



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](#)

공학석사학위논문

레이저 패턴 각인을 이용한 이중접합
복합재료의 접촉계면인성 향상에
관한 연구



2023년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

안 전 공 학 과

심 우 용

공학석사학위논문

레이저 패턴 각인을 이용한 이중접합 복합재료의
접착계면인성 향상에 관한 연구

지도교수 권 오 현

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함



2023년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

안 전 공 학 과

심 우 용

심우용의 공학석사 학위논문을 인준함.

2023년 2월 17일

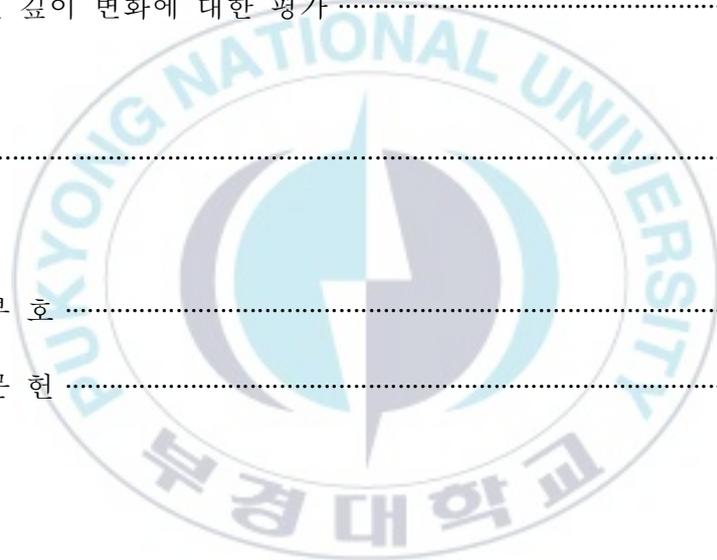


주 심 공학박사 신 성 우 (인)
위 원 공학박사 장 성 록 (인)
위 원 공학박사 권 오 현 (인)

목 차

Abstract	vi
1. 서 론	1
1.1 연구 배경	1
1.2 연구 목적	4
2. 이론적 배경	6
2.1 복합재료의 개념	6
2.1.1 복합재료의 정의	6
2.1.2 복합재료의 구분	7
2.2 파괴역학의 개념	10
2.2.1 파괴역학의 정의	10
2.2.2 에너지해방률	14
2.2.3 적층복합재료의 파괴양상	16
2.2.4 ADCB 시험편의 모드 I 계면파괴인성 평가	18
3. 시험편 제작 및 실험 진행방법	21
3.1 시험편 제작	21

3.2 AI 표면 패턴 각인 방법	28
3.3 ADCB 시험 방법	33
4. 실험결과 및 고찰	36
4.1 하중 - 하중선 변위 곡선	36
4.2 ADCB 시험편의 모드 I 층간파괴인성 평가	42
4.3 각인 깊이 변화에 대한 평가	47
5. 결 론	54
인 용 부 호	56
참 고 문 헌	57



List of figures

Fig. 1	Configuration of typical composite materials.	8
Fig. 2	The stress distribution around a crack tip.	12
Fig. 3	The three types of loads at the crack.	12
Fig. 4	Schematic model for a through-thickness crack in an infinite plate under tensile loading.	15
Fig. 5	The failure of fiber-reinforced laminated composite materials under external tensile loads.	17
Fig. 6	The curing temperature cycle.	23
Fig. 7	Photo of a hot press.	24
Fig. 8	Photo of the laser-engraving machine.	25
Fig. 9	Photos of aluminum surfaces with engraved laser patterns. ..	26
Fig. 10	A geometry of an asymmetric DCB specimen.	27
Fig. 11	Schematics of Al surface pretreatment laser patterns for ADCB test specimens.	29
Fig. 12	Pattern photograph of the aluminum surface and depth of pattern using a laser engraving machine before fracture test.	30
Fig. 13	A pattern was imprinted twice before the test.	32
Fig. 14	Photo of the asymmetric Mode I test apparatus with a travelling microscope.	34

Fig. 15	Schematic diagram of test machine.	35
Fig. 16	The curves of the load-displacement.	37
Fig. 17	Variation of the crack extension length by laser pattern type under the ADCB test.	41
Fig. 18	The relationship between compliance and crack length.	43
Fig. 19	The energy release rates derived from the ADCB test.	45
Fig. 20	The curves of the load-displacement at different pattern depths.	48
Fig. 21	Pattern photograph of aluminum side before and after fracture by SEM.	49
Fig. 22	Variation of the crack extension length by laser pattern depth under the ADCB test.	50
Fig. 23	The relationship between compliance and crack length (SPT#2).	52
Fig. 24	The energy release rates derived from the ADCB test according to a change in depth.	53

List of table

Table 1. Physical and mechanical properties of GFRP and Al materials.	21
---	----



A study for the improvement of adhesive delamination fracture toughness on the dissimilar composite materials by using laser patterning

Woo Yong Sim

Department of Safety Engineering, Graduate School,

Pukyong National University

Abstract

Hybrid composites generally are composed of FMLs (Fiber Metal Laminates) and PMC (Polymer Matrix Composite) in various ways in existing industrial sites. In particular, FMLs in which aluminum is laminated as a metal reinforced layer are widely used. Also, GFRP and CFRP (glass and carbon fiber reinforced plastics) are generally applied as fiber laminates. When the molding fabrication is performed using a hot press, the bonding toughness between the aluminum and fiber laminate interface layer is weak and thus delamination fractures in the interface easily occur. The object of this study is to present a simple method for strengthening the bonding interface toughness between the aluminum metal and GFRP layer of hybrid composites when using a hot press. The surfaces of the aluminum interface layer are engraved with 3 kinds of patterns by using the laser machine before the hot press works. And the most proper pattern type for the

improved Al/GFRP hybrid laminate composites is determined. The interfacial toughness evaluation was measured by the energy release rate (G) using an asymmetric double cantilever bending specimen. From the experimental results, the STP (strip type) pattern was shown to have the most proper shape in Al/GFRP hybrid composites. And this will be considered as useful data for safety assessment of Al/GFRP hybrid composite structures.



1. 서론

1.1 연구 배경

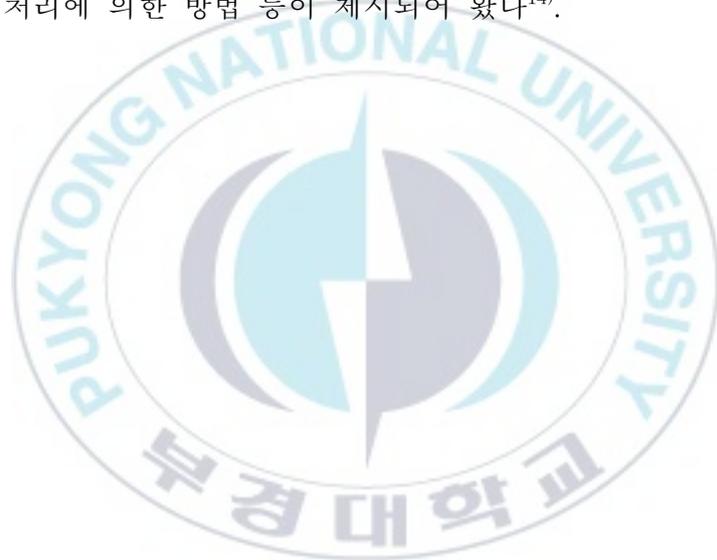
1차, 2차 산업혁명의 주된 기반이 Fe 계열이라고 하면, 3차 산업혁명 이후 기반이 되는 재료는 탄소라 할 수 있을 정도로 많은 분야에 활용되고 있다. 탄소섬유, 유리섬유 등과 같은 신소재는 기존의 재료에 비해 우수한 특성을 가지고 있다. 이러한 신소재는 우주·항공, 에너지, 수송 및 의료 분야 등에서 주요한 역할을 하며 혁신적이고 지속적인 개발이 이루어지고 있다. 이러한 새로운 성능을 가지는 신소재가 개발되면 적용 가능한 새로운 분야의 기술 개발이 이루어져 지속적인 기술혁신을 가져다줌으로, 신소재의 개발과 적용은 다양한 산업분야에서 많은 영향력을 발휘한다. 다양한 산업 분야에 적용되고 있는 신소재는 기계적, 화학적 및 물리적 등 재료의 특성에 대한 신뢰성 확보가 선행되어야 한다¹⁻²⁾.

신소재로 그 사용이 확대되고 있는 복합재료는 무게 대비 강도 및 강성이 높으며 내식, 내화성 등이 우수하여 풍력발전, 항공기 구조물 등과 같은 대형 구조물의 경량화와 고강도화로 부재를 강화하기 위하여 채택하고 있다³⁻⁵⁾. 그러나 복합재는 열에 약하거나 화학적으로 불안정하고 취성을 가진 경우에는 사용에 제약을 받고 있으며, 이러한 단점을 보완하기 위해 최근에는 이중재료를 접합한 하이브리드 복합재료의 사용이 증가하고 있다. 하이브리드 복합재료

(hybrid composite)는 항공우주, 자동차 차체 및 해양·토목 등 다양한 산업 분야에서 기존 재료를 대체하여 사용되고 있다. 또한, 기존의 금속재료 중 경량화 재료로서 대표적인 것이 알루미늄(Aluminum, 이하 'Al'이라 한다)으로 전성, 연성 및 전기 전도성이 우수하여 많은 산업 분야에서 사용되고 있다. 하지만 Al은 강도가 약하여 단점을 보완하기 위해 합금 및 복합재료 형태로 만들어 사용한다⁶⁻⁷⁾. 본 연구에 사용된 Al 6061 T6는 마그네슘과 실리콘이 주 합금 성분으로 우수한 강도와 성형성, 기계 가공성, 내식성을 요구하는 분야에 널리 사용되고 있다⁸⁾. 또한 탄소섬유는 복합재료의 보강재료 중 하나로서 내마모성과 낮은 열팽창 계수를 가지며 Al과 탄소섬유강화 복합재료를 구성하여 재료의 특성을 강화한다.

하이브리드 복합재는 기존 산업현장에서 다양하게 사용되는 금속재료와 섬유 강화재료를 적층하여 얻어지는 FMLs(Fiber Metal Laminates)가 일반적으로 적용되고 있다. FMLs와 더불어 섬유강화 PMC(Polymer Matrix Composite)는 Delt 기술대학에서 개발되어져 현재까지 다양한 연구가 이루어지고 있다⁹⁻¹¹⁾. 섬유 적층재료는 유리섬유강화플라스틱(Glass Fiber Reinforced Plastic, 이하 'GFRP'라 한다)과 탄소섬유강화플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastic, 이하 'CFRP'라 한다)이 일반적으로 적용된다. GFRP 또는 CFRP와 Al을 적층하여 하이브리드 복합재료로 성형할 때 오토클레이브(autoclave)와 핫프레스(hot press)를 이용한 방법이 주로 사용된다. 오토클레이브는 고가의 장비로 경제적 측면에서는 핫프레스를 이용한 적층수법이 다양하게 사용되고 있다. 하지만

핫프레스를 이용하여 적층 성형을 할 때 A1층과 섬유적층의 계면인성이 저하되어 계면분리(delamination)가 쉽게 발생한다. 따라서 계면의 접합인성을 강화하기 위하여 다양한 수법 등이 제시되어 왔다. Molitor 등¹²⁾은 금속 적층판의 표면을 기계적 처리를 하여 접합성능을 향상하기 위하여 전통적인 sand-grit 블라스팅을 시행하였다. Prolongo 등¹³⁾은 펄스 레이저 조사(pulsed laser irradiation) 기법 등을 이용하여 전처리 접합을 수행하였다. 그 외에도 화학적 표면처리에 의한 방법 등이 제시되어 왔다¹⁴⁾.



1.2 연구 목적

Al은 공기 중에 그대로 방치하면 표면에 산화물의 박막을 형성하여 내부 침식을 방지하여 준다. 하지만 Al과 복합재료의 제작과정에서 이를 그대로 사용하면 접착면의 강도를 저하시키게 된다. 따라서 본 연구의 목적은 핫프레스를 이용하여 하이브리드 복합재를 제작한 경우에 Al 금속층과 GFRP층 사이의 접합계면 인성을 강화하기 위한 간편한 수법을 제시하는 것으로, Al 금속 표면에 레이저를 이용한 다양한 형태의 패턴을 각인하여 접합 계면인성을 증가시켜 균열성장의 저하성을 평가하였다. 계면인성평가는 비대칭 DCB(Asymmetric Double Cantilever Bending, 이하 'ADCB'라 한다) 시험편을 이용하여 에너지해방률(energy release rate, 이하 'G'라 한다) 측정 실험을 수행하고 최적의 패턴 형태를 도출하였다.

본 연구에서는 아래의 목표를 바탕으로 실험을 수행하였다.

첫째, ADCB 시험편을 이용하여 GFRP/Al 하이브리드 복합재료를 모드 I에서의 손상 평가를 위해 G에 의한 파괴인성치를 평가한다.

둘째, 모드 I 시험에서 Al 금속 표면에 레이저를 이용한 다양한 형태의 패턴을 각인하여 균열의 발생크기와 균열이 진전되는 속도 및 균열의 진행방향과 패턴 각인의 상관관계를 연구한다.

셋째, 4가지 형태의 시험편에 대하여 G와 균열진전속도 등을 평가하여 각인된 3가지 패턴 중 최적의 패턴 형태를 도출하고 최적의 패턴에 대한 재검토를 실시한다.

본 연구의 논문은 아래의 내용으로 작성되었다. 서론인 제1장은 연구 배경과 연구 목적이며, 제2장은 복합재료의 개념을 설명하고자 복합재료의 정의와 대표적인 종류, 파괴역학의 이론, 적층된 복합재료의 파괴형태 및 본 연구에서 진행한 파괴실험을 통하여 얻어진 결과를 평가하기 위해 필요한 접근식에 대한 설명을 서술한다. 다음 제3장은 본 연구에서 다루지는 실험재료와 시험편의 제작방법 그리고 테이터를 얻기위한 실험방법을 기술하였다. 제4장에서 ADCB 시험편을 이용한 모드 I 파괴시험을 통한 하중-변위 곡선 및 균열 성장길이를 측정하고 Al 금속 표면에 레이저를 이용한 각인된 다양한 형태의 패턴이 균열진전에 미치는 영향과 G 평가에 의한 계면분리 파괴인성의 변화에 대하여 평가한다. 제5장은 본 연구에서 수행한 실험의 결론을 나타낸다.

2. 이론적 배경

2.1 복합재료의 개념

2.1.1 복합재료의 정의¹⁵⁾

복합재료는 성분이나 형태가 다른 2종류 이상의 소재가 조합되어 하나의 소재가 발휘할 수 없는 우수한 기능을 갖는 재료로 정의된다. 복합재료는 조합된 재료간의 경계면을 갖고 있으며 따라서 조합된 재료의 특성이 유사한 합금은 복합재료로 정의되지 않는다¹⁶⁾. 복합재료는 1940년대 유리섬유강화플라스틱의 개발 이후 탄소섬유, 금속이나 세라믹 등 다양한 형태로 개발되었으며, 최근에는 열가소성 수지가 포함된 신소재가 개발되고 있다.

