

論文

섬유금속적층판의 경화 시 발생하는 열 잔류응력에 관한 연구

김세영*, 최원종*, 박상윤*, 문초록*

Thermal residual stress behavior in fiber metal laminates

Se-Young Kim*, Won-Jong Choi*, Sang-Yoon Park* and Cho-Rok Moon*

ABSTRACT

Due to mismatch of thermal expansion coefficients between aluminum sheet and glass/epoxy sheet, thermal residual stresses generally appear in the FML. These stresses will affect the yield and fatigue strength of the FML. The numerically determined residual stresses in the Fiber-Metal-Laminates(FML) have been compared to the residual stresses measured from the curvature and tensile test methods. These two experimental methods have been developed for assessing the influence of residual stress in FML. Post-stretching process has been applied to remove the thermal residual stress and reverse the stress distribution. After post-stretching process, the residual stress has been measured from experiments. The results obtained show that analytical and experimental data are well agreed. The thermal residual stress can be removed by post-stretching process and it will increase the yield strength of FML.

초 록

섬유금속적층판(Fiber Metal Laminates, 이하 FML)에서 알루미늄과 유리섬유/에폭시 복합재료 사이의 열팽창 계수의 차이는 경화과정 시 FML내부에 열 잔류응력을 남기게 되며, 이러한 열 잔류응력은 FML의 피로특성과 항복강도에 영향을 주게 된다. 잔류응력을 예측하기 위해 두 가지 실험법이 제안 되었으며, 이론식을 통해 그 결과를 예측하고, 실제 실험을 수행하여 그 값을 확인 하였다. 또한, 열 잔류응력의 제거 및 응력의 역전을 위하여 후-인발 가공이 수행 되었으며, 가공 이후 발생한 FML내의 잔류응력이 측정 되었다. 예측된 열 잔류응력 결과와 실험을 통한 값이 일치함을 보이며, 후-인발 가공을 통하여 열 잔류응력 제거 및 항복강도의 증가가 발생하였다.

Key Words : Composites(복합재료), Fiber Metal Laminate(섬유금속적층판), GLARE(유리 섬유금속적층판), Residual Stress(잔류응력), Post-stretching(후-인발 공정)

1. 서 론

최근 고분자 복합재료는 비강도와 비강성이 우수하여 그 사용빈도가 증가하고 있으며, 항공 우주분야에서 폭넓게 적용되고 있다[1]. 하지만

고분자 복합재료의 경우 수리가 어려우며, 충격 하중에 대한 취약성이나 결함 탐상의 어려움, 층간 분리 및 수분 침투의 문제점 등이 폭넓은 사용에 제약을 가져온다. 이러한 문제점을 보완한 재료가 1981년 네덜란드의 DUT(Delft University of Technology)에서 개발 되었다. 이 새로운 항공기용 구조 재료는 얇은 알루미늄 박판 사이에 복합재료 층을 적층한 섬유금속적층판(Fiber Metal Laminates, 이하 FML)으로서 알루미늄의 저 피로특성을 향상 시키고 고분자 복합재료의 저 충

† 2004년 10월 14일 접수 ~ 2005년 4월 4일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공재료공학과
연락처, E-mail: saynice@hotmail.com
경기도 고양시 화전동 200-1

격 특성 등을 보완한 재료이다[2].

현재 세계적으로 항공기의 수가 증가되고 있으며, 이를 이용하는 여행객 또한 크게 증가하게 되었다. 이는 공항시설이나 항공기의 부족을 야기 시켰으며, 이러한 문제점을 해결하기 위하여 한번에 많은 여행객 및 화물을 운송할 수 있는 초대형 항공기 개발의 필요성이 대두 되었다. 초대형 항공기의 경우 동체 및 구조의 크기가 커짐에 따라 구조에 작용하는 하중의 크기도 증가하게 되었고 이와 함께 외피나 구조의 두께도 증가하게 되었다. 금속재료의 경우, 특히 알루미늄은 두께가 두꺼워질수록 그 피로한계가 낮아지는 특성을 지니고 있으므로 이에 대한 보완이 필요하게 되었다. 초대형 항공기의 경우뿐만 아니라, 기존의 운항 중인 항공기 역시 피로하중에 의한 손상이 가장 많은 부분을 차지하게 되며, 이러한 항공기의 손상 특성을 그림 1에 나타내었다.

