

고전 적층이론에 의한 섬유금속적층판의 기계적 거동 연구

노희석* · 최홍섭* · 강길호** · 하민수***

Study on the Mechanical Behavior of Fiber Metal Laminates Using Classical Lamination Theory

Key Words : Fiber Metal Laminate, FML, ARALL, GLARE, CARE, Composite

ABSTRACT

In this study the mechanical behaviors of fiber metal laminates (FML) such as ARALL, GLARE and CARE which are recently developed as new structural materials and known to have excellent fatigue resistant characteristics while with relatively low densities compared to the conventional aluminum materials, are considered through the classical lamination theory. The mechanical properties such as elastic moduli, thermal expansion coefficients and hygro-thermally induced residual stresses in the fiber metal laminates are obtained and compared each other. Also load carrying mechanism between metal sheets and composite layers in the FML are considered.

1. 서론

2차 세계대전 이후 민간 및 군용 항공기 동체 구조물의 주재료로서 다양한 종류의 알루미늄 합금이 개발되어 사용되어왔다. 그러나 1988년 순항 중이던 Aloha Airline의 Boeing 737-200 여객기가 균열의 전파로 인해 동체의 일부가 떨어져 나간 사고가 말해주듯 알루미늄 재질은 피로파괴에 취약한 특성을 지니고 있었다. 1981년 네델란드의 Delft 대학에서는 알루미늄 합금의 장점과 높은 비강도 및 비강성, 우수한 내피로 및 내식 특성 등의 장점을 지닌 복합재료를 서로 얇게 적층한 섬유금속적층판 (Fiber Metal Laminate, 이하 FML) 을 연구하기 시작하였다. 1987년에는 Fokker사의 F50날개에 알루미늄과 비인장강도(Specific tensile strength)가 매우 큰 아라미드/에폭시 복합재료를 구성 소재로 하는 ARALL(Aramid Reinforced Aluminum Laminate)을 적용하여 20%의 무게절감 효과를 가져온 예도 있다. Fig. 1에 도시된 바와 같이 여러 금속합금과 기타 복합재료의 장점을 이용한 다양한 종류의 금속섬유 적층판이 개발되어 응용을 위한 평가 연구가 활발히 진행되고 있다.

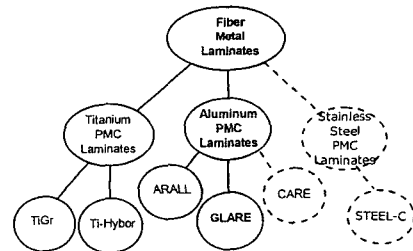


Fig. 1 Family Tree of fiber metal laminates, where dashed FLMs are under development

Alcoa사는 ARALL, GLARE(GLASS Reinforced Epoxy laminate) 라는 상표로 재료를 상용화하였고 Douglas사의 군사용 격납고 문에 성공적으로 적용한 바 있다. 또한 Aluminum-Graphite prepreg 접합시 예상되는 Galvanic Corrosion을 극복하기 위해 접합면사이에 Carbon/epoxy prepreg 1장을 삽입하여 만든 CARE (Carbon fiber Aluminum REinforced Laminate)가 개발되어 검증 중에 있으며, 알루미늄을 티타늄(Titanium)으로 대체한 TiGr FML이 개발되어 고내열성이 필요한 부분에 사용되고 있다. FML은 충격손상에 대한 저항성이 크게 향상되었으며 반복하중하에서 피로수명이 2~4배 증가하고 피로 균열 전파속도는 1/20로 감소하는 것으로 알려져 있다. 위와 같은 FML의 충격손상에 대한 저항성과 피로 우수성은 복합재료의 적용이 어려웠던 민항기의 동체 외피로의 적용

* (주)대한항공 한국항공기술연구원
 ** 한국항공대학교 항공재료공학과 대학원
 *** 경기공업대학 정밀계측과

을 가능케 하고 있다. 이는 실제 Airbus사의 A380과 같은 초대형 민간항공기의 동체 외피용과 테러로부터의 항공기 안전을 확보하기 위한 화물 운반단위인 ULD의 내폭발용 외피소재에 적용되기에 이르렀고 미국의 항공기 제작 업체인 보잉사에서조차사의 최신형 항공기인 7E7에 FML의 도입을 서두르고 있을 정도로 그 응용이 적극적으로 확대되고 있다.

