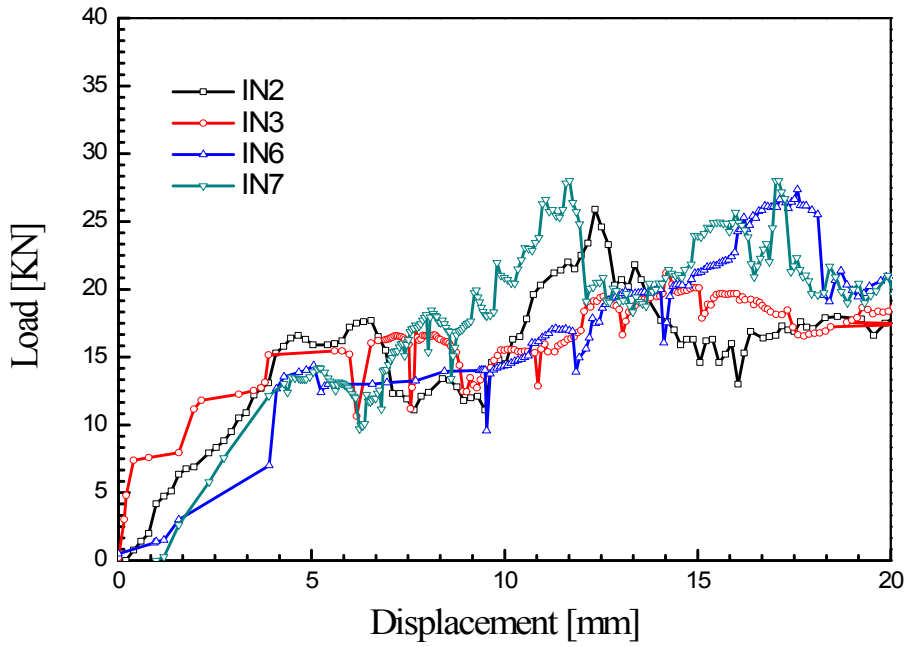


Fig. 38 Load-displacement curve of CFRP Circular member
 with orientation angle 90° & Interface number 2,3,6,7
 (Hashin Failure Criteria)

제 5 장 결과 및 고찰

본 연구에서는 여⁵⁰⁾와 김¹⁸⁾의 실험을 참고하였으며, CFRP 원형부재의 최외적층각이 0°, 90°일 때 계면수 2, 3, 6, 7의 변화에 따른 충격압괴실험 결과와 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준을 바탕으로 한 유한요소해석 프로그램을 사용하여 최대하중과 평균하중의 하중-변위 및 하중-계면수 변화를 비교하였다. Table 9, 10은 실험 DATA와 유한요소해석DATA와의 비교를 보여준다.

Fig. 39 ~ 40는 최외적층각이 0°, 90°인 원형단면 CFRP 구조부재를 대상으로 계면수 변화에 따른 최대하중을 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin Theory를 이용한 파손기준과 실험결과를 나타내었다. 최외적층각이 90°인 경우의 유한요소해석 파손이론을 적용한 그래프는 김¹⁸⁾의 최대하중-변위선도와 거의 근사한 경향을 나타내었고, 본 연구의 최대하중-변위선도는 약간 낮은 하중값과 7계면에서의 하중은 하강함을 나타내었다. 특히, Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손이론 중 Tsai-Wu 파손이론을 적용한 결과가 실험결과와 가장 근사값을 나타내었다. 최외적층각이 0°인 경우에는 계면수가 증가함에 따라 각 파손이론을 적용한 유한요소해석의 결과로 최대하중은 증가하는 경향을 보였다. 실험결과에서는 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가함에 따라 최대하중도 증가하는 경향을 보였다. 0°인 경우의 유한요소해석 파손이론을 적용한 그래프의 경우 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가할수록 선형적으로 증가하는 모습을 보였다. 또한 두 실험의 최대하중-변위선도와 차이가 4 ~ 19kN까지 많은 차이가 나는 것을 알 수 있었다. 이러한 이유는 해석조건상 0°섬유의 lamina 굽힘을 해석상에 나타나지 않고 같이 파손되는 형태이기 때문에 해석 수치가 더욱 더 높아지는 경향을 나타내는 것으로 사료된다. 또한 최외적층각이 90° 일 경우 0°일 경우 보다 최대하중 값이 더 높게 나타나는 경향을 보였다. 이러한 이유는 최외적층각이 90°인 시험편은 0°방향 섬유가 외측으로 확장하려는 lamina 굽힘을 90°방향의 섬유가 방해함으로 더욱 더 많은 섬유가 파단함으로 인한 이유로 사료된다.

Fig. 41은 해석상 lamina 굽힘을 나타내기 힘들기 때문에 lamina 굽힘과 비슷한 경계조건을 적용하기 위해 최외각층 sheet를 수지 물성만 적용하여 해석을 진행한

그래프이다. 위와 같은 조건의 이유는 lamina 굽힘의 경우 섬유의 파단이 일어나지 않고 prepreg sheet속에 포함되어 있는 수지에만 최대하중에 영향을 주는 것으로 사료되어 위와 같은 조건으로 유한요소해석을 진행하였다.