일반적으로 복합재료는 모재(matrix)와 강화재(reinforcement)로 구성된다¹⁷⁾. 모재는 외부에서 발생하는 기계적·환경적인 손상으로부터 강화재를 보호하여 강화재가 결속되는 역할을 수행한다. 강화재는 복합재료에서 기계적인 특성을 담당하고 가장 많은 체적을 차지하며 하중을 부담하는 역할을 수행한다. 복합재료의 대표적인 특징으로는 비강도, 비강성이 있으며 사용하는 목적이나 필요성에 따라서 전기적인 절연성과 화학적인 부식의 발생을 최소화 할 수 있으며 다양한 형태로 빠른 시간 내 제작이 가능하며 재료의 경량화 등과 같은 개선을 할 수 있다.

2.1.2 복합재료의 구분

복합재료는 모재의 종류에 따라서 금속 복합재료, 세라믹 복합재료, 고분자 복합재료로 구분되며 강화재의 형태에 따라서 입자강화 복합재료, 적층 복합재료, 섬유강화 복합재료, 플레이크 복합재료로 구분된다. 강화재는 대표적으로 유리 섬유, 탄소섬유, 아라미드 섬유가 많이 사용된다¹⁸⁾.

Fig. 1은 이러한 형태로 구성된 복합재료의 대표적인 종류를 나타낸다. Fig. 1 (a)는 모재에 입자를 넣어서 기계적, 화학적으로 강화된 입자강화 복합재료이며 입자 형상이 구형인 특징이 있다. Fig. 1 (b)는 층상으로 적층된 복합재료이며 금속부식에 대한 저항성이나 재료비를 낮추기 위해서 구리나 니켈을 첨가한 판재 구조가 대표적이다. Fig. 1 (c)는 적층된 복합재료에 섬유로 강화한 복합재료이며 강화재로 장섬유를 사용한다. Fig. 1 (d)는 모재에 입자보다 큰 모양의 강화재로 보강된 플레이크 복합재료를 나타낸다.

일반적으로 섬유 강화 복합재료가 다양한 구조물에서 사용되며 에폭시, 폴리 아미드에 유리섬유나 탄소섬유와 같은 섬유를 함침시켜 구성된다. 그러나 섬유 강화 복합재료는 외부 물체의 충격이 발생할 경우에 섬유와 섬유사이의 강도나 변형의 차이로 접착분리, 강화섬유의 파단 등 여러 가지 파괴형태가 복합적으로 발생하여 손상될 수 있다는 단점이 있다¹⁹⁾.

복합재료는 Fig. 1에서 분류된 형태뿐만 아니라 1종류의 복합재료를 다양하게 구분할 수 있다. 대표적인 예로 본 연구에서는 섬유강화 복합재료와 적층 복합재료의 혼합된 형태로 실험을 수행하였다²⁰⁾.

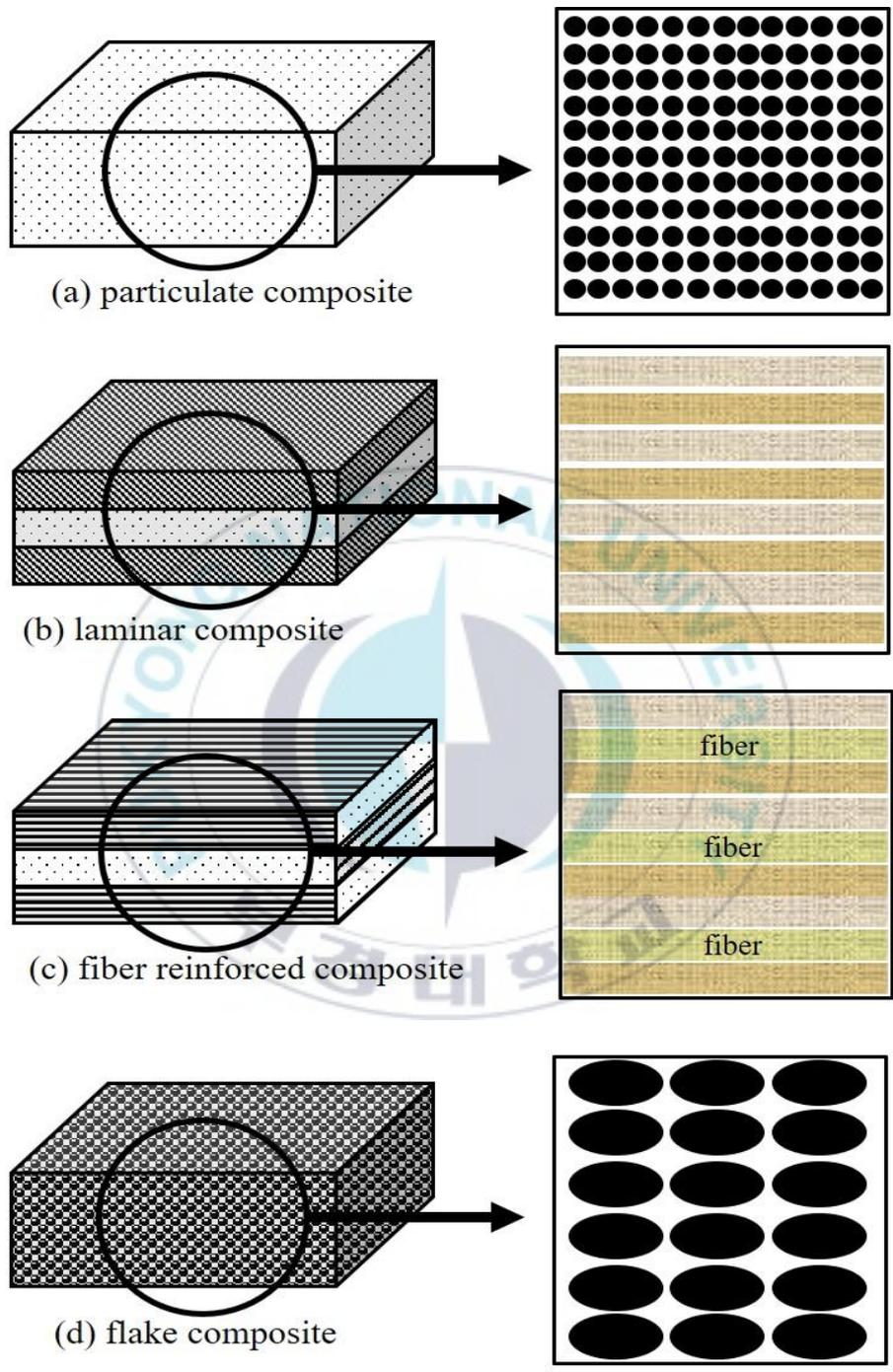


Fig. 1 Configuration of typical composite materials.

복합재료의 대표적인 성형방법은 적층 복합재료에서 프리프레그(prepreg)와 같은 중간재를 만든 후 오토클레이브나 핫프레스 등을 사용한 2차 성형을 통해 제작된다. 프리프레그의 특징은 섬유의 제작과정에서 프리프레그 수지의 함유량을 다양한 비율로 함침이 가능하며, 추가적인 공정없이 쉽게 제작이 가능하다. 프리프레그의 수지 함침 과정에서 수지가 섬유 전체에 함침되어야 하며 섬유의 손상이나 변형된 형태가 없어 기포가 섬유 내부에 들어갈 수 없는 형태가 되어야 한다. 최종적으로 완성된 프리프레그는 섬유의 한쪽 면에 접착된 형태이다²¹⁾.

프리프레그는 강화재의 형태에 따라서 일방향과 직물형으로 구분이 된다. 일방향 섬유강화재는 섬유가 한 방향으로 약 75% 이상으로 정렬되는 형태이며 직물형 섬유강화재는 섬유의 가로 방향의 실과 세로 방향의 실이 직각으로 통과하는 형태이다. 대표적인 직물형 프리프레그는 사문직(twill weave), 평직물(plain weave), 견직물(satin), basket, leno 및 mock leno 등으로 분류된다²²⁾.

2.2 파괴역학의 개념

2.2.1 파괴역학의 정의²³⁾

파괴역학은 선형탄성파괴역학(Linear Elastic Fracture Mechanics, 이하 'LEFM'이라 한다)과 탄소성파괴역학(Elastic Plastic Fracture Mechanics, 이하 'EPFM'이라 한다)으로 구분된다. LEFM은 1940년대 선박과 항공기의 예기치 못한 파손으로 인하여 연구가 시작되었으며 재료에 균열의 진전이 시작되기전 균열의 크기보다 소성변형이 작거나 발생하지 않는 경우에 에너지해방율 또는 응력확대계수(stress intensity factor, 이하 'K'라 한다)로 균열을 평가하는 방식이다. 하지만 1960년대 금속 소성의 확대에 대한 연구의 발전으로 J 적분이 도입되어 소성 변형이 발생한 이후에 균열이 진전하는 과정을 거쳐 균열을 평가하는 방식인 EPFM의 연구가 시작되었다. 따라서 재료에 발생하는 균열을 평가하는 방식은 재료의 파괴 특성에 따라서 LEFM 또는 EPFM으로 구분된다.

A. A. Griffith²⁴⁾는 1920년대 재료에 하중을 가했을 때 생기는 저항력인 응력은 균열이 발생하면 파괴의 기준이 될 수 없다는 파괴의 기준을 제시하고 유리 와 같은 취성재료의 균열의 파괴거동을 검토하였다. 이후 Irwin²⁵⁾은 1958년 균열선단에서 소성 변형의 평가방식에서 발생하는 LEFM의 오류를 수정하고 R-curve 곡선을 제시하였다. Orowan²⁶⁾은 Griffith 이론에서 다루는 취성을 소성재료에 적용하여 소규모 항복조건에서 소성 변형이 존재하는 강재가 적용되도록 발전시켰다.

Fig. 2는 재료에 균열 선단이 발생된 상태에서 하중이 가해졌을 경우 거리 r 에서 나타나는 응력상태를 보여준다. 하중이 균열 표면에서 수직방향으로 발생하는 경우를 모드 I 하중이라고 하며 균열선단의 응력장은 다음 식 (1)로 나타낸다.

$$\sigma_{ij} = \frac{A_1}{\sqrt{r}} f_{ij(1)}(\theta) + A_2 f_{ij(2)}(\theta) + A_3 \sqrt{r} f_{ij(3)}(\theta) + \dots \quad (1)$$

여기서 σ_{ij} 는 응력텐서, A_1 은 상수, r 은 균열선단으로부터 응력장까지의 거리, f_{ij} 는 θ 의 무차원 함수다. $A_1(K/\sqrt{2\pi})$, A_2 , A_3 는 균열재의 형상치수와 경계조건에 의존하는 계수이다. K 는 균열재의 형상치수이며 어떠한 형상도 경계조건에 의존하면 $1/\sqrt{r}$ 에 비례하는 특이성을 나타낸다. 임의로 발생한 균열에 대하여 형상치수나 경계조건이 다르더라도 K 값이 동일하면 균열 선단의 근처에서 그 응력상태는 증가되며 K 는 균열 선단 근방의 응력상태를 평가하는 파라미터로 사용된다. Fig. 3은 균열이 발생하는 하중의 형태를 나타낸다. 모드 I은 개방형(opening mode)이며 재료에 발생하는 응력이 균열면의 수직방향으로 작용한다. 모드 II는 전단형(shearing mode)이며 한 면에서 앞쪽으로 하중이 발생하면 다른 면은 반대방향으로 작용한다. 모드 III는 찢어짐형(tearing mode)이며 균열이 z 축 방향으로 서로 평행하게 발생하는 변형이다. 일반적으로 구조물에 균열이 발생하면 세 가지 모드에서 하나 또는 두 개 이상의 모드가 혼합된다²⁷⁾. 세 가지 모드에 대한 응력이 작용하는 형태는 식 (2)~(4.a 및 4.b)로 나타낸다.

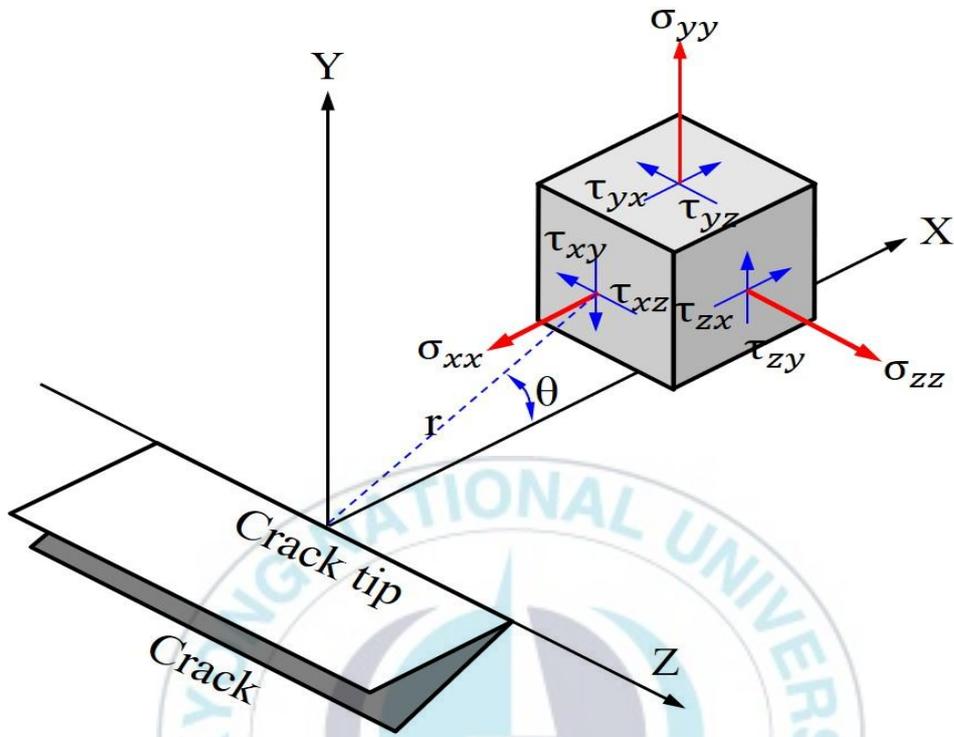


Fig. 2 The stress distribution around a crack tip.