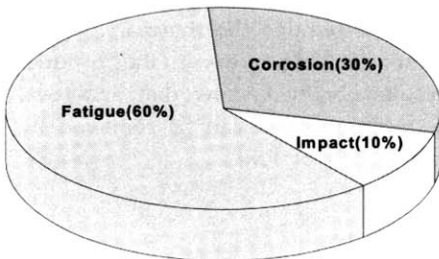


그림 1. 항공기 구조물 손상의 원인별 비율

이러한 추세 속에서 FML이 그 해결책으로 부상하였으며 90년대에는 알루미늄 박판 사이에 glass/epoxy(유리섬유/에폭시) 층을 적층한 GLARE (glass fibre-reinforced aluminum)가 개발되었다. GLARE는 알루미늄 금속판과 유리섬유 사이의 갈바닉(Galvanic) 부식이 발생하지 않으며, 기존 고분자 복합재료보다 손상에 대한 저항성이 크게 향상된 재료이다[3,4]. GLARE는 현재 개발 중인 에어버스(Airbus)사의 초대형 항공기인 A380의 외피 재료로 채택되어 사용되고 있다. 하지만, 재료의 개발 및 연구 기간이 타 복합재료에 비해 상당히 짧은 편이어서 그에 대한 물성이나 특성 파악이 매우 미비한 상태이다. 특히, FML을 경화 시킨 직후에 존재하게 되는 잔류응력에 대해서 몇몇 연구가 선행 되었다. C Van Hengel[2]에 의해 알루미늄과 복합재료의 잔류응력이 연구 되었으며, 다양한 방법의 잔류 응력 측정이 이루어 졌지만, 대부분의 방법이 복잡하고 비용이 많이 드는 단점을 지니고 있었다. 본 연구에서는 FML의 기본적인 특성을 파악하기 위하여 기존

의 고전 적층 이론을 이용하여 초기 경화 시에 발생하는 열 잔류응력을 계산함과 동시에 실제 잔류응력을 새로운 방법으로 측정하였으며, 이러한 잔류응력을 제거하기 위한 후-인발 공정(Post-stretching)을 실시하여 그때의 잔류응력 상태를 파악 하였다.

II. 본 론

2.1 섬유금속적층판(FML) 제작

본 실험에 사용된 FML은 알루미늄 2024-T3 사이에 유리섬유 복합재료를 적층하여 제작되었다. 적층은 알루미늄 두 장 사이에 복합재료 층을 두 장 적층 하여 두께 방향으로 대칭이 되도록 하였다. 사용된 알루미늄은 Alcoa사의 Al2024 -T3이며, 복합재료는 한국화이버사의 HG-181 glass/epoxy 프리프레그로 섬유는 0°와 90°의 방향(8-harness)으로 직조되어있다. 수지는 120℃ 경화 형이다. 아래의 표 1에 물성을 나타내었다.

표 1. FML에 사용된 알루미늄과 복합재료의 물성

Characteristics	Al2024-T3	Glass/epoxy
E(GPa)	56.1	17.3
σ -Yield(MPa)	287	415
Poisson's Ratio	0.30	0.18
CTE($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	23.22	3.6
Thickness(mm)	0.385	0.240(1ply)

알루미늄과 복합재료의 열팽창 계수는 NETZSCH사의 402C 딜라토미터(Dilatometer)를 이용하여 측정 하였다. 적층 후 오토클레이브에서 3.1kgf/cm²의 압력과 120℃의 온도에서 1시간 30분간 경화 하였으며, 인장시편은 ASTM D3039에 조건에서 고속 다이아몬드 휠 커터를 이용하여 1.25×25.4×230mm의 크기로 가공하였다.

초기 경화 후의 열 잔류응력을 측정하기 위하여 알루미늄 한 장과 복합재료 한 장만을 적층한 Half-lay-up 시편을 제작하여 경화 시켰다. 후-인발 공정 후의 잔류응력을 측정하기 위해서도 같은 형태의 Half-lay-up시편을 만들었으며, 적층 순서를 표 2에 나타내었다.

