

GFRP/Al 복합재료의 접합부 레이저 패턴이 계면인성에 미치는 영향

심우용¹ · 윤유성² · 권오현^{3†}

Effect of Bonding Surface Laser Patterns on Interfacial Toughness of GFRP/Al Composite

Woo Yong Sim¹ · Yu Seong Yun² · Oh Heon Kwon^{3†}

†Corresponding Author

Oh Heon Kwon

Tel : +82-51-629-6469

E-mail : kwon@pknu.ac.kr

Received : January 17, 2023

Revised : March 6, 2023

Accepted : April 19, 2023

Abstract : Fiber-metal laminates (FMLs) and polymer matrix composites (PMCs) are formed in various ways. In particular, FMLs in which aluminum is laminated as a reinforced layer are widely used. Also, glass fiber-reinforced plastics (GFRPs) are generally applied as fiber laminates. The bonding interface layer between the aluminum and fiber laminate exhibits low strength when subjected to hot press fabrication in the event of delamination fracture at the interface. This study presents a simple method for strengthening the interface bonding between the aluminum metal and GFRP layer of FML composites. The surfaces of the aluminum interface layer are engraved with three kinds of patterns by using the laser machine before the hot press works. Furthermore, the effect of the laser patterns on the interfacial toughness is investigated. The interfacial toughness was evaluated by the energy release rate (G) using an asymmetric double cantilever bending specimen (ADCB). From the experimental results, it was shown that the strip type pattern (STP) has the most proper pattern shape in GFRP/Al FML composites. Therefore, this will be considered a useful method for the safety assessment of FML composite structures.

Copyright©2023 by The Korean Society of Safety All right reserved.

Key Words : asymmetric double cantilever bending specimen (ADCB) specimen, fiber metal laminates (FMLs) composite, interfacial toughness, laser patterns

1. 서론

3차 산업혁명 이후 혁신적이고 지속적인 개발이 이루어지고 있는 탄소섬유, 유리섬유 등과 같은 신소재는 기존의 재료에 비해 우수한 특성을 가지며, 우주항공, 에너지, 수송 및 의료 분야 등 다양한 산업 분야에 적용되고 있다. 신소재는 기계적, 화학적 및 물리적 등 재료의 특성에 대한 신뢰성 확보가 선행되어야 한다^{1,2)}. 특히 그 사용이 확대되고 있는 섬유복합재료는 무게 대비 강도 및 강성이 높으며 내식, 내화성 등이 우수하여 대형 구조물의 경량화와 고강도화로 부재를 강화하기 위하여 채택하고 있다³⁻⁵⁾. 그러나 섬유복합재는 열에 약하거나 화학적으로 불안정하고 취성을 가진 경우에는 사용에 제약을 받고 있

며, 이러한 단점을 보완하기 위해 이종재료를 접합한 FMLs(Fiber Metal Laminates, 이하 ‘FMLs’라 한다) 복합재료의 사용이 증가하고 있다. 기존의 금속재료 중 경량화 재료로서 대표적인 알루미늄(Al)은 전성, 연성 및 전기 전도성이 우수하여 많은 산업 분야에서 사용되고 있지만 강도가 약하여 단점을 보완하기 위해 합금 및 복합재료 형태로 만들어 사용한다^{6,7)}. 본 연구에 사용된 Al 6061-T6는 마그네슘과 실리콘이 주 합금 성분으로 우수한 강도와 성형성, 기계 가공성, 내식성을 요구하는 분야에 널리 사용되고 있다⁸⁾. 또한 유리섬유는 복합재료의 보강재료 중 하나로서 첨가제에 따라 우수한 내마모성 특성과 낮은 열팽창 계수를 가지며 Al과 유리섬유강화(Glass Fiber Reinforced Plastics; GFRP) 복합재료를 구성하여 재료의 특성을 강화한다.

¹부경대학교 안전공학과 석사과정 (Department of Safety Engineering, Pukyong National University)

²제이엠 에코(주) 연구소장 (JM Eco Co., Ltd.)

