

고전적층이론을 이용한 섬유금속적층판의 열·기계적 거동 연구

최흥섭[†], 노희석^{*}, 강길호^{**}, 하민수^{***}

(2003년 5월 29일 접수, 2004년 2월 20일 심사완료)

Study on the Thermo-Mechanical Behaviors of Fiber Metal Laminates Using the Classical Lamination Theory

Heung Soap Choi, Hee Seok Roh, Gil Ho Kang and Min Su Ha

Key Words : Classical Lamination Theory(고전적층이론), Composites(복합재료), Fiber Metal Laminate(섬유금속적층판), GLARE(유리섬유금속적층판)

Abstract

In this study the mechanical behaviors of fiber metal laminates(FMLs) 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, carpet plots of effective elastic moduli, Poisson's ratio and the thermal expansion coefficient for GLARE FML are plotted.

1. 서론

2차 세계대전 이후 민간 및 군용 항공기 동체 구조물의 주재료로서 기술적 자료 축적이 풍부하고, 설계, 가공, 균열 검사 및 수리 등에서 여러 가지 장점을 갖춘 다양한 종류의 알루미늄 합금이 개발되어 사용되어 왔으나 이들 합금의 경우에도 피로 파괴에 취약한 특성이 알려져 이를 개선하기 위한 연구가 끊임없이 시도되어 왔다.⁽¹⁾ 또한 금속 합금의 개발과 함께 높은 비강도 및 비강성과 우수한 피로 저항 특성 및 내식성 등등의 여러 가지 장점을 가진 고기능 섬유강화 고분자 복합재료(advanced fiber reinforced polymer composites)가 개발된 이후 항공우주용 경량화 구조 재료로서 널리 사용이 확대되어 왔으나, 일부 충격하중 등에 취약하고 비파괴 검사의 난이성, 층간 박리

(delamination) 현상, 수리의 어려움 및 수분흡수에 의한 물성저하 등의 단점이 있어 항공기 동체의 주구조물(primary structure)에의 본격적인 적용에는 기술적 한계성이 있었다. 한편 1981년 네덜란드의 DUT (Delft University of Technology)에서는 기존의 알루미늄 합금 박판과 고분자 복합재료의 장점을 살리고 단점을 서로 보완하는 특성을 갖도록 얇은 두께의 알루미늄 박판과 복합재료층을 교대로 적층한 일종의 혼합복합재료(hybrid composite)인 섬유금속적층판(Fiber Metal Laminate, 이하 FML)을 개발하여 새로운 항공기 구조용 소재로서 연구/적용하기 시작하였다.^(4,5) 1987년에는 Fokker사의 F50 날개에 알루미늄과 비인장 강도(specific tensile strength)가 매우 큰 아라미드/에폭시(Aramid/epoxy) 복합재료와 알루미늄 박판을 구성 소재로 하는 FML인 ARALL(Aramid Reinforced ALuminum Laminate)을 인장하중을 받는 날개 부위에 적용하여 20%의 무게 절감과 균열 전파에 대한 저항성을 크게 향상시키는데 성공한 것으로 알려져 있다. 1988년에는 B737 민간항공기의 운항 중에 동체가 균열 전파로 인해 뜰어져 나간 사고가 발생하였으며, 이로 인해 동체의 손상허용 설계개념에 대한 연구가 활성화되기 시작하였다. 또한 이를 계기로

[†] 책임저자, 회원, 대한항공, 한국항공기술연구원

E-mail : hschoi12@krpost.net

TEL : (042)868-6251 FAX : (042)868-6128

^{*} 회원, 대한항공, 한국항공기술연구원

^{**} 한국항공대학교 항공재료공학과 대학원

^{***} 경기공업대학, 정밀기계과

기존의 금속재료를 대체하고 복합재료의 단점을 개선한 섬유금속적층판과 같은 새로운 구조용 소재에 대한 연구 및 그 적용노력이 더욱 활발해졌다.⁽⁶⁾ 90년대 초반 냉전의 붕괴 이후 세계화 경제권의 개념이 형성됨에 따라 폭발적으로 늘어나는 여행객과 항공기수의 증가로 공항 정체가 나타나게 되었고, 점차 차세대 민간항공기의 모델로서 1000여명까지 수용할 수 있는 초대형 항공기(Ultra High Capacity Aircraft, UHCA)의 개발 필요성이 대두 되었다.⁽⁷⁾ 초대형항공기의 동체로 기존의 항공기의 크기가 커지게 되면 항공기에 작용하는 하중도 증가하게 되고, 이로 인해 설계상 외피두께도 당연히 증가하게 된다. 알루미늄 합금계열은 판의 두께가 두꺼워 질수록 허용피로한도는 낮아지는 경향이 있으므로 초대형 항공기 구조에 사용될 경우 피로 문제를 해결해야 하는 우선 과제를 안고 있다. 또한 민간항공기가 초대형화 하는 경우, 탑승객수의 증가로 인해 기존의 민간항공기에 적용되는 동체화재시 승객 대피 최소 요구시간 (약 90초)을 준수하기에는 상당한 어려움이 생기게 된다. 알루미늄 동체의 경우에는 대피 요구 시간 안에 알루미늄 구조물이 고온의 화염으로 녹아버리고 구조물이 붕괴하게 되어 초대형참사의 발생 가능성을 예상할 수 있다. 그러나, 금속재료 외피를 FML로 대체하는 경우에는, 화재 시 화염전파속도를 지연시키며 내부의 탄화된 복합재료 층이 단열 효과 및 구조물의 지지 역할을 하게 되므로 초대형 항공기의 인증획득에 필요한 최소 대피 시간을 만족할 수 있어, 소재적용에 대한 항공기 제작사의 관심이 크게 늘고 있는 추세이다. 한편, 기존 운항중인 민간 항공기가 운용 중에 받는 손상의 종류를 보면 피로균열이 약 50~60%, 부식이 30% 내외, 기타 충격 등에 의한 손상이 10여%를 차지하는 것으로 알려져 있다. 이러한 손상의 유지 및 보수를 위해 운용비 중 직접 비용으로 20% 이상이 소요되고 있어, 손상발생에 대한 내구성/저항성이 증대된 구조 재료의 개발이 경제적인 측면에서 요구되고 있다. 이러한 배경하에 90년대 초 Glass/Epoxy 층과 알루미늄 박판을 교대로 결합한 적층판인 GLARE (GLASS REinforced aluminum laminate)가 항공기 동체용 소재로 개발되어 그 응용이 적극적으로 확대되고 있다.⁽⁸⁾ 또한 Fig. 1과 같이 여러가지 금속합금과 기타 유리섬유/에폭시, 탄소섬유/에폭시 및 아라미드섬유/에폭시 등등의 복합재료⁽⁹⁾의 장점을 이용한 다양한 종류의 FML을 개발하여 응용을 위한 평가 연구가 활발히 진행되고 있다.^(10,11) Alcoa사는 ARALL®, GLARE®라는 상표로 재료를 상용화 하였고, Douglas 사의 군사