표 2. FML의 적층순서 (0/90 : 1PN)

Characteristic	Lay-up pattern
Full-lay-up FML	[Al/{90/0/0/90}/Al]
Half-lay-up FML	[Al/{0/90}]

2.2 FML의 잔류응력

2.2.1 FML 경화 후의 열 잔류응력

FML은 이중 재료가 결합 되어 있으며, 복합재료의 경화가 120℃의 고온에서 이루어지며, 이때의 응력상태를 잔류응력이 없는 것으로 본다. 경화 후 상온으로 온도를 내릴 경우 알루미늄과 복합재료의 열팽창이 상이하므로 상온에서의 최종 변형양이 다르게 된다. 이러한 최종 열 변형의 불일치는 알루미늄과 복합재료에 열 잔류응력을 남기게 된다. 즉, 열팽창이 알루미늄보다 상대적으로 작은 복합재료의 경우 상온에서 압축잔류응력이 남게 되고, 알루미늄은 반대로 인장잔류응력을 가지게 된다. 이러한 응력의 상태를 그림 2에 나타내었으며, 알루미늄의 인장 잔류응력으로 인해 FML의 항복강도가 잔류응력의 양만큼 줄어들게 된다. 특히, 알루미늄에 인장 잔류응력을 가진 FML이 인장 하중을 받을 때 그림 2에 나타낸 것과 같이 크랙 전파가 용이하여 진다[5].

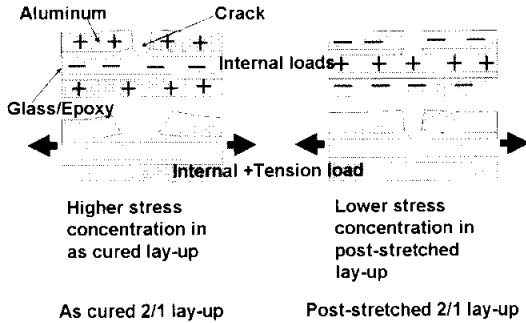


그림 2. 크랙에 대한 잔류응력의 영향 (+: 인장 잔류응력, -: 압축 잔류응력)

열 잔류 응력으로 인한 FML의 항복강도의 저하는 후-인발 공정을 통하여 해결 할 수 있으며 이에 대하여는 다음 절에서 논의하도록 한다.

2.2.2 후-인발 공정 후 FML의 잔류응력

FML의 경화 후 온도구배로 인해 발생하는 내부 잔류응력은 외부 알루미늄 판에 균열 발생 및 피로 특성을 저하시키기 때문에 일부 특정 GLARE에서는 경화 후 인장력을 가하여 알루미늄 기준으로 0.4%의 소성변형을 일으킨 후 하중을 제거하는 후-인발(Post-stretching) 공정을 FML에 적용하고 있다. 이때, 섬유의 과단변형률(Failure strain)은 매우 작기 때문에 후-인발 공정 중 glass/epoxy층의 파괴를 방지하기 위해 매

우 적은 수준의 인발 변형률을 적용한다.

후-인발 가공된 FML의 경우 경화 직후에 발생한 열 잔류응력이 제거되게 되며, 알루미늄 층에는 압축잔류응력이, 내부 복합재료 층에는 인장 잔류응력이 작용하게 된다. 이러한 잔류응력의 역전 현상은 FML의 항복강도의 증가를 가져오게 되며, 그림 2에 나타낸 것과 같이 외부로부터 인장하중이 작용할 때에 알루미늄의 압축잔류응력이 크랙의 발생을 방지하는 역할을 하게 되어 피로특성이 향상된다[5].

2.3 잔류응력의 측정 및 고찰

본 절에서는 FML이 경화된 직후 그리고 후-인발 공정을 수행한 이후 내부에 발생한 잔류응력을 예측한 값과 실험을 통하여 측정된 결과를 비교 하였으며, FML의 잔류응력을 측정하기 위하여 본 연구에서는 Tensile test와 Half-lay-up시편을 이용한 두 가지 실험을 수행하였다.

