

## 복합재료 보강재로 보수되어진 균열을 가진 두꺼운 평판의 피로균열 성장에 관한 연구

정기현<sup>†</sup> · 양원호\* · 고명훈\*\*  
(2001년 3월 27일 접수, 2001년 10월 8일 심사완료)

### A Study on Fatigue Crack Growth of Composite Patching Repaired on Cracked Thick Plate

Ki-Hyun Chung, Won-Ho Yang and Myung-Hoon Ko

**Key Words:** Bonded Repair(접착보강), Stress Intensity Factor(응력확대계수), Composite Material(복합재료), Fatigue Life(피로수명), Fatigue Crack Growth Rate(피로균열 성장 속도)

#### Abstract

An experimental investigation of the effect of composite patching repair was conducted to characterize the fatigue crack growth behavior in thick Al6061-T6 (6mm) panels with single bonded patch by fiber reinforced composite patch. Four patch lengths and no patch plate were examined. An analytical procedure, involving three-dimensional finite element method having three layers to model cracked aluminum plate, epoxy by adhesive and composite patch, is calculated the stress intensity factors. From the calculated stress intensity factors, the fatigue crack growth rates are obtained. At the single patching type, different fatigue crack growth ratios through the plate thickness were investigated by using the experimental and analytical results. The results demonstrated that there was a definite variation in fatigue life depending on the size of composite patch. While crack reached the patch end, retardation of crack growth was also revealed in the bonded repair.

#### 1. 서론

항공산업의 급격한 발달로 인해 균열을 가진 구조물의 안전성 평가 및 운행수명을 증가시키기 위한 다양한 연구들이 수행되고 있다. 보수비용을 감소시키기 위해 여러 가지 보수방법들이 제안되었다. 이러한 보수방법들 중 볼트체결 보수방법(bolted repair method)과 보강판 접착에 의한 방법(bonded patch method)들이 폭넓게 연구되어졌다. 이중 볼트체결 보수방법은 비교적 쉽게 적용할 수 있으나, 볼트체결을 위해 홀을 생성시

킴으로써 홀 주위에 응력집중이 발생하여 또 다른 재료의 손상과 균열의 발생원을 제공한다는 단점이 대두되어 효율적인 보수의 측면에서 접착 보수방법이 더 유리하다고 하였다.<sup>(1)</sup>

복합재료는 높은 비강성, 비강도 및 우수한 열적 특성이 있어 항공산업 뿐 아니라 산업 전반에 다양하게 사용되어지고 있다. 이런 방법이 1970년 초 AMRL에 의해 본격적으로 연구되어진 "균열 보강" 기법이다.<sup>(2)</sup> Baker와 Jones<sup>(3)</sup>은 이 방법에 대해 좀더 심도있는 연구를 수행하여 왔다.

Baker와 Jones은 결합이 존재하는 금속 판재를 보수하기 위해 복합재료 보강판을 사용함에 따른 많은 이점들을 설명하였다. 접착보수방법은 보수로 인한 무게 증가를 최대한 감소시킬 뿐 아니라, 불필요한 홀 생성을 생략하고 넓은 보강판 면적에 하중을 분산시켜 응력집중에 따른 파손을 방지할 수 있어 피로수명을 증가시킨다.

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 성균관대학교 대학원 기계공학부

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

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

\* 회원, 성균관대학교 기계공학부

\*\* 대림대학 산업기술경영과

내구성 및 손상허용 능력을 향상시키기 위해, 많은 연구자들이 보강재로 보강된 얇은 균열 평판의 실험적 고찰과 수치적 기법을 이용하여 연구를 수행하여 왔다.<sup>(4,5)</sup> Kan과 Ratwani,<sup>(6)</sup> Jones 등<sup>(7)</sup>은 두꺼운 평판에 대해서 동일한 방법으로 연구를 수행하였다. Labor와 Ratwani<sup>(8)</sup>는 보강된 얇은 평판과 두꺼운 평판의 균열성장 거동이 서로 상이함을 보였다. 이들은 두께가 5mm 이상인 두꺼운 평판의 경우 얇은 평판과 비교하여 굽힘 효과(bending effect)가 무시되어 진다고 하였다. 또한 Denney와 Mall<sup>(4)</sup>은 분리의 위치와 장소에 따라 다양한 피로균열 성장 실험을 하였다.

