韓國精密工學會 2003年度 春季學術大會論文集 pp.300 ~ 304

알루미늄/CFRP 복합재의 플라즈마 표면처리의 효과

신명근*, 김만태, 한운용, 이지훈 (경희대 대학원 기계공학과)
이경엽 (경희대 테크노공학대학)

The effect of plasma treatment of aluminum/CFRP composites

M. K. Shin, M. T. Kim, W. Y. Han, J. H. Lee (Mechanical Engineering, Kyung Hee University)
K. Y. Rhee (College of Advanced Technology, Kyung Hee University)

ABSTRACT

This paper investigates the effect of plasma treatment of aluminum on the fracture toughness of aluminum/CFRP composites. The surface of the aluminum panel was treated by a DC plasma. The plasma treatment was carried out at volume ratio of acetylene gas to nitrogen gas of 5:5 and the treatment times used was 30 sec. The fracture toughness of plasma-treated aluminum/CFRP composites was compared with that of untreated aluminum/CFRP composites and The fracture surface of aluminum/CFRP composites was compared with SEM. The results showed that fracture toughness of plasma-treated aluminum/CFRP composites was about 50% higher than that of untreated aluminum/CFRP composites.

Key Words : Plasma treatment(플라즈마 표면처리), CFRP(탄소섬유강화 복합재), Fracture toughness(파괴인성)

1. 서론

최근 들어 각 산업에서 이종재를 접착제로 접합하여 새로운 구조물로 적용하는 경우가 증가하고 있으며 특히 복합재료는 기계구조에 사용할 경우 반드시 이종재료와 연결된다. 이러한 예로 항공산업에서는 노후된 항공기의 기체 보수 및 수명연장을 위해 복합재에 접착재를 이용하여 균열부위에 접합하는 보수기술을 개발해 적용하고 있다.[1-3]

이종재 구조물의 접합강도 및 내구성은 접착제의 종류, 이종재의 표면상태, 성형방법 등에 의해 영향을 받는 것으로 알려져 있고[4], 이종재 구조물의 물성특성 향상을 위해 각 분야별로 연구가 이루어 졌으며 다양한 재료에 대한 표면처리 연구가 상당히 이루어 졌다.[5-7] 특히 복합재료를 이용한 접착제 접합은 기계적 접합에 비해 넓은 면적에 하중을 고루 분산시키고 구조요소에 볼트나 리벳을 위한 구멍을 낼 필요가 없다. 이는 구멍이 발생되었을 시 야기되는 응력집중의 문제를 해결하고 추가적인 하중을 지하지 않으며, 피로저항성도 우수할 뿐만 아니라 경제적 효율을 높이는데 상당한 영향을 준다.

Baker는 균열이 있는 금속항공부재를 섬유강화 복합재로 보수함으로써 이러한 보수 효과가 균열진전에 미치는 영향을 연구하였으며 이때 필요한 패치(Patch)의 최소두께, 접착조건 및 잔류응력분제들에 관해 발표하였다.[8] 또한 항공기의 균열을 보수하는데 처음으로 boron/epoxy 복합재 패치를 적용하는데 성공하여 기존 보수 방법에 대한 새로운 대안을 제시하였다.[9]

최근에 Rhee는 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 경우 표면처리 안한 경우에 비해 알루미늄/CFRP 복합재의 전단강도는 34% 이상, 필 (Peel) 강도는 5배 이상 향상된다는 것을 발표 한 바 있다.[10] 하지만 플라즈마로 표면처리 한 경우에 대한 파괴인성 향상에 대한 연구결과는 발표된 바가 없다.

따라서 본 논문에서는 플라즈마로 표면처리 한 알루미늄과 CFRP와의 접합에서 알루미늄을 플라즈마로 표면처리한 시편의 경우가 파괴인성(Fracture Toughness) 향상에 미치는 영향에 대하여 연구하였으며 이에 대한 원인을 분석하기 위하여 플라즈마로 표면처리 한 시편과 표면처리 하지 않은 시편에 대하여 파단면을 주사현미경을 통하여 비교하였다.

