

경사균열을 갖는 복합재료 보강판의 피로균열 성장에 관한 연구

정기현[†] · 양원호^{*} · 김 철^{**}
(2001년 4월 4일 접수, 2001년 10월 8일 심사완료)

A Study on Fatigue Crack Growth Analysis of Inclined Cracked Plate with Composite Patched Repair

Ki-Hyun Chung, Won-Ho Yang and Cheol Kim

Key Words: Inclined Crack(경사균열), Stress Intensity Factor(응력확대계수), Composite Material(복합재료), Fatigue Life(피로수명), Fatigue Crack Growth Rate(피로균열 성장 속도)

Abstract

Fatigue crack growth behavior of inclined cracked Al 6061-T6 thick aluminum plate(6mm) repaired with the bonded composite patch was studied. A 0° inclined crack bonded reinforced composite patch and 15°, 30°, 45°, 60° inclined crack plates were tested. The effect of patch and inclined angle were studied and compared to each other. Also we investigated to the crack propagation direction and debonding behavior during the fatigue crack growth test. In this paper, a study was conducted to get an fatigue life, fatigue crack growth ratio and crack growth direction. Finally, the effectiveness of composite patch on inclined cracked plate was investigated. The results demonstrated that there was a definite variation in fatigue life and fatigue crack growth behavior depending on the inclined crack angle.

1. 서론

균열이 존재하는 항공기 구조물 및 대형 사교를 유발할 수 있는 구조물은 일반적으로 다양한 하중을 받으면서 균열이 진전한다. 지금까지 대부분의 연구들은 일축하중 하에서 파괴역학적 접근을 통해 구조물에 대한 안전성 평가 및 수명평가에 주력해 왔다. 그러나 실제적으로 모든 구조물은 다양한 형태의 하중 하에 노출되어 있고, 이러한 하중이 서로 결합되어 최종 파단에 도달한다. 따라서 기존 연구들은 기본적인 연구의 토

대를 마련하였지만 실제적으로 적용하는데는 상당한 한계가 있다. 따라서 본 연구는 혼합모드 하에서의 피로균열 성장에 대해 연구하였다.

보수방법들 중 가장 광범위하게 연구되어진 보수방법들은 볼트나 리벳을 이용한 볼트체결 보수방법(bolted repair method)과 접착제로 붙이거나 뿔질하는 보강판 접착에 의한 방법(bonded patch method)등이 폭넓게 연구되어졌다. 이중 접착보수방법이 더 유리하다고 하였다.⁽¹⁾

이런 방법은 1980년대에 미국 등에서 활발히 이에 대한 연구가 진행되었으며, 현재까지 20년 이상 노후 된 5700여 상업용 항공기에 적용되었다.⁽²⁾ 그러나 아직까지 복합재료 보강재로 보강된 경사진 균열 평판의 피로균열성장 거동에 대한 실험적인 연구들은 활발히 수행되지 않았다.

Sethuraman과 Maiti⁽³⁾는 혼합하중 하에서 skin/stiffener 구조물의 응력-변형률과 응력확대계수를 구하기 위해 모드 I 과 모드 II 문제로 나누어 해

† 책임저자, 회원, 성균관대학교 대학원 기계공학부

E-mail : chungkh@nature.skku.ac.kr

TEL : (031)290-7496 FAX : (031)290-5849

* 회원, 성균관대학교 기계공학부

** 회원, 성균관대학교 대학원 기계공학부

석을 수행한 후, 두 모델을 중첩하는 방법으로 연구를 수행하였다. 그들은 보강판 위치, 보강판 길이, 보강판의 재료물성치, 접착재의 물성치 및 두께 등 여러 변수에 대한 파라미터 연구를 수행하였다. 저자,^(4~6) 임상진,⁽⁷⁾ 이강용,⁽⁸⁾ 및 김위대⁽⁹⁾ 등은 파괴역학과 분리의 관점에서 보강판 형상의 효율성을 고찰하여 응력확대계수 감소율이 최대가 되는 최적의 보강판 형상을 제시하였다.

보강판이 부착된 균열평판의 실험은 두꺼운 평판과 얇은 평판을 구별해서 실험을 수행했다. 두께가 5mm 이상인 두꺼운 평판의 경우와 얇은 평판을 비교하여 두꺼운 평판은 굽힘효과가 무시되어 균열성장 거동이 서로 상이함을 보였다.⁽¹⁰⁾ Denney와 Mall⁽¹¹⁾은 다양한 분리 위치와 크기에 따라 피로균열 거동을 연구한 후, 완전히 접착된 형상과 보강되지 않은 평판의 균열 거동을 서로 비교하였다. Naboulsi와 Mall⁽¹²⁾은 분리의 측면에서 5개의 불완전한 보강판에 대해 피로수명을 고찰하였다. Schutte와 Mall⁽¹³⁾은 보강된 균열의 다양한 파라미터 효과에 따른 균열성장 거동 및 두꺼운 균열 평판에 보강재를 부착하는 과정에서 발생하는 열에 의해 발생하는 곡률의 변화에 따른 분리와 피로수명에 대한 실험적 고찰을 수행하였다. 또한 그들은 두꺼운 평판의 보수와 얇은 평판의 보수를 비교하여 고찰하였다. 그들은 피로균열 성장 실험을 통해 두꺼운 평판에서 균열의 성장이 두께에 따라 일정하지 않음을 고찰하였다. 또한 이러한 두께에 따른 균열성장속도의 차이는 얇은 평판보다는 두꺼운 평판에서 크게 나타난다고 하였다.

