creative commons
COMMONS DEED

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

dCollection

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000336777

2020년 8월
박사학위논문

충격손상을 받은 CFRP 적층판의 최적화 강도평가 법에 관한 연구

조 선 대 학 교 대 학 원

기계시스템·미래자동차공학과

박 수 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

충격손상을 받은 CFRP 적층판의 최적화 강도평가 법에 관한 연구

A Study on the Optimal Strength Evaluation Methods of CFRP Composites Laminates Subjected to Impact Damage

2020 년 8 월 28 일

조 선 대 학 교 대 학 원

기계시스템·미래자동차공학과

박 수 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

충격손상을 받은 CFRP 적층판의 최적화 강도평가 법에 관한 연구

지도교수 박 설 현

이 논문을 공학박사학위 신청 논문으로 제출함.

2020 년 5 월

조 선 대 학 교 대 학 원

기계시스템·미래자동차공학과

박 수 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

박수철의 박사학위 논문을 인준함.

위원장 조선대학교 교 수 김 지 훈 (인)

위 원 조선대학교 명예교수 양 인 영 (인)

위 원 송원대학교 교 수 정 종 안 (인)

위 원 우석대학교 교 수 임 광 희 (인)

위 원 조선대학교 교 수 박 설 현 (인)

2020 년 7 월

조 선 대 학 교 대 학 원

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF TABLES ····· iii
LIST OF FIGURES ····· iv
LIST OF PHOTOGRAPHS ····· viii
ABSTRACT ····· x

제 1 장 서 론 ····· 1
제 1 절 연구배경 ····· 1
제 2 절 연구목적 및 연구방법 ····· 9

제 2 장 충격실험 방법 및 실험장치 ····· 12
제 1 절 CFRP 평판 시험편 ····· 12
제 2 절. 충격손상 실험 ····· 17
2-1. 실온 충격실험 ····· 17
2-2. 고온 충격실험 ····· 18
제 3 절. 충격손상부 탐상실험 ····· 23
제 4 절. 정적 굽힘실험 ····· 27
제 5 절. 굽힘피로실험 ····· 31
5-1. 손상진전의 관찰 ····· 31
제 6 절 관통파괴실험 ····· 33
6-1 평판의 관통실험 ····· 33

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 CFRP 손상재의 굽힘피로강도 ····· 34
제 1 절 정적 3점 굽힘실험 결과 ····· 34
제 2 절 3점 굽힘피로실험 결과 ····· 41
2-1 CFRP 손상재의 굽힘피로강도 ····· 41
2-2 CFRP 손상재의 손상진전 ····· 46
제 3 절 결 언 ····· 58

제 4 장 CFRP 손상재의 고온 굽힘강도 ····· 60
제 1 절 CFRP 손상재의 분리면적 ····· 60
제 2 절 CFRP 손상재의 굽힘강도 ····· 72
제 3 절 결 언 ····· 83

제 5 장 CFRP 손상재의 관통파괴강도 ····· 85
제 1 절 관통파괴실험 결과 ····· 85
1-1 CFRP 평판의 관통모드 ····· 85
1-2 CFRP 평판의 관통특성 ····· 96
제 2 절 결 언 ····· 99

제 6 장 결 론 ····· 100

참 고 문 헌 ····· 103

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 The material properties and laminate strength ····· 13
Table 2 Definition of CFRP specimen ····· 14
Table 3 Delamination length of interface A according to impact energy ····· 89
Table 4 Impact energy and puncture energy of specimen O1 ····· 96
Table 5 Impact energy and puncture energy of specimen O2 ····· 97

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Parts of CFRP materials ····· 3
Fig. 2 Materials used in 787 body ····· 4
Fig. 3 The goal of automobile technology development ····· 6
Fig. 4 Schematic of a stacking sequence ····· 13
Fig. 5 Schematic diagram of autoclave ····· 15
Fig. 6 Autoclave laminate stack lay-up CFRP specimen ····· 15
Fig. 7 Curing cycle of CFRP stacking specimen(PEEK) ····· 16
Fig. 8 Curing cycle of CFRP stacking specimen (EPOXY) ····· 16
Fig. 9 Apparatus of impact testing ····· 17
Fig. 10 Schematic diagram of impact testing apparatus ····· 18
Fig. 11 Measurement apparatus of glass transition temperature (CFRP/PEEK) ····· 20
Fig. 12 Measurement apparatus of glass transition temperature (CFRP/EPOXY) ····· 21
Fig. 13 Principle of scanning acoustic microscope ····· 24
Fig. 14 Interface configuration for CFRP specinens ····· 25
Fig. 15 Specimen supporting fixture for 3-point bending test ····· 28
Fig. 16 Relarion between fracture load and displacementof Specimen O1(Impacted side is compression) ····· 30
Fig. 17 Relarion between fracture load and displacementof specimen Q1(Impacted side is tension) ····· 30
Fig. 18 Relation between impact energy and bending stress of specimen O1 ····· 37

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 19 Relation between impact energy and bending stress of specimen Q1 ····· 38
Fig. 20 Relation between impact energy and bending stress when the impacted is tensioned ····· 38
Fig. 21 Relation between impact energy and bending stress when the impacted is compressed ····· 39
Fig. 22 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen O1 ····· 40
Fig. 23 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Q1 ····· 40
Fig. 24 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen Q1 (Impact energy : 1.7 J) ····· 43
Fig. 25 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen O1 (Impact energy : 1.7 J) ····· 43
Fig. 26 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen Q1 (Impact energy : 2.5 J) ····· 44
Fig. 27 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.7 J) ····· 45
Fig. 28 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of when the impacted side is compressed (Impact energy : 1.7 J) ····· 46
Fig. 29 Mechanism of damage growth during 3-point Bending fatigue test ····· 57

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 30 Relation between impact energy and delamination area of specimen Op by specimen surface temperature ····· 65
Fig. 31 Relation between impact energy and delamination area of specimen O1 by specimen surface temperature ····· 71
Fig. 32 Relation between delamination area and specimen surface temperature of specimen O1(Impact energy : 1.85 J) ····· 71
Fig. 33 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is tension) ····· 73
Fig. 34 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is compression) ····· 74
Fig. 35 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature ····· 74
Fig. 36 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is tension) ····· 76
Fig. 37 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is compression) ····· 76
Fig. 38 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature ····· 77

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 39 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op (Impacted side is tension) ····· 78
Fig. 40 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op (Impacted side is compression) ····· 79
Fig. 41 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op ····· 79
Fig. 42 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen O1 by specimen surface temperature (Impacted side is tension) ····· 81
Fig. 43 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen O1 by specimen surface temperature (Impacted side is compression) ····· 81
Fig. 44 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op, O1 by specimen surface temperature (Impacted side is tension) ····· 82
Fig. 45 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op, O1 by specimen surface temperature (Impacted side is compression) ····· 82
Fig. 46 Relation between delamination length and impact energies of specimen O1 ····· 90
Fig. 47 Relation between impact energy and puncture energy of specimen O1,O2 ····· 98
Fig. 48 Relation between impact energy and absorbed energy of specimen O1,O2 ····· 99

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF PHOTOGRAPHS

Photo. 1 Autoclave ····· 14
Photo. 2 Impact apparatus under high temperatures ····· 19
Photo. 3 Ultrasonic microscope (HITACHI Co.) ·····24
Photo. 4 Delamination damage shape of CFRP specimen ····· 26
Photo. 5 Universal test machine(INSTRON 8501) ····· 29
Photo. 6 Ultrasonic microscope ····· 32
Photo. 7 Damage shape of specimen O1 ····· 34
Photo. 8 Damage shape of specimen Q1 ····· 35
Photo. 9 Damage growth of CFRP specimen O1 during 3- point bending fatigue test when the impacted side is tensioned ····· 49
Photo. 10 Damage growth of CFRP specimen O1 during 3- point bending fatigue test when the impacted side is compressed ·· 50
Photo. 11 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1 (Number of cycle : 0 cycle) ····· 52
Photo. 12 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1 (Number of cycle : 42,000 cycle) ····· 54
Photo. 13 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1 (Number of cycle : 65,000 cycle) ····· 55
Photo. 14 Delamination shapes of specimen Op (about 1.3 J) ····· 61
Photo. 15 Delamination shapes of specimen Op (about 2.5 J) ····· 63
Photo. 16 Delamination shapes of specimen O1 (about 1.5 J) ····· 67

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Photo. 17 Delamination shapes of specimen O1 (about 1.8 J) ···· 68
Photo. 18 Delamination shapes of specimen O1 (about 2.1 J) ····· 69
Photo. 19 Delamination shapes of specimen O1 (about 2.5 J) ···· 70
Photo. 20 Delamination shapes after puncture of specimen O1
(Impact energy : E = 51.8 J) ····· 86
Photo. 21 Delamination shapes after puncture of specimen O1
(Impact energy : E = 75.5 J) ····· 87
Photo. 22 Delamination shapes after puncture of specimen O1
(Impact energy : E = 75.5 J) ····· 88
Photo. 23 Damage shapes in the back surface of specimen O1
according to impact energies ····· 91
Photo. 24 Delamination shapes after puncture of specimen O2
(Impact energy : E = 20.2 J) ····· 93
Photo. 25 Damage shapes in the back surface of specimen O2
according to impact energies ····· 94

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Abstract

Park, Soo-Chul
Advisor : Prof. Park, Seul-Hyun, Ph. D.
Dept. of Mechanical System Engineering
Graduate School of Chosun University

In this paper,
Formation of specimen is prepared using autoclave and impact test is utilized air gun apparatus.

The first, Fatigue bending strength and Strength bending strength of the CFRP laminates subjected to impact damage are estimated according to the orthotropic and quasi - isotropic composite laminates.

When CFRP laminates are impacted by a steel sphere, the generated delamination is observed by the ultrasonic microscope. and the residual fatigue 3-point bending is tested by a three-point bending test.

As a result, Fatigue bending strength of quasi - isotropic CFRP composite laminates with impact damage appear greater than that of

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

orthotropic CFRP laminates. Also, in the case impacted side compression, Fracture of orthotropic CFRP composite laminates is propagated from the matrix crack generated near the impact point.
in the case impacted side tension.

The second, the effects of specimen surface temperature change on the damages of CFRP laminates was experimentallay studided.
Composite laminates used for this study are CFRP/EPOXY and CFRP/PEEK orthotropic laminated plate, which have two-interface $[0^0_4/90^0_4]$s.
The relationship between the impact energy vs. delamination area, the impact energy versus residual bending strength of CFRP/EPOXY and CFRP/PEEK orthotropic laminated plates subjected to FOD under high temperatures were experimentally observed.
As a result, When the impacted side is compressed, the residual bending strength of CFRP/PEEK laminates Op is greater than that of CFRP/EPOXY laminates O1. and when the impacted side is tension , the residual bending strength of CFRP/PEEK laminates Op is smaller than that of CFRP/EPOXY laminates O1.

The third,
Composite laminates used for this study are CFRP/EPOXY orthotropic laminated plate, which have two-interface $[0^0_4/90^0_4]$s. and four-interface $[0^0_2/90^0_4/0^0_2]$s.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경

CFRP(Carbon Fibcr Reinforccd Plastics)는 비강성 (탄성계수/밀도) 및 비강도가 (일장강도/밀도) 우수하고 특정방향 별로 강도를 달리 할 수 있는 장점이 있어 각종산업분야 특히 우주항공 경량화 산업분야 등 다양한 분야에서 점점 사용이 증가되고 있다.

탄소섬유는 항공우주 풍력발전, 자동차, 스포츠 레져등의 분야에서 사용되는 신세대 강화섬유로서, 2014년 세계탄소섬유 새산능력은 약 13만톤에 이르렀고, 주로 일본, 유럽 및 미국이 이에 기여 하였으며[1]. 2014년 중국의 탄소섬유 생산능력은 3,000톤으로 그 자급률은 20%이하였으나 꾸준한 사승세가 이어지고있어 폭발적인 수요가 예상된다.

향후, 몇 년내에 세계의 항공우주용 복합재시장은 2016~2021 년간 8.95%의 연평균 성장률(CAGR)을 나타내고 2021년에는 323억5000만달러에 달할 것으로 예측된다[2]. 시장 성장률을 촉진하는 주요인은 민간항공기의 경량화 연료효율 및 고성능 재료의 수요증가, 첨단항공기 및 저가항공사(LCC) 에서의 복합재 보급률 상승, 신세대 항공기 납입수의 증가이다.

특히, Fig. 1.과 같이 첨단소재의 가격이 지속적으로 감소함에 따라 항공기, 자동차등 연비에 민감한 제품을 중심으로 이들 소재의 적용이 확대되고 있으며 휴대폰등을 중심으로 사파이어 글래스등 고강도 소재도 사용이 확대 되는 추세이다[3].

탄소섬유의 경우 Fig. 2와 같이 보잉 B787 항공기 기체의 적용 비중을 50% 까지 끌어 올렸으며[4] BMW 전기 자동차(i3)에도 새시등 중요 부품에 적용되고 있다.

또한, CFRP가 우주기기에 널리 사용되는 이유는 탄소섬유는 열팽창률이 매

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우 낮아서 그 복합재의 열팽창률도 낮출 수 있으므로 열변화가 큰 우주환경에서도 고정도 구조체가 실현가능하기 때문이다.[5)]

그러나 CFRP재료는 외부 물체의 충격을 받으면 역학적 특성이 급격히 저하되는 단점이 있으며 이러한 문제점을 개선하려는 연구가 여러 분야에서 진행되고 있다. CFRP는 이상과같이 우수한 역학적 특성이 있지만 충격에 대단히 취약 하다는 단점이 있어서 외부의 충격에 외견상 보이지 않는 층간분리 및 모재 크랙등에 의해 파괴 하게 되어 예상치 못한 큰 피해를 초래하게 된다.

CFRP의 특성을 결정하는 인자 중 가장 중요한 것은 충격 에 의한 충격손상 , 파손 , 흡수에너지 , 섬유 및 기지의 파단으로서 이물 충격손상(FOD:Foreign Object Damage)에 매우 취약하기 때문이며 [6,~8)], FOD손상부에 압축하중이 작용하면 층간분리 , 국소적인 좌굴이 발생하여 더욱 더 그 분리가 불안정하게 전파하여 결국에는 전체적인 파괴에 이른다. CFRP 적층복합재 구조를 실용화함에 있어서 금속재와 다른 설계변수는 이 재료가 두께방향인 횡방향 충격 하중에 약하다는 점이다.[9~11)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

▲ CFRP소재 부품

Fig. 1. Parts of CFRP Materials[3)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

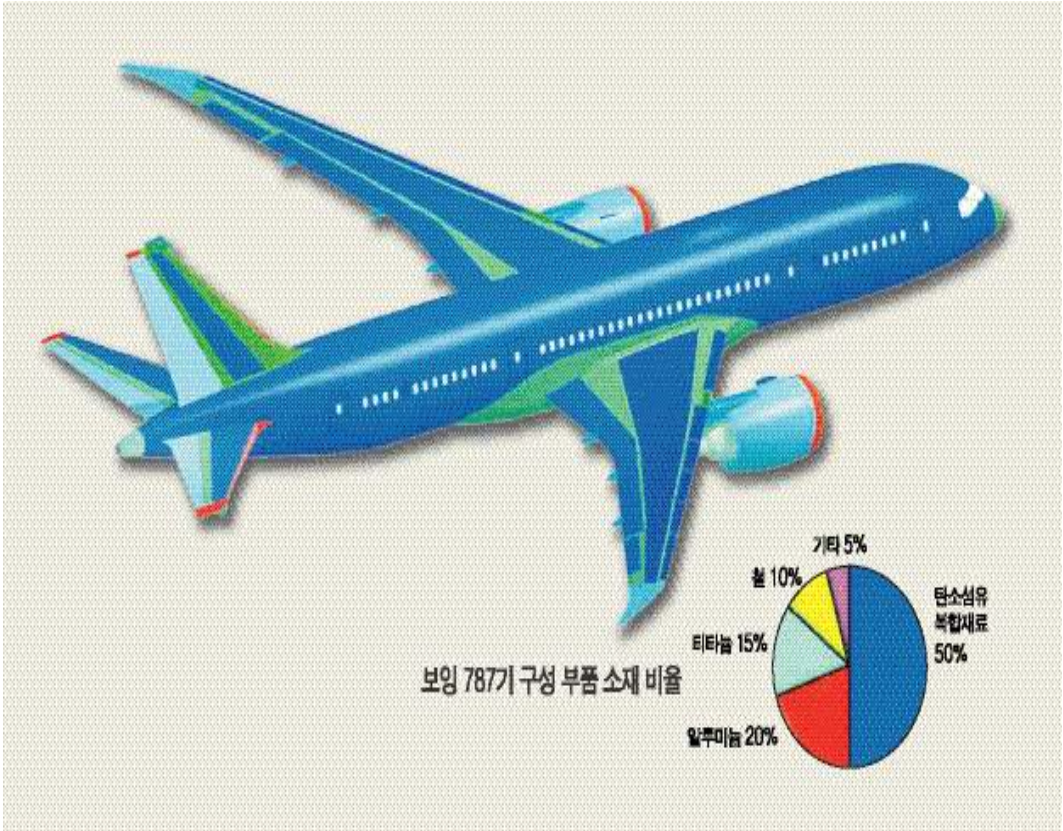


Fig. 2 Materials used in 787 body[4)]

고안전도의 측면에서 자동차의 정보화 시장조사에 의하면 자동차 구매 시의 중요 포인트로써 안전성능은 연비와 유지비, 환경에 대한 배려보다 높은 순위로 선정되었다. 이는 세계적으로 교통사고에 의한 사망자수가 매년 50만 명에 이르고 있으며 향후 노령 인구의 증가와 자동차의 지속적인 증가 등의 원인으로 2010년에는 100만 명에 육박할 것으로 예측됨에 따라 소비자들이 자신의 안전에 대하여 높은 관심을 가지고 있음을 나타낸다.[12)]

또한, 환경 보호적 측면에서 심각한 환경오염과 자동차 수요의 급격한 증가

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

에 따른 에너지 자원의 고갈로 인해 이미 선진국에서는 자동차 연비 및 배기가스의 규제를 한층 심하게 강화하고 있는 실정이며 우리나라에서도 저공해 자동차 배기 규제를 더욱 강화하고 있다.
특히 소재의 경량화는 엔진효율을 높여 자동차의 성능향상을 극대화시키고 그로인해 연비향상을 도모할 수 있어서 결국 소재의 경량화는 환경오염방지와 연료절감에 가장 적합하고 효과적인 방법이다.[13~15)]

차체구조의 경량화를 위한 연구는 최적 구조설계 기술과 재료 및 소재개발 기술이라는 두 가지 측면으로 추진되고 있다. 복잡한 형상을 가지고 있는 차체구조의 최적설계를 위한 강성해석이나 충돌해석 등을 위해서 컴퓨터를 이용한 유한 요소 해석을 수행하고 있으며,[16~17)]

특히, 경량화용 차체구조부재가 CFRP 구조부재로 상용될 것을 상정한 CFRP 구조부재의 단면의 형상 및 적층구성이 다른 구조부재의 흡수에너지특성등 외부 충돌에 대한 내충격특성에 관한 실험적 연구가 활발히 진행되고 있다.[18~25)]

따라서 충격하중을 받는 CFRP 부재의 충돌안전성능 평가에 관한 연구필요성이 증가하고 있다.

따라서 자동차의 최적 설계는 안전성이 확보된 상태에서 경량화 측면으로 이루어져야 한다. Fig. 3은 자동차 기술개발의 목표를 나타내고 있다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

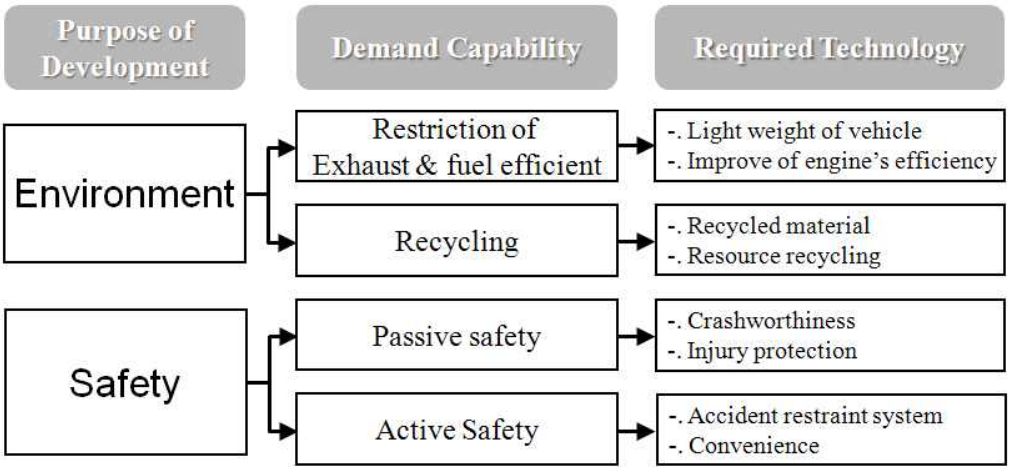


Fig. 3 The goal of automobile technology development[12)]

자동차의 경우는 차량 설계시 외부 충격에 대한 안전성이 확보된 상태에서 차량의 무게를 줄이기 위한 경량화 측면으로 이루어져야 하기 때문에 자동차용 경량화 기술에 관한[26~27)] 설계 데이타는 많은 편이다.

그러나, 우주항공 분야에서는 외부에서의 충격에 의해 충격손상을 피할 수 없으며 표면에서는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 강도가 저하하게 되는 것이 중요한 문제로 지적 된다[28)]. 특히, CAI(충격후의 압축강도)에 관한 연구결과는 많은 편이나 이물충격손상을 받는 CFRP 손상재의 굽힘피로강도에 관한 연구 결과들은 찾아보기 어려우며 주로 충격손상에 약한 직교이방성 CFRP재의 메트릭스의 차에 따른 굽힘 피강도에 관한 연구 결과[29)] 뿐으로 항공분야에 주로 사용되는 의사등방성 CFRP재의 굽힘 피강도에 관한 연구는 그다지 찾아보기 힘들다.

최근, 양[30)] 은 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 잔류 굽힘피로강도 평가에 관한 연구결과를 발표하였으나, 충격손상을 받은 직교이방성 적층재의 잔류 굽

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

힘피로강도의 변화관계와 파괴 모드에 관하여 연구하였으며 적층 플라이가 16매이상일 때는 적층각을 60^0이상 변화시켜서는 않되며, 같은 각도로 5매이상을 연속 적층하면 층간응력이 발생[31]한다는 설계기준에 부합하지 않는 24플라이, $[0^0_6/90^0_{12}/0^0_6]$,적층조건을 갖는 직교이방성 적층재의 연구결과를 발표하였다.

또한, CFRP는 정적 하중하에서는 우수한 역학적 특성을 갖지만 충격하중을 받는경우에는 취약한 성질을 갖고 있어 고속충격 하중을 받으면 안전에 큰 문제가 발생한다.

따라서 CFRP 재가 실제 고속 충격하중을 받을 경우를 상정한 파괴를 고려한 설계법이 절실히 요구하게 된다.

그러나 CFRP 재의 횡방향 충격에 관한 연구 논문들은 손상거동 해석[32~35]이 대부분 이며 적층구성의 차에 의한 CFRP재의 관통 실험에 대한 연구는 그다지 이루어져 있지 않다.

최근 관통파괴에 대한 연구결과로서 곡률변화에 따른 CFRP쉘의 관통특성에 대한 연구결과[36~37]가 있으나 대부분 얇은 CFRP쉘의 관통파괴에 대한 연구결과가 대부분이며 직교이방성과 의사등방성의 차에 관한 연구결과 뿐이다.

특히, CFRP재는 고속충격을 받을 경우 충격파괴가 되더라도 구조부재 전체가 파괴 되지 않고 본래의 형태가 유지될 수 있도록 설계 해야한다. 이와 같은 관통파괴에 대한 안전설계를 위해서는 CFRP 재의 적층구성의 차에 의한 흡수에너지특성, 임계 관통특성, 계면간 손상특성, 충격면 배면의 크랙특성등 내충격 특성을 정량적으로 파악해야 한다.

또한 CFRP 적층판은 항공기 수평미익등 1차구조부재료서 사용될 경우 -73^0C ~ 80^0C 라는 온도차 [38] 및 우주환경에서 사용될 경우 -140^0C ~ 120^0C 라는 온도차 [39] 에 의한 수명특성의 상관관계를 규명하기 위한 정화한 평가가 대단히 중요한 문제로 대두되었다.

양등[40]은 고온환경하에서 CFRP적층재의 충격손상특성을 고찰하였으나 고온환경하에서 충격손상을 받은 CFRP적층재의 강도저하에 관해서는 연구결과를 찾기어렵다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

그러나 항공기 재료에 적용할 온도조건설정을 위한 고온분위기 하에서의 인장강도 특성, 층간 전단강도 특성, 잔류굽힘강도 특성, 고온고습환경하에서 굽힘강도, 압축강도 특성과 관련한 연구결과들은 많으나 고온 분위기 하에서 FOD손상과 그에 대한 잔류굽힘강도 평가 관련 연구결과는 찾아 보기 힘들다.

따라서 우주항공분야의 구조재로 많이 사용되는 CFRP 적층재가 실제의 환경에서 각각의 조건에서 충격손상을 받았을 때를 상정하여 CFRP 손상재이 굽힘피로강도, 고속충격에 의한 관통파괴특성 및 우주환경 분위기등 고온 분위기에서의 굽힘강도등 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 강도평가 기법의 확립이 대단히 중요할 것으로 사료된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 연구목적 및 연구방법

우주항공분야의 구조재로 많이 사용되는 CFRP 적층재는 외부에서의 충격에 의해 충격손상을 피할 수 없으며 표면에서는 보이지 않는 손상이 적층판 내부에 발생하여 강도가 저하하게 되는 것이 중요한 문제로 지적 된다.

특히, 고속충격에 의한 관통파괴, 비행기 날개등이 충격하중을 받았을 때의 충격손상재의 잔류굽힘피로강도의 평가, 우주항공분야의 고온환경 분위기에서의 충격손상이 잔류강도에 미치는 영향등의 강도 평가기법의 확립이 대단히 중요하다.

따라서 본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP 손상재의 강도평기법에 관해 연구할 목적으로,

첫째, 적층구성이 다른 직교이방성 CFRP 적층재 및 의사등방성 CFRP 적층재가 충격손상을 받을 경우 굽힘피로강도에 어떠한 영향을 미치는 가에 관하여 손상재 계면의 층간분리 진전의 관찰로 부터 정량적으로 고찰하고져 한다. 특히, 항공 우주분야에 주로 사용되는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도에 관해 중점적으로 고찰 하고져 하며,

둘째, CFRP적층재가 항공기 우주분야의 재료에 적용할 경우를 상정하여 직교 이방성 CFRP 적층판의 수지의 차 즉 CFRP/PEEK 적층재, CFRP/EPOXY 적층재가 고온환경하에서 충격을 받았을 때의 충격손상특성과 CFRP적층재의 잔류굽힘강도의 저하관계에 관하여 고찰하고져 하며,

세째, 직교이방성 CFRP 적층판의 계면수의 차가 흡수에너지, 임계 관통에너지, 계면간 손상특성 및 안전설계를 위한 원형 유지특성등 적층구성의 차에 따른 관통특성을 고속충격실험을 통하여 고찰하고져 한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

연구방법으로는

제1장에서는

항공기, 우주분야 및 경량화 자동차에 많이 사용되는 CFRP 적층재의 향후 국제적인 수요, 이에 따른 연구 동향, 연구배경 및 연구의 필요성을 요약 정리 하였으며,

제2장에서는

첫째, CFRP 적층재가 충격손상을 받을 경우 굽힘피로강도에 어떠한 영향을 미치는 가를 고찰하기 위한 직교이방성 CFRP 시험편 $[[0^0_4/90^0_4]s]$ 및 의사 등방성 CFRP 시험편$[[0^0_2/45^0_2/90^0_2/-45^0_2]s]$을 성형 제작 하였고,

둘째, CFRP 적층재가 고속충격하중을 받았을 때의 적층구성의 차가 관통저항특성에 미치는 영향을 고찰하기위하여 계면수가 2계면$[[0^0_4/90^0_4]s]$, 4계면$[[0^0_2/90^0_4/0^0_2]s]$으로 계면수가 서로 다른 직교이방성 CFRP 적층재를 성형 제작 하였고,

셋째, CFRP적층재가 항공기 우주분야의 재료에 적용할 경우를 상정하여 직교이방성 CFRP 적층판이 고온환경하에서 충격을 받았을 때의 충격손상특성과 CFRP적층재의 잔류굽힘강도의 저하관계를 고찰하기위해 수지가 서로다른 CFRP/PEEK 적층재$[[0^0_4/90^0_4]s]$, CFRP/EPOXY 적층재$[[0^0_4/90^0_4]s]$를 성형 제작하였다.

제 3장에서는

CFRP손상재의 실온에서의 충격실험방법과 고온에서의 충격실험방법을 기술하였고, CFRP손상재의 층간 분리면적의 측정방법, 초음파현미경의 원리, 굽힘피로실험시 손상진전의 관찰법, 탐상실험 방법, 정적 굽힘실험방법, 굽힘피로실험방법 및 평판의 관통실험 방법에 관해 설명하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4장에서는
CFRP손상재의 피로굽힘강도 평가기법에 관해 고찰하였고, 정적 및 3점 굽힘 피로실험결과와 CFRP손상재의 적층구성의 차가 굽힘피로강도와 손상진전결과에 미치는 영향에 관하여 고찰하였다.