³부경대학교 안전공학과 교수 (Department of Safety Engineering, Pukyong National University)

FMLs는 기존 산업현장에서 다양하게 사용되는 금속 재료와 섬유강화재료를 적층하여 현재까지 다양한 연구가 이루어지고 있다⁹⁻¹¹⁾. 섬유강화재료를 AI을 적층하여 FMLs 복합재료로 성형할 때 오토클레이브(Autoclave)나 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 AI층과 섬유층의 계면인성이 저하되어 계면분리(delamination)가 쉽게 발생한다. 또한 AI은 공기 중에 그대로 방치하면 표면에 산화물의 박막을 형성하여 내부 침식을 방지하여 준다. 하지만 AI과 복합재료의 제작과정에서 이를 그대로 사용하면 접착면의 접합강도를 저하시키게 된다. 따라서 계면의 접합인성을 강화하기 위하여 다양한 수법 등이 제시되어 왔다. Chawla 등¹²⁾은 GFRP 시험편 적층과정에서 단섬유를 보강하여 초기균열 발생이후 단섬유가 보강된 부분에서 안정적인 균열성장이 발생하는 것을 나타내었다. Zhen 등¹³⁾은 GFRP/AI 복합재료가 고온에서 기계적 및 층간 파괴특성의 변화를 평가하기 위하여 30°C, 70°C, 110°C에서 열역학적 특성화 및 모델링으로 계면인성의 변화를 연구하였다. Tumino 등¹⁴⁾은 피로 및 정적상태에서의 박리현상을 파괴모드 I, II와 혼합모드에서 CFRP 보다 GFRP에서 더 큰 파괴인성치가 발생한다고 하였다. Yoo 등¹⁵⁾은 AI7075/CFRP 복합재료에서 CFRP의 체적율 및 탄소섬유의 배열방향을 달리하여 복합재료의 강도 및 피로특성에 미치는 영향을 평가하였다. 이와 같이 복합재료에 강화재를 보강하거나 복합재료의 두께나 배열방향에 변화를 두고 적층한 상태에서 계면의 접합인성을 강화하였다. 하지만 금속층에 의한 계면인성 강화에 대한 연구는 부족한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 핫프레스를 이용하여 FMLs 복합재를 제작한 경우에 AI 금속층과 섬유강화재층 사이의 접합계면 인성을 강화하기 위하여 레이저 패턴을 이용한 간편한 방법을 제시하고, 레이저 패턴이 계면인성에 미치는 영향을 조사한다. 섬유 적층재료는 유리섬유강화플라스틱이 일반적으로 적용된다. 레이저를 이용한 다양한 형태의 패턴을 AI 금속 표면에 각인하고 접합 계면인성의 변화와 균열성장과의 관계를 평가한다. 계면인성평가는 비대칭 DCB(Asymmetric Double Cantilever Bending, 이하 ‘ADCB’라 한다) 시험편을 이용하여 에너지해방률(Energy release rate, G)을 평가하고 최적의 패턴 형태를 도출하고자 한다.

2. 연구 방법

2.1 시험편 제작

복합재료는 같은 재료를 적층하더라도 적층 순서와 직조 방법 등에 따라 전체 재료의 성질은 크게 달라진다. 본 실험에 사용된 실험재료는 FMLs의 GFRP/AI 복합재료이다. 섬유강화적층재는 일방향 GFRP 프리프레그(두께 : 0.11 mm)를 사용하였으며, 금속층은 AI 6061-T6(두께 : 3 mm)를 사용하였다. GFRP의 물리적, 기계적 특성과 AI 6061-T6의 특성치는 참고문헌¹⁶⁾을 이용하여 Table 1에 나타내었다.

GFRP 프리프레그는 일방향으로 유리섬유를 강화재로 에폭시 수지를 기지재로 하여 반건조 상태의 폭 약 1 m의 원단으로 시판된다. 따라서 GFRP는 길이 125 mm, 폭 20 mm의 크기로 절단한 후 AI 시험편에 GFRP 프리프레그를 9플라이(ply) 일방향으로 적층하였다. 적층한 GFRP/AI 복합재료를 핫프레스에 삽입 후 성형온도 약 130°C, 성형압력 약 1 MPa 가압한 상태로 1시간 동안 성형하였다. 성형 완료 후에는 상온에서 24시간 이상 공냉하였다. 최종적으로 성형된 GFRP/AI FMLs 복합재료의 최종 두께는 3.99 mm이다.

