

알루미늄의 플라즈마 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴인성에 미치는 영향

신명근*, 이경엽[#]

Effect of Plasma Treatment of Aluminum on the Fracture Toughness of Aluminum/CFRP Composites

Myung Keun Shin*, Kyong Yop Rhee[#]

ABSTRACT

In the present work, the effect of plasma treatment of aluminum on the fracture toughness of CFRP/aluminum composites was investigated. The surface of the aluminum 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 time used was 30 sec. Cracked lap shear specimens of aluminum/CFRP composites were made using secondary bonding procedure. Fracture toughness of aluminum/CFRP composites was determined using the work factor approach. Then, the fracture toughness of plasma-treated aluminum/CFRP composites was compared with that of untreated aluminum/CFRP composites. The results showed that the fracture toughness of plasma-treated aluminum/CFRP composites was about 50 % higher than that of untreated aluminum/CFRP composites.

Key Words : Al/CFRP composites (알루미늄/CFRP 복합재), Plasma treatment (플라즈마 표면처리), Fracture toughness (파괴인성), Work factor approach (일인자방법)

1. 서론

80년대 이후 손상된 항공기의 보수 및 수명연장을 하기 위해 AMRL(Aeronautical and Maritime Research Laboratory)에 의해 BCRT(Bonded Composite Repair Technology)라 불리는 기술이 개발되면서 복합재 패치를 이용한 구조물 보수에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다^{1,5}. BCRT를 이용한 보수는 여러 가지 변수에 의해 영향을 받지만 특히 보수 구조물과 복합재 패치 간의 계면 결합력을 결정하는 중요한 변수이다.

계면 결합력은 계면의 표면상태에 의해 영향을 받는다. 따라서 보수 구조물과 복합재 패치 간의 계면 결합력을 높이기 위한 다양한 표면처리 연구가 이루어졌다.

Baker⁶는 항공기 기체 균열을 boron/epoxy 복합재 패치로 보수하기 위해 알루미늄과 boron/epoxy 복합재 패치에 대한 다양한 표면처리 방법을 제시하였다. 일반적으로 항공기 기체(알루미늄)와 복합재 패치(CFRP) 간의 접합강도를 증가시키기 위해

* 접수일: 2002년 10월 4일; 개재승인일: 2003년 7월 11일

* 경희대학교 대학원

교신저자: 경희대학교 테크노공학대학

Email: rheeky@khu.ac.kr, Tel: (031) 201-2565

적용하고 있는 전처리 방법으로는 복합재 패치 경우 아세톤 또는 Methyl Ethyl Ketone을 이용해 표면을 세정함으로서 표면 오염물을 제거한 후 알루미나 분말을 이용 표면을 블라스팅 (blasting) 함으로서 표면을 활성화시키는 방법이 이용되고 있다. 기체 경우는 크롬산 양극산화 피막처리 또는 인산 양극산화 피막처리 방법 등이 적용되고 있다^{7,9}. 그러나 복합재 패치와 기체간의 좀더 향상된 접합강도를 위해서는 위 표면처리 방법 외에 다양한 표면처리에 대한 연구가 필요한 상태이다.

최근에 저자들은 알루미늄을 플라즈마로 표면 처리 할 경우 표면처리 안 한 경우에 비해 알루미늄/CFRP 복합재의 전단강도는 34 % 이상, 필 (peel) 강도는 5 배 이상 향상된다는 것을 발표한 바 있다¹⁰. 그러나 알루미늄/CFRP 복합재에 있어 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 할 경우 얼마나 파괴인성이 향상되는 가에 대한 연구결과는 발표된 바 없다.

따라서 본 논문에서는 플라즈마를 적용한 알루미늄의 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴 특성에 미치는 영향에 대해 다루었다. 즉 DC 플라즈마로 표면처리 된 알루미늄과 CFRP 복합재를 적용 파괴시험을 수행하였으며 이로부터 알루미늄 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴하중과 파괴인성에 미치는 영향을 비교하였다. 또한 알루미늄의 플라즈마 표면처리에 따른 파괴인성 향상에 대한 원인을 이해하기 위해 표면처리 한 시편과 표면처리 하지 않은 시편에 대한 파단면을 주사현미경을 이용해 비교 분석하였다.