FML이 타 복합재료에 비해 10여년의 짧은 연구기간을 거쳐 실제 구조물로 최근 도입되기 시작한 소재여서 이에 대한 물성자료 및 기계적 특성에 관한 연구자료를 수집하는 것이 상대적으로 힘든 경향이 있다. FML에 대한 활발한 연구가 진행되기 위해서는 기본 물성에 대한 특성연구가 선행되어야 하므로 본 연구에서는 기존의 고전 적층이론을 적용하여 FML의 기본 물성 특성을 파악하고자 하였다. 여기서 얻어진 자료는 FML을 이용한 구조물의 설계나 해석 또는 보다 개선된 적층판 이론을 적용하기 위한 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

2. 섬유금속 적층판

2.1 소재선정 및 적층표기방법

섬유금속적층판은 기존의 알루미늄 합금소재에 비해 내피로저항특성, 내열성, 내화염성, 진동감쇠(Damping) 특성 및 내부식성과 손상허용특성, 그리고 복합재료보다 손쉬운 수리기법 및 미려한 표면 등과 같은 여러 장점을 갖고 있으나 이질 재료의 접합에서 오는 splicing의 어려움, 불충분한 설계 및 공정자료 등의 단점도 갖고 있으며 장점들도 이들에 미치는 여러 인자(parameter)들이 있어 이들 각자가 전체 FML의 기계적 특성에 미치는 영향을 파악할 필요가 있다. 이러한 인자로는 금속판의 재료물성, 두께, 적층수와 복합재료층의 섬유/기지의 종류, 두께, 적층방향 및 열팽창계수, 수분의 흡수량 등을 고려할 수 있다. 금속판의 종류로는 항공재료로 많이 사용되는 알루미늄 합금을 선택하였으며 복합재료 층으로는 단일방향 Kevlar/Epoxy, S2-Glass/Epoxy, 그리고 Carbon/Epoxy 등을 고려하였다.

FML의 적층은 금속판 m 개 사이에 복합재 적층판을 대칭적으로 삽입하는 것으로써 총 $m-1$ 개가 사용된다. 일반적인 적층표기는 '재료등급-금속판수/복합재료층수-금속판두께'로 나타낸다. 예로써 GLARE[®]3-3/2-0.3와 같이 표현되었다면 알루미늄2024-T3 사이에 [0/90]의 적층이 삽입되며 전

체적으로 3장의 알루미늄 판사이에 2개의 복합재 적층판이 삽입됨을 의미하며 이를 GRARE[®]3등급으로 분류한 것이다. 이해를 돕기 위해 Fig. 2에 도시하였다.

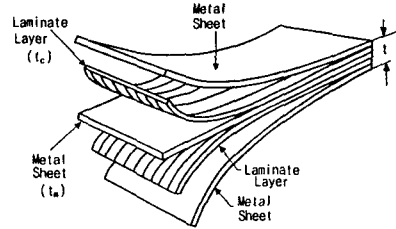


Fig. 2 3/2 Fiber Metal Laminate(3 metal sheets and 2 laminate layers)

본 연구에 사용되는 FML의 종류는 크게 세가지, ARALL, GLARE, CARE로 나뉜다. 두께가 0.012in, 0.016in 인 알루미늄 금속판을 사용하였고 적층수 구성비는 2/1, 3/2, 4/3, 그리고 5/4를 사용하였다. Table 1과 2에는 구성비에 따른 적층각과 표기 등을 설명하였다. 이때 AL은 알루미늄판(2024-T3) 1장을 의미하고 이하 설명에서 특별한 언급이 없는 한 알루미늄판의 두께는 0.012in이다.