2.3.1 Tensile Test에 의한 측정

성형공정 동안 잔류응력 발생에 영향을 미치는 주요 요인은 수지의 화학반응에 따른 수축(Chemical shrinkage)과 구성물간의 열팽창계수 차이이다. 그러나 실제 이러한 요인들을 모두 고려해서 예측하기는 쉽지 않다. 또한 성형공정 동안 에폭시의 경우 화학반응에 따른 수지의 체적 수축률(V_{sh}^T)은 1~10%이며, 전체 잔류응력 중 약 5%만이 화학반응에 의한 수축에 의해서 발생하는 것으로 알려져 있다[6,7,8].

따라서 본 연구에서는 성형 과정 중 수지의 화학반응에 따른 고려해서 예측하기 보다는 성형 온도에 조짐을 맞추어 잔류응력의 발생을 예측하였다. 120℃에서 경화(Hot Cured FML-그림 3(a))하여 열 잔류응력을 가지게 된 시편과 이미 경화된 복합재료 층을 알루미늄 사이에 넣고 상온 접착제를 이용하여 제작한 FML(Cold Cured FML-그림 3(b))을 인장실험을 통해 항복강도의 차이를 측정하였다.

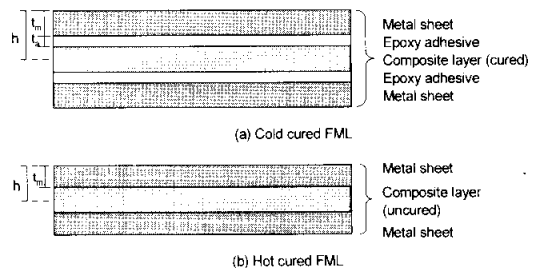


그림 3. Hot and Cold cured FML

즉, 고온 경화한 FML의 경우 알루미늄에 잔류 인장응력이 가해져 있고, 상온 경화한 FML의 경우 그러한 잔류응력이 없으므로 이 둘을 인장 실험하여 항복강도의 차이를 알루미늄에 가해져 있는 열 잔류인장응력으로 보았다. 이러한 열 잔류응력은 아래의 식으로 계산할 수 있다[9,10].

$$\sigma_{al}^r = \frac{(\alpha_{al} - [A])^{-1} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k \{\alpha\}^k t_k \Delta T}{E_{al} t_{al}(n+1) + ([A]/t_{layer}) t_{con} n} E_{al} ([A]/t_{layer}) t_{con} \quad (1)$$

$$\sigma_{co}^r = \frac{(\alpha_{al} - [A])^{-1} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]^k \{\alpha\}^k t_k \Delta T}{E_{al} t_{al}(n+1) + ([A]/t_{layer}) t_{con} n} E_{al} ([A]/t_{layer}) t_{al}(n+1) \quad (2)$$

여기서 σ_{al}^r 과 σ_{am}^r 는 각각 알루미늄과 복합재료의 열 잔류응력이며, $[A]$, $[\bar{Q}]$ 는 복합재료 적층판과 한 층의 강성이다. n 과 k 는 복합재료 층 판수와 복합재료 적층 순서이며, α_{al} , α 는 각각 알루미늄, 복합재료 한 층의 열팽창 계수이다. t_k 는 k 번째 복합재료 층의 두께, t_{layer} 는 복합재료 한 층의 두께이며, t_{con} 은 복합재료 층 전체의 두께이다. E_{al} 은 알루미늄의 탄성계수이고, ΔT 는 $T_{cure} - T_{room}$ 으로 경화온도와 상온과의 차이로서 10 °C이다.

2.3.2 Half-lay-up 시편의 Curvature를 이용한 측정

이렇게 된 FML의 복합재료 면과 알루미늄 면에 각각 스트레인 게이지를 붙이고 평평하게 펼 때의 스트레인 변화를 측정하였다.