2. 실험 방법

2.1 CFRP 복합재의 성형

CFRP 복합재 제작을 위해 (주)SK 케미칼에서 생산되는 탄소섬유/에폭시 프리프레그 (USN150)를 사용하였으며 성형은 프리프레그를 250 mm × 250 mm 크기로 절단한 후 [0°/45°/-45°/0°]_{3s} 순으로 적층하여 오토클레이브 (Autoclave) 내에서 성형하였다. 성형 후 복합재의 두께는 약 3 mm였으며 이를 120 mm × 25 mm의 크기로 절단하였다.

절단 후의 시편은 표면의 오염물을 제거하기 위해 아세톤으로 10 분간 초음파 세정하였다. 그 후 에탄올과 삼차 증류수를 사용하여 각각 5 분간 초

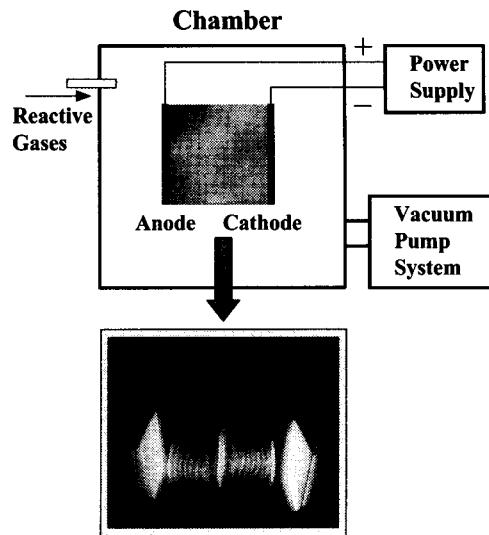


Fig. 1 Schematic diagram for a DC plasma polymerization

음파로 표면을 세정한 후 고순도 질소(N_2) 가스를 이용하여 시험편의 표면에 잔류하는 용액을 제거하였다.

2.2 알루미늄의 플라즈마 처리

알루미늄 시편은 두께가 3 mm인 Al 7075를 사용하였고 크기는 200 mm × 25 mm로 폭은 CFRP 복합재와 같게 가공하였다. 또한 플라즈마 표면처리 전의 표면세정도 CFRP 복합재와 같은 조건으로 하였다. 플라즈마 형성의 원료기체로는 아세틸렌 (C_2H_2)과 질소 (N_2) 가스를 이용하였으며 두 혼합기체를 5:5의 비율로 처리시간은 30 초로 하였다. 혼합기체 비율을 5:5로 처리시간을 30 초로 한 이유는 본 조건에서 접촉각이 최소화되기 때문이다¹⁰. 진공압력은 1×10^{-5} Torr, 파워는 200 W, anode와 cathod사이의 거리는 10 cm으로 하였고 전류는 100 mA, 전압은 800~820 V로 하였다. 플라즈마 합성장치 내부로의 원료기체는 질량흐름제어기를 이용하여 공급하였다. Fig. 1은 플라즈마 표면처리 장치에 대한 개략도를 나타낸다.