패턴은 AI과 GFRP 적층판을 접합하기 전에 AI의 한면에 레이저 각인기(FM20D ; (주)레이저스)를 이용하여 4가지 유형의 패턴을 제작하였다. 또한 ADCB 시험편의 초기균열 길이(a_0)는 적층 전에 레이저 블레이드와 알루미늄 포일(Aluminium foil)을 이용하여 $a_0/L = 0.4$ (L : 시험편 길이)로 설정하였다.

Table 1. Physical and mechanical properties of GFRP and AI materials¹⁶⁾

Material	Fiber Wt (gr/m ²)	Total Wt (gr/m ²)	Elastic modulus (GPa)	Ultimate strength (MPa)
UD-GFRP prepreg	183	276	54.3	1.52
AI 6061-T6	-	-	70	310

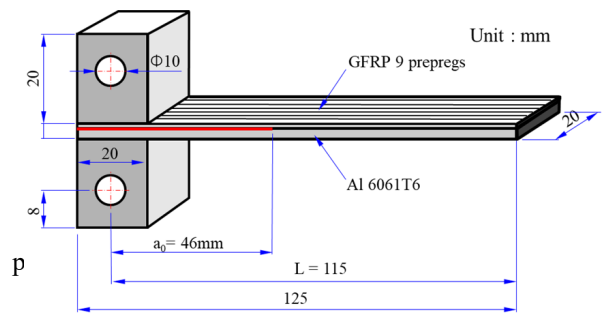


Fig. 1. A geometry of an asymmetric DCB specimen.

성형된 GFRP/Al FMLs 복합재료는 ADCB 실험을 수행하기 위하여 ASTM 5528-21¹⁷⁾의 문헌에 따라 Fig. 1 과 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.

2.2 Al 표면 패턴 각인 방법

레이저 패턴은 시험편에 삽입된 초기 균열의 끝단에서 시작된다. 펄스 레이저 조사를 1,070 nm를 사용하여 Al의 표면에 신속하고 반복적 작업에 의하여 이루어졌다. 총 5종류의 시험편을 제작하였으며, 패턴이 없는 형태와 4 가지 패턴의 형태로 패턴의 개략도를 Fig. 2에 나타낸다.

Fig. 2 (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. 2 (b) STP(Strip Type

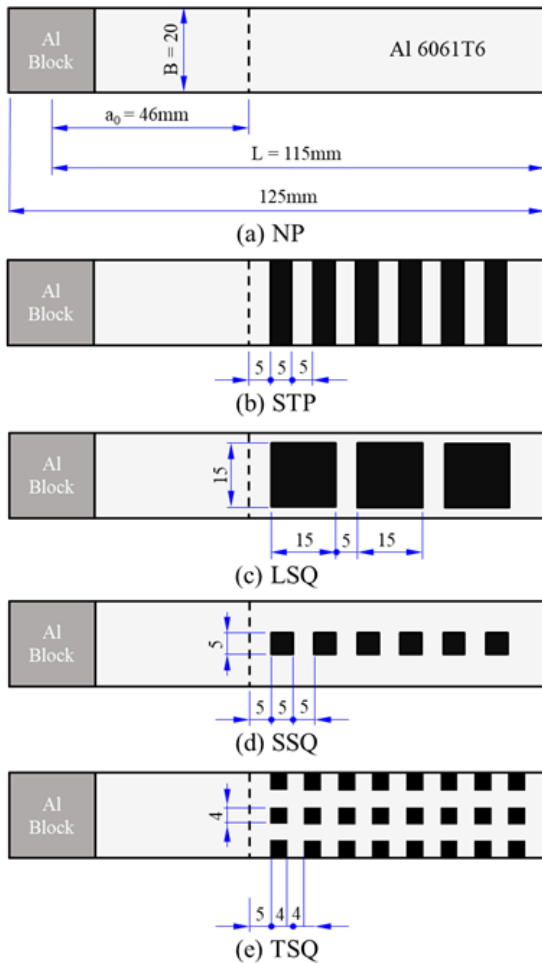


Fig. 2. Schematics of Al surface pretreatment laser patterns for ADCB test specimens.

