

Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 기계적강도 평가에 관한 연구 A Study on Mechanical Strength in Al7075/CFRP Hybrid Composite

유 재 환*

Jae-Hwan Yoo

(1997년 10월 21일 접수, 1997년 12월 12일 채택)

ABSTRACT

The combined structure of hybrid composite made through the bonding process of materials of different properties greatly defines its mechanical characteristics, as the results of the experiments on materials of different properties show much dissimilarity. When carbon/epoxy materials are applied to hybrid composite, the carbon materials helps to improve the mechanical properties of the hybrid composite, and the epoxy reduces its fracture strain and impact resistance. Carbon fiber which is now in general commercialization is classified as high modulus or high strength system, and its manufacturing methods are various.¹⁻⁴⁾

The study of the materials having combined structure is focused on the numerical analysis of the layers of bonding surface in materials with difference modulus. The hybrid composite made through the multilayered bonding of reinforced aluminium sheets with aramid fiber now faces the marketing phase, and especially its excellent fatigue resistance and mechanical properties promote active researches on the similar products of hybrid composite.⁵⁻¹¹⁾

This study aims to investigate the effects of CFRP volume ratio and fiber's orientation over the properties of mechanical strength and fatigue life of the hybrid composite, Al7075/CFRP. To carry out this study, static tensile and fatigue tests were given to some of the panels which, made through the co-cure processing in an autoclave, have different CFRP volume ratio and carbon fiber orientations.

1. 서론

각각의 구조용 재료가 가지는 특성을 상호

* 세명대학교 산업안전공학과

보완하기 위하여 이종재료를 접합하여 응용할 수 있는 새로운 개념의 재료가 하이브리드 복합재료이다. 이종재료가 접합된 하이브리드 복합재료의 기계적 특성은 하이브리드 복합재료가 가지고 있는 접합구조에 크게 의존되어 이에 따른 실험의 결과는 매우 다양하게 보고되고 있다.

그리고 접합구조를 가지는 재료에 대한 연구의 관심은 탄성계수가 상이한 재료의 접합 면에 대한 계면에서의 이론적 해석분야에 있었다. 한편, 아라미드섬유를 보강재로 하여 알루미늄 박판을 다층형태로 접합한 하이브리드 복합재료는 상용화되어 있으며, 특히 내피로 특성 및 기계적 성질이 우수하여 이와 유사형태의 하이브리드 복합재료에 대한 연구가 활발하다.

탄소섬유는 생산방법이 다양하며, 고탄성 및 고강도계로 구분되어 상용화되고 있어 이 재료를 하이브리드 복합재료에 응용하면 하이브리드 복합재료의 물성을 향상시킬 수 있는 가능성이 있는 반면 탄소섬유를 구조용재료로 응용한 탄소/에폭시 재료는 우수한 기계적 특성을 가지나 파괴변형률 및 충격저항에 관한 낮은 물성특성이 있다. 그러나 기존의 AI재료에 탄소/에폭시 재료를 응용하여 하이브리드화 하였을 경우 구조물 경량화의 목적과 구조물 보강 및 수리의 목적을 실현할 수 있는 잇점이 있으며 다양한 기능을 가진 탄소섬유의 실용화로 사용목적에 따라 최적설계에 부합하는 하이브리드 복합재료로 구성시킬 수 있는 장점이 있다.

따라서 본 연구는 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 CFRP의 체적율 및 탄소섬유의 배열방향을 달리한 판넬을 오토클래브에서 동시 성형방법으로 제작하여 이로부터 인장 및 피로 실험을 수행하여 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 강도 및 피로특성에 미치는 CFRP 체적율 및 탄소섬유의 배열방향을 검토하였다.

