

論文

복합재료의 수리후 피로거동 고찰

최재원* · 황운봉* · 박현철* · 한경섭*

Study of Fatigue Behavior of Repaired Composites

J. W. Choi*, W. Hwang*, H. C. Park* and K. S. Han*

ABSTRACT

The static strength and fatigue life of repaired graphite/epoxy laminates are observed using tensile coupon. The lay-up of investigated laminates was $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]_s$. Static strength was measured from the specimens prepared by various repair techniques such as precured-single patch, precured-double patch and cure-in-place methods. The strength was recovered to the extent of 60~80 % of unnotched case. Fatigue life was also measured from the laminates repaired with cure-in-place method. Hwang and Han's MFLPE 1(modified fatigue life prediction equation 1), which was based on the fatigue modulus degradation model and reference modulus, was chosen for fatigue life prediction of repaired specimen and compared with the conventional fatigue life equation such as S-N curve and Basquin's relation. The MFLPE 1 has better agreement with experimental data than S-N curve and Basquin's relation.

초 록

복합재료내의 결함을 원공노치로 가정하고 노치의 크기에 따른 정하중 및 피로실험을 수행하였다. 원공이 존재하는 복합재료에 대하여 다양한 수리기법을 적용하여 정하중 실험을 수행하였다. 수리기법중에 precured double patched 방식과 cure-in-place 방식의 수리는 가장 우수한 결과를 보여 평활재의 약 60~80 %의 강도복구효과를 보였다. 우수한 결과기법을 나타낸 수리기법중에 보다 실제적인 방식이라고 사료되는 cure-in-place 방식으로 수리된 재료에 대하여 피로실험을 수행하였다. 수리된 재료는 정하중 및 피로의 경우에 있어서 향상된 결과를 보였으며 피로시 평활재의 거동을 나타낸다. 참고계수를 도입하여 회귀분석된 피로수명예측식(MFLPE's)은 수리된 시편에 대해 타 예측식에 비해 더 좋은 결과를 나타낸다.

1. 서 론

일반적으로 재료 내에는 무수한 결함이 존재할 수 있고 그 결함의 종류 및 사용환경에 따라 재질에 악영향을 미치게 된다. 특히 복합재료 구조물의 손상(damage)은 비정상 상황과 사고로 일어나게 되며, 제작과

정, 취급 및 수송과정, 또는 정상가동 등 거의 모든 상황에서 발생할 수 있다. 복합재료가 구조물로 쓰일 경우 손상에 대한 정보가 요구되므로 손상을 평가하는 방법에 대한 연구와 결함의 평가에 대한 많은 기술적 축적이 이루어지고 있다.

복합재료 내에서 발생할 수 있는 손상은 제작과정중

에 내부에 기공(void)이 생기는 등과 같은 제작과정중 발생하는 손상(manufacturing anomalies)과 기계적인 접촉에 의한 손상(mishandling damage), 그리고 우박, 번개, 새와의 충돌 등 자연적인 원인(environmental damage)에 의한 것들이 있다. 이러한 손상은 경험적인 손상평가방법에 따라 간과할만한 손상(negligible damage), 수리되어 쓸 수 있는 손상(repairable damage), 교체를 원하는 손상(damage necessitating replacement)으로 나뉜다. 손상은 평가하기도 어려울 뿐만 아니라 설계에 고려한다는 것은 더욱 더 어렵기 때문에 통상 복합재료 설계시 고려되는 요인과는 다르게 취급된다. 따라서 설계안전계수의 설정에 있어서도 손상부위에 대하여는 별도로 고려할 필요가 있다. 이처럼 손상은 재료의 설계 및 유지에 커다란 어려움을 주므로 손상에 대한 판별기준이 필요하게 되었고, 일부의 손상이나 파손 때문에 구조물 전체를 파기하는 일이 발생하면서 손상수리(repair)에 대한 관심이 높아지기 시작하였다. 손상에 대해서 수리시 다음과 같은 두 가지 요건을 충족하는 방법으로 수리를 하게 된다[1].

- 1) 제물성의 최소한의 감소(minimum reduction in functional capability)
- 2) 무게의 최소한의 증가(minimum increase in weight)

수리는 경제적으로 매우 중요한 의미를 가지는 것으로 많은 연구가 이루어져 왔다. 실제로 외국의 예를 들면 항공기에 대하여 연구개발비(0.04%), 제조비(17%)에 비하여 훨씬 더 많은 수리비(27%)를 지출하고 있으며 NASA(미항공우주국) 및 각 항공사를 중심으로 최근 지속적으로 연구되고 있는 실정이다[2].

복합재료 구조물의 수리기법에 대한 연구는 주로 항공사들을 중심으로 연구되어져 왔으나[3-7] 아직까지 정립된 수리기법은 없는 실정이다. 일반적으로 복합재료의 수리를 위해서는 두 재료간의 접합(joint)이 필요하다. 복합재료에서는 용접이 불가능하므로 접합을 위하여 기계적인 접합과 접착(bonding)에 의한 접합이 주로 사용되고 있다.

기계적 접합에 의한 수리(bolted repair)는 볼트나 리벳 등을 사용하며, 연결상태를 손쉽게 점검할 수 있고 강도예측이 용이한 반면에, 접합부위에 존재하는 원공 주변에 응력집중이 발생하여 부분적인 강도저하라는 취약점을 지니게 된다. 그런데 접합강도는 가장 취약한 부분이 기준이므로 접합부에 대한 연구는 전체 구조물의 강도해석에 필수적인 관건이 된다. 복합재료 접합부의 복잡한 파괴거동을 이해하기 위해서 편하중이 작용되었을 경우의 응력분포에 대한 연구가 필요하다. 이러한 응력분포해석을 위해 FEM(finite element method)을 이용하는 방법[8]이나 실험적으로 응력분포를 보이는 방법[9], 그리고 응력분포에 대한 해석적인 해를 구하는 방법[10] 등이 연구되었다. 이러한 기계적 접합은 몇 가지 문제점이 있다. 드릴가공은 시간이 많이 소모되며 원공은 층간분리를 발생시키고, 하니콤(honeycomb) 구조에는 볼트체결법을 사용할 수 없다는 단점이 있다. 패스트너(fastener)의 수와 형태에 따라 외부표면의 공기저항이 증가하는 것도 볼트체결의 단점이다.