Half-lay-up FML을 이용한 잔류응력 측정 결과를 아래의 그림 5에 나타내었다. 식을 이용하여 계산한 값과 스트레인 게이지를 이용하여 측

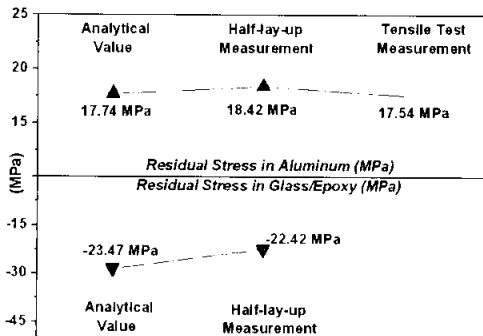


그림 5. FML의 열 잔류응력의 예상 값과 실험을 통한 측정값의 비교

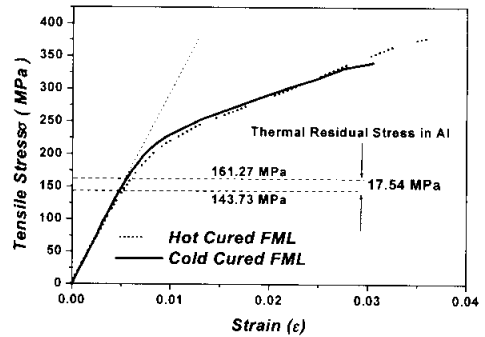


그림 6. 인장 실험을 통한 알루미늄의 잔류응력 측정

정한 잔류응력의 값이 근접함을 알 수 있다. 또한, 고온 경화한 FML과 상온 경화한 FML의 인장실험을 통한 측정 결과를 그림 5에 함께 나타내었으며, 인장곡선을 그림 6에 나타내었다. 그림에서 보듯이 열 잔류응력에 의한 항복강도의 차이가 발생하였음을 알 수 있었다. FML의 항복현상은 알루미늄에 의한 것 이므로 인장실험을 통해서 복합재료의 잔류응력은 알 수 없다.

Half-lay-up FML을 펼 때 발생하는 스트레인 변화량을 측정하고 이를 탄성계수를 이용하여 응력 값으로 환산 하여 구하였으며, 인장실험의 경우 예상대로 고온경화 FML과 상온경화 FML사이의 항복강도 차이가 발생하였다.

경화온도와 상온과의 차이로 인해 발생하는 열 잔류응력은 결과에 나타나듯이 알루미늄에는 17.54~18.42MPa의 인장응력이 걸리게 되며, 복합재료 층에는 -22~-28MPa의 압축응력이 걸리게 되는 것으로 나타났다.

2.3.3 FML의 후-인발 공정 후의 잔류응력 측정

열 잔류응력의 해소와 항복강도의 증가를 위하여 수행되는 후-인발 공정을 거친 FML의 내부 응력 상태를 확인하기 위하여 실험을 수행하였다. 앞 절의 열 잔류응력 측정에서 사용된 것과 같은 Half-lay-up 방법과 인장실험을 이용하였다. 즉, Half-lay-up시편과 Full-lay-up 시편을 0.45% 소성변형 시킨 후 하중을 제거하고 Full-lay-up시편에 다시 인장실험을 실시하였고, Half-lay-up시편의 경우는 0.45%의 후-인발 공정 후 알루미늄 표면에 스트레인 게이지를 부착하여 평평하게 펼 때의 스트레인 변화를 측정 하였다. 실험을 통해 나온 결과를 그림 7과 8에 나타내었고, 그림 9에는 후-인발 공정으로 인한 FML의 휨 현상을 나타내었다.

