

# 복합재 패취의 열잔류응력 해석

김위대\* · 김난호\*\*

## Analysis of Thermal Residual Stress in Composite Patches

Wiedae Kim and Nanho Kim

**Key Words:** AS4/3501-6, Al2024-T3, curing cycles, thermal residual stress

### Abstract

This research addresses study on thermal residual stress of a composite patch repair of the edge cracked aluminum panel of aging aircraft. Composite patch repair is an efficient and economical technique to improve the damage tolerance of cracked metallic structures. These are thermal residual stresses due to the mismatch of coefficient of thermal expansion, and these are affected by the curing cycle of patch specimen. In this study, three curing cycles were selected for F.E. analysis.

This study features the effect on composite patch and aluminum by thermal residual stress during crack propagation in aluminum plate.

### 1. 서론

노후화 된 항공기에 발생하는 균열을 보수하는 방법에는 기존의 리벳을 사용하여 알루미늄 패취를 부착시키는 방법과 복합재료 패취를 사용하여 접착시키는 방법이 있다. 리벳을 이용한 보수의 경우 리벳 주위의 응력 집중과 2차 균열이 발생할 가능성이 있다. 이에 비해 복합재 패취를 이용한 보수의 경우는 밀봉상태에서 접착이 이루어지므로 2차 균열의 발생이나 부식의 가능성이 현격히 줄어들게 된다.[3]

그러나, 복합재 패취보수시에는 높은 성형온도에서 접착이 이루어지기 때문에 복합재 패취와 알루미늄판 사이의 열팽창계수 차이에 의해 보수 과정이 끝난 후에는 구조물에 열 잔류 응력이 생기게 된다. 특히 단면부착 보수방법은 보수가 쉬운 반면 Fig. 1의 (b)와 같이 열잔류응력에 의

해 면의 굽힘이 발생하게 된다.[1] 따라서, 패취보수시에는 이러한 열 잔류 응력을 최소화시키는 것이 대단히 중요한 문제이다.[2]

본 연구에서는 2가지 경우의 경화사이클에 의한 열잔류응력이 알루미늄판과 복합재 패취에 미치는 영향을 살펴보았다.

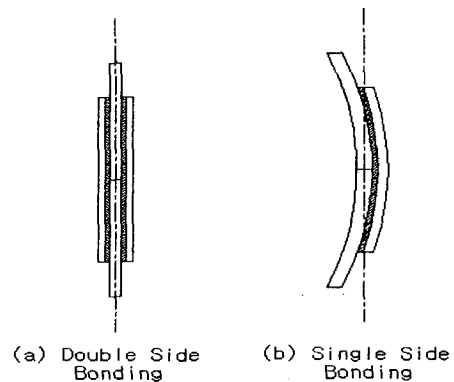


Fig. 3. Schematic illustration of double side bond in and single side bonding

\* 정희원,부산대학교 항공우주공학과

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

## 2. 유한요소 해석

본 논문에서는 상용유한요소해석 프로그램인 ANSYS를 이용하여 경화사이클에 따른 단면부착 열 잔류 응력을 해석함으로써 최적의 패취성형조건을 결정하는데 그 목적이 있다.

### 2.1 유한요소 모델

크랙이 없는 경우는 plane strain요소를 이용 2차원으로 모델링하였다.(Fig.3.)[9] 총 요소수는 3260개이고 절점수는 3527개이다. 크랙 진전 시에는 크랙 묘사를 위해 brick 요소를 이용하여 3차원 모델링하였다.(Fig.4.) x축에 대해 대칭이므로 1/2 모델을 썼고, 열잔류응력 효과를 보기 위해 초기온도를 주고 온도를 낮추었다. 해석에 사용되어진 모델의 크기와 물성치는 Fig. 2.과 Table 1.에 나타내었다. 본 연구에서는 탄소섬유강화 복합재료 평판을 이용하였으며, 사용된 적층수는 4장이고, 섬유가 모두 균열길이의 수직으로 배열된 단일방향의 적층이다. 복합재 한 장당 두께는 약 0.005in이다.[7],[8]