접착에 의한 수리(bonded repair)는 원공을 만들지 않고 비교적 넓은 면적을 통하여 하중을 분산시키므로 결합부에서의 응력집중현상이 기계적 접합에 비하여 작다. 또한 중량 증가가 없으며 진동특성이 좋은 장점을 가지고 있다. 그러나 연결상태의 점검이 어렵고 손상부분의 교체가 용이하지 않다. 접착제가 환경조건에 영향을 지배를 받으므로 적용범위가 제한된다. 신뢰성이 떨어지고 접합부의 강도예측이 용이하지 않은 것도 단점이다[11].

본 논문에서는 수리후의 거동고찰을 위해서 손상을 원공으로 가정하고 여러 가지 수리기법을 적용하였다. 재료는 항공기의 구조용 재료로 가장 널리 사용되는 그래파이트/에폭시 복합재료를 사용하였으며, 기존의 연구된 수리기법을 적용하여 각 수리기법에 따른 정하중 강도의 복구효과를 연구하였다. 정하중 실험의 결과로부터 가장 효과적인 방법을 판별하여 이 수리기법에 대해 피로실험을 수행하였다. 수리된 피로실험결과에 대해서 MFLPE(modified fatigue life prediction equation)를 사용하여 해석하였으며, 수리전후와 손상이 없는 경우를 비교하여 수리후의 피로거동 특성을 고찰하였다.

2. 이 론

2.1 피로수명예측

2.1.1 피로계수

복합재료에 있어서 반복하중을 받는 동안 강성저하

로 인하여 응력-변형을 곡선은 Fig. 1과 같이 일반적으로 주기에 따라 점차적으로 변한다. 이때 임의의 주기 n에서의 탄성계수는 직선 n-m으로부터 얻어지고 씨컨트계수(Secant Modulus)는 직선 n-n'로부터 얻어지는데 Hwang과 Han[12-14]이 제안한 피로계수(Fatigue Modulus)는 특정한 하중주기 n에서 가한 응력과 변형을 사이의 직선 0-n'의 기울기로 정의한다.

이러한 관계를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$F(n, q) = \frac{\sigma_u}{\epsilon(n)} = \sigma_u \frac{q}{\epsilon(n)} \quad (1)$$

여기서, $F(n, q)$ 는 응력수위(q), 하중사이클(n)에서의 피로계수, $\epsilon(n)$ 는 특정한 하중사이클 n 에서의 합변형률, q 는 가한응력과 극한응력의 비이다. 따라서, 재료의 피로계수는 하중주기와 가한 응력의 함수임을 알 수 있다. 초기 및 최종 조건은 다음과 같다.

$$F(0, q) = F_0 = E_0 \quad (2.a)$$

$$F(N, q) = F_f \quad (2.b)$$

첫 번째 주기에서의 피로계수 F_0 는 가한응력에 상관없이 일정한 반면, F 는 가한응력에 따라 결정된다. 여기서, 시편이 일정한 하중을 받고있다고 생각하면, 피로계수는 가한응력의 함수가 아니라 하중주기만의 함수

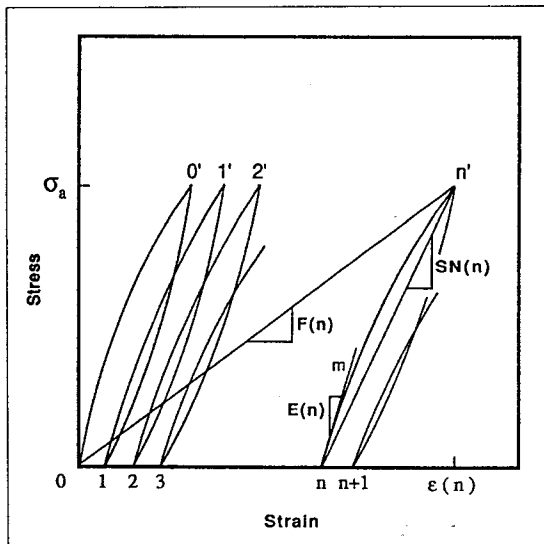


Fig. 1. Fatigue modulus concept

가 된다. 즉,

$$F = F(n) \quad (3)$$

복합재료에서는 가한응력과 변형률사이의 관계를 선형이라 가정하여도 무방하며, 다음과 같은 관계식으로 표현할 수 있다.

$$\sigma_u = F(n) \epsilon(n) \quad (4)$$

여기서 $F(n)$ 는 n번째 주기에서의 피로계수이고, 한 주기 내에서 일정한 값이라고 가정하였다. 기존의 씨컨트계수와 피로계수는 단일유 복합재료에서는 다른 값을 가지게 되며, 일방향 장섬유 복합재료에서는 그 차이가 매우 작다.