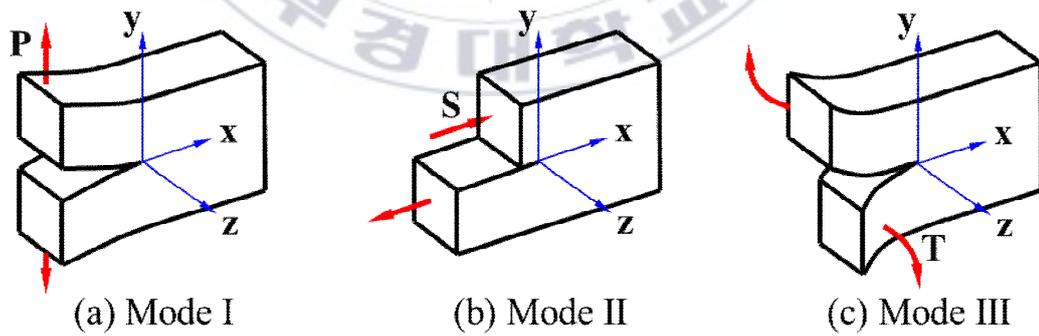


Fig. 3 The three types of loads at the crack.

$$\text{모드 I} \left(\begin{array}{l} \sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \\ \sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}), \quad \tau_{xy} = \tau_{yz} = 0 \end{array} \right) \quad (2)$$

$$\text{모드 II} \left(\begin{array}{l} \sigma_{xx} = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \left[2 + \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{3\theta}{2} \right) \right] \\ \sigma_{yy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{3\theta}{2} \right) \\ \tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \left[1 - \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \sin \left(\frac{3\theta}{2} \right) \right] \\ \sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}), \quad \tau_{xz} = \tau_{zy} = 0 \end{array} \right) \quad (3)$$

$$\text{모드 III} \left(\begin{array}{l} \tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \\ \tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \\ \sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \tau_{xy} = 0 \end{array} \right) \quad (4.a)$$

$$\left(\begin{array}{l} \tau_{xz} = \frac{K_{III}}{G_E} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \\ \omega = \nu = 0 \end{array} \right) \quad (4.b)$$

여기서 G_E 는 전단탄성계수를 나타내며 K_I, K_{II}, K_{III} 는 모드 I, 모드 II, 모드 III의 응력확대계수다.

2.2.2 에너지해방률

초기 파괴역학에 대한 연구는 재료 내부에 노치(notch), 균열(crack) 등과 같은 결함(defects)이 없는 완벽한 재료로 가정하였다. 실제 재료는 다양한 형태의 결함을 포함한다. 철판을 이용한 부품을 가공할 경우, 쇠를 녹이는 과정에서 불순물이나 다른 첨가물 또는 기공이 포함될 수 있다. 또한 가공하는 과정에서 스크래치가 발생하거나 설계에 따라 노치를 가공할 수 있다. 이러한 결함을 바탕으로 Griffith는 유리와 같은 취성재료의 균열 파괴거동을 통해 재료의 이론적 파괴강도와 실제 발생하는 파괴강도의 차이가 발생한다는 것을 나타내었으며 재료 내부에 존재하는 결함의 크기와 파괴강도의 영향력을 평가하고 재료의 결함이나 재료 내부에 존재하는 균열의 성장을 나타내는 이론식을 제안하였다²⁸⁾.

선형 탄성재료에서 균열면적의 잠재적인 에너지 변화율로 정의되는 G 는 파괴가 일어나는 순간 임계에너지해방률(critical energy release rate, 이하 ' G_c '라 한다)이 되는데, 이때의 G_c 가 파괴인성치(fracture toughness)로 정의된다. Fig. 4에서 무한평판의 원거리에서 인장응력을 받는 균열의 길이가 $2a$ 인 균열이 존재하는 경우 G 는 식 (5)와 같다.

$$G = \frac{\pi \cdot \sigma^2 \cdot a}{E} \quad (5)$$

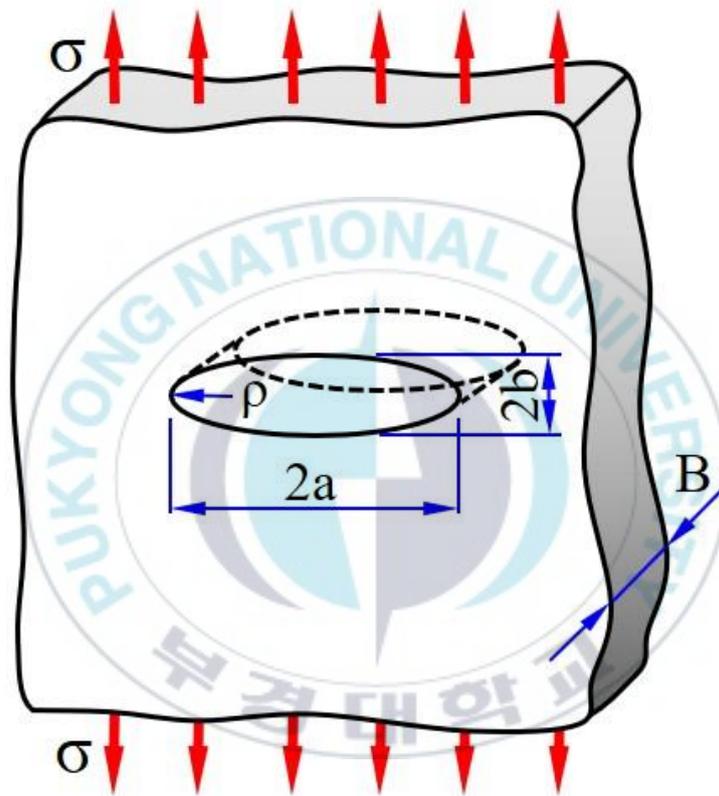


Fig. 4 Schematic model for a through-thickness crack in an infinite plate under tensile loading.

여기에서 E는 탄성계수, σ 는 원거리에 작용되는 응력, a는 균열길이다. G는 G_c 이므로, 식 (6)은 임계응력에 의해 주어진다.

$$G_c = \frac{\pi \cdot \sigma_f^2 \cdot a_c}{E} \quad (6)$$

식 (6)에서 파괴 하중 σ_f 는 $1/\sqrt{r}$ 을 따라서 변화하고 여기서 G는 파괴의 추진력, G_c 는 파괴에 대한 저항력으로 정의된다.

또한 복합재료의 모재 내부 섬유 끝을 균열발생의 시작점으로 간주하고 외부에서 발생하는 하중 변화에 따른 균열 진전량을 측정하여 계산된 K, 임계 응력확대계수로 표현되는 K_c , 그리고 탄소성 재료의 파괴형태에서 J 적분으로 표현되는 J_c 를 복합재료 강도와 인성을 파악하는 물리량으로 사용한다.

2.2.3 적층복합재료의 파괴양상

외부에서 하중이 가해져 섬유강화 적층복합재료에 파괴가 발생할때, 균열의 전파 과정에 대한 대표적 파괴 형태를 Fig. 5에 나타내었다. 복합재료의 파괴는 손상이 재료 전체에 진전되면서 커지게 된다. 이러한 과정에서 인장하중 P는 적층계면분리(delamination), 섬유가교(fiber bridging), 섬유 뽑힘(fiber pull-out), 섬유·모재 분리(fiber/matrix debonding), 섬유 파단(fiber failure), 모재 균열(matrix cracking)등을 유발한다. 복합재료 적층판에서 가장 취약한 파괴형태는

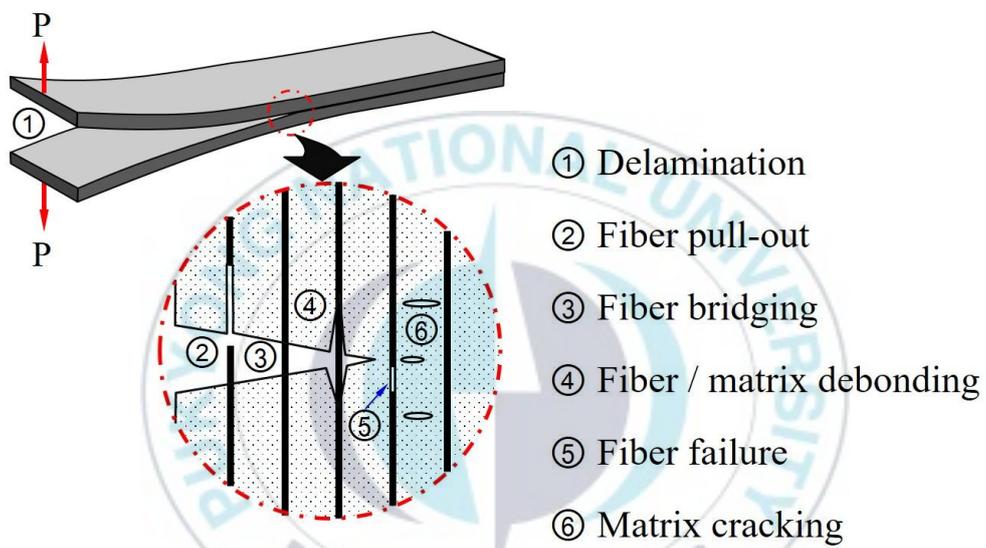


Fig. 5 The failure of fiber-reinforced laminated composite materials under external tensile loads.

층과 층 사이의 계면분리이다. 계면분리는 서로 다른 재료의 계면이나 2플라이(ply) 이상 겹쳐서 원하는 층으로 제작되는 적층 복합재료에서 나타나는 대표적인 손상 형태로 층과 층 사이의 분리를 말한다. 계면분리 현상은 계면 파괴인성이 낮기 때문에 적층 복합재료 구조물의 안전성에 치명적인 영향을 미친다. 따라서 계면분리 현상에 대한 집중적인 연구가 필요하다.

적층판 제작 시 부적절한 경화로 인한 수지의 불규칙적인 분포 또는 적층판에 층간 수직응력이나 전단응력 그리고 이들의 조합으로 인해 층과 층 사이에 생긴 결함이 진전하여 계면분리가 발생한다. 일반적으로 계면분리는 모드 I 계면파괴시험은 쌍외팔보(DCB) 시험편이 주로 사용되고 있으며, 모드 II 계면파괴시험은 하중분산(ELS) 시험편과 굽힘시험편(ENF) 등이 주로 사용되고 있다^{29,30)}. 적층된 복합재료의 모재균열은 즉각적인 파단을 발생시키지 않으나, 적층 구조물의 강성 저하 및 적층구조의 계면분리를 유발한다. 따라서 모재균열 주변의 응력분포를 연구하여 적층 구조의 손상허용을 해석할 수 있다.

2.2.4 ADCB 시험편의 모드I 층간파괴인성 평가

계면의 파괴인성치를 평가하기 위하여 에너지해방율 G 를 계산하였다. 이때 G 를 평가하기 위하여 사용된 방법은 컴플라이언스법을 이용하여 수정 보이론(Modified beam theory : MBT) 평가식을 사용하였다. ADCB 실험에 대하여 Mangalgiri 등³¹⁾이 처음 적용을 시도하였고, Ducept 등³²⁾이 GFRP 시험편을 이용하여 실험과 수치해석결과를 비교하였다. Bennati 등³³⁾은 Ducept 등의

결과를 보다 더 발전적인 수정평가법을 제시하였다. MBT 평가식에 의하면 G는 식 (7)과 같다.

$$G = \frac{3P\delta}{2Ba} \quad (7)$$

여기서 P는 하중, B는 시험편의 폭이며, a는 균열길이이다. 또한 δ 는 식 (8)로 주어진다.

$$\delta = \frac{2Pa^3}{3EI} \quad (8)$$

식 (8)에서 E는 탄성계수이며, I는 관성모멘트를 나타낸다. 여기서 ADCB시험을 수행할 때 계면분리가 발생하는 곳에서 회전이 발생되기 때문에 보이론에 의한 평가식을 수정하기 위하여 실험적으로 얻어지는 균열 길이에 대한 보정을 수행해야 한다. 따라서 보정평가값(Δ)으로 식 (7)을 수정하면 식 (9)와 같이 된다.

$$G = \frac{3P\delta}{2B(a+\Delta)} \quad (9)$$

보정값 Δ 는 컴플라이언스(C)의 1/3 승과 균열길이 a 와의 관계를 구하여 얻어진다. ADCB 실험에 대하여 C는 다음과 같다.

$$C = \frac{a^3}{EI_{eq}} \quad (10)$$

식 (10)에서 얻어진 C와 a 의 관계에서 Δ 가 구해진다. 또한 식 (9)의 δ 는 식 (11)로 주어진다.

$$\delta = \frac{Pa^3}{EI_{eq}} \quad (11)$$

식 (10)와 (11)에서 EI_{eq} 는 등가 강성(Equivalent flexural stiffness)을 나타낸다. 식 (9)와 (11)를 이용하여 G는 식 (12)³⁴⁾로 얻어진다.

$$G = \frac{3P^2(a + \Delta)^2}{2BEI_{eq}} \quad (12)$$

3. 시험편 제작 및 실험 진행방법

3.1 시험편 제작

복합재료는 같은 재료를 적층하더라도 적층 순서와 직조 방법에 따라 전체 재료의 성질은 크게 달라진다. 본 실험에 사용된 실험재료는 FMLs 하이브리드 GFRP/Al 복합재료이다. 섬유강화적층재는 일방향 UD-GFRP 프리프레그를 사용하였으며 금속층은 Al-6061 T6를 사용하였다. UD-GFRP의 물리적, 기계적 특성과 Al-6061 T6의 특성치는 참고문헌³⁵⁾을 이용하여 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Physical and mechanical properties of GFRP and Al materials³⁵⁾

Material	Fiber Wt (gr/m ²)	Total Wt (gr/m ²)	Elastic modulus (GPa)	σ_u (MPa)	Thickness (mm)
UD-GFRP prepreg	183	276	54.3	1.52	0.11
Al6061 T6	-	-	70	310	3.0

GFRP 프리프레그는 일방향으로 유리섬유를 강화재로 하고 에폭시 수지를 기지재로 하여 반건조 상태의 폭 약 1 m의 원단으로 시판된다. 따라서 GFRP는 길이 125 mm, 폭 20 mm의 크기로 절단한 후 Al 시험편에 GFRP

프리프레그를 9플라이 일방향으로 적층하였다. 적층한 GFRP/Al 하이브리드 복합재료를 핫프레스에 삽입 후 성형온도 약 130°C, 성형압력 약 1 MPa 가압한 상태로 1시간 동안 성형하였다. 성형 완료 후에는 상온에서 24시간 이상 공냉하였다. Fig. 6은 성형온도와 압력을 나타내며, Fig. 7은 열성형기를 나타낸다. 최종적으로 성형된 GFRP/Al 하이브리드 복합재료의 최종 두께는 3.99 mm이다.

계면파괴인성의 강화를 위하여 Al과 GFRP 적층판을 접합하기 전에 Al의 한 면에 레이저 각인기(FM20D ; (주)레이저스)를 이용하여 4가지 유형의 패턴을 제작하였다. Fig. 8은 사용된 레이저 각인기를 나타내며, Fig. 9는 Al의 한 면에 제작된 각인 패턴의 형태를 보여주고 있다.

또한 ADCB 시험편의 초기균열 길이(a_0)는 하이브리드 복합재료를 적층 전에 레이저 블레이드와 알루미늄 포일(두께 : 100 μm)을 이용하여 $a_0/L = 0.4$ (L : 시험편 길이)로 설정하였다.

성형된 GFRP/Al 하이브리드 복합재료는 ADCB 실험을 수행하기 위하여 ASTM 5528-21³⁵⁾의 문헌에 따라 Fig. 10과 같이 Al 블록을 에폭시 접착제(Araldite 420)로 부착하여 제작하였다. 블록을 부착한 후에는 블록과 시험편의 접착 강화를 위하여 약 100°C에서 고온 열경화처리 후 공냉 처리하였다.