Pattern 이하 ‘STP’라 한다)는 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 삽입하였다. Fig. 2 (c) LSQ(Large Size Quadrate 이하 ‘LSQ’라 한다)는 각인한 모양이 15×15 mm인 패턴을 시험편 폭 가운데에 위치하여 5 mm 간격을 두고 3개를 삽입하였다. 또한 Fig. 2의 (d) SSQ(Small Size Quadrate 이하 ‘SSQ’라 한다)는 가로와 세로가 각각 5×5 mm 패턴을 시험편 폭 중앙에 위치시키고 패턴의 간격을 5 mm로 하여 총 6개의 패턴을 리그먼트에 삽입한 형태이다. Fig. 2의 (e) TSQ(Three Small Size Quadrate 이하 ‘TSQ’라 한다)는 가로와 세로가 각각 4×4 mm 패턴을 시험편 폭 중앙과 사이트에 위치시키고 패턴의 간격을 4 mm로 하여 총 24개의 패턴을 리그먼트에 삽입하였다. 패턴의 면적이 차지하는 비율은 STP, LSQ, SSQ, TSQ 각각 43.5%, 48.9%, 10.9%, 32.5% 이다.

Fig. 3은 파괴시험 전 레이저를 이용한 Al 표면에 각인된 표면과 깊이를 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope, 이하 ‘SEM’이라 한다)을 이용하여 측정한 사진을 나타낸다. 이때 레이저를 통해 1회 각인된 깊이는

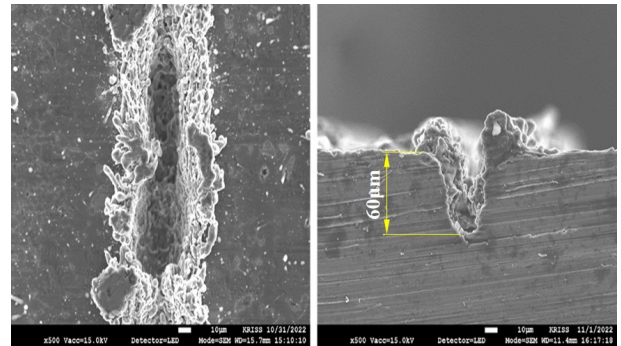


Fig. 3. Pattern photograph of the aluminum surface and depth of pattern using a laser engraving machine before fracture test.

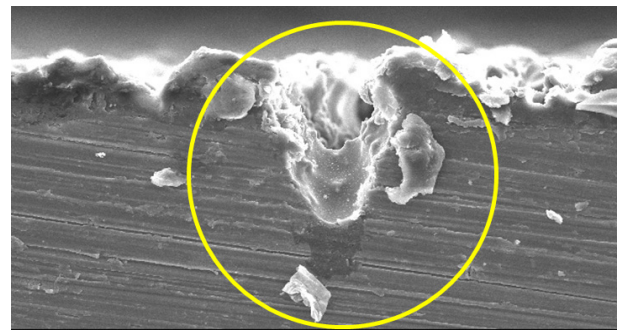


Fig. 4. Pattern photograph of aluminum side after fracture by SEM.

약 60 μm 로 측정되었다.

Fig. 4는 ADCB 모드(mode) I 파괴시험을 행한 후 얻어진 파단면을 SEM으로 촬영한 것을 나타내었다. AI 시험편의 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.

2.3 ADCB Mode I 시험 방법

GFRP/AI FMLs 복합재의 계면 파괴인성을 평가하기 위하여 ADCB 시험편을 사용하여 ASTM D5528-21¹⁷⁾에 따라 0.5 mm/min 변위 제어로 모드 I 실험을 수행하였다. 시험 동안 발생하는 AI과 GFRP 적층계면에서의 균열발생 길이는 실체 현미경(Kyowa, 20 \times)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. 5에는 실험에 사용된 중형인장시험기(Tinus-Olsen, H50KS)와 모드 I 지그에 부착된 시험편의 모양을 나타낸다.

