

섬유강화금속적층판(FRML)의 열응력 해석

김위대* · 양승희**

Thermal Residual Stress Analysis of Fiber Reinforced Metal Laminate

W.D.Kim, S.H.Yang

Key Words: FRML, thermal residual stress, CTE.

ABSTRACT

Fiber reinforced metal laminate(FRML) consists of alternationg layers of metal and fiber reinforced composite. The difference in the coefficients of thermal expansion between metal and composite layer produces remarkable amount of thermal residual stresses between layers. Generally, FRML shows a tensile stress in metal layers, a compressive stress in composite layers after curing.

In this study, the thermal residual stresses of several types of FRML are investigated to get the best combination of metal and composite which can reduce the thermal residual stresses. The residual stress level is compared with the strength of each layers to explain the fracture mechanism of FRML.

계수가 다른 여러 종류의 금속과 복합재를 섬유강화금속적층판에 적용하였을 때 열잔류응력의 영향과 열잔류응력상태에 대하여 분석하고, 응력을 최소화 하는 조합을 찾고자 하였다.

1. 서 론

목재가 항공기에 사용된 이후에 현재는 알루미늄합금 및 복합재등이 여러 가지 구조물로 사용되고 있다. 이 중에서 섬유강화복합재료(Fiber Reinforced Composite)는 비강성과 비강도가 뛰어나서 항공기 구조물로 사용범위가 증가되고 있다. 그러나 이런 우수성을 가진 반면에 연성(Ductility), 절삭성(Machinability)등의 단점을 가지고 있어서 주로 항공기의 2차 구조물에 사용되고 있다.

항공기 구조물로 사용되고 있는 기존 금속과 섬유강화복합재의 장점을 최대화하기 위해서 새로운 항공기 구조 재료인 섬유강화금속적층판(Fiber Reinforced Metal Laminate)이 제안되었다. 이 적층판은 금속 박판과 섬유강화복합제프리프레그(Fiber Reinforced Composite Prepreg)으로 구성된 하이브리드 형태로 서로 다른 열팽창계수를 가지는 재료로 이루어져 경화 고정후에 열잔류응력이 발생하며 이 열잔류응력은 섬유강화금속적층판의 수명에 영향을 준다.

따라서 본 연구에서는 기존의 실험 결과를 바탕으로 열팽창

2. 실험적 배경

Rhymer와 Johnson은 기존 티타늄 적층판의 티타늄의 표면 처리를 다르게 한 후에 인장-인장, 인장-압축 피로 실험을 수행하였다. 이 실험에서 초기의 관찰 가능한 균열은 두 피로 실험 모두 티타늄층에 생겨났으며 생겨난 위치는 적층판의 끝단 쪽이며, 균열은 넓이 방향으로 진전되었다.

Fig. 1의 인장-인장 피로 실험에서 기존 티타늄 적층판과는 다르게 인쪽 티타늄에 균열이 발생하였는데 기존 티타늄 적층판에 비해 복합재와 티타늄 사이의 접합 강도가 증가했기 때문이다.

인장-압축 피로 실험에서 균열의 진전은 인장-인장 실험과 유사하지만 바깥쪽 티타늄에 균열이 발생하였는데 복합재층에 손상과, 섬유 사이에 박리 때문이다. 그리고 초기 티타늄 적층판에서 관찰되는 좌굴을 발생하지 않았는데, 적층판의 접합 강도의 증가로 인한 결과이다.

3. 열잔류응력 해석

3.1 해석모델선정

기존연구결과를 정리하면 섬유강화금속적층판에 사용되었던 구성요소는 Table 1과 같다. 금속층에는 주로 알루미늄 합금과 티타늄 합금이, 복합재료층에는 케블라 섬유, 유리 섬유, 탄소

* 부산대학교 항공우주공학부

** 부산대학교 항공우주공학전공

표 1 섬유강화금속적층판의 구성요소

		Al	Ti
Aramid	Kevlar	◎	●
	R-Glass	◎	●
Glass	S-Glass	○	×
	T300	◎	●
Carbon	G34-700	○	×
	IM-600	○	×
	IM-7	×	○
Boron	Boron	●	●

◎ : 문헌에 의해서 실험을 수행하였으며 본 논문의 해석모델 ○ : 문헌에 의해서 실험을 수행
● : 본 논문의 해석 모델 × : 실험 및 해석수행하지 않은 구성요소

섬유 계열의 프리프레그가 적용되었다.