2.1.2 피로계수 저하모형

피로계수 저하율 dF/dn 은 피로주기 n 의 지수함수로 나타낼 수 있다고 가정하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dF}{dn} = -A \frac{Cn^{C-1}}{Bn^{B-1}} \quad (5)$$

Table 1. Fatigue modulus degradation models and life prediction equations

	Fatigue Modulus Degradation Models	Life Prediction Equations
1	$\frac{dF}{dn} = -A \frac{Cn^{C-1}}{BF^{B-1}}$	$N = [M(p^B - q^B)]^{\frac{1}{C}}, (M = F_R^B/A)$
2	$\frac{dF}{dn} = -ACn^{C-1} (B=1 \text{ in model 1})$	$N = [M(p-q)]^{\frac{1}{C}}, (M = F_R/A)$
3	$\frac{dF}{dn} = -\frac{A}{BF^{B-1}} (C=1 \text{ in model 1})$	$N = M(p^B - q^B), (M = F_R^B/A)$
4	$\frac{dF}{dn} = -ACn^{C-1}F$	$N = [-\ln(\frac{q}{p} \gamma A)]^{\frac{1}{C}}$
5	$\frac{dF}{dn} = -\frac{A}{nBF^{B-1}}$	$N = \exp[M(p^B - q^B)], (M = F_R^B/A)$ (S-N Curve, if B=1)
6	$\frac{dF}{dn} = -A \frac{F}{n}$	$N = (\frac{q}{p})^{\frac{1}{B}}, (\text{Basquin's relation})$
7	$\frac{dF}{dn} = F_0^B \frac{Cn^{C-1}}{BF^{B-1}}$	$N = [(\frac{q}{p})^B - 1]^{\frac{1}{C}}$
	S-N Curve	$q = k \log N + d$
	Basquin's Relation	$\sigma_u = \sigma_f'(2N)^b$

여기서 A, B, C 는 재료상수이다. 이 모형은 가장 일반적인 형태로서 여러 가지 경우에 따라 다른 형태로 표현될 수 있으며, 이를 Table 1에 요약하였다.

2.1.3 참고계수를 도입한 피로수명예측

식 (5)를 n_1 에서 n_2 주기까지 적분하여 $n_2=n, n_1=0$ 을 대입하면

$$F^B(n) - F^B(0) = -A_n^C \tag{6}$$

파괴시에는 $n=N$ 이 되므로 식 (6)은 다음과 같이 얻어진다.

$$F_f^B - F_0^B = -AN^C \tag{7}$$

여기서 N 은 파괴시의 사이클 수, F_0 는 초기 상태에서의 피로계수, F_f 는 파괴시의 피로계수이다.

기준피로율인 참고계수(reference modulus), F_R 을 다음과 같이 가정한다.

$$\frac{F_0}{F_R} = p \tag{8.a}$$

$$\frac{F_f}{F_R} = f(q) = q \tag{8.b}$$

여기서 p 는 재료상수, q 는 가한 응력수위이다. 식 (8)을 식 (7)에 대입하면

$$p^B - q^B = (A/F_R^B)N^C \tag{9}$$

그리고 파괴시까지의 반복횟수는 다음과 같이 표시된다.

$$N = [M(p^B - q^B)]^{1/C} \tag{10}$$

여기서, $M = F_R^B/A$ 이다. 가한응력수위와 재료상수 M, p, B, C 를 알면 식 (10)을 이용하여 단일응력하중의 피로수명을 예측할 수 있다. 이와 같은 방법으로 피로계수와 참고계수의 개념을 이용하여 여러 가지 피로계수 저하모델(fatigue modulus degradation model)로 피로수명예측식(MFLPE's)을 유도할 수 있다. 그 결과를 Table 1에 요약하였다. 여기서 제안된 식들의 일반성은 다음과 같이 증명될 수 있다.

일반적인 S-N 곡선은 다음과 같다.

$$q = k \log N + d \tag{11}$$

여기서, k 와 d 는 상수로서 $q - \log N$ 평면에서 직선의 기울기와 절편을 나타낸다. 한편, Table 1에서 보듯이 MFLPE 5는 다음과 같다.

$$N = \exp[M(p^B - q^B)] \tag{12}$$

식 (12)에서 $B=1$ 이면 다음과 같이 된다.

$$q = -\frac{2.303}{M} \log N + p \tag{13}$$

식 (11)과 식(13)을 비교해보면 식의 형태가 같아짐을 알 수 있다.

Basquin's relation은 다음과 같다.

$$\sigma_a = \sigma'_f (2N)^b \tag{14}$$

여기서 σ'_f 는 피로강도계수, b 는 피로강도지수이다. Table 1에서 MFLPE 6은 다음과 같다.

$$N = \left(\frac{q}{p}\right)^{-1/b} \tag{15}$$

식 (15)를 변형시키면 다음과 같이 된다.

$$q = pN^{-A} \tag{16}$$

식 (14)와 식 (16)을 비교하면 같은 형태를 가짐을 알 수 있다.

이로써 유도된 피로수명예측식(MFLPE's)의 일반성을 증명할 수 있다.

3. 실험

3.1 시편제작

본 연구에서 사용된 시편은 (주)한국화이버 제품으로서 두께 0.125 mm의 그래파이트/에폭시 프리프레그(graphite/epoxy prepreg, CU125NS)를 [0°/±

$45^\circ/90^\circ$ 의 적층각을 갖도록 여덟층 적층한후 MTP Press를 이용하여 두시간동안 경화하였다. 시편의 규격은 ASTM D-3039(정하중실험)와 ASTM D-3470(피로실험)을 참조하였다. 시편중앙의 원공은 드릴을 사용하여 가공하였으며 가공시의 층간분리현상을 방지하기 위해 시편양면에 복합재료판을 부착하여 가공하였다. 정하중실험을 위하여 반경 1, 2, 3, 4 mm의 원공을, 피로실험을 위해 1, 3, 4 mm의 원공을 가공하였다. 수리된 시편은 기존의 연구된 방법을 사용하여 수리하였으며 이를 정리하면 다음과 같다[3-6,15].