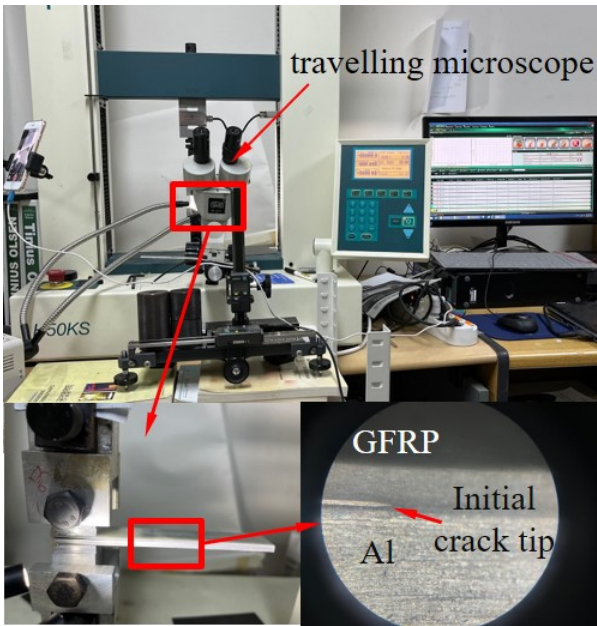


Fig. 5. Photo of the asymmetric mode I test apparatus with a travelling microscope.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 하중-하중선 변위 곡선

GFRP/AI FMLs 복합재료의 계면파괴인성의 변화를

평가하기 위해 ADCB 시험편의 모드 I 파괴실험에서 얻어진 하중-하중선 변위 곡선을 Fig. 6에 나타내었다.

Fig. 6에서 NP 시험편의 경우 하중이 가해짐에 따라 최대하중 14.99 N까지 선형적으로 증가하였고, 최대하중 이후 균열이 성장함에 따라 하중이 급격하게 감소하여 이후 서서히 무부하 상태로 진행되었다. STP 시험편은 하중의 증가에 따라 하중선 변위가 4.45 mm, 하중이 20.58 N에서 변곡점을 가지고 최대하중 대비 약 50% 정도 감소한 이후 NP 시험편과 다르게 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. NP에 비하여 최대하중이 약 133% 증가하였다. LSQ 시험편의 경우에는 STP 시험편과 유사하게 하중선 변위가 5.32 mm에서 하중이 12.74 N의 변곡점을 가지며, 이후 최대하중 24.99 N까지 증가하였고, 균열 성장에 따라 최대 하중선 변위가 25.22 mm까지 하중의 증가와 감소를 반복하였다. SSQ 시험편의 경우에도 최대하중이 24.89 N까지 선형적으로 증가하였다. TSQ 시험편의 경우 최대하중이 31.65 N까지 증가한 이후 균열 성장에 따라 하중의 증가와 감소를 나타내었다.

모든 패턴의 시험편에서 NP 시험편의 경우보다 하중이 증가하였고 최대변위점에서 NP가 거의 하중을 감당하지 못하는 것에 비교하여, 일정하중을 유지하는 특징을 보여주었다. 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. 6에서 STP의 밴드 패턴의 시험편에서 가장 큰 하중을 유지하였으며 패턴의 존재에 따라 하중의 증가가 유도되었음을 알 수 있다. LSQ의 경우에는 패턴의 형태가 정사각형으로 SSQ와 크기의 차이가 존재하지만 패턴의 간격이 넓어 하중감소의 폭이 크게 나타나지 않는 것으로 여겨진다. SSQ의 경우에는 STP의 경우와 유사하지만 시험편 폭 전체에 패턴이 각인되지 않고 부분적으로 생성되어 있기 때문에 전체적 하중감소가 다수 발생되고 있음을 알 수 있다. TSQ의 경우에는 패턴의 크기가 작지만 AI시험편 표면전체에 골고루 패턴이 각인되어 LSQ, SSQ보다 최대하중이 높게 측정되었다.

Fig. 7은 각 시험편에서 얻어진 균열진전의 크기를 나타낸다. Fig. 7에서 NP 시험편의 경우 초기 균열성장은 하중선 변위가 4.03 mm에서 5.70 mm로 관측되어 최대 49.24 mm까지 성장하였다. 균열발생은 NP의 경우에

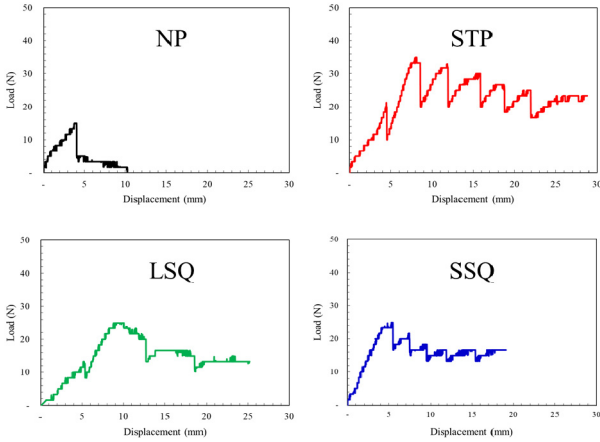


Fig. 6. The curves of the load–displacement.