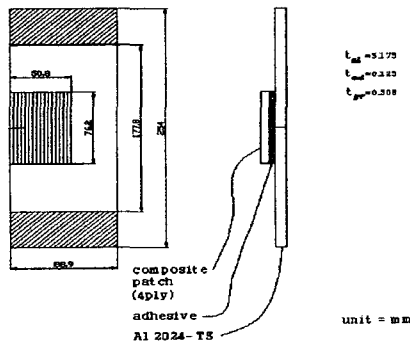


Fig. 2. Dimension of composite patch specimen with edge crack

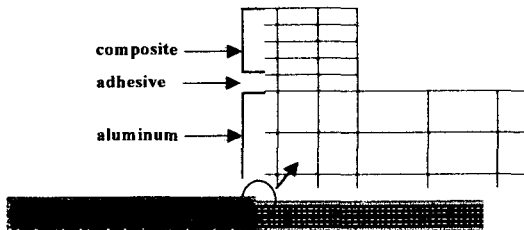


Fig. 3. 2-D Finite element model for patch side

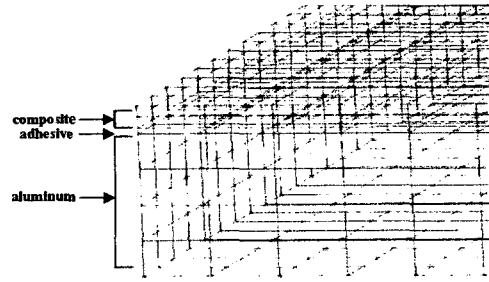


Fig. 4. 3-D Finite element model for patch side

Table 1. Mechanical property used for F.E. analysis

	Gr/Ep (unidirection)	Al	FM73
$E_1$ (Gpa)	10.3		
$E_2$ (Gpa)	142		
$G_{12}$ (Gpa)	7.2	72	1.9
$G_{13}$ (Gpa)	3.2		
$G_{23}$ (Gpa)	7.2		
$\nu_{12}$	0.27		
$\nu_{13}$	0.27	0.3	0.27
$\nu_{23}$	0.49		
$\alpha_{11}((^{\circ}\text{C})^{-1} \times 10^{-6})$	$1.5 \times 10^{-6}$		
$\alpha_{22}((^{\circ}\text{C})^{-1} \times 10^{-6})$	$-0.4 \times 10^{-6}$	$12.8 \times 10^{-6}$	
$\alpha_{33}((^{\circ}\text{C})^{-1} \times 10^{-6})$	$1.5 \times 10^{-6}$		

### 2.2 유효온도차

유한요소 해석시 온도차 ( $\Delta T$ )는 단순히 상온과 경화온도와의 차를 이용할 수 없다. 왜냐하면 접착제가 경화온도에서 완전히 경화되어지면 접착제층의 점성효과나 응력완화효과등이 결합되어 실제로는 이 온도차만큼의 잔류응력보다 낮은 응력이 분포하게 된다. 따라서 유효온도차 ( $\Delta T_{eff}$ )를 제안하게 되었다.

Maley 와 Sun[10]은 등가 온도차를 구하는 두 가지 방법을 제시 하였는데, 첫째 방법은 균열이 없는 복합재 패취 시편을 특정한 경화사이클로 제작한 후 복합재의 표면 중앙부분에 스트레인 게이지를 부착한다. 부식성의 NaOH용액으로 알

루미늄을 제거한 후 변형율을 측정한다. 시편을 유한요소 모델링하여 온도차를 바꿔가며 해석하여 구해지는 변형율과 실험을 통한 변형율을 비교하여 유한요소 모델의 등가온도차를 구하게된다. 두 번째 방법은 3차원 측정기를 이용하여 특정한 경화사이클로 제작한 복합재 패취시편의 곡률을 측정하고 유한요소해석 결과의 곡률과 일치하도록 온도차를 조정하여 이 값을 이용한다. 본 연구에서는 두 번째 방법을 이용하여 두가지 경화 사이클에 대한 유효온도차를 구한 값을 사용하였는데 각 경화 사이클에 따른 등가온도차는 다음과 같다.

(1) 104.4℃ 30분 / 82.2℃ 4시간

$$\rightarrow \Delta T_{eff} = -35.6^\circ\text{C} (-96^\circ\text{F})$$

(2) 121.1℃ 1시간  $\rightarrow \Delta T_{eff} = -71.1^\circ\text{C} (-160^\circ\text{F})$

### 2.3 해석결과

Fig. 5.과 Fig. 6.는 복합재와 알루미늄이 받는 인장응력과 압축응력, 패취 끝단에서의 peel stress를 보여준다.