제 5장에서는
CFRP적층재가 항공기 우주분야의 재료에 적용할 경우를 상정하여 직교이방성 CFRP 적층판의 수지의 차 즉 CFRP/PEEK 적층재, CFRP/EPOXY 적층재가 고온환경하에서 충격을 받았을 때의 CFRP 적층재의 온도가 CFRP 손상재의 층간 분리면적에 미치는 영향 및 굽힘강도변화 관계에 관해서 고찰하였다.

제 6장에서는
직교이방성 CFRP 적층판의 계면수의 차가 관통특성에 미치는 영향에 관해 초음파현미경으로 관찰한 계면간 분리면적의 크기, 형상 및 CFRP 적층재 배면의 크랙의 관찰로부터 흡수에너지, 임계 관통에너지, 계면간 손상특성 등으로부터 CFRP 적층재의 관통특성에 관해 고찰하였다.

제 7장에서는
충격손상을 받은 CFRP 적층판의 강도평가 기법에관한 연구결과를 요약하여 정리하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장. 충격실험 방법 및 실험장치

제 1 절. CFRP 평판 시험편

본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP 평판재의 정적 굽힘강도 및 굽힘피로강도를 평가할 수 있는 굽힘강도 평가기법 및 관통파괴 특성에 관해 고찰하고져 탄소섬유강화 복합재료(이하 CFRP라 한다) 적층판을 이용하였다.

CFRP 평판 시험편은 일방향 프리프레그시트(prepreg sheet) 16매를 본 실험에서 얻고져 하는 직교이방성 적층판과 의사등방성 적층판으로 적층하여 오토크레이브를 이용하여 두께 1.6mm, 한변의 길이가200mm×200mm 정방형 평판으로 성형 제작하여 시험편으로 사용하였다. 또한 시험편의 크기는 충격손상후의 층간 분리면적의 크기가 굽힘강도 및 굽힘피로강도에 영향을 미치지 않을 정도의 크기인 폭이 40mm이고 시험편의 길이는 굽힘실험규격에 적합하게 지점간의 거리 150mm 보다 충분히 긴 180mm 가 되도록 다이아몬드 커터기를 이용하여 절단 후 굽힘실험을 행 했다.

본 연구에서 사용한 CFRP 평판 시험편의 적층구성은 2계면인 직교이방성 $[0^0_4/90^0_4]s$ 시험편, 4계면인 직교이방성인 $[0^0_2/90^0_4/0^0_2]s$ 시험편과 6 계면인 의사등방 $[0^0_2/45^0_2/90^0_2/-45^0_2]s$ 시험편으로 적층하였고 두 시험편 모두 적층수가 16매 이며, 4계면 직교이방성시험편은 관통파괴 특성 평가시 2계면 직교이방성 시험편과 비교 고찰하였다. CFRP 프리프레그 시트를 표면 섬유의 0° 방향이 시험편의 길이방향과 일치 시켰다

Fig. 4에 CFRP 평판 시험편의 적층방법을 나타냈고, 시험편에 대한 물성치는 Table. 1에 나타냈고, Table. 2에 본 연구에서 사용한 CFRP 평판 시험편을 정의 하였다.

본 연구에서의 시험편의 적층 조건, autoclave 원리 및 성형 cycle 등은 조선

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

대학교 충격공학 실험실의 장치 및 Data를 이용하였다.

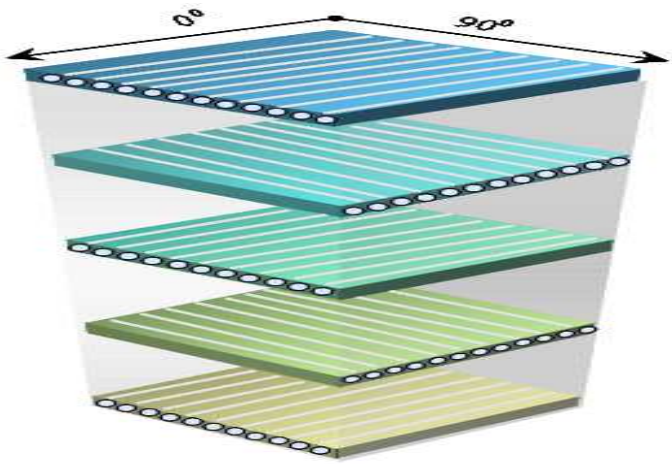


Fig. 4 Schematic of a stacking sequence

Table 1 The material properties and laminate strength

	Fiber (Carbon)	Resin (Epoxy #2500)
Density[kg/m^3]	1.75×10^3	1.24×10^3
Tensile strength[GPa]	3.53	0.078
Elastic modules [GPa]	230	3.96
Breaking elongation[%]	1.5	2.0
Curing temp.[℃]	-	130

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Definition of CFRP Flate Specimen

Specimen Name	Stacking sequence	Matrix	Ply No.	Interface No.
O1 [Orthotropic]	$[0^0_4/90^0_4]s$	EPOXY	16	2
O2 [Orthotropic]	$[0^0_2/90^0_4/0^0_2]s$	EPOXY	16	4
Q1[Quasi-isotropic]	$[0^0_2/45^0_2/90^0_2/-45^0_2]s$	EPOXY	16	6
Op [Orthotropic]	$[0^0_4/90^0_4]s$	PEEK	16	2

CFRP 평판 시험편의 성형은 Photo. 1 과 같은 Autoclave를 이용하여 성형했으며, Fig. 5 에 오토클레이브의 개략도를, Fig. 6 에 프리프레그 시트의 적층 레이 업(lay-up)을 나타냈다. 성형방법은 CFRP/PEEK, CFRP/EPOXY 수지의 종류에 따라 Fig. 7, 8과 같이 챔버(chamber) 내부둘레에 위치한 히터에 의해 시험편을 제작하였으며, 성형시에 진공펌프에 의해서 진공백 속을 10^{-1} Pa 정도 가압시켜 제작하였다. 경화된 시험편은 다이아몬드 휠을 부착한 자동정밀 절단기를 이용하여 180×180mm 크기를 갖도록 절단·제작하였다.[37)]

Photo. 1 Autoclave

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

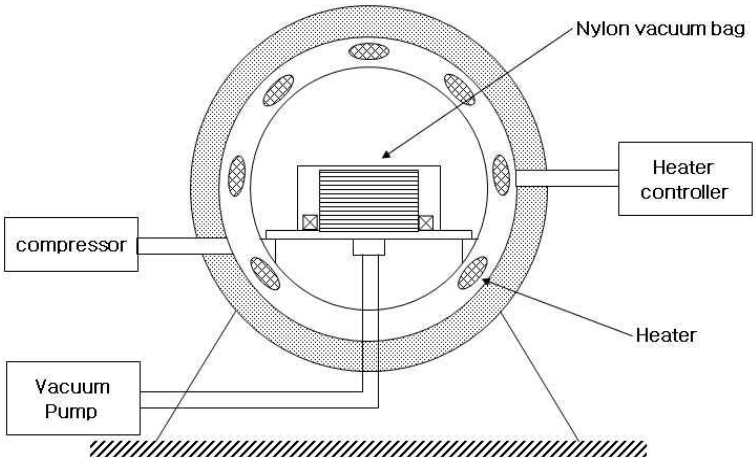


Fig. 5 Schematic diagram of autoclave [45)]

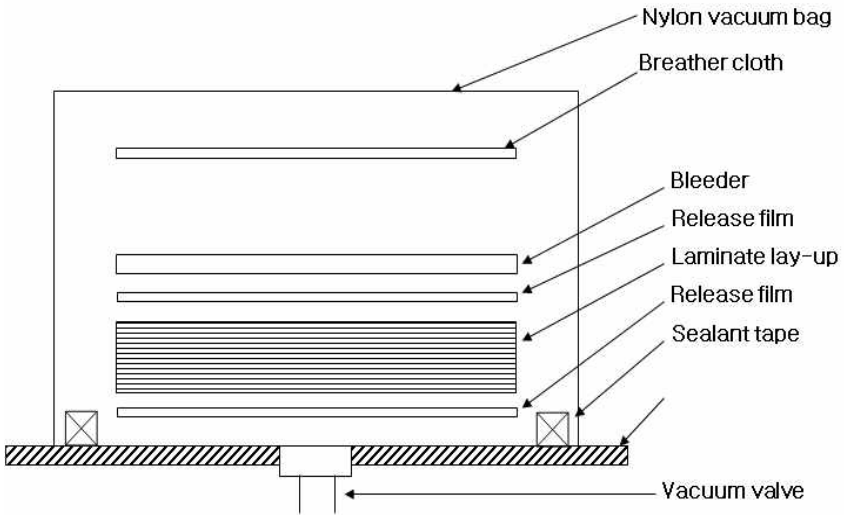


Fig. 6 Autoclave laminate stack lay-up CFRP Flate specimen [45)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

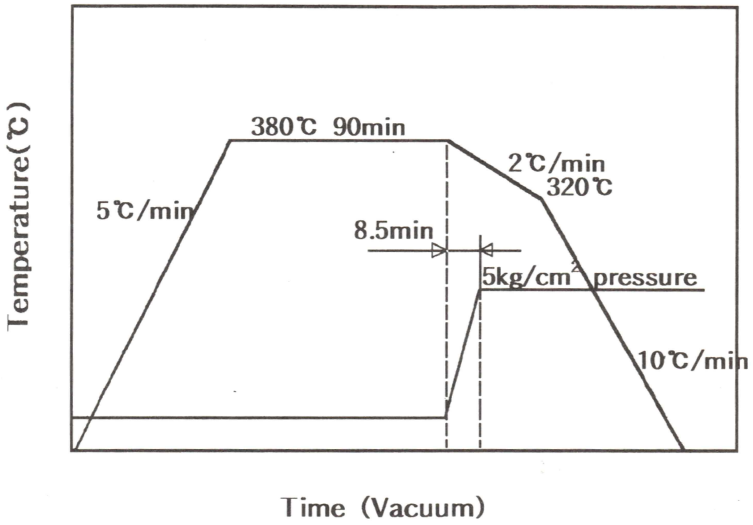


Fig. 7 Curing cycle of CFRP stacking specimen(PEEK) [41]

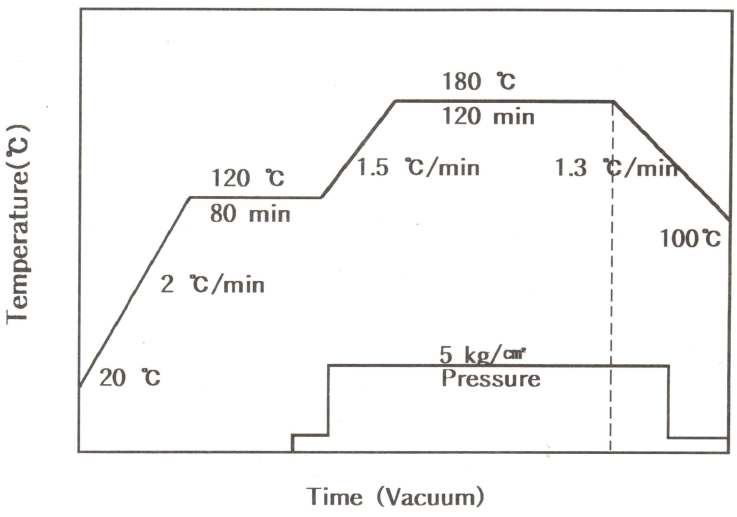


Fig. 8 Curing cycle of CFRP stacking specimen (EPOXY) [41]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 충격손상 실험

2-1 실온 충격실험 [37)]

CFRP 평판 시험편의 충격손상 및 관통실험장치는 Fig. 9에 나타낸 것과 같다. 강구속도를 측정하는 ballistic screen sensor 및 오실로 스코프와 시험편을 고정하는 지그 등으로 구성되어 있다. Fig. 10 에 본 연구에서 상용한 충격시험장치의 개략도를 나타내며 시험편의 Jig를 나타낸다. 충격손상 실험은 충격체 지름 5mm 인 강구로, 대략 1.7 J 및 2.5 J 의 충격손상을 주었다.

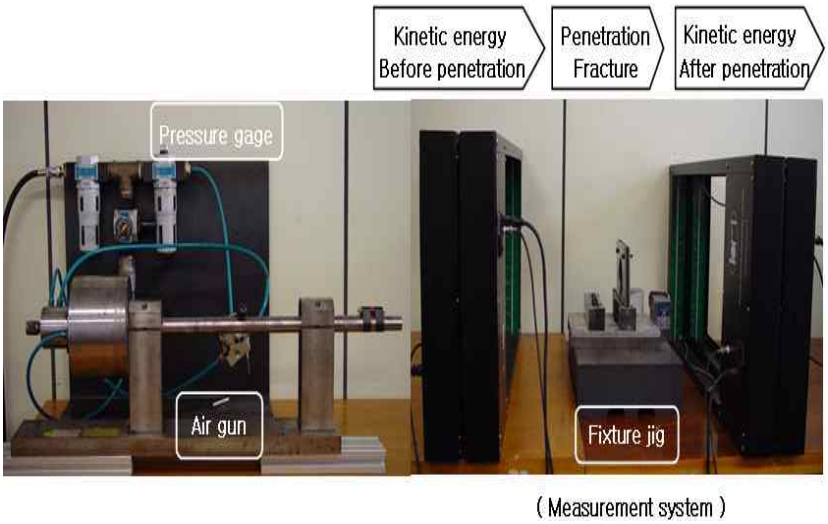


Fig. 9. Apparatus of impact testing

시험편의 고정은 Fig. 10 의 View A 와 같이 직경이 100mm인 원형홀이 있는 150mm×150mm있는 정사각형 강판사이에 고무판을 끼운 후 폭이 40mm인 시험편을 고정한 후 CFRP 판과 수직으로 충격을 가하여 충격실험을 행 했다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

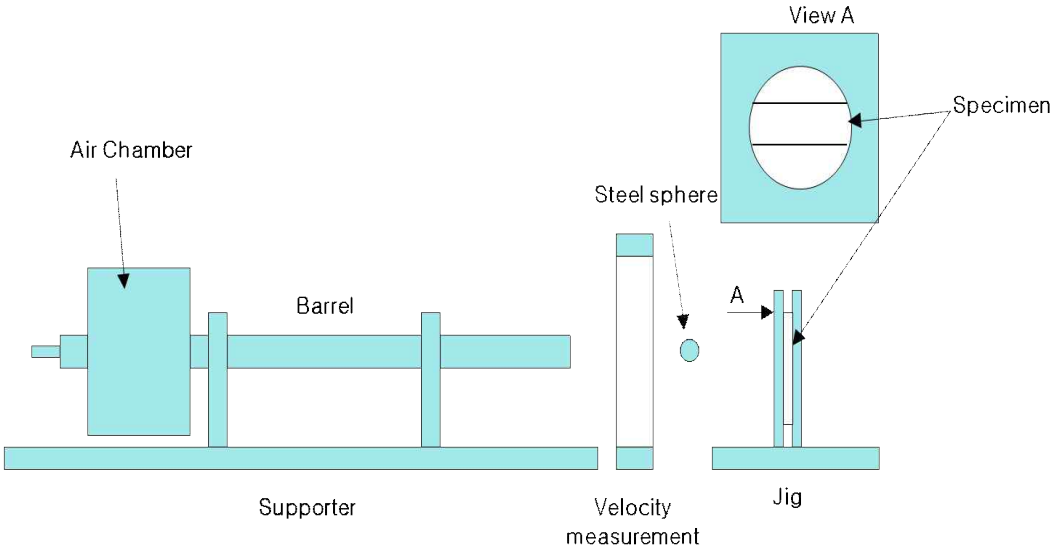


Fig. 10. Schematic diagram of impact testing apparatus

2-2 고온 충격실험

고온분위기 하에서 CFRP 적층판에 충격손상을 부여하기 위하여 Photo. 2와 같은 고온분위기하에서 충격을 가할 수 있는 수평식 고속충격시험장치를 이용하여 직경5mm 의 강구를 CFRP적층시험편에 발사시켰다. 충격속도의 측정은 강구가 가속튜브로(총신)부터 나온 직후 충격시험장치의 선단에 붙어 있는 포토셀로 측정하였다. 고온 분위기에서 CFRP 시험편의 충격실험을 하기 위해서는 먼저 본 연구에서 사용한 CFRP/PEEK 시험편 Op 와 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 Glass 전이 온도를 측정하여 고온 충격실험 범위를 결정 하여야 한다. 따라서 충격실험을 하기전에 본 연구에서 사용한 CFRP/PEEK 시험편 Op 과 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 Glass 전이 온도 Tg를 측정했다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

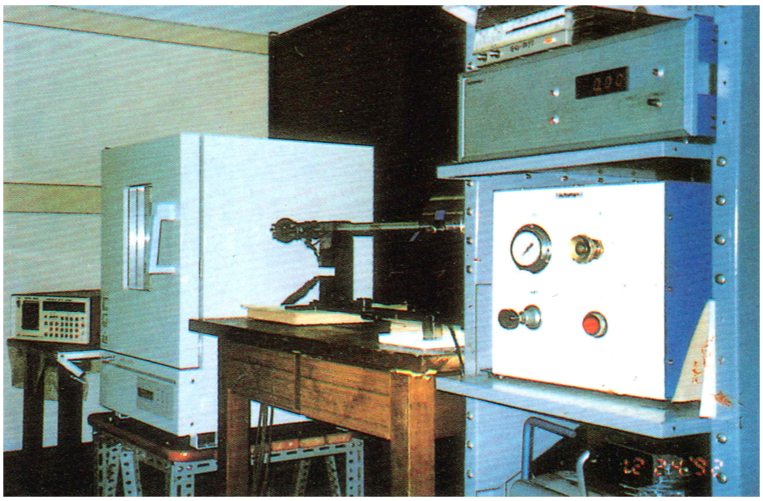


Photo. 2 Impact apparatus under high temperatures [41)]

CFRP/PEEK 시험편과 CFRP/EPOXY 시험편을 고온 충격시험에 사용한 이유는 적층구성은 동일 하더라도 열가소성 수지와 열경화성 수지의 차에 따른 고온 충격특성, 특히, 손상재의 굽힘특성을 파악하기 위함이다.

CFRP/PEEK 시험편 과 CFRP/EPOXY 시험편의 Glass 전이온도 측정은[41)] Du pont 사의 Differential Scanning Calorimeter(이하 DSC 라한다.)를 이용하여 측정하여 보정하였다. 전이점 측정은 CFRP/Epoxy 및 CFRP/PEE/C 분말을 넣고 실온에서부터 350 ^{O}C 까지 질소기류 상태에서 10 ^{O}C/mm 의 속도로 온도를 증가시켜 가면서 측정하였다. 전이점 Tg 는 Fig. 11,12에서와 같이 Chain Brownian 운동에 필요한 열유동이 형성되는 지점의 전후에서 직선(m-n, p-q의 직선)을 그어 전이지점(곡선부분)으로부터 온도축의 수직선상에 2등분되는 점을 Tg 로 결정하였다. 본 연구에서 사용한 CFRP/PEEK 시험편의 Glass 전이 온도 Tg는 약 137^{O}C 였으며, CFRP/EPOXY 시험편의

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Glass 전이 온도 Tg는 약 95^{O}C 였다[41].

따라서 CFRP/PEEK 및 CFRP/EPOXY 시험편의 Glass 전이 온도 Tg를 기준으로 시험분위기 온도를 설정하였다. CFRP/PEEK 시험편의 시험편 표면 온도는 20^{O}C,70^{O}C,120^{O}C 및150^{O}C로 결정하였고, CFRP/EPOXY 시험편의 시험편 표면온도는 20^{O}C,60^{O}C,90^{O}C 및 120^{O}C 로 결정하였다.[41)]

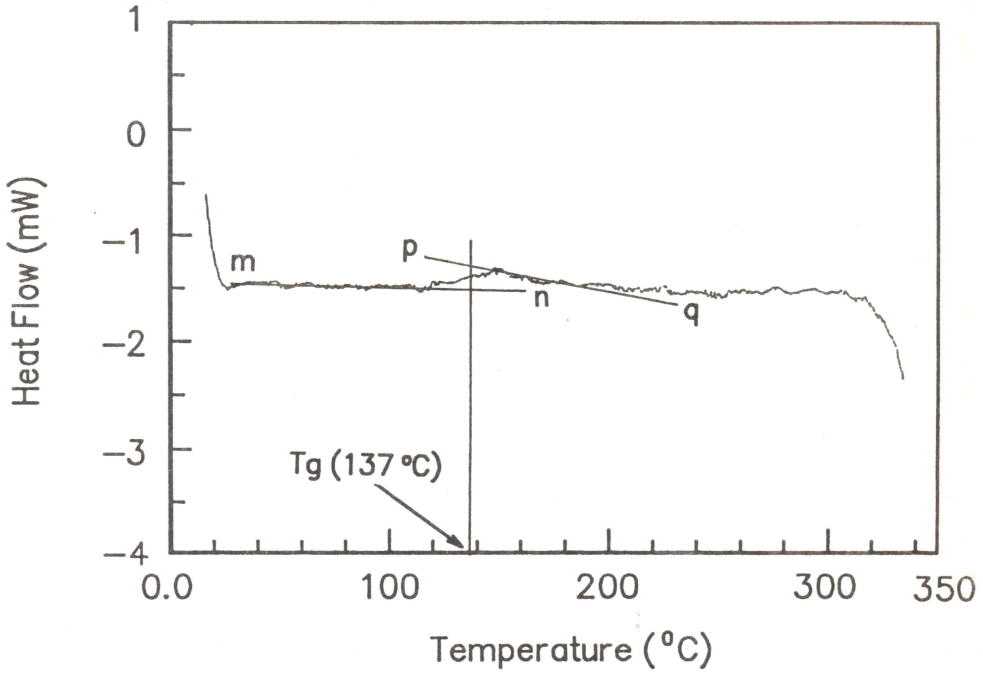


Fig. 11 Measurement apparatus of glass transition temperature (CFRP/PEEK) [41)]

고온분위기에서 충격실험은 먼저 CFRP 표면의 온도를 정확히 측정하여야한다. 본 연구에서는 CFRP 시험편을 원형 지그로 고정한 상태에서 시험편의 중앙으로부터 40mm 떨어진 곳에 시험편 표면과 배면에 고온용 스트레인 게이지를 붙여 고온 실험장치의 고온로의 설정온도까지 상승하는 시간과 시험편의 표면온도가 설정온도에 도달 할 때까지 고온상태를 유지 하였다.[41)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

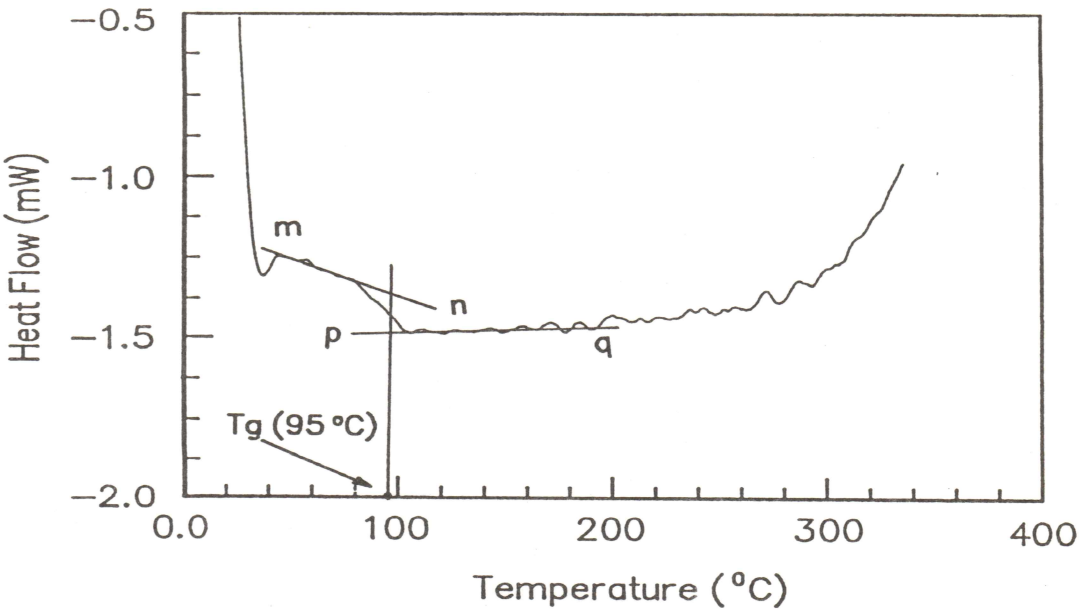


Fig. 12 Measurement apparatus of glass transition temperature(CFRP/EPOXY) [41)]

시험편의 표면온도 측정은 고온용 온도센서를 시험편 표면과 이면에 접착한후 고온게이지 아답타에 연결하여 2 게이지법에 의하여 앰프에 연결하였다. 게이지가 접착된 CFRP 시험편을 고온로에 넣은후 전기로 가열하여 고온로의 실온 상태에서의 온도T_O(^{O}C)를 고온센서에 내장된 써머커플에 의해 측정하고 이때 변형율을

온도증가에 따른 CFRP 시험편 표면의 변형율 ε_i 을 DC앰프로 측정하였으며 피측정개소의 온도 T_1(^{O}C)의 측정은 고온용 온도센서의 제작회사의 취급설명서에 따라 다음식(1)을 사용하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

$$T_1(^{O}C) = [(\varepsilon_i - \varepsilon_{o)}/100] + T_O(^{O}C) \qquad (1)$$

여기서 100은 변형률로부터 온도로 환산하는 계수로서 단위는 1/ ^{O}C 이고, T_O, T_1 는 ^{O}C, ε_i, ε_o는 $10^{-6}\mu$ 이다. CFRP 시험편 온도 측정시 각온도 접착위치에서 온도차가 1.5 ^{O}C 이내에서 설정온도가 시험편 표면 온도와 근사할 때의 온도를 충격시험 온도로 하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 충격손상부 탐상실험

충격손상을 받는 CFRP 시험편의 내부손상을 관찰하기 위하여는 주사형 초음파현미경을 이용했다.

초음파현미경의 원리는 음향렌즈상의 압전 트렌스듀셔에 짧은 고주파 펄스를 가하면 압전효과에 의해서 같은 주파수의 초음파가 발생한다. 그 초음파는 용융석영제 음향렌즈의 구면에서 수렴된다. 음향렌즈와 시료사이의 매체로서는 물을 이용하며, 시료에 도달한 초음파는 시료내부의 음향적 성질에 따라서 반사하고 다시 음향렌즈에 모아져 압전 트렌듀셔로 되돌아가 전기적 신호로 변환된다. 이 신호에 게이트를 걸면 시료 표면으로부터 어느 깊이 에서의 반사파 만을 얻을 수가 있다. 이 시점에서의 신호가 시료내부의 1 점의 정보가 된다. 거기서 초음파의 빔을 시료의 2차원방향에 주사하여 2차원의 정보를 모아서 반사 에코의 레베에 대응해서 색조를 백색에서 흑색까지 단계적으로 변화해서 CTR 상에 화상으로 나타내어 이것으로 부터 초음파의 화상이 생긴다.

본 연구에서는 주파수 30MH_Z 의 초음파를 이용하여 주로 시험편 내부의 층간분리형상을 관찰하였으며 Fig. 13 에 초음파 현미경의 원리를 나타냈다.

Fig. 14에 본 연구에 사용한 CFRP 평판 시험편의 계면의 형상을 나타낸다.

Fig. 14(a)에 직교이방성 적층시험편 O1의 계면형상을, Fig. 14(b)에 의사등방성 적층시험편 Q1의 계면형상을 나타냈다.

Photo. 3에 HITACHI 제 초음파 현미경을 실물을 나타냈다.

Photo. 4(a) 충격 손상을 받은 직교이방성 적층시험편 O1의 층간분리 형상을 초음파현미경을 이용해 관찰한 결과를 나타냈다.