본 연구는 경사균열을 갖는 두꺼운 알루미늄 평판에 복합재료 보강판이 부착된 형상에 대해 피로균열 성장 실험을 수행하였다. 혼합모드하의 피로균열 성장에 관해서는 규정된 시험법은 없으나 모드 I에 대한 ASTM 시험법⁽¹⁴⁾에 의거하여 실험을 수행하였다. 경사진 균열의 피로수명, 피로균열성장속도 및 균열의 성장 방향에 대하여 실험 결과를 도출하였다. 실험결과를 이용하여 복합재료로 보강된 경사균열 평판의 피로특성을 고찰하여 균열의 거동과 균열 진진방향을 자세히 고찰함으로써, 경사균열이 존재하는 구조물의 안전성 평가, 보수 및 보수 후 관리의 측면에서 기초적인 지식을 제공하여 향후 구조물 보수에 유용한 자료를 제공하고자 한다.

2. 실험방법

2.1 시편

본 실험에서는 균열을 가진 구조물을 구체화하기 위해 6061-T6 알루미늄합금 평판을 이용하여 SEN(Single Notched Specimen) 시편을 제작하였다. Fig. 1은 본 실험에서 사용되어진 시편의 형상을 나타낸 것이다. 균열 평판의 보수를 위한 보강판으로는 HT145/RS1222 섬유강화 복합재료 (fiber reinforced composite material)를 사용하였다. 보강판과 균열 평판을 접착하고자 3M사에서 제작된 Scotch-Weld DP-460 에폭시(epoxy) 접착제를 사용하였다. 본 접착제는 Duo-Pak사의 수지와 3M사의 EPX Applicator로 구성되어 있으며, 높은 찢김응력(peel stress)과 전단강도를 얻기 위해서 두 액체를 1:2의 비율로 혼합하여 상온에서 접착 후 24시간 이상 경화하였다. 시편들의 평균 접착 두께는 0.12mm이며, 하중방향에 대한 알루미늄 평판과 복합재료 보강판 및 접착재의 재료물성치는 Table 1에 나타내었다.

모든 시편은 두께가 6mm인 알루미늄 평판에서 T-L방향으로 시편을 채취하였다. 시편의 최초 균

Table 1 Material properties for the aluminum, the composite patch, and the adhesive layer

	Young's modulus (GPa)			Shear modulus (GPa)			Poisson's ratio		
	E_1	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Al-plate	71.02	-	-	-	-	-	0.32	-	-
Patch	153.8	9.96	9.96	7.39	7.39	4.94	0.1677	0.1677	0.035
Adhesive	1.8	-	-	-	-	-	0.32	-	-

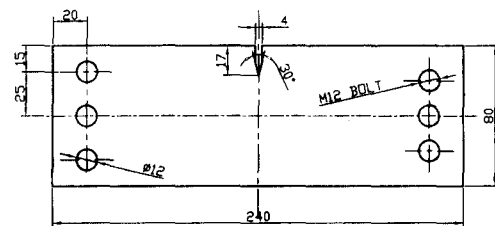


Fig. 1 Configuration of test specimen (unit : mm)

열 선단은 초기 균열성장을 용이하게 하기 위하여 와이어 커팅(wire cutting)을 이용하여 예리하게 제작하였다. Fig. 1에서 도시되어진 것과 같이 6061-T6 알루미늄합금의 시편의 치수는 $240 \times 80 \times 6\text{mm}$ 이며, 노치길이는 17mm이다. 보강판의 형상은 $40 \times 25 \times 2.5\text{mm}$ 이다. 본 실험에서 보강된 경사진 균열의 피로특성을 고찰하고자 보강판을 부착하지 않은 경우(no patch), 15° , 30° , 45° 및 60° 로 변화시켜 가면서 실험을 수행하였다.

2.2 실험장치

피로하중은 Fig. 2와 같은 INSTRON사(Model 1332, 25ton)에서 제작한 유압피로시험기를 사용하였다. 혼합모드 피로시험을 함께 수행하고자 Fig. 3과 같이 하중장치(loading device)를 제작하였다. 먼저 피로예비균열(pre-cracking)을 생성하기 위하여 24.53 MPa의 최대하중과 하중비(stress ratio)가 0.1이 되는 정현파 형태의 하중을 20Hz의 사이클 반복수로 가하여 예비균열 3mm를 생성시켰으며, 피로균열시험은 최대하중이 30.66MPa, 하중비가 0.1인 정현파 형태의 하중으로 사이클 반복수는 20Hz로 하여 실험을 수행하였다. 여기서 적용된 최대하중 30.66MPa은 균열이 40mm일 때 보강판이 부착하지 않은 경사지지 않은 균열 평판의 피로수명이 0이 됨을 의미한다.