두 경화사이클을 비교해보면, 104.4℃ 30분/ 82.2℃ 4시간 경화한 모델이 121.1℃ 1시간 경화한 모델의 약 60%정도의 열잔류응력이 나타남을 알 수 있다.(Table 2.)

Table 2. Comparison of stresses in curing cycle.

		104.4℃ 30분/ 82.2℃ 4시간	121.1℃ 1시간
x-direction	Max	9643(psi)	16072(psi)
	Min	-14937(psi)	-24978(psi)
y-direction	Max	749(psi)	1250(psi)
	Min	-2349(psi)	-3915(psi)

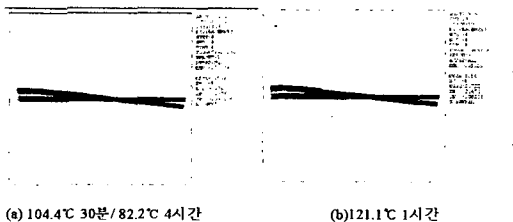


Fig. 4. Deformation of aluminum plate with single-sided patch

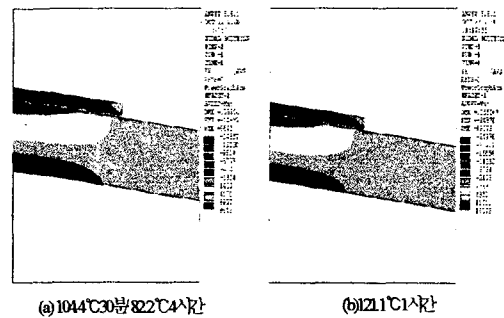


Fig. 5. x-direction stress in aluminum plate with single-sided patch



Fig. 6. y-direction stress in aluminum plate with single-sided patch

### 3. 결론

알루미늄 판의 균열을 단면 복합재 패취 보수시, 경화사이클에 따라 열잔류응력을 수치 해석하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

-크랙 진전시 열잔류응력의 영향이 변화함을 알 수 있다.

-열잔류응력을 최소화하는 경화사이클이 패취 보수에 유리함을 알 수 있다.

### 후기

이 연구는 BK21 핵심 과제 사업에 의해 수행되었습니다.

## 참고문헌

- (1) Naboulsi, S., Mall, S., "Thermal Effects on Adhesively Bonded Composite Patch Repair of Cracked Aluminum Panels", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics journal*.
- (2) Jones, R., Callinan, R., J., "Thermal Considerations in the Patching of Metal Sheets with Composite Overlays", *J. STRUCT. MECH.*
- (3) 김위대, "복합재료를 이용한 노후 항공기의 손상보수기술연구", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제7호, pp.37-43, 1999.
- (4) Lena, M. R. "Repair and Reinforcement of Cracked Aluminum Plates with Adhesively Bonded Composite Patches", M.S. Thesis, Purdue University, 1995.
- (5) John Klug, "Fracture and Fatigue of Bonded Composite Repairs", Ph.D. Thesis, Purdue University, 1997.
- (6) Arendt, C., "An Efficient Plate Finite Element Model for Analysis of Cracked Metallic Plates Repaired with Composite Patches", M.S. Thesis, Purdue University, 1994.
- (7) Young, M. J. and Sun, C. T., "On the Strain Energy Release Rate for a Cracked Plate Subjected to Out-of-Plane Bending Moment", *International Journal of Fracture*, Vol.60, pp. 227-247, 1993.
- (8) E. P., Phillips, "Long Crack Growth Rate Data-Constant Amplitude and FALSTAFF Loading, *AGARD Report No. 732*.
- (9) Callinan, R. J., Rose, L. R. F., Wang, C. H., "Three Dimensional Stress Analysis of Crack Patching", *Proceeding of the 9th Int. Conference on Fracture*, April 1-5, Sydney, Australia, 1997.
- (10) Klug, J., Maley, S., Sun, C. T., "Characterization of Fracture and Fatigue of Bonded Composite Repairs," *Proceedings from the first Joint DoD/FAA/NASA Conference on Aging Aircraft*, Ogden, Utah, July 8-10, 1997.