Table 1 Stacking Sequence

구성	적층방법
2/1	[AL/{0/90/0}/AL]
3/2	[AL/{0/90}/AL/{90/0}/AL]
4/3	[AL/{0/90}/AL/{0/90/0}/AL/{90/0}/AL]
5/4	[AL/{0/90}/AL/{0/90}/AL/{90/0}/AL]

Table 2 Candidates for FML

FML	Coding convention	Prepreg thickness(in)/ply
ARALL	A21, A32 A43, A54	Kevlar/Epoxy 0.005
GLARE	S21, S32 S43, S54	S2-Glass/Epoxy 0.005
CARE	C21, C32 C43, C54	Carbon/Epoxy 0.005

2.2 고전적층이론(Classical Laminate Theory)

본 연구에서는 FML을 구성하는 금속판(Metal sheet)과 복합재료층(Composite layer)이 매우 얇으므로 고전적층이론[2](Classical Lamination Theory, 이하 CLT)을 적용하여 각 인자들의 영향을 평가한다. CLT에 대한 내용기술은 저면관계상 생략한다.

3. 결과 및 분석

ARALL, GLARE, CARE에 대하여 밀도-두께 선도, 각 적층판이 가지는 물성들을 비교하며 경화 후 발생하는 열잔류 응력과 수분흡수로 인한 변형을 비교 설명한다.

3.1 밀도-두께 관계

FML을 구성하는 재료의 밀도는 구조물의 질량과 관계가 있다. Fig. 3 에는 각각의 FML에 대하여 두께와 밀도의 관계를 그래프로 나타내었다.

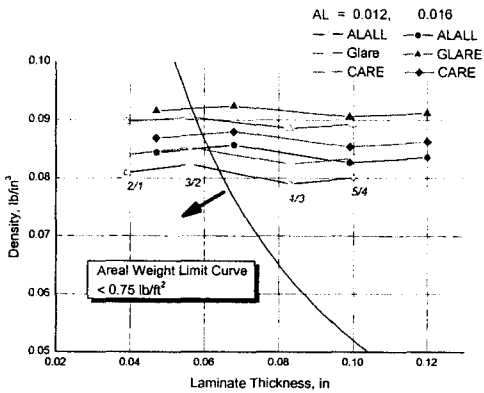


Fig. 3 FML Density vs Laminate Thickness

알루미늄 두께가 고정일 때 같은 적층수구성 이라면 ARALL, CARE, 그리고 GLARE 순으로 밀도가 높아지며 알루미늄의 밀도인 0.1011 lb/in^3 보다 10~20%가량 작은 밀도값을 갖는다. 같은 프리프레그에 같은 구성비를 갖는다 하더라도 알루미늄의 두께가 0.012in 에서 0.016in 로 증가하면 전체 FML 의 밀도는 증가하게 된다. 알루미늄 판의 두께를 고정하였을 때 구성비에 따른 밀도변화는 미소하나 감소하는 방향을 취한다. 설계시 두께를 고려할 때 뒤 절에서 설명될 물성과 함께 고려되어야 한다.

실선으로 표시된 곡선은 보잉사에서 사용하는 시험서에 기재된 내용으로써 박판의 GLARE 를 적용할 때 단위면적당 무게가 0.75 lb/ft^2 을 넘지 말아야 한다는 제한조건을 도시한 것이다.

3.2 물성비교

ARALL, GLARE 및 CARE에 대하여 금속판과 복합재료층의 구성비에 따른 강성비교를 Fig. 4~ 5에 나타내었다. 전단강성은 일반적으로 고른 분포를

가짐을 알 수 있으며 CARE는 전단강성을 제외하고는 다른 FML보다 우수한 물성을 보여주고 있다. 또한 E_x , E_y 에서 구성비 변화에 대한 강성변화의 경향이 ARALL, GLARE의 그것과 다른 이유는 탄소 섬유 프리프레그의 섬유방향 강성이 알루미늄보다 크기 때문이라 설명할 수 있다.