사진중 A 는 충격점에서 가까운 계면의 층간분리 형상을, 사진중 B는 충격점에서 먼쪽 계면의 층간분리 형상을 나타 냈다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

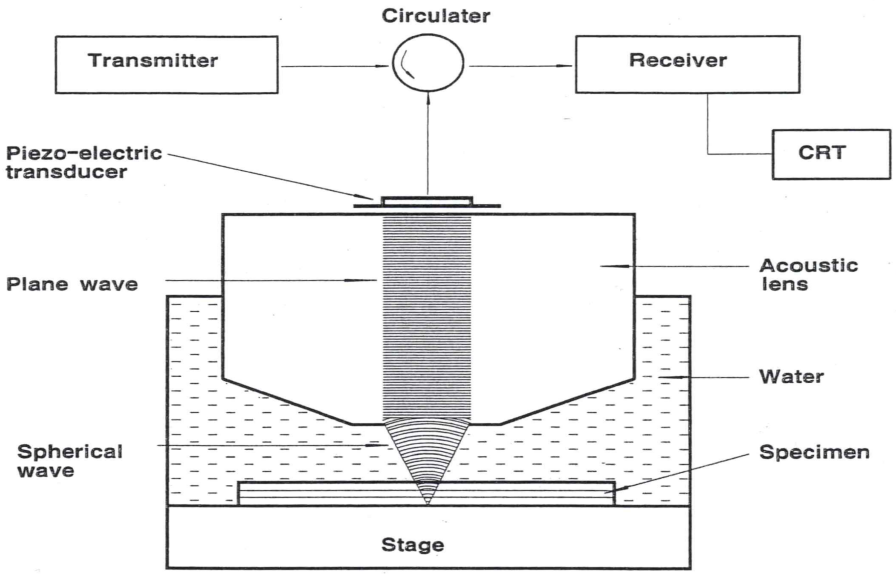


Fig. 13 Principle of scanning acoustic microscope [45)]

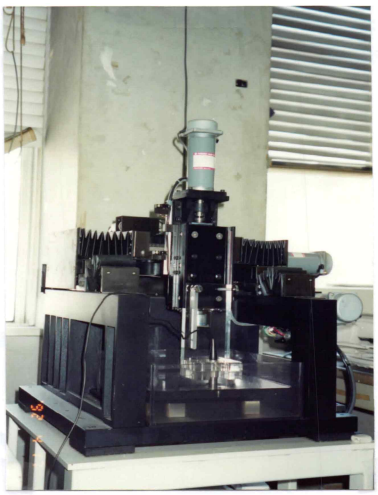
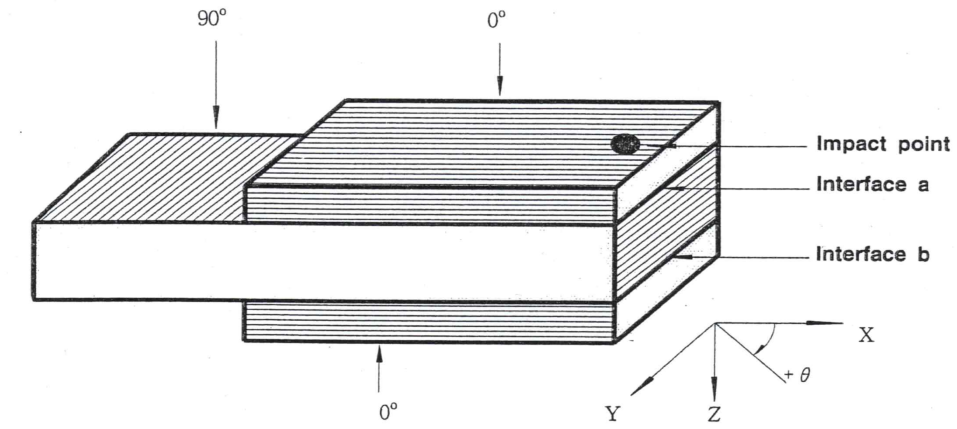
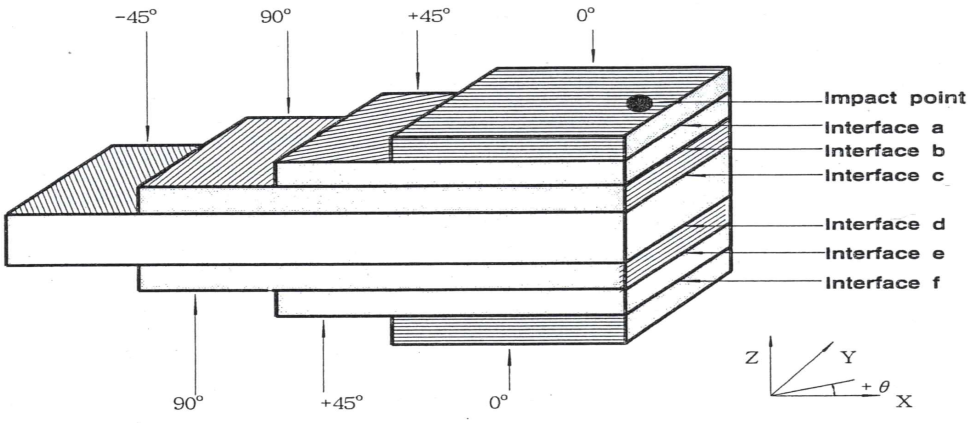


Photo. 3 Ultrasonic microscope (HITACHI Co.)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Specimen O1



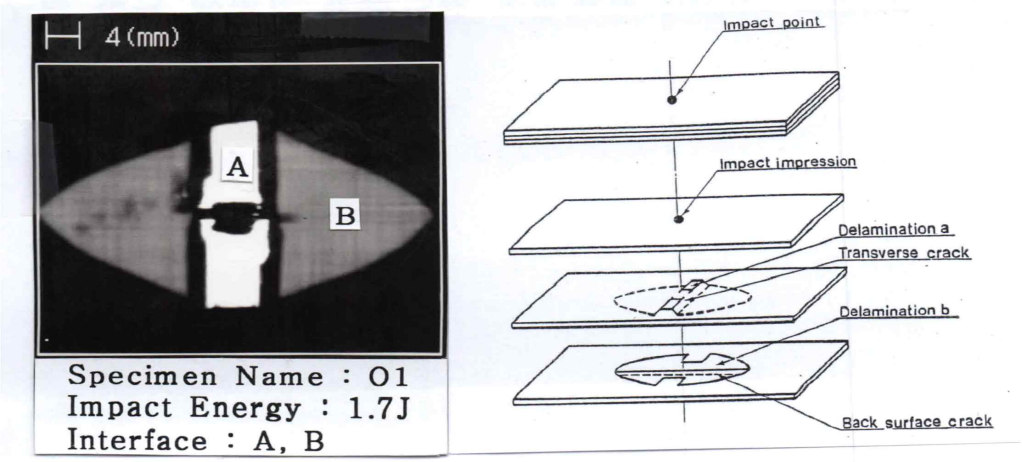
(b) Specimen Q1

Fig. 14 Interface configuration for CFRP specinens [45)]

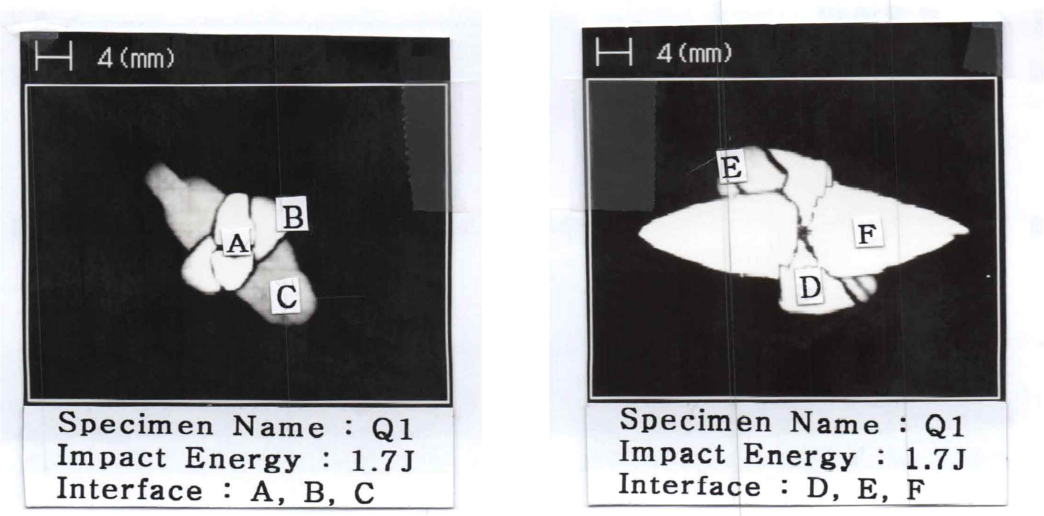
Photo. 4(b)는 충격 손상을 받은 의사등방성 적층시험편 Q1의 층간분리

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

형상을 초음파현미경을 이용해 관찰한 결과를 나타냈다. 사진중 A, B ,C, D, E 및 F 는 계면의 층간분리 형상을 관찰한 층간분리 형상을 나타냈다. 계면은 충격점에서 가까운 계면이 A 이고 가 장 먼쪽의 계면이 F 이다.



(a) Specimen O1



(b) Specimen Q1

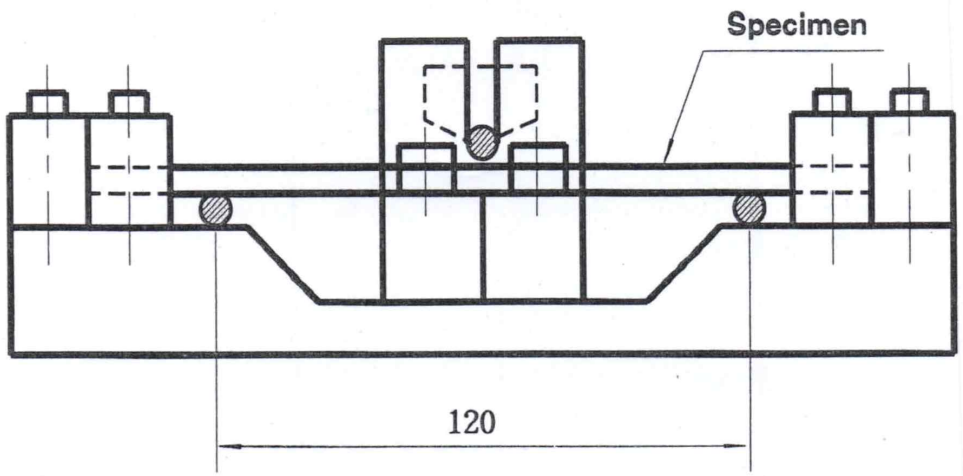
Photo. 4 Delamination damage shape of CFRP specimen

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 정적 굽힘실험

본 절에서는 충격손상을 받은 CFRP 적층판의 굽힘강도를 평가하기 위하여 3점 굽힘실험을 실시했다. 특히, 적층구성이 다른 직교이방성 CFRP 적층재와 의사 등방성 CFRP 적층재의 적층구성의 차가 굽힘강도에 미치는 영향에 관해 고찰하였다.

3점 굽힘시험편을 지그에 고정할 때 Fig. 15(a)와 같이 시험편 지지 누름자와 하중작용 누름자의 사이에 테프론을 끼워 누름자와 CFRP 시험편의 접촉부가 파괴되지 않도록 했으며, Fig. 12 (b)과 같이 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 분리하여 3점 굽힘실험을 실시했다. 본 연구에서 이용한 3점 굽힘 고정구는 ASTM D790M Method [42] 의 규격을 참고하여 제작하였다.



(a) Bending fixture

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

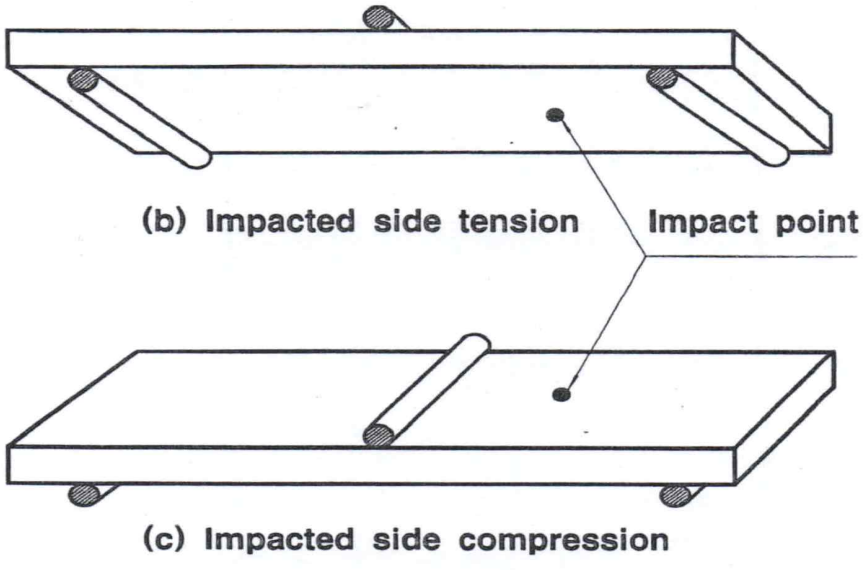


Fig. 15 Specimen supporting fixture for 3-point bending test [41)]

정적 3점 굽힘시험편에서는 GP-IB를 이용하여 Photo. 5의 재료시험기 (INSTRON 8501)를 PC로 제어하여 굽힘 시험후에 데이터를 PC에 전송한다. 정적 3점 굽힘시험에서는 최대하중을 구하여 굽힘응력 계산시 이용하였다. 정적 3점 굽힘시험시 시험편이 파단될 때 까지의 하중-변위(P-W) 데이터로 부터 얻은 최대하중을 이용하여 식(2)를 적용하여 파괴굽힘응력을 계산했다. 파괴굽힘응력을 계산할 때는 시험편을 균질 등방성 보로 가정하였으며 굽힘응력의 계산식[43)]은 다음과 같다.

$$I = \frac{bh^3}{12}, \qquad \sigma = \frac{My}{I} = \frac{3Pl}{2bh^2} \tag{2}$$

여기서 σ: 굽힘응력(Pa), P: 최대하중(N), l: span 길이(mm), b: 시험편 폭(mm), h: 시험편 높이(mm), I: 관성 moment(mm^4) 이다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Photo. 5 Universal test machine(INSTRON 8501)

Fig. 16에 무충격 및 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 3점 굽힘시험결과 얻은 하중-변위(P-W) 선도를 나타냈다. Fig. 16 중 O1N 은 무충격 직교이방성 CFRP 시험편의 3점 굽힘시험결과이며, O11, O12 및 O13 은 각각 1.1[J], 1,7[J] ,2.5[J]로 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 시험편의 3점 굽힘시험결과를 나타냈으며 충격면이 압축을 받은 경우의 굽힘 시험결과이다.

Fig. 17에 무충격 및 충격손상을 받은 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 3점 굽힘시험결과 얻은 하중-변위(P-W) 선도를 나타냈다. Fig. 17 중 Q1N 는 과를 나타냈으며 충격면이 인장을 받은 경우의 굽힘 시험결과이다.

무충격 의사등방성 CFRP 시험편의 3점 굽힘시험결과이며, Q12 ,Q13 는 각각 1.1[J], 2.5[J]로 충격손상을 받은 의사등방성 CFRP 시험편의 3점 굽힘시험 결과를 나타냈으며 충격면이 인장을 받는경우의 굽힘실험 결과이다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

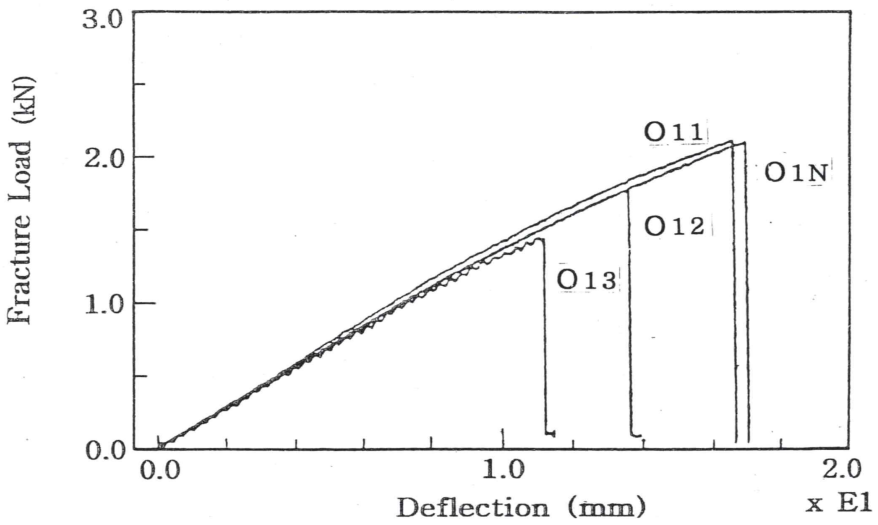


Fig. 16. Relarion Between Fracture Load and Displacement of Specimen O1(Impacted side is compression)

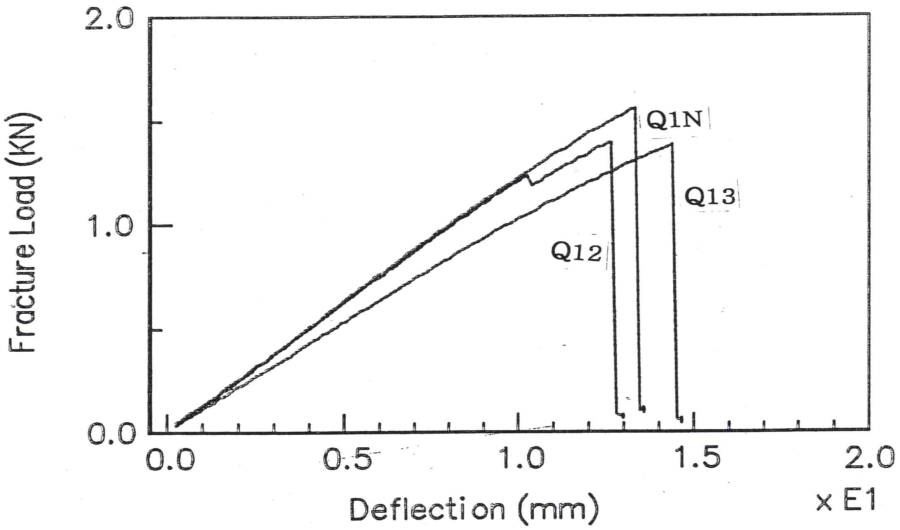


Fig. 17. Relarion Between Fracture Load and Displacement of Specimen Q1(Impacted side is tension)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 절 굽힘피로실험

본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP 적층 시험편의 굽힘피로강도의 저하 현상이 직교이방성 및 의사등방성 적층재등 적층구성의 차에 따라 어떻게 변화하는 가를 고찰하였으며, 충격면이 압축을 받는 경우와 충격면이 인장을 받는 경우로 구분하여 피로실험을 행 했다.

CFRP 시험편의 굽힘강도해석은 일반적으로는 4점 굽힘 실험결과로부터 얻은 데이터를 이용하는 것이 보통이나 본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP재가 반복되는 굽힘하중을 받는 경우의 반복 횟수에 따른 손상 진전상태, 메트릭스크랙 및 전단크랙 상태 등 파괴모드를 관찰하여 손상후의 파괴 메카니즘을 파악하기 위해 3점 굽힘실험을 행했다. 3점 굽힘실험은 Photo. 5와 같은 UTM을 사용했다.

피로실험은 축하중제어로 하였으며 하중을 사인파(sine wave) 형상으로 편진 진폭 시켜 시험편에 부하하였다. 하중비 R(최소응력/최대응력)은 0.1로 하였다. 굽힘 실험은 충격하중을 받은 면이 압축을 받는 경우와 충격을 받은 면이 인장을 받는 경우를 구분하여 실험하였으며, 파단될 때 까지의 하중-변위 데이터 로부터 얻은 최대 하중으로부터 피로굽힘응력을 계산했다.

5-1 손상진전의 관찰[30)]

충격손상을 받는 CFRP 적층판의 손상 및 피로시험중의 손상진전의 관찰은 Photo. 6 과 같은 초음파현미경(Olympus UH 100, 사용주파수 30 MH_Z) 을 이용하여 강구의 충돌에 의해 CFRP내부에 발생한 층간분리 및 피로에 의한 손상진전을 관찰하였다. 충격손상재의 손상진전 실험은 양 의 실험방법을 이용하였다.

충격손상을 받는 CFRP 손상진전 관찰은 SAM을 이용하여 계면손상을 관찰한 후 충격손상을 받은 CFRP 적층 시험편을 일정 사이클 반복피로실험 후 실험

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

을 중단하고 시험편을 3점굽힘시험 Jig로 부터 분리한 후 초음파 현미경으로 내부손상진전을 관찰하였다.[30] 또 다시 초음파현미경으로 내부손상 진전 관찰이 끝난 후 다시 시험편을 굽힘시험 Jig 에 세팅하여 피로시험을 재개한 후 초음파현미경으로 내부손상 진전상태를 관찰하였다. 이와 같이 충격손상을 받은 CFRP 시험편이 파괴 될 때 까지 반복적으로 내부손상을 관찰 하였다. 시험을 중단시켜 내부손상을 관찰하는 시기는 다른 시험편이 파괴할 때의 사이클 수를 참고하여 결정하였다. 시험편의 손상진전 사진은 충격이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구분하여 관찰하였다.

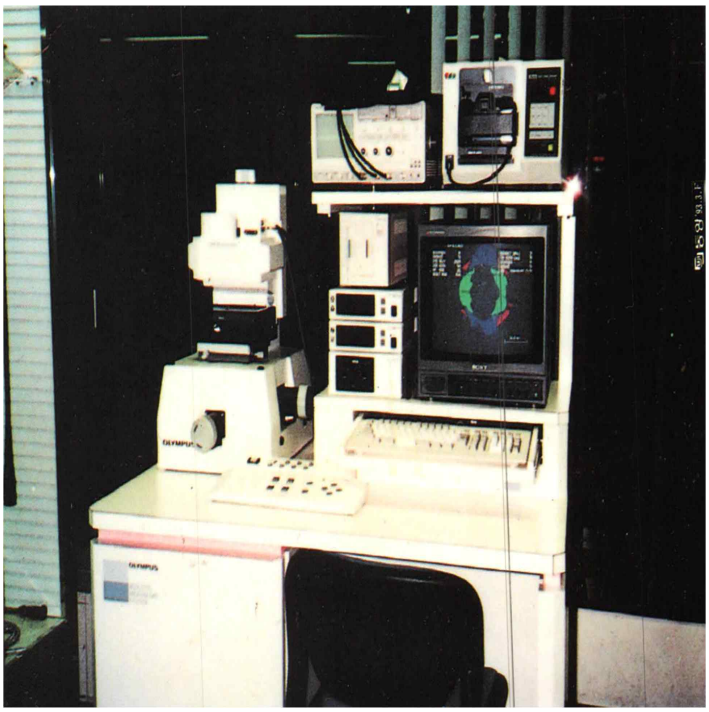


Photo. 6 Ultrasonic microscope [45]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 6 절 관통 파괴실험

6-1 평판의 관통실험

본 연구에서 사용한 충격시험장치는 Fig. 6과 같은 원리를 갖는 고속 충격시험장치를 이용하였으며 관통파괴 실험방법은 양 등[44]의 실험방법을 이용했다.

본 연구에서 사용한 CFRP 시험편이 충분히 관통될 수 있도록 10MPa ~ 150MPa 압력을 가압한 압축공기를 이용하여 직경 10mm 의 강구를 CFRP 시험편의 중앙에 수직이 되도록 발사 시켰다. 충격속도의 산출은 가속튜브내의 발사구 2정점간의 거리를 강구가 통과하는 시간을 측정하였으며 강구의 발사속도를 충격속도로 하였다. 시험편을 관통한 후의 강구속도의 측정은 고속카메라를 이용하였다. 시험편의 지지조건은 Fig. 10의 View A 와 같은 120mm 의 원공을 갖는 10mm 두께의 원판사이에 150mm ~ 150mm 정방형 CFRP 시험편을 끼운후 양쪽을 클램프로 고정하였다. 양쪽 강판 내부에 고무패드를 넣고 고무 패드사이에 CFRP 시험편을 끼워 볼트로 고정하였다.

본 절에서는 CFRP 적층 시험편의 관통특성을 고찰하기 위하여 같은 적층수의 직교 이방성 구조를 갖는 CFRP 적층 시험편의 계면수의 변화(2계면, 4계면)가 흡수에너지, 관통후의 속도변화, 임계관통속도, 손상패턴등의 관통특성에 미치는 영향을 고찰하였다.

관통충격 실험후의 CFRP 적층 시험편의 외관은 시험편의 충격면에 발생한 관통홀 과 충격면 배면의 손상을 주로 관찰 하였고, CFRP 적층 시험편의 층간분리의 관찰은 Photo. 6 과 같은 초음파현미경을 이용하여 관찰하였다. 층간분리의 관찰은 충격을 받는 면에서 가까운 계면을 계면 A, 그 다음 계면들을 각각 순차적으로 계면 B, 계면 C, 계면 D 로하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 CFRP 손상재의 굽힘피로강도

제 1 절 정적 3점 굽힘실험 결과

충격손상을 받은 CFRP 시험편의 내부손상을 SAM으로 관찰한 후 굽힘강도의 저하 현상을 고찰하기 위하여 무충격 CFRP 시험편과 충격손상이 있는 CFRP시험편을 3점굽힘 실험을 실시했다. 충격에너지는 1.7J(충격속도 82.5m/s)과 2.5J(충격속도 100m/s) 범위에서 충격을 가한 후 굽힘실험을 행했다.

Photo. 7에 충격손상을 받은 CFRP 시험편 O1의 손상형상을, Photo. 8에 충격손상을 받은 CFRP 시험편 Q1의 손상형상을 나타낸다.

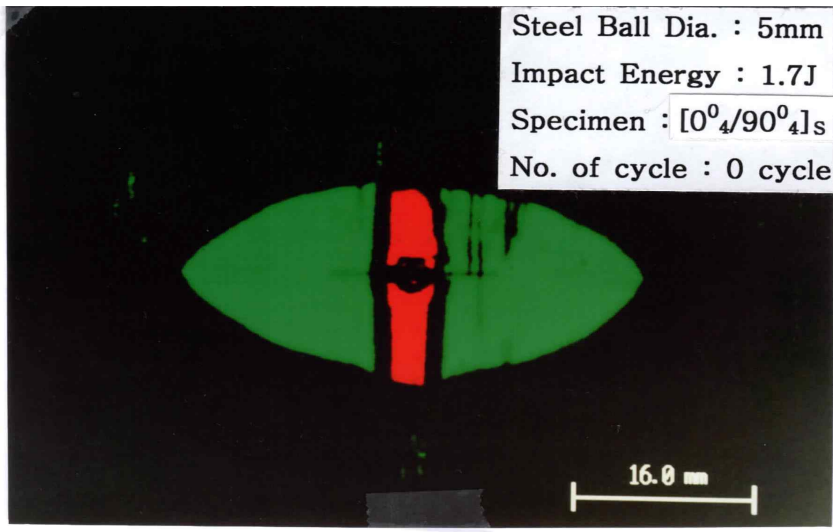
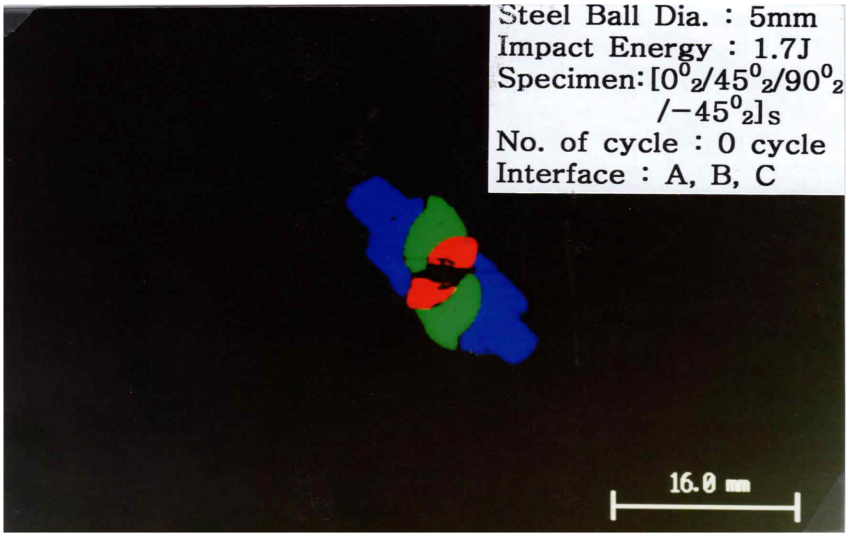


Photo. 7 Damage shape of specimen O1

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



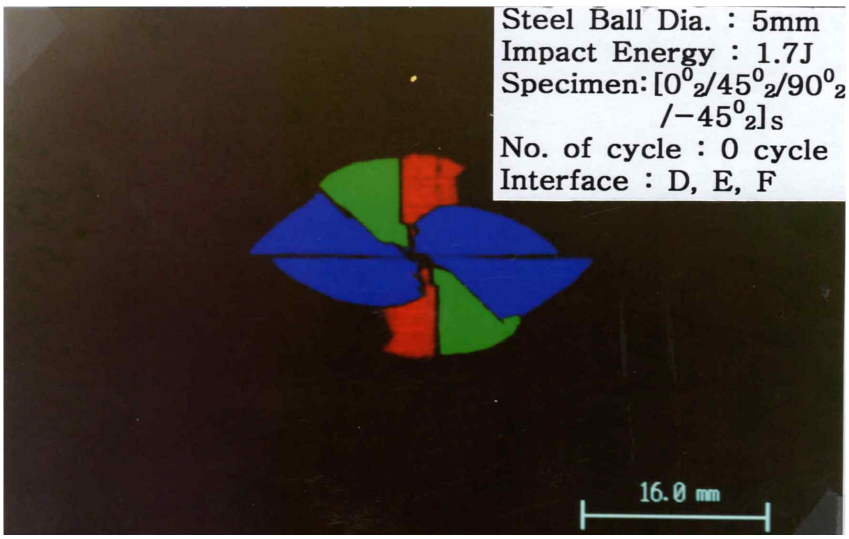


Photo. 8 Damage shape of specimen Q1

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 18은 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 충격에너지의 크기와 굽힘강도의 저하관계를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 굽힘강도이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘강도를 나타낸다.

Fig. 19는 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 충격에너지의 크기와 굽힘강도의 저하관계를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 굽힘강도이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘강도를 나타낸다.