정확한 균열 측정을 위하여 이동현미경(traveling microscope)을 사용하여 균열길이를 얻었다. 피로수명, 피로균열 성장속도 및 균열진진 방향을 고찰하고자 각도를 변화시켜 가면서 실험하였으며, 균열성장에 따른 보강판과 관제 사이에서 분리 거동도 함께 관찰하였다.

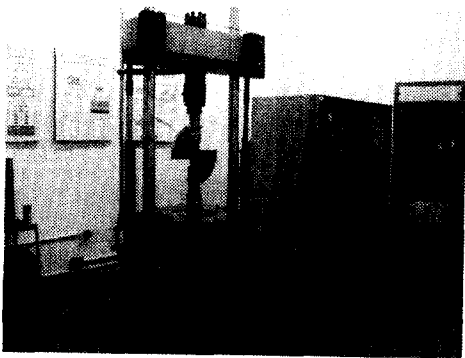


Fig. 2 Photograph for the testing system

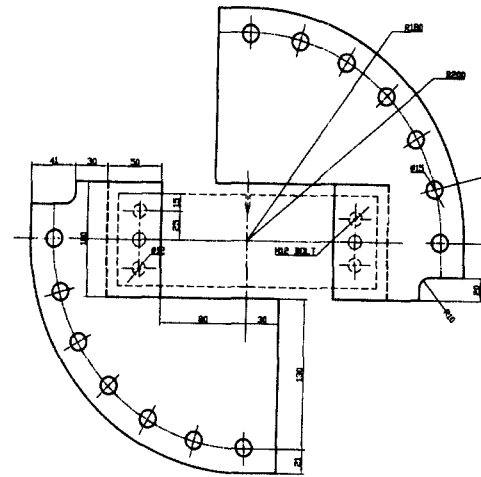
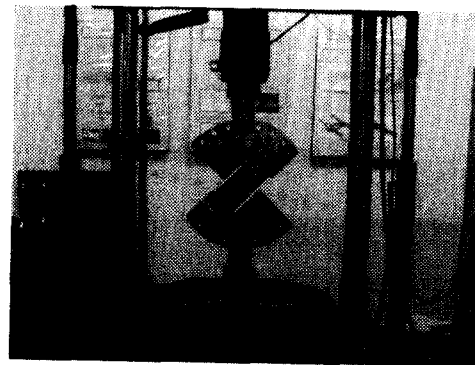


Fig. 3 Geometry and dimension of assembly of the test device (unit : mm)



(a)



(b)

Fig. 4 Photograph of the fatigue testing, (a) 15° , (b) 45°

3. 결과 및 고찰

3.1 실험의 타당성 검토

Denney등⁽¹¹⁾은 동일한 형상 및 조건에서 유용한 실험결과를 얻기 위해 2개 이상의 실험을 수행하여 일치해야 한다고 하였다. 본 실험에서도 2개 이상의 실험을 수행하여 그 결과를 Fig. 5에 도시하였다. Fig. 8에 도시되어진 a-N곡선은 균열경사각이 0° 인 실험 결과로써 두 실험 결과는 거의 동일하며, 다만 파단되기 전에 약 5% 정도의 오차가 나타남을 알 수 있다. 따라서 본 실험에서 수행되어진 조건과 방법으로 얻어진 실험 결과는 충분히 유효함이 검증되었으며, 이후 도시되는 실험 결과들은 그 중 하나씩만 도시하였다.

3.2 경사진 균열의 피로균열 성장 특성

3.2.1 0° 균열의 피로균열 성장 특성

Figs. 6~8은 0° 균열의 피로균열 성장 실험을 통하여 얻어진 a-N곡선 및 피로균열 성장 속도를 도시한 그림이다. 그림에 의하면 보강판이 부착되지 않은 균열 평판의 피로수명은 44,200사이클이며, 보강판이 부착된 균열 평판의 피로수명은 221,500사이클로 나타났다. 따라서 보강판의 부착에 의해 피로수명이 약 5배정도 증가하였다.

Fig. 7과 Fig. 8은 피로균열 성장속도를 도시한 그림이다. 균열성장속도는 ASTM 시험법⁽¹⁴⁾에 제안된 secant method를 따라 식 (1)과 같이 구해진다.

$$(da/dN)_{\bar{a}} = (a_{i+1} - a_i) / (N_{i+1} - N_i) \quad (1)$$

여기서 $\bar{a} = (a_i + a_{i+1}) / 2$ 이다.

Fig. 8은 종축을 상용로그로 변환하여 도시한 그림으로 보강판이 부착되어진 평판의 경우 성장속도가 급격히 감소하며, 안정적인 균열성장 구간이 증가하여 파단이 발생했다.