표면처리(Cosmetic treatment)

단섬유를 일정비율로 섞은 에폭시로 원공부분을 채워 상온에서 경화시킨다. 에폭시의 종류는 현대사의 HD #200 제품과 3M의 2216 B/A를 사용하였다.

Precured single/double patch

동일한 적층각을 지닌 재료를 원공부위에 단면 또는 양면에 부착하는 방법으로 제조하였으며, 이때 패치의 폭은 25 mm로 모재와 같고, 길이는 단면일 경우는 40 mm, 양면일 경우는 40, 60 mm로 패치의 길이를 변화시켰다.

Cure-in-place

표면처리는 우선 사포(sand paper)를 사용하여 표면을 곱게 한 후에 디그리저(degreeser)로 표면을 닦아 내었다. 이후에 화학처리를 통하여 표면의 산과 염기를 제거하여 중성화하였다. 이러한 시편 단면에 프리프레그를 0° , -45° , 45° , 0° 순으로 시편과 같은 폭으로 적층하였다.

이때 각각의 각도에 대해 30, 40, 50, 60 mm로 길이를 변화시켜가며 적층하였으며, 최외각층인 0° 층의 양 끝단에서 생길 수 있는 응력집중을 줄이기 위해 나사산 모양으로 프리프레그를 가공하여 적층하였다 [15]. 이를 MTP Press를 사용하여 경화시켰다. 시편의 최종형상은 Fig. 2와 같다.

3.2 실험

정하중실험은 Shimadzu사의 UTM Autograph를 사용하였다. 변위제어방식으로 수행되었으며 시편의 형태와 특성을 고려하여 0.5 mm/min의 속도로 제어하였다.

피로실험은 Shimadzu사의 피로시험기를 사용하여

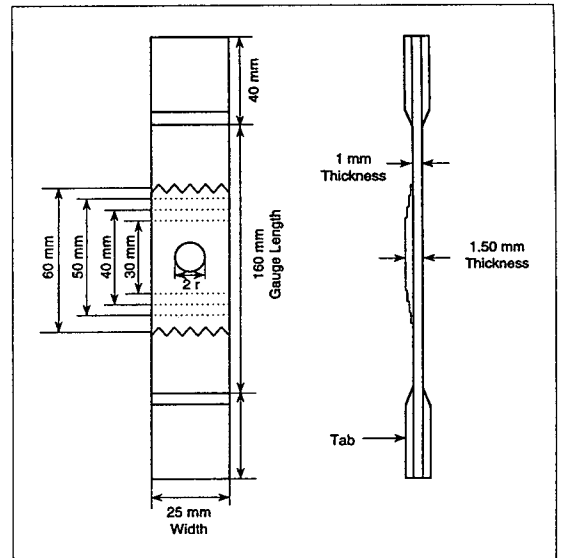


Fig. 2. Specimen configuration (cure-in-place)

하중제어방식으로 수행하였다. 하중은 정현파 형태의 하중을 가하였으며, 최대하중과 최소하중의 비는 0.1로 유지하였다. 평활재와 원공 1, 3, 4 mm의 원공노치재, 그리고 각각의 반경에 대하여 큐어 인 플레이스의 수리기법으로 수리된 재료에 대하여 피로실험을 수행하였으며, 가한 하중은 수리된 시편의 보강효과를 나타낼 수 있도록 다양하게 변화시켰다. 피로실험의 결과는 SAS 프로그램을 이용하여 회귀분석하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 정하중강도

모재(parent laminate)의 강도는 608 MPa로 나타났다. 원공의 반경에 따른 노치재의 강도와 각각의 수리기법에 따른 정하중강도를 Table 2에 나타내었다. 원공을 채우는 수리(fill)의 경우는 원공주위의 응력집중 감소와 원공의 변형억제효과를 기대했으나 단면적에 비하여 반경이 비교적 적은 2 mm의 경우에는 효과가 거의 없었고 비교적 반경이 큰 4 mm의 경우에는 노치 효과의 감소로 인하여 약간의 강도복구 효과가 나타났다. 프리큐어드 패치(precured patch)의 경우에는 비교적 좋은 효과를 보이며 그 중에서 양면패치(precured double patch)의 경우에는 매우 좋은 효과를 나타낸다. 큐어 인 플레이스(cure-in-place)방식의 수

Table 2. Static test results

Repair techniques \ Radius	1	2	3	4
Notched	445	373	335	298
Fill(HD#200)	-	368	-	306
Fill(3M)	-	369	-	303
Single patch(40mm)	-	401	-	360
Double patch(40mm)	-	464	-	393
Double patch(60mm)	-	526	-	512
Cure-in-place double patch	-	-	-	451
Cure-in-place single patch*	466 (4%)	426 (14%)	412 (23%)	377 (26%)

* 괄호안의 숫자는 강도증가율을 나타낸다.(수리후강도/수리전강도-1)

리를 한 경우에는 프리큐어드의 단면패치와 양면패치의 중간정도의 강도복구효과를 보였다. 이 중 큐어 인플레이스 단면패치의 경우 강도복구 효과면에서 우수하고 무게면에서 가장 최소한의 무게증가가 발생하며 실질적으로 구조물로 쓰일 경우 양면패치는 작업이 어려운 점등을 고려할 때 가장 효과적인 방법이라고 할 수 있다. 또한, 원공노치가 존재하는 경우에는 반경에 따라 노치효과의 증가로 인해 강도가 급속히 저하되는데 비하여, 수리후에는 이러한 반경에 따른 강도저하율이 감소함을 알 수 있다. 이는 패치와의 응력분배를 통한 원공주위의 응력집중감소로 인하여 수리의 효과가 나타났음을 보여준다. 즉, 노치효과가 클수록 이에 대한 수리의 보완작용이 상대적으로 볼 때 크다고 할 수 있다.