Fig. 18, 19로 부터 직교이방성 CFRP 시험편은 충격손상이 클 수록 굽힘강도가 급격히 저하함을 알 수 있으나 의사등방성 CFRP 시험편의 경우는 일정 손상 범위 까지는 강도저하현상이 나타나지 않았다. 결과적으로 충격손상을 받는 CFRP 시험편의 굽힘강도 저하 관점에서 보면 의사등방성 CFRP 시험편이 우수함을 알 수 있었고 충격면이 인장을 받는 경우가 더 우수 했다.

Fig. 20은 충격면이 각각 인장을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1과 의사등방성 CFRP 시험편 Q1 의 충격에너지의 크기와 굽힘강도의 저하관계를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 굽힘강도이며, ● 표는 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 굽힘강도를 나타낸다.

Fig. 21은 충격면이 각각 압축을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1과

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

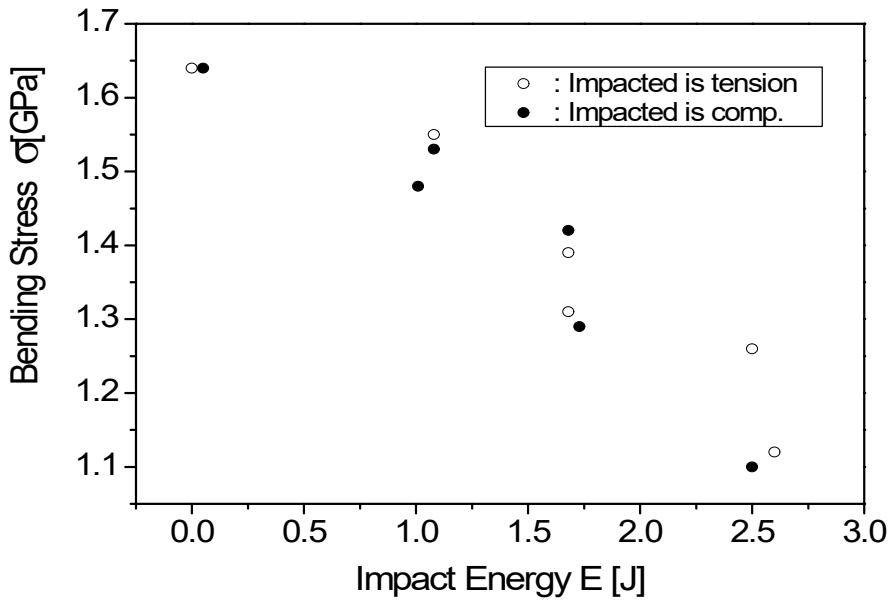


Fig. 18 Relation between impact energy and bending stress of specimen O1

의사등방성 CFRP 시험편 Q1 의 충격에너지의 크기와 굽힘강도의 저하관계를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 CFRP 시험편 O1의 굽힘강도이며, ● 표는 CFRP 시험편 Q1의 굽힘강도를 나타낸다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

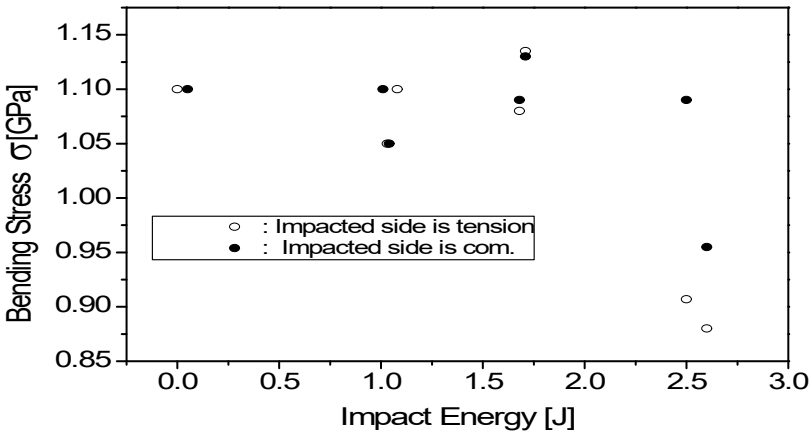


Fig. 19 Relation between impact energy and bending stress of specimen Q1

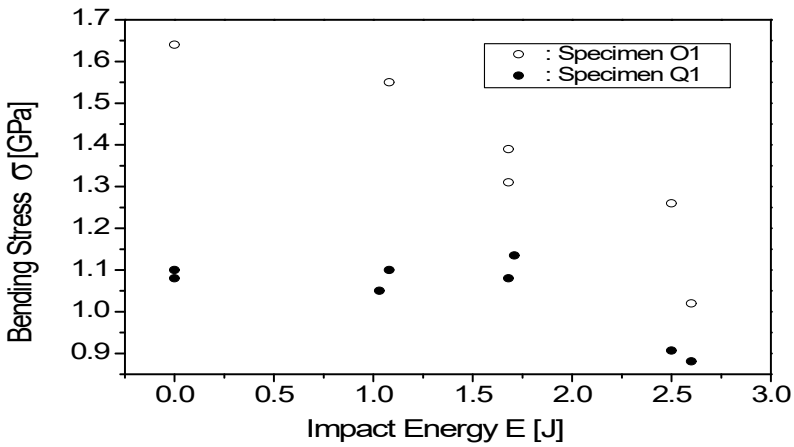


Fig. 20 Relation between impact energy and bending stress when the impacted is tensioned

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 20, 21 로 부터 충격면이 압축을 받는 경우나 충격면이 인장을 받는 경우 모두 의사등방성 CFRP 시험편Q1이 직교이방성 CFRP 시험편 O1보다 굽힘저항이 우수 함을 알 수 있었다. Fig. 18~21의 충격에너지의 크기와 굽힘강

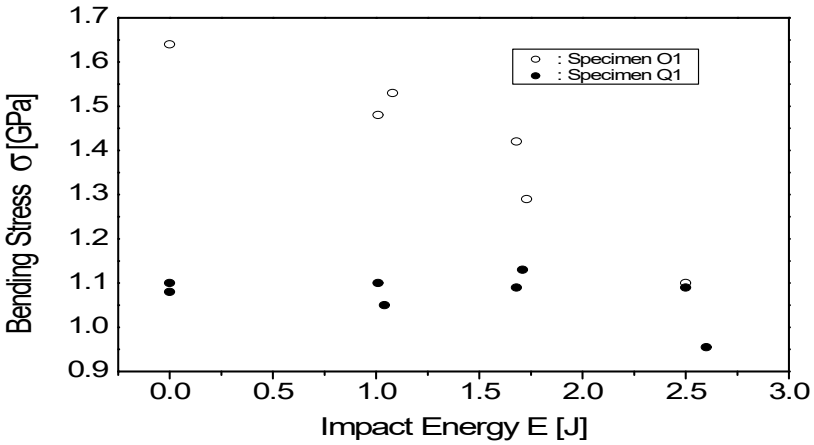


Fig. 21 Relation between impact energy and bending stress when the impacted is compressed

도 저하 관계를 더욱 명확히 나타내기 위하여 잔류굽힘강도 계수를 도입하여 Fig. 22, 23에 설명 하였다. Fig. 22는 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 충격에너지의 크기에 따른 잔류 굽힘강도계수와의 관계를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 잔류 굽힘강도계수이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 잔류 굽힘강도계수를 나타낸다. 여기서 잔류 굽힘강도계수Φ는 무충격 CFRP 시험편의 굽힘응력을 1로 하였을 때 충격손상 CFRP 시험편의 굽힘응력의 비를 나타낸다.

Fig. 23은 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 충격에너지의 크기에 따른 잔류 굽힘강도계수와의 관계를 나타냈다.

Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 잔류 굽힘강도계수이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 잔류 굽힘강도계수를 나타낸다. 여기서 잔류

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

굽힘강도계수Φ는 무충격 CFRP 시험편의 굽힘응력을 1로 하였을 때 충격손상 CFRP 시험편의 굽힘응력의 비를 나타낸다.

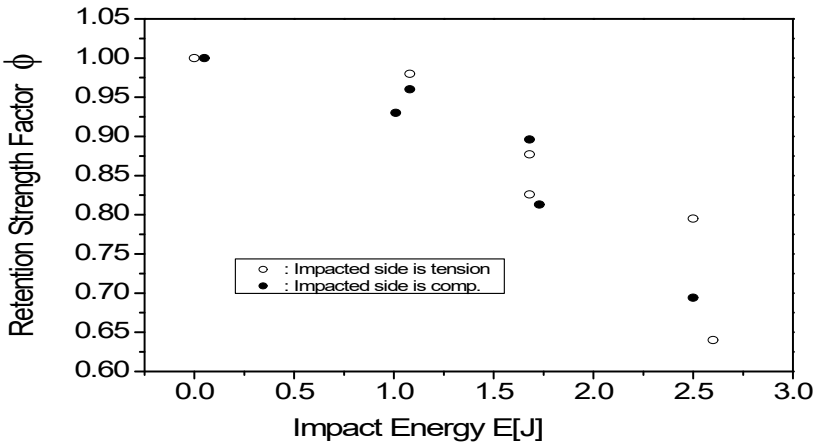


Fig. 22 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen O1

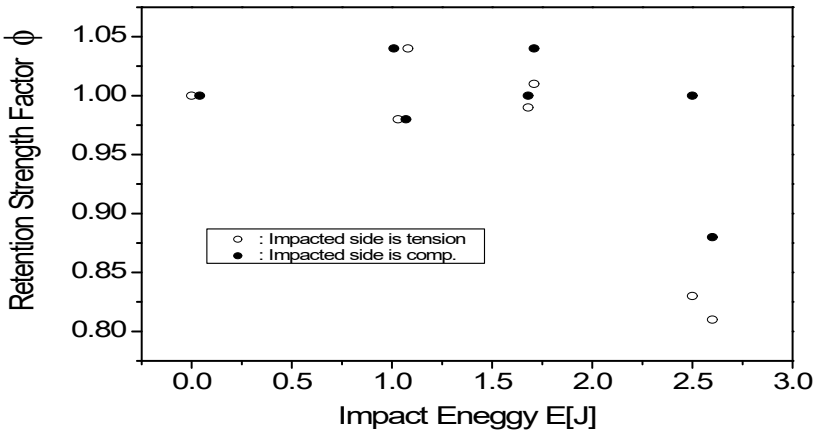


Fig. 23 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Q1

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 3점 굽힘 피로실험 결과

2-1 CFRP 손상재의 굽힘피로강도

본 절 에서는 충격하중을 받은 CFRP 시험편의 내부손상을 초음파현미경으로 관찰한 후 굽힘피로강도의 저하 현상을 고찰하기 위하여 충격손상이 없는 CFRP 시험편과 충격손상이 있는 CFRP 시험편을 3점 굽힘 피로실험을 했다.

Fig. 24는 1.7 J의 충격에너지로 손상을 받은 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 피로굽힘강도를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 피로 굽힘강도이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 피로굽힘강도를 나타낸다. Fig. 24에서 반복회수는 low cycle fatigue 의 범위인 10^5 까지 반복 피로실험을 행 했다.

Fig. 25는 충격에너지 1.7 J로 손상을 받은 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 직교이방 CFRP 시험편 O1의 피로굽힘강도를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 피로 굽힘강도이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 피로굽힘강도를 나타낸다.

Fig. 24,25 로부터 동일한 1.7 J의 충격손상을 받는 CFRP 시험편의 굽힘피로강도를 살펴보면 의사등방성 CFRP 시험편 Q1(Fig. 24)에서는 저 cycle 에서는 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 약 15% 정도 굽힘피로응력이 높게 나타났으며, 충격면이 인장을 받는 경우는 40,000 cycle 반복 후 굽힘피로강도는 0.864MPa 였고, 충격면이 압축을 받는 경우는 35,000 cycle 반복 후 굽힘피로강도는 0.86MPa 였다. 이상으로 부터 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 굽힘피로강도 특성이 우수함을 알 수 있다.

직교이방성 시험편 O1(Fig. 25)에서는 충격면이 인장을 받는 경우는 굽힘피로강도가 약 0.72MPa인 반면 충격면이 인장을 받는 경우는 약 0.58MPa 로서

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘피로강도가 인장을 받는 경우보다 약 20% 감소함을 알 수 있다.

따라서, 충격손상재의 피로굽힘강도는 직교이방성 CFRP 시험편보다 의사등방성 CFRP 시험편이 굽힘피로강도가 크게 나타남을 알수 있었고 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 굽힘피로강도 특성이 저하됨을 알 수 있었다.

Fig. 26은 충격에너지 2.5 J로 손상을 받은 충격면이 각각 인장과 압축을 받은 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 피로굽힘강도를 나타냈다. Fig. 중 ◯ 표는 충격면이 인장을 받는 경우의 피로 굽힘강도이며, ● 표는 충격면이 압축을 받는 경우의 피로굽힘강도를 나타낸다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

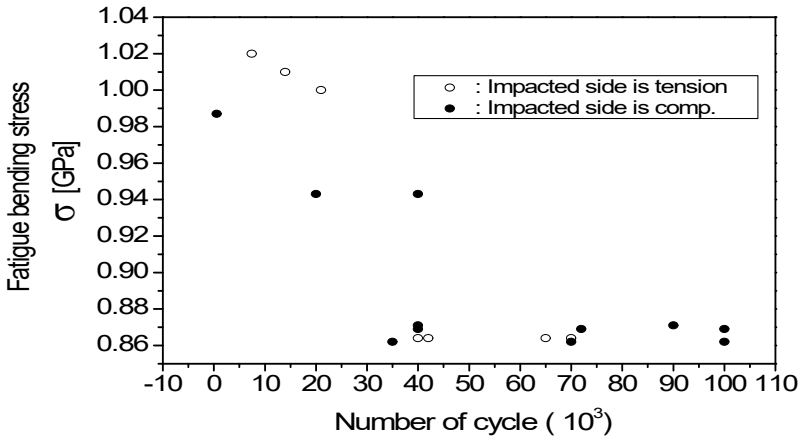


Fig. 24 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen Q1 (Impact energy : 1.7 J)

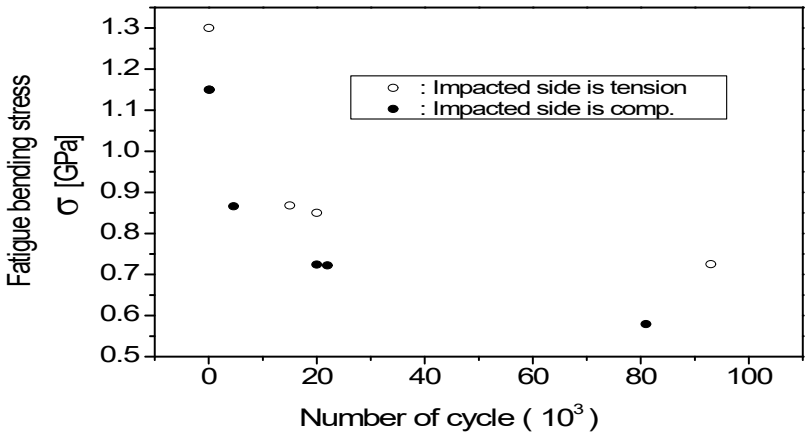


Fig. 25 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen O1 (Impact energy : 1.7 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 26에서 알 수 있는 바와 같이 의사등방성 CFRP 시험편의 충격손상이 클 경우 충격면이 압축을 받는 경우는 굽힘피로강도가 크게 저하하지 않으나 충격면이 인장을 받는 경우 굽힘피로강도가 급격히 저하함을 알 수 있었다.

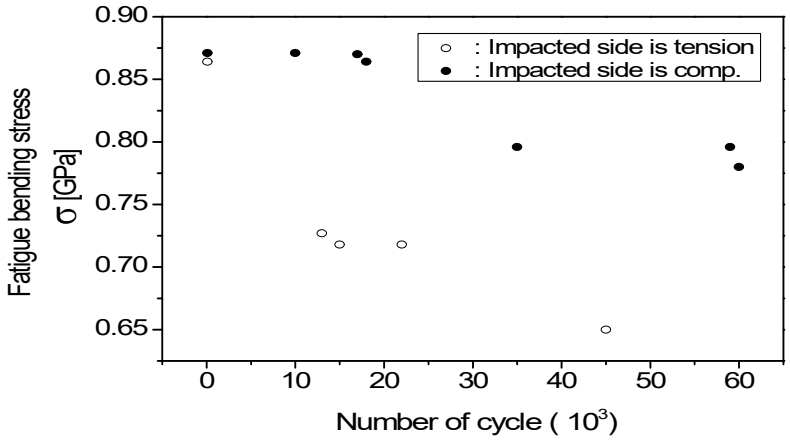


Fig. 26 Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen Q1 (Impact energy : 2.5 J)

Fig. 27은 충격에너지 1.7 J로 손상을 받은 충격면이 인장을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1과 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 피로굽힘강도를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 직교이방성 CFRP 시험편을을 나타내며, ● 표는 의사등방성 CFRP 시험편을 나타낸다.

Fig. 28은 충격에너지 1.7 J로 손상을 받은 충격면이 압축을 받은 경우 직교이방성 CFRP 시험편 O1과 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 피로굽힘강도를 나타냈다. Fig. 중 ○ 표는 직교이방성 CFRP 시험편을을 나타내며, ● 표는 의사등방성 CFRP 시험편을 나타낸다.

Fig. 27 로 부터 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 굽힘피로강도 (약 0.864MPa)가 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 굽힘피로

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

강도 (약 0.72MPa)보다 굽힘피로강도가 약 16%높게 나타났다.

또한, Fig. 28 로 부터 충격면이 압축을 받는 경우 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 굽힘피로강도 (약 0.86MPa)가 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 굽힘피로강도 (약 0.58MPa)보다 굽힘피로강도가 약 32%높게 나타났다. 결과적으로 충격면이 인장, 압축을 받는 모든 경우 의사등방성 CFRP 시험편이 직교이방성 CFRP시험편 보다 굽힘피로강도가 훨씬 우수함을 알 수 있다.

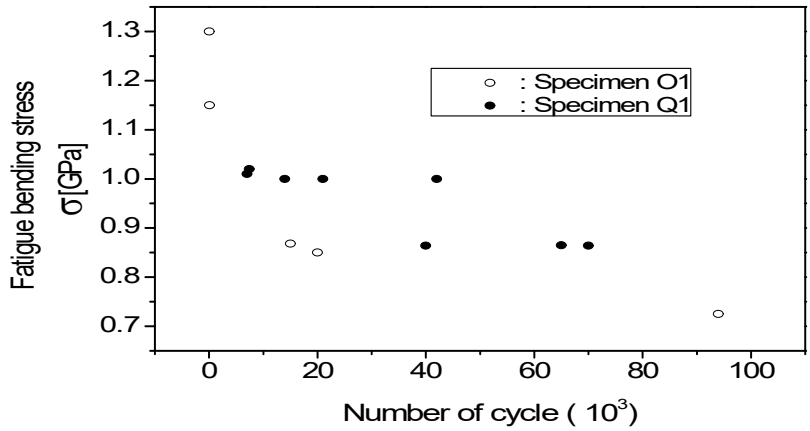


Fig. 27 Relation between number of cycle and fatigue bending stress when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.7 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

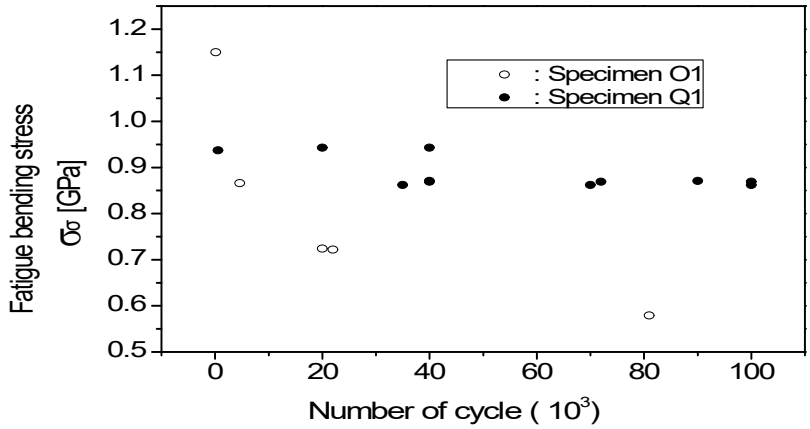


Fig. 28 Relation between number of cycle and fatigue bending stress when the impacted side is compressed
(Impact energy : 1.7 J)

2-2 CFRP 손상재의 손상진전

충격손상을 받는 CFRP 적층시험편의 피로시험중의 손상진전 관찰은 초음파현미경(Olympus UH 100, 사용주파수 30 MH_Z) 을 이용하여 강구의 충돌에 의해 CFRP내부에 발생한 층간분리 및 피로에 의한 손상진전을 관찰하였다.[30)]

내부손상진전의 관찰은 초음파현미경을 이용하여 계면손상을 관찰한 충격을 받은 CFRP 적층 시험편을 일정 사이클 반복피로실험 후 실험을 중단하고 시험편을 굽힘시험 Jig로 부터 분리한 후 초음파 현미경으로 내부손상진전을 관찰하였다. 또 다시 초음파현미경으로 내부손상 진전 관찰이 끝난 후 다시 시험편을 굽힘시험 Jig 에 세팅(setting)하여 피로시험을 재개한 후 초음파현미경으로 내부손상 진전상태를 관찰하였다.[30)] 이와 같이 충격손상을 받은 CFRP 시험편이 파괴 될 때 까지 반복적 으로 내부손상을 관찰 하였다. 시험을 중단

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

시켜 내부손상의 관찰은 시험편들을 파괴할 때의 사이클 수를 참고하여 결정하였다. 시험편의 손상진전 사진 은 충격하중이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구분하여 관찰하였다.

Photo. 9 는 5mm의 강구로 1.7 J(충격속도 82.5m/s)의 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 적층시험편 O1의 충격점이 인장을 받을 때의 층간분리형상 및 일정 사이클 반복피로실험 후의 내부손상진전 형상을 초음파현미경으로 촬영한 사진을 나타낸다.

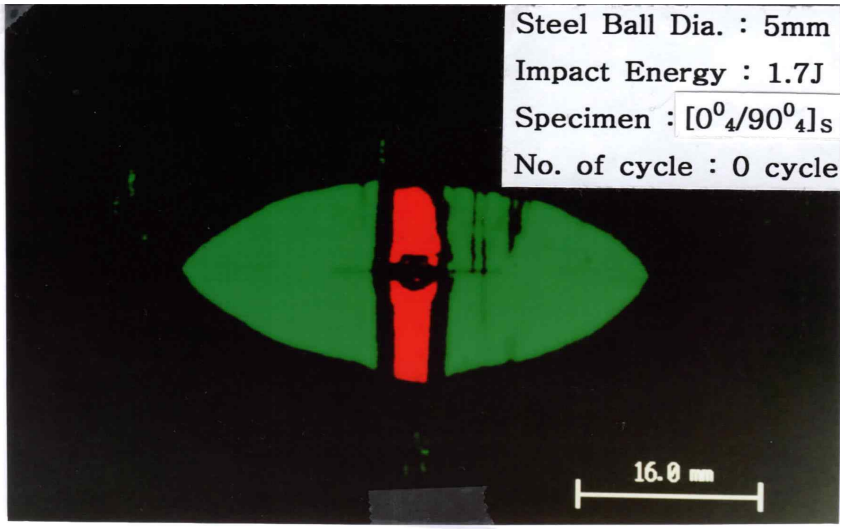
Photo. 9 중 적색은 계면 A의 층간분리형상을, 녹색은 계면 B의 층간분리형상 을 나타냈다. Photo. 9(a), (b), (c) 는 1.7 J의 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 충격면이 인장을 받았을 때의 굽힘 피로시험중의 손상진전 형상을 나타낸 것으로 각각 0cycle, 10,000cycle 및 20,000cycle 후의 손상진전 형상을 나타냈다.

Photo. 10 은 1.7 J(충격속도 82.5m/s)의 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 적층시험편 O1의 충격면이 압축을 받을 때의 층간분리형상 및 일정 사이클 반복피로실험 후의 내부손상진전 형상을 초음파현미경으로 촬영한 사진을 나타낸다.

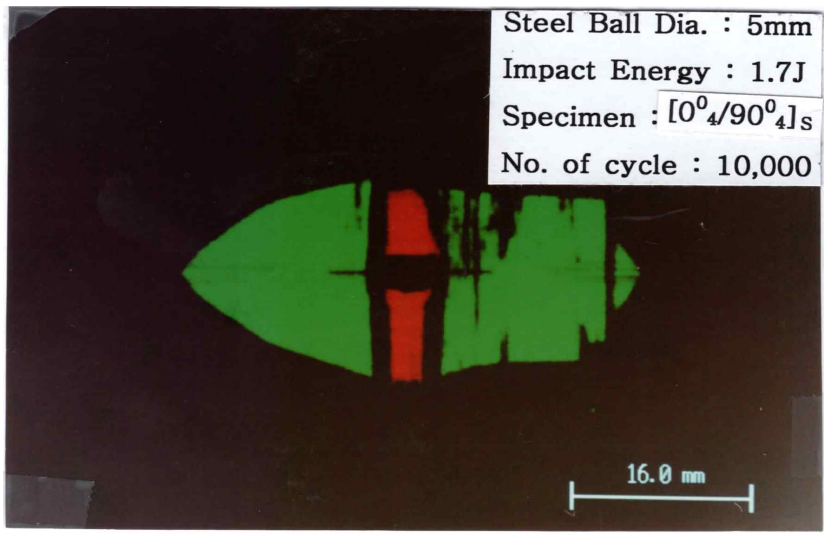
Photo. 10(a), (b) 는 5mm의 강구로 1.7 J의 충격손상을 받은 직교이방성 CFRP 시험편 O1의 충격면이 압축을 받았을 때의 굽힘 피로시험중의 손상진전 형상을 나타낸 것으로 각각 0cycle, 20,000cycle 후의 손상진전 형상을 나타냈다.

충격면이 압축을 받았을 때는 빨리 파괴되어 20,000cycle 후의 손상진전 사진은 촬영하지 못 했다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

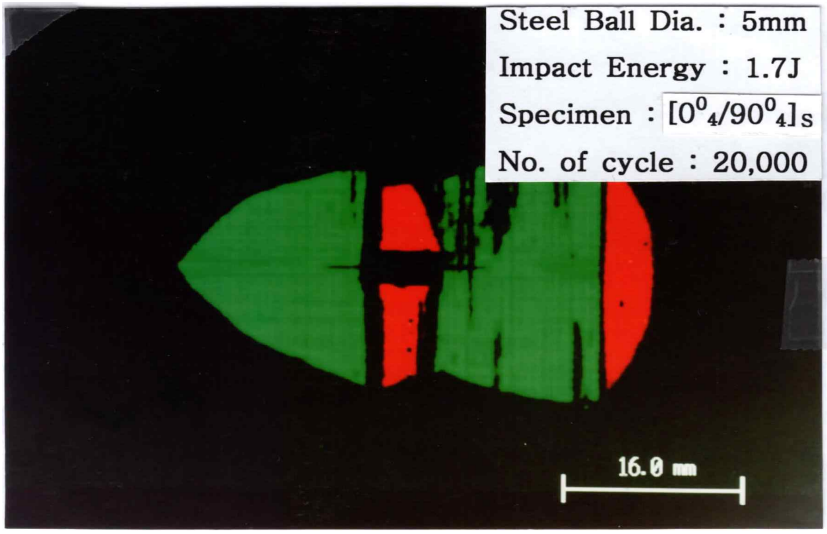


(a) 0 cycle



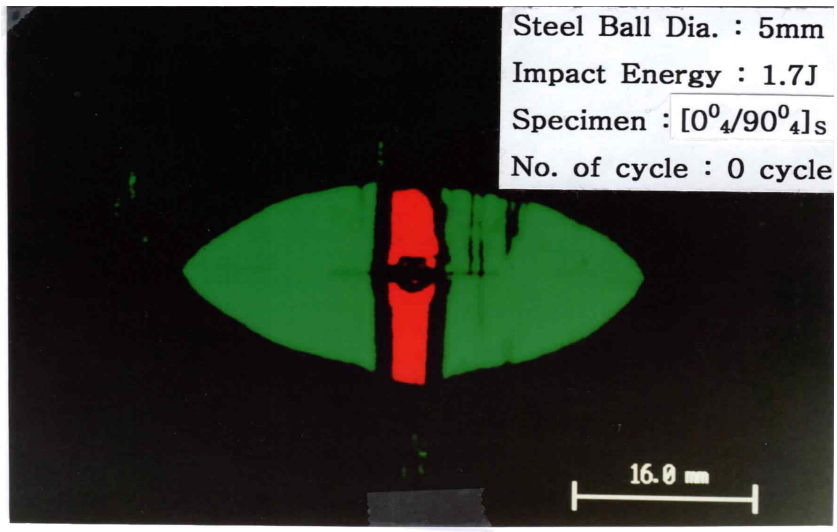
(b) 10,000 cycle

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



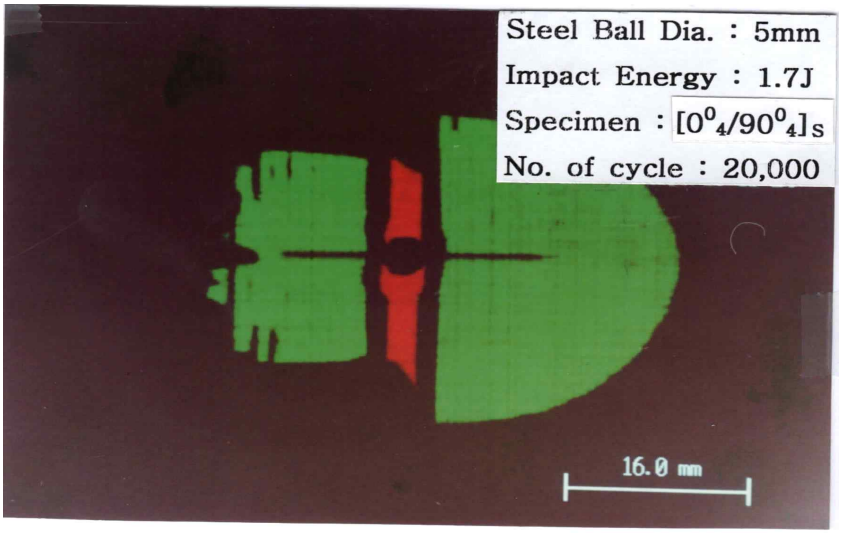
(c) 20,000 cycle

Photo. 9 Damage growth of CFRP specimen O1 during 3- point bending fatigue test when the impacted side is tensioned [45)]



(a) 0 cycle

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b) 20,000 cycle

Photo. 10 Damage growth of CFRP specimen O1 during 3- point bending fatigue test when the impacted side is compressed [45)]

Photo. 9 로 부터 충격손상이 있는 직교이방성 CFRP 시험편의 충격면이 인장을 받은 경우는 10,000 cycle(Photo. 9(a)) 반복실험 후 계면 B의 가장자리에서 손상이 진전하여 20,000 cycle(Photo. 9(c)) 반복후 급격히 손상이 진전하여 약 94,000 cycle 반복후 파괴되었으며 굽힘피로강도는 약 0.72 MPa 였다.