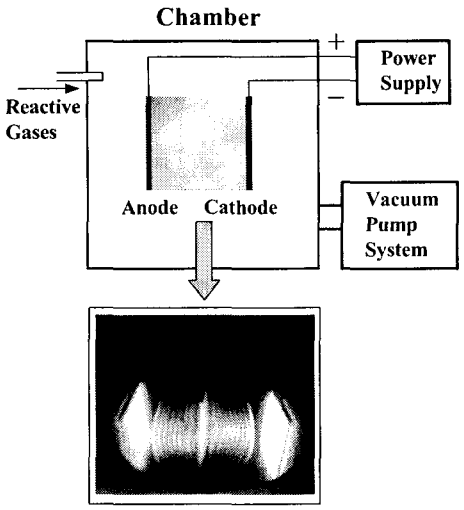

Fig. 1 Schematic diagram for a DC plasma polymerization

2. 실험방법

2.1 CFRP의 성형

실험에 사용된 CFRP 복합재는 ㈜SK 케미칼에서 생산되는 탄소섬유/에폭시 프리프레그 (USN150)를 사용하였으며 성형은 오토클레이브 (Autoclave) 내에서 프리프레그를 250 mm ×250 mm 크기로 절단한 후 $[0°/45°/-45°/0°]_s$ 순으로 적층하여 성형하였다. 성형 후 복합재의 두께는 약 3 mm 였으며 이를 120 mm ×25 mm의 크기로 절단하였다. 절단 후의 시편은 표면의 오염물을 제거하기 위하여 아세톤으로 10분간 초음파 세정을 하였고 다시 에탄올과 삼차증류수로 5분간 초음파 세정을 한 후 표면에 잔류하는 용액은 질소가스(N_2)를 이용하여 제거하였다.

2.2 알루미늄 표면의 DC 플라즈마 처리

알루미늄 시편은 AL 7075 T6를 사용하였으며 알루미늄 시편 표면에 접착력을 향상시키기 위해서 플라즈마로 표면처리 하였다. 시편의 크기는 200 mm × 25 mm × 3 mm로 폭과 두께는 CFRP 복합재와 같게 가공하였고 표면세정도 아세톤, 에탄올, 삼차증류수 순으로 CFRP 표면세정과 같게 초음파로 세척하였다. 플라즈마를 이용한 알루미늄의 표면처리의 가스 혼합비 (C_2H_2 대 N_2)를 5:5로, 처리시간은 30초로 하였다. 이는 선행 연구 결과 C_2H_2과 N_2의 혼합비가 5:5일 때 와 표면처리 시간이 30초 일 때 가장 좋은 효율을 가진다고 발표된 바가 있기 때문이다.[10] 플라즈마 처리시 anode와 cathod의 거리는 10 cm, 진공압력은 1×10^{-5} Torr, 파워는 200 W, 전류는 100 mA, 전압은 800~820 V로 하였다. Fig 1은 DC 플라즈마 표면처리 장치의 개략도를 나타낸다

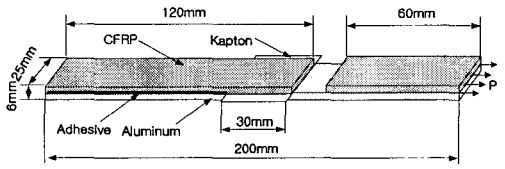

Fig. 2 Configuration of aluminum/CFRP cracked lap shear specimen

2.2 CLS(Cracked Lap Shear) 시편제작

알루미늄/CFRP CLS (Cracked Lap Shear) 시편제작을 위해 접착제는 일경화성 에폭시 수지인 비스페놀 A형 디글리시딜 에테르(Diglycidyl Ether of Bisphenol A-DGEBA, YD-115, ㈜국도화학)와 경화제로 디아닐린(Dianiline, D-230, ㈜국도화학)을 이용하였고 혼합율은 ㈜국도화학에서 제시하는 조건인 YD-115 : G-A0533을 7:3의 수지 혼합비를 적용하여 제조 하였다. 또한 초기크랙 (30 mm)을 형성하기 위해 13 μm의 캡톤막을 랩 (CFRP 복합재)과 스트랩 (알루미늄) 사이에 삽입하였고 접착제의 두께를 균일하게 하여 실험의 오차를 최소로 줄이기 위해 접합시 5 Kg/cm²의 하중을 가하여 상온에서 24시간 경화시켰다. 또한 하중점의 불일치로 발생하는 벤딩모멘트에 의해 Instron에 물리는 순간 균일이 발생하는 것을 최소화하기 위해 랩의 두께와 같은 3 mm의 탭을 스트랩의 끝단에 부착하였다. Fig 2는 알루미늄/CFRP CLS 시편의 모습을 나타내고 있다.