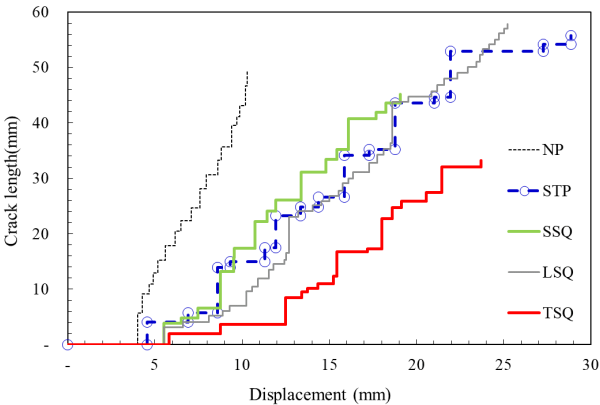


Fig. 7. Variation of the crack extension length by laser pattern types under the ADCB test.

레이저 패턴이 생성된 시험편에 비교하여 보다 빠른 시간에 시작되었으며, 균열진전속도 또한 빠른 것을 알 수 있다. STP의 시험편의 경우 초기 균열성장길이 4.12 mm가 하중선 변위 4.54 mm에서 관측되어 최대 55.72 mm까지 측정하였다. LSQ의 경우와 SSQ의 경우 하중선 변위가 5.52 mm에서 초기균열길이가 각각 3.13 mm 및 3.83 mm로 관측되었고 TSQ의 경우 하중선 변위가 5.82 mm에서 초기균열길이가 1.99 mm로 관측되어 STP 경우 보다는 임계균열길이가 짧음을 알 수 있다.

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

3.2 ADCB 시험편의 모드 I 층간파괴인성 평가

Fig. 6과 Fig. 7의 결과를 이용하여 식 (1)¹⁸⁾로 계면의 파괴인성치를 평가하기 위한 에너지해방율 G 를 계산하였다. 여기서 P 는 하중, a 는 균열길이, Δ 는 균열성장

보정길이, B 는 시험편의 폭이다. 식 (1)에 사용된 등가강성 EI_{eq} 는 식 (2)에 의해 구해진다.

$$G = \frac{3P^2(a + \Delta)^2}{2BEI_{eq}} \quad (1)$$

$$EI_{eq} = \left(\frac{1}{E_{gf}I_{gf}} + \frac{1}{E_{al}I_{al}} \right)^{-1} \quad (2)$$

여기서 E_{gf} 는 GFRP의 탄성계수이며 I_{gf} 는 GFRP의 관성모멘트, E_{al} 는 AI의 탄성계수, I_{al} 는 AI의 관성모멘트이다. I_{gf} 와 I_{al} 은 다음 식 (3)과 같다.

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

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

Fig. 8은 균열성장 보정길이 Δ 를 구하기 위한 콤플라이언스 C 와 a 의 관계를 보여준다. 여기서 Δ 는 NP 시험편과 STP, LSQ, SSQ, TSQ 패턴 시험편에 대하여 각각 24.39 mm, 39.87 mm, 24.44 mm, 34.38 mm, 24.01 mm를 얻었다.

식 (1)을 이용하여 Fig. 9와 같이 G 를 얻었다. Fig. 9에서 각 시험편에 대한 임계 에너지해방율 G_{Ic} 는 NP, STP, LSQ, SSQ, TSQ에 대하여 각각 1.14 kJ/m², 0.71 kJ/m², 0.45 kJ/m² 및 1.73 kJ/m², 0.77 kJ/m²를 얻었다. NP 시험편이 STP, LSQ 레이저 패턴이 생성된 경우보다 G_{Ic} 값이 높게 나타났으나 균열이 4 mm 정도 진전된 이후에는 레이저 패턴이 생성된 경우가 NP 시험편보다 G 값이 높음을 알 수 있다. 특히 STP는 훨씬 높은 G 를 보여주고 있다. 이것은 STP 패턴의 계면접착 부위가