Fig. 3은 반경 2, 4 mm에 대하여 각각 여러 가지 수리기법을 적용한 후의 원공이 없는 원재료에 대한 강도복구효과를 나타낸 것이다. 프리큐어드 양면패치와 큐어 인플레이스 방식의 수리기법을 적용한 경우 원재료의 강도에 대비하여 대략 60~80 %정도의 강도복구 효과를 얻을 수 있었다.

실험 중 재료가 파괴에 이르는 현상은 다음과 같다. 원공을 채우는 수리의 경우에는 원공노치재와 별다른 차이 없이 파단에 이르렀으며, 프리큐어드 패치의 경우에는 패치가 원재료에 접촉된 상황에서 응력을 분산하다가 패치의 분리와 동시에 재료가 파단에 이르렀다. 큐어 인플레이스 방식의 수리를 한 경우에는 가장 바깥쪽의 0° 층이 파괴변위의 약 90 %정도에서 분리되며 점차 변위가 증가함에 따라 45°, -45° 그리고 가장

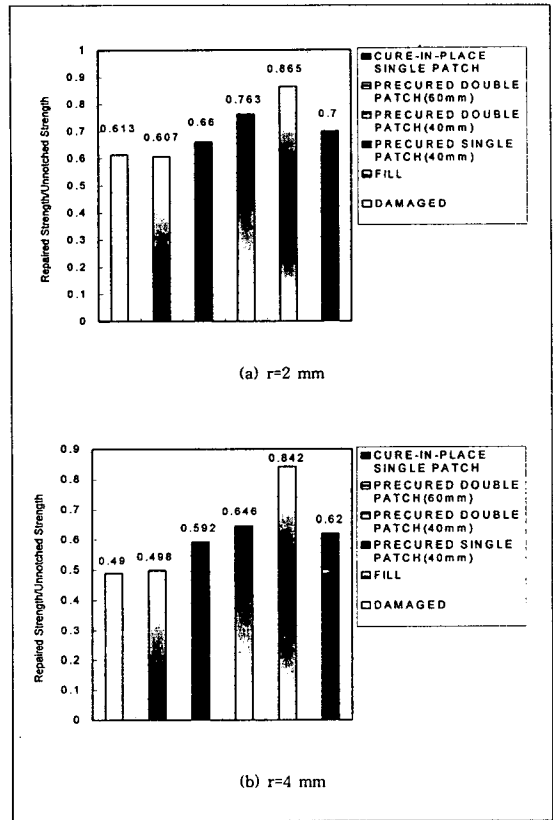


Fig. 3. Strength recovery of various repair techniques

아래층인 0° 층이 시편에서 분리된다. 패치는 이와 같이 정하중을 받는 경우에 응력을 원재료와 분담하며 거시적인 강성을 높여주다가 원재료에서 분리됨에 따라 전체적인 강성의 급격한 저하로 재료의 파괴에 이르게 된다.

전체적으로 볼 때 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]_s$ 시편의 특성상 45° 층이 전단방향으로 가장 약하기 때문에 이 층에서 전단에 의한 파괴가 지배적이며, 이러한 양상은 원공노치재의 경우가 원공주위의 응력집중에 따른 90° 층에서의 균열의 조기성장 및 급속한 전파로 인해 가장 심하게 나타난다. 패치시의 응력의 전달은 인장방향의 응력을 원재료와 접촉재, 패치가 전단에 의해 분산을 시키며 이 때 패치의 최외각부와 원재료의 최외각부에서의 전단응력은 영이 되며 중간의 접촉재층에서 전단응력은 가장 크며 일정하게 유지가 된다[16]. 따라서 패치의 길이가 필요이상으로 길 경우에는 전단에 의한 응력의 분산효과가 커지므로 보강부 이외에서 파괴가 일

어날 수 있다. 그러나 패치가 얇을 경우에는 패치 자체의 전단에 의한 층간분리와 같은 파괴양상이 나타날 수 있다. 일반적으로 패치에 의한 원공수리의 경우에는 주응력의 방향을 알고 있을 때는 주응력방향의 일방향 보강이 가장 효과가 좋으나 주응력방향을 아는 것은 불가능하므로 준등방성(quasi-isotropic)의 패치를 쓰는 것이 가장 효과적으로 알려져 있다[16]. 패치에 의한 수리는 패치와 원시편과의 분리와 거의 동시에 재료의 파괴에 이르렀는데 이러한 패치의 분리는 본 시편의 적층각이 바깥층으로 갈수록 인장방향에 대하여 각성이 커지므로 인장시 바깥방향의 굽힘을 유발하기 때문에 사료된다.

4.2 피로거동 고찰

4.2.1 MFLPE's에 의한 피로수명예측

수리된 시편에 관하여 S-N curve, Basquin's relation, 그리고 MFLPE 1을 사용하여 피로수명을 예측하였다. 이때 q 값은 수리된 시편의 정하중강도에 대한 가한응력비로 정의하였다. 각각의 경우에 신뢰도에 대한 기준이 될 수 있는 다음과 같은 잔차제곱합(residual sum of squares, SSR)을 정의하였다. 정의된 SSR은 상용로그좌표계로 나타나므로 다음과 같다.

$$SSR = \sum_{i=1}^n (\log N_{exp} - \log N_{cal})^2 \quad (17)$$

여기서, N_{exp} 는 실험에 의한 피로수명, N_{cal} 는 예측된 피로수명, n 은 실험 데이터의 개수를 의미한다. SSR에 의해서 절대적인 평가는 할 수 없으나 대체로 그 값이 작을수록 좋은 예측을 한다고 볼 수 있다. Table 3에 반경에 따라 회귀분석을 통하여 구한 재료상수의 값과 SSR이 나타나있다. S-N curve와 Basquin's relation에 비하여 MFLPE 1이 대체로 더 좋은 예측을 나타냄을 알 수 있다. Fig. 4에서 Fig. 6까지는 각각의 반경에 따라 MFLPE 1과 S-N curve, Basquin's relation을 비교한 것이다. 재료의 비선형적인 거동을 MFLPE 1이 가장 잘 나타내고 있음을 볼 수 있다.