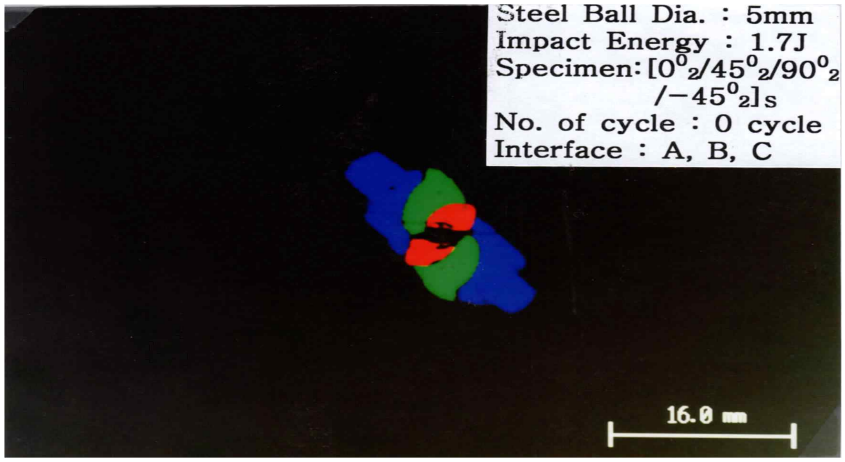
그러나 Photo. 10 으로 부터 충격손상이 있는 직교이방성 CFRP 시험편의 충격면이 압축을 받은 경우는 20,000 cycle(Photo. 10(b)) 반복실험 후 계면 A와 계면 B 사이의 메트릭스 크랙을 기점으로하여 계면 B의 시작점에서 손상이 진전하여 약 80,000 cycle 반복후 급격히 손상이 진전하여 반복후 파괴되었으며 굽힘 피로강도는 약 0.58 MPa 이였다.

Photo. 11 은 5mm의 강구로 1.7 J(충격속도 82.5m/s)의 충격손상을 받은

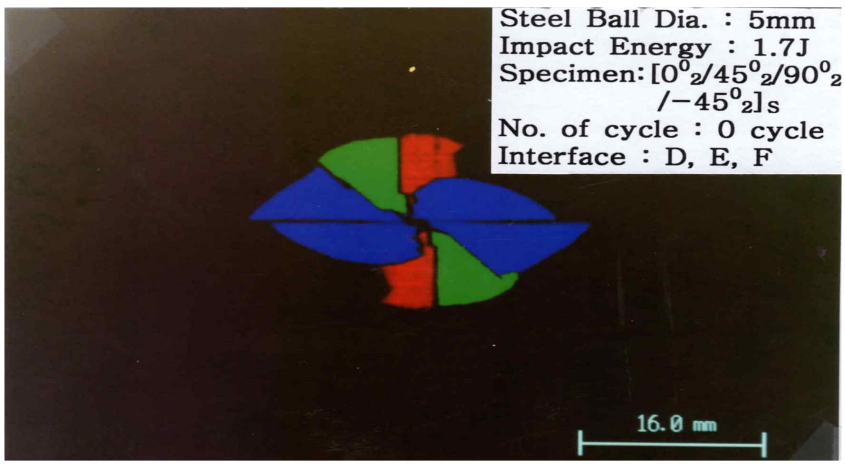
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의사등방성 CFRP 적층시험편 Q1의 층간분리형상을 초음파현미경으로 촬영한 사진을 나타낸다. Photo. 11(a) 중 적색은 계면 A의 층간분리형상을, 녹색은 계면 B의 층간분리 형상을, 청색은 계면 C의 층간분리형상을 나타냈으며, Photo. 11(b) 중 적색은 계면 D의 층간분리형상을, 녹색은 계면 E의 층간분리 형상을, 청색은 계면 F의 층간분리형상을 나타냈다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Interface A, B, C



(b) Interface D, E, F

Photo. 11 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1
(Number of cycle : 0 cycle)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Photo. 12 은 5mm의 강구로 1.7 J(충격속도 82.5m/s)의 충격손상을 받은 의사등방성 CFRP 적층시험편 Q1을 3점 굽힘실험을 실시하던 중 42,000cycle 반복 실험후 손상진전상태를 고찰하기 위하여 층간분리의 손상진전 형상을 초음파 현미경으로 촬영한 사진을 나타낸다.

Photo. 12(a) 중 적색은 24,000cycle 반복 실험후 A 계면의 층간분리의 손상진전 형상을, 녹색은 24,000cycle 반복 실험후 B계면 의 층간분리의 손상진전 형상을, 청색은 24,000cycle 반복 실험후 C 계면 의 층간분리의 손상진전 형상을 나타냈으며, Photo. 12(b) 는 Photo. 12(a)와 같이 적색은 D계면의 층간분리의 손상진전 형상을, 녹색은 E 계면 의 층간분리의 손상진전 형상을, 청색은 F계면 의 층간분리의 손상진전 형상을 나타냈다.

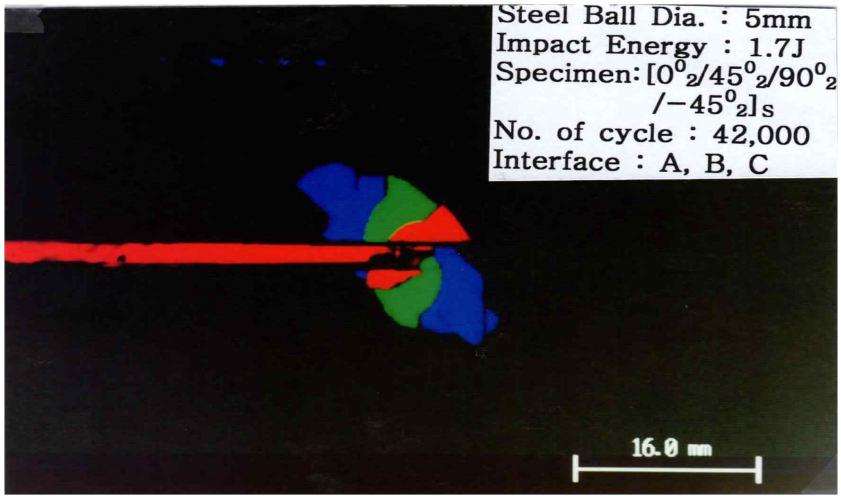
Photo. 13 은 5mm의 강구로 1.7 J(충격속도 82.5m/s)의 충격손상을 받은 의사등방성 CFRP 적층시험편 Q1를 3점 굽힘실험을 실시하던 중 65,000cycle 반복 실험후 손상진전상태를 고찰하기 위하여 층간분리의 손상진전 형상을 초음파 현미경으로 촬영한 사진을 나타낸다.

Photo. 13(a) 중 적색은 65,000cycle 반복 실험후 A 계면의 층간분리의 손상진전 형상을, 녹색은 65,000cycle 반복 실험후 B계면 의 층간분리의 손상진전 형상을, 청색은 65,000cycle 반복 실험후 C 계면 의 층간분리의 손상진전 형상을 나타냈으며, Photo. 13(b) 는 Photo. 13(a)와 같이 적색은 D계면의 층간분리의 손상진전 형상을, 녹색은 E 계면 의 층간분리의 손상진전 형상을, 청색은 F계면 의 층간분리의 손상진전 형상을 나타냈다.

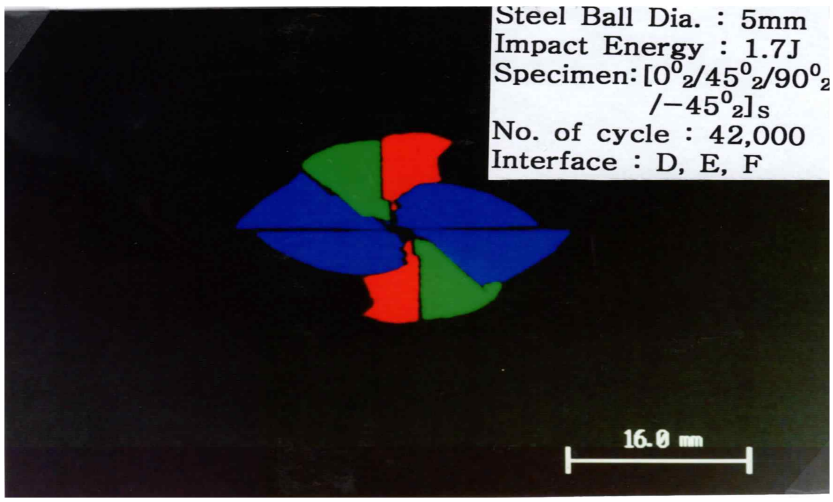
Photo. 12, 13으로 부터 충격손상이 있는 의사등방성 CFRP 시험편의 충격면이 인장을 받은 경우는 42,000 cycle(Photo. 12(b)) 반복실험 후 계면 A의 충돌점에서 손상이 진전하였으며, 65,000 cycle(Photo. 13(c))반복실험 후 계면 F에 급격히 손상이 성장하여 파괴되었으며,

굽힘피로강도는 약 0.86 MPa 였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



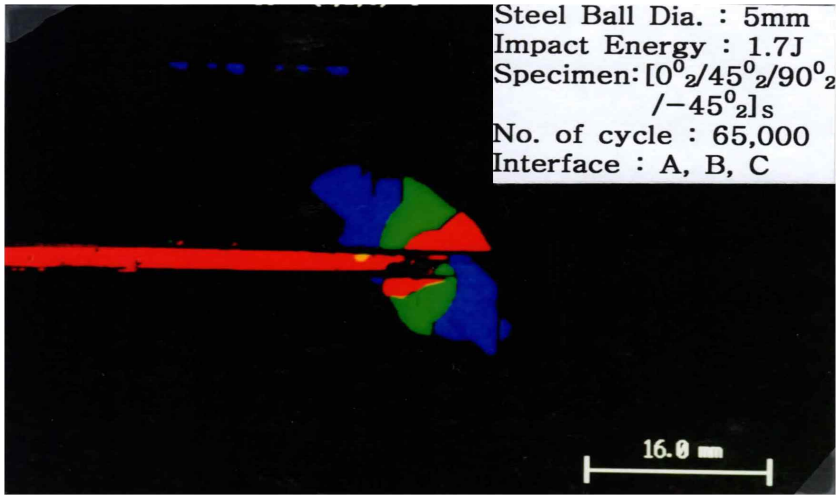
(a) Interface A, B, C



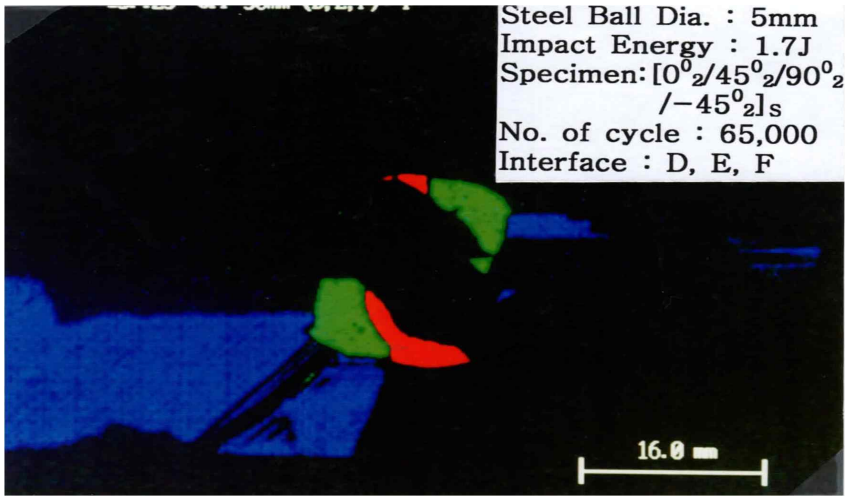
(b) Interface D, E, F

Photo. 12 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1
(Number of cycle : 42,000cycle)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Interface A, B, C



(b) Interface D, E, F

Photo. 13 Damage shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1
(Number of cycle : 65,000cycle)

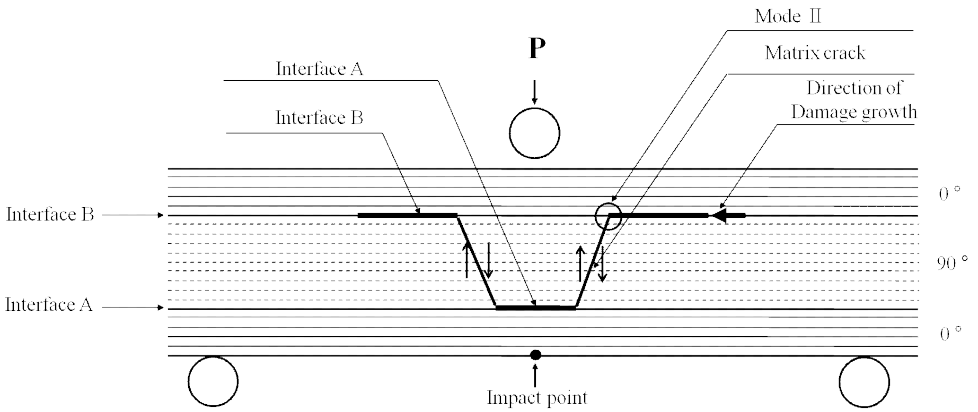
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

또한, 24 플라이 직교이방성 CFRP 적층판[[0^0_6/90^0_6]s]의 충격손상 후의 잔류굽힘피로강도에 관해 연구한 양등[30]의 연구결과 에서와 같이 16 플라이 직교이방성 CFRP 적층판[[0^0_4/90^0_4]s]의 충격손상 후의 잔류 굽힘피로강도에 관한 연구결과 에서도 Fig. 29(a),(b)와 같이 파괴 됨을 알 수 있었다.

Fig. 29(a)에 충격면이 인장을 받는 경우의 손상진전과 파괴 Mode를, Fig. 29(b)에 충격면이 압축을 받는 경우의 손상진전과 파괴 Mode를 나타냈다.

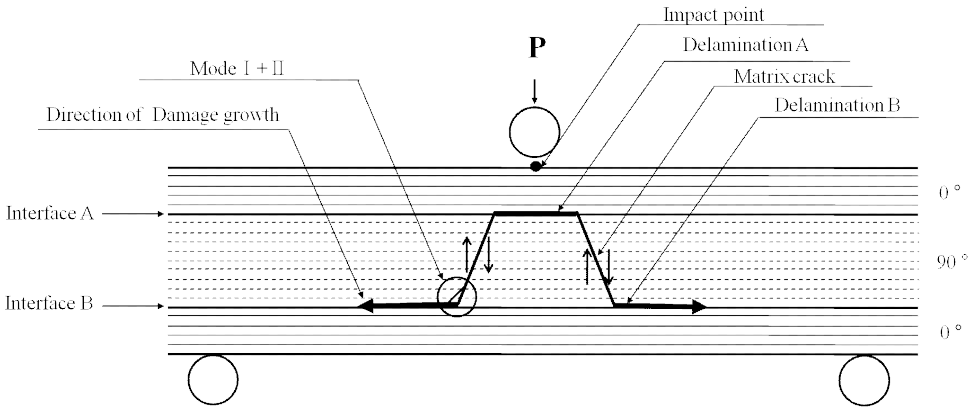
Fig. 29(a) 로부터 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 B는 압축을 받기 때문에 모재크랙에 의해 계면 A 와 연결되는 계면 B의 손상 시작점에 닫힘현상이 생겨 Fig. 29(a) 중 ○ 에 나타낸 Mode Ⅱ 의 형태로 되었다.

또한, Fig. 29(b)와 같이 충격면이 압축을 받는 경우는 손상진전의 시작점인 모재크랙에 의해 계면 A 와 연결되는 계면 B의 손상 시작점이 인장을 받기 때문에 Fig. 29(b) 중 ○ 에 나타낸 Mode Ⅰ+Ⅱ 의 형태로 급격히 파괴 되었다.



(a) Impacted side is tesioned

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b) Impacted side is compressed

Fig. 29 Mechanism of damage growth during 3-point Bending fatigue test [30]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 결 언

충격손상을 받은 CFRP재의 굽힘피로강도에 미치는 적층구성의 영향에 관하여 고찰하기 위하여 플라이수가 같고 적층구성이 직교이방성, 의등방성으로 서로 다른 CFRP 적층판에 충격손상을 부여한 후, 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우로 구분하여 3점 굽힘피로실험을 행했다. 3점 굽힘피로실험 도중 초음파현미경을 이용하여 계면간 내부 손상진전을 실험적으로 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 동일한 충격손상을 받는 의사등방성 CFRP 시험편의 굽힘강도는 저 cycle 범위에서는 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 약 15% 정도 굽힘피로응력이 높게 나타났으며, 굽힘피로강도는 충격면이 인장을 받는 경우는 0.864MPa 였고, 충격면이 압축을 받는 경우는 0.860MPa 로 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 굽힘피로강도특성이 우수함을 알 수 있다.

2. 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도는 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 16%높게 나타났으며, 충격면이 압축을 받는 경우는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도가 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 32%높게 나타났다. 따라서, 손상재의 피로굽힘강도의 관점에서 의사등방성 CFRP 적층재가 직교이방성 CFRP 적층재 보다 더 우수함을 알수 있다.

3. 의사등방성 CFRP 적층재에서는 충격면이 인장을 받는 경우 일정 cycle 반복 후 충돌점에서 가까운 계면 A에서 손상이 진전하기 시작하여 시험편 가장자리까지 계면A의 층간분리 영역이 진전 하였고, 일정 cycle 반복 후

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

계면 F에서 급격히 손상이 성장하면서 파괴되었다.

4. 충격면이 인장을 받은 직교이방성 CFRP 적층재는 계면 B의 가장 자리에서 손상이 진전하여 일정 cycle 반복 후 급격히 손상이 진전하여 파괴되었으며, 충격면이 압축을 받은 경우는 일정 cycle반복 후 계면 A와 계면 B 사이의 메트릭스 크랙을 기점으로하여 계면 B의 시작점에서 손상이 진전하여 일정 cycle 반복 후 급격히 손상이 진전하여 반복 후 파괴되었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 CFRP 손상재의 고온 굽힘강도

제 1 절 CFRP 손상재의 분리면적

본 장에서는 고온 분위기에서 CFRP 시험편에 충격손상을 주어 고온분위기 하에서의 충격손상특성을 관찰하였다. CFRP/PEEK 시험편 Op의 손상면적 측정은 Photo. 6과 같은 Olympus UH 100 초음파현미경을 이용하여 각 계면에 색깔을 부여하여 측정하였고 색깔별로 계면 A, B의 분리면적을 초음파현미경 내장의 소프트웨어를 이용하여 계산하였다.

또한 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 손상면적 측정은 Photo. 3과 같은 HITACHI Co.제 초음파현미경을 이용하여 측정하였다.

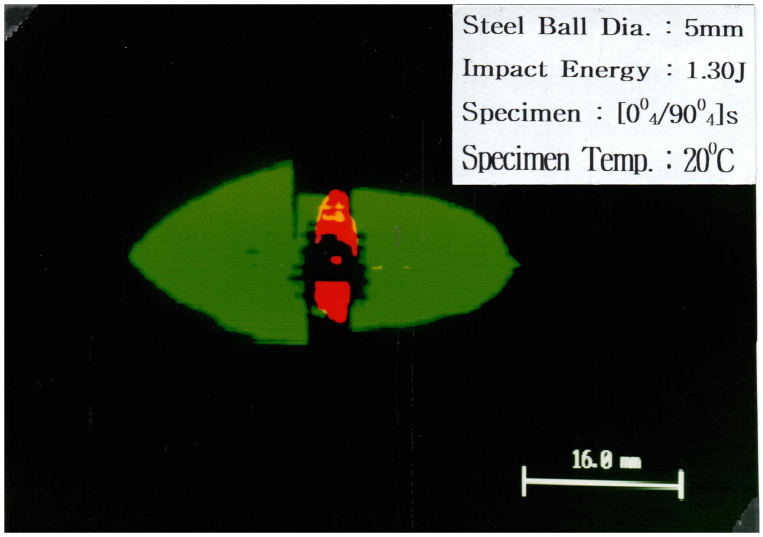
Photo. 14(a)(b)(c)및(d)에 20^0C, 70^0C, 120^0C 및 150^0C 에서 약 1.3 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/PEEK 시험편 Op의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다.

Photo. 중 적색 은 계면A의 층간 분리형상을, 녹색은 계면B의 층간분리 형상을 나타낸다. 또한 Photo. 15(a)(b)(c)및(d)에 20^0C, 70^0C, 120^0C 및 150^0C 에서 약 2.5 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/PEEK 시험편 Op의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다.

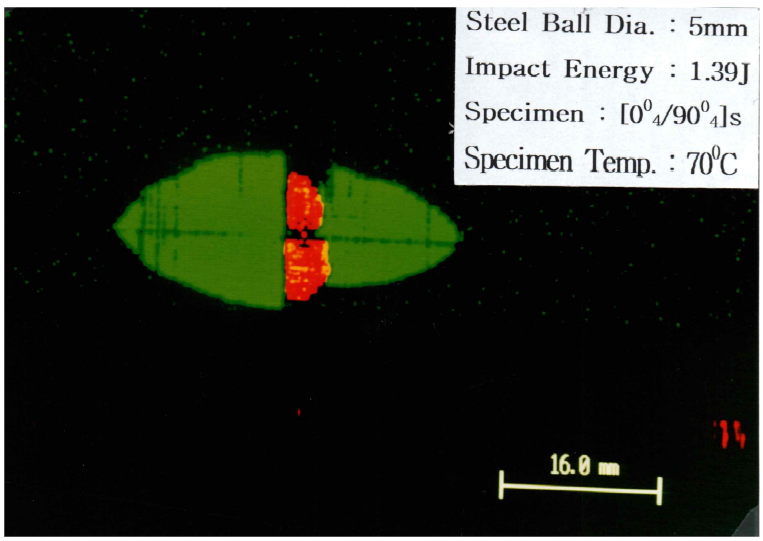
Photo. 중 적색은 계면A의 층간 분리형상을, 녹색은 계면B의 층간분리 형상을 나타낸다.

이상과 같이 CFRP/PEEK 시험편 Op 의 온도변화에 따른 층간분리형상의 변화 관계를 나타낸 Photo. 14(a)(b)(c) 및 (d), Photo. 14(a)(b)(c) 및 (d)로 부터 알 수 있는 바와 같이 시험편온도가 상승 할 수록 층간 분리면적은 작아짐을 알 수가 있다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



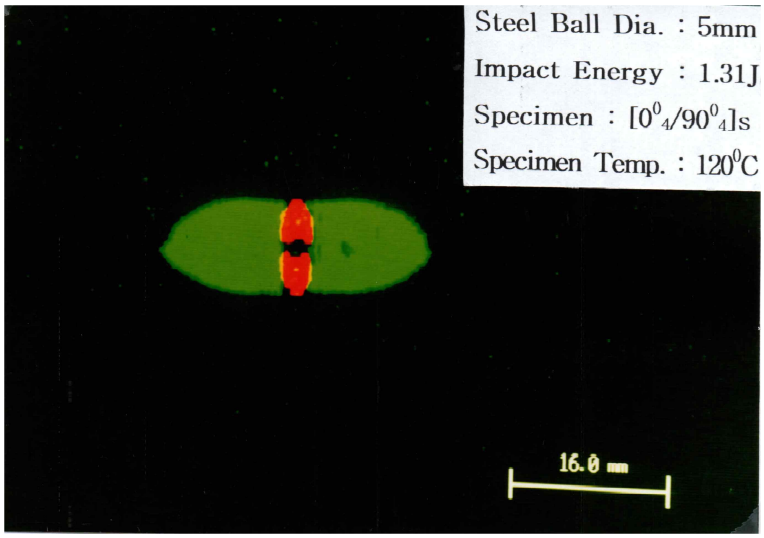
(a) 20^{0}C



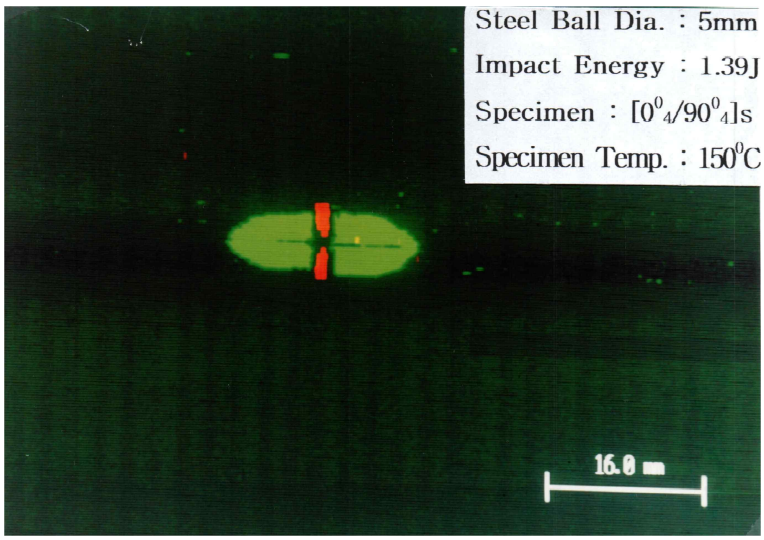
(b) 70^{0}C

Photo. 14 Delamination shapes of specimen Op (about 1.3 J) [41)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



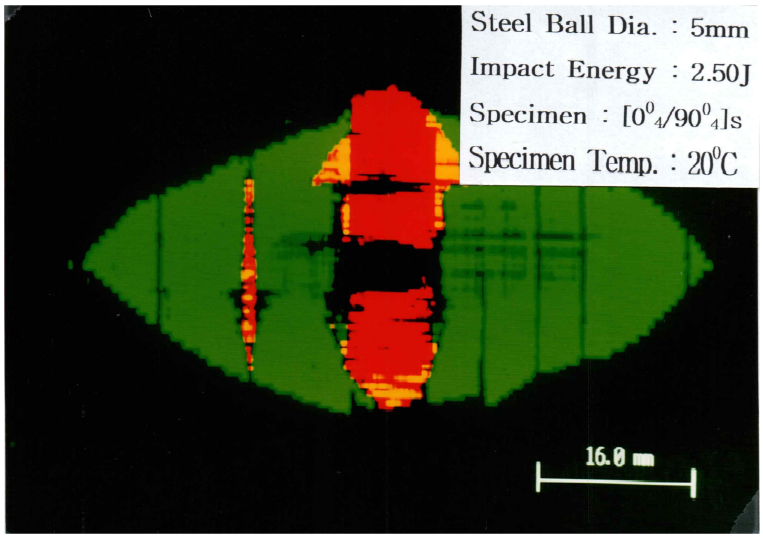
(c) 120^{0}C



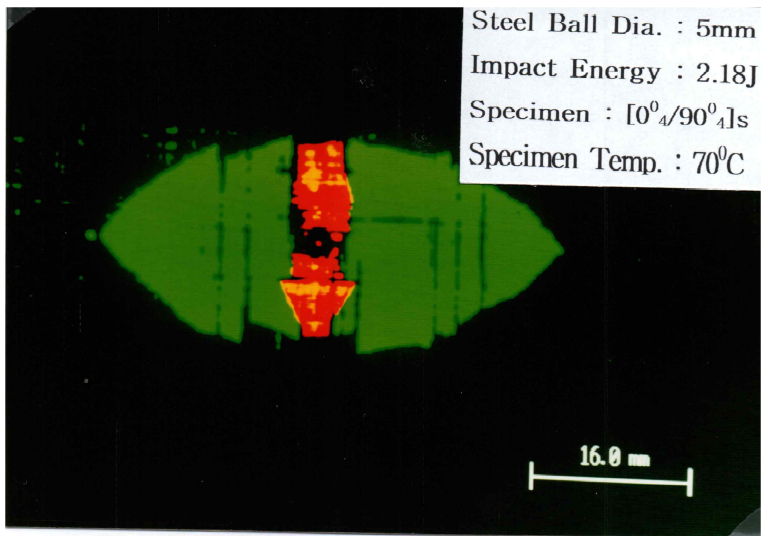
(d) 150^{0}C

Photo. 14 Continue

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



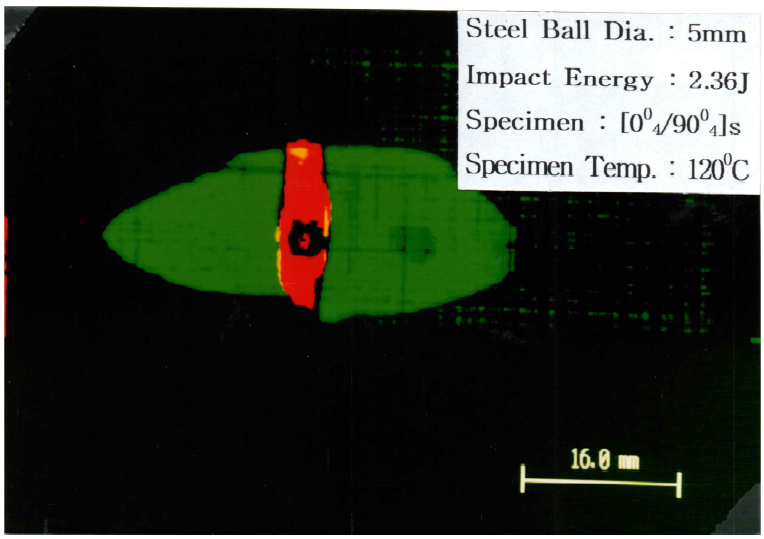
(a) 20^0C



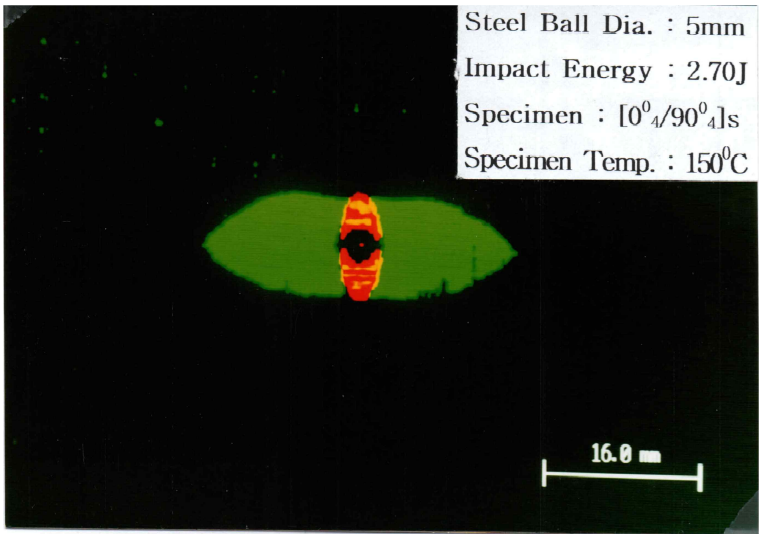
(b) 70^0C

Photo. 15 Delamination shapes of specimen Op (about 2.5 J) [41)]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c) 120^{0}C



(d) 150^{0}C

Photo. 15 Continue

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 30 에 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 및 150^{0}C 에서 1~3 J의 충격에너지로 충격손상을 받은 CFRP/PEEK 시험편 Op 의 온도변화에 따른 층간분리형상의 변화 관계를 나타냈다. Fig. 30 으로부터 알 수 있는 바와 같이 충격손상을 받은 CFRP/PEEK 시험편 Op 의 온도변화에 따른 층간분리 면적은 시험편 온도가 상승할 수록 감소함을 알 수 있으며 시험편의 온도가 높을수록 기울기가 작게 나타났으며 전이온도가 넘는 150^{0}C 에서는 기울기가 더욱 작게 나타났다. 기울기가 작은 것은 온도가 높아짐에 따라 층간분리 면적이 작다는 것을 의미한다.