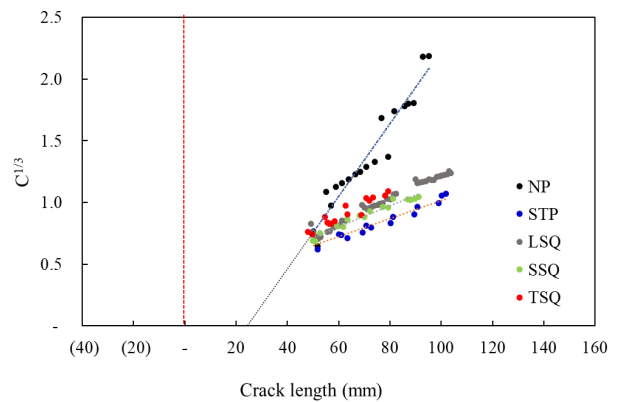


Fig. 8. The relationship between compliance and crack length.

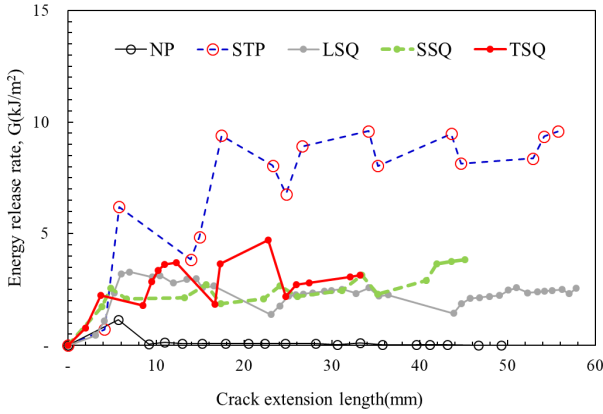


Fig. 9. The energy release rates derived from the ADCB test.

파괴인성이 더 높아져서 접착력이 더 강화되고 균열의 진전속도를 억제하는 역할을 담당하고 있다고 여겨진다.

4. 결론

핫프레스를 이용하여 GFRP/Al FMLs 복합재료의 접합계면 인성을 강화하기 위한 최적의 패턴형태를 도출하기 위해 AI 시험편 표면에 레이저를 이용한 다양한 형태의 패턴을 각인하고 균열성장에 미치는 영향을 평가하였다. 또한 계면인성평가는 ADCB 시험편을 이용하여 에너지해방율을 도출하고 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, SSQ, TSQ에 대하여 G_{Ic} 는 각각 1.14 kJ/m², 0.71 kJ/m², 0.45 kJ/m², 1.73 kJ/m², 0.77 kJ/m²을 얻었다. 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 담당하

고 있다고 여겨진다.

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

References

- 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", J. Korean Soc. Saf., Vol. 31, No. 6, pp. 6-11, 2016.
- 2) J. W. Han, "Low-velocity Impact Characterization of Laminated Composite Materials", J. Korean Soc. Saf., 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", J. Korean Soc. Saf., 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) K. Chawla, S. Ray-Chaudhuri and R. Kitey, "Interlaminar

- Fracture Toughness of Short Fibre Reinforced GFRP Laminates”, *Procedia Structural Integrity*, Vol. 14, pp. 571-576, 2019.
- 13) Z. P. Chow, Z. Ahmad, K. J. Wong and H. A. Israr, “Thermo-mechanical Characterisation and Modelling of GFRP Laminated Aluminium”, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 173, 2019.
- 14) D. Tumino and B. Zuccarello, “Fatigue Delamination Experiments on GFRP and CFRP Specimens under Single and Mixed Fracture Modes”, *Procedia Engineering*, Vol. 10, pp. 1791-1796, 2011.
- 15) J. H. Yoo, “A Study on Mechanical Strength in Al7075/CFRP Hybrid Composite”, *J. Korean Soc. Saf.*, Vol. 12, No. 3, pp. 2-6, 1997.
- 16) <https://matweb.com/search/PropertySearch.aspx>
- 17) ASTM D 5528-21, Standard Test Method for “Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites”, ASTM International, 2022.
- 18) 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.