2.3 알루미늄/CFRP CLS 시편제작 및 파괴 시험

알루미늄/CFRP CLS(Cracked Lap Shear) 시편은

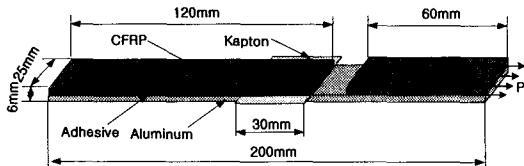


Fig. 2 Configuration of aluminum/CFRP cracked lap shear specimen

상온에서 경화되는 접착제를 이용 이차경화법으로 제작하였다. 즉 알루미늄/접착제/CFRP 형태로 적층한 후 이를 프레스 내에서 5 kg/cm^2 의 일정 압력으로 상온에서 24 시간 경화하여 완성하였다. 접착제는 열경화성 에폭시 수지인 비스페놀 A형 디글리시딜 에테르(Diglycidyl Ether of Bisphenol A-DGEBA, YD-115, (주)국도화학)와 경화제로 디아닐렌(Dianiline, D-230, (주)국도화학)을 7:3의 수지 혼합비로 적용 제조하였다. 초기균열은 랩(CFRP 복합재)과 스트랩(알루미늄) 계면에 $13 \mu\text{m}$ 두께를 갖는 캡톤막을 30 mm 삽입하여 형성하였다. 또한 하중점의 불일치로 발생하는 벤딩모멘트에 의한 변형효과를 최소화하기 위해 랩의 두께와 같은 FRP 판을 접착제를 이용해 스트랩의 끝단에 부착하였다. 파괴시험은 Instron 8516을 사용 일정 변형율(0.5 mm/min) 하에서 수행하였으며 하중이 가해지는 점의 변형은 Instron에 부착된 LVDT를 이용하여 20 pts/s의 데이터 값을 얻었다. Fig. 2는 알루미늄/CFRP 복합재 CLS 시편의 형상을 나타낸다. 파괴시험은 시험데이터의 유사성을 판단하기 위해 두 경우에 대해 각각 5번 수행하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 3은 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 경우와 표면처리 하지 않은 경우의 알루미늄/CFRP CLS 시편의 하중-변위 선도를 나타낸다. CLS 시편의 경우 랩과 스트랩 접합부에서의 굽힘모멘트로 인해 하중이 변위에 대해 비선형으로 증가하는 것이 일반적이다¹¹. 그러나 그림에 나타나 있듯이 두 경우 모두 하중이 변형에 대해 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 이는 스트랩에 랩 두께와 같은 그립을 부착함으로서 굽힘모멘트 효과가 사라지는 테 기인한다. 또한 Fig. 3은 균열이 진전하기 전까

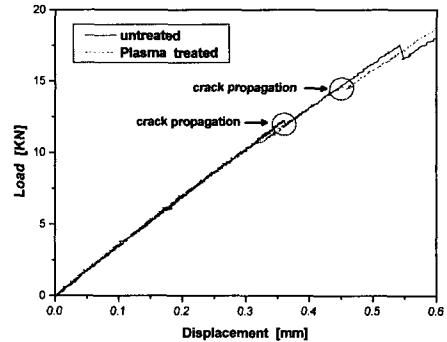


Fig. 3 Load-displacement curves of CLS tests for plasma-treated and untreated aluminum/CFRP composites

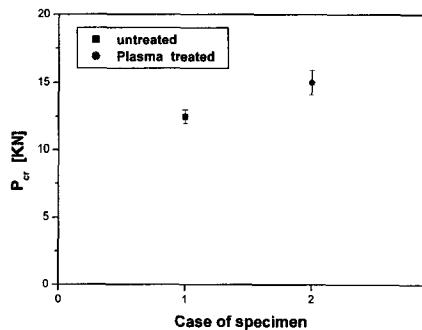


Fig. 4 Comparison of critical load, P_{cr} for two cases

지 두 경우 컴플라이언스가 같은 값을 나타냄을 보여준다. 이는 두 경우 모두 알루미늄과 CFRP가 잘 접착되었음을 나타낸다 하겠다.

Fig. 4는 두 경우 시편에 대한 임계하중, P_{cr} 값을 비교한 것을 나타낸다. P_{cr} 값은 초기균열이 진전할 때의 하중 값으로 Fig. 3의 하중-변위 선도에서 변위 증가에 대해 하중이 최초로 감소할 때의 하중 값으로(Fig. 3의 원부분 참조) 결정하였다. Fig. 4에 나타나 있듯이 알루미늄을 플라즈마로 표면처리 한 시편(Case2)의 경우 평균 P_{cr} 값은 15KN으로 표면처리 하지 않은 시편(Case1)의 12.5KN 경우에 비해 P_{cr} 값이 20 % 이상 증가하였음을 알 수 있다.

알루미늄의 플라즈마 처리가 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴인성에 미치는 영향을 이해하기 위해 두 경우 시편에 대한 파괴인성을 측정 비교하였다.