Fig. 42에서는 최외적층각이 0° , 90° 일 때 계면수 2, 3, 6, 7의 변화에 따른 충격압괴 실험 결과를 한꺼번에 비교하였다. 최외적층각이 0° 에서의 기울기가 90° 일 때보다 크게 상승하였으며, Tsai-Wu의 경향이 가장 근사함을 보여준다.

Fig. 43 ~ 46에서는 각 계면수별로 0° , 90° 최외적층각의 파손이론별 최대압괴하중을 그래프로 도시하였다. 실험결과와 유한요소해석에 의한 결과는 6, 7계면이 큰 차이를 보였으며, 2계면과 3계면은 유사한 경향을 나타내었다. 파손이론별 결과에서는 2계면에서의 결과가 가장 근사함을 보여준다.

Fig. 47 ~ 48을 보면, Fig. 47의 경우는 최외적층각이 0° 에서 유한요소해석 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준의 평균값과 실험DATA의 평균압괴하중결과를 비교분석한 그래프이다. 실험DATA는 계면수가 증가함에 따라 근사한 경향을 나타내면서 거의 기울기가 없이 진행되는 데 비해 유한요소 해석에서는 전체적으로 계면수의 증가와 더불어 상승하고 있다. 또한 계면수가 상승하면서 평균하중의 크기도 2배 이상 증가하는 것을 보여주고 있다. Fig. 48의 최외적층각 90° 경우에는 유한요소해석 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준의 평균값은 기울기 차이가 없이 일정한 평균하중을 나타내고 있으며, 두 실험의 하중-계면수 선도에서 3계면에서는 조금 많은 차이를 내지만, 나머지 2, 6, 7계면에서는 유사한 경향을 나타내고 있다.

Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 파손기준에서의 유한해석 결과를 비교해 보면, 최외적층각 90° 경우에는 Tsai-Wu 이론식을 이용한 유한요소해석이 실험결과와 계면수가 7계면인 변화를 제외한 나머지의 경우에 매우 근사한 값을 나타내는 것을 알 수 있었다. 향후 탄소섬유와 수지 성향을 고려한 재해석 및 lamina 굽힘을 표현할 수 있는 경계조건을 추가한다면 실험DATA에 더욱 근접한 결과를 획득할 필요가 있다고 사료된다.

본 연구를 통해서 유한요소해석 파손이론에 따른 충격압괴해석을 실험DATA와 비교 진행함에 있어서 유한요소해석을 통해 얻은 물성과 Tsai-Wu 이론식을 이용한 유한요소해석을 진행할 경우 매우 유용한 데이터 획득이 가능하다는 것을 알 수 있었다.

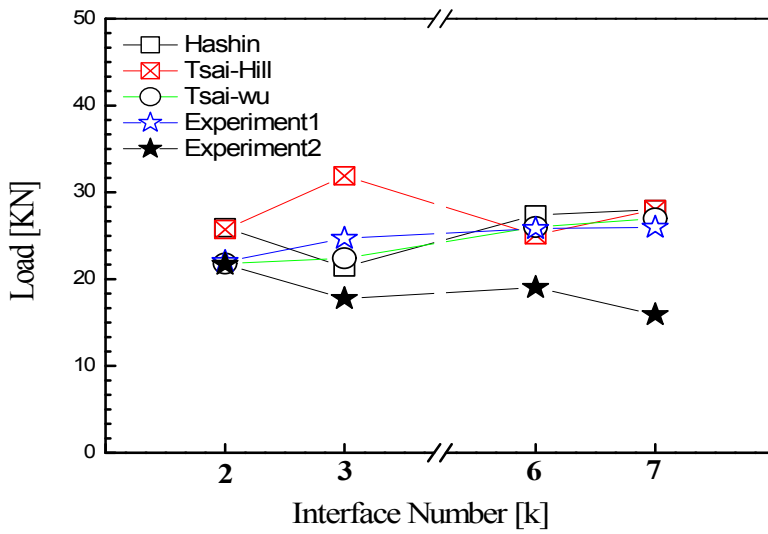


Fig. 39 Load-IN curve of Failure Criteria
(orientation angle 90°)

