

# 복합재료 패치를 사용한 균열 보수의 소성변형과 접착층 분리를 고려한 해석

김일중 · 박재학

충북대학교 안전공학과

## 1. 서 론

항공기 운항 중에 손상된 부품의 교환이나 수리는 항공기 운항 시 안전 유지와 고가의 항공기 수명연장을 위하여 필수적이다. 여러 가지 손상이나 고장 중에서 균열은 기계적 체결요소(리벳, 볼트 등)나 패칭에 의하여 효과적으로 보수될 수 있다. 항공기 동체 보수 시 접착제 접합을 사용한 복합재료 패칭은 하부구조에 손상이 없이 균열진전을 줄일 수 있고 구멍의 생성으로 인한 응력 집중을 제거할 수 있으며 접합된 면을 외부로부터 차단시켜 부식을 방지하는 효과가 있어 많이 사용된다. 특히 고강도 복합재료와 접착제의 개발로 인하여 손상된 구조의 보수를 위한 복합재료 패칭의 사용은 더욱 증가되고 있다.<sup>1)</sup>

지금까지의 연구에서는 금속판이나 복합재료에 비해 낮은 항복점을 가지고 있으며 비선형적인 거동을 하는 접착층이 선형적인 거동을 한다고 가정하여 연구가 이루어졌으며, Chow와 Atluri는 접착층의 전단탄성 계수를 실험치와 비교하여 약 1/15로 줄임으로써 피로균열 성장특성을 실험치와 일치시킬 수 있었다.<sup>2)</sup> 그러나 이러한 결과는 시행착오법을 사용한 것으로서, 접착제의 실제적인 비선형 거동을 고려했다고는 할 수 없다. 따라서 본 연구에서는 접착제의 소성변형에 따른 복합재료를 사용한 균열보수의 효과에 대한 연구를 실시하였다.

또한 접착제로 접합할 때 표면처리의 부족이나 접합 후 접착제에 극한강도 이상의 힘이 작용할 때 금속판과 복합재료 패치를 연결하고있는 접착층에서 접착층 분리(debonding)가 일어나게 되는데, 이로 인하여 상대적으로 유효한 복합재료 패치의 면적이 줄어들게 되고 균열성장을 억제하는 전단응력이 줄어들게 된다. 본 연구에서는 접착층 분리의 위치와 크기에 따른 피로 균열성장 거동을 살펴보았다.

## 2. 해석 방법

복합재료 패칭을 사용한 균열 보수에 대한 응력강계수의 계산은 2 단계로 실시되었다. 첫 번째 단계에서는 복합재료 패치와 접착제 층을 포함한 균열을 유한요소법을 사용하여 모델링하였으며, 유한요소해석의 결과로부터 소성변형을 고려하여 접착제 층의 전단응력을 계산하였다. 2 단계에서는 유한요소교호법<sup>3)</sup>을 사용하여 균열이 존재하는

판의 응력강도계수를 계산하였으며, 이 때 유한요소모델은 금속판에 대해서만 필요하며 1단계에서와 동일한 매쉬를 사용하였다. 다만 2단계에서의 유한요소 모델에는 균열을 고려할 필요가 없다. 1단계에서 계산된 접착층 전단응력은 2단계에서 절점력(nodal force)으로 변환되어 외력으로 작용되었다.

### 2.1 접착층의 전단응력 수식화

복합재료 패치가 얇은 탄성판에 접합되어 있을 때 접착층에서는 전단응력이 발생할 것이며, 이 전단응력은 접착제-금속판 접합면과 접착제-복합재료 접합면을 따라 연속적일 것이라고 가정할 수 있다. 또한 패치와 금속판의 두께가 얇기 때문에 패치와 금속판에서의 전단응력이 두께를 따라 선형적으로 변한다고 가정할 수 있다.

Jones and Callinan<sup>4)</sup> 연구에 의해 접착제에 작용하는 전단응력은 패치와 금속판사이의 상대적인 변위 ( $u_p - u_s$ ), ( $v_p - v_s$ )에 의존한다는 것이 밝혀졌으며, 이 관계는 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau_{xy} = (v_p - v_s)/F, \quad \tau_{sx} = (u_p - u_s)/F \quad (1)$$

여기서,  $F$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$F = \left( \frac{t_a}{G_a} + \frac{t_s}{4G_s} + \frac{3t_p}{8G_p} \right) \quad (\text{양면 패치의 경우}) \quad (2)$$

접착층을 나타내기 위하여 Fig. 1 과 같이 16 절점 접착층 요소를 만들어서 사용하였다. 그림에서 밑면은 8절점을 갖는 금속판 요소이고 윗면은 금속판요소와 같은 좌표를 갖는 패치판 8절점 요소이다. 접착층의 일반적인 변형은 Fig. 2의 곡선 I과 같은 선형적인 변형을 가정하면 많은 오차가 발생할 수 있다.