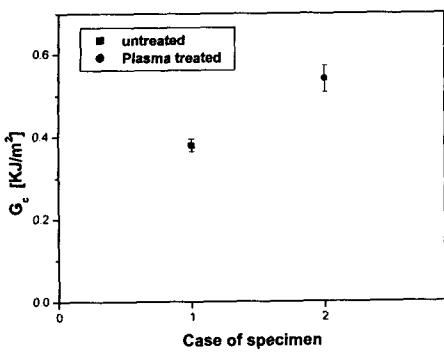


Fig. 5 Comparison of fracture toughness, G_c for two cases

파괴인성은 일인자방법을 적용해 측정하였다. 일인자방법은 한 번의 파괴시험으로부터 파괴인성을 결정할 수 있는 장점이 있다. 일인자방법을 적용하였을 때 파괴인성은 식 (1)에 의해 결정할 수 있다¹².

$$G_c = \frac{\pi_{el}}{Bb} A_c \quad (1)$$

식 (1)에서 “B”는 시편의 폭을 (본 시편의 경우는 25 mm), “b”는 리가먼트 길이 (90 mm)를 나타낸다. A_c 는 균열이 진전할 때의 하중-변위 선도의 면적을 나타내며 π_{el} 은 탄성일인자를 나타낸다. 한편 본 연구에서 적용한 시편의 탄성일인자는 다음과 같이 결정된다¹³.

$$\pi_{el} = 0.44 - 0.33 \frac{a}{L} \quad (2)$$

윗 식에서 “a”는 균열길이를 “L”은 랩의 길이를 나타낸다. 따라서 식(1)과 식 (2)로부터 파괴인성, G_c 값은 식 (3)으로 표현된다.

$$G_c = \frac{(0.44 - 0.33) \frac{a}{L}}{2Bb} (P_{cr} \delta_{cr}) \quad (3)$$

식 (3)에서 δ_{cr} 은 임계하중, P_{cr} 에 따른 변위 값은 나타낸다.

Fig. 5는 식 (3)을 적용해서 결정한 두 경우 시편의 파괴인성, G_c 값을 비교한 그림을 나타낸다.

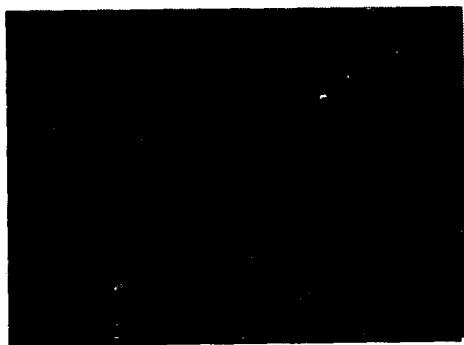


Fig. 6 SEM photograph of fracture surface for untreated aluminum showing an adhesive failure

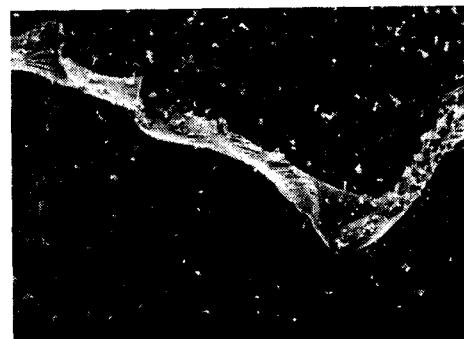


Fig. 7 SEM photograph of fracture surface for plasma-treated aluminum showing a cohesive failure

Fig. 5에 나타나 있듯이 플라즈마로 표면처리 한 시편 (Case2)의 경우 평균 A_c 값 ($\frac{1}{2} P_{cr} \delta_{cr}$)은 3.38 (Nm)으로 평균 G_c 값은 0.54 KJ/m²이고, 표면 처리 하지 않은 시편 (Case1)의 경우 평균 A_c 값은 2.25 (Nm)으로 평균 G_c 값은 0.36 KJ/m²이다. 즉 알루미늄을 플라즈마 표면처리 하였을 경우가 표면처리 하지 않았을 경우에 비해 G_c 값이 50 % 이상 증가한다는 것을 알 수 있다. 플라즈마를 이용한 알루미늄의 표면처리가 왜 알루미늄/CFRP 복합재의 파괴인성을 증가시키는 가를 이해하기 위해 주사현미경을 이용 두 경우 시편에 대한 파단면을 비교하였다. Fig. 6과 7은 각각 표면처리 하지 않은 경우와 플라즈마로 표면처리 한 경우의 알루미늄의 파단면을 주사현미경으로 관찰한 사진이다. Fig. 6에