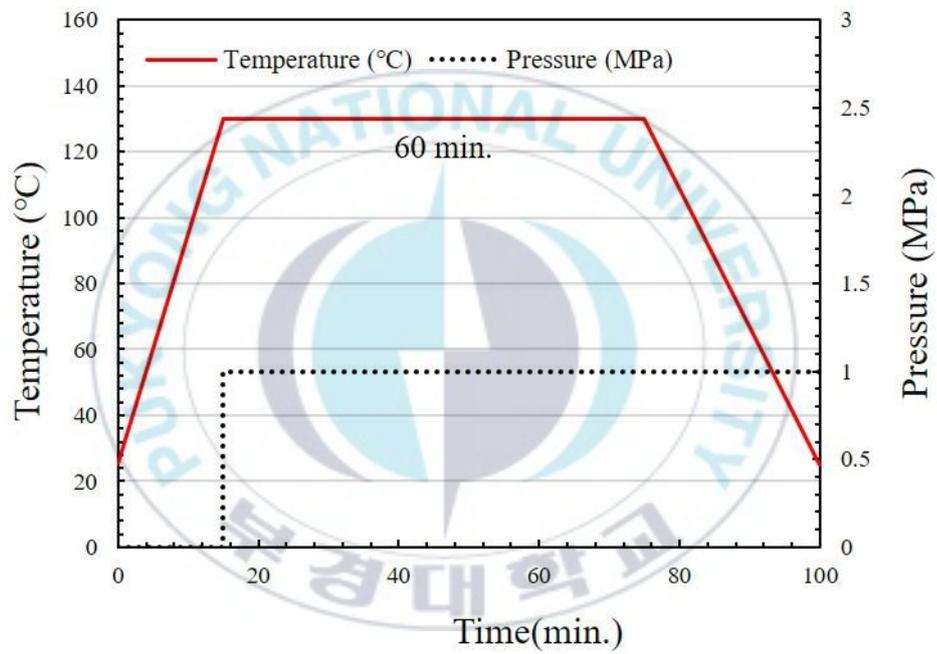


Fig. 6 The curing temperature cycle.



Fig. 7 Photo of a hot press.



Fig. 8 Photo of the laser-engraving machine.



Fig. 9 Photos of aluminum surfaces with engraved laser patterns.

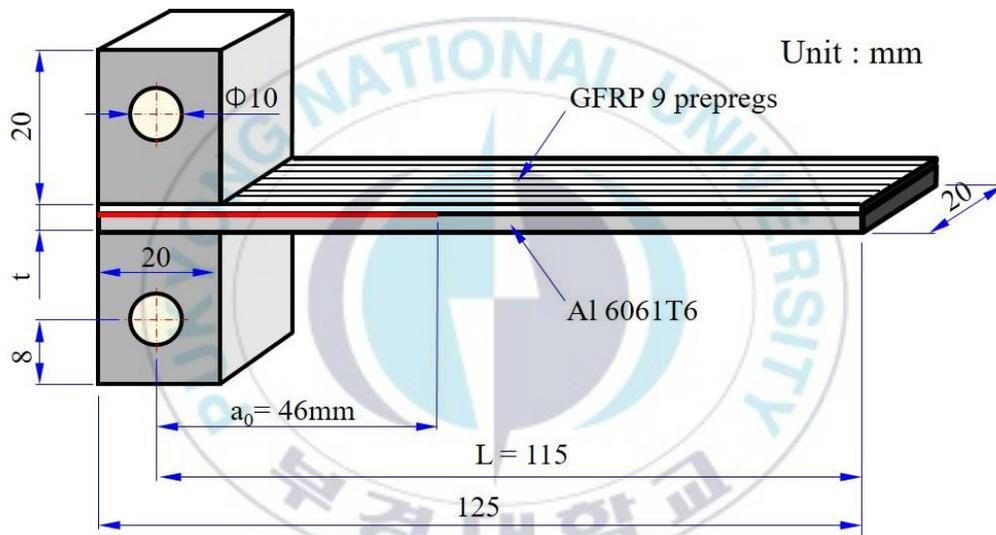


Fig. 10 A geometry of an asymmetric DCB specimen.

3.2 Al 표면 패턴 각인 방법

레이저 패턴의 시작 기준선은 삽입된 초기 균열의 끝단에서 시작된다. 펄스 레이저 조사는 1,070 nm을 사용하여 Al의 표면에 신속하고 반복적 작업에 의하여 이루어졌다. 패턴이 없는 형태와 4가지 패턴의 형태로 총 5종류의 시험편을 제작하였으며, 패턴의 개략도를 Fig. 11에 나타낸다. Fig. 11 (a)는 패턴이 없는 무각인 (no pattern, 이하 'NP'라 한다)이며, 패턴이 있는 4가지 형태는 NP와의 결과값을 비교하기 위해 초기 균열단에서 모두 5 mm 간격을 두고 패턴을 제작하였다. Fig. 11 (b) STP (strip type pattern 이하 'STP'라 한다)는 폭 5 mm 직사각형 스트립 형태로 초기균열 단에서 5 mm 이격된 위치에서 간격 5 mm로 배치되었고, Fig. 11 (c) LSQ (large size quadrate 이하 'LSQ'라 한다)는 가로와 세로 15×15 mm 정사각형의 크기로 패턴 사이 간격을 5 mm로 하여 각인한 패턴을 나타낸다. 또한 Fig. 11의 (d) SSQ (small size quadrate 이하 'SSQ'라 한다)는 가로와 세로 각각 5 mm의 정사각형을 5 mm 간격으로 레이저 각인하였다. Fig. 11 (e) STP#2는 STP와 형상과 패턴은 동일 하나 패턴을 같은 위치에 레이저 각인을 2회 반복 수행한 형태이다. 패턴의 면적이 차지하는 비율은 STP, LSQ, SSQ 및 STP#2 type이 각각 43.5%, 48.9%, 10.9% 및 43.5%이다.

Fig. 12는 파괴시험 전 레이저를 이용한 Al 표면에 각인된 표면과 깊이를 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope, 이하 'SEM'이라 한다)을 이용하여

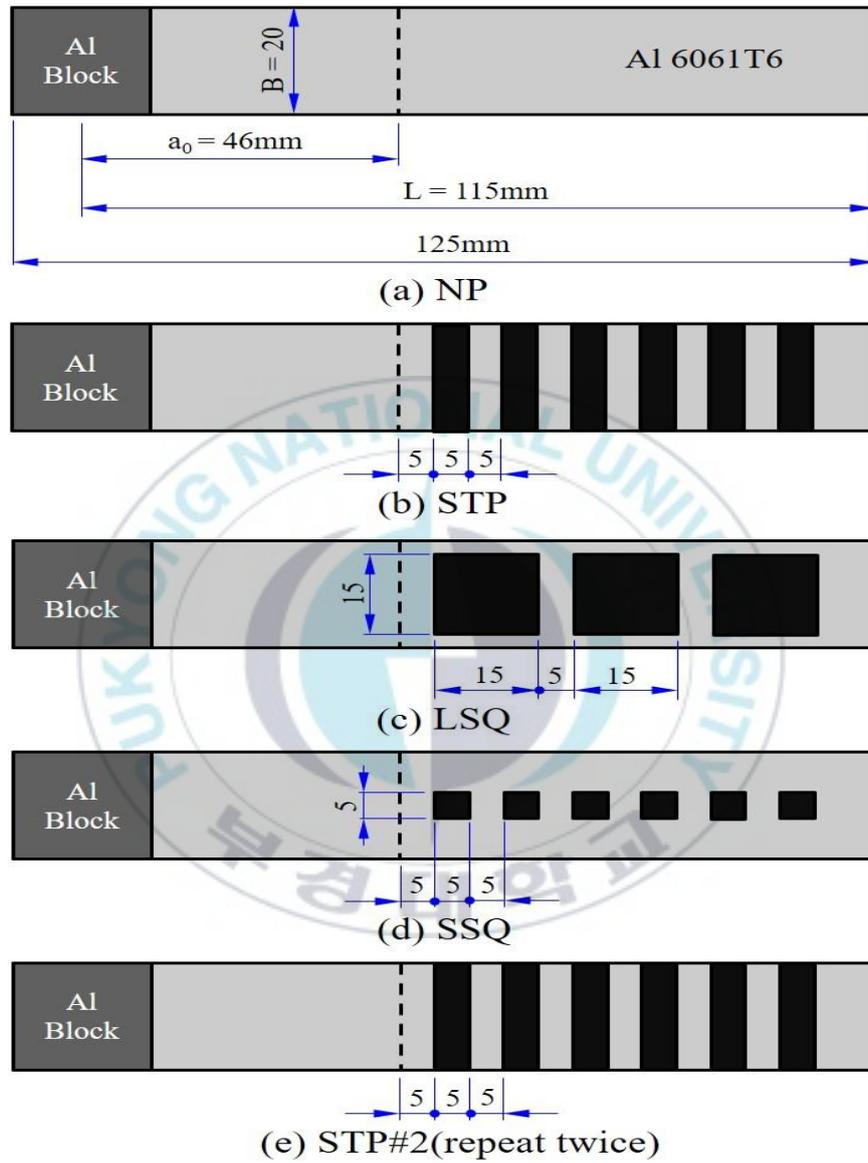
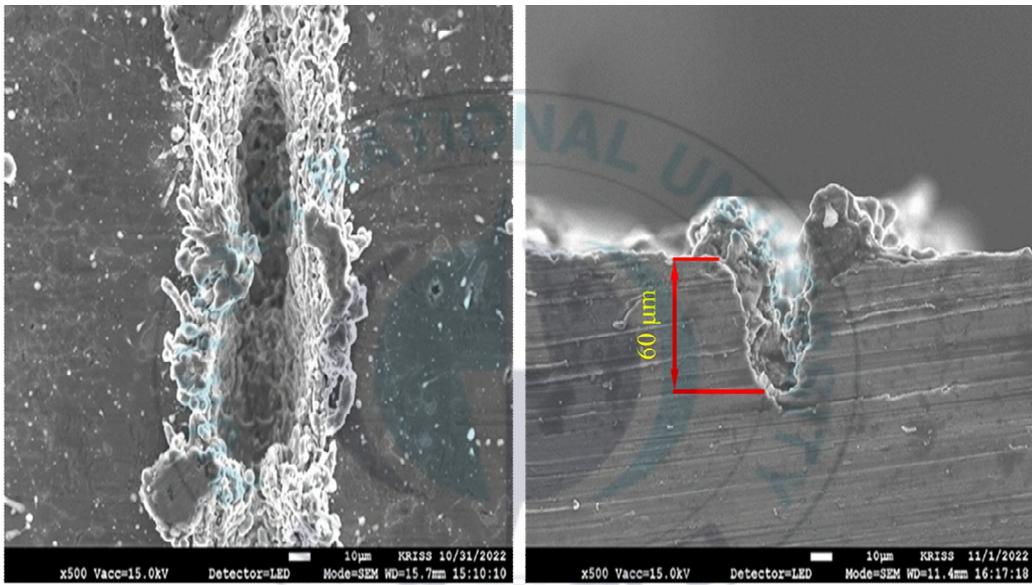


Fig. 11 Schematics of Al surface pretreatment laser patterns for ADCB test specimens.



(a) Laser pattern imprinting before test (upper face)

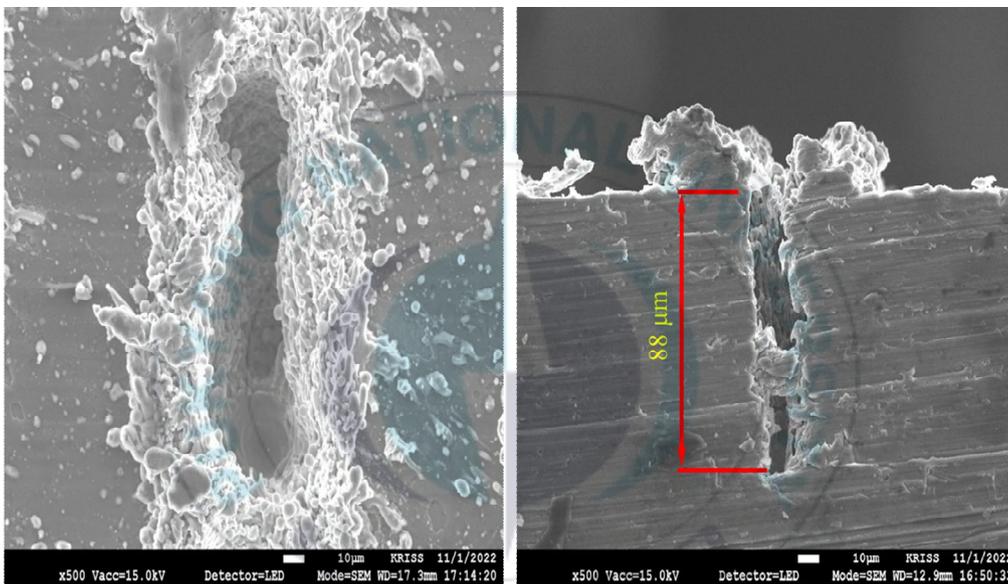
(b) Laser pattern imprinting before test (side face)

Fig. 12 Pattern photograph of the aluminum surface and depth of pattern using a laser engraving machine before fracture test.

측정한 사진을 나타낸다. 이때 레이저를 통해 1회 각인된 깊이는 약 60 μm 로 측정되었다.

Fig. 13은 STP 패턴 시험편에 대하여 레이저 각인을 2회 시행한 결과의 SEM 사진이다. 2회 각인 깊이는 88 μm 로 측정되었다.





(a) Laser pattern imprinting before test
(upper face)

(b) Laser pattern imprinting before test
(side face)

Fig. 13 A pattern was imprinted twice before the test.

3.3 ADCB 시험 방법

GFRP/AI 하이브리드 복합재의 계면 파괴인성을 평가하는 방법은 ADCB 시험편을 이용하여 ASTM D5528-21³⁶⁾에 따라 변위제어 방식의 속도 0.5 mm/min로 Mode I 실험을 수행하였다. Fig. 14에는 실험에 사용된 최대 용량 5ton의 중형인장 시험기(Tinus-Olsen, H50KS)와 Mode I 지그에 부착된 시험편의 모양을 나타낸다. 시험 동안 발생하는 AI과 GFRP 적층 계면에서의 균열발생 길이는 실체 현미경(Kyowa, 20×)을 이동식 현미경의 x-y 테이블에 조립하여 육안으로 관측하였고, 측정된 균열길이는 균열성장과 동시에 실시간 관측하여 디지털 변환기(IT005D, Japan)를 거쳐 PC에 저장된다. 또한 진동패드를 장착하여 현미경의 진동을 흡수하고 측정오차를 최소화하였다. Fig. 15는 실험장치의 개략도를 나타낸다.