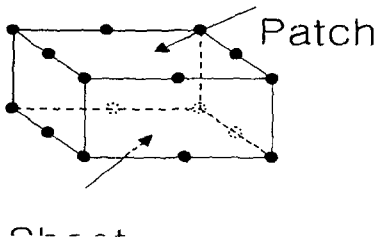


Fig. 1 16 node adhesive element

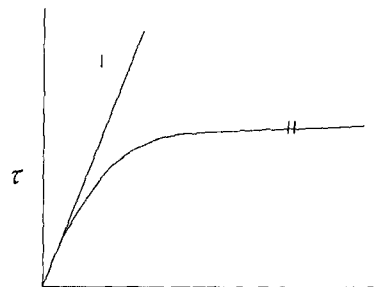


Fig. 2 Nonlinear material behavior of adhesive

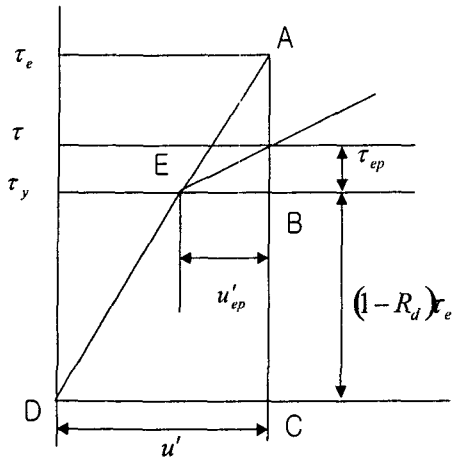


Fig. 3 Elasto-plastic deformation

접착제층의 소성변형을 고려하기 위하여 Fig. 3과 같이 탄소성 해석을 행하였다. 여기서  $\tau_e$ 는 접착제의 탄성변형만을 고려했을 때의 전단응력,  $\tau_{ep}$ 는 탄소성 영역에서의 전단응력,  $\tau$ 는 접착제의 소성변형을 고려했을 때의 전단응력,  $u' = u_p - u_s$ 는 패치와 금속판 사이의 상대적인 변위차,  $u'_{ep}$ 는 탄소성영역에서의 상대적인 변위차를 나타내며,  $R_d$ 는 응력 감소계수이며 다음과 같이 정의하였다.

$$R_d \equiv \frac{AB}{AC} \equiv \frac{\tau_e - \tau}{\tau_e} \quad (3)$$

만일 변위차가 항복을 일으키는 변위차 보다 더 커진다면 변위차는 탄성영역 변위차와 소성영역 변위차로 분리할 수 있으며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u' = u'_e + u'_p \quad (4)$$

소성변형을 고려한 전체 전단응력은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau = (1 - R_d)\tau_e + \tau_{ep} \quad (5)$$

식 (5)의 첫 번째 항은 탄성영역의 전단응력을 의미한다.

## 2.2 피로해석

균열의 피로성장은 일반적으로 하중 싸이클의 함수로 계산될 수 있다. 응력비 (stress ratio) R의 영향을 고려할 수 있는 Forman의 식을 사용하였다. Forman의 식은 다음과 같다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{CAK^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (6)$$

여기서, a는 균열길이, N은 하중반복횟수이고, 2023-T3 알루미늄합금에 대하여  $K_c = 91 \text{ MNm}^{-3/2}$  ( $83,000 \text{ psi}\sqrt{\text{in}}$ ),  $C = 6.3 \times 10^{-21} \text{ Pa}^{-2}$  ( $3 \times 10^{13} \text{ psi}^{-2}$ ), n=3 이다.

## 3. 해석 결과

### 3.1 유한요소 모델링

본 연구에 사용된 복합재료 패치를 사용한 보수에 대한 개략도는 Fig. 4와 같다. 양

면에 복합재료 패칭이 이루어진 경우로 이러한 경우에는 한쪽 면에만 패칭이 이루어졌을 때 고려해야하는 굽힘 효과를 무시할 수 있어 2차원 해석을 할 수 있다.