2. 시험 및 결과 고찰

2.1 시험편

CFRP 재료의 원소재는 탄소/에폭시 프리프

래그로써 반경화상태이고, 에폭시 수지 시스템에 따른 성형조건인 라미네이트 제조공정의 오토클래브 온도(250°F) 및 압력(3.5 kg/cm²)하에서 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료인 다적층 형태의 판넬을 제조하고 기계가공을 통하여 인장 시험편 및 피로 시험편을 제작하였다. 본 실험에 사용된 탄소섬유는 고탄성계이고 에폭시 수지 시스템은 250°F 경화용으로 채택하였으며, AI7075의 접착표면은 기계적 에칭방법인 샌드블라스트를 이용하여 샌딩처리하여 접합면적을 최대한으로 하고 이물질 제거시켰다.

AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 적층순서는 ACACACA이다. 즉, 0°의 방향을 가지는 탄소/에폭시 프리프래그를 0.4mm 두께를 가지는 AI7075 시트의 압연방향과 일치하게 반복 적층시켜 접합시킨 것이다. 그리고 시험편의 조건을 달리하기 위해서 0°의 방향을 가지는 탄소/에폭시 프리프래그를 3겹과 5겹으로 변화시켜 상이한 CFRP의 체적율을 나타내게 하였다. 또한 AI7075 시트의 압연방향에 45°의 방향을 가지는 탄소/에폭시 프리프래그를 2겹과 4겹으로 변화시켜 상이한 CFRP 배열방향을 나타내게 하였다. 이러한 적층에 대한 설계단계에서 AI7075재료와 CFRP 재료 사이에 직물 유리섬유 프리프래그 1겹을 추가시켜 이종재료 사이에 급격한 탄성계수의 접촉을 완화시켰다.

0°의 방향을 가지는 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 CFRP 체적율은 각각 0.22%, 0.46% 및 0.58%이었으며, 45°의 방향을 가지는 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 CFRP 체적율은 각각 0.36% 및 0.53%이었다. 여기에서의 CFRP 체적율은 직물 유리섬유를 포함하고 있으며, 원소재인 탄소/에폭시 프리프래그와 AI7075 시트의 두께를 조정할 수 없는 이유로 CFRP 체적율을 임의 조정할 수 없었다. 따라서 본 연구에서의 CFRP 체적율은 1겹의 탄소/에폭시 프리프래그가 적층될 때마다 약 0.07%의 증가효과가 있었으며, 직물 유리섬유 프리프래그는 0.22%의 조건에 대하여 약 0.15% 수준이 투입된 것으로 산정된다. 그리고, 직물 유리섬유 프리프래그는 시험편의 전 조건에 대하여 동일한 량이 투입되었다.

인장시험편은 평행부길이 30 mm, 폭 10 mm의 형태, 피로시험편은 노치 반경 65 mm, 최소 폭 거리 10 mm의 형태로 기계 가공하였으며 기계가공시 시험편 측면부의 디라미네이션 현상의 발생을 억제하기 위하여 접판내에 고정시켜 제작하였다. 인장시험은 표점거리 25 mm의 신율계를 부착하여 변형률을 측정하였고, 피로시험은 유압식 피로시험기를 이용하여 제어파형 정현파, 주파수 10 Hz, 응력비 0인 편진응력부하의 조건으로 실험하였다.

2.2. 섬유체적율 및 배열방향이 탄성계수에 미치는 영향

탄성계수는 부하하중에 대한 변형율의 선형적 거동이므로 이종재료에 대한 하이브리드화 구성시 탄성계수치를 유사하게 할수록 하중 부하중 접합면의 계면분리파괴현상이 저하된다. 0°의 배열방향을 가진 CFRP의 경우와 AI705를 비교하면, AI705/CFRP 하이브리드화된 복합재료는 탄성계수비가 3배 수준인 이종재료간의 접합이므로 하중부하시 계면분리현상에 의한 문제가 야기된다. 또한, 탄소섬유를 이용한 소재가 알루미늄재료와 접촉되었을 경우 전식작용(galvanic corrosion)이 유발되어 접착력의 저하로 인한 문제가 야기된다. 따라서 이러한 원인으로 인하여 발생된 계면분리현상이 실제 응용에 있어 파손의 원인으로 작용할 수 있으므로 응력완화전달재료 또는 이격재료를 침착하는 공정이 고려되어야 한다. 본 연구에서는 완화전달재료로써 직물 유리섬유 프리프래그를 고려하였으며, 시험편에 대한 물성의 영향을 최소화하기 위하여 GFRP 부품의 표면재료로 사용되는 분류번호 #120 직물 유리섬유 프리프래그를 이용하였다. 그러나 이 재료가 본 연구에 사용된 AI705/CFRP 하이브리드 복합재료의 물성에 미치는 영향은 검토하지 않았다.