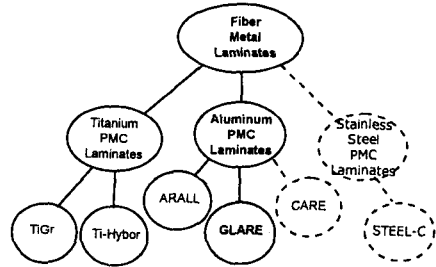


Fig. 1 Family tree of fiber metal laminates where dashed FLMs are under development

용 격납고 문에 성공적으로 적용한 바 있다. 또한 알루미늄과 Graphite 복합재료 접합시 발생되는 갈바닉 부식 (galvanic corrosion) 현상을 극복하기 위해 알루미늄을 티타늄(titanium)으로 유리섬유/에폭시 적층을 탄소섬유(Graphite)/에폭시 적층으로 대체한 TiGr FML이 개발되어 내열성이 필요한 항공우주 구조물 부분에 주로 쓰이고 있다. 이와 같이 FML을 사용하면 기존의 고분자 복합재료에서 기대하기 어려웠던 손상에 대해 저항성이 크게 증대하게 되어 복합재료 적층판을 항공기의 동체 외피용으로 사용하기 어려웠던 이전의 단점을 극복할 수 있다. 최근에는 A380과 같은 초대형 민간항공기의 동체 외피용과 테러로부터의 항공기의 안전을 확보하기 위한 화물 운반 단위인 ULD (Unit Load Device)의 내폭발용 외피소재에 적용되고 있다. 피로 관점에서 반복하중에 노출된 FML의 경우 피로수명이 2~4배 가량 증가하고 피로균열 전파속도도 매우 크게 감소하는 것으로 알려져 있다.

타 복합재료에 비해 FML은 10여년의 짧은 연구기간을 거쳐 최근 실 구조물로 적용되고 있는 신소재여서 이에 대한 물성자료 및 기계적 특성에 관한 연구자료가 타 구조용 재료에 비해 상대적으로 찾기 힘든 경향이 있다. FML에 대한 본격적인 연구가 진행되기 위해서는 기본 물성에 대한 특성 연구가 선행되어야 하므로 본 연구에서는 기존의 고전적층이론(Classical Lamination Theory, 이하 CLT)을 적용하여 FML의 기본 물성 특성을 파악하고자 하였다. 여기서 얻어진 자료는 FML을 이용한 구조물의 설계나 해석 또는 보다 개선된 적층판 이론의 적용을 하기 위한 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

2. 섬유금속적층판

2.1 소재선정

섬유금속적층판은 기존의 알루미늄 합금소재에 비해 내피로 저항특성, 내열성, 내화염성, 진동감

쇄 (damping) 특성, 그리고 내부식성 등이 상대적으로 우수하며 복합재료에 비해 우수한 손상허용 특성, 손쉬운 수리기법, 그리고 미려한 표면 등의 장점들을 갖고 있다. 단점으로는 이질 재료의 접합에서 오는 연결접합(splicing)의 어려움, 불충분한 설계 및 공정 자료, GLARE의 경우 알루미늄 합금보다 낮은 강성과 고가의 자재비용인 점들을 들 수 있다. 장점에 해당되는 부분들도 이들 단점 등에 미치는 여러 인자(parameter)들이 있어 각각의 인자들이 전체적인 FML의 기계적 특성에 미치는 영향을 파악할 필요가 있다. 이러한 인자들로는 금속판의 재료물성(탄성계수 E_m , 프와송비 ν_m), 두께 t_m , 압연방향(rolling direction), 적층수, 복합재료 층의 섬유기지 종류, 탄성계수 (E_1, E_2) 두께 t_c , 적층 방향 및 적층수, 열팽창계수 (α_1, α_2), 수분팽창계수 (β_1, β_2) 그리고 수분의 흡수량 (m%) 등이 있다. FML에 사용되는 금속박판 (metal sheet)의 종류로는 항공재료로 많이 사용되는 알루미늄 합금(연신률이 우수한 2024-T3, 강도가 우수한 7075-T6), 고온 및 내식성이 우수한 티타늄 합금 및 스테인리스 강판 등이 사용되며 복합재료 층으로는 단일방향 또는 직조형 S2-Glass/Epoxy, E-Glass/Epoxy, Aramid/Epoxy 및 Carbon/Epoxy 등이 사용되고 있다. 일반적으로 사용되는 복합재료 프리프레그⁽²⁾와 금속재료에 대한 기본물성⁽³⁾은 Table 1과 Table 2에 각각 나타내었다.