표 2 구성요소의 물성치

이중에서 8가지의 금속과 복합재 조합을 선정하였다. 구성 요소를 보면 금속은 Al 2024-T3와 Ti-15-3, 복합재는 케블라 섬유, R-유리섬유, T300 섬유, 보론 섬유 프리프레그이다. 보론 섬유의 경우 아직 적용한 예는 없으나 유리 섬유와 비슷한 열팽창 계수를 가지면서 고강도, 고강성이므로 해석모델에 사용하였다.

	E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	G ₁₂ (GPa)	ν ₁₂	α ₁₁ (10 ⁻⁶ °C ⁻¹)	α ₂₂ (10 ⁻⁶ °C ⁻¹)
R-Glass /AF163-2	53.2	2.72	1.01	0.33	5.9	50.41
T300 /AF163-2	132	2.75	0.97	0.256	1.29	48.62
Boron /AF163-2	200.5	2.21	0.83	0.256	5.28	61.9
Kevlar /AF163-2	91.46	2.75	0.85	0.34	-3.5	46.25
Al 2024-T3	71.7		27.2	0.33	22	
Ti-15-3	100.6		33.75	0.36	8.2	

3.2 2차원 유한요소모델링

열간유용력해석을 위한 Fig. 2의 2차원 모델의 길이는 100mm, 넓이는 25mm, 두께는 금속층의 경우 0.3mm, 복합재층의 경우 0.25mm이다. 유한요소 모델은 두께가 넓이에 비해 매우 작고, 단면의 형상이 동일하게 유지되므로 평면 변형(Plains Strain)상태라 가정하고 대칭조건을 이용하며 원래 모델의 1/4만 모델링하였다. 섬유와 평행인 1 방향은 x 방향으로, 수직인 2 방향은 y 방향으로, 금속재와 복합재 사이는 완전 접합되었다고 가정하였다.

리프레그와 비교해보면 열팽창계수는 비슷하지만 최대응력의 크기가 50%정도 감소하였다. 금속층이 타타남인 경우는 보론 프리프레그를 쓴 경우보다 75%정도 최대 응력의 크기가 감소하였다.

경계조건은 1/4모델이므로 x, y축 대칭 조건을 주었다. 구속 조건은 열하중을 가해줄 때는 끝단은 구속조건을 주지 않았으며, 기계적 하중과 열하중을 동시에 줄 때는 모델의 끝단에서 x방향으로 동일한 변위를 가진다.

Fig. 6의 두께방향의 응력 크기를 보면 R-유리섬유 프리프레그 적층판이 33MPa로 가장 작으며, 나머지 세 종류의 프리프레그는 대략 75-80MPa로 비슷한 열간유용력수치를 가진다.

해석 모델의 하중 조건으로 열하중은 균일하게 120°C를 주었으며, 기계적 하중은 허용 강도를 주었다. 경화 과정은 120°C에서 상온(20°C)로 냉각되는 것으로 가정하였다.

이것은 금속과 복합재료 사이의 열팽창계수 차이에 따라 열간유용력이 나타날 것이라는 결과와는 다르다 이러한 결과의 원은 문헌에 제시된 열간유용력 추정식을 보면 알 수 있다.

유한요소를 이용한 해석은 상용프로그램인 ANSYS를 사용하였고, 평면변형가정을 적용하기 위해서 요소의 종류는 8절점 요소인 PLANE82를 이용하였다. 각층의 두께 방향으로 8개의 요소로 구성되어 있으며, 길이 방향으로 800개의 요소로 구성되어 있으며 해석에 사용된 총 요소의 수는 16000개이다.

$$\sigma_1 = E_1 \left[1 + \frac{(m+1)E_1 t_1}{mE_2 t_2} \right]^{-1} (\alpha_1 - \alpha_2) \Delta T$$

초기의 해석 모델은 4절점 요소를 사용하였으며, 두께 방향으로 한 층에 한 개의 요소로 구성되도록 하였으나 금속층과 복합재층사이의 절점에서 특이해롤 가지므로 두께 방향의 요소수를 증가시켰다.