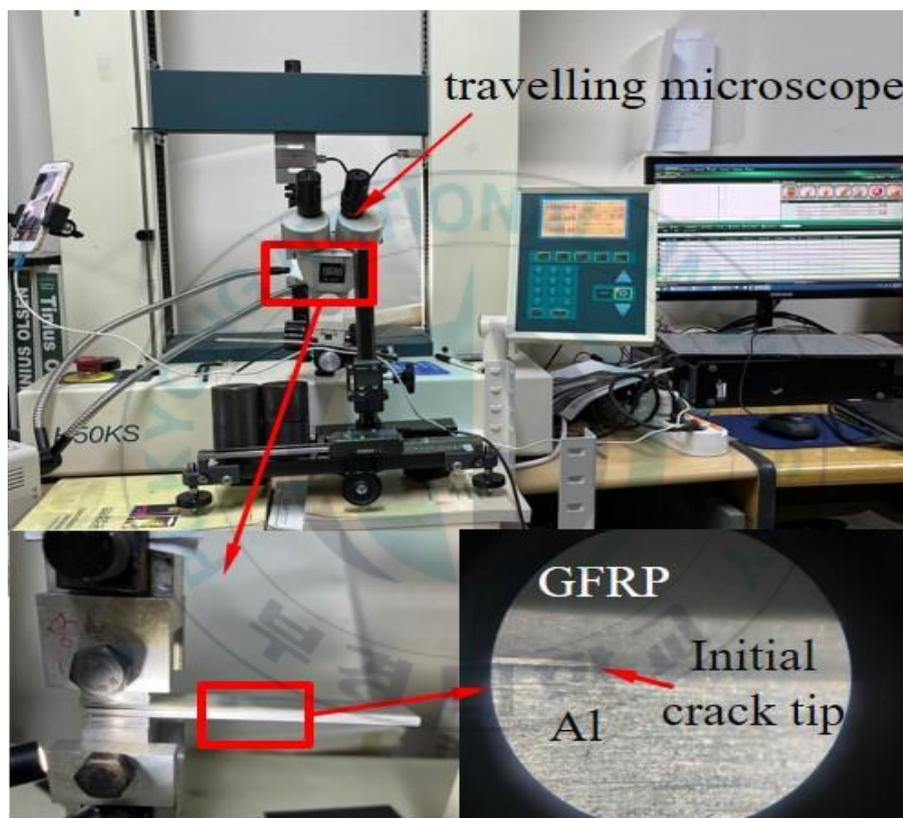


Fig. 14 Photo of the asymmetric Mode I test apparatus with a travelling microscope.

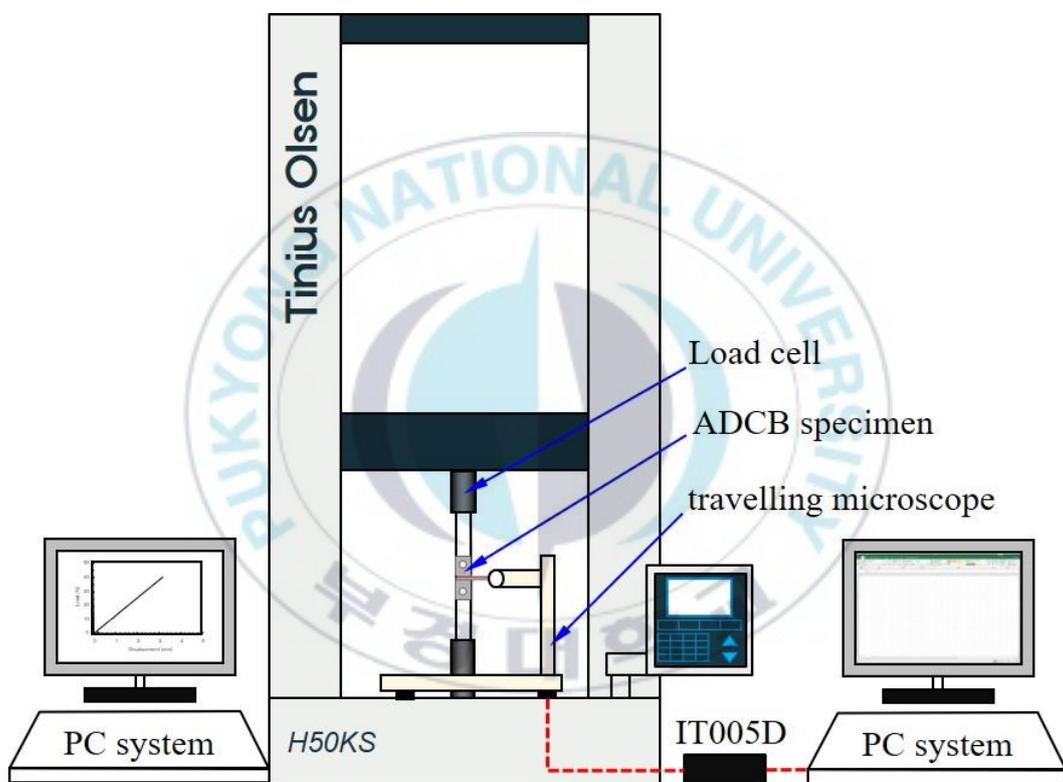


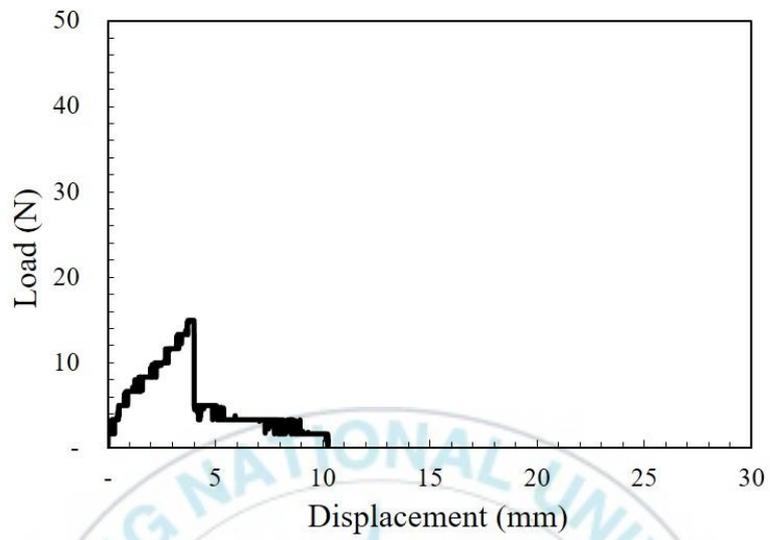
Fig. 15 Schematic diagram of test machine.

4. 실험결과 및 고찰

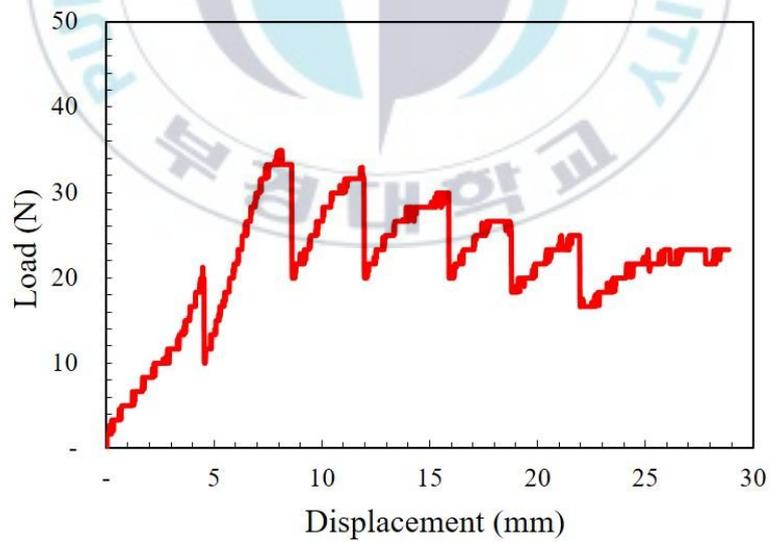
4.1 하중 - 하중선 변위 곡선

GFRP/Al 하이브리드 복합재료의 계면파괴인성의 변화를 평가하기 위해 ADCB 시험편의 파괴 실험에서 얻어진 하중 - 하중선 변위 곡선을 Fig. 16에 구하였다.

Fig. 16 (a) NP 시험편의 경우 하중이 가해짐에 따라 최대하중인 14.99 N까지 선형적으로 증가하였고, 최대하중 이후 균열이 성장함에 따라 하중이 급격하게 감소하여 이후 서서히 무부하 상태로 진행되었다. Fig. 16 (b) STP 시험편은 균열선단에서 5 mm 떨어진 위치에 레이저로 각인한 모양이 시험편 폭 넓이 만큼인 20×5 mm인 패턴을 5 mm 간격을 두고 시험편의 초기균열단 이후인 리그먼트(ligament)에 6개를 삽입한 경우로서 하중의 증가에 따라 하중선 변위가 4.45 mm, 하중이 20.58 N에서 변곡점을 가지고 최대하중대비 약 50% 정도 감소한 이후 다시 서서히 하중이 증가하여 최대 34.99 N까지 발생하였다. 최대하중 이후 하중의 증가와 감소를 반복하면서 최대 하중선 변위가 28.85 mm까지 약 23.32 N의 하중을 유지하였다. Fig. 16 (c) LSQ 시험편은 균열선단에서 5 mm 떨어진 위치에 각인한 모양이 15×15 mm인 패턴을 시험편 폭 가운데에 위치하여 5 mm 간격을 두고 3개를 삽입하였다. LSQ 시험편의 경우 Fig. 16 (b) STP 시험편과 유사하게 하중선 변위가

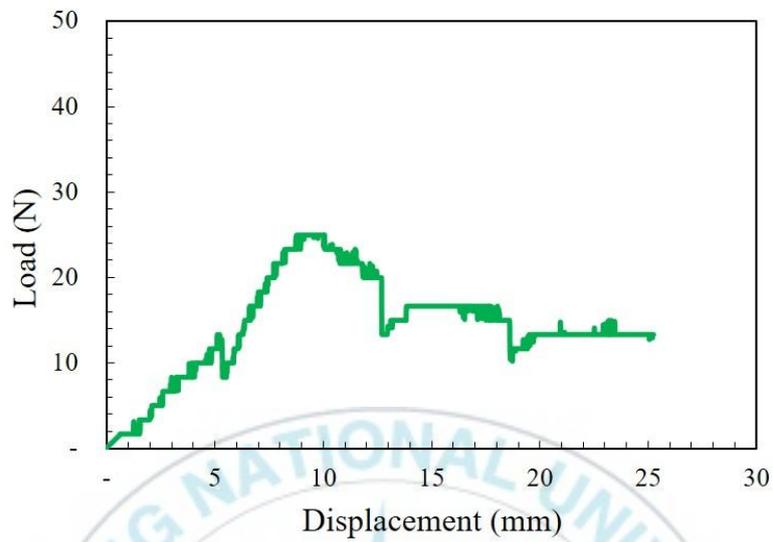


(a) NP

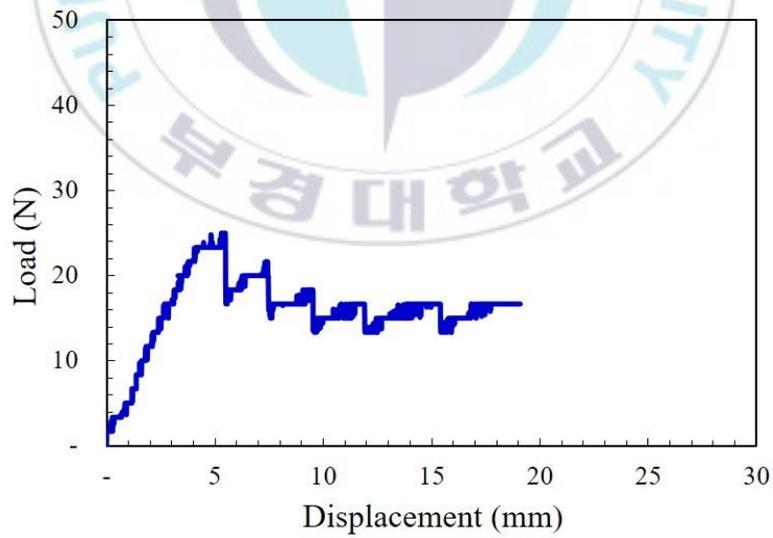


(b) STP

Fig. 16 The curves of the load-displacement.



(c) LSQ



(d) SSQ

Fig. 16 The curves of the load-displacement.(continued)

5.32 mm에서 하중이 12.74 N의 변곡점을 가지며, 이후 최대하중 24.99 N까지 증가하였고, 균열성장에 따라 최대 하중선 변위가 25.22 mm까지 하중의 증가와 감소를 반복하였다. 마지막으로 Fig. 16 (d) SSQ 시험편은 가로와 세로가 각각 5×5 mm 패턴을 초기균열선단에서 5 mm 떨어진 위치의 시험편 폭 중앙에 위치시키고 패턴의 간격을 5 mm로 하여 총 6개의 패턴을 리그먼트에 삽입한 형태이다. 초기 하중에서 최대하중인 24.89 N까지 선형적으로 증가하였으며, 이후 균열 성장에 따라 STP, LSQ와 유사하게 하중의 증가와 감소를 나타내었다.

모든 패턴의 시험편에서 NP 시험편의 경우보다 증가하였고 최대변위점에서 NP가 거의 하중을 감당하지 못하는 것에 비교하여, 일정하중을 유지하는 특징을 보여주었다. STP의 경우에는 최대하중이 약 2.3배 증가, NP의 경우에는 최대하중 이후에는 서서히 하중이 감소하지만 패턴 각인이 된 경우에는 모든 경우에 일정 위치마다 하중이 재상승하고 있다. 이것은 패턴 각인에 의하여 균열진전이 순간적으로 억제되고 있음을 나타낸다.

Fig. 16 (b) S의 밴드 패턴의 시험편에서 가장 큰 하중을 유지하였으며 밴드의 존재에 따라 하중의 증가가 유도되었음을 알 수 있다. Fig. 16 (c) LSQ의 경우에는 패턴의 형태가 정사각형으로 SSQ와 크기의 차이가 존재하지만 패턴의 간격이 넓어 하중감소의 폭이 크게 나타나지 않는 것으로 여겨진다. Fig. 16 (d) SSQ의 경우에는 STP의 경우와 유사하지만 시험편 폭 전체에 패턴이 각인되지 않고 부분적으로 생성되어 있기 때문에 전체적 하중감소가 다수 발생되고 있음을 알 수 있다.

다음의 Fig. 17은 각 시험편에서 얻어진 균열진전의 크기를 나타낸다. Fig. 17에서 NP 시험편의 경우 초기 균열성장은 하중선 변위가 4.03 mm에서 5.70 mm로 관측되어 최대 49.24 mm까지 성장하였다. 균열발생은 NP의 경우에 레이저 패턴이 생성된 시험편에 비교하여 보다 빠른 시간에 시작되었으며, 균열진전속도 또한 빠른 것을 알 수 있다. STP의 시험편의 경우 초기 균열 성장길이 4.12 mm가 하중선 변위 4.54 mm에서 관측되어 최대 55.72 mm까지 측정하였다. LSQ의 경우와 SSQ의 경우 하중선 변위가 5.52 mm에서 초기 균열길이가 각각 3.13 mm 및 3.83 mm로 관측되어 STP 경우보다는 임계 균열길이가 짧음을 알 수 있다. 최대 균열성장길이는 각각 57.81 mm와 45.12 mm 까지 측정되었다.