3.2.2 15° 균열의 피로균열 성장 특성

Figs. 9~11은 15° 균열의 피로균열 성장 실험을 통하여 얻어진 결과이다. Fig. 9의 결과에 의하면 15° 경사균열을 갖는 보강판이 부착되지 않은 시편의 피로수명은 49,500사이클이며, 보강판이 부착되어진 평판의 피로수명은 190,000사이클로 약 3.8배정도 증가하였다. 경사진 균열의 균열길이는 x방향과 y방향으로 동시에 진전함으로 새로운 유효균열길이 ($a_0 + a_e$)을 도입했다. 여기서 a_0 는 최초 균열길이이며, a_e 는 다음 식과 같이 정의된다.

$$a_e = \sqrt{d_x^2 + d_y^2} \quad (2)$$

여기서 d_x 와 d_y 는 x, y방향의 균열진전량이다.

3.2.3 30° 균열의 피로균열 성장 특성

Fig. 12와 13은 30° 경사균열의 피로균열 성장 실험을 통하여 얻어진 결과이다. Fig. 12는 피로수명 곡선(a-N 곡선)으로써 보강판이 없는 시편의 피로수명은 74,000사이클이며, 보강판이 부착되어진 평판의 피로수명은 178,000사이클로 약 2.4배정도 증가하였다.