위 식에서 1방향의 열간유용력 크기는 열팽창계수의 차이도 영향을 주지만 금속과 복합재의 강성비도 영향을 준다는 것을 유추할 수 있다.

3.3 유한요소해석결과

우선 열하중만 주었을 때 Fig. 3-5의 열간유용력 분포도를 보면 전체 해석 모델에서 끝단부분에서 응력변화정도가 크다는 것을 알 수 있다. 그리고 x 방향 응력 분포도를 보면 섬유강화금속적층판의 끝단에서는 예상한 것과는 다른 응력 분포가 나타나지만 해석모델의 중심에 가까울수록 금속층에는 인장응력이, 복합재료층에서는 압축 응력이 나타난다.

Fig. 8-9과 같이 열하중과 기계적 하중을 같이 주었을 때의 열간유용력상태에 대하여 알아보면 보론 프리프레그 적층판을 제외하고 금속층의 인장 응력이 허용강도 이상이다. 이러한 결과는 케블라 프리프레그 적층판의 경우 금속층에 약 80MPa의 열간유용력이 나타나는 데 이것은 알루미늄 항복강도 크기의 22%이며 허용강도 크기의 17%에 해당된다. 따라서 열간유용력을 무시하면 항복강도의 80%정도의 하중만으로도 금속층에 먼저 손상이 발생할 것이다.

복합재층이 R-유리 섬유 프리프레그인 경우를 보론 섬유 프

이와 비슷하게 열간유용력의 영향이 타타남을 금속층에 쓴 경우에도 나타난다. 케블라 프리프레그 적층판은 40MPa의 열간유용력이 금속층에 발생하며 1450MPa의 허용강도를 주었을 때 금속층에 약 1630MPa의 인장응력이 발생하게 된다. 따라서 금속층이 복합재층에 비해서 먼저 손상되게 된다.

이와는 반대로 압축허용강도를 기계적 하중으로 준 경우에는 복합재층이 먼저 손상된다는 것을 Fig. 10-11에서 확인할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 여러 가지 금속과 복합재의 조합을 제안하고 유한요소해석 프로그램을 이용하여 열잔류응력 경향을 해석하였다. 적층판 구성요소 사이의 열팽창계수의 차이로 금속층에는 인장 응력이, 복합재층에는 압축 응력이 생긴다. 이 열잔류 응력은 적층판의 제작과정에서 생기는 최소 응력이며 섬유강화 금속적층판의 강도에 영향을 준다. 유한요소해석결과를 비교, 정리하면

- (1) 인장하중이 가해질 때 금속층에 인장하중이 더해지므로 금속층이 먼저 파손이 나타나며 압축하중을 가할 때는 복합재층에 압축하중이 더 가해지므로 복합재층이 먼저 손상된다.
- (2) 금속층에 사용된 알루미늄은 티타늄보다 3배정도 열팽창계수가 크며, 복합재층을 유리섬유와의 조합을 기준으로 본다면 대략 2배정도의 열잔류응력이 크게 나타난다.
- (3) 금속과 가장 열팽창계수 차이가 큰 케블라 적층판의 경우 약 80MPa의 잔류응력이 나타난다. 이 수치는 알루미늄 합복강도의 22%이며, 허용강도의 대략 17%정도이다.
- (4) 유리 섬유의 경우 두 금속과의 열잔류응력이 가장 작았다.
- (5) 티타늄 적층판에서 유리 섬유 다음으로 보론 섬유가 가장 열 잔류응력이 작았다.