Table 1 Material Properties of composite prepregs

Property	E-Glass/Epoxy	S2-Glass/Epoxy	Aramid/Epoxy	Carbon/Epoxy
1 ply thickness, t_c	mm (in)	0.127 (0.005)	0.127 (0.005)	0.127 (0.005)
Fiber volume ratio, v_f	-	0.6	0.6	0.50
Density, ρ	g/cc	2.076	1.993	1.356
L - Modulus, E_1	GPa	45.2	54.5	64.2
T - Modulus, E_2	GPa	15.8	16.3	5.9
In-plane Shear Modulus, G_{12}	GPa	5.3	5.4	2.1
Major Poisson's Ratio, ν_1	-	0.256	0.256	0.35
Minor Poisson's ratio, ν_2	-	0.089	0.076	0.032
L-Tensile Strength, F_{1t}	MPa	1117	2193	1379
T - Tensile Strength, F_{2t}	MPa	65	65	75
In-plane Shear Strength, F_s	MPa	27	27	31
L - Compressive Strength, F_{1c}	MPa	-662	-951	-259
T - Compressive Strength, F_{2c}	MPa	-161	-161	-178
L - C.T.E, α_1	$10^{-6}/^{\circ}C$	6.75	2.86	-3.69
T - C.T.E, α_2	$10^{-6}/^{\circ}C$	24.12	22.32	25.2
L - C.M.E, β_1	$10^{-4}/\%$	1.21	1.01	1.07
T - C.M.E, β_2	$10^{-4}/\%$	16.8	16.9	21.1

T - : Transverse, L - : Longitudinal, C.T(M).E : Coefficient of Thermal (Moisture) Expansion

2.2 FML 적층

FML의 적층은 금속판 m개 사이에 복합재 적층판을 대칭적으로 삽입하는 것으로서 총 m-1개가 사용된다. 일반적인 적층표기는 'FML재료등급-금속판수/복합재료층수-금속판두께'로 나타낸다. 예로써 GLARE[®]3-3/2-0.3와 같이 표현되었다면 알루미늄2024-T3 사이에 [0/90]의 적층이 삽입되며 전체적으로 3장의 알루미늄박판 사이에 2개의 복합적층판이 삽입됨을 의미하며 이를 GRARE[®]3등급으로 분류한 것이다. 이해를 돕기 위해 Fig. 2에 적층형태를 도시하였다.

본 연구에 사용된 FML의 종류는 크게 세가지로 ARALL, GLARE, 그리고 CARE (Carbon fiber REinforced aluminum laminate)로 나뉜다. 이들 FML에는 공통으로 두께(t_m)가 0.3048 mm (=0.012in) 또는 0.4064 mm (=0.016in) 인 알루미늄 금속 박판을 적용 하였으며 각 FML을 구성하는 복합재료 프리프레그의 경화 후 1장 두께 t_c (1ply thickness)는 0.127 mm/ply로 모두 같다고 가정하였다. 적층 구성비는 2/1, 3/2, 4/3, 그리고 5/4를 사용하였다. Table 3와 4에는 구성비에 따른 적층각과 표기방법 등을 설명하였으며, 이때 AL은 알루미늄 박판 1장을 의미한다.

Table 2 Material properties of metals

Property	Aluminum 2024-T3	Aluminum 7075-T6	Stainless Steel	Titanium
Density, ρ	g/cc	2.8	2.8	7.916
Young's Modulus, E_m	GPa	72.4	71.02	199.95
Shear Modulus, G_m	GPa	27.58	26.89	77.22
Poisson's Ratio, ν_m	-	0.33	0.33	0.27
Tensile Strength, F_t	MPa	441	524	503
Shear Strength, F_s	MPa	269	317	345
C.T.E, α_m	$10^{-6}/^{\circ}C$	23.4	23.4	11

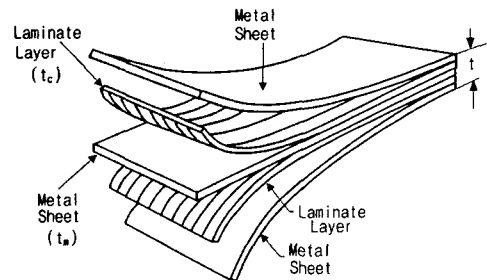


Fig. 2 Schematic sketch of typical lay-up of 3/2 fiber metal laminate (3 metal sheets and 2 laminate layers)

Table 3 Stacking sequence of FML

FML Lay-up ratio	Lay-up sequence
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/90/0/AL]

Table 4 Candidates for FML

FML type (Abbreviation)	Code+ FML Lay-up	Prepreg, Thickness (in/mm) /1 ply
ARALL (A)	A21, A32 A43, A54	Aramid/Epoxy 0.005/0.127
GLARE (S)	S21, S32 S43, S54	S2-Glass/Epoxy 0.005/0.127
CARE (C)	C21, C32 C43, C54	Carbon/Epoxy 0.005/0.127

4. 고전적층이론

본 장에서는 FML을 구성하는 금속판과 복합재료층(composite layer)이 매우 얇으므로 고전적층이론을 적용하여 각 인자들의 기계적 물성에 미치는 영향을 평가하고자 한다. CLT 자체에 대한 내용 기술⁽¹²⁾은 지면 관계상 생략하였으며 CLT를 적용한 결과를 그림으로 제시 설명하였다.