전체적으로 NP의 경우와 비교하여 패턴이 레이저 각인된 경우에는 비슷한 시기에 균열이 진전하기 시작하여 균열 진전속도 또한 다소 제어 되어지는 것을 알 수 있다.

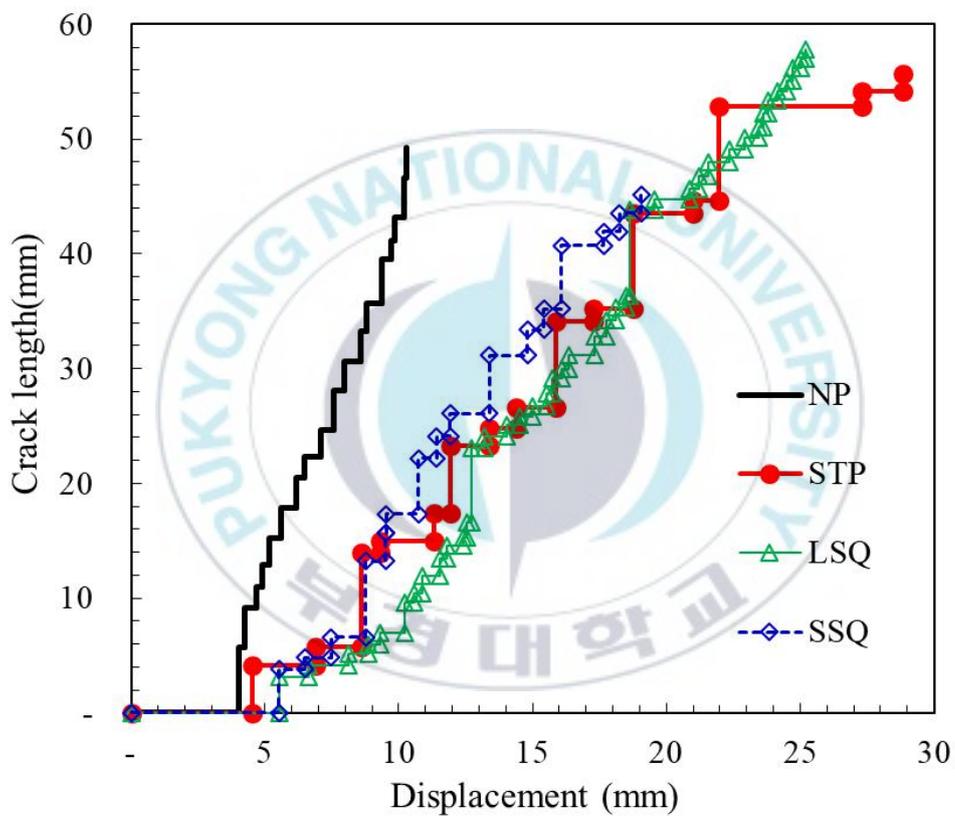


Fig. 17 Variation of the crack extension length by laser pattern type under the ADCB test.

4.2 ADCB 시험편의 모드I 층간파괴인성 평가

Fig. 16과 Fig. 17의 결과를 이용하여 식 (12)로 계면의 파괴인성치를 평가하기 위한 G 를 계산하였다. 식 (12)에 사용된 등가 강성 EI_{eq} 는 식 (13)에 의해 구해진다.

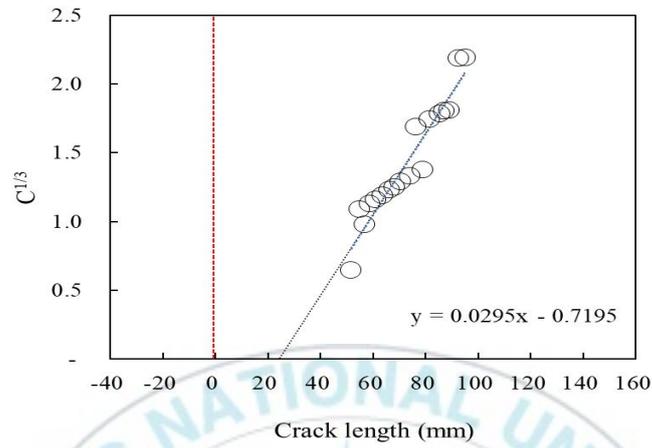
$$EI_{eq} = \left(\frac{1}{E_{gl}I_{gl}} + \frac{1}{E_{al}I_{al}} \right)^{-1} \quad (13)$$

여기서 $E_{gl}I_{gl}$ 은 유리섬유의 탄성계수와 관성모멘트, $E_{al}I_{al}$ 은 AI의 탄성계수와 관성모멘트이다. I_{gl} 과 I_{al} 은 다음 식 (14)와 같다.

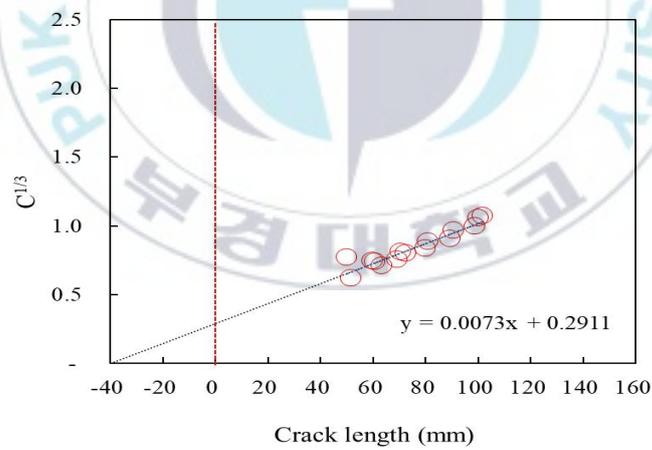
$$I_{gl} = \frac{Bh_{gl}^3}{12}, \quad I_{al} = \frac{Bh_{al}^3}{12} \quad (14)$$

여기서 h_{gl} , h_{al} 은 0.99 mm, 3 mm이고 폭 B 는 20 mm이다. Table 1을 참고하여 EI_{eq} 는 85.43 Nmm로 얻어졌다.

Fig. 18은 균열성장 보정길이 Δ 를 구하기 위한 C 와 a 의 관계를 보여준다. 여기서 Δ 는 NP 시험편과 STP, LSQ 및 SSQ 패턴 시험편에 대하여 각각 24.39 mm, 39.87 mm, 24.44 mm 및 34.38 mm를 얻었으며 식 (12)을 이용하여 Fig. 19과 같이 G 를 얻었다.

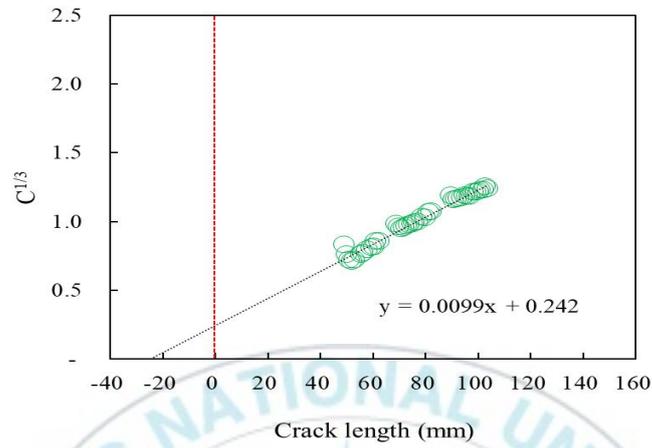


(a) NP

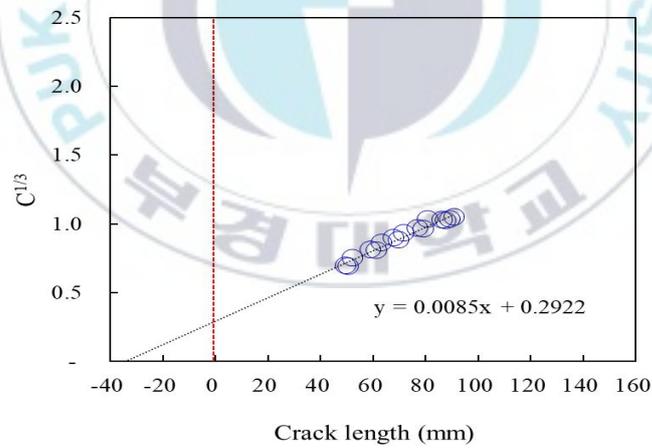


(b) STP

Fig. 18 The relationship between compliance and crack length.



(c) LSQ



(d) SSQ

Fig. 18 The relationship between compliance and crack length.(continued).

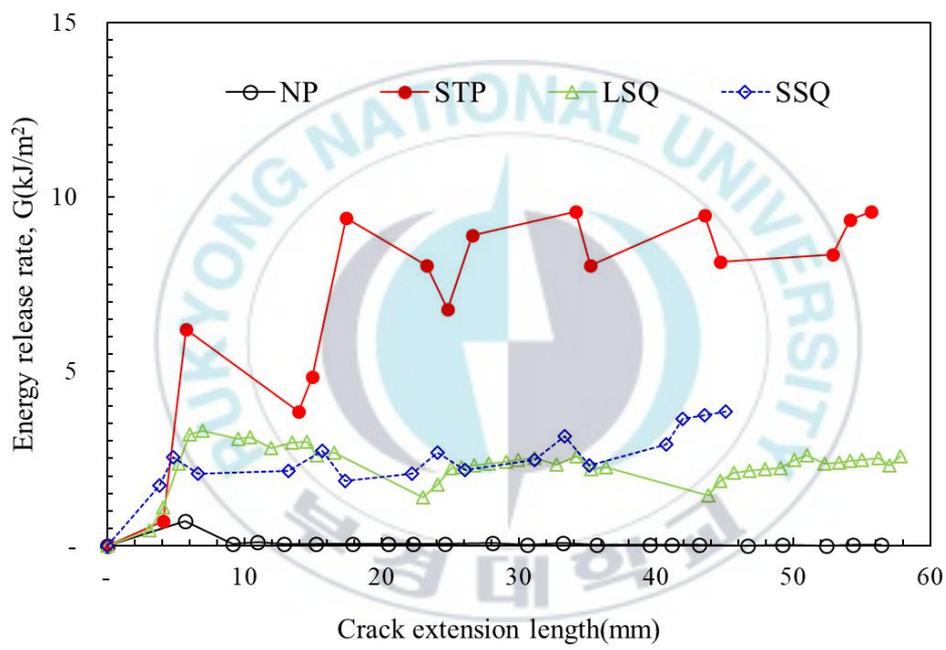
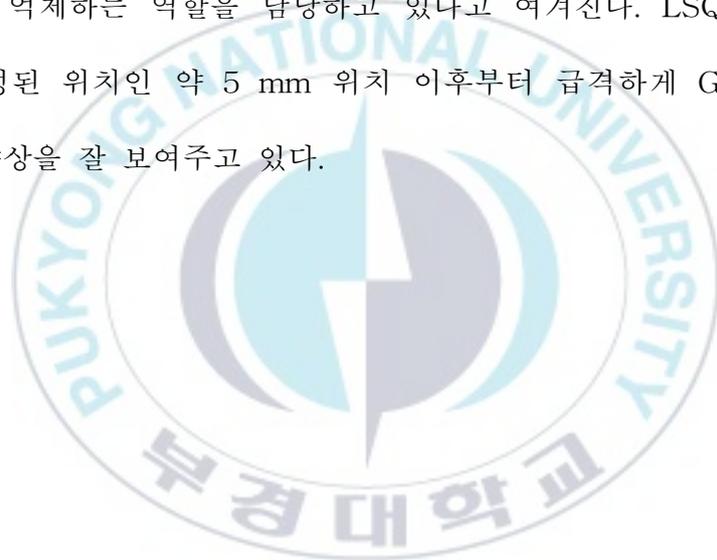


Fig. 19 The energy release rates derived from the ADCB test.

Fig. 19에서 각 시험편에 대한 G_{Ic} 는 NP, STP, LSQ 및 SSQ에 대하여 각각 1.14 kJ/m^2 , 0.71 kJ/m^2 , 0.45 kJ/m^2 및 1.72 kJ/m^2 를 얻었다. NP 시험편이 레이저 패턴이 생성된 경우보다 G_{Ic} 값이 높게 나타났으나 균열이 4 mm 정도 진전된 이후에는 레이저 패턴이 생성된 경우가 NP 시험편보다 G값이 높음을 알 수 있다. 특히 STP는 훨씬 높은 G를 보여주고 있다. 이것은 STP 패턴의 계면접착 부위가 파괴인성이 더 높아져서 접착력이 더 강화되고 균열의 진전속도를 억제하는 역할을 담당하고 있다고 여겨진다. LSQ의 경우에도 패턴이 형성된 위치인 약 5 mm 위치 이후부터 급격하게 G가 증가되어 접착력의 향상을 잘 보여주고 있다.



4.3 각인 깊이 변화에 대한 평가

Fig. 20은 4가지 형태의 시험편에 대한 하중과 파괴인성을 평가한 결과가 가장 우수한 패턴인 STP를 2번 반복하여 각인한 시험편(STP#2)에 대한 하중 - 하중선 변위 선도를 나타낸다. 패턴 형태에 따른 비교를 위하여 기존 NP와 STP 결과를 추가하여 고찰한다. NP의 경우 최대하중이 14.99 N이며, STP는 최대하중이 34.99 N이었지만 STP#2의 경우는 STP와 하중 - 하중선 변위 선도 경향은 유사하지만 최대하중이 46.06 N(변위 11.79 mm)까지 상승하였다. 따라서 실제 제품에 패턴을 적용할 경우 제작과정에 따른 시간과 비용 등 경제적 측면을 고려할 필요성이 있으나, 안전성 측면에서는 패턴의 깊이가 깊어짐으로 최대하중이 무각인의 NP 대비 약 3.07배, 한 번의 각인된 STP 대비 약 1.32배의 하중 상승효과를 가져왔다.

Fig. 21은 STP 시험편에 대하여 ADCB Mode I 파괴시험을 행한 후 얻어진 파단면을 SEM으로 촬영한 것을 나타내었다. STP 패턴의 각인된 AI 파단면의 측면에서 관찰된 패턴의 깊이 방향에 따라 GFRP 수지가 잘 함침되어 있음을 알 수 있고, 이 현상은 패턴이 계면의 접합인성을 증대시키는데 주요한 역할을 담당하고 있음을 잘 나타내고 있다.