CFRP의 섬유체적율 및 배열방향과 AI705/CFRP 하이브리드 복합재료의 탄성계수의 관계를 Fig. 1에 나타내었다. AI705의 대한 탄성계수치가 71 GPa, 0° 방향의 CFRP에 대한 탄성계수치를 215 GPa으로 하였을 때, 배열방향을 기준으로 이론적인 복합법칙과 비교하여 상반된

결과를 얻었다. 0°의 방향으로 1점의 탄소섬유가 접합된 경우, 원소재 상태의 AI705 물성치와 거의 같은 결과를 나타내어 하이브리드화의 효과가 없었으며 탄소섬유의 체적을 증가와 더불어 탄성계수치가 급격히 감소하는 경향이 있었다. 이것은 적층상태의 관점에서, 신율계가 직접 접촉하는 시험편의 표면이 AI705 재료인 것을 감안하더라도 낮은 물성치로 평가된다. 이에 대하여 예상할 수 있는 원인으로는 동시성형 공정 중 수지흐름(resin flow)의 제한에 기인된 CFRP 층의 과다한 수지함량에 의한 재료의 취성화와 소형의 시험편에 의한 측면효과와 과다한 영향 등으로 여겨진다.

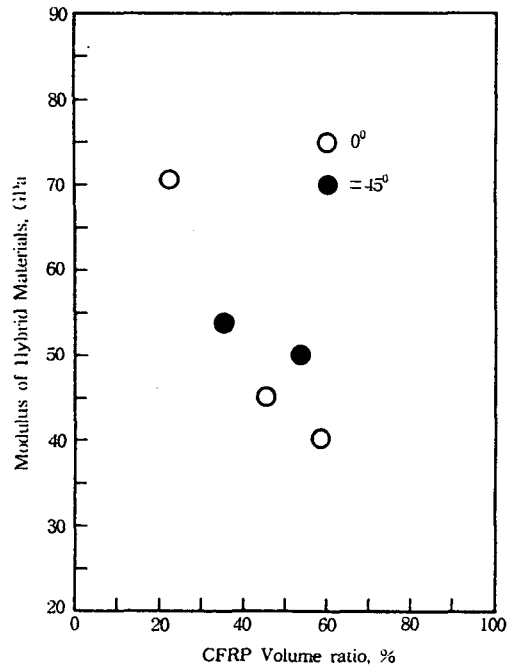


Fig. 1 Behavior of modulus on the effects of various CFRP volume ratio in AI705/CFRP hybrid material.

45°의 방향으로 2점의 탄소섬유가 배열된 경우, 45°의 CFRP재료에 대한 탄성계수치가 32 GPa으로 평가되므로 이론적인 복합법칙에 따르면 57 GPa의 결과와 실험의 결과는 일치하였다. 그리고 4점의 탄소섬유가 배열된 경우에서도 51 GPa의 실험 결과와 50 GPa의 이론적 복합법칙

의 결과와는 일치하는 것으로 나타났다.

따라서 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 섬유체적율 및 배열방향이 탄성계수에 미치는 영향에 대한 실험의 결과를 이론적인 복합법칙을 기준으로 평가하였을 때, 0°의 배열방향을 가진 경우에는 상반된 거동을 보이고 45°의 배열방향을 가진 경우에는 일치하는 거동을 보인 것으로 평가된다.