4.2.2 수리후의 피로거동 고찰

Fig. 7에서 Fig. 9에 수리 전후의 실험 데이터를 바탕으로 반경에 따른 가한응력-피로수명의 관계를 그래프로 나타내었다[17]. 실선으로 나타난 부분은 각각의 경우에 대해서 MFLPE 1로 예측한 값이다. 전체적으

Table 3. Material constants and SSR

		r=1mm	r=3mm	r=4mm
MFLPE 1	p	0.974	1.091	1.005
	M	353.616	60.031	50.397
	B	2.672	0.158	0.993
	C	0.361	0.110	0.180
	SSR	0.1842	0.1943	0.1680
Basquin's relation $\sigma_v = \sigma'_f(2N)^b$	σ'_f	518.18	409.09	413.22
	b	-0.017	-0.0185	-0.0221
	SSR	0.9784	0.3369	0.3416
S-N curve $q = k \log N + d$	k	-0.03240	-0.03703	-0.04398
	d	1.0386	0.9720	1.0594
	SSR	0.7827	0.3129	0.3011

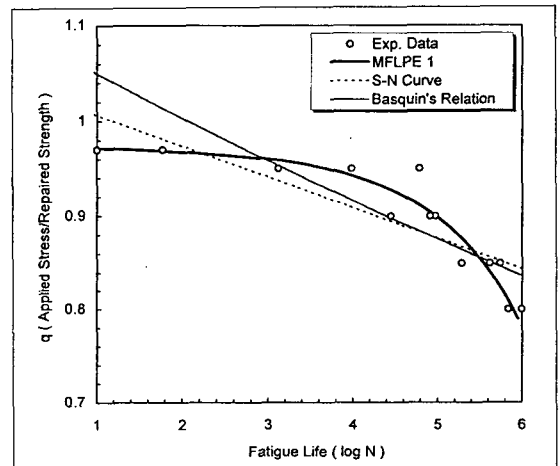


Fig. 4. Comparison of MFLPE 1, conventional S-N curve and Basquin's relation (repaired: r=1mm)

로 피로수명이 증가하였음을 알 수 있다. 동일한 응력 수위에서 비교하면 반경이 1, 3, 4 mm의 순으로 더 많은 보강효과를 나타냄을 알 수 있다. 또한 임의의 피로수명 N_i 에 대하여도 원공노치재의 피로강도와 수리재의 피로강도가 반경이 커질수록 더 많이 향상되었음을 알 수 있다. 평활재에 대한 피로강도의 저하정도와 수명영역에 따른 효과를 알아보기 위해 다음과 같은 FSRF(fatigue strength reduction factor)를 정의하였다.

$$FSRF = \frac{Ni사이클에서의 노치재/수리재의 피로강도}{Ni사이클에서의 평활재의 피로강도} \quad (18)$$

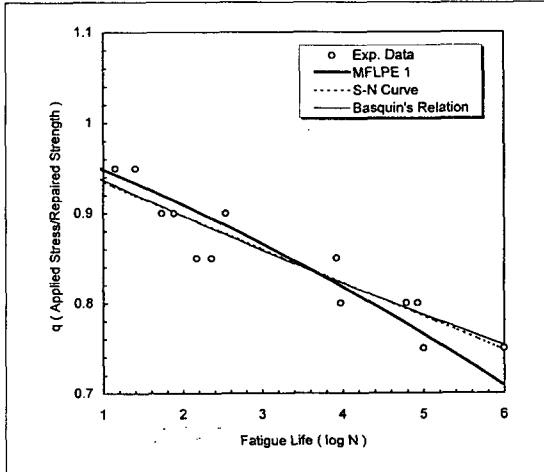


Fig. 5. Comparison of MFLPE 1, conventional S-N curve and Basquin's relation (repaired: $r=3\text{mm}$)

임의의 피로수명 ($N_1=50$, $N_2=2500$, $N_3=125000$ cycles)에 대하여 위와 같이 FSRF를 구하였으며 이 때 MFLPE 1에 근거하여 계산되었다. 이 결과를 바탕으로 Fig. 10에 FSRF를 수명영역 및 반경에 따라 원공노치재와 수리재의 피로강도 감소와 이에 대한 복구효과를 나타내었다. 반경이 증가함에 따라 전체적으로 피로강도의 복구효과가 향상됨을 볼 수 있다. 반경에 따른 이와 같은 효과는 정하중강도의 보강효과와 일치하는 결과로써 피로의 경우에 있어서도 손상이 클수록 피로수명의 보강효과는 커진다고 할 수 있다. 이는 피로시 정하중강도와 같은 원리로서 초기에 패치에 의한 응력분배를 통하여 원공주위의 응력집중을 완화시키기 때문이라 사료된다.