Fig. 22는 2번 레이저 각인된 STP#2와 NP, STP의 균열성장길이의 변화를 나타낸다. STP#2에서 초기 균열성장은 하중선 변위가 6.14 mm에서 0.63 mm로 관측되어 최대 55.12 mm까지 성장하였다. Fig. 17에서와 같이

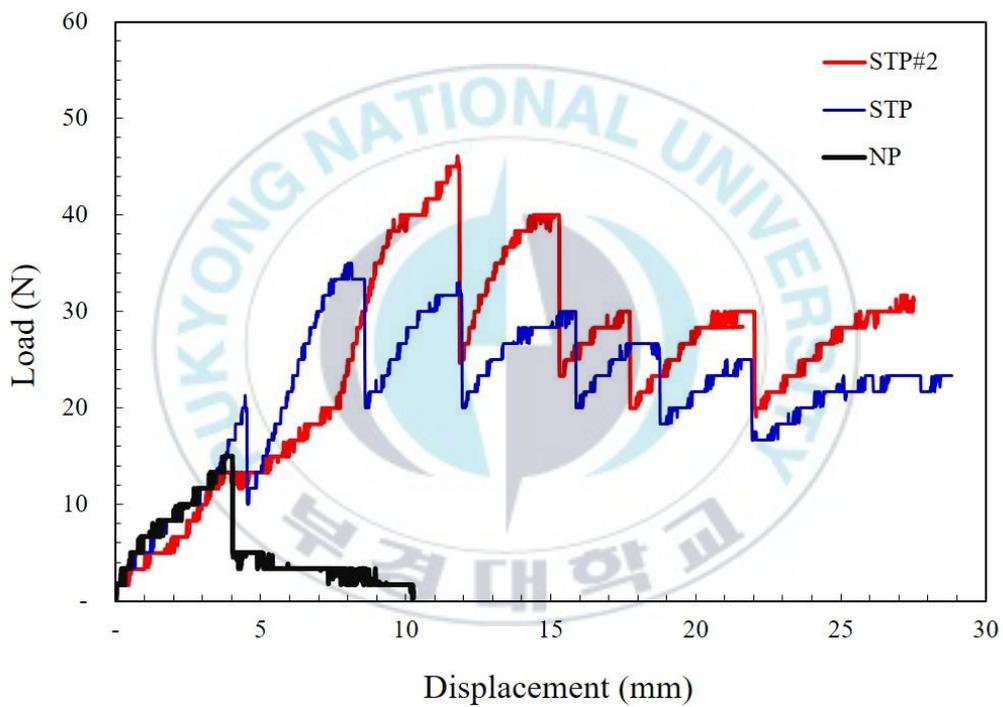


Fig. 20 The curves of the load-displacement at different pattern depths.

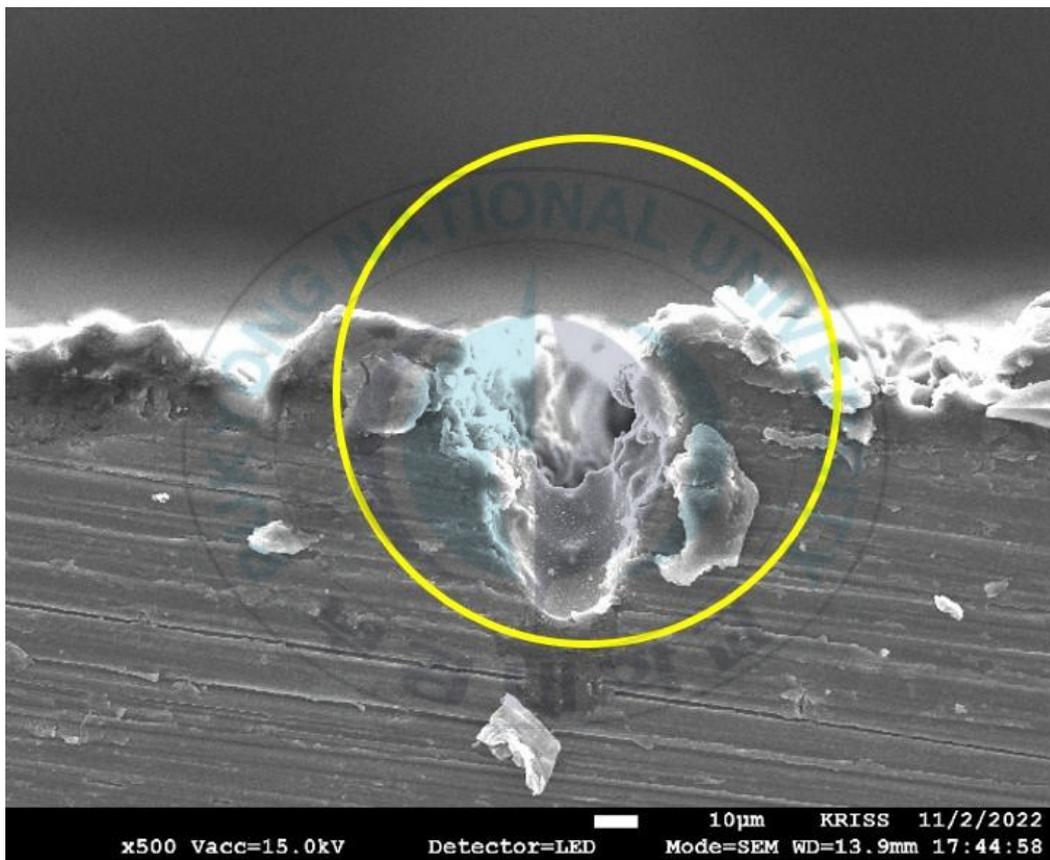


Fig. 21 Pattern photograph of aluminum side before and after fracture by SEM.

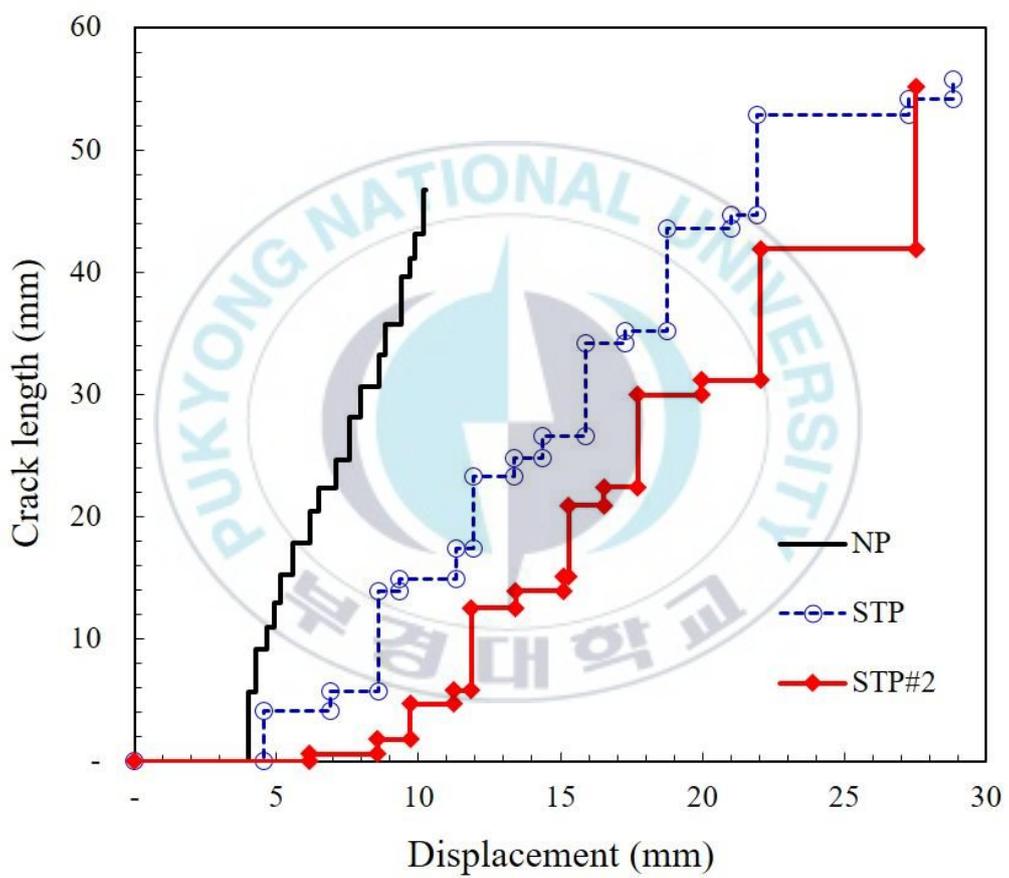
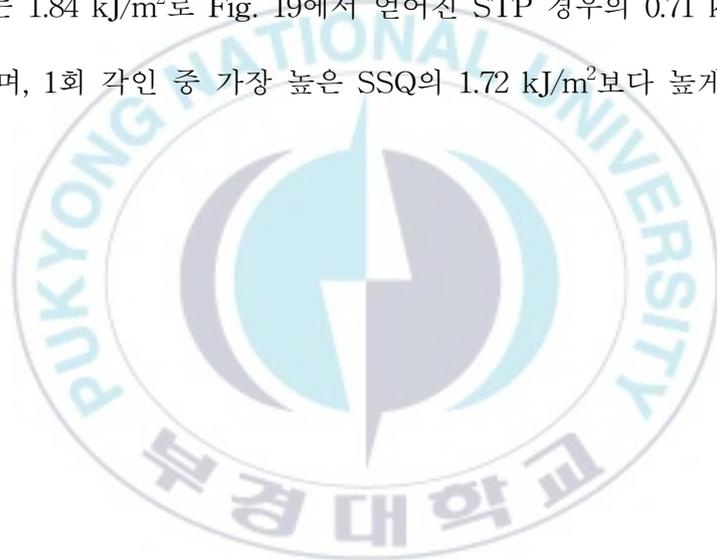


Fig. 22 Variation of the crack extension length by laser pattern depth under the ADCB test.

NP 시험편의 경우보다 패턴의 각인으로 인해 진전속도는 느리게 나타났으며 STP 패턴에 비교하여 STP#2에서는 같은 변위에서 균열성장길이가 보다 느리게 나타났다.

Fig. 23은 STP#2 시험편에 대한 균열성장 보정길이 Δ 를 구하기 위한 C와 a의 관계에서 Δ 는 41.39 mm로 얻어졌다.

Fig. 24는 식 (12)를 이용하여 패턴의 깊이 변화에 대한 G를 나타낸다. 여기서 측정된 G_{Ic} 는 1.84 kJ/m^2 로 Fig. 19에서 얻어진 STP 경우의 0.71 kJ/m^2 보다 높게 나왔으며, 1회 각인 중 가장 높은 SSQ의 1.72 kJ/m^2 보다 높게 얻어졌다.



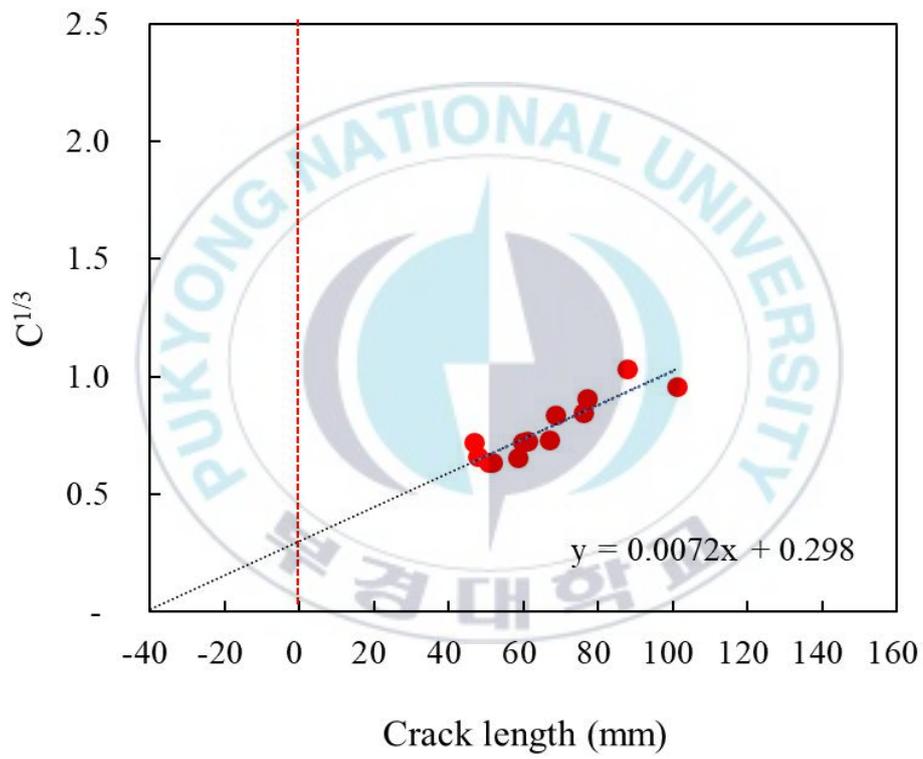


Fig. 23 The relationship between compliance and crack length (SPT#2).

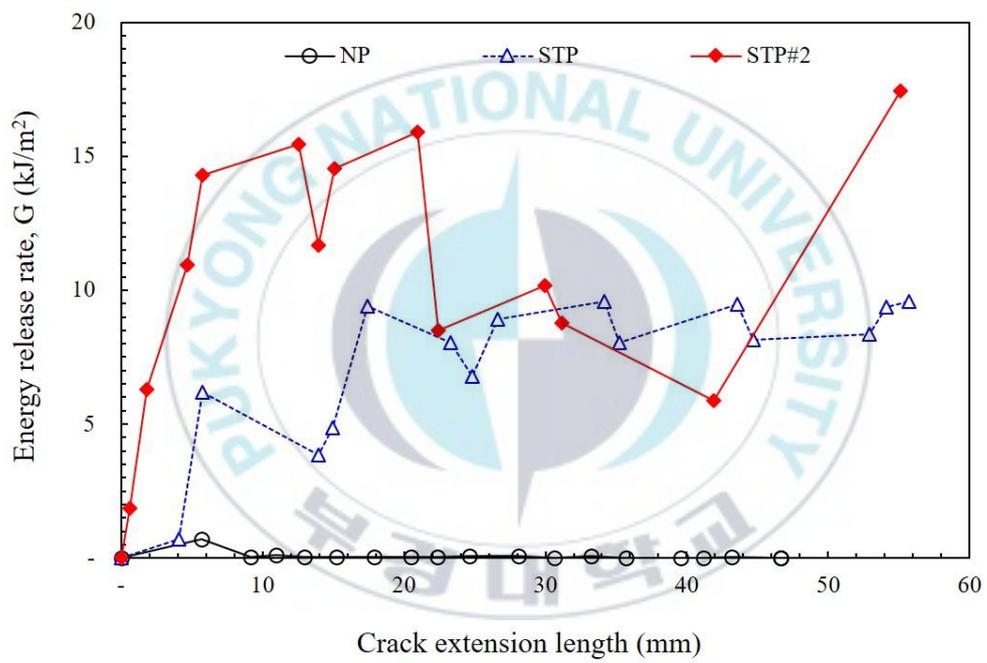


Fig. 24 The energy release rates derived from the ADCB test according to a change in depth.