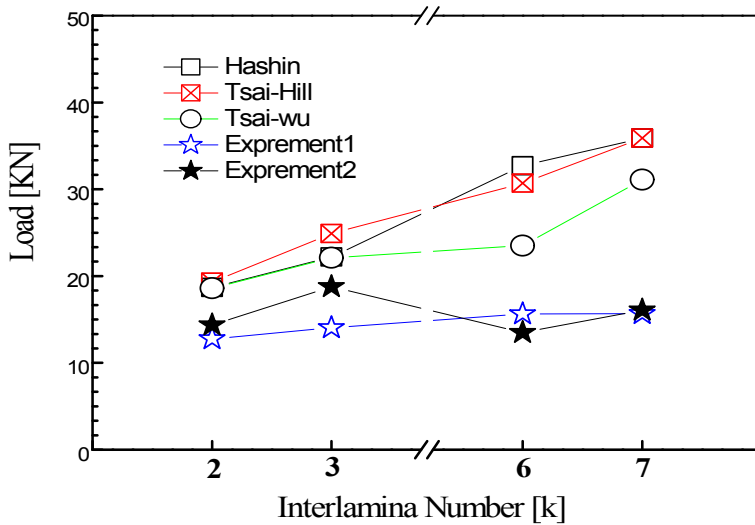


Fig. 40 Load-IN curve of Failure Criteria
(orientation angle 0°)

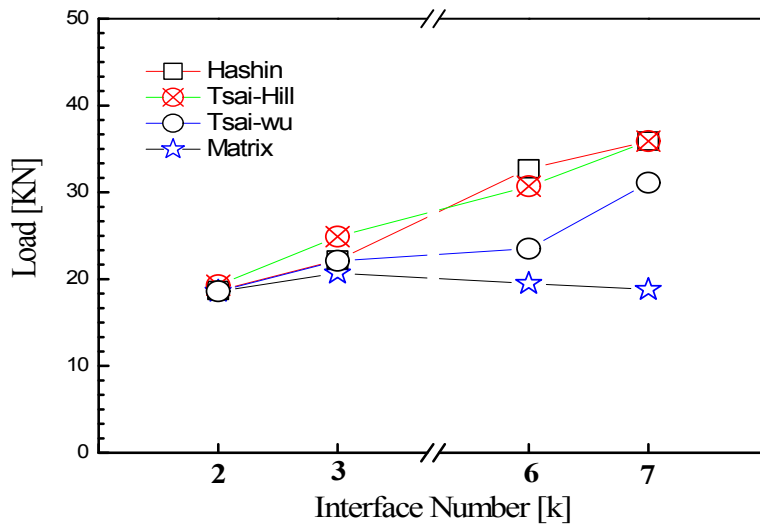


Fig. 41 Load-IN curve of Failure Criteria
(Matrix of the outermost stacking angle 0°)

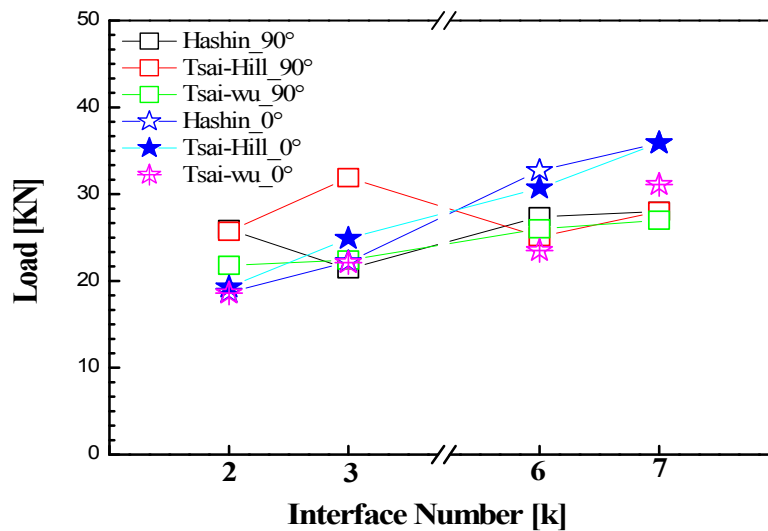


Fig. 42 Load-IN curve of Failure Criteria
(orientation angle 0° & 90°)