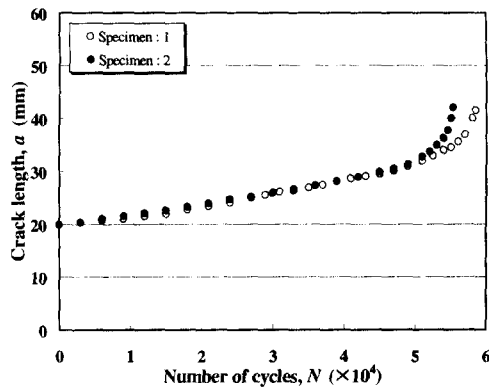


Fig. 5 Crack length versus number of cycles for 15° specimens

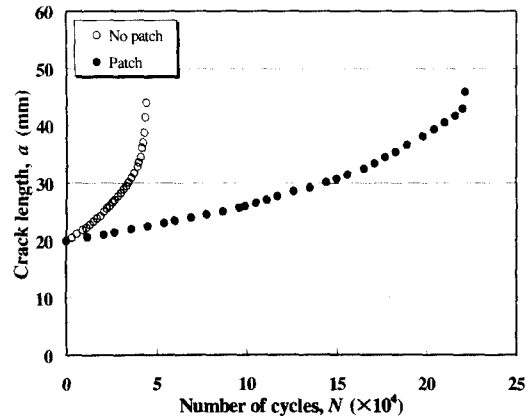


Fig. 6 a-N curves for 0° specimens

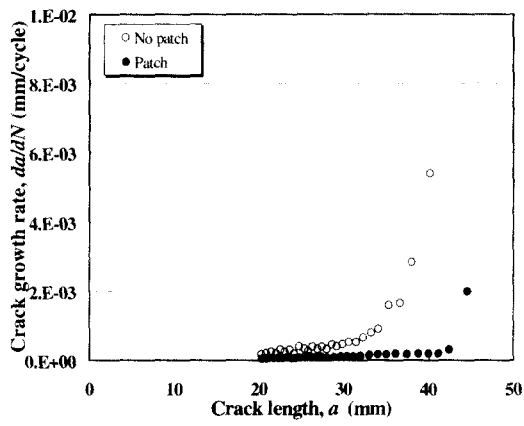


Fig. 7 da/dN - a curve for 0° specimens

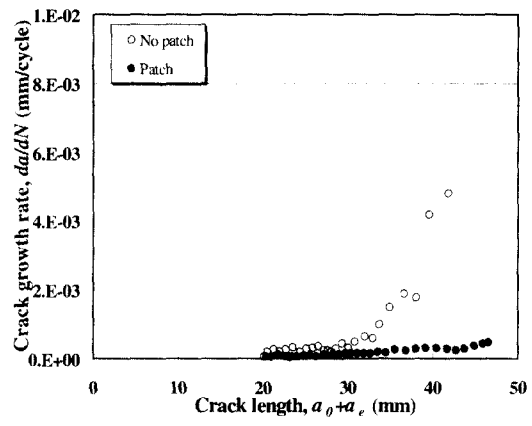


Fig. 10 da/dN - a curves for 15° specimens

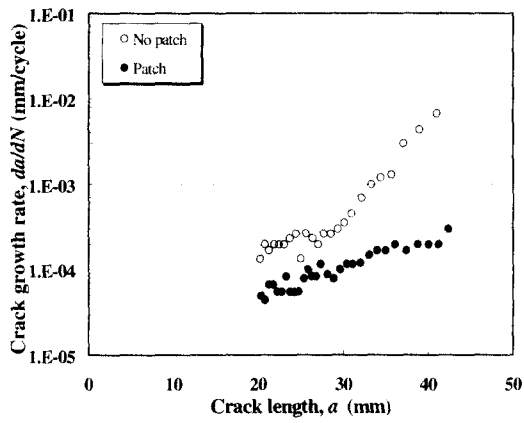


Fig. 8 $\text{Log}(da/dN)$ - a curve for 0° specimens

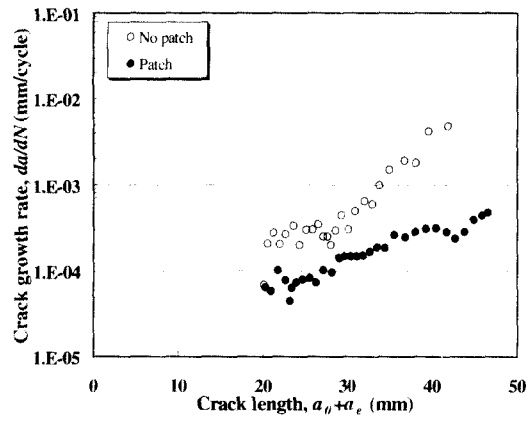


Fig. 11 $\text{Log}(da/dN)$ - a curves for 15° specimens

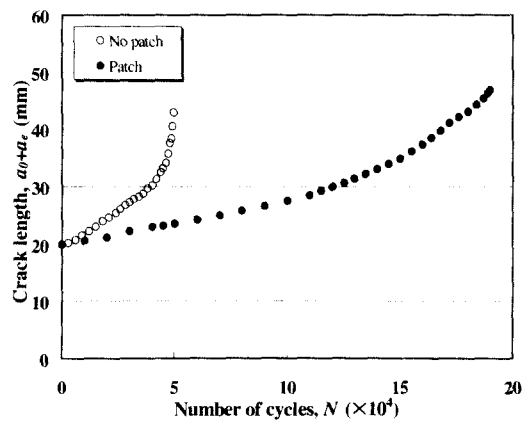


Fig. 9 a - N curve for 15° specimens

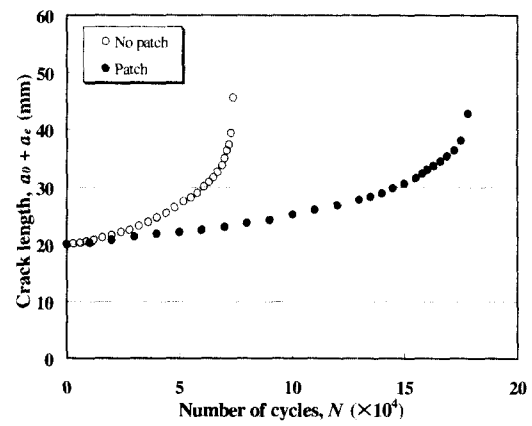


Fig. 12 a - N curves for 30° specimens

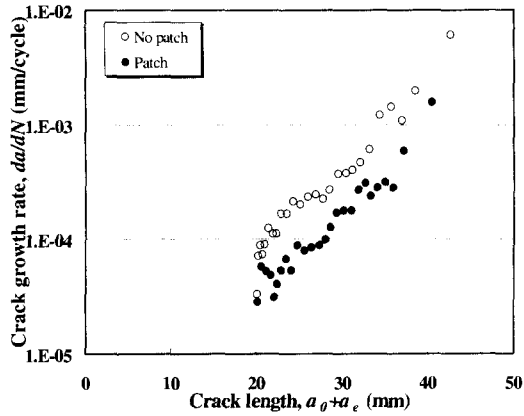


Fig. 13 Log(da/dN)- a curves for 30° specimens

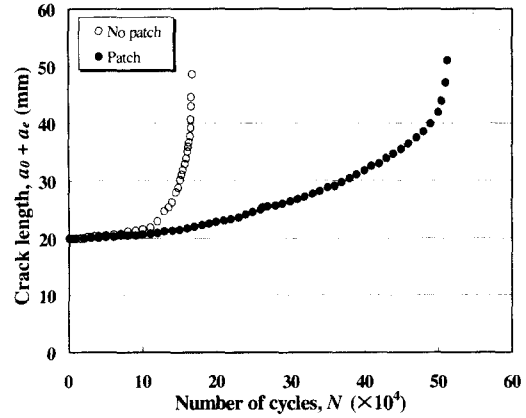


Fig. 16 a - N curves for 60° specimens

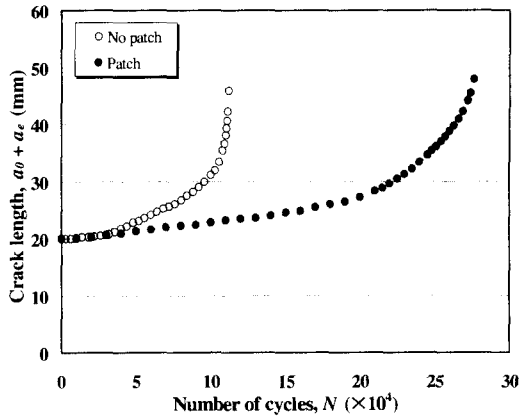


Fig. 14 a - N curves for 45° specimens

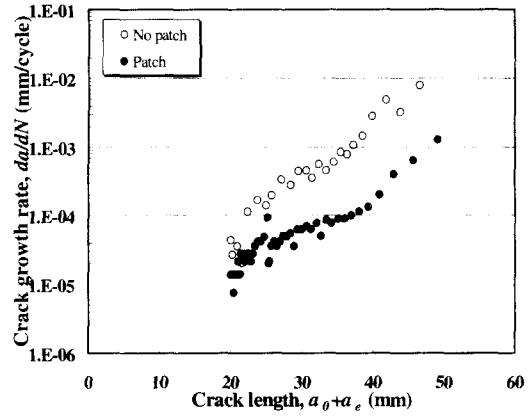


Fig. 17 Log(da/dN)- a curves for 60° specimens

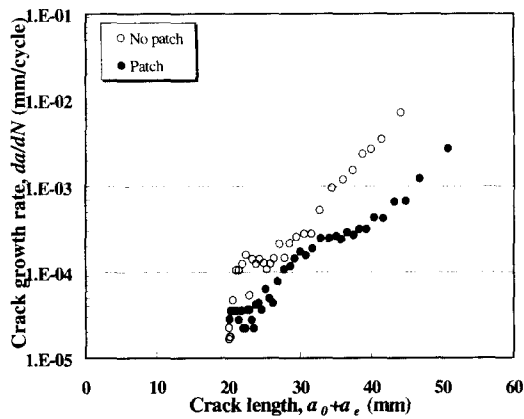


Fig. 15 Log(da/dN)- a curves for 45° specimens