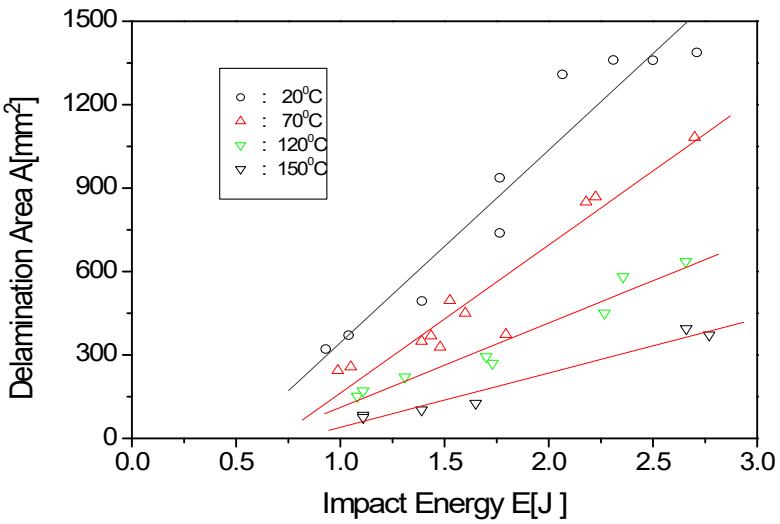


Fig. 30 Relation between impact energy and delamination area of specimen Op by specimen surface temperature

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Photo. 16(a)(b)는 시험편온도 90^{0}C 및 120^{0}C 에서 약 1.5 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다.

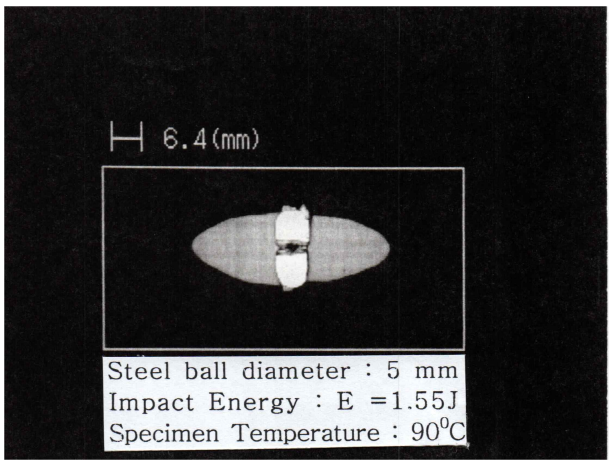
Photo. 중 세로방향으로 나타낸 형상은 계면A의 층간 분리형상을, 가로방향으로 나타낸 형상은 계면B의 층간분리 형상을 나타낸다. 또한 Photo. 17(a)(b)는 시험편온도 90^{0}C 및 120^{0}C 에서 약 1.8 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다. 또한 Photo. 18(a)(b)는 시험편온도 90^{0}C 및 120^{0}C 에서 약 2.15 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다.

또한 Photo. 19(a)(b)는 시험편온도 90^{0}C 및 120^{0}C 에서 약 2.5 J로 충격을 가했을 때의 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 충격손상에 의해 생긴 층간 분리형상을 나타냈다.

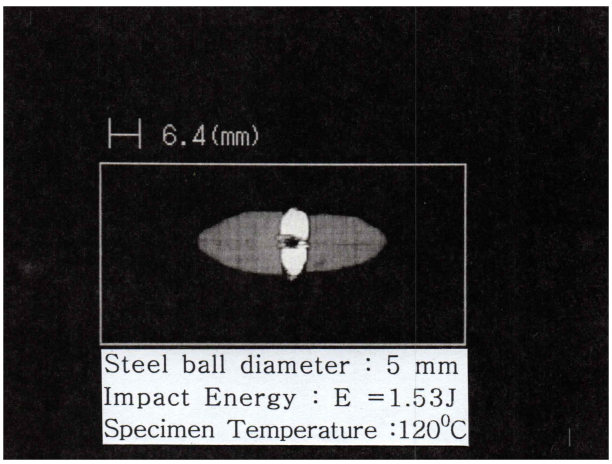
이상과 같이 CFRP/EPOXY 시험편 O1 의 온도변화에 따른 층간분리형상의 변화 관계를 나타낸 Photo. 16(a)(b), Photo. 17(a)(b), Photo. 18(a)(b) 및 Photo. 19(a)(b)로 부터 알 수 있는 바와 같이 시험편온도가 상승 할 수록 층간 분리면적은 작아짐을 알 수가 있다.

Fig. 31 에 20^{0}C, 90^{0}C 및 120^{0}C 에서 1~3 J 범위의 충격에너지로 충격손상을 받은 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 온도변화에 따른 층간분리형상의 변화 관계를 나타냈다. Fig. 31 로부터 알 수 있는 바와 같이 충격손상을 받은 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 온도변화에 따른 층간분리 면적은 시험편 온도가 상승할 수록 감소함을 알 수 있으며 시험편의 온도가 높을수록 기울기가 작게 나타났다. 그러나 전이온도 이전인 시험편 표면 온도 20^{0}C, 90^{0}C 인 경우는 기울기가 유사하나 전이온도가 넘는 120^{0}C 에서는 기울기가 급격히 변화함을 알 수 있다. Fig. 32는 1.8 J의 충격손상을 받은 CFRP/EPOXY 시험편 O1의 온도변화에 따른 층간분리 면적의 변화관계를 나타낸 것으로서 시험편 온도가 상승할 수록 층간분리면적이 선형적으로 감소함을 알 수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



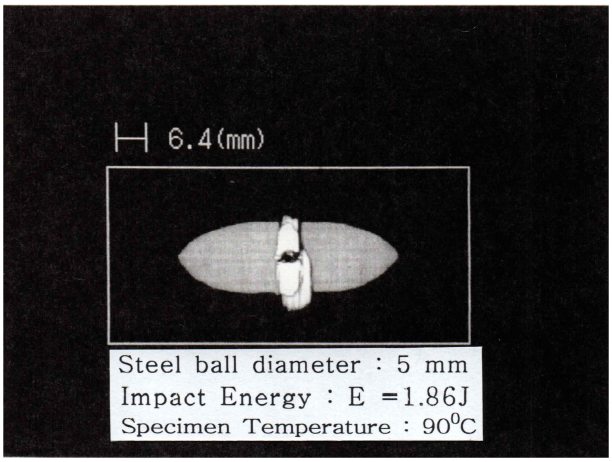
(a) 90°C



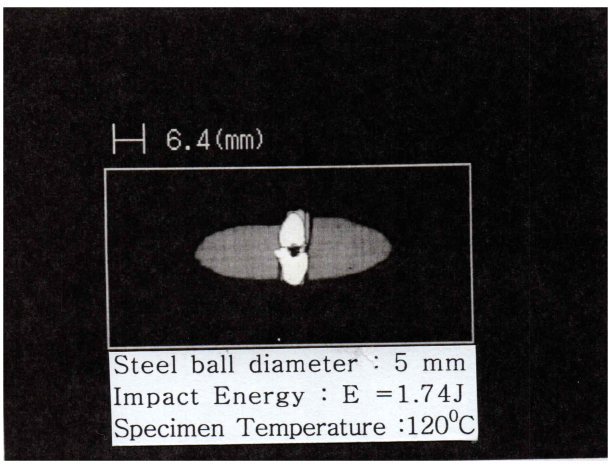
(b) 120°C

Photo. 16 Delamination shapes of specimen O1 (about 1.5 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



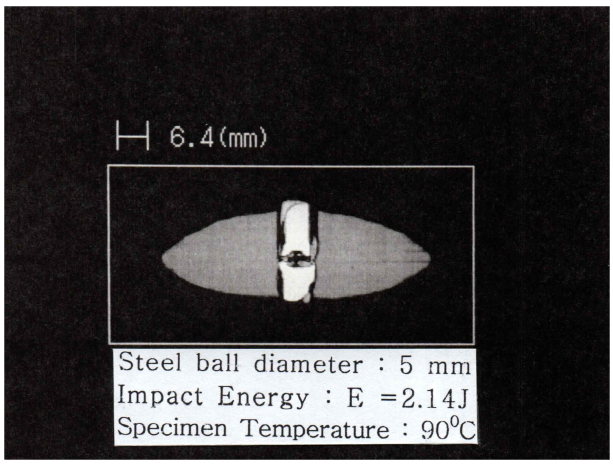
(a) 90°C



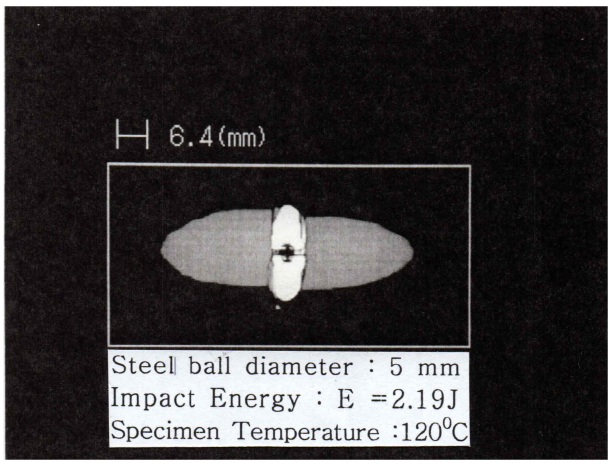
(b) 120°C

Photo. 17 Delamination shapes of specimen O1 (about 1.8 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



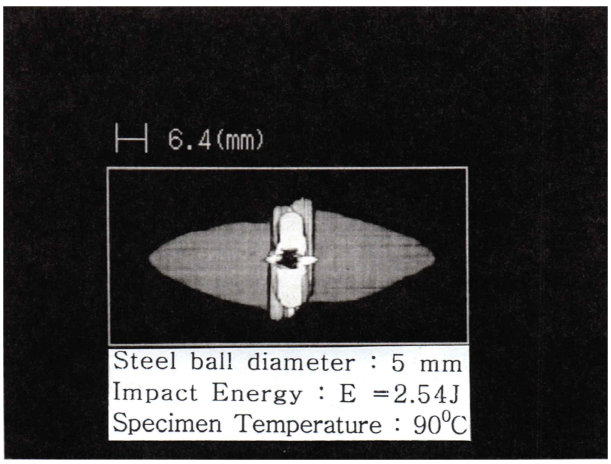
(a) 90°C



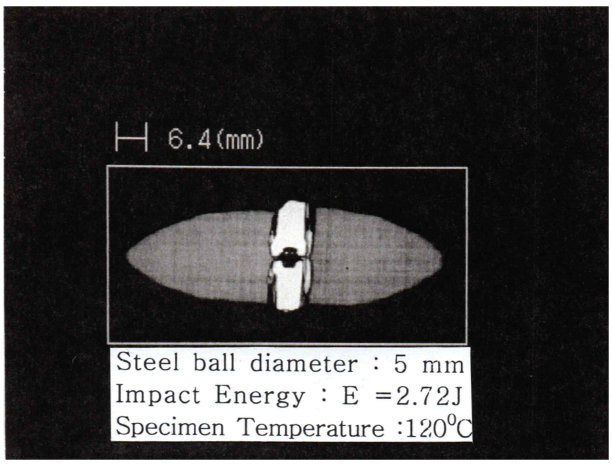
(b) 120°C

Photo. 18 Delamination shapes of specimen O1 (about 2.1 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) 90°C



(b) 120°C

Photo. 19 Delamination shapes of specimen O1 (about 2.5 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

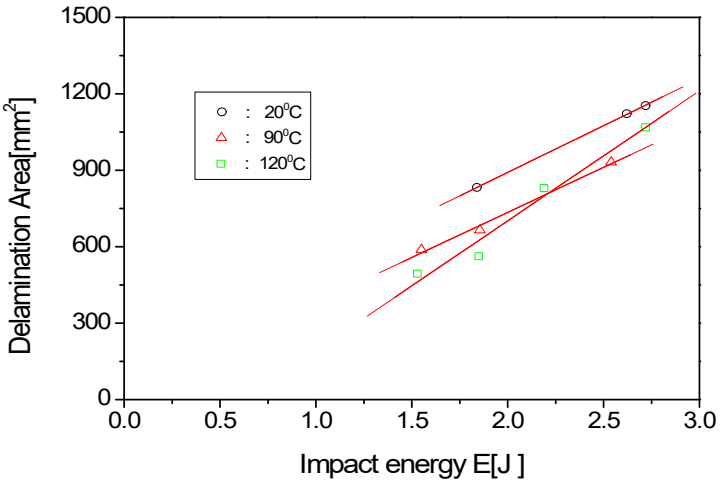


Fig. 31 Relation between impact energy and delamination area of specimen O1 by specimen surface temperature

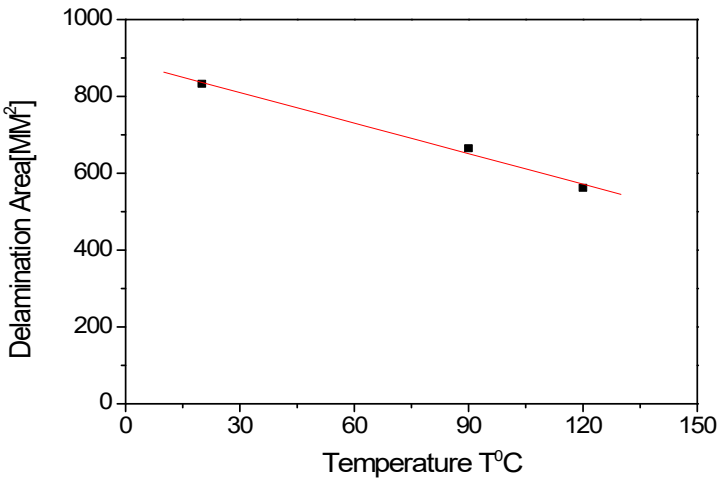


Fig. 32 Relation between delamination area and specimen surface temperature of specimen O1(Impact energy : 1.85 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 CFRP 손상재의 굽힘강도

본 절에서는 적층구성이 같고 메트릭스가 다른 CFRP 적층판이 고온 분위기 하 에서 충격손상을 받았을 때 온도, 충격손상의 크기와 굽힘강도의 변화관계를 실험 적으로 고찰하였다.

Fig. 33 에 메트릭스가 가소성수지인 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘파괴하중의 실험 결과 를 나타냈다.

Fig. 33은 충격면이 인장을 받았을 때의 최대 굽힘 파괴 하중을 나타낸다. Fig. 33 으로부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 까지 증가하는 경우에는 충격에너지가 증가할 수록 최대 굽힘파괴하중이 선형적으로 감소하는 경향을 보이나 시험편온도가 150^{0}C에서 충격손상을 받았을 경우에는 기울기가 급격히 작아짐을 알 수 있는데 이와같은 현상은 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 의 글래스 전이온도 Tg 가 측정결과 약 137^{0}C 였기 때문에 글래스 전이온도 Tg를 초과하는 범위에서는 CFRP 손상재의 굽힘강도평가에는 적절치 않은 것으로 판단된다.

Fig. 34에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온 서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘파괴하중의 실험 결과 를 나타냈다. Fig. 34는 충격면이 압축을 받았을 때의 최대 굽힘 파괴 하중을 나타낸다.

Fig. 34 로 부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 까지 증가함에 따라 Fig. 33 에서와 같이 충격에너지가 증가할 수록 최대 굽힘파괴하중이 선형적으로 감소하는 경향을 보였으며 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 시험편 온도의 변화에 더욱더 안정적임을 알 수 있다.

Fig. 34에 시험편 표면온도가 150^{0}C 의 경우는 글래스 전이온도 Tg를 상회 하므로 플로트 하지 않았다.

Fig. 35에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

을 때의 충격면이 압축을 받는 경우와 인장을 받는 경우를 분리하여 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘파괴하중의 실험 결과를 나타냈다.

Fig. 35 로 부터 글래스 전이온도 Tg 이전 범위 에서는 CFRP/PEEK 시험편 Op의 표면온도가 상승할 수록 최대 굽힘파괴하중이 증가함을 알 수 있었고 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 최대 굽힘파괴하중이 높게 나타남을 알 수 있었다. 특히, 실온에서의 최대 굽힘파괴하중은 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 훨씬 크게 나타났다.

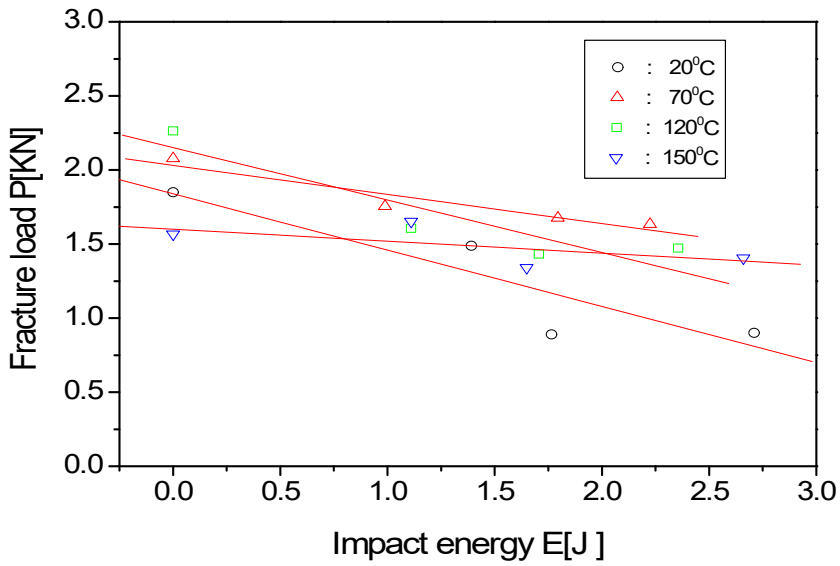


Fig. 33 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is tension)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

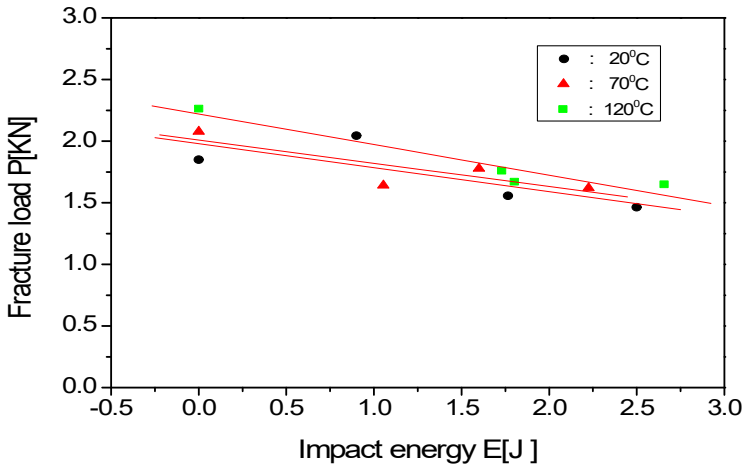


Fig. 34 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature (Impacted side is compression)

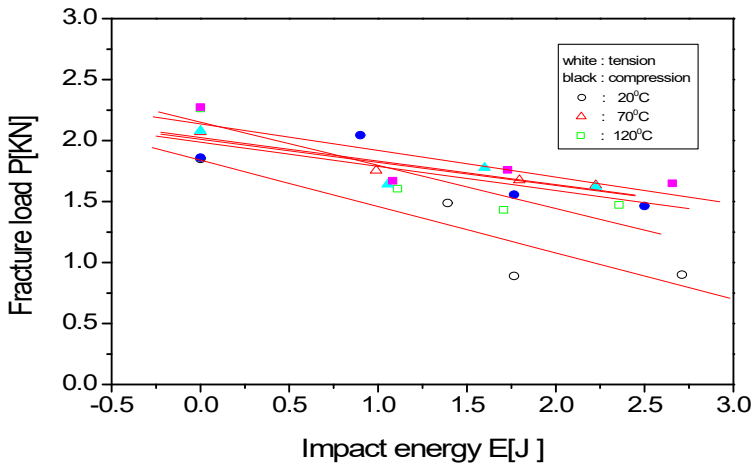


Fig. 35 Relation between impact energy and fracture load of specimen Op by specimen surface temperature

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 36 에 메트릭스가 가소성 수지인 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력변화 관계를 나타냈다. Fig. 36은 충격면이 인장을 받았을 때의 최대 굽힘응력을 나타낸다. Fig. 36 으로 부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 까지 증가하는 경우 충격에너지가 증가할 수록 최대 굽힘응력이 충격에너지의 크기에 따라 선형적으로 감소하는 경향을 보이나 시험편온도가 150^{0}C 인 경우는 기울기가 급격히 작아짐을 알 수 있다. 이는 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 의 글래스 전이온도 Tg의 범위를 넘어선 결과치로 글래스 전이온도 Tg를 초과하는 범위에서는 CFRP 손상재의 굽힘강도평가에는 적절치 않은 것으로 판단된다. Fig. 37에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다. Fig. 37은 충격면 이 압축을 받았을 때의 최대 굽힘응력을 나타낸다. Fig. 37 로 부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 까지 증가함에 따라 Fig. 36 에서와 같이 충격에너지가 증가할 수록 최대 굽힘응력이 선형적으로 감소하는 경향을 보였으나 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 시험편 온도의 변화에 더욱더 안정적임을 알 수 있다. Fig. 38에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 분리하여 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다.

Fig. 38 로 부터 CFRP/PEEK 시험편 Op의 표면온도가 상승할 수록 최대 굽힘응력이 증가함을 알 수 있었고, 충격면이 인장인 경우보다 충격면이 압축인 경우가 최대 굽힘응력이 높게 나타남을 알 수 있었다. 특히, 실온에서의 최대 굽힘응력은 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 훨씬 크게 나타났다. 그러나 시험편온도가 120^{0}C 에서는 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C인 경우에서와 달리 충격손상에 큰 변화가 없는 것으로 나타났다. 다시 말하면 시험편온도가 증가할 수록 충격손상에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 사료된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

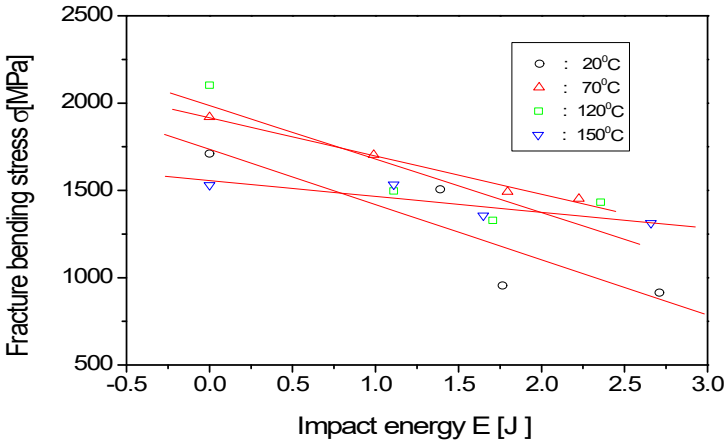


Fig. 36 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature
(Impacted side is tension)

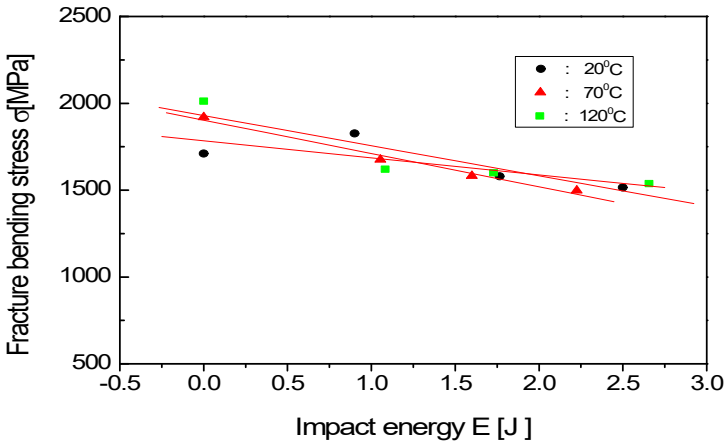


Fig. 37 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature
(Impacted side is compression)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

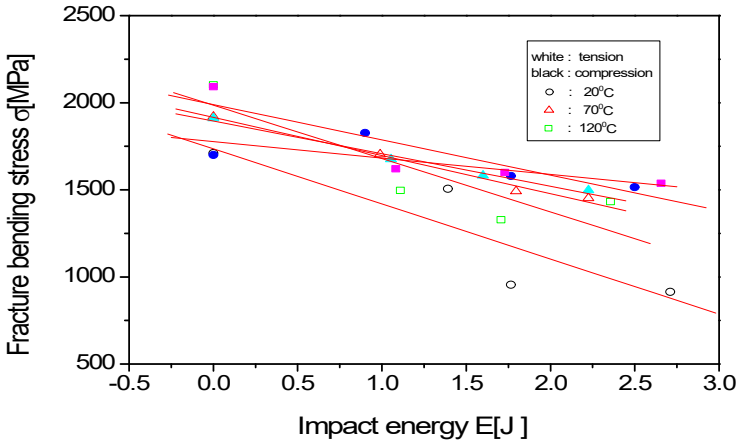


Fig. 38 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op by specimen surface temperature

Fig. 39 는 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 일때 충격면이 인장을 받은 경우 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op의 충격에너지의 크기에 따른 잔류 굽힘강도계수와의 관계를 나타냈다.