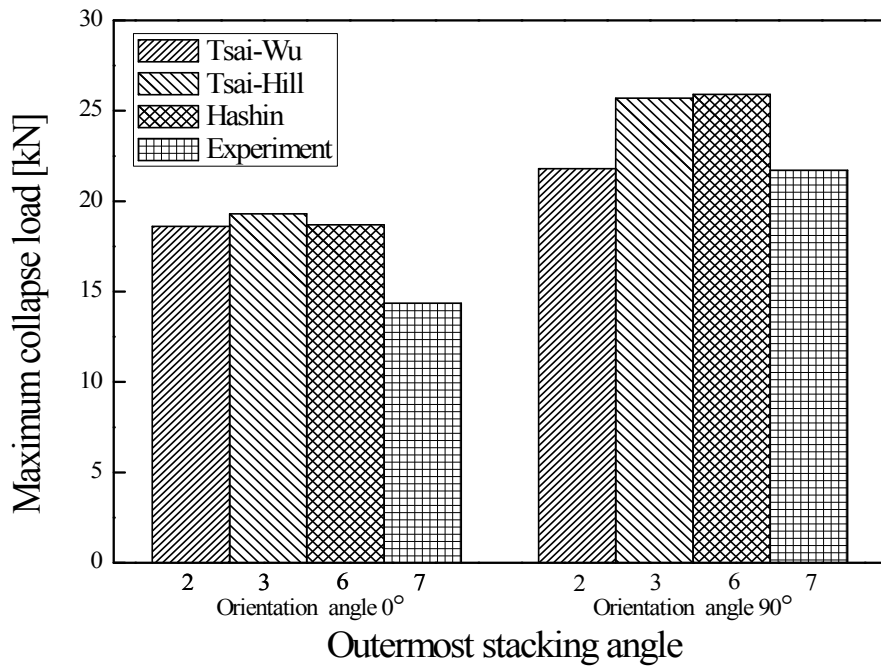


Fig. 43 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle

(IN 2)

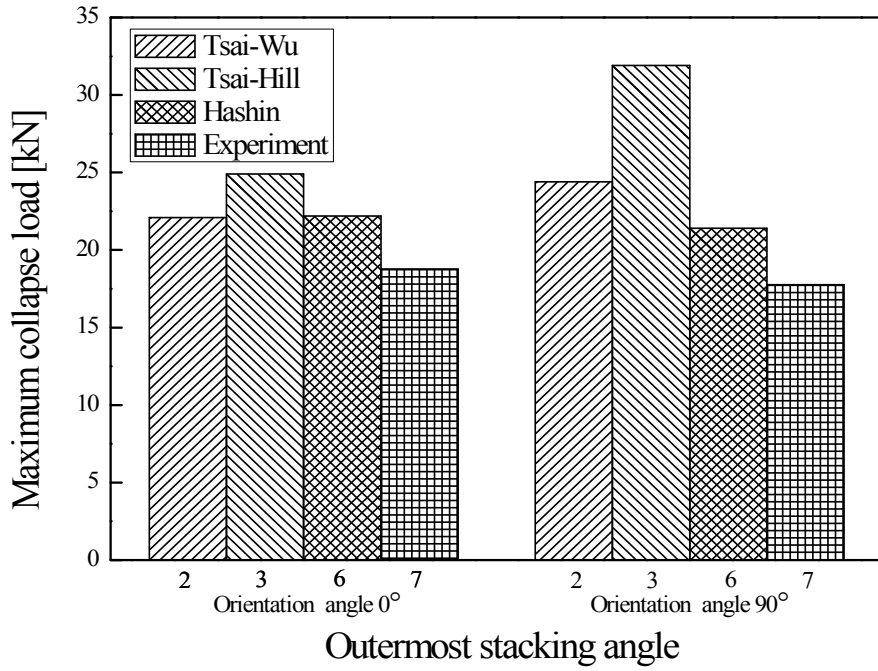


Fig. 44 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle
(IN 3)

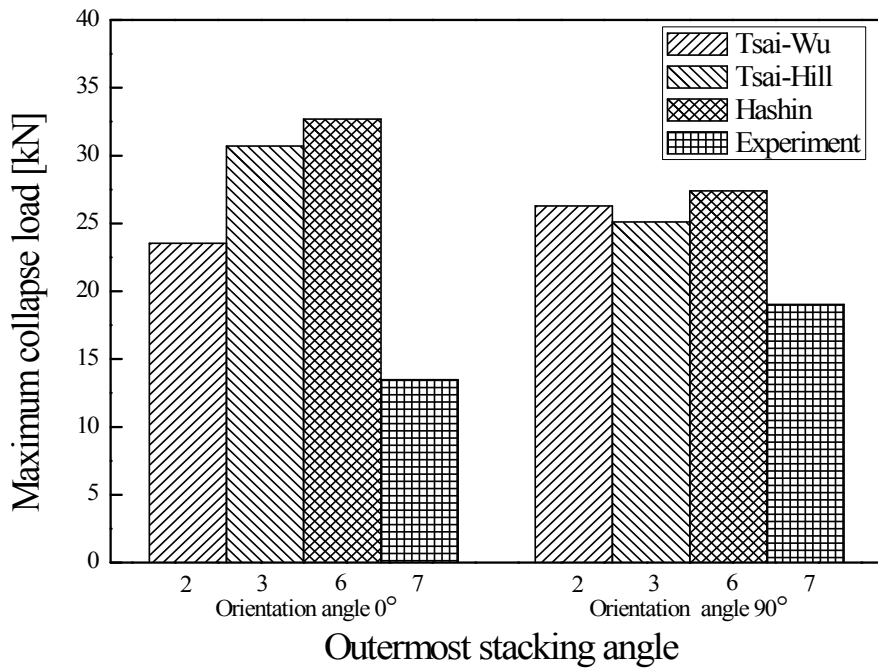


Fig. 45 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle
(IN 6)