4.1 기본 FML 물성비교

복합재료 적층판의 물성은 적층판을 구성하는 부재의 물성과 섬유의 방향 등을 고려한 고전적층이론을 이용하여 구할 수 있다. 식 (1)은 복합재료역학의 고전적층이론(Classical Lamination Theory)을 기술한 것이다.

$$\begin{aligned} \{\sigma\}_k &= [\bar{Q}]_k \cdot \{\epsilon\}_k \\ \{\epsilon\}_k &= \{\epsilon^0\}_k + \{\kappa\}_k \cdot z - \{\alpha\}_k \cdot \Delta T - \{\beta\}_k \cdot c \\ \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon^0 \\ \kappa \end{bmatrix} \\ A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ D_{ij} &= \frac{1}{3} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3), k=1,2,..,n \end{aligned} \tag{1}$$

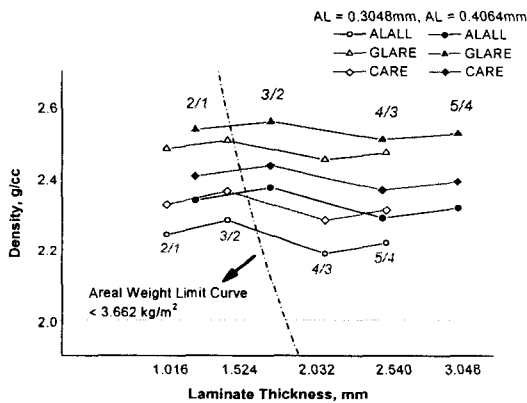


Fig. 3 Density - thickness plot for FMLs

3. FML의 무게 특성

3.1 FML 밀도-두께 관계

FML의 밀도는 구성물질의 질량 및 구성비와 관계가 있다. Fig. 3에는 각각의 FML에 대하여 FML의 두께와 밀도의 관계를 그래프로 나타내었다. Fig. 3으로 부터 구성비와 두께가 같을 경우 ARALL, CARE, 그리고 GLARE의 순서로 밀도가 낮으며, 이들 FML은 알루미늄 합금의 밀도인 $2.7957 \text{ g/cm}^3 (= 0.1011 \text{ lb/in}^3)$ 보다 약 10~20%가량 작은 밀도값을 갖는 것을 알 수 있다. 점선으로 표시된 곡선은 보잉사에서 사용하는 재료기준서 (Boeing Material Specification, BMS) BMS 7-326H⁽¹²⁾에 기재된 내용으로써 GLARE 섬유금속판을 적용할 때 단위 면적 당 무게가 $3.662 \text{ kg/m}^2 (= 0.751 \text{ lb/ft}^2)$ 을 넘지 말아야 한다는 제한조건을 섬유금속적층판의 두께의 향으로 수식화하여 도시화 한 것이다.

여기서 z 는 적층판의 중립면에 위치한 두께방향의 좌표이고, Z_k 는 적층판의 뒷면에서 아래 두께 방향으로 k 번째 적층의 아랫면까지의 거리이다. 또한 N 은 막 응력, M 은 굽힘 모멘트, A , B , 그리고 D 는 각각 강성행렬, 연성행렬, 굽힘강성행렬을 의미한다. 한편 ARALL, GLARE 및 CARE에 대하여 금속판과 복합재료층의 구성비에 따른 강성비교 및 열팽창계수를 Fig. 4에 나타내었다. 이때 각각 0.3048 mm 와 0.4064 mm 의 2가지 두께의 금속판에 대해 물성값을 구하였다. 고려된 FML들의 전단강성은 탄성계수와 비교하여 상대적으로 고른 분포를 가지고 있다. CARE는 전단강성을 제외하고는 다른 FML보다 월등히 큰 강성값을 보여주고 있다. 또한 CARE가 보여주고 있는 구성비 변화에 대한 강성변화의 경향이 ARALL, GLARE의 그것과 다른 이유는 탄소섬유 프리프레그의 섬유방향 강성이 알루미늄보다 크기 때문이라고 설명할 수 있다. 반면에 GLARE 및 ARALL의 경우 강성계수는 알루미늄 합금의 강성계수보다 작음을 알 수 있는데 이는 이들 재료의 단점이라고 말할 수 있으나 피로저항성이나 손상허용값 등이 알루미늄 합금이나 복합재료에 비해 월등히 우수한 것으로 알려져