여기서 잔류 굽힘강도계수Φ는 무충격 CFRP/PEEK 시험편의 굽힘응력을 1로 하였을 때 충격손상을 받는 CFRP/PEEK 시험편의 굽힘응력의 비를 나타낸다. Fig. 39 로 부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C로 높을 수록 잔류 굽힘강도계수는 CFRP/PEEK 시험편 온도와 충격손상에 비례하여 감소함을 알 수 있었다.

Fig. 40 은 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C 일 때 충격면이 압축을 받은 경우 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op의 충격에너지의 크기에 따른 잔류 굽힘강도계수와의 관계를 나타냈다. Fig. 40 으로 부터 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C, 120^{0}C로 높을 수록 잔류 굽힘강도계수는 CFRP/PEEK 시험편 온도와 충격손상에 비례하여 감소함을 알 수 있었으나 충격면이 인장을 받는 경우보다

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

충격면이 압축을 받는 경우가 잔류 굽힘강도계수 저하 현상이 훨씬 낮았다.

Fig. 41에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 가 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 분리하여 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다.

Fig. 41 로 부터 CFRP/PEEK 시험편 Op의 표면온도가 상승할 수록 최대 굽힘 응력이 증가함을 알 수 있었고, 충격면이 인장인 경우보다 충격면이 압축인 경우가 최대 굽힘응력이 높게 나타남을 알 수 있었다. 특히, 실온에서의 최대 굽힘응력은 충격면이 압축을 받는 경우가 훨씬 크게 나타남을 알 수 있었다. 다시 말하면 시험편온도가 증가할 수록 충격손상에 크게 영향을 미치지 않으며, 충격면이 충격면이 압축을 받는 경우가 굽힘강도가 크게 나타남을 알 수 있었다.

시험편온도가 120^{0}C 에서는 시험편온도가 20^{0}C, 70^{0}C인 경우에서와 달리 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우에 비해 충격손상에 큰 영향을미치지 않는 것을 나타났다.

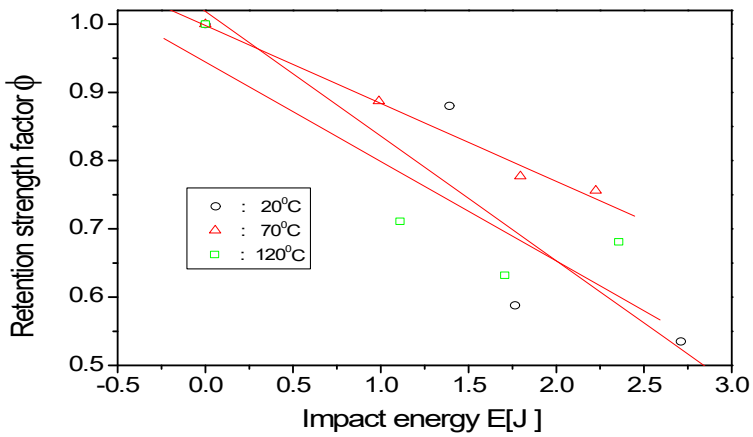


Fig. 39 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op
(Impacted side is tension)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

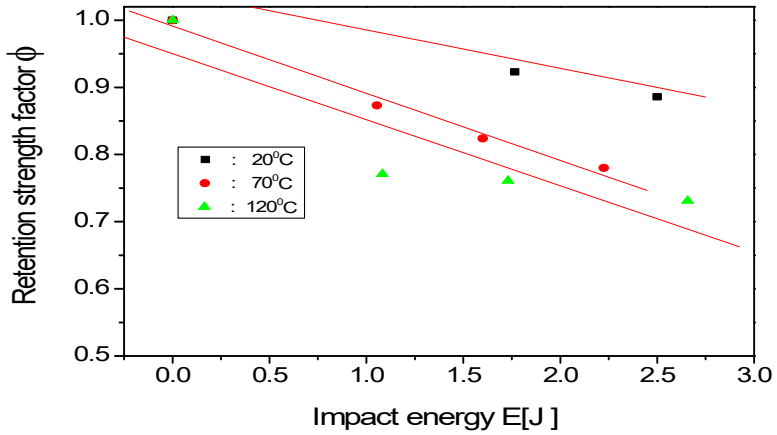


Fig. 40 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op
(Impacted side is compression)

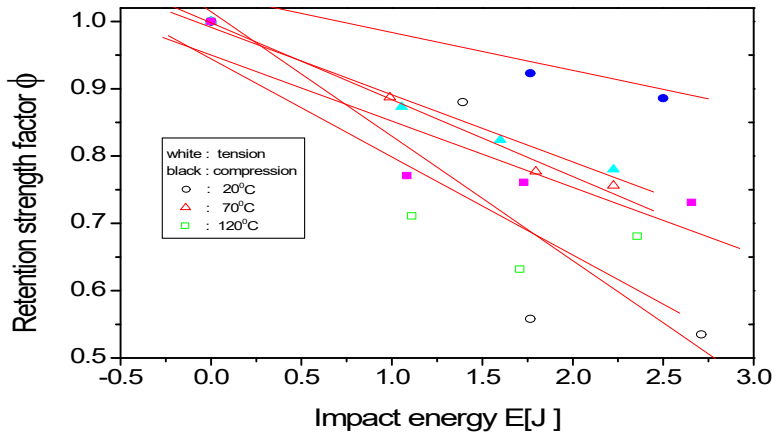


Fig. 41 Relation between impact energy and retention bending strength factor of specimen Op

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 42 에 메트릭스가 열경화성 수지인 CFRP/EPOXY 적층판인 시험편 O1이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다. Fig. 42 는 충격면이 인장을 받았을 때의 최대 굽힘응력을 나타낸 것으로 메트릭스가 가소성 수지인 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op에서 와는 달리 시험편온도가 20^{0}C, 90^{0}C, 120^{0}C 로 증가 할수록 최대 굽힘응력이 낮게 나타났다.

Fig. 43 은 시험편 O1 이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다. Fig. 43 은 충격면이 압축을 받았을 때의 최대 굽힘응력을 나타낸 것으로 시험편온도가 90^{0}C, 120^{0}C 으로 고온 에서는 충격면이 인장을 받는 경우와 큰 변화는 없었으나 실온의 경우는 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격손상에 의한 강도저하가 크게 나타남을 알 수 있었다. Fig. 44 에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 와 열경화 수지인 CFRP/EPOXY 적층판인 시험편 O1이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격면이 인장을 받는 경우 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다. Fig. 44 로 부터 CFRP/EPOXY 적층판인 시험편 O1보다 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op가 실온의 경우를 제외하고는 굽힘응력이 훨씬 높았다. 다시 말하면, CFRP/EPOXY 적층판 시험편 보다 CFRP/PEEK 적층판인 시험편이 고온에서의 굽힘강도 훨씬 우수함을 알 수 있었다.

Fig. 45 에 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op 와 열경화 수지인 CFRP/EPOXY 적층판인 시험편 O1이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격면이 압축을 받는 경우 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력과의 관계를 나타냈다.

Fig. 45도 Fig. 44와 유사하게 CFRP/EPOXY 적층판인 시험편 O1보다 CFRP/PEEK 적층판인 시험편 Op가 굽힘응력이 훨씬 높았다. 다시 말하면, CFRP/EPOXY 적층판 시험편 보다 CFRP/PEEK 적층판인 시험편이 고온에서의 굽힘강도 훨씬 우수하였으며 충격면이 압축을 받는 경우가 굽힘강도가 높게 나타남을 알수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

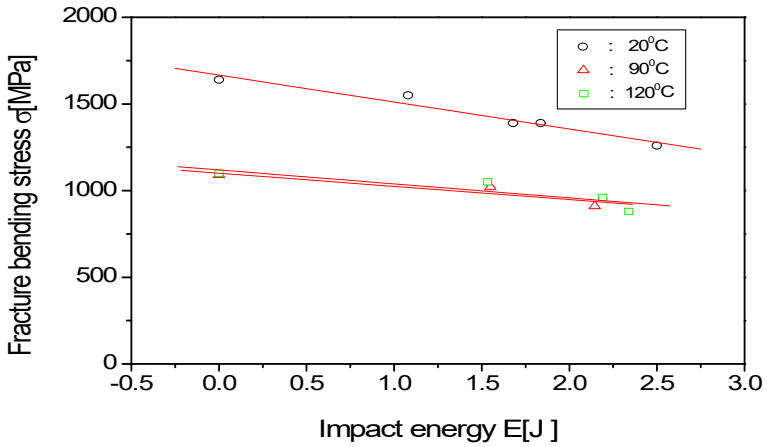


Fig. 42 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen O1 by specimen surface temperature
(Impacted side is tension)

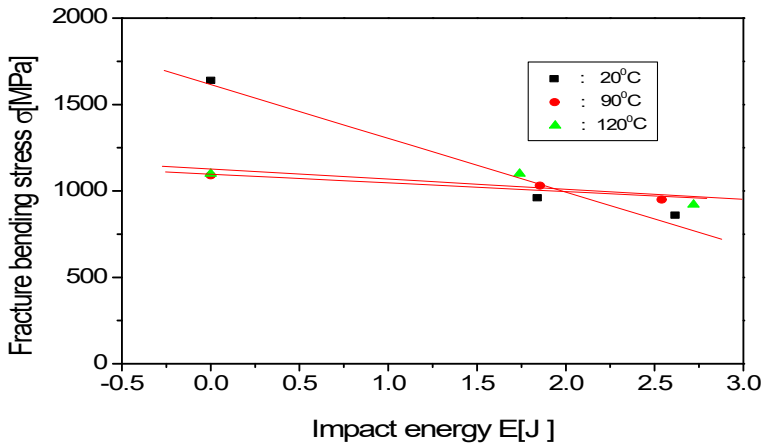


Fig. 43 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen O1 by specimen surface temperature
(Impacted side is compression)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

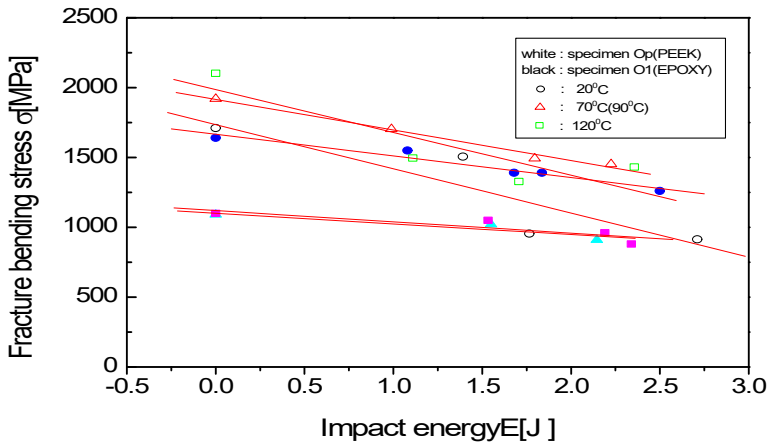


Fig. 44 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op, O1 by specimen surface temperature
(Impacted side is tension)

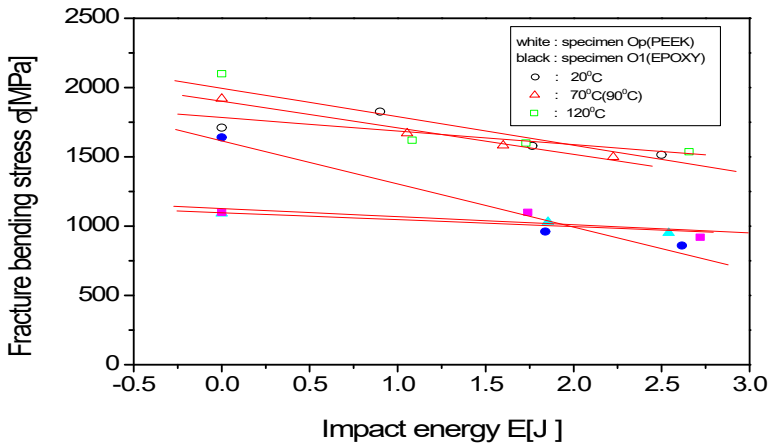


Fig. 45 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen Op, O1 by specimen surface temperature
(Impacted side is compression)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 결 언

CFRP적층재가 항공기 우주분야의 재료에 적용할 경우를 상정하여 직교 이방성 CFRP 적층판의 수지의 차 즉 CFRP/PEEK 적층재, CFRP/EPOXY 적층재가 고온환경하에서 충격을 받았을 때의 충격손상특성과 CFRP적층재의 잔류굽힘강도의 저하관계에 관하여 고찰하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 충격손상을 받은 CFRP/PEEK 적층판의 온도변화에 따른 층간분리 면적은 시험편 온도가 상승할 수록 감소하였으며, 시험편의 온도가 높을수록 기울기가 작게 나타났으며 전이온도를 넘는 범위에서는 기울기가 더욱 작게 나타났다. 기울기가 작은 것은 온도가 높아짐에 따라 층간분리 면적이 작다는 것을 의미한다.

2. CFRP/PEEK 적층판의 표면온도가 상승할 수록 최대 굽힘응력이 증가함을 알 수 있었고, 충격면이 인장인 경우보다 충격면이 압축인 경우가 최대 굽힘응력이 높게 나타남을 알 수 있었다. 특히, 실온에서의 최대 굽힘응력은 충격면이 압축을 받는 경우가 훨씬 크게 나타났다. 다시 말하면 시험편온도가 증가할수록 충격손상에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 사료된다.

3. 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력은 열가소성인 CFRP/PEEK 적층판에서와는 달리 표면온도가 증가 할수록 최대 굽힘응력이 낮게 나타났으며 고온 에서는 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 겨우 모두 큰 변화는 없었다.

4. 열가소성인 CFRP/PEEK 적층판이 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판 보다

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

실온의 경우를 제외 하고는 굽힘응력이 훨씬 높았다. 다시 말하면, CFRP/PEEK 적층판이 CFRP/EPOXY 적층판 보다 표면온도가 고온일 수록 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판과 달리 굽힘강도가 훨씬 우수함을 알 수 있었으며, 충격면이 압축을 받는 경우가 굽힘강도가 높게 나타남을 알수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 CFRP 손상재의 관통파괴강도

제 1 절 관통파괴 실험결과

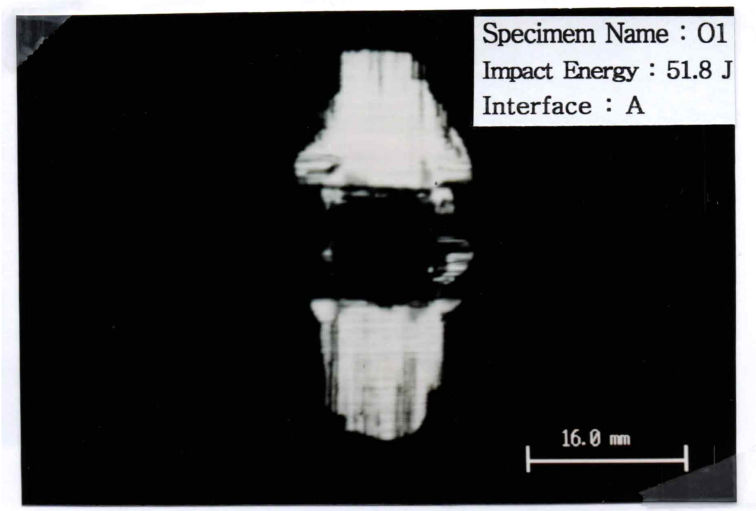
1-1 CFRP 평판의 관통모드

본 절에서는 CFRP 적층재의 계면수 변화가 관통파괴 특성에 미치는 영향을 실험적으로 고찰하기 위하여 10mm 강구로 적층수가 같고 계면수가 다른 직교이방성 CFRP 평판에 고속 충격실험을 행했다.

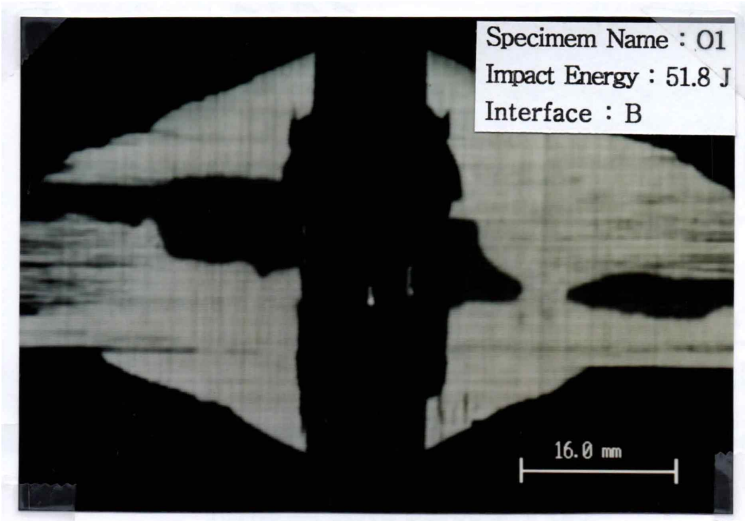
관통파괴 실험후 계면간 층간분리 형상의 변화는 초음파 현미경으로 촬영하고, 충격에너지의 크기에 따른 배면 크랙의 손상 패턴을 관찰하여 관통파괴 특성을 고찰하였다.

관통파괴 실험 후 층간 분리현상을 초음파 현미경으로 촬영한 결과를 Photo. 20 ~ Photo. 22 에 나타냈다. Photo. 20은 충격속도 159m/s, 충격에너지 51.8 J 의 충격 하중을 받았을 때의 층간분리 형상 및 크기를, Photo. 21은 충격속도 약 192m/s, 충격에너지 75.5 J 의 충격하중을 받았을 때의 층간분리 형상 및 크기를, Photo. 22는 충격속도 약 219m/s, 충격에너지 97.5 J 의 충격하중을 받았을 때의 층간분리 형상 및 크기를 나타냈다. 또한, Fig. 46 에는 충격 에너지의 변화에 따른 계면분리 형상의 변화 및 크기를 나타냈다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



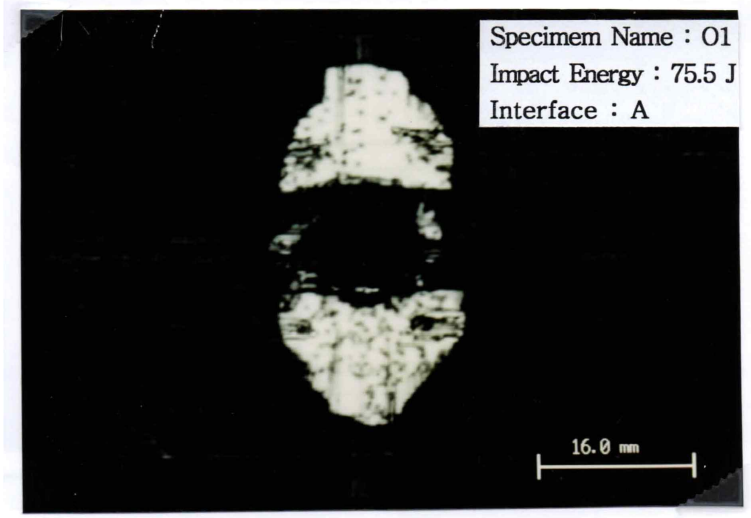
(a) Interface A



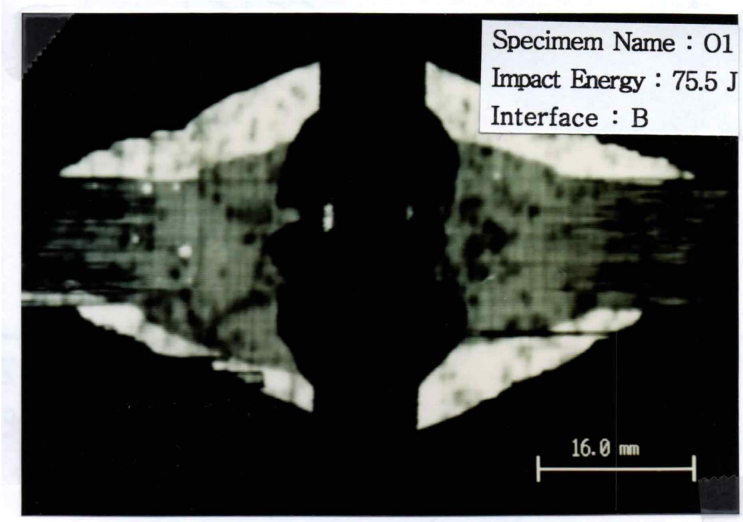
(b) Interface B

Photo. 20 Delamination shapes after puncture of specimen O1
(Impact energy : E = 51.8 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



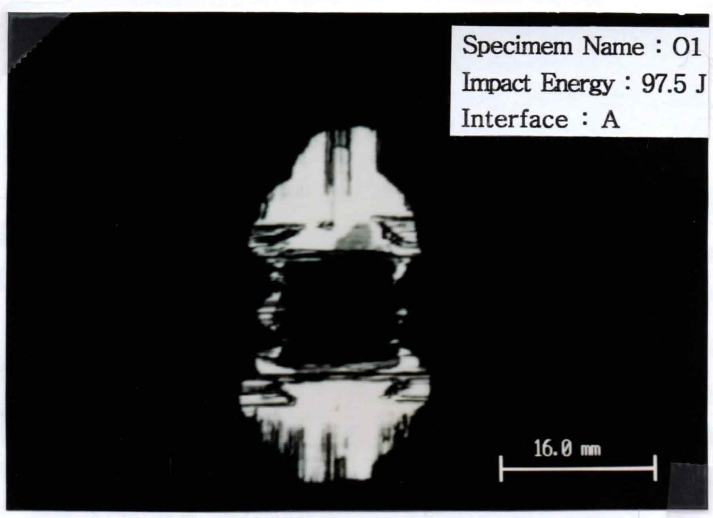
(a) Interface A



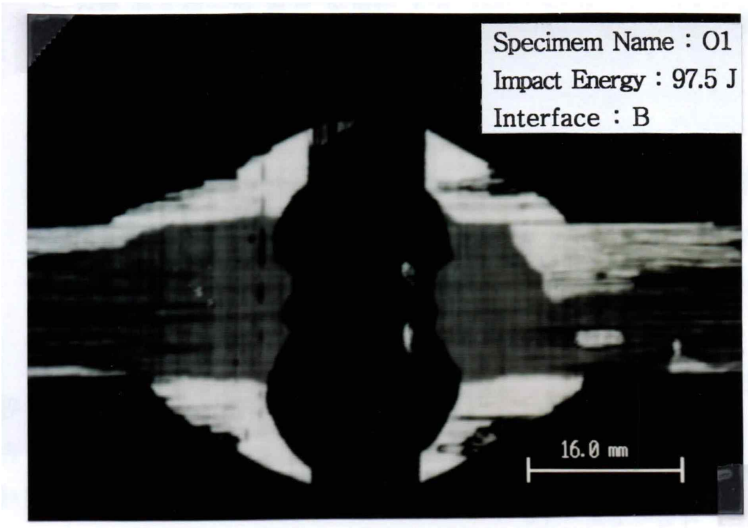
(b) Interface B

Photo. 21 Delamination shapes after puncture of specimen O1 (Impact energy : E = 75.5 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



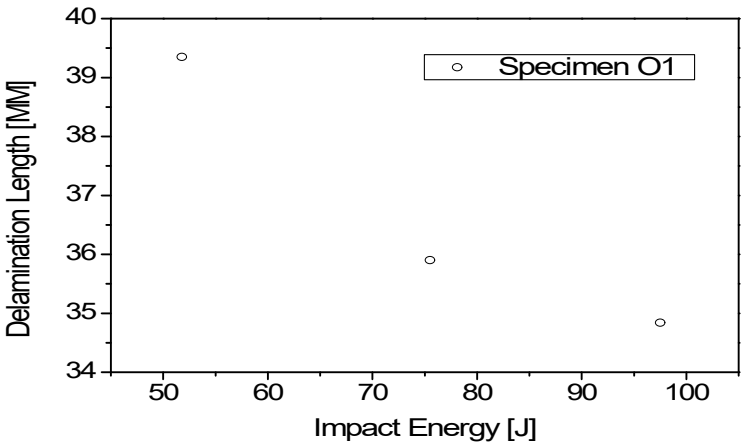
(a) Interface A



(b) Interface B

Photo. 22 Delamination shapes after puncture of specimen O1 (Impact energy : E = 97.5 J)

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Interface A

Fig. 46 Relation between delamination length and impact energies of specimen O1

Photo. 20 ~ 22 로 부터 관통파괴에 가장 많은 영향을 미치는 계면 A 의 층간 분리길이를 측정한 결과 Table 3과 같이 충격에너지가 51.8J 의 경우는 약 39.35mm, 충격에너지가 75.5J 의 경우는 약 35.90mm, 충격에너지가 97.5J 의 경우는 약 34.84mm 로서 충격에너지가 클수록 계면 A의 층간분리 면적은 짧아 졌는데 이는 Photo. 23에서 와 같이 시험편 O1의 배면 크랙패턴과 유사함을 알 수 있다.

Table 3 Delamination length of interface A according to impact energy

Impact energy [J]	51.8	75.5	97.5
Delamination length [mm]	39.35	35.90	34.84

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

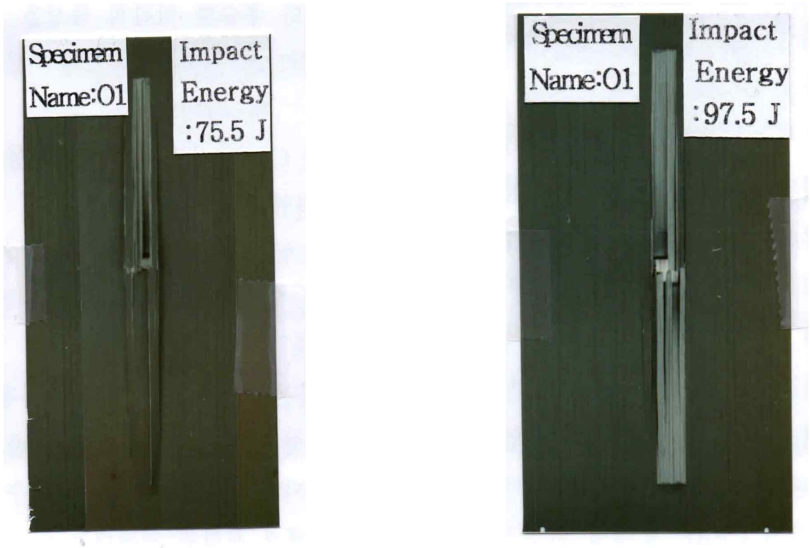
Photo. 23에 각각 32.2 J, 51.8 J, 75.5 J 및 97.5 J 의 충격에너지로 충격을 받았을 때 CFRP 시험편 O1 의 관통후의 충격배면의 손상 패턴을 나타냈다. 충격면 배면의 외부손상 패턴은 여러개의 길이방향 크랙이 시험편 가장자리 부근까지 띠 모양으로 박리 되는 모양으로 손상이 발생하였으며 충격면의 손상형태는 충격파괴시 대부분 정방향의 관통공이 형성되었고 충격속도가 빠를수록 띠상의 밴드 크랙의 길이는 짧아지며 박리되는 경향을 보였다.

이는 Table 3 에서와 같이 충격에너지가 클수록 계면 A의 층간분리 면적은 짧아 졌는데 이는 Photo. 23에서와 같이 시험편 O1의 배면 크랙패턴과 유사함을 알 수 있다.

(a) E = 32.2 J

(b) E = 51.8 J

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

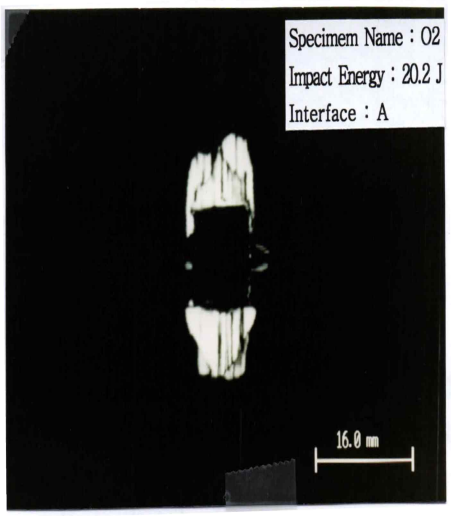


(c) E = 75.5 J (d) E = 97.5 J

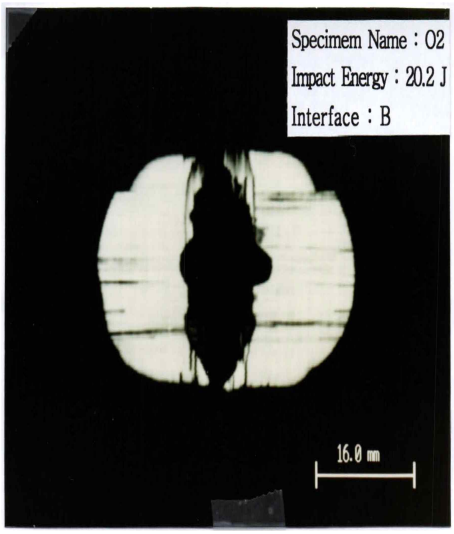
Photo. 23 Damage shapes in the back surface of specimen O1 according to impact energies

Photo. 24에 10mm 강구로 고속 충격실험을 행하여 CFRP 평판을 관통파괴한 후 층간 분리현상을 초음파 현미경으로 촬영한 결과를 나타냈고 계면수 4계면인 CFRP 시험편 O2이다. 충격속도 99.5m/s, 충격에너지 20.2 J 의 충격하중을 받았을 때의 층간분리 형상 및 크기를 나타냈으며, Photo. 24(a),(b),(c),(d) 에 각각 계면 A, B, C, D 계면의 층간분리형상을 나타냈으며 Photo. 24(e)에 계면 A, B, C, D 에서의 층간분리형상을 합성하여 나타냈다. 합성 층간분리형상의 촬영은 표면파와 면파사이의 전 계면에 게이트를 걸어 촬영하였다.