사용한 금속판의 크기는  $152\text{mm} \times 508\text{mm} \times 2\text{mm}$  이고, 패치판의 크기는  $47.14\text{mm} \times 47.14\text{mm} \times 0.127\text{mm}$  이며, 접착층의 두께는  $0.127\text{mm}$ 이다. 균열길이  $2a=26.4\text{mm}$ 이고, 외부하중으로는 일정한  $\sigma=120\text{MPa}$ 를 사용하였다. 패치판으로 사용된 복합재료는 보론-에폭시라고 가정하였다.

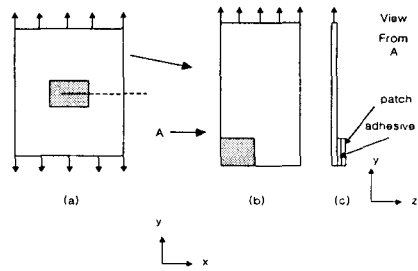


Fig. 4 Schematic of a plate repaired with composite patch

### 3.2 접착제층의 소성변형의 영향

접착제의 소성변형의 영향을 고려하기 위하여 접착제의 항복응력과 항복이후의 전단 탄성계수를 변형시켜 해석하였다. Fig. 5와 Fig. 6과 같이 전단 탄성계수의 항복점이 낮아질수록 복합재료 패치의 영향이 줄어들어 응력강도계수가 높아지고 균열진전속도는 빨라졌다.

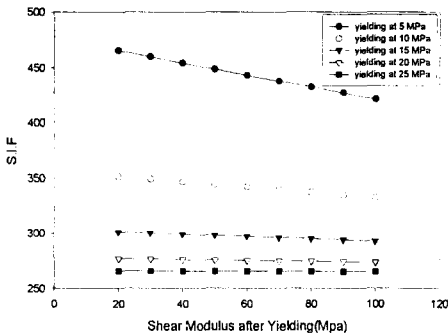


Fig. 5 SIF considering various adhesive behavior

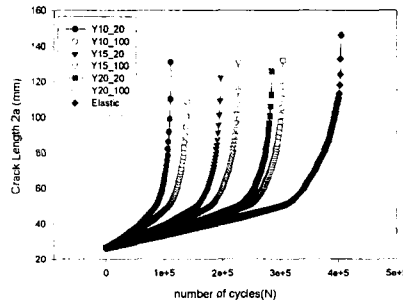


Fig. 6 Crack growth considering various values of yield strength and elasto-plastic tangential modulus

### 3.3 접착층 분리

Fig. 7은 접착층의 전단응력분포를 나타내는 그림이며, 접착층의 분리 현상을 고려하기 위하여, 분리된 접착제 부위의 전단응력을 제거하여 모델링하였다. Fig. 8과 같이 분리의 위치와 면적의 영향을 고려하여 완전 접착 패치(Complete Bonded Patch: CBP)와 3가지 분리모델을 사용하였다. Fig. 8에서 (1)은 완전 접착 패치(CBP); (2)는 균열위치를 포함하여 넓이 방향으로 전체가 분리되어 있는 완전 넓이 분리(Full Width Debonding: FWD); (3)은 패치의 중앙이 분리되어 있는 중앙 분리(Center Debonding: CD); (4)는 균열의 선단 부분 분리되어 있는 균열 선단 분리(Crack Tip Debonding: CTD)를 나타내고 있다.