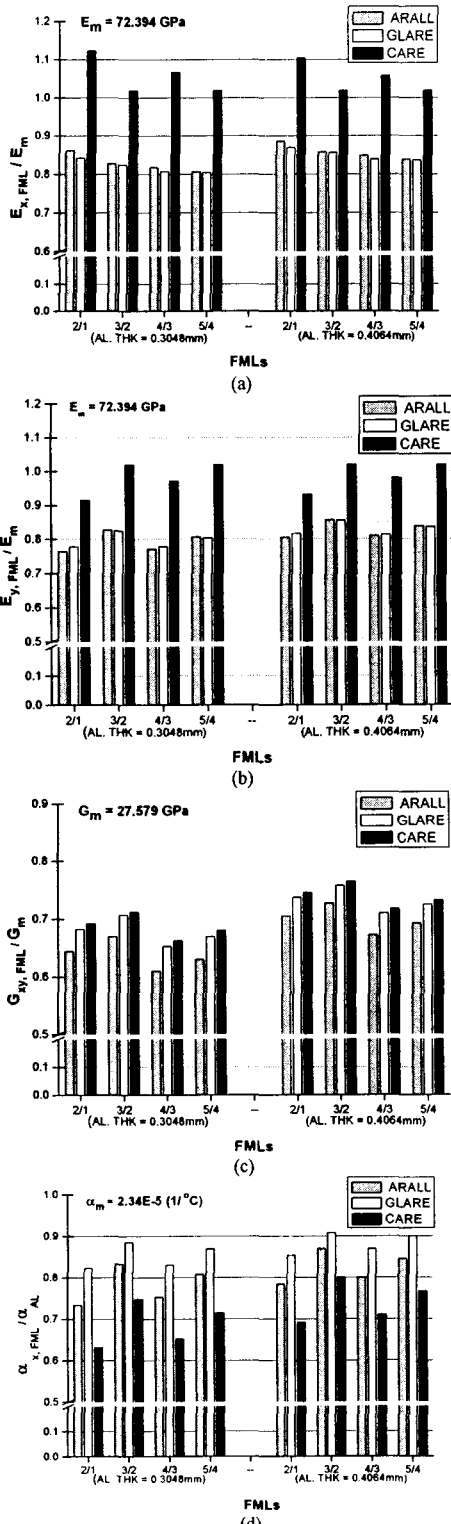


Fig. 4 Comparison of normalized FML properties; (a) $E_{x,FML}$, (b) $E_{y,FML}$, (c) $G_{xy,FML}$, and (d) $\alpha_{x,FML}$ for ARALL, CARE and GLARE

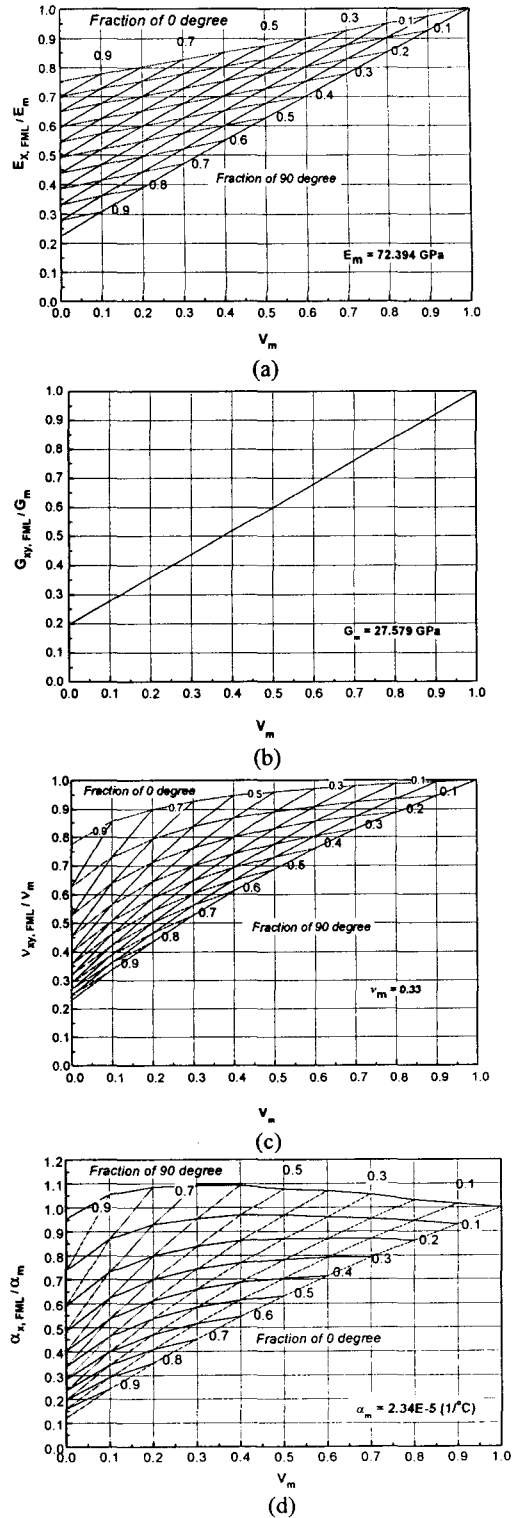


Fig. 5 Normalized Carpet plot for (a) $E_{x,FML}$, (b) $G_{xy,FML}$, (c) $v_{xy,FML}$, and (d) $\alpha_{x,FML}$ of $[A_m/90_p/0_n]_s$ FML

있어 이러한 단점을 극복하고 신소재로서 적용이 활발히 되고 있다.