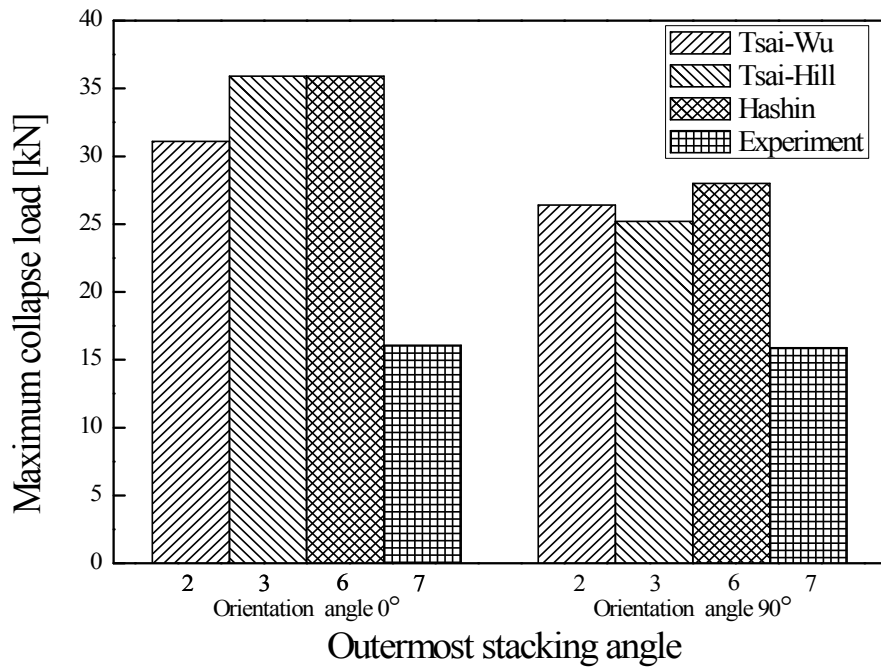


Fig. 46 Maximum collapse load according to the outermost stacking angle

(IN 7)

Table 9. Comparison Data of Simulation and Test Maximum collapse load

orientation angle	IN	Simulation			Test		matrix [kN]
		Tsai-Wu [kN]	Tsai-Hill [kN]	Hashin [kN]	Experiment1 ⁵⁰⁾ P_{max} [kN]	Experiment2 ¹⁸⁾ P_{max} [kN]	
0°	2	18.6	19.3	18.7	14.36	12.78	18.6
	3	22.1	24.9	22.2	18.78	14.05	20.7
	6	23.53	30.7	32.7	13.48	15.65	19.5
	7	31.1	35.9	35.9	16.07	15.66	18.8
90°	2	21.8	25.7	25.9	21.71	22.03	
	3	24.4	31.9	21.4	17.76	24.7	
	6	26.3	25.1	27.4	19.03	25.83	
	7	26.4	25.2	28.0	15.89	25.96	

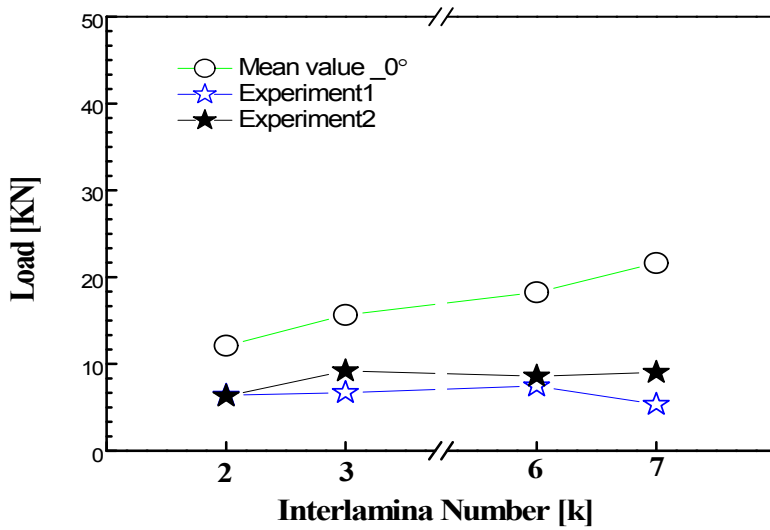


Fig. 47 Load-IN curve of Failure Criteria with Mean value (orientation angle 0°)

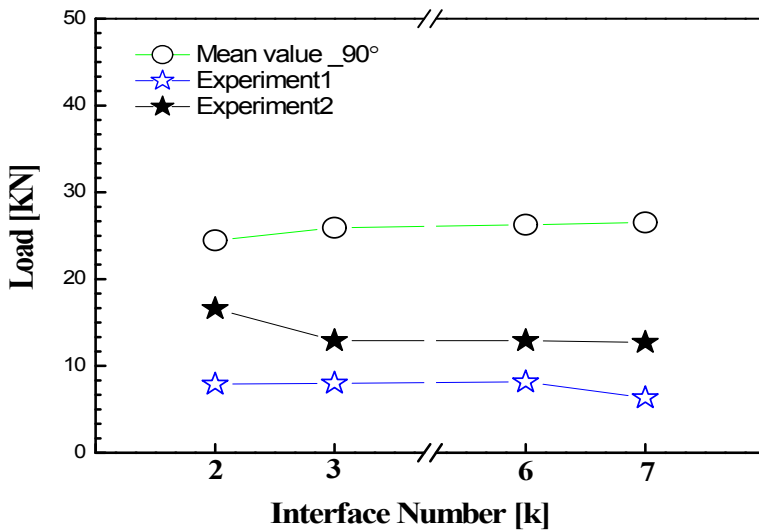


Fig. 48 Load-IN curve of Failure Criteria with Mean value (orientation angle 90°)