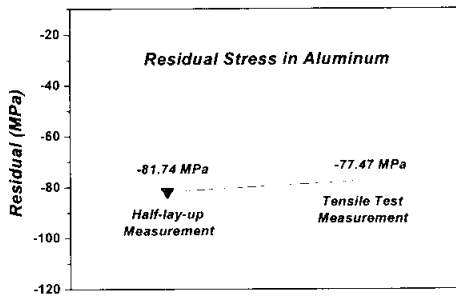


그림 7. 후-인발 공정 후 발생한 알루미늄의 잔류응력

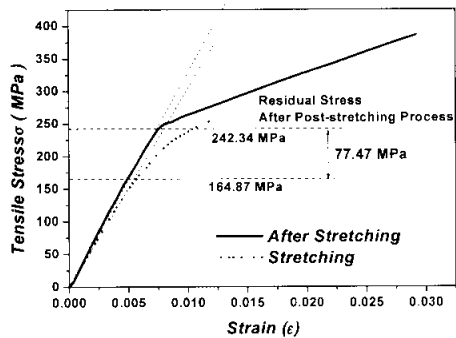
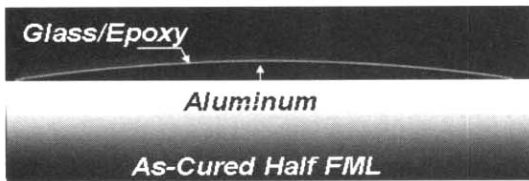
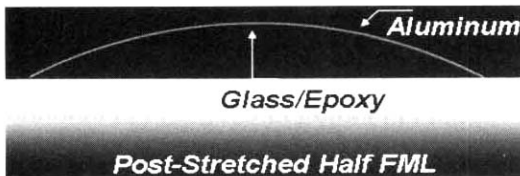


그림 8. 후-인발 공정 후 인장실험을 통한 알루미늄의 잔류응력 측정



(a) 후-인발 공정 전의 FML



(b) 후-인발 공정 후의 FML

그림 9. 후-인발 공정으로 발생하는 FML의 휨 현상

FML에 후-인발 공정을 수행하여 초기의 열 잔류응력은 해소 하였으며, 알루미늄과 복합재료 층에 존재하는 잔류응력 역시 각각 압축과 인장

으로 역전 되었다. 이러한 잔류응력의 역전은 FML의 항복강도의 향상에 크게 기여하였음을 위의 그림에서 알 수 있다. 또한, 알루미늄에 존재하는 압축잔류응력의 크기를 두 가지의 실험을 통해 비교하였으며, 그 값이 매우 유사하게 측정 되었다. 즉, 후-인발 공정 처리된 FML의 알루미늄에는 -77.47~-81.74MPa의 압축 잔류응력이 존재하는 것으로 나타났다.

III. 결 론

본 논문에서는 FML의 제조 시에 발생하는 열 잔류응력과 후-인발 공정 처리 후에 발생하는 잔류응력을 예측하고, 새로운 잔류응력 측정법을 통해 그 값을 측정, 확인 하였다. 경화 직후에 발생하는 잔류응력은 알루미늄에 인장응력을 남겨 FML의 항복강도가 17.54~18.42MPa 감소되며, 후-인발 공정 후 알루미늄에는 압축응력이 남게 되어 항복강도가 77.47~81.74MPa 증가되었다. 이 실험에 새롭게 사용된 Half-lay-up FML을 이용한 잔류응력 측정법을 통하여 구한 실험 결과와 기존의 실험법 및 계산식을 사용하여 얻은 결과가 근접한 값을 보인다.

참고문헌

- 1) 김성열, 이수용, 박정선, "복합재료 항공기 동체 부품 설계," 한국항공우주학회지 제30권 제 1호, 2002, pp. 65~74.
- 2) Vlot, A. and Gunnink, J. W., "Fiber Metal Laminates: An Introduction", Kluwer Academic Publishers, 2001.
- 3) A. Asundi and Alta Y.N. Choi, "Fiber metal laminates- An advanced material for future aircraft", Journal of materials processing technology 63, 1997, pp. 384 ~394.
- 4) Voegesang L.B. and Vlot, A., "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structure", Journal of materials processing technology 103, 2000, pp. 1~5.
- 5) "Structural Materials Handbook", Volume 1: Polymer Composites, Structures and Mechanisms Division European Space Research and Technology Centre, 1994, pp. 46.
- 6) M. Gigliotti, M. R. Wisnom and K. D. Potter "Development of curvature during the cure of AS4/8552 [0/90] unsymmetric composite plates", Composites Science and Technology, 63,

2003, pp. 187-197.

7) Johnston A. "An integrated model of the development of process induced deformation in autoclave processing of composite structures", PhD thesis, University of British Columbia, 1997.

8) N. Takeda, L.N. McCartney and S. Ogihara, "The application of a ply-refinement technique to the analysis of microscopic

deformation in interlaminar-toughened laminates with transverse cracks", *Composites Science and Technology* 60, 2000, pp. 231~240.

9) Gere and Timoshenko, "Mechanics of materials", PWS-KENT, Boston, 1990, pp. 73~81.

10) Carl T. Herakovich "Mechanics of fibrous composites", John Willey & Sons, N.Y., 1998, pp. 112~184.