FML을 설계에 적용하는 경우에는 FML 적층을 구성하는 섬유의 0°방향, 90°방향 및 금속판의 부피체적비에 따라 FML의 상당물성이 달라지므로 이들 적층 구성비에 따른 물성을 Carpet plot으로 표현하면 설계업무의 원활한 진행을 도울 수 있다. 금속판 및 섬유의 0°, 90°방향이 차지하는 부피비를 각각 α , β , γ 라 하면 적층수, m , n , p 와 총 적층수 N 과의 관계식은 다음과 같다.

$$\alpha = 2m/N, \beta = 2n/N, \gamma = 2p/N, \alpha + \beta + \gamma = 1 \quad (2a)$$

$$N = 2(m+n+p) \quad (2b)$$

Fig. 5는 $[A_m/90_p/0_n]_s$ 로 대칭 적층된 GLARE 형 FML의 E_x , G_{xy} , ν_{xy} 및 α_x 대한 carpet plot을 도시한 것이다. 금속체적비 (V_m)가 1에 접근할 때 FML의 기계적 거동은 알루미늄 특성으로 변화됨을 알 수 있다. FML의 면내 전단계수 G_{xy} 는 탄성계수의 거동과는 달리 0° 및 90° 방향으로 배열된 복합재료층의 체적비 ($=1-V_m$)와는 무관하게 금속체적비에 대해 선형적으로 증가함을 볼 수 있다. 또한 FML의 상당 탄성계수 및 프와송의 비는 유사한 거동을 가져 금속체적비가 커지거나 또는 복합재료층의 체적비가 작아질수록 이들 값이 커짐을 볼 수 있다. 또한 FML의 상당 열팽창계수는 0°방향 복합재료층의 체적비가 0.3보다 큰 영역에서는 금속체적비가 커짐에 따라 커짐을 볼 수 있다. 반면에 0°방향 복합재료층의 체적비가 0인 경우에는 금속체적비가 0.05이상의 전 영역에서 상당열팽창계수가 금속의 열팽창계수보다 약간 커짐을 볼 수 있다. 한편 FML의 여러 인자들이 FML의 열/기계적 특성에 영향을 미치는 정도를 보기 위하여 Table 1과 2에 제시된 여러 인자 값을 각각 10%씩 증가시키고 나머지 물성을 고정 시켰을 때의 강성계수 변화% 및 열팽창계수의 변화%를 Fig. 6에 도시하였다. 이때 FML의 x방향 탄성계수는 E_1 , E_m 및 t_m , t_c 의 변화량에 보다 민감하게 영향을 받고 FML의 면내 전단계수는 G_{12} , G_m 및 t_m , t_c 의 변화량에 더 영향 받음을 볼 수 있다. FML의 x방향 열팽창계수 또한 E_1 , E_m 및 t_m , t_c 의 변화량에 보다 민감함을 확인할 수 있다.

4.2 열잔류응력

복합재료 적층판은 수치정화를 위해 일반적으로 고온에서 성형되어 대기온도로 냉각된 뒤 적용구조물의 사용온도에 노출된다. 이 과정에서 온도변화로 인해 적층판에는 각 구성층의 열팽창계수의 차이 및 강성의 차이로 인해 치수변화 및 두께 방향으로 불연속적인 내부 잔류응력이 발생하게

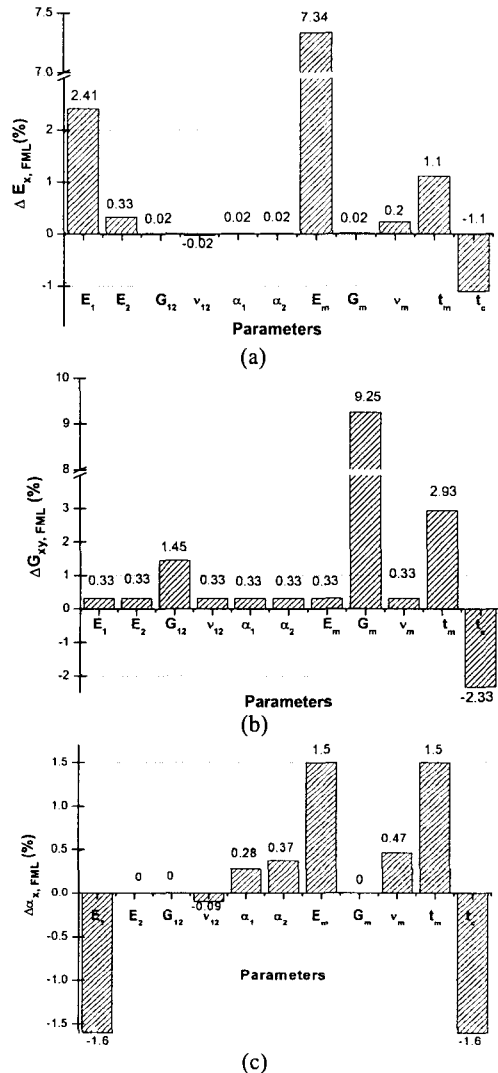


Fig. 6 Percentage changes in (a) $\Delta E_{x,FML}$, (b) $\Delta G_{xy,FML}$ and (c) $\Delta \alpha_{x,FML}$ for 10% increase of each parameter while the other parameters are fixed constant

된다. 온도변화에 의한 열잔류응력(σ^R)을 구하는 식은 다음과 같이 표현된다.⁽¹³⁾

$$e = e^0 + z\kappa \quad (3a)$$

$$e^R = e - e^T \quad (3b)$$

$$\sigma_k^R = \overline{Q}_k \cdot e^R \quad (3c)$$

여기서 e 는 기계적 변형률(mechanical or common strain)이고 상첨자 '0'는 섬유금속적층판의 중심축을 의미하며, e^T 는 온도변화에 의한 자유변형률, e^R 은 온도변화에 의해 FML내부에 야기된 잔류 열변형률이다.