Table 10. Comparison Data of Simulation and Test Mean collapse load

orientation angle	Interface Number [IN]	Simulation				Test	
		Tsai-Wu [kN]	Tsai-Hill [kN]	Hashin [kN]	Average value	Experiment1 ⁵⁰⁾ P_{mean}^{50} [kN]	Experiment2 ¹⁸⁾ P_{mean}^{18} [kN]
0°	2	12.41	11.59	12.26	12.09	6.3	6.39
	3	15.54	15.61	15.73	15.63	9.2	6.71
	6	15.01	17.80	21.94	18.25	8.59	7.46
	7	19.67	22.61	22.61	21.63	9.02	5.35
90°	2	21.8	25.7	25.9	24.47	16.6	7.89
	3	24.4	31.9	21.4	25.90	12.9	8.01
	6	26.3	25.1	27.4	26.27	12.9	8.14
	7	26.4	25.2	28.0	26.53	12.7	6.32

제 6 장 결론

본 연구에서는 기초실험으로 획득한 물성결과를 토대로 복합재 구조의 섬유, 수지, FVR와 VVR을 모두 고려 가능한 수치해석 기법을 이용하여 CFRP 복합재 재료물성을 획득하였다. 또한 자동차 및 기계구조의 기본 형태인 원형 CFRP 구조부재의 최외적층각이 0° 와 90° 일 때 계면수가 2, 3, 6, 7계면으로 증가하는 계면수 변화에 따른 충격압력변화를 획득한 재료물성을 이용하여 CFRP구조부재의 외력에 의한 손상 시 재료물성 변화를 매 사이클마다 반영하여 Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 복합재료 파손이론을 적용한 유한요소해석을 하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 재료 시험을 통해 획득한 기초 물성을 토대로 Micro-Mechanics 이론을 이용한 수치해석을 통하여 CFRP 복합재료 물성을 획득할 수 있었고, 실제 실험치와 비교하여 타당성을 확인하였다.
2. 수치해석을 이용하여 획득한 재료물성을 유한요소해석에 입력하여 재료물성으로 활용 가능하였으며, 외력에 의한 CFRP 구조부재의 손상거동 시 매 해석 Cycle마다 변화된 재료물성을 적용하였고, Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin 복합재료 파손이론을 사용하여 실험결과와 거의 유사한 결과를 유한요소법을 통하여 해석할 수 있었다.
3. 최외적층각이 90° 인 경우에 유한 요소해석 결과를 실험결과와 비교했을 때 대체로 유사하거나 다소 높은 최대하중 및 평균하중을 보였다. 이는 유한요소해석 시에는 최외적층면에 있는 섬유가 원통주위를 회전한 후 서로 연결되어 있는 것으로 구속되지만, 실제 실험에서는 시험편 제작 시 섬유가 원통에 적층할 때 서로 끊어진 형태로 제작되기 때문에 최대하중의 실험치가 낮게 나온 것으로 사료된다.

4. 최외적층각이 0°인 경우의 실험결과에서는 계면수 증가에 따른 최대/평균하중이 약간 증가하나 유한요소해석결과는 실험결과와 비교하여 급격하게 증가하는 것을 알 수 있다. 이는 원형단면 구조부재의 최외적층각이 0°인 경우 최외적층 부분의 파괴거동은 섬유가 외측으로 확장하는 Lamina 굽힘으로 인해 최외적층면 수지의 강도에 따라 최외적층부 수지의 강도에 의해 결정될 뿐 섬유의 영향은 거의 없는 것으로 보인다. 이에 따라 계면수가 적어지면 최외적층 ply수가 많아져 강도는 저하하고, 계면수가 증가하게 되면 최외적층각부의 ply수가 줄어들어 강도는 증가하게 되는 것으로 보인다.

5. CFRP 원형단면 구조부재의 충격압괴의 경우 유한요소해석 및 실험에서 최외적층각이 90°인 경우가 0°인 경우보다 대체적으로 높은 강도를 보였으며, 계면수 변화에 따른 강도의 변화도 적은 것으로 나타났고, 이러한 결과로 최외적층각이 90°이며 계면수가 3 ~ 6계면인 경우가 우수한 특성을 보이는 것을 알 수 있었다.