2.3 섬유체적율의 증가가 인장강도에 미치는 영향

AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료에 하중이 작용되었을 때, 인장강도는 탄성변형을 및 소성 변형율의 차이에 의하여 탄성계수가 상대적으로 높은 CFRP의 체적율에 의존하게 되며, 강도수준은 이론적 복합법칙에 따라 AI7075보다 높고 CFRP보다 낮은 범위내에 존재하는 것으로 추산할 수 있다. 그리고 본 연구에 투입된 소재의 경우, 0°의 방향으로 탄소섬유가 배열된 CFRP의 인장강도는 1,180 MPa, AI7075에 대한 인장강도는 483 MPa의 하이브리드화이므로 상대적으로 3배의 차이를 보인다.

Fig. 2, 3은 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 CFRP 체적율과 인장강도의 관계를 표시한 것이다. 0°의 방향으로 1점의 탄소섬유가 접합된 경우, 이론적 복합법칙에 의한 인장강도 743 MPa에 대하여 실험의 결과는 519 MPa으로 30% 낮은 결과를 보여주고 있다. 0°의 방향으로 3점의 탄소섬유가 접합된 경우 55%, 0°의 방향으로 5점의 탄소섬유가 접합된 경우에는 68% 낮은 결과를 보였다. 이러한 결과를 AI7075의 인장강도와 비교하면 0°의 방향으로 1점의 탄소섬유가 접합된 경우, 75%의 상승효과가 있는 결과이다. 그러나 0°의 방향으로 3점의 탄소섬유가 접합된 경우 25%, 0°의 방향으로 5점의 탄소섬유가 접합된 경우에는 41%의 감소효과가 발생한 결과를 보여주어 CFRP 체적율이 25%까지는 인장강도가 증가하며 25%이상에서는 감소하는 결과로 나타났다. 따라서 CFRP 체적율을 최소화하는 적층조건에서만 하이브리드화 효과를 기대할 수가 있다. 이러한 실험의 결과는 최적의 적층조건을 제시할 수 있는 자료가 될 수 있

고 AI7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 적층설계 자료로 활용할 수 있다.

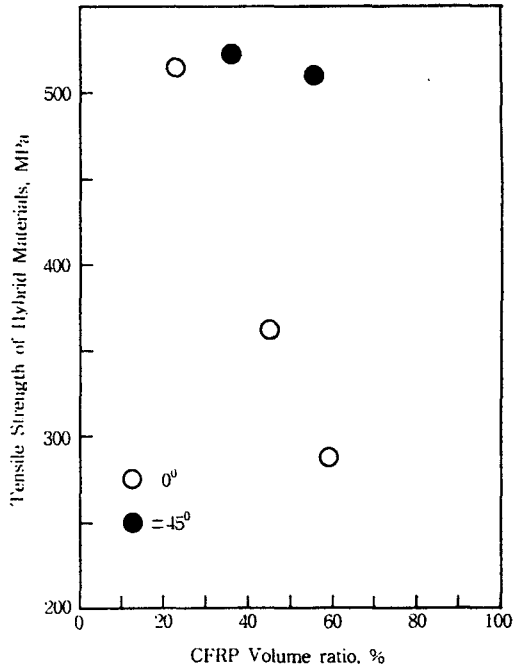


Fig. 2 Behavior of Strength on the effects of various CFRP volume ratio in AI7075/CFRP hybrid material.

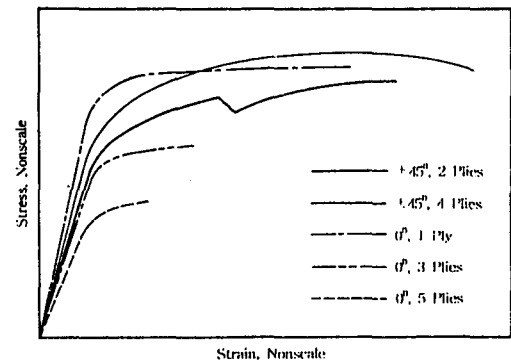


Fig. 3 Comparison between the stress-strain curves of hybrid material with different CFRP volume ratio and fiber orientations.