3.2.4 45° 균열의 피로균열 성장 특성

Fig. 14와 15는 45° 경사균열의 피로균열 성장 특성을 나타내는 그림이다. Fig. 14의 결과에 의하면 45° 경사균열을 갖는 보강판이 부착되지 않은 시편의 피로수명은 112,000사이클이며, 보강판이 부착되어진 평판의 피로수명은 278,000사이클로 약 2.5배정도 증가하였다. 또한 보강판이 부착되어진 시편의 경우 260,000사이클에서 균열이 보강판 끝단을 통과하며($x=16\text{mm}$, $y=12\text{mm}$), 아직 시편의 남은 부분이 하중지지능력이 존재하여 약간의 안정적인 균열성장을 하다가 급격히 파단되었다.

3.2.5 60° 균열의 피로균열 성장 특성

Fig. 16과 17은 60° 경사균열의 피로균열 성장

특성을 도시한 그림이다. Fig. 16에 의하면 보강판이 없는 시편의 피로수명은 167,000사이클이며, 보강판이 있는 평판의 피로수명은 513,000사이클로 약 3배정도 증가하였다. 또한 보강판이 부착되어진 시편의 경우 490,000사이클에서 균열이 보강판 끝단을 통과($x=14.4\text{mm}$, $y=12\text{mm}$)한 후, 급격히 파단되었다.

3.2.6 보강판 부착에 따른 피로수명 및 피로균열성장 속도의 비교

Fig. 18과 19는 보강판이 부착되지 않은 경사진 균열의 피로특성을 정리한 그림이다. Fig. 20과 21은 보강판이 부착된 경사균열 피로특성을 도시한 그림이다. 보강판이 없는 경우에는 일반적으로 균열각이 커지면 수명도 상대적으로 증가함을 알 수 있다. 이에 비하여 보강판이 부착된 경우 피로수명은 $0^\circ > 15^\circ > 30^\circ$ 의 경향을 나타냈다. 이는 경사각이 커질수록 균열이 보강판 끝단에 빨리 근접하여 보강판 끝단을 통과하면 빠른 균열진전과 보강판의 분리가 발생하기 때문이다. 또한, 하중장치의 중량이 상대적으로 커서 시편에 굽힘모멘트(bending moment)를 부가시켜 주는 실험적인 오차에 의해 발생하는 결과라는 짐도 배제할 수 없다. 그러나 경사각이 커짐에 따라 피로수명은 $30^\circ < 45^\circ < 60^\circ$ 의 경향을 나타냈다. 이는 균열진전의 주원인인 모드 I이 감소하고 모드 II가 증가하기 때문이다.