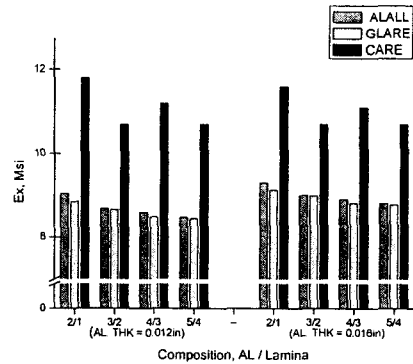


Fig. 4 Comparison of Young's Modulus, E_x

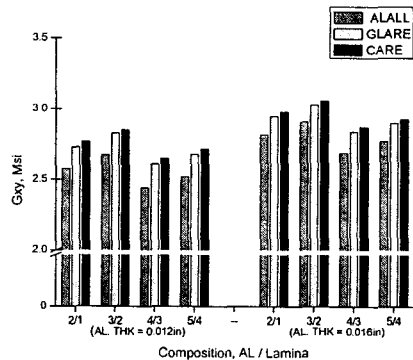


Fig. 5 Comparison of Rigidity Modulus, G_{xy}

3.3 열 잔류 응력

복합재 적층판은 수치경화를 위해 일반적으로 고온에서 성형되어 대기온도로 냉각된 뒤 적용구조물의 사용온도에 노출된다. 이 과정에서 온도변화로 인해 적층판에는 팽창 또는 수축이 일어나게 되어 치수변화가 발생한다. 적층판의 각 층은 방향성을 가지므로 인접한 층의 변형에 대하여 구속력을 가하게 되어 결과적으로 잔류응력을 발생시킨다. 온도변화에 의한 잔류응력(f)을 구하는 식은 간단히 다음과 같이 표현되며 대칭 적층판일

경우곡률에 대한 영향은 없다.

$$\begin{aligned}
 e &= e^0 - zk \\
 e^R &= e - e^T \\
 f_p^R &= \overline{Q}_p(e^R)
 \end{aligned}
 \tag{Eq-1}$$

본 연구에서는 -60°C(항공기 순항시 외부온도)에서 Glare 2/1 과 3/2 의 성형후 잔류응력, f_x , f_y , f_{xy} 를 비교하였다. 잔류응력을 구하기 위해 사용되는 Stress Free Temperature 는 성형온도와 같지 않으나 편의상 성형온도 120°C를 기준온도로 사용하였다.

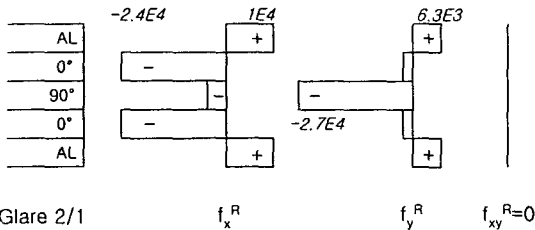


Fig. 6 Thermally Induced Residual Stress(psi) in S21

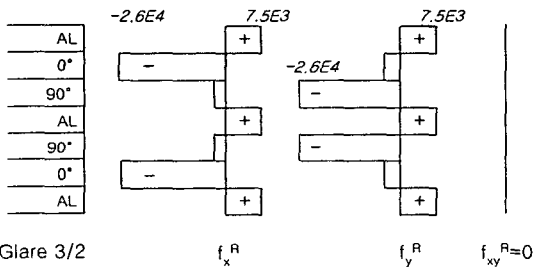


Fig. 7 Thermally Induced Residual Stress(psi) in S32

위 두 그림에서 보는 바와 같이 알루미늄 금속판은 x, y 방향 모두 인장력을 갖는다. 한편, 섬유방향이 x 또는 y 축과 나란한 경우는 압축을 받으나 직교인 경우에는 상대적으로 작은 잔류응력을 보이고 있다. 금속판과 복합재료층 사이의 응력구배가 약 30,000 ~ 35,000psi로써 FML이 아닌 복합재 적층판에서의 10,000psi와 비교하면 큰 값을 알 수 있다. ARALL과 CARE의 잔류응력구배는 GLARE보다 더 크게 나타나는데 이유는 Kevlar와 Carbon의 섬유 강성이 유리섬유의 그것보다 크기 때문이다. 이러한 이유로 일부 특정 FML에서는 post-stretching을 통하여 성형후 온도구배로 인해 발생하는 잔류응력을 제거하여 피로특성을 향상시키는 과정을 거치기도 한다.