Naboulsi와 Mall<sup>(9)</sup>은 완전한 보강판 부착과 불완전한 보강판 부착에 따른 피로수명을 예측하기 위해 실험을 수행하였다. 이 연구에서 피로균열 성장속도(fatigue crack growth rate)와 균열길이와의 관계는 보강판을 부착한 경우에는 선형적인 관계를 갖는 반면, 보강판을 부착하지 않는 경우는 멱승(power law)의 관계를 갖는다고 하였다. 그들은 보강된 균열의 피로균열 성장 거동을 고찰하기 위해 5개의 보강판 형상을 고려하였다. 피로균열성장속도는 완전히 접착된 형상에서 가장 늦고, 완전히 분리가 발생되어진 형상에서 가장 빠르다고 하였다. Schubbe와 Mall<sup>(10)</sup>은 보강된 균열의 다양한 파라미터 효과에 따른 균열성장 거동, 두꺼운 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 실험을 통해 두꺼운 평판에서 균열의 성장이 두께에 따라 일정하지 않음을 고찰하였다. 또한 이러한 두께에 따른 균열성장속도의 차이는 얇은 평판보다는 두꺼운 평판에서 크게 나타난다고 하였다. Wang과 Hau<sup>(11)</sup>는 AF-ESPI를 사용하여 보강 효과를 고찰하였다. 저자,<sup>(12-14)</sup> 김만원,<sup>(15)</sup> 및 김위대<sup>(16)</sup> 등은 파괴역학과 분리의 관점에서 보강판 형상의 효율성을 고찰하여 응력확대 감소율이 최대가 되는 최적의 보강판 형상을 제시하였다.

본 연구는 다양한 보강판의 길이 대하여 피로수명, 피로균열성장속도에 대하여 고찰을 수행하였다. 3차원 수치해석을 통하여 보강된 균열평판의 응력확대계수값을 얻은 후, 실험을 통하여 보강판의 효과를 규명하고자 하였다. 수치해석 결

과와 실험결과를 이용하여 복합재료로 보강된 균열 평판의 피로균열 성장속도를 고찰하여 보강판의 길이에 따라 균열거동을 자세히 고찰함으로써 향후 균열이 존재하는 구조물의 수명연장에 기초적인 자료를 제공하고자 한다.

2. 실험방법

2.1 시편

본 실험에서는 균열을 가진 구조물을 구체화하기 위해 6061-T6 알루미늄합금 평판을 이용하여 SEN형 시편을 제작하였다. Fig. 1은 본 실험에서 사용되어진 시편의 형상을 나타낸 것이다. 균열 평판의 보수를 위한 보강판으로는 [0/90]<sub>s</sub>의 적층을 갖는 HT145/RS1222 섬유강화 복합재료(fiber reinforced composite material)를 사용하였다. 보강판과 균열 평판을 접착하고자 3M사에서 제작

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

|          | Young's modulus (GPa) |       |       | Shear modulus (GPa) |          |          | Poisson's ratio |            |            |
|----------|-----------------------|-------|-------|---------------------|----------|----------|-----------------|------------|------------|
|          | $E_1$                 | $E_2$ | $E_3$ | $G_{12}$            | $G_{13}$ | $G_{23}$ | $\nu_{12}$      | $\nu_{13}$ | $\nu_{23}$ |
| Al-plate | 71.02                 | -     | -     | -                   | -        | -        | 0.32            | -          | -          |
| Patch    | 153.8                 | 9.96  | 9.96  | 7.39                | 7.39     | 4.94     | 0.168           | 0.168      | 0.035      |
| Adhesive | 1.8                   | -     | -     | -                   | -        | -        | 0.32            | -          | -          |

(Al-plate  $\sigma_{ys} = 27$  MPa)

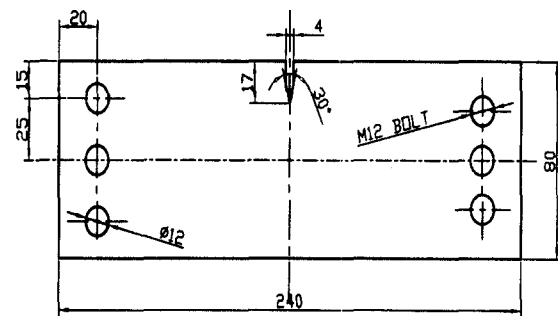


Fig. 1 Configuration of test specimen (unit : mm)

된 Scotch-Weld DP-460 에폭시(epoxy) 접착제를 사용하였다. 본 접착제는 Duo-Pak 사의 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 접착두께는 0.12mm이며, 하중방향에 대한 알루미늄 평판과 복합재료 보강판 및 접착제의 재료물성치는 Table 1에 나타내었다.