일반적으로 원공노치재의 경우에는 재료내의 균열이 피로하중의 반복 하에서 축적되며 이로 인해 원공노치주위의 응력이 재분포되어 응력집중정도를 감소시키기 때문에 피로후의 잔류강도가 정적인 노치강도보다 증가한다[18]. 이러한 원공노치재의 특성을 Fig. 10에서 볼 수 있다. 반면에 수리재의 경우에는 평활재에 비해서는 하중주기의 증가에 따른 피로강도의 저하효과가 적으나 노치재의 경우와 비교하면 고수명영역에서 상대적으로 큰 저하효과를 나타내었다. 이는 수리후의 파괴양상과 관련된 것으로 패치가 가장 바깥쪽부터 하나씩 분리되며 피로하중을 받는 동안 완전히 분리되어 피로주기가 증가할수록 노치재의 수명을 따라가기 때문이다. 이러한 효과는 반복하중에 의해서 발생하므로 비교적 고수명영역으로 갈수록 더 크게 나타난다. 그러

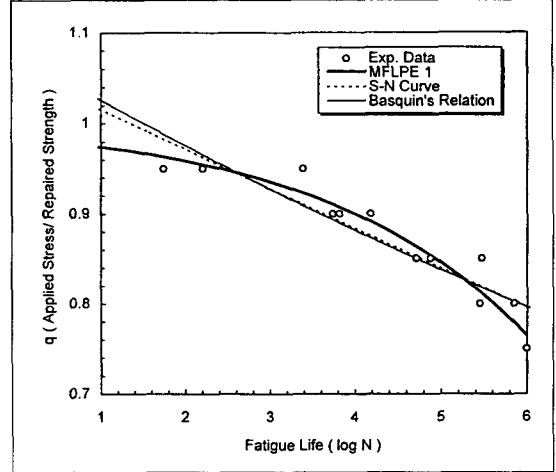


Fig. 6. Comparison of MFLPE 1, conventional S-N curve and Basquin's relation (repaired: $r=4\text{mm}$)

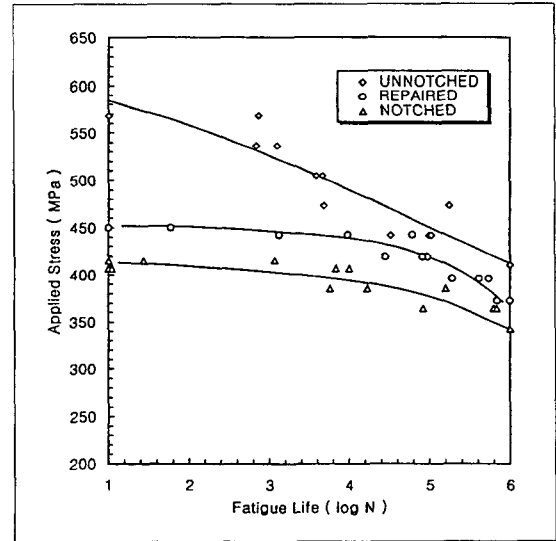


Fig. 7. Comparison of fatigue life of unnotched, repaired and notched laminates ($r=1\text{mm}$)

나 전체적으로 볼 때에 수리한 경우의 피로강도 복구율은 향상되었으며 비교적 저수명영역($N_i=50$ cycles)에서는 평활재대비 피로강도의 복구는 약 60% 정도로 나타났고, 고수명영역($N_i=125,000$ cycles)에서는 평활재대비 70% 이상의 피로강도의 복구효과를 보여 고수명영역으로 갈수록 보강효과는 향상됨을 알 수 있다. 이는 평활재와 수리재를 비교할 때 수리재의 피로강도저하율이 낮기 때문에 고수명영역으로 갈수록 수

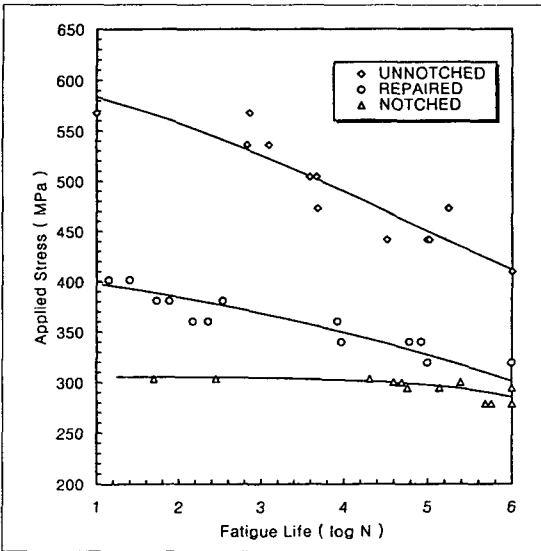


Fig. 8. Comparison of fatigue life of unnotched, repaired and notched laminates ($r=1\text{mm}$)

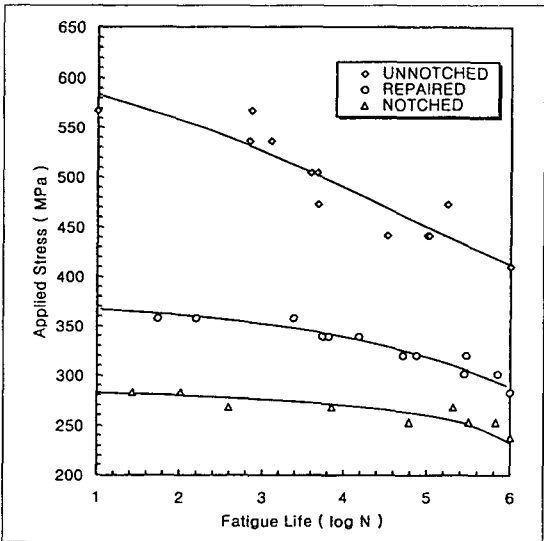


Fig. 9. Comparison of fatigue life of unnotched, repaired and notched laminates ($r=1\text{mm}$)

리의 효과가 많이 나타난다.