2.4 파괴시험

파괴시험은 Instron 8516을 사용하여 수행하였으며 Grip 압력은 150 bar로 하였고 grip 거리는 150 mm, 변위조정을 통한 일정 변형율은 0.5 mm/min 하에서 시행하였으며 하중이 가해지는 점의 변형은 Instron에 부착된 LVDT를 이용하여 20 pts/s의 데이터 값을 얻었다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 3은 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 경우와 표면처리 하지 않은 경우의 알루미늄/CFRP CLS 시편의 하중-변위 선도를 나타낸다. 그래프에 나타나 있듯이 초기에 하중이 변형에 대해 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 이는 스트랩에 랩 두께에 같은 CFRP를 부착함으로서 Instron에 물릴때 발생하는 굽힘모멘트가 최소화되었다는 것을 의미한다. 이로써 좀더 정확한 실험 데이터를 얻을 수 있었다. 또한 모든 그래프에서 초기 선형적으로 증가하

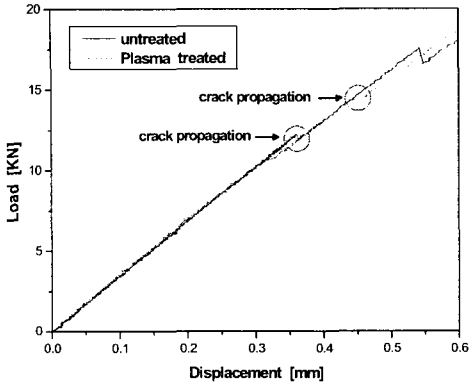

Fig. 3 Load-displacement curves of CLS tests for plasma-treated and untreated aluminum/CFRP composites

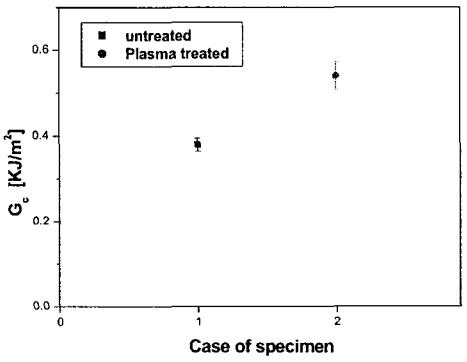

Fig. 4 Comparison of fracture toughness, G_c for two cases

는 부분의 기울기가 모두 일치하는 것은 CFRP와 알루미늄이 잘 접합되어 있다는 것을 의미한다.

두 경우에 대한 임계하중, P_{cr} 값은 초기균열이 진전할 때의 하중 값으로써 하중-변위 선도증가에 대해 하중이 감소할 때의 하중 값으로 결정하였다. 알루미늄을 표면처리 하지 않은 경우 (12.5 KN)의 경우에 대하여 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 경우(15 KN)가 20 % 이상 증가하였음을 알 수 있다.

Fig 4는 플라즈마 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴인성에 미치는 영향을 알기 위해 파괴인성을 측정 비교하여 나타낸 그래프이다. 파괴인성은 일인자 방법을 적용하였으며 이 때 파괴인성은 식 (1)에 의해 결정 할 수 있다.

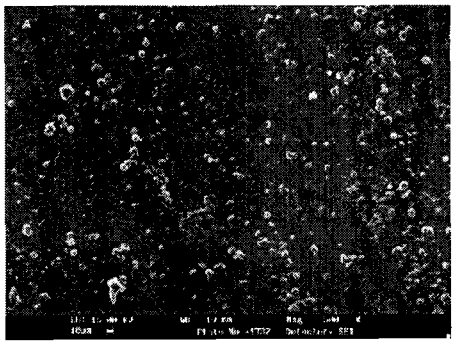

Fig. 5 SEM photograph of fracture surface for untreated aluminum showing an adhesive failure

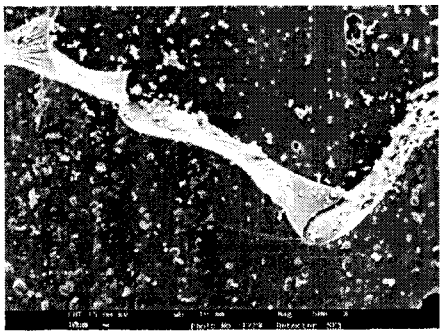

Fig. 6 SEM photograph of fracture surface for plasma-treated aluminum showing a cohesive failure

$$G_c = \frac{\eta_{cl}}{Bb} A_c \qquad (1)$$

식 (1)에서 "B"는 시편의 폭 (25 mm)을, "b"는 리가먼트 길이 (90 mm), A_c는 임계하중까지의 하중-변위 선도의 면적을 나타내며 η_{cl}은 탄성일인자를 나타낸다. 탄성일인자는 식 (2)에 의해 결정 할 수 있다.

$$\eta_{cl} = 0.44 - 0.33\frac{a}{L} \qquad (2)$$

식 (2)에서 "a"는 균열길이, "L"은 랩의 길이를 나타낸다. 식 (1)과 식(2)의 조합으로 파괴인성 G_c 값을 결정할 수 있다.