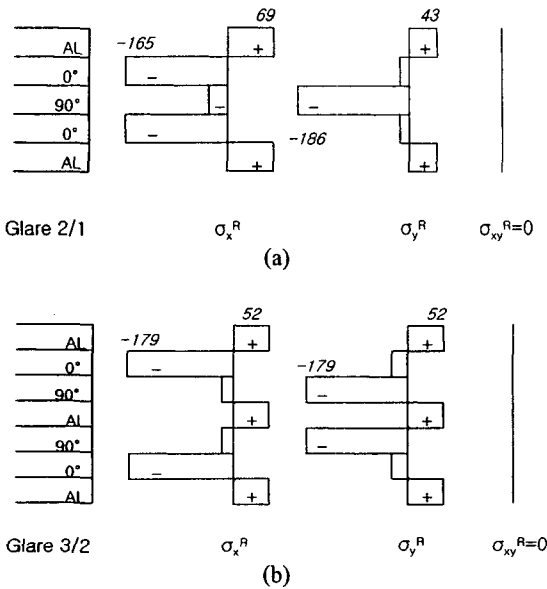


Fig. 7 Comparison of thermally induced residual stresses(unit, MPa) due to temperature change for GLARE (a) 2/1 (b) 3/2

z는 중심축에 위치한 두께방향으로의 좌표, κ 는 FML의 곡률로서 이 크기만큼 각각의 복합재료층은 중립면에서부터 변형이 달라진다.

σ_k^R 는 k층의 잔류 열응력이고 \bar{Q}_k 는 k층의 강성 행렬 (ply stiffness matrix)이다. 본 연구에서는 항공기 순항시 외부온도를 -60°C 라 가정하는 경우 이 온도에서의 GLARE 2/1 과 3/2의 성형 후 열잔류응력, $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy}$ 를 비교하였다. 잔류응력을 구하기 위해 사용되는 잔류 응력이 없는 온도(stress free temperature)는 성형온도 부근인 120°C 로 가정하여 사용하였다.

Fig. 7에서 보는 바와 같이 알루미늄 금속판은 x, y 방향 모두 인장 잔류응력이 작용한다. 한편, 섬유방향이 x 또는 y축과 나란한 경우는 압축 잔류응력이 작용하나 직교인 경우에는 상대적으로 작은 잔류응력을 보이고 있다. 금속판과 복합재료층 사이의 응력구배가 약 $200 \sim 240 \text{ MPa}$ 로써 FML이 아닌 복합재료 적층판에서의 69MPa 와 비교하면 큰 값을 알 수 있다. Fig. 8에는 2/1 구성비를 갖는 ARALL, GLARE, 그리고 CARE에 대해서 온도 변화로 인한 X방향 잔류 열응력을 비교 도시한 것으로써 ARALL과 CARE의 잔류 응력구배는 GLARE의 그것보다 크게는 두 배 이상의 값을 가지게 되는데 그 이유로는 아라미드(Aramid) 와 탄소섬유(Carbon fiber) 의 섬유 강성이 유리섬유의 그것보다 크기 때문이다. 이러한 이유로 일부 GLARE FML에서는 후-인발가공(post-stretching)을

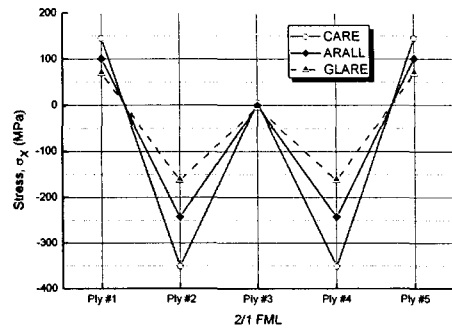


Fig. 8 The distribution of thermally induced residual stresses (unit: MPa) along 1-direction for ARALL, GLARE, and CARE 2/1 FMLs

통하여 성형 후 온도구배로 인해 발생하는 잔류응력을 완화하여 피로특성을 향상시키는 과정을 거치는 등의 잔류응력에 의한 악영향을 제거하는 공정을 도입하여 사용하고 있다.⁽¹⁴⁾

4.3 수분흡수 영향

4.2절에서 다룬 열 잔류응력과 함께 수분흡수로 인한 변형 또한 복합소재 구조물에서는 중요한 관심분야의 하나이다.⁽¹⁵⁾ 일반적으로 수분 흡수량은 열변형의 경우와는 달리 두께를 따라 일정한 분포를 갖지 않으며 매우 긴 시간 동안의 관찰을 요하는 물성이다. FML의 외피로 사용되는 알루미늄 금속판은 수분흡수의 영향을 받지 않으므로 수분함량으로 인한 변형은 복합재료층의 끝단(edge) 측면에서의 수분흡수에 의존하여 더욱 오랜 시간에 걸쳐 수분이 흡수되는 거동을 보이게 되어 그 중요성이 간과되기 쉬우나 리벳구멍 주위에서의 수분흡수로 인한 기계적 특성저하가 나타날 수 있으므로 항공기의 수명연장 측면에서 이를 무시할 수가 없다. 본 절에서는 FML의 내부 복합재료 층이 장시간에 걸쳐 수분을 흡수하여 수분 흡수상태가 두께에 걸쳐 균일상태 (uniform state)에 도달한 것으로 가정한다. 식 (4)는 수분흡수율로써 건조한 적층판 무게에 대한 적층판에 내포된 수분의 중량비로 정의한다. 식 (5)는 수분흡수율과 변형률의 관계식으로써 β 는 Table 1에서 언급한 수분팽창계수를 나타낸다.