3.4 수분흡수 영향

3.3 절에서 다룬 열 잔류응력과 함께 수분흡수로 인한 변형 또한 복합소재 구조물에서는 관심의 대상이다. 일반적으로 수분 흡수량은 열변형의 경우와는 달리 두께를 따라 일정한 분포를 갖지 않으며 긴 시간을 요하는 물성변화이기도 하다. 다음 식은 수분흡수율로써 건조한 적층판 무게에 대한 적층판에 내포된 수분의 중량비로 정의된다.

$$m = \frac{W_{wet} - W_{dry}}{W_{dry} - La \text{ min ate}} \times 100
 \tag{Eq-2}$$

Fig. 8 에서는 2/1 구성비를 갖는 FML 들에 대하여 수분함유량 1%, 2%, 그리고 3% 가 복합재료 층으로 균일하게 분포하였다고 가정하여 변형률을 계산하여 비교하였다.

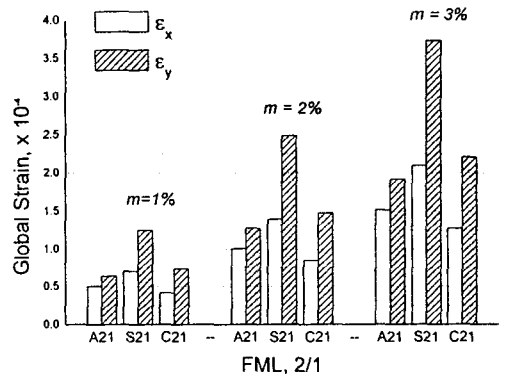


Fig. 8 Comparison of Hygro Strains of 2/1 FMLs with various Moisture Absorptions

알루미늄 금속판은 수분 영향을 받지 않으므로 수분함유량으로 인한 변형은 복합재료층에 의존한다. 수분함유량이 1%에서 3%로 증가함에 따라 모든 FML의 변형은 증가함을 보이고 있다. 특히 GLARE와 CARE의 Y 방향의 변형률은 x 방향에 비해 70~80% 더 큰 변형률을 가지며 ARALL의 경우는 x와 y 방향 사이에 30%의 차이를 보이고 있다. 앞서 설명한 바와 같이 수분흡수로 인한 물성저하는 상당시간의 경과를 통해 발생하는 것으로써 FML은 외피가 알루미늄으로 되어 있어 기존의 복합재료 적층판보다 수분에 저항력이 있다 할 수 있다.

3.5 FML의 하중전달 특성

FML 이 하중을 받을 때 FML 을 구성하는 금속 및 복합재료 층이 전달하는 하중은 각 구성 층의 물성 및 두께에 따라 각각 달라진다. 기존의 항공기 외피 소재로 사용되어온 알루미늄 합금계의 외피를 FML 로 대체설계 하고자 하는 경우에는 FML 의 하중 전달 특성을 이해하는 것이 필요하므로 본 절에서는 이 값들을 함수식으로 유도하고 그 특성을 살펴본다.

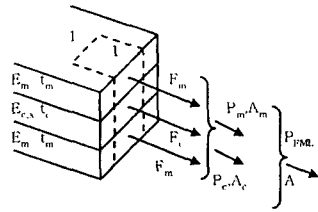


Fig. 9 2/1 FML model applicable to general n/n-1 FML model

Fig. 9 와 같이 각각 t_m 과 t_c 인 금속층과 복합재료층으로 이루어진 두께 $t (=t_m+t_c)$ 인 대칭 적층구조 FML 이 상온에서 단축하중 P_{FML} 을 받을 때 하중방향(X)으로 복합재료층과 금속판이 전달하는 하중의 부분합을 각각 P_m 과 P_c , 또한 각층의 하중방향 탄성계수 또는 상당탄성계수 (effective elastic modulus)를 각각 E_m 과 E_c 라 하고 각층사이의 접합은 완전접합(perfect bonding)으로 서로간의 미끄러짐(slippage)이 없고 금속판들의 두께는 일정하다고 가정하면 하중평형식 및 기하학적 조건식인 다음 식들이 성립한다.