45°의 방향으로 2점의 탄소섬유가 배열된 경우, 이론적 복합법칙에 의한 인장강도 391 MPa에 대하여 실험의 결과는 523 MPa으로 나타나

어 34% 향상된 결과를 보여주고 있다. 그리고 45°의 방향으로 4겹의 탄소섬유가 배열된 경우에서도 49%의 상승효과가 있어 하이브리드화의 목적을 만족하는 결과이다.

따라서 상대적 탄성계수의 비가 클수록 Al-7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 인장강도 감소원인으로 작용됨을 알 수 있고, Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료에서는 CFRP 체적율을 최소화하는 방법이 최선의 물성을 확보하는 방안으로 작용됨을 알았다. 그리고 Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료로서 설계하는 경우, 하중부하방향에 대하여 45°의 방향으로 탄소섬유를 배열하는 방법이 추천된다.

2.4 섬유체적율 및 배열방향이 피로수명에 미치는 영향

하이브리드 복합재료의 피로수명은 계면에서의 접착분리현상이 중요한 인자로 작용한다고 알려져 있다. 반복하중 부하시 접착분리의 원인은 접합공정의 불완전이 근본요인으로 될 수 있으나, 완전한 접합을 가진 재료에서도 계면에서는 상이한 탄성계수에서 야기된 급격한 변형율의 차이로 인한 전단응력이 예상된다. 이러한 전단응력의 발생을 최소화하기 위하여 전달재료(coupling)를 삽입하여야 하며, 본 연구의 결과를 참고하여 전달재료의 종류 및 체적율이 재료강도에 미치는 영향에 대한 고찰은 Al7075/CFRP 하이브리드화 연구의 한 과제가 될 수 있다. 언급한 바와 같이 0°의 방향으로 1겹의 탄소섬유가 접합된 경우, 완화전달재료로서 사용된 직물 유리섬유 프리프레그의 체적율은 0.15%이고 겹수로는 6겹이지만 Al7075재료와 CFRP사이에는 1겹만이 삽입된 것이며 시험편에서 차지하는 비율은 0.0025%에 불과하다.

Fig. 4에 Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 피로실험에 대한 S-N곡선을 나타내었다. 피로실험에서의 파손형태는 Al7075재료와 CFRP 재료사이의 계면분리현상에서부터 시작되어 Al-7075재료의 크랙발생 및 진전 그리고 최종적으로 CFRP재료의 급격한 손상과 함께 시험편의 파손으로 이어지는 형태로 관측되었다. 따라서 계면분리현상을 지연시키는 방법이 Al7075/CF-

RP 하이브리드 복합재료의 피로특성을 향상시키는 요인임을 확인하였다.

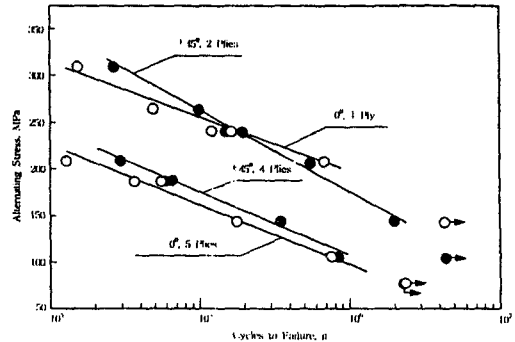


Fig. 4 S-N curves of Al7075/CFRP hybrid material

S-N곡선에서 0°의 방향으로 탄소섬유가 접합된 경우, CFRP의 체적율이 증가할수록 응력이 저하되는 결과를 나타내었으며, 45°의 방향으로 탄소섬유를 배열한 경우에서도 같은 경향을 나타내어 전체적인 경향은 인장강도의 경향과 유사하였다. 그러나 배열방향이 있어서 0°의 방향으로 1겹의 탄소섬유가 접합된 경우와 45°의 방향으로 2겹의 탄소섬유를 배열한 경우를 비교하면 2×10^5 Cycles부근에서 교차하는 결과가 있었다. 이것은 CFRP가 Al7075의 탄성변형을 억제하는 요인으로 작용하는 과정에서 CFRP체적율이 적을수록 억제효과가 상승되는 결과와 0°의 방향으로 탄소섬유가 접합된 경우가 45°의 방향으로 탄소섬유를 배열한 경우보다 탄성계수가 높은 요인에서 나타난 결과로 여겨진다.