5. 결 론

핫프레스를 이용하여 GFRP/AI 하이브리드 복합재료의 접합계면 인성을 강화하기 위한 간편한 수법을 제시하고 최적의 패턴형태를 도출하기 위해 AI 시험편 표면에 레이저를 이용한 다양한 형태의 패턴을 각인하여 균열성장에 미치는 영향을 평가하였다. 또한 계면인성평가는 ADCB 시험편 이용하여 에너지해방율을 평가하고 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) ADCB 시험편의 파괴시험에 대한 하중 - 하중선 변위 선도에서 NP 시험편의 경우보다 모든 패턴의 시험편에서 하중이 증가하였고 STP의 경우에는 최대하중이 약 2.3배 정도 증가한 것을 알 수 있다. NP의 경우에는 최대하중 이후에는 서서히 하중이 감소하지만 패턴 각인이 된 경우에는 일정 위치마다 하중이 재상승하여 균열진전이 순간적으로 억제되고 있음을 나타낸다.

2) 균열발생은 NP의 경우에 레이저 패턴이 생성된 시험편에 비교하여 보다 빠른 시간에 시작됨을 알 수 있었고, 패턴이 레이저 각인된 경우에는 전체적으로 비슷한 시기에 균열이 진전하기 시작하여 균열 진전속도 또한 다소 제어되어지는 것을 알 수 있다.

3) NP, STP, LSQ 및 SSQ에 대하여 G_{IC} 는 각각 1.14 kJ/m^2 , 0.71 kJ/m^2 ,

0.45 kJ/m² 및 1.73 kJ/m²을 얻었다. NP 시험편이 레이저 패턴이 생성된 경우보다 G_{Ic}값이 높게 나타났다.

4) 균열이 4 mm 정도 진전된 이후에는 레이저 패턴이 생성된 경우가 NP 시험편보다 G값이 높았으며, 특히 STP는 훨씬 높은 G를 보여주고 있어 STP 패턴의 계면접착 부위가 파괴인성이 더 높아져서 접착력이 더 강화되고 균열의 진전속도를 억제하는 역할을 담당하고 있다고 여겨진다.

5) 레이저 각인을 2번 수행한 STP#2의 경우 최대하중이 46.06 N으로 NP 대비 약 3.07배, 한 번 각인한 STP 대비 약 1.32배의 하중 상승효과를 가져왔으며, 파괴인성 G_{Ic} 역시 가장 높은 1.84 kJ/m²로 얻어졌다.

본 연구에서 얻어진 결과를 통하여 GFRP와 AI 하이브리드 복합재료를 적용하기 위해서 STP 패턴과 같은 표면처리를 하므로 접착력 향상과 계면인성 평가에서 안전성을 반영할 수 있는 연구가 될 것으로 생각된다.

인 용 부 호

NOMENCLATURE

GFRP : Glass Fiber Reinforced Plastic	[-]
CFRP : Carbon Fiber Reinforced Plastic	[-]
DCB : Double Cantilever Beam	[-]
ADCB: Asymmetric Double Cantilever Beam	[-]
K : Stress intensity factor	[Pa · m ^{1/2}]
G : Energy release rate	[J/m ²]
G _c : Critical energy release rate	[J/m ²]
E : Yong's modulus	[-]
a : Crack length	[mm]
a ₀ : Initial crack length	[mm]
Δa : Crack extension length	[mm]
P : Load	[N]
I : moment of inertia	[m ⁴]
C : Compliance	[m/N]
L : Length of ADCB specimen	[mm]
h _{gl} : Thickness of GFRP of the specimen	[mm]
h _{al} : Thickness of Al of the specimen	[mm]

GREEK LETTERS

σ : Stress	[Pa]
δ : Displacement of ADCB specimen	[mm]

참 고 문 헌

- 1) Y. J. Yang, S. B. Pyeon, C. S. Cha and I. Y. Yang, “Penetration Fracture Characteristics of Orthotropic CFRP Laminates Shells according to Curvature”, Journal of the Korean Society of Safety, Vol. 31, No. 6, pp. 6~11, 2016.
- 2) J. W. Han, “Low-velocity Impact Characterization of Laminated Composite Materials”, Journal of the Korean Society of Safety, Vol. 23, No. 6, pp. 34~37, 2008.
- 3) G. S. Bir and P. Migliore, “Computerized Method for Preliminary Structural Design of Composite for Two-and Three-Blade Rotors”, NREL/TP-500-31486, 2004.
- 4) R. McAdam, T. O’Hare and S. Moffett, “Collaborative Knowledge Sharing in Composite New Product Development : An Aerospace Study”, Technovation, Vol. 28, pp. 245~256, 2008.
- 5) W. C. Hwang, C. S. Cha and I. Y. Yang. “The Static Collapse Characteristics of CFRP Single and Double Hat Shape Section Members according to the Interface Number for Lightweight”, Journal of the Korean Society of Safety, Vol. 27, No. 6, pp. 20~25, 2012.
- 6) <https://blog.naver.com/mjint22/222947223286>

- 7) <https://blog.naver.com/prismco/222603717264>
- 8) <https://blog.naver.com/the-engineer/222465896964>
- 9) E. O. Akser and K. L. Choy, "Finite element analysis of the stress distribution in a thermally and transversely loaded Ti-6Al-4V/Sic fibre composite", *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, Vol. 32, pp. 243~251, 2001.
- 10) B. Fiedler, M. Hojo and S. Ochiai, "The influence of thermal residual stresses on the transverse strength of CFRP using FEM", *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, Vol. 33, pp. 1323~1326, 2002.
- 11) H. T. X. Truong, M. J. Martinez, O. O. Ochoa and D. C. Lagoudas, "Mode I Fracture Toughness of Hybrid Co-cured Al-CFRP and NiTi-CFRP Interfaces : An Experimental and Computational study", *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, Vol. 135, 2020.
- 12) P. Molitor, V. Barron and T. Young, "Surface treatment of Titanium for Adhesive Bonding to Polymer Composites : a review", *Inter. Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 21, No. 2, pp. 129~136, 2001.
- 13) S. Prolongo, M. Gude, R. G. Del and A. Urena, "Surface Pretreatments for Composite Joints : Study of Surface Profile by SEM image analysis", *Journal of Adhesion Science Technology*, Vol. 24, No. 11, pp. 1855~1868, 2010.

- 14) M. Budzik, J. Jumel, K. Imielinska and M. Shanahan, "Fracture in Composite Aluminium Joints of Variable Adhesive Properties", Journal of Adhesion, Vol. 85, No. 10, pp. 736~754, 2009.
- 15) <https://treasure-chest.tistory.com/5>
- 16) E. S. Lee and M. G. Han, Fracture Mechanics, Wonchang Publishers, Incheon, 1993.
- 17) M. S. Kim, "Damage and Reliability of Composites", Sigmapress, Pusan National University, Trouble Analysis and Reliability Research Center, pp. 1~2, 2003.
- 18) J. H. Lee, "Fiber Glass Reinforced Plastic", KiJeon Publishers, Seoul, 2003.
- 19) S. H. Kim, "The study for the effect of CNTs and the Laminate Structure on the Intralaminar Fracture Toughness of CFRP/GFRP Hybrid Composites", Pukyong National University Master's Thesis, p. 41, 2017.
- 20) C. S. Hong, "Mechanical Properties of Composite Laminated Structures", Journal of the KSME, Vol. 32, No. 1, pp. 4~17, 1992.
- 21) C. K. Moon, Polymer Matrix Composite, Sigmapress, Seoul, 2000.
- 22) Woven Fabrics, http://www.kennethjfrango.com/education/woven_fabrics.htm 2006.
- 23) G. R. Irwin, "Handbook the Physics", Springer, Berlin, Vol. 7, p. 78, 1958.

- 24) A. A. Griffith, "The Phenomena of Rupture and Flow in Solids", Transactions of the royal society of london, Vol. 221, p. 163, 1920.
- 25) G. R. Irwin, "Fracture Dynamics", Fracturing of Metals. American Society for Metals, Cleveland, p. 147, 1948.
- 26) E. Orowan, "Fracture and strength of solids" Reports on progress in physics, Vol. 12, p. 185, 1949.
- 27) T. L. Anderson, Fracture Mechanics Fundamentals and Applications, CRC Press, Florida, 1994.
- 28) <https://blog.naver.com/rossie999>
- 29) Y. J. Yum, Y. W. Chu and H. You, "Analysis of Mode II and Mixed Mode Delamination in Carbon/Epoxy Composite Material", University of Ulsan, Engineering Research, Vol. 29, p. 152, 1998.
- 30) C. S. Lee, "Application of Electric Resistance Method to Composite Laminate for Detecting Delamination", University of Ulsan, Theses Master, p. 1, 2001.
- 31) P. D. Mangalgi, W. S. Johnson and R. A. Everett, "Effect of Adherend Thickness and Mixed Mode Loading on Debond Growth in Adhesively Bonded Composite Joints", NASA-TM-88992, 1986.
- 32) F. Ducept, D. Gamby and P. Davies, "A Mixed Mode Failure Criterion Derived from tests on Symmetric and Asymmetric Specimens", Composites Science and technology, Vol. 59, No. 4, pp. 609~619, 1999.

- 33) S. Bennati, M. Colleuori, D. Corigliano and P. S. Valvo, “An Enhanced Beam Theory Model of the Asymmetric Double Cantilever Beam (ADCB) test for Composite Laminates”, Composites Science and Technology, Vol. 69, No. 11, pp. 1735~1745, 2009.
- 34) M. M. Shokrieh and A. Zeinedini “A Novel Method for Calculation of Strain Energy Release Rate of Asymmetric Double Cantilever Laminated Composite Beams”, Applied Composite Materials, Vol. 21, pp. 399~415, 2014.
- 35) <https://matweb.com/search/PropertySearch.aspx>
- 36) ASTM D 5528-21, Standard Test Method for “Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites”, ASTM International, 2022.

감사의 글

석사학위 과정을 마치면서 그동안 물심양면으로 많은 도움을 주셨던 모든 분들께 감사의 글을 올립니다.

오래전 학부과정부터 최근의 석사과정까지 많은 우여곡절이 있었지만 언제나 한결같은 넓은 마음으로 이해해 주시고 때로는 애정 어린 조언과 학문적 가르침을 베풀어 주신 **권오현 교수님**께 진심 어린 감사와 존경을 드립니다. 항상 교수님의 연구철학을 따라가려 했지만 기대해 주신 만큼 좋은 모습을 보여드리지 못한 죄송함을 앞으로 안전관리자로서 실무에서 훌륭한 모습을 보이면서 보답하겠습니다..

바쁘신 와중에 논문의 심사위원 주심으로 정확하고 세밀한 검토와 날카로운 지적으로 저의 논문 완성에 큰 도움을 주신 **신성우 교수님**께 진심으로 감사드립니다.

학부과정에서 좋은 가르침에 이어 석사학위 논문에서도 심사위원을 맡아주셔서 많은 가르침과 좋은 조언을 해주신 **장성록 교수님**께 진심으로 감사드립니다.

석사과정 동안 열정적인 지도로 배움의 깨달음을 얻게 해주신 **이의주 교수님, 오창보 교수님, 이창준 교수님, 박현곤 교수님**께 머리 숙여 진심으로 감사드리며 교수님의 훌륭하신 가르침을 바탕으로 대한민국 안전공학 발전에 조금이나마 도움이 되도록 더욱 노력하겠습니다.

처음 연구실에 들어왔을 때부터 석사과정까지 든든한 선배로서 이끌어 주시고 석사과정에서 제가 힘들어할 때 항상 옆에서 얘기를 들어 주시고 많은 가르침과 조언을 바탕으로 용기를 북돋아 주시고 도와주신 **윤유성 박사님**께 진심 어린 감사의 인사를 드립니다.

학부생 시절 제가 많이 부족했음에도 넓은 아량으로 이해해 주시고 학사학위 수여까지 제가 올바르게 나아갈 수 있도록 도와주신 **강지웅 교수님**께 감사의 인사를 드립니다.

멀리 계신데도 애정이 가득 담긴 쓴소리로 제가 벗어나지 않도록 바로 잡아주시고 석사과정을 늦은 나이에 시작할 수 있도록 이끌어주신 고등학교 선배이신 **송상민 형님**께 진심으로 감사의 인사를 드립니다.

학부시절 실험을 준비하고 도와드린 경험으로 인해 저의 석사과정 연구에서 실험 준비와 과정이 낯설지 않게 만들어주셨고 항상 한결같이 든든한 지원을 보내주신 **박준호 형님, 태환준 형님**께 감사의 인사를 드립니다.

연락을 자주 못해도 이해해 주시고 언제나 저의 석사과정이 무사히 마무리되도록 진심 어린 조언과 물심양면으로 도와주신 **강수원 형님, 전상구 형님**께 감사의 인사를 드립니다. (수원형님 얼른 완쾌하십시오.)

학교 복학 후 조금은 익숙치 않은 연구실 분위기에 잘 적응하고 좋은 추억을 선물해 주신 **이종빈 박사님, 고정찬 박사님, 멀리 하늘에 계시는 배동철 박사님** 그리고 자랑스러운 FCnD **김천 형님, 유진규 형님,곽정훈 형님, 김정수 형님**께 감사드리며 올해는 꼭 얼굴을 뵙고 인사드리겠습니다.

고등학교 후배지만 대학원은 선배인 **박우림 박사님** 덕분에 빠른 시간 내 석사과정에 적응할 수 있었고, 존재만으로 든든했습니다. 그리고 같이 고생한 **원우덕 형님, 준혁이, 김송미 후배님, 박준석 후배님**이 있어서 긴 시간 동안 외롭지 않고 버틸 수 있었습니다. 정말로 수고 많으셨습니다.

석사과정에 집중할 수 있도록 묵묵하게 헌신해 주고 동기부여와 힘이 되어준 **사랑하는 와이프 이지원씨**에게 저의 석사논문을 바칩니다. 정말로 감사했고 앞으로는 남편이자 동반자로서 더욱더 헌신하겠습니다. 엄마가 힘들지 않게 웃어주고, 건강하게 잘 커준 **사랑하는 아들 심은우** 군에게 아빠가 항상 감사하고 그동안 소홀했던 아빠 노릇 제대로 하겠습니다.

건강하고 올바르게 키워주시고 언제나 내 편이 되어주신 **아버지, 어머니, 우진이, 장인어른, 장모님, 의영 처제, 주현 처제, 승현 처제, 이서방, 김서방** 그리고 **사랑하는 집안 식구분들과 조카 선우**에게 감사의 인사와 논문을 바칩니다.

마지막으로 부족한 게 많은 제가 잘 따라올 수 있도록 배려해 주시고 깨달음을 얻게 해주시는 (주)성우하이텍 **도종복 부사장님** 이하 **본부 직원들**에게 항상 감사하다는 인사를 드립니다. 석사과정에서 얻은 배움을 바탕으로 앞으로도 회사와 직원들의 발전과 안녕을 위해 더 열심히 노력하겠습니다.

다시 한번 모든 분들께 진심으로 감사의 인사를 드립니다.

2023년 2월

심우용 배상