$$P_{FML} = P_m + P_c, \quad \varepsilon_{FML} = \varepsilon_m = \varepsilon_c \quad (Eq-3)$$

$$E_{FML} = E_m v_m + E_c (1 - v_m), \quad v_m = t_m / t \quad (Eq-4)$$

$$\frac{P_c}{P_{FML}} = \frac{E_c / E_m}{E_c / E_m + v_m / (1 - v_m)} \quad (Eq-5)$$

Eq-4, 5 를 복합재료층과 금속판의 탄성계수비에 대해서 복합재료층이 전달하는 하중비를 금속체적비에 대해 도시한 것으로 동일한 금속체적비 (Metal volume fraction, v_m) 에서는 복합재료층의 상당탄성계수가 커질수록 하중전달비(load transfer ratio)도 증가함을 알 수 있고 동일한 복합재료층을 사용한 경우에는 금속판의 두께가 증가할수록 복합재료층이 전달하는 하중이 감소됨을 볼 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 고전적층이론을 섬유금속적층판 (FML)에 적용하여 여러가지 FML 의 물성특성 및 기계적 거동 등에 대해 고찰하였다.

FML 의 밀도는 알루미늄의 약 80-90%에 해당하며 복합재료층의 구성비가 커질수록 감소하는 방향을 취하게 된다. 경화 후 열 잔류응력에 있어서 FML 은 기존의 복합재료 적층판에 비해 비교적 큰 응력을 가지게 되며 이는 성형후 후처리를 통해 응력을 완화시킴이 필요함을 알 수 있었다. 수분 흡수로 인한 변형률은 GLARE 가 가장 크며 ARALL, GLARE, CARE, 세가지 종류 모두 x 방향에 비해 y 방향의 변형률이 크게 나타났다. 외부하중이 있는 FML 은 금속판의 체적비가 동일할 때 복합재료층의 상당탄성계수가 커질수록 하중전달비도 증가하며 금속판의 두께가 증가할수록 복합재료층이 전달하는 하중은 감소한다.

참고문헌

1. MIL-HDBK-17-2E, Polymer Matrix Composites, Vol. 2 Materials Properties
2. I.M. Daniel, Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Press, 1994.
3. Mechanics of Fibrous Composites, Elsevier Applied Science, 1991.
4. A. Vlot and J. W. Gunnink, Fiber Metal Laminates An Introduction, Kluwer Academic Publishers, 2001.
5. Aluminum-Fiberglass Laminated Material, Boeing Material Specification, BMS 7-326H, 2002
6. Oken and R.R. June, "Analytical and Experimental Investigation of Aircraft Metal Structures Reinforced with Filamentary Components," NASA Contractor Report, CR-1859, 1971

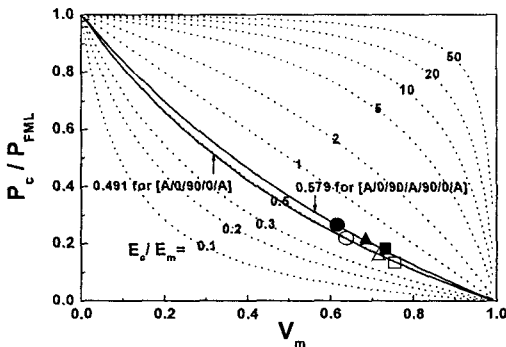


Fig. 10 Plot of load transfer ratio for composite layers in GLARE FML versus v_m for various modulus ratio of E_c/E_m (upper solid line and ● ($t_m=0.012in$), ▲ ($0.016in$), ■ ($0.02in$): [A/0/90/A/90/0/A], lower solid line ○ and, △, □ : [A/0/90/0/A]).