모든 시편은 두께가 6mm 인 알루미늄 평판에서 T-L방향으로 시편을 채취하였다. 시편의 최초 균열 선단은 초기 균열성장을 용이하게 하기 위하여 와이어 커팅(wire cutting)을 이용하여 예리하게 제작하였다. Fig. 1에서 도시되어진 것과 같이 6061-T6 알루미늄합금의 시편의 치수는 240×80×6mm이며, 노치길이는 17mm이다. 보강판의 폭과 두께는 각각 25mm와 2.5mm이며, 본 실험에서 보강판의 크기에 대한 영향을 고찰하고자 보강판을 부착하지 않은 경우(no patch), 25mm, 30mm, 35mm 및 40mm의 길이를 갖는 5가지 형태의 보강판에 대해 실험을 수행하였다.

2.2 실험장치

혼합모드 피로시험을 함께 수행하고자 Fig. 2와 같이 하중장치(loadng device)를 제작하였다. 피로하중은 Fig. 3과 같은 25ton 용량의 INSTRON사 (Model 1332)에서 제작한 유압피로시험기를 사용하였다. 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 생성시킨다.

피로균열시험은 최대하중이 30.66 MPa, 하중비가 0.1인 인 정현파 형태의 하중으로 사이클 반복수는 20Hz로 하여 실험을 수행하였다. 여기서 최대하중 30.66 MPa은 균열이 40mm일 때 보강판을 부착하지 않은 평판의 피로수명이 0이 됨을 의미한다. 정확한 균열 측정을 위하여 이동현미경(traveling microscope)을 사용하여 균열길이를 얻었다. 보강판 길이에 따른 피로균열 성장 및 피로 수명을 고찰하고자 5개 형상의 시편을 실험하였으며, 균열성장애 따른 보강판과 판재사이에서 분리 거동도 함께 관찰하였다.

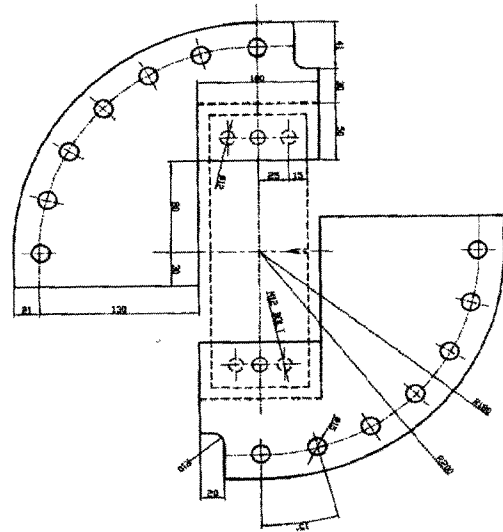


Fig. 2 Assembly of test specimen and load device (unit : mm)