Table 2는 보강판에 의한 경사균열의 피로수명 증가율을 나타내었다. Table 3은 각각의 경사각의

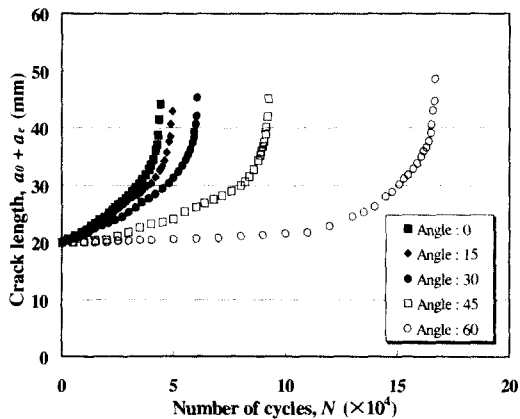


Fig. 18 a-N curves for various incline crack angle (no patch)

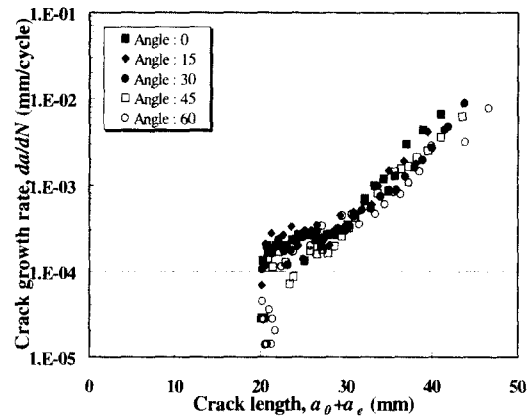


Fig. 19 Log(da/dN)-a curves for various inclined crack angle (no patch)

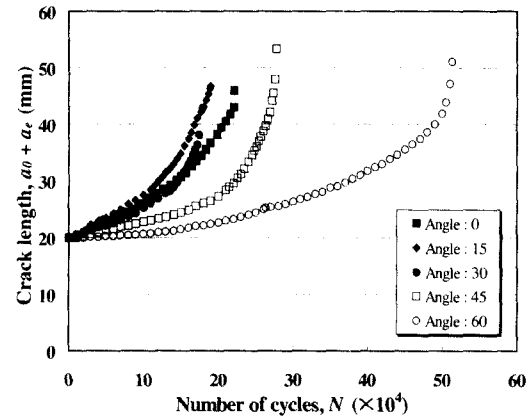


Fig. 20 a-N curves for various inclined crack angle (patch)

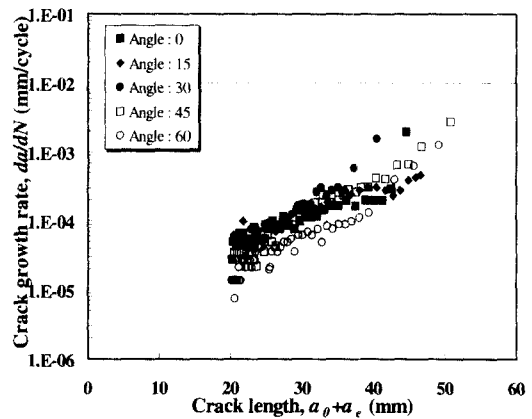


Fig. 21 Log(da/dN)-a curves for various inclined crack angle (patch)

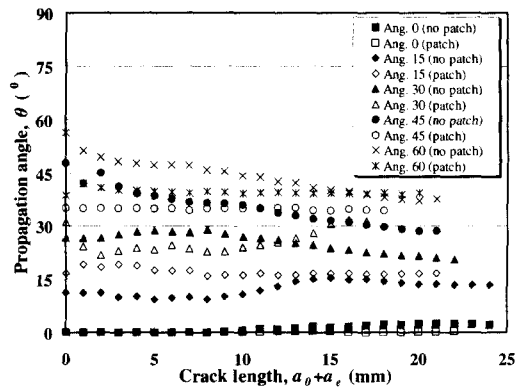


Fig. 22 Crack growth direction

Table 2 Test results and summary of increasing fatigue life

Inclined angle(°)	no patch/patch	Failure crack length(mm)	Fatigue life	Increasing fatigue life
0	no patch	42	44,200	5.01
	patch	48	221,500	
15	no patch	43	49,500	3.84
	patch	45.6	190,000	
30	no patch	44	74,000	2.41
	patch	40	178,000	
45	no patch	43	112,000	2.48
	patch	47.5	278,000	
60	no patch	42.8	167,000	3.07
	patch	48	513,000	

Table 3 Coefficient of crack growth ratio

Inclined angle(°)	no patch/patch	p	q
0	no patch	1.48E-01	-5.506
	patch	7.47E-01	-4.947
15	no patch	1.55E-01	-5.276
	patch	7.83E-02	-4.917
30	no patch	1.80E-01	-5.712
	patch	1.63E-01	-5.900
45	no patch	2.14E-01	-6.280
	patch	1.46E-01	-5.870
60	no patch	2.26E-01	-6.527
	patch	1.29E-01	-5.907

피로균열 성장속도(da/dN)의 계수값을 나타내었다. 표에서 계수 p와 q는 식 (3)으로 정의된다.

$$\log (da/dN) = p(a_0 + a_{eff}) + q \quad (3)$$

3.3 균열의 성장 방향 측정

Fig. 22는 경사진 균열의 성장방향을 측정된 결과이다. 결과에 의하면 보강판이 부착된 경우 균열진전 각도는 보강판이 없는 시편에 비해 상대적으로 작은 각도를 나타냈다. 또한 보강판이 없는 시편의 균열 진전 방향은 상당히 불안정하게 성장하는 반면에 보강판을 부착한 경우는 상당히 안정적으로 진전함을 알 수 있었다. 이는 보강판이 하중의 대부분을 분담하여 균열에 균일한 하중이 분포하도록 할 뿐 아니라 균열이 작은 하중에서 안정적으로 성장할 수 있도록 하기 때문이다. 또한 보강판이 없는 경우는 균열성장이 커짐에 따라 모드 I 방향으로 균열이 진전하지만 보강판이 부착된 경우에는 처음의 균열 진전 각도와 최종 파단시의 각도가 거의 동일하였다.