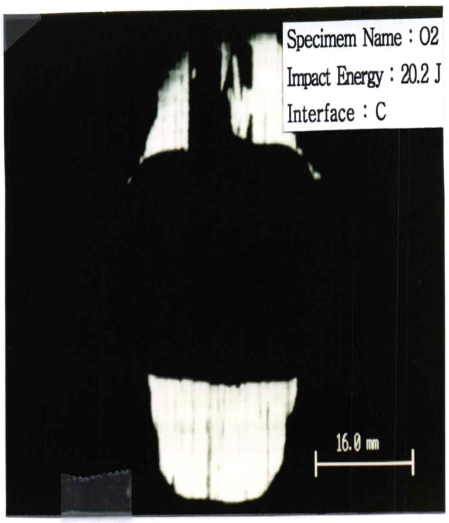
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



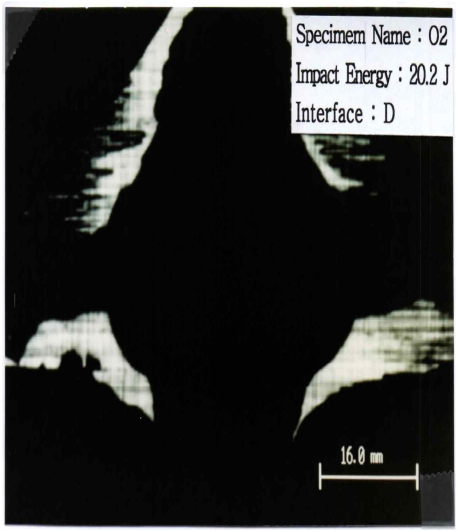
(a) Interface A



(b) Interface B

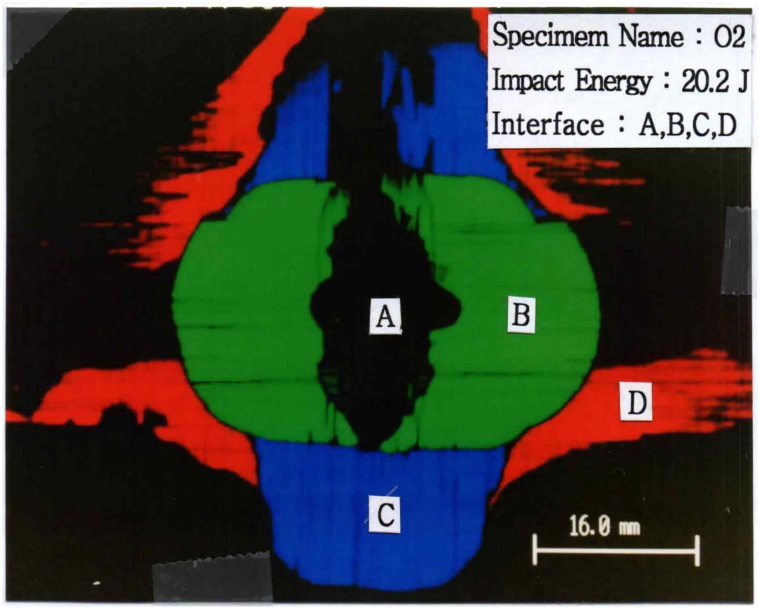


(c) Interface C



(d) Interface D

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(e) Interface A,B,C,D

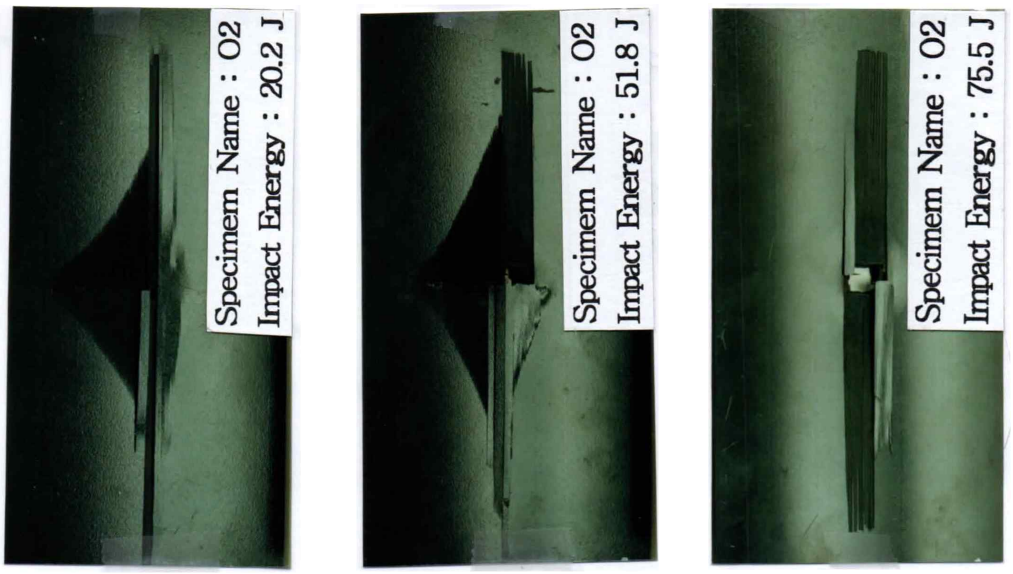
Photo. 24 Delamination shapes after puncture of specimen O2
(Impact energy : E = 20.2 J)

Photo. 25에 각각 20.2 J, 51.8 J 및 75.5 J 의 충격에너지로 충격을 받았을 때 계면수가 4인 직교이방성 CFRP 시험편 O2 의 관통후의 충격배면의 손상 패턴을 나타냈다. 충격면 배면의 외부손상 패턴은 계면수가 2계면인 직교이방성 CFRP 시험편 O1 에서와 같이 길이방향 크랙이 시험편 가장자리 부근까지 띠 모양으로 박리 되는 모양으로 손상이 발생함과 동시에 충돌점 이면 중앙부에 십자모양의 크랙이 생겨 마름모꼴로 박리하는 손상형상을 나타냈다.
그러나 충격에너지가 클수록 길이방향의 띠상의 밴드크랙 길이는 짧아지며 저

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

속에서 고속으로 갈수록 마름모꼴로 박리하는 손상형상에서 띠모양으로 박리 되는 밴드 손상이 발생하는 경향을 보였다.

충격면의 손상형태는 시험편 O1에서와 유사하게 충격파괴시 대부분 정방향의 관통공이 형성되었다.



(a) E = 20.2 J (b) E = 51.8 J (c) E = 75.5 J

Photo. 25 Damage shapes in the back surface of specimen O2 according to impact energies

Photo. 23, Photo. 25 로 부터 관통파괴 후 충격면 배면의 손상패턴 을 관찰해 본 결과 계면수가 2 계면인 CFRP 시험편 O1의 경우는 대략 충격에너지가 20J ~ 95J 범위에서 띠상의 손상형상이 관찰되었으며 4 계면인 CFRP 시험편 O2 에서는 대략 충격에너지가 20J ~ 60J 범위에서 마름모꼴의 손상형상이 관찰되었다.

결과적으로 계면이 2 계면인 CFRP 시험편 O1의 관통파괴후의 충격점 배면

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의 손상은 충격에너지의 크기에 관계 없이 띠상의 손상형상이 관찰 되었으며 충격에너지가 증가 할수록 띠상 크랙의 길이가 짧아 졌다. 그러나 4 계면인 CFRP 시험편 O2 에서는 저속관통의 경우는 마름모꼴 손상과 띠모양의 손상이 병존하여 나타났으며 고속충격 파괴일수록 띠상의 밴드크랙 형태를 나타냈다. 이와같이 4 계면인 CFRP 시험편 O2에서 저속충격의 경우 마름모꼴로 손상이 생기는 이유는 계면수의 변화 때문이라 생각된다.

직교이방성 2계면 CFRP 시험편의 층간분리형상을 살펴보면 Photo. 20~22으로부터 알 수 있는 바와같이 충격점 배면에서 가까운 계면에서는 충격점 표면에서 가까운 계면인 90^0 섬유방향으로 생긴 층간분리 길이를 폭으로 하는 계면 B의 층간분리가 생기며, 충격속도가 클수록 계면 A 의 층간분리 길이는 짧아짐을 알 수 있는데 이는 Photo. 23에서 알 수 있듯이 충격면 배면에 생긴 띠상의 크랙 패턴으로 부터도 알 수 있다.

또한, 직교이방성 4계면 CFRP 시험편의 층간분리형상을 살펴보면 Photo. 24로부터 충격면에 가까운 A계면의 층간분리는 90^0 섬유방향 층간분리 길이를 폭으로 하는 B계면의 0^0 섬유방향 층간분리가 생기며, 순차적으로 C, D 계면까지의 층간분리가 생김을 알 수 있었는데 충격면 으로부터 멀어 질수록 층간분리면적이 커졌으며, 충격에너지가 증가하면 증가할 수록 층간분리현상은 작게 나타났다.

또한, 충격면 배면의 파괴현상은 Photo. 25와 같이 저속충격의 경우는 마름모꼴의 파괴 패턴이 나타나고 고속으로 갈 수록 띠상으로 파괴 되었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

1-2 CFRP 평판의 관통특성

Table 4, Table 5 에 각각 2 계면 직교이방성 시험편 O1 과 4계면 직교 이방성 시험편 O2 의 충격에너지의 크기, 관통에너지의 크기 및 흡수에너지의 크기를 나타낸다.

Table 4 ~ 5 중 E_{IN} [J] 은 충격에너지를, E_{OUT} [J]는 관통후의 에너지를, E_a [J]는 관통전후의 에너지인 흡수에너지를 나타낸다.

Fig. 47에 2 계면 직교이방성 시험편 O1 과 4계면 직교이방성 시험편 O2 의 임계관통에너지를 나타냈으며, Fig. 48에 2 계면 직교이방성 시험편 O1 과 4계면 직교이방성 시험편 O2 의 관통파괴후의 흡수에너지의 크기를 나타냈다.

Table 4 Impact energy and puncture energy of specimen O1

Impact energy E_{IN} [J]	Puncture energy E_{OUT}[J]	Absorbed energy E_a [J]
18.7	2.53	16.2
49.8	38.5	11.3
74.9	65.8	9.10
96.3	89.6	6.70

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Impact energy and puncture energy of specimen O2

Impact energy E_{IN} [J]	Puncture energy E_{OUT} [J]	Absorbed energyE_a [J]
20.53	4.50	16.03
37.72	18.68	17.04
53.54	39.58	13.96
64.60	51.60	13.01
78.57	65.78	12.79

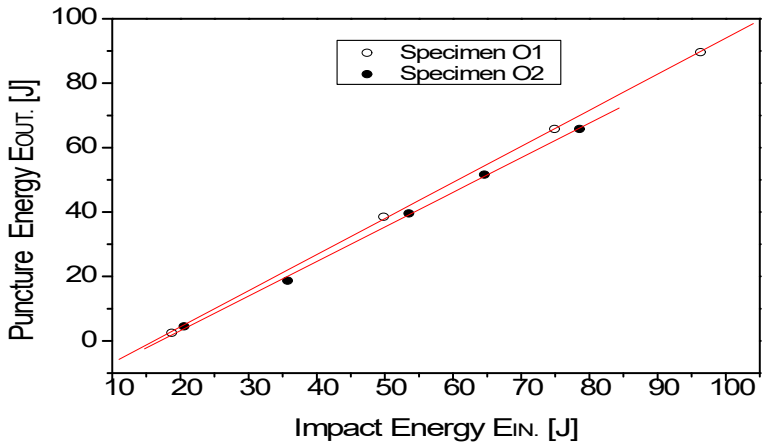


Fig. 47 Relation between impact energy and puncture energy of specimen O1,O2

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

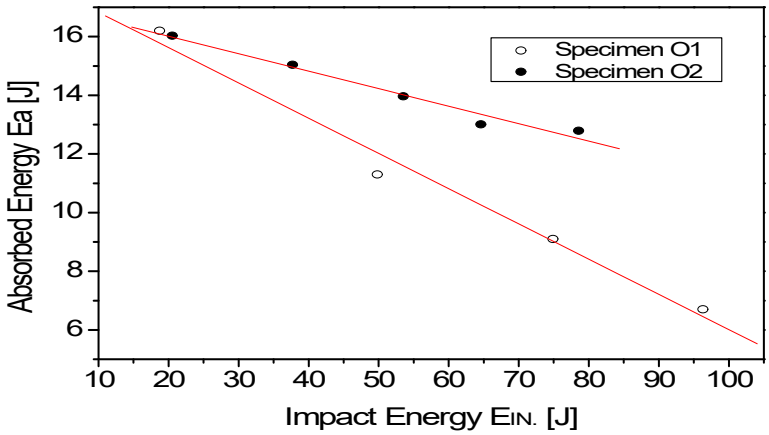


Fig. 48 Relation between impact energy and absorbed energy of specimen O1,O2

Fig. 47로 부터 충격에너지가 증가함에 따라 2계면, 4계면 CFRP 시험편 O1,O2 모두 관통에너지는 선형적으로 증가 하였으며, 계면수가 계면2인 CFRP 시험편 O1이 4계면 시험편 O2 보다 증가폭이 크게 나타났으며, 충격에너지가 증가 할 수록 증가폭이 컸다.

또한, Fig. 48로 부터 관통파괴후 CFRP 시험편에 흡수되는 흡수에너지는 충격에너지가 증가 함에 따라 선형적으로 감소 하였는데, 계면수가 4계면인 경우보다 2계면인 CFRP 시험편이 급격히 감소함을 알 수 있었다. 이는 고속충격을 받을 경우 계면수가 많은 CFRP 시험편이 계면수가 적은 CFRP 시험편보다 내관통 특성이 우수함을 알 수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 결 언

직교이방성 CFRP 적층판의 계면수의 차가 흡수에너지, 임계 관통에너지, 계면간 손상특성 및 안전설계를 위한 원형 유지특성 등 적층구성의 차에 따른 관통특성을 고속충격실험을 통하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 2 계면인 CFRP 적층판의 관통파괴에 가장 많은 영향을 미치는 계면 A 의 층간분리 길이는 충격에너지가 클수록 짧았으며, 충격면의 손상형태는 충격파괴시 대부분 정방형의 관통공이 형성되었고, 충격면 배면의 외부손상 패턴은 여러개의 길이방향 크랙이 CFRP 적층판 장자리 부근까지 띠상으로 박리되는 손상이 발생하였으며, 충격속도가 빠를 수록 크랙의 길이는 짧게 나타났다.
2. 4 계면인 CFRP 적층판에서는 저속관통의 경우는 십자모양의 마름모꼴 손상과 띠상의 손상이 병존하여 나타났으며, 고속충격 일수록 띠상의 밴드크랙 형태를 나타냈다. 4 계면인 CFRP 적층판에서 저속충격의 경우 마름모꼴로 손상이 생기는 이유는 층간분리 형상의 측정결과 로부터 계면수가 증가하기 때문이라 생각된다.
3. 관통에너지는 충격에너지가 증가함에 따라 2계면, 4계면 CFRP 적층판 모두 선형적으로 증가하며, 계면수가 계면2인 CFRP 적층판이 4계면 적층판 보다 증가폭이 크게 나타났으며, 충격에너지가 증가 할 수록 증가폭이 컸다.
4. 관통파괴시 생기는 CFRP 적층판의 흡수에너지는 충격에너지가 증가 함에 따라 선형적으로 감소하였으며, 계면수가 4계면인 경우보다 2계면인 CFRP 적층판이 급격히 감소 함을 알 수 있었다. 이는 고속충격을 받을 경우 계면수가 많은 CFRP 적층재가 계면수가 적은 CFRP적층재 보다 내관통 특성이 우수함을 알 수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 6 장 결 론

본 연구에서는 우주항공분야의 구조재로 많이 사용되는 CFRP 적층재가 실제의 환경과 각각의 조건에서 충격손상을 받았을 때를 상정하여 CFRP 손상재의 굽힘피로강도, 고속충격에 의한 관통파괴특성 및 우주환경 분위기등 고온분위기에서의 굽힘강도등 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 강도평가 기법을 확립 하고져 하였다. 다음과 같은 연구결과를 얻었다.

1. 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도는 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 16%높게 나타났으며, 충격면이 압축을 받는 경우는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도가 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 32%높게 나타났다. 따라서, 손상재의 피로굽힘강도의 관점에서 의사등방성 CFRP 적층재가 직교이방성 CFRP 적층재 보다 더 우수함을 알수 있다.

2. 의사등방성 CFRP 적층재에서는 충격면이 인장을 받는 경우 일정 cycle 반복 후 충돌점에서 가까운 계면 A에서 손상이 진전하기 시작하여 시험편 가장자리까지 계면A의 층간분리 영역이 진전 하였고, 일정 cycle 반복 후 계면 F에서 급격히 손상이 성장하면서 파괴되었다.

3. 충격면이 인장을 받은 직교이방성 CFRP 적층재는 계면 B의 가장 자리에서 손상이 진전하여 일정 cycle 반복 후 급격히 손상이 진전하여 파괴되었으

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

며, 충격면이 압축을 받은 경우는 일정 cycle반복 후 계면 A와 계면 B 사이의 메트릭스 크랙을 기점으로하여 계면 B의 시작점에서 손상이 진전하여 일정 cycle 반복 후 급격히 손상이 진전하여 반복 후 파괴되었다.

4. CFRP/PEEK 적층판의 표면온도가 상승할 수록 최대 굽힘응력이 증가함을 알 수 있었고, 충격면이 인장인 경우보다 충격면이 압축인 경우가 최대 굽힘응력이 높게 나타남을 알 수 있었다. 특히, 실온에서의 최대 굽힘응력은 충격면이 압축을 받는 경우가 훨씬 크게 나타났다. 다시 말하면 시험편온도가 증가할수록 충격손상에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 사료된다.

5. 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판이 고온에서 충격손상을 받았을 때의 충격에너지의 증가에 따른 최대 굽힘응력은 열가소성인 CFRP/PEEK 적층판에서 와는 달리 표면온도가 증가 할수록 최대 굽힘응력이 낮게 나타났으며 고온 에서는 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우 모두 큰 변화는 없었다.

6. 열가소성인 CFRP/PEEK 적층판이 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판 보다 실온의 경우를 제외 하고는 굽힘응력이 훨씬 높았다. 다시 말하면, CFRP/PEEK 적층판이 CFRP/EPOXY 적층판 보다 표면온도가 고온일수록 열경화성 CFRP/EPOXY 적층판과 달리 굽힘강도가 훨씬 우수함을 알수 있었다.

7. 2 계면인 CFRP 적층판의 관통파괴에 가장 많은 영향을 미치는 계면 A 의 층간분리 길이는 충격에너지가 클수록 계면 A의 층간분리 길이는 짧았으며, 충격면의 손상형태는 충격파괴시 대부분 정방형의 관통공이 형성되었고, 충격면 배면의 외부손상 패턴은 여려개의 길이방향 크랙이 CFRP 적층판 가장자리 부근까지 띠상으로 박리 되는 손상이 발생하였으며, 충격속도가 빠를 수록 크랙의 길이는 짧게 나타났다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

8. 4 계면인 CFRP 적층판에서는 저속관통의 경우는 십자모양의 마름모꼴 손상과 띠상의 손상이 병존하여 나타났으며, 고속충격 일수록 띠상의 밴드크랙 형태를 나타냈다. 4 계면인 CFRP 적층판에서 저속충격의 경우 마름모꼴로 손상이 생기는 이유는 층간분리 형상의 측정결과 로부터 계면수가 증가하기 때문이라 생각된다.

9. 관통에너지는 충격에너지가 증가함에 따라 2계면, 4계면 CFRP 적층판 모두 선형적으로 증가하며, 계면수가 계면2인 CFRP 적층판이 4계면 적층판 보다 증가폭이 크게 나타났으며, 충격에너지가 증가 할수록 증가폭이 컸다.

10. 관통파괴시 생기는 CFRP 적층판의 흡수에너지는 충격에너지가 증가 함에 따라 선형적으로 감소하였으며, 계면수가 4계면인 경우보다 2계면인 CFRP 적층판이 급격히 감소 함을 알 수 있었다. 이는 고속충격을 받을 경우 계면수가 많은 CFRP 적층재가 계면수가 적은 CFRP적층재 보다 내관통 특성이 우수함을 알 수 있었다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

참 고 문 헌

1. Global and China Carbon Fiber Industry Report, ,2014 ~ 2017, ResearchInChina. 2015.01.
2. Aerospace Composites Maarket by Fiber Type, Resin Type, Aircraft Type, Application and Region, -Global Forecast to 2021. Markets and Markets. 2016.10
3. EngNew(산업체포탈 여기에), 탄소섬유복합재등 첨단소재가공 기계솔루션 기술개발 착수, 산업통상자원부www.motie.go.kr. 2015. 10
4. 탄소섬유복합재료와 응용분야, 탄소섬유에 플라스틱섞어 '21세기 꿈의 신소재', 전북일보, 2012. 4. 25.
5. 항공우주분야와 섬유(황금의 진실), 한국과학기술정보연구원, 2010. 7. 14
6. Greszcwuk, L., G., "Foreign Object Impact Damage to Composite Materials, ASTM STP 568, 1973
7. Im,K.H., Park,N.S., Kim,Y.N., Kim,S.K., Yang,I.Y.,"Characteristic Analysis of Falling Weight Impact Response in CF/Epoxy Composite Plate Using Frequency Responses,"The Korea Society for Composite Materials, Vol. 16, No. 2, pp.9~17, 2003
8. Hwang,J.J., Lee,G.S., Kim,Y.N., Ra,S.W., Sim,J.K., Yang,I.Y.,"Impact Damage of CFRP Laminated Shells with the Curvature", KSPE Proceeding, pp.1341~1344, 2003
9. 심재기. 양인영, 오택열, "충격하중을 받는 CFRP 적층판의 충격손상과 굽힘 잔류강도",대한기계학회논문집, Vol.17, pp. 2752~2761, 1993
10. Hwang, B., Damage Initiation During Low-Velocity Impact on Composite Lamlnates, Ph.D. Thesis Deft. of Mechanical

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Engineering : U. of Dayton, Ohio, May 1994.

11. Zhoua, G., "Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels",Composite Structures, 38: issues 1-4, pp. 589~597, 1997
12. 여인구. "적층구성이 다른 경량화용 CFRP 적층부재의 동적특성." 조선대학교 석사학위 논문, 2013
13. 곽규섭. "자동차 경량화의 현황과 전망." 자동차경제, 24-29, 1997
14. 권문식. "한국자동차 신기술의 동향 (Ⅵ)." 자동차공학회지, ***26*** : 30-35, 2004.
15. Song, S. I., Bae, K. J., Lee, K. H. and Park, G. G.. "Light weight Design for Automotive Door Using Optimizations and Design of Experiments." *Transactions of KSAE* ***10***: 125-132, 2002.
16. 김범진·허승진. "알루미늄 경량 차체의 충돌에너지 흡수 성능 향상을 위한 설계 개선 연구." 자동차공학회 논문집,***11***:155-160, 2003.
17. Hanssen, A. G., Langseth, M. and Hopperstad, O. S.. "Optimum design for energy absorption of square aluminum columns with aluminium foam filler," *Int. J. Mech. Sci.* ***43***:153-176, 2001.
18. Farley, G. L. and Jones, R. M.. "Prediction of Energy-Absorption Capability of Composite tubes", *Journal of Composite Materials*, ***26***: 388-404, 1991.
19. Farley, G. L.. "Relationship between mechanical-property and energy -absorption trends for composite tubes." *NASA Technical paper,* ***OMB*** 0704-0188, 1992.
20. Kim, Y. N., Im, K. H., Kim, S. K., and Yang, I. Y.. "Energy absorption characteristics of CFRP composite tubes under axial compression load." *Key Engineering Materials* ***233-236***:245-250, 2003.
21. Kim, Y. N., Hwang, J. J., Baek, K. Y., Cha, C. S., and Yang, I. Y. "Impact collapse characteristics of CF/Epoxy composite tubes for

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

light-weights." *KSME International Journal* ***17***:48-56, 2003.

22. Mamalis, A. G., Manolakos, D. E., Ioannidis, M. B. and Papapostolou, D. P.. "Crashworthy characteristics of axially statically compressed thin-walled square CFRP composite tubes: experimental." *Composite Structures* ***63***: 347-360, 2004.
23. Song, H. W., Wan, Z. M., Xie, Z. M. and Du, X. W.. "Axial impact behavior and energy absorption effciency of composite wrapped metal tubes." *International Journal of Impact Engineering* ***24***:385-401, 2000.
24. Bouchet, J., Jacquelin, E. and Hamelin, P.. "Dynamic axial crushing of combined composite aluminum tube: the role of both reinforcement and surface treatments." *Composite Structures* ***56***:87-96, 2002.
25. Cha, C. S., Chung, J. O., Park, J. W., Kim, Y. N., and Yang, I. Y.. "Collapse analysis of spot welded thin section members in a vehicle body structure at various impact velocities." KSME International Journal 17: 501-510, 2003.
26. 2012년도 특별보고서, "자동차용 복합재료의 현황과 전망보고서", A&D 컨설턴트, 2012.
27. 2011년도 특별보고서 "자동차용 경량화기술 동향보고서", 2011년도 특별보고서, A&D 컨설턴트, 2011.
28. Ishai, O, and Shragi, A.,"Effect of Impact Loading on Damage and Residual Compressive Strength of CFRP Laminated Beams",Composites Struct., Vol 14, No 4, pp. 319~337, 1990.
29. 임광희, 양인영, "충격하중을 받는 CFRP 적층판의 손상거동과 잔류 굽힘 피로강도", 대한기계학회논문집(A), 제20권,제6호,pp1836~1842,1966.
30. 양용준, 양인영, "CFRP 적층판의 충격손상이 잔류굽힘 피로강도에 미치는 영향" 한국안전학회지,Vol. 30, No. 3, 2015.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

31. 이대길, 정명영, 최진호, 전성식, 장승환, 오제훈, "복합재료", 홍릉과학 출판사, 2007. pp.135~141
32. Y. Tanabe, M. Aoki, K. Fujii, H. Kasano and E. Yauda, “Fracture Behavior of CFRPs Impacted by Relatively High-velocity Steel Sphere,” International Journal of Impact Engineering, Vol.28, 2003, pp.627-642,
33. Y. J. Cho, Y. N. Kim and I. Y. Yang, “Energy Absorption Characteristics of CFRP Laminated Shell According to High Speed Penetration,” KSPE Proceeding, 2004, pp.912-915,
34. K. H. Im, N. S. Park, Y. N. Kim and I. Y. Yang, “A Study on Impact Characteristics of the Stacking Sequence in CFRP Composites Subjected to Falling-weight Impact Loading,” Int. J. Automotive Technology, Vol.4, No.4, 2003, pp.203-211.
35. J. J. Hwang, G. S. Lee, Y. N. Kim, S. W. Ra, J.K. Sim and I. Y. Yang, “Impact Damage of CFRP Laminated Shells with the Curvature,” KSPE Proceeding, 2003, pp.1341-1344,
36. 양용준, 편석범, 차천석, 양인영 “곡률이 다른 직교이방성 CFRP적층쉘의 관통파괴 특성”,한국안전학회지, 제31권, 제6호, 2016, pp6~11
37. 조영재, 김영남, 양인영 “적층구성 및 곡률변화에 따른 CFRP 적층쉘의 관통특성”,한국자동차공학회논문집, 제14권, 제1호, 2006, pp. 79~85
38. 横田 英, 平原 誠, 1986, 複合材料お適用した民間旅客機の水平尾翼構造, 日本航空宇宙學會誌, 第34卷, 第394號, pp. 608~618.
39. 新素材編纂委員會, 1988, 新素材 HANDBOOK,丸善, p.45
40. 梁仁榮, 足立 忠晴, 松本 浩之 “高溫環境下におけるCFRP積層板の衝撃損傷”,日本機械學會論文集(A編), Vol.60 No.571, pp. 251~255,1994
41. 정종안. “CFRP 적층판의 충격손상과 잔류강도에 미치는 고온 및 고습의 영향." 조선대학교 박사학위 논문, 1995

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

42. Annual book of ASTM Standards, "D790M-86 Standard Method for Flexural Properties of Unireinforced Plastics and Electrical Insulating Materials [Metric], pp. 290~298,1988
43. ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, 08.01, 1988,"D790M-86, Standard Test Methods for Flexural Prpperties of Unireinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials:, pp.290~298
44. 양인영, 정종안, “탄소섬유강화 복합재 적층판의 충격파괴 특성에 관한 연구”,한국자동차공학회논문집, 제3권, 제5호, 1955, pp38~46
45. 임광희, “CFRP 적층판의 충격손상과 열습 효과과 잔류 굽힘 피로 강도에 미치는 영향”, 조선대학교 박사학위논문, 1996