4. 결론

Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 CFRP의 체적율 및 탄소섬유의 배열방향을 달리한 판넬을 오토클래브에서 동시 성형방법으로 제작하여 이로부터 인장 및 피로실험을 수행하여 Al-7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 강도 및 피로특성에 미치는 CFRP 체적율 및 탄소섬유의 배열방향을 검토한 결과 다음의 결론을 얻었다.

- 1) Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료의 탄소섬유 체적율이 증가할수록 탄성계수치는 이론

적 복합법칙을 기준으로 저하되는 경향을 보였으며, 1점의 CFRP가 접합된 경우에만 근사한 결과를 보여 CFRP의 체적율이 낮을수록 하이브리드화의 목적을 만족시킨다.

- 2) 탄소섬유 체적율이 증가할 수록 인장강도는 저하되며 CFRP재료에 의한 Al7075재료의 강화는 접착부의 상대적 탄성계수비에 의존한다. 따라서 CFRP재료 및 Al7075재료의 두께를 최소화한 조건이 하이브리드 재료의 인장강도 강화율을 상승시키는 요인이 된다.
- 3) Al7075/CFRP 하이브리드 복합재료에 대한 피로파괴기구는 계면의 접착분리현상으로부터 시작되어 Al7075재료의 크랙발생 및 성장 후 CFRP재료의 파손에 이르는 과정을 가지므로 Al7075재료와 CFRP재료의 층간전단강도를 증가시키는 제조공정의 개발이 피로특성을 향상시킬 수 있는 요인이 된다.

본 논문은 교내학술연구비 지원에 의하여 수행되었음.

참 고 문 헌

- 1) J. C. McMillian, Bonded Joints and Preparation for Bonding, NATO AGARD Lecture Series 102, 3, # 7, p. 150, 1979.
- 2) D. H. Middleton, Composite Materials in Aircraft Structure - The Involvement of the United States Aircraft Structure Industry in the Development of Advanced Composite Materials, Longman Scientific & Technical, John Wiley Inc., New York, pp. 273~288, 1990.
- 3) R. Marrissen, Flight Simulation Behavior

- Aramid Reinforced Aluminium Laminate (ARALL), Eng. Fracture Mechanics, 19, pp. 261~277, 1984.
- 4) R. Marrisen, Fatigue Mechanism in ARALL - A Fatigue Resistant Hybrid Aluminium Aramid Composite Material, Fatigue, 87, Proc. 3rd Int. Cont. on Fatigue Threshold, Vol. 3, EMAS LTD, Warley, U.K, pp. 1271~1279, 1987.
- 5) H. K. Yoon, The Effect of Bridging on Fatigue Crack Growth Behavior in Aramid Patched Aluminium Alloy (APAL), J. of KSME, Vol. 8, No. 4, pp. 375~384, 1994.
- 6) G. L. Roderick, Debond Propagation in Composite Reinforced Metals, NASA TM X-71948, 1974.
- 7) I. C. Taig, Design Concepts for the Use of Composite in Airframes, British Aircraft Co., 1975.
- 8) S. Oken, Analytical and experimental Investigation of Aircraft Metal Structures Reinforced with Filamentary Composites, NASA CR-1859, 1971.
- 9) C. T. Lin, Fatigue Behaviour of Carbon Fiber Reinforced Aluminium Laminates, Composites, Vol. 22, pp. 135~141, 1991.
- 10) D. L. Davidson, Fatigue Crack Growth through ARALL-4 at Ambient Temperature, Fatigue Fract. Engng Mater. Struct., Vol. 14, No. 10, pp. 939~951, 1991.
- 11) F. A. Sandow, Composite Repair of Cracked Aluminum Alloy Aircraft Structure, AFWAL-TR-87-3072, 1987.