나타나 있듯이 표면처리 하지 않은 경우 접착제와 CFRP 계면이 그대로 분리되는 계면파괴가 일어났음을 알 수 있다. 반면에 Fig. 7은 플라즈마 표면처리로 인하여 접착제 확산이 일어나 표면에너지가 높아져 접착제의 파괴가 발생한 것을 볼 수 있다. 이는 플라즈마 표면처리로 인해 알루미늄 표면에 젖음성을 높여 주어 계면확산을 도와주고 동시에 플라즈마 원료기체인 아세틸렌(C_2H_2)과 질소(N_2)가 알루미늄 표면에 극성을 갖게 만들어 좀으로써 접착제(adhesive)와의 계면력 향상을 가져온 것으로 보인다.

4. 결론

본 논문에서는 플라즈마를 적용한 알루미늄의 표면처리가 알루미늄/CFRP 복합재에 있어 파괴인성을 얼마나 향상시키는 가에 대해 다루었다. 본 논문의 결론은 다음과 같다.

- (1) 알루미늄을 플라즈마로 표면처리를 하였을 경우 표면처리 하지 않은 경우에 비해 임계 하중이 20 % 이상 증가하였고, 파괴인성은 50 % 이상 증가하였다.
- (2) 플라즈마로 표면처리 한 경우의 파괴는 접착제가 파괴되는 cohesive 파괴가 발생하였다. 이는 표면처리에 의해 표면에 극성이 형성돼 접착제와 시편의 결합력이 향상된데 기인하는 것으로 사료된다.

후기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구과제(과제번호: 2000-1-30400-004-3)에 의해 연구되었습니다.

참고문현

1. Baker, A. A., "Fiber Composite Repair of Cracked Metallic Aircraft Components," *Composite*, Vol. 18, pp. 293-308, 1987.
2. Baker, A. A. and Jones, A. A., Editors, *Bonded Repair of Aircraft Structures*, Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
3. Ong, C. L. and Shen, S. B., "Repair of F-104 Aircraft Nosedome by Composite Patching," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 15, pp. 75-83, 1991.
4. 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.
5. Chester, R. J., 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.
6. Baker, A. A., "Bonded Composite Repair of Fatigue-Cracked Primary Aircraft -Structure," *Composite Structures*, Vol. 47, pp. 431-443, 1999.
7. Schubbe, J. J. and Mall, S., "Investigation of a Cracked Thick Aluminum Panel Repaired with a Bonded Composite Patch," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 305-323, 1999.
8. Venables, J. D., *Adhesive and Durability of Metal/Polymer Bonds, Adhesive Joints, Formation, Characteristics and Testing*, Plenum Press, New York, 1984.
9. Marceau, J. A., *Phosphoric Acid Anodize, Adhesive Bonding of Aluminum Alloys*, Marcel Dekker, New York, 1985.
10. Rhee, K. Y., Yang, J. H. and Choi, N. S., "Effect of Aluminum Treatment by Plasma on the Bonding Strength between Aluminum and CFRP Composites," *Transaction of the KSME*, A, Vol. 25, pp. 1981-1987, 2001.
11. Johnson, W. S., "Stress Analysis of the Cracked-Lap-Shear Specimen: An ASTM Round-Robin," *J. of Testing and Evaluation*, Vol. 15, pp. 303-324, 1987.
12. Rice, J. R., Paris, P. C. and Merkle, J. G., "Some Further Results of J-integral," *Analysis and Estimates*, ASTM STP 536, pp. 231-235, 1973.
13. Rhee, K. Y. and Park, S. J., "Effect of Surface Treatment of CFRP and Aluminum on the Fracture Characteristics of Adhesively Bonded CFRP/Aluminum Composites," Submitted to *J. of Adhesion Science and Technology*.