피로실험후 시편의 파단양상은 전체적으로 $\pm 45^\circ$ 층의 전단파괴양상은 뚜렷이 보이고 특히 피로시는 층간 분리현상이 정하중의 경우에 비하여 심하게 나타난다. 이는 90° 층이 인장방향으로의 강도와 강성이 작기 때문에 반복하중시 균열이 축적되어 성장하기 때문으로

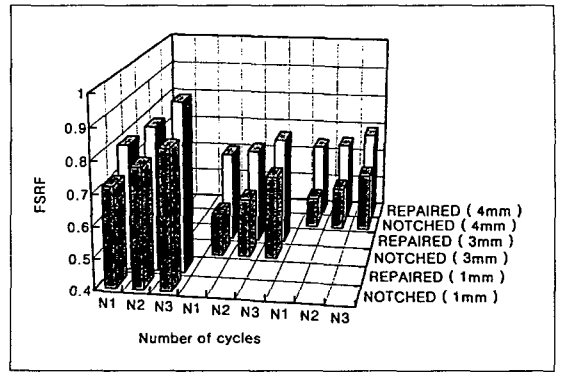


Fig. 10. Fatigue strength reduction factor

생각된다. 피로시의 수리재는 패치의 원시편에서 완전한 분리가 일어났으며 이는 재료의 적층각이 바깥층으로 갈수록 인장방향에 대하여 더 큰 강성을 지니므로 바깥쪽에서의 굽힘이 유발되고 따라서 어느 정도 하중 주기가 반복되면 패치가 분리되게 된다. 이러한 패치는 원재료와 접촉시 굽힘에 대한 강성을 높여주므로 층간 분리의 진전을 지체시키면서 동시에 응력을 원재료와 분담하므로 이에 따른 피로수명의 보강효과를 가져오게 된다.

5. 결 론

1. 여러 가지 수리기법을 적용하였으며 그 중에서 Cure-in-place 방식이 정하중 강도복구면에서 반경에 따라 평활재 강도의 60~80%의 복구율을 나타내었고, 무게증가면에서 볼 때 최소한의 무게가 증가하여 가장 효과적인 방법으로 나타났다.

2. 수리된 재료에 있어서 정하중강도의 보강효과와 동일응력에 대한 피로수명의 향상은 손상이 클수록 전단응력에 의한 원공주위의 응력집중 완화작용의 상대적인 증가로 인해 더 많이 향상되었다.

3. 수리된 재료에 대하여 MFLPE 1을 적용하여 기존의 예측식인 S-N 곡선과 Basquin's 관계식과 비교하였으며, 이중 MFLPE 1이 더 좋은 결과를 나타낸다.

4. 수리된 재료는 고수명영역으로 갈수록 수리재의 반복하중에 따른 패치의 분리로 인하여 피로강도의 저하율이 원공노치재의 경우와 비교하여 증가하였다.

참 고 문 헌

1. Middleton, D. H., *Composite Materials in Aircraft Structures*, Longman, 1990.
2. Jones, J. S. and Graves, S. R., "Repair Techniques for Celion/LSRC-16 Graphite/Polyimide Composite Structures," NASA CR-3794, 1984.
3. Myhre, S. M., "Advanced Composite Repair-Recent Development and Some Problems," *Composite Repair*, SAMPE Monograph No.1, 1985, pp. 14-25.
4. Shyprykevich, P., "Standardization of Composite Repair for Commercial Transport Aircraft," *Proceedings of Composite Repair of Aircraft Structures*, Vol. 1, 1995, pp. 1~24.
5. Bruce Belason, E., "Status of Bonded Boron/Epoxy Doublers for Military and Commercial Metallic Aircraft Structures," *SAE Technical Paper Series*, No. 951145, 1995.
6. Chun-Yung Niu, M., *Composite Airframe Structures*, Conmilit, 1992, pp. 533~559.
7. Baker, A. A. and Jones, R., *Bonded Repair of Aircraft Structures*, Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
8. Ramamurthy, T. S., "New Studies on the Effect of Bearing Loads in Lugs with Clearencd Fit Pins," *Composite Structures*, Vol. 11, 1989, pp. 135~150.
9. Tsai, M. Y. and Morton, J., "Stress and Failure Analysis of a Pin-Loaded Composite Plate: An Experimental Study," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, 1990, pp. 1101~1121.
10. Zhang, K. D. and Ueng, C. E. S., "Stresses Around a Pin-Loaded Hole in Orthotropic Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, 1984, pp. 432~446.

11. Grimes, G. C., Jeans, L. L. and Demuts, E., "Sensitivity of Bonded and Bolted Joints in Composites to Load/Environmental Spectrum Variations," *Fibrous Composites in Structural Design*, Plenum Press, New York, 1980, pp. 619~644.
12. Hwang, W. and Han, K. S., "Fatigue of Composite-Fatigue Modulus Concept and life Prediction," *Journal of Composite Materials*, Vol. 20, 1986, pp. 154~165.
13. Hwang, W. and Han, K. S., "Fatigue of Composite Materials-Damage Model and Life Prediction," *Composite materials: Fatigue and Fracture(Second volume)*, ASTM STP 1012, Paul A. Lagace, Ed., 1989, pp. 87~102.
14. Hwang, W., Lee, C. S., Park, H. C. and Han, K. S., "Single- and Multi- Stress Level Fatigue Life Prediction of Glass/Epoxy Composites," *Journal of Advanced Materials*, July 1995, pp. 3~9.
15. Stone, R. H., "Development of Repair Procedures for Graphite/Epoxy Structures on Commercial Transport," *Composite Repairs*, SAMPE Monograph No. 1, 1985, pp. 26~39.
16. Jones, R., Callinan, R. J. and Agarwal, K. C., "Analysis of Bonded Repairs to Damaged Fibre Composite Structures," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 17, No. 1, 1983, pp. 37~46.
17. 허재석, "원공노치를 가진 복합적층판의 피로수명예측," 포항공과대학교 석사학위논문, 1995.
18. Yip, M. C. and Perng, T. B., "The Influence of Hole Size in Static Strength and Fatigue for CFRP Composite Materials," *Proceedings of International Conference on Advanced Composite Materials*, Chandra, T. and Dhingra, A. K., Eds., 1993, pp. 651~657.