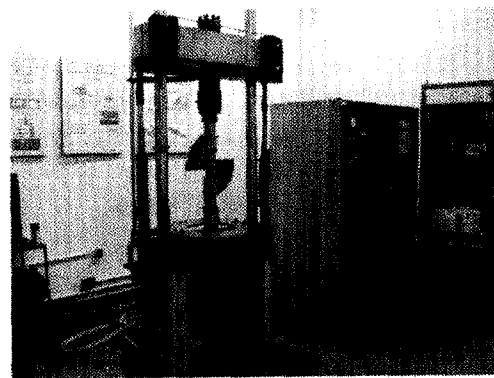


Fig. 3 Photograph for the testing system

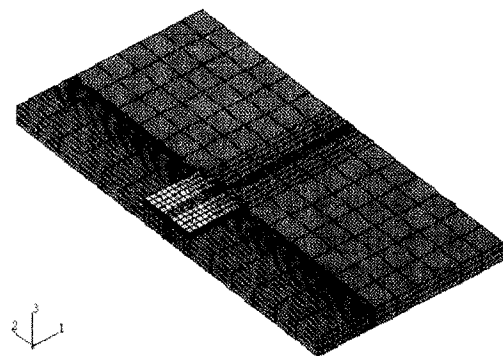


Fig. 4 FEM model of single specimen

### 3. 유한요소해석

피로균열 성장속도를 고찰하고자 시편과 동일한 형상의 모델에 대해 유한요소 해석을 수행하여 응력확대계수를 구하였다. 본 연구에서 해석하고자 하는 형상 및 치수는 Fig. 1에 도시되어 있다. 이론적으로는 실험에서 가해진 하중을 반복해서 고찰해야 하지만 해석의 편의상, 27.60 MPa( $\Delta P = 30.66 - 3.066$ )의 1축 하중으로 고려하여 해석을 수행하였다. 본 해석에서 사용되어진 각 재료의 물성치는 Table 1과 같다.

Fig. 4는 본 해석에서 사용되어진 요소망으로, 728개의 3차원 20-절점 등매개요소(3-D 20-node isoparametric brick element)와 3500여 개의 절점 및 10770여 개의 자유도(degree of freedom)로 구성되어졌다. 균열선단에서는  $1/\sqrt{r}$ 의 특이성(singularity)이 존재함으로 중간절점(mid-node)을 요소의 1/4위치가 되는 부분으로 이동시킨 붕괴된 4절점요소(collapsed quarter-point element)로 구성하였으며, 특이요소의 크기는 균열길이에 대해 약 7%크기로 구성하였다. 유한요소 프로그램은 ABAQUS ver. 5.8을 사용하였다.

3차원 응력확대계수 값은 균열선단에서의 균열 개구변위값(COD)으로 계산되어지는 Ingraffea와 Manu<sup>(17)</sup>가 제안한 계산식을 이용하여 구하였다.

### 4. 결과 및 고찰

#### 4.1 보강된 평판의 두께방향 응력확대계수

균열평판의 두께 방향으로의 응력확대계수는 중심에서 가장 크고 표면에서 작게 나타난다. 따라서 균열의 거동을 고찰할 때 두께방향으로의 평균 응력확대계수 값으로 고찰한다. 그러나 보강판이 부착된 균열평판의 경우 두께 방향으로의 응력확대계수는 보강판이 부착되지 않은 표면에서 가장 크게 나타나고, 보강판이 부착된 표면은 아주 작게 나타났다. 또한 얇은 평판에 비해 두꺼운 평판일 때 더 큰 차이가 발생하였다.<sup>(10)</sup>

Figs. 5~7은 보강판이 부착되지 않은 균열 평판과 보강판 길이가 변하는 보강된 균열 평판의 두께 방향에 대한 응력확대계수 값을 도시하였다. 본 유한요소 해석결과 보강판이 부착되지 않은 표면에서 가장 큰 응력확대계수 값이 나타났

으며(Fig. 5), 보강판이 부착된 표면에서는 응력확대계수 값이 크게 감소함을 알 수 있다(Fig. 6). 또한 균열이 보강판 끝단에 도달하면 응력확대계수 값이 급격하게 감소하다가 다시 증가하는 현상이 일어났다. 이는 균열이 보강판 끝단에 근접하면 성장이 지연되는 현상(crack growth retardation)이 나타남을 의미한다. 또한 균열의 길이가 상대적으로 적을 때의 최대 응력확대계수 값은 보강판을 부착한 경우와 보강하지 않은 경우와는 크게 차이가 없으나 균열이 상대적으로 크게 성장하면 큰 차이가 나타남을 알 수 있다.

Fig. 7은 일반적으로 응력확대계수를 평가하는 평균응력확대계수 값을 도시한 것이다. 보강판이 부착되지 않은 균열 평판의 경우 두께의 중앙(middle point)에서의 응력확대계수값과 표면의 응력확대계수 값은 크게 차이가 나지 않아 평균 응력확대계수값이 안전성 평가나 균열성장 거동을 연구하는 중요한 기준이 된다. 그러나, 보강판이 부착된 경우 보강판이 부착된 표면과 부착되지 않은 표면의 응력확대계수 값이 크게 차이가 났다. 이는 안전성 평가 및 균열성장거동을 위한 기준 파라미터로써 평균응력확대계수 값이 의미가 없으며, 보수적인 설계관점에서 응력확대계수가 최대가 되는 보강판이 부착되지 않은 표면의 응력확대계수값이 중요한 파라미터가 되어야 할 것이다. 또한 보강판의 크기가 응력확대계수값에 미치는 효과는 크지 않음을 알 수 있다.