4. 결론

본 연구에서는 균열평판의 피로시험을 통하여 복합재료 보강판으로 보수된 경사 균열 평판의 균열진전거동 및 피로 균열성장 속도를 고찰하였다. 경사각에 따른 보강판의 효과를 검토하고, 피로특성과 균열 진전 방향을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 보강되어진 경사균열 평판의 피로수명은 보강판이 부착되지 않은 평판에 비해 약 2.4~5.0배 정도 증가하였다. 또한 보강판의 효과는 경사지 지 않은 평판에서 최대이고, 30° 와 45° 경사 균열에서는 상대적으로 효과가 작았다.

(2) 보강판을 부착함에 따라 피로균열 성장속도는 상당히 느려지며, 균열이 보강판 끝단을 통과하면 급격히 균열진전이 빨라지고 최종 파단시 균열길이도 증가함을 알 수 있었다.

(3) 경사균열의 피로수명은 0° > 15° > 30° 의 경향이 나타났다. 이는 위의 경사각에서 균열진전에는 모드 I 이 지배적이며, 30° 경사균열이 보강판 끝단에 빨리 접근하므로 피로수명이 작아진다. 이에 반해 경사각이 점점 커짐에 따라 피

로수명은 $30^\circ < 45^\circ < 60^\circ$ 의 경향이 나타났다. 이는 균열진전의 주원인인 모드 I 이 감소하고 모드 II 하중이 증가하기 때문이다.

(4) 균열진전방향은 보강판이 부착됨에 따라 안정적으로 균열이 진전함을 알 수 있다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 산하 성균관대학교 산업설비 안전성평가 연구센터의 연구비 지원으로 이루어진 것으로서, 이에 관계자 여러분들에게 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Rastogi, N., Soni, S. R. and Denny, J. J., 1998, "Analysis of Bonded Composite Patch Repaired Metallic Structures : An Overview," *AIAA-98-1883*, pp. 1578~1588.
- (2) Caruso, R. P., 1991, "Boron/epoxy Composites for Aircraft Structural Repair," *Composite Polymers*, Vol. 4, No. 4, pp. 242~250.
- (3) Sethuraman, R. and Maiti, S. K., 1989, "Determination of Mixed Mode Stress Intensity Factors for a Crack-stiffened Panel," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 33, No. 3, pp. 355~369.
- (4) Chung, K. H., Yang, W. H. and Cho, M. R., 2000, "Fracture Mechanics Analysis of Cracked Plate Repaired by Composite Patch," *Key Engineering Material*, Vols. 183-187, pp. 43~48.
- (5) 정기현, 양원호, 조명래, 2000, "보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석(I)," 대한기계학회논문집 A권, 제24권 제8호, pp. 2000~2006.
- (6) 정기현, 양원호, 조명래, 2000, "보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석(II)," 대한기계학회논문집 A권, 제24권 제9호, pp. 2246~2251.
- (7) 임상전, 임채환, 장창두, 1983, "경사진 보강재가 붙은 평판의 강도해석," 대한조선학회지, 제20권, 2호, pp. 43~50.
- (8) 이강용, 김옥환, 1998, "혼합형 하중하에 있는 판재로 보강된 균열판의 응력세기계수," 대한기계학회 논문집 A권, 제 22권 제3호, pp. 569~578.
- (9) 김위대, 1999, "복합재료를 이용한 노후 항공기의 손상보수 기술 연구, 한국항공우주공학회지, 제 27권 제 7호, pp. 37~43.
- (10) Labor, J. G. and Ratwani M. M., "Development of Bonded Composite Patch Repairs for Cracked Metal Structures - final report," *Report No. NADC-79066-60, Vol. 1*, United States Navy-Naval Air Development Center, Warminster, PA 18974.
- (11) Denney, J. J. and Mall, S., 1997, "Characterization of Disbond Effects on Fatigue Crack Growth Behavior in Aluminum Plate with Bonded Composite Patch," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 57, No. 5, pp. 507~525.
- (12) Naboulsi, S. and Mall, S., 1997, "Fatigue Crack Growth Analysis of Adhesively Repaired Panel Using Perfectly and imperfectly Composite Patches," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 28, pp. 13~28.
- (13) Schubbe, J. J. and Mall, S., 1999, "Investigation of a Cracked Thick Aluminum Panel Repaired with a Bonded Composite Patch," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 305~323.
- (14) ASTM E647-93, "Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," pp. 679~706.