$$m\% = \frac{W_{wet} - W_{dry}}{W_{dry}} \times 100 \tag{4}$$

$$\epsilon^H = \beta \cdot m \tag{5}$$

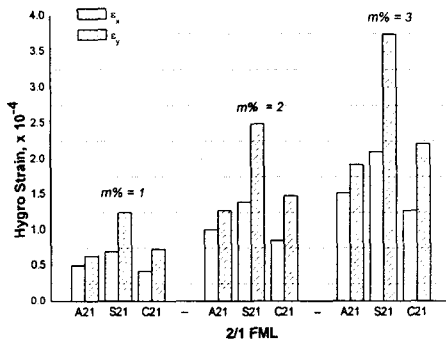


Fig. 9 Comparison of hygro strains of 2/1 FMLs with various moisture contents in composite layers

Fig. 9에서는 2/1 구성비를 갖는 FML들에 대하여 수분함유량이 1%, 2%, 및 3%로 수분이 복합재료층으로 균일하게 흡수 분포되어 있다고 가정하여 변형률을 식 (5)를 통해 계산하고 비교하였다. 수분함유량에 따른 변형률을 나타낸 위 그래프에서 금속섬유적층판의 수분함유량이 1%에서 3%로 증가함에 따라 모든 FML의 변형률은 증가함을 보이고 있다. 특히 GLARE와 CARE의 y방향의 변형률은 x방향에 비해 70~80% 더 큰 변형률을 가지며 ARALL의 경우는 x와 y방향 사이에 30%의 차이를 보이고 있다. 앞서 설명한 바와 같이 수분흡수로 인한 물성저하는 상당 시간의 경과를 통해 발생하는 것으로써 FML은 외피가 알루미늄으로 되어 있어 기존의 복합재료 적층판보다 수분흡수로 나타나는 여러 악영향에 보다 우수한 저항력이 있다고 할 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 고전적층이론을 섬유금속적층판(FML)에 적용하여 여러 가지 FML의 열 및 기계적 거동 등에 대해 고찰하였다.

FML의 밀도는 알루미늄합금의 약 80~90%에 해당하며 복합재료층의 구성비가 커질수록 감소하는 경향을 갖는다. ARALL, GLARE, 그리고 CARE를 알루미늄의 탄성계수와 비교하였을 경우 CARE를 제외한 ARALL과 GLARE는 다소 낮은 탄성계수와 전단강성 특성을 갖는다. CARE의 경우 탄소 섬유 프리프레그의 강성으로 인해 알루미늄보다 큰 값의 강성을 갖지만 전단강성은 다른 FML처럼 대체적으로 낮은 값을 갖는다. 경화 후 열 잔류응력에 있어서 FML은 기존의 복합재료 적층판에 비해 비교적 큰 내부응력을 가지게 되므로 성형 뒤 후-인발 처리를 통한 잔류응력의 완화가 필요함을

알 수 있다. 수분흡수로 인한 변형률은 GLARE가 가장 크며 ARALL, GLARE, CARE, 세가지 종류 모두 x방향에 비해 y방향으로의 변형률이 크게 나타났다. 이는 섬유방향에 수직인 y방향으로 복합재료 층의 수지가 주역할(matrix dominant)을 하기 때문으로 사료된다.

참고문헌

- (1) Staley, J. T. and Hunt, W. H. Jr., 1998, "Needs of the Aircraft Industry for Aluminum Products," 12th Annual NCMS Technical Conference, May 4-6, 1998, Orlando, Florida, USA.
- (2) MIL-HDBK-17-2E, *Polymer Matrix Composites*, Vol. 2: Materials Properties
- (3) MIL-HDBK-5H, *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*
- (4) Vlot, A. and Gunnink, J. W., 2001, *Fiber Metal Laminates An Introduction*, Kluwer Academic Publishers.
- (5) Vogelesang, L. B. and Vlot, A., 2000, "Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Materials," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 103, pp. 1~5.
- (6) Remmers, J. J. C. and de Borst, R., 2001, "Delamination Buckling of Fiber-Metal Laminates," *Composite Science and Technology*, Vol. 61, pp. 2207~2213.
- (7) Wittenberg, T. C., van Baten, T. J. and de Boer, A., 2001, "Design of Fiber Metal Laminate Shear Panels for Ultra-High Capacity Aircraft," *Aircraft Design*, Vol. 4, pp. 99~113.
- (8) Yeh, J. R., 1994, "Fatigue crack growth in Fiber-Metal Laminates," *Int. J. of Solids Structures*, Vol. 32, No. 14, pp. 2063~2075.
- (9) Vinson, J. R. and Chou, T. W., 1975, *Composite Materials and Their Use in Structures*, John & Sons.
- (10) Asundi, A. and Choi, A. Y. N., 1997, "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 63, pp. 384~394.
- (11) *Aerospace Structures and Materials Status, Status Report 2002*, National Aerospace Technology, NLR.
- (12) *Aluminum-Fiberglass Laminate Material*, 2002, Boeing Material Specification, BMS 7-326H.
- (13) Daniel, I. M. and Ishai, O., 1994, *Engineering Mechanics of Composite Materials*, Oxford University Press.
- (14) European Space Agency, *Structural Material Handbook*
- (15) Choi, H. S., Ahn, K. J., Nam, J. D. and Chun, H. J., 2000, "Hygroscopic Aspects of Epoxy/Carbon Fiber Composite Laminates in Aircraft Environments," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 32, pp. 709~720.