6. 이와 같은 결과 CFRP 구조부재의 유한요소해석을 위한 재료물성 획득방법, 유한요소해석 시 재료물성 입력 및 재료 거동에 따른 재료물성 적용방법을 도출하였다. 또한 복합재 파손이론 적용을 통한 유한요소해석에서 실험결과와 유사한 결과를 확인하여 유한요소해석을 통한 평가법의 타당성을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 한국 교통산업 연구원, 2015 한국 자동차 연감, p. 233.
2. 골든벨 출판사, 신소재자동차보디, pp. 6~11.
3. KIMS재료연구소, 미래자동차용 다중소재 경량 차체구조기술, 기계와 재료 28권 제2호, pp. 42~57.
4. 한국자동차공학회, 오토저널 NO 6, 2017, pp. 32~35.
5. 한국과학기술정보연구원, 자동차경량화 기술, pp. 1~39.
6. 김정호 “경량화용 차체 구조부재의 충격압괴특성에 관한 연구” 조선대학교 박사 논문, 1996.
7. 정주영. “유한요소법을 이용한 CFRP구조부재의 동적거동에 관한 연구.” 조선대학교 석사논문, 2010.
8. Farley, G.L. and Jones, R.M. "Crushing Characteristics of Continuous Fiber-Reinforced Composite Tubes." *Journal of Composite Materials* Vol 26 No.1 pp. 37 - 50, 1992.
9. 방정민. “시뮬레이션 기법에 의한 CFRP적층각에 따른 강도 예측 연구” 조선대학교 석사논문, 2012.
10. N. Perry, A. Bernard, F. Laroche, S. Pompidou, "Improving design for recycling -Application to composites", *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, 61, 2012, pp. 151~154.
11. 차천석. “박육단면 차체구조부재의 충격압괴 특성평가”. 조선대학교 박사논문, 2001.
12. Y. Okkubo, T. Adamatsu and K. Shirasawa.. “Mean crushing strength of closed-hat section members.” *SAE Paper* No.740040, February 1974.
13. W. Johnson and S. R. Reid.. “Metallic energy dissipating systems.” *Reprinted form Applied Mechanics Reviews* 31:277-288, March 1978.
14. K. R. F. Andrews, G. L. England and E. Ghani.. “Classification of the axial collapse of cylindrical tubes under quasi-static loading.” *International Journal of*

- Mechanical Science 25:687-696, 1983.
15. K. Kormi, D. C. Webb and W. Johnson.. “The crush response of circular tubes under general applied loading.” *International journal of Impact Engineering* 13:243-257, 1993.
 16. 한병기 등. “재료의 비선형성을 고려한 후 육 정사각 튜브의 좌굴에 관한 연구.” 『한국자동차공학회논문집』 6:228-234, 1998.
 17. 김천욱·한병기·원종진, “박판 정사각 튜브의 동적 평균 압력 하중.” 『한국자동차공학회논문집』 6:119-127, 1998.
 18. 김영남. “수송기계용 경량화 CFRP복합재 박육부재의 축 압력특성.” 조선대학교 박사논문, 2002.
 19. 이길성. “충격 흡수용 경량화 차체구조부재의 안전성능 평가.” 조선대학교 박사논문, 2008.
 20. Mahmood, H. F. and paluzny, A.. “Design of thin walled columns for crash energy management-their strength and model of collapse.” *Proc. 4rd Instructural Conference on Vehicle Structural Mechanics*, Nov.18-20, Detroit:7-18, 1981.
 21. T. Wierzbicki and T. Akerstrom.. “Dynamic crushing of strain rate sensitive box columns.” *Proceedings of the Second International Conference of Vehicle Structural Mechanics*, SAE 70592:19-31, April 1977.
 22. W. Abramowicz.. “The effective crushing distance in axially compressed thin-walled metal columns.” *International Journal of Impact Engineering* 1:309-317, 1983.
 23. R. J. Haydak and T. Wierzbicki.. “Extensional collapse modes of structural members.” *Computers & Structures* 18:447-458, 1984.
 24. H. F. Mahmood and A. Paluszny.. “Axial collapse of thin wall cyindrical column.” *International Conference Vehicle Structures Mech.* SAE NO.840727.
 25. W. Abramowicz and T. Wierzbicki.. “Axial crushing of multicorner sheet metal columns.” *Journal of Applied Mechanics* 56:113-120, 1989.
 26. M. Langseth and O. S. Hopperstad.. “Statics and dynamic axial crashing of square thin-walled alminium extrusions.” *International Journal of Impact Engineering* 18:949-968, 1996.