Fig 4에 그래프에서 알 수 있듯이 플라즈마로 표면처리 하지 않은 시편의 경우 G_c 값은 0.36 KJ/m^{2}인 것에 비하여 플라즈마로 알루미늄을 표면처리 한 경우 G_c 값은 0.54 KJ/m^2 임을 알 수 있다. 이는 플라즈마 표면처리가 플라즈마 표면처리 하지 않은 경우에 비해 50 % 이상의 파괴인성 값의 향상을 가져온 것을 나타낸다.

플라즈마 표면처리가 파괴인성 향상에 기인한 원인을 규명하기 위하여 알루미늄/CFRP 복합재의 파단면을 주사현미경으로 비교하였다. Fig 5와 6은 플라즈마 처리하지 않은 시편과 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 시편의 파단면의 사진이다. 알루미늄을 플라즈마 표면처리 하지 않은 Fig 5의 사진을 관찰하여 보면 CFRP와 알루미늄이 접착제와 그대로 분리되는 계면파괴가 일어나 표면이 모두 깨끗하게 분리된 것을 볼 수 있다. 반면 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 Fig 6에서는 접착제가 파괴되는 Cohesive Failure가 일어 난 것을 볼 수 있다. 이는 플라즈마의 표면처리가 시편의 표면에 젖음성을 높여주어 계면확산을 도와주고 표면에너지를 증가 시켰으며 표면처리 시 원료기체들이 표면에 극성기를 생성하여 접착제(Adhesive)와의 계면력의 향상을 가져와 더 큰 하중까지 파괴가 일어나지 않았으며 더 큰 파괴인성을 가질 수 있었을 것으로 판단된다.

4. 결론

본 논문에서는 플라즈마 표면처리가 파괴인성 향상에 미친 영향에 대해 다루었다. 본 논문의 결론은 다음과 같다.

(1) 플라즈마로 알루미늄을 표면처리 한 경우가 표면처리 하지 않은 경우에 비해 임계하중은 20 % 이상 증가하였고, 파괴인성은 50 % 이상 증가하였다.

(2) 플라즈마로 표면처리 한 경우의 파단면은 접착제가 파괴되는 Cohesive Failure가 발생하였고 이는 플라즈마 원료기체에 의해 표면에 극성이 형성돼 계면력의 향상에 기인한 것으로 사료된다.

참고문헌

1. Denney, J. J. and Mall, S., "Characterization of Disbond Effects on Fatigue Crack Growth Behavior in Aluminum Plate with Bonded Composite Patch," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 57, pp. 507-525, 1997
2. R. J. Chester., Walker, K. F. and Chalkley, P. D., Adhesively Bonded Repairs to Primary Aircraft Structure," International J. of Adhesion and Adhesives, Vol. 19, pp 1-8. 1999
3. Baker, A. A., "Bonded Composite Repair of Fatigue-Cracked Primary Aircraft Structure," Composite Structures, Vol. 47, pp. 431-443, 1999
4. Baker, A. A., and Jones A. A., Enitors, Bonded Repair of Aircraft Structures, Marinus Nijhoff Publishers, 1998
5. Marceau, J. A., Phosphoric Acid Anodize, Adhesive Bonding of Aluminum Alloys, Marcel Dekker, New York, 1985
6. van Ooij, W. J., Sabata, A., Zeik, D. B., Taylor, C. E., Boerio, F. J. and Clarson, S. J., "Metal Surface Preparation by Plasma-Polymerized Films," J. of Testing and Evaluation, Vol. 23, pp. 33-40, 1995
7. Molitor, P., Barron, V. and Young, T., "Surface Treatment of Titanium for Adhesive Bonding to Polymer Composites: a Review," International J. of Adhesion and Adhesives, Vol. 21, pp. 129-136, 2001
8. Baker, A. A., "Fibre Composite Repaor of Cracked Metallic Aircraft Components-Practical and Basic Aspects," Composites, vol. 18, pp. 293-308, 1987
9. Baker, A. A., "Crack Patching, Experimental Studies, Practical Applications. In Bonded Repair of Aircraft Structure," eds A. A. Baker & R. Jones. Nijhoff, Dordrecht, pp. 107-73, 1988
10. 이경엽, 양준호, 최낙삼, "플라즈마를 적용한 알루미늄의 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 접합강도에 미치는 영향," 대한기계학회 논문집 A 권, 제25권, pp. 1981-1987, 2001