후 기

이 연구는 BK21 핵심사업에 의하여 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] L.B. Vogelesang and A. Vlot, "Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Structures," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 103, pp. 1-5, 2000
- [2] G. D. Lawcock, L. Ye, Y. W. Mai and C. T. Sun, "Effects of Fibre/Matrix Adhesion on Carbon-Fibre-Reinforced Metal Laminates-I. Residual Strength," *Composites Science and Technology*, No. 57, pp. 1609-1619, 1997
- [3] T.J. De Vries and A. Vlot, "The Influence of the Constituent Properties on the Residual Strength of Glare," *Applied Composite Materials*, Vol. 8, pp. 263-277, 2001
- [4] J.W., Vaningn, A.Volt, "Delamination Resistance of Post-stretched Fibre Metal Laminate," *Journal of composite materials*, Vol.32, No.19, pp. 1784-1805, 1998
- [5] Donald W. Rhymer and W. Steven Johnson, "Fatigue Damage Mechanism in Advanced

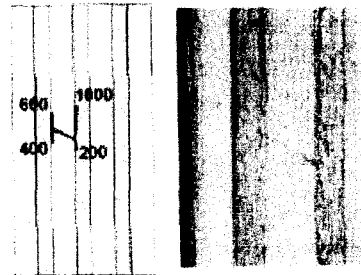


Fig.1 Fatigue crack and damage after 100,000 cycles on the tension-tension fatigue test

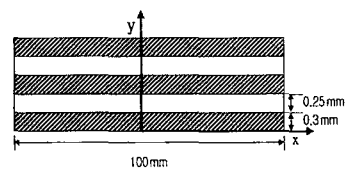


Fig. 2 FEA model geometry



Fig. 3 The x-normal stress of Al/Boron FRML

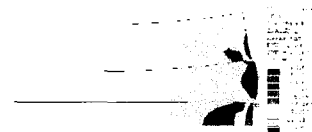


Fig. 4 The y-normal stress of Al/Boron FRML

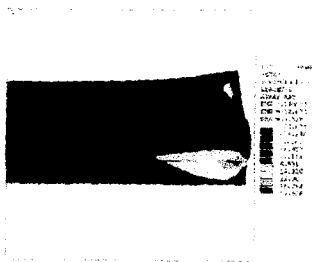


Fig. 5 The xy-shear stress of Al/Boron FRML

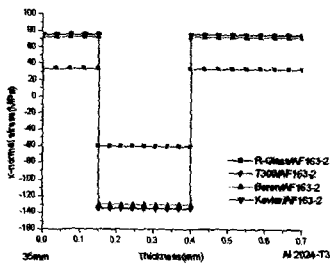


Fig. 6 The x-normal stress of aluminum based metal layer at 35mm

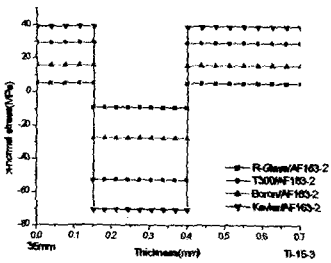


Fig. 7 The x-normal stress of titanium base metal layer at 35mm

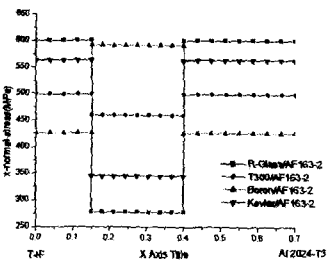


Fig. 8 The x-normal stress in thermal and tension load of aluminum base metal layer

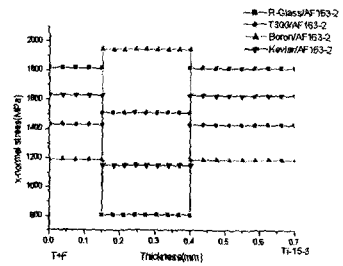


Fig. 9 The x-normal stress in thermal and tension load of titanium base metal layer

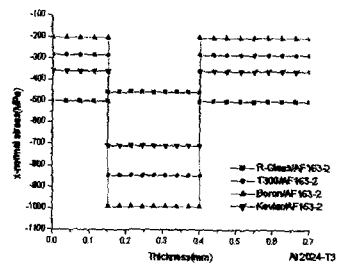


Fig. 10 The x-normal stress in thermal and compressive load of aluminum base metal layer

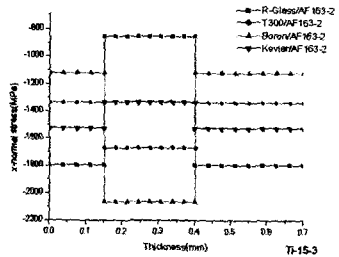


Fig. 11 The x-normal stress in thermal and compressive load of titanium base metal layer