27. Jiancheng Huang. "Numerical and experimental investigations on the axial crushing response of composite tubes." *Composite Structures* 91 pp. 222 - 228, 2009.
28. Carla J. McGregor. "Simulation of progressive damage development in braided composite tubes under axial compression." *Composites: Part A* 38 pp. 2247 - 2259, 2007.
29. Haipeng Han. "A numerical study on the axial crushing response of hybrid pultruded and ± 45 braided tubes." *Composite Structures* 80 pp. 253 - 264, 200 - 7.
30. Hamidreza Zarei. "An experimental and numerical crash worthiness investigation of thermoplastic composite crash boxes." *Composite Structures* 85 pp. 245 - 257, 2008.
31. Ohkubo Y, Akamatsu T and Shirasawa K.. "Mean crushing strength of closed-hat section members." Society of Automotive Engineers Paper No.740040, 1974.
32. Aya N and Takahashi K.. "Energy absorption characteristics of vehicle body structure." *Japan Society of Automotive Engineers Bulletin* 7:65-74, 1976.
33. Tani M and Funahashi A.. "Energy absorption by the plastic deformation of body structural members." Paper783068 presented at S.A.E Annual Meeting, Detroit, February 1978.
34. H. Wallentowitz and H. Adam.. "prediction the crushworthiness of vehicle structures made by lightweight design materials and innovative joining methods." ASME, AMD-210/BED-30:331-354, 1995.
35. J. A. C. Ambrosio and M. S. Pereira.. "Multibody dynamic tools for crushworthiness and impact." *Proceedings of the NATO-ASI*:437-483, July 1996.
36. M. D. White and N. Jones.. "Experimental quasi-static axial crushing of top-hat and double-hat thin-walled sections." *International Journal of Mechanical Science* 41:179-208, 1999.
37. M. D. White, N. Jones and W. Abramowicz.. "A theoretical analysis for the quasi-static axial crushing of top-hat and double-hat thin-walled sections." *International journal of Mechanical Sciences* 41:209-233, 1999.
38. Xinran Xiao. "Evaluation of a composite damage constitutive model for PP composites." *Composite Structures* 79 pp. 163 - 173, 2007.

39. Xinran Xiao. "Progress in braided composite tube crush simulation." *International Journal of Impact Engineering* 36 pp. 711 - 719, 2009.
40. Xinran Xiao. "Virtual testing of sandwich core structures using dynamic finite element simulations." *Computational Materials Science* volume45, issue2. pp. 205-216.
41. A.G. Mamalis. "Axial collapse of hybrid square sandwich composite tubular components with corrugated core: numerical modelling." *Composite Structures* 58 pp. 571 - 582, 2002.
42. Gerard, G.. "Introduction to structural stability teheory". McGraw-Hill Book Co.. New York. 1962.
43. Magee, C. L.. Thornton, P. H.. "Design considerations in energy absorption by structural collapse". SAE Paper, No. 780434
44. Marc A. Meyers, "Dynamic Behavior of materials". John Willey & Sons, Inc.. U.S.A, 1994.
45. Andre Laoie, J., and Kellas, S.. "Dynamic crush tests of energy-absorbing laminated composite plates." *Composite : part A* 27A:467-475, 1996.
46. Hanefi, E. I. and Wierzbicki, T.. "Axial resistance and energy absorption of externally reinforced metal tubes." *Composite : part B* 27B:387-396, 1996.
47. 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.
48. 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 Stucture*, 59, pp. 87-96, 2012.
49. 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.
50. 여인구. "적층구성이 다른 경량화용 CFRP적층부재의 동적특성" 조선대학교 석

- 사논문, 2013.
51. Zhang, J., Fan, J., and Soutis, C., “Analysis of Multiple Matrix Cracking in $[\pm qm/90n]_s$ Composite Laminates–Part 1: In-plane Stiffness Properties,” *Composites*, Vol. 23, No. 5, pp. 291~296, 1992.
 52. Zhang, J., Fan, J., and Soutis, C., “Analysis of Multiple Matrix Cracking in $[\pm qm/90n]_s$ Composite Laminates–Part 2: Development of Transverse Ply Cracks,” *Composites*, Vol. 23, No. 5, pp. 299~304, 1992.
 53. Yokozeki, T., Aoki, T., and Ishikawa, T., “Transverse Cracking in CFRP Laminates with Angled Plies,” AIAA-2002-1255.
 54. Chi, Seung Lee · Jae, Myung Le. (2015). A Study on the Evaluation of Fiber and Matrix Failures for Laminated Composites using Hashin·Puck Failure Criteria, pp 143-152.
 55. W. Tsai, M. WU, “A General Theory of Strength for Anisotropic Materials“, *COMPOSITE MATERIALS*, VOL. 5, 1971, pp. 58 ~ 79
 56. Z. Hashin, “Failure criteria for unidirectional fibre composites”, *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47 (2), 1980, pp. 329-334.
 57. ASTM D3039/D3039M-00, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
 58. ASTM D3410/D3410M-03, Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading.
 59. ASTM D3518/D3518M-94, Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Material by Tensile of a $\pm 45^\circ$ Laminate.
 60. ASTM D638-03, Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics.
 61. ASTM D695-02a, Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics.
 62. 김정호. “FEM을 이용한 CFRP 설계변수에 따른 재료물성 획득 연구” 조선대학교 박사논문, 2016.