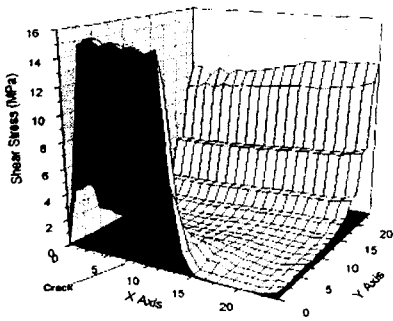


Fig. 7 Distribution of adhesive shear stresses

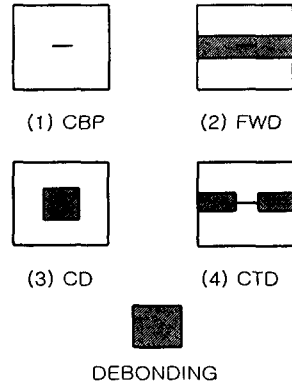


Fig. 8 Debonding configurations

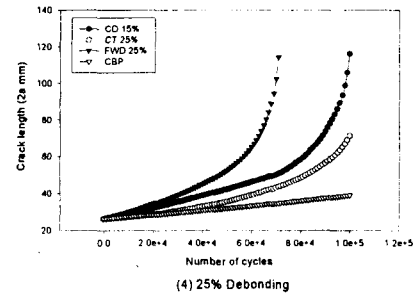
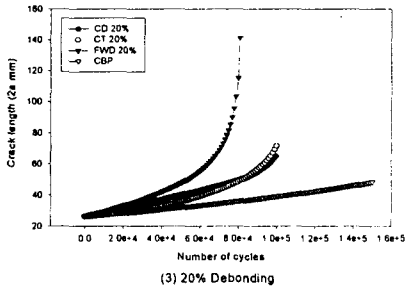
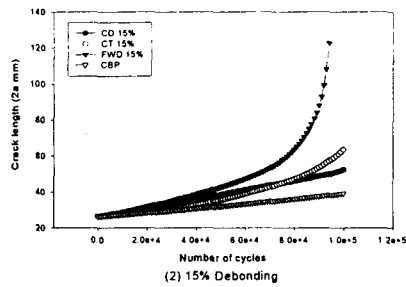
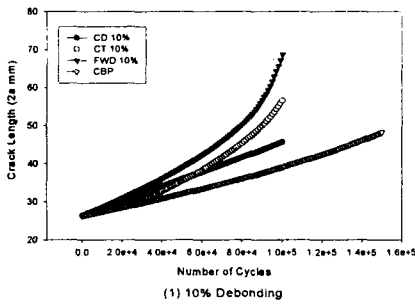


Fig. 9 Comparison of crack growth behavior for various debonding configurations

Fig. 9 는 분리의 크기와 종류에 따른 균열성장을 비교한 그림이다. 분리의 면적이 증가할수록 금속판에 작용하는 전단응력이 줄어들어 균열성장속도는 늘어나는 것을 알 수 있다. 모든 면적에 대하여, FWD의 균열성장이 다른 형태의 분리보다 더 빨리 진행되는 것을 알 수 있다. 이것은 균열주위에 상대적으로 높은 전단응력이 제거되어 균열 성장을 억제하는 힘이 줄어들었기 때문이다. 균열에 비해 상대적으로 작은 넓이를 갖는

CD에 대하여 균열이 패치판 이상으로 성장하기 전에는 CTD보다 적은 균열 성장량을 갖는 반면, 균열이 패치판 이상으로 성장했을 때는 CD가 CTD의 경우 보다 더 큰 균열성장을 하는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구는 접착층의 소성변형을 고려하여 복합재료를 사용한 균열 보수에 관한 연구를 실시하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

지금까지의 연구에서는 접착제가 탄성거동을 한다고 가정하여 연구가 이루어 졌으나, 실제적으로 접착제는 낮은 항복강도를 가지고 있어 소성변형을 한다고 할 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 접착제의 소성변형을 고려한 결과 응력강도계수는 증가하고, 균열 성장속도는 증가하였다.

또한, 접착제 분리의 위치와 크기에 따른 연구를 실시한 결과, FWD 형태에 대한 균열성장속도가 가장 큰 것으로 나타났다.

#### 감사의 글

본 연구는 한국과학재단 산하 성균관대학교 산업설비 안전성 평가 연구비 지원으로 이루어진 것으로서 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) M. J. Kroes, W. A. Watkins and F. Delp, Aircraft Maintenance & Repair McGraw-Hill, 6th ed., pp. 266-267, 1993.
- 2) W. T. Chow and S. N. Atluri, Composite Patch Repairs of Metal Structures: Adhesive Nonlinearity, thermal Cycling, and Debonding, AIAA Journal, Vol. 35, No. 9, 1997.
- 3) J. H. Park, T. Ogiso and S. N. Atruri, Analysis of cracks in aging aircraft structures, with and without composite-patch repairs, Computational Mechanics, Vol. 10, pp. 169-201, 1992.
- 4) R. Jones and R. J. Callinan, Finite Element Analysis of Patched Cracks, Journal Structural Mechanics, Vol. 7, No. 2, pp. 135-144, 1979.