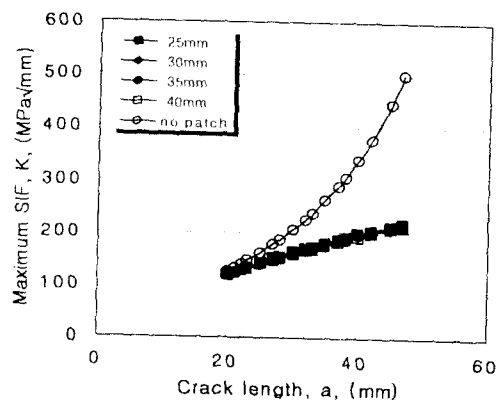


Fig. 5 Maximum SIF versus crack length for patch configurations

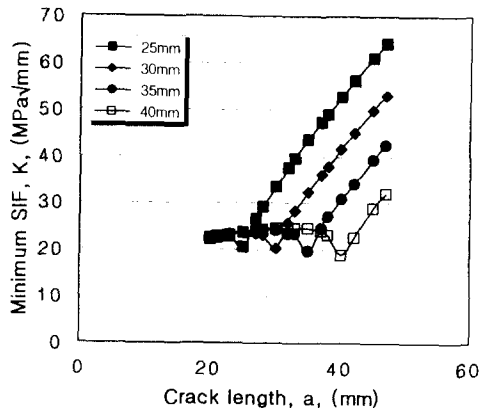


Fig. 6 Minimum SIF versus crack length for patch configurations

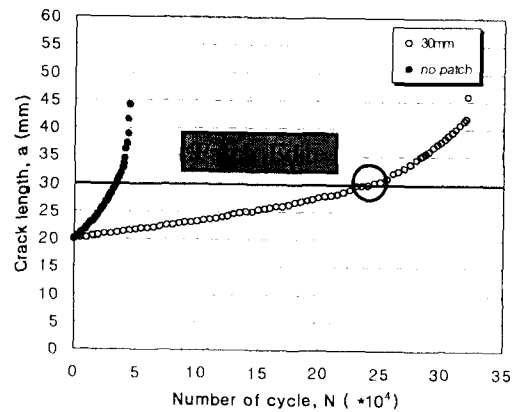


Fig. 9 Crack length versus fatigue cycle for 30mm patch configuration

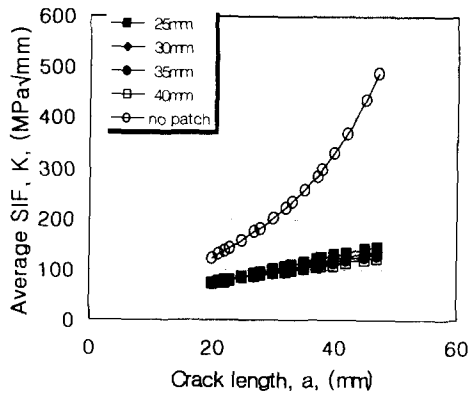


Fig. 7 Average SIF versus crack length for patch configurations

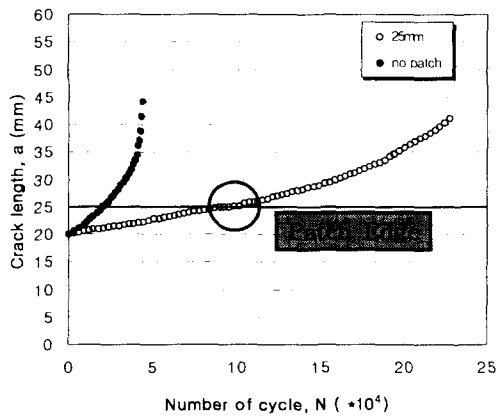


Fig. 8 Crack length versus fatigue cycle for 25mm patch configuration

4.2 보강판 길이에 따른 피로수명 (a-N 곡선)

Figs. 8~12는 보강판의 길이가 각각 25mm, 30mm, 35mm 및 40mm일 때의 실험을 통해 구해진 피로수명곡선(a-N curve)이다. Fig. 8과 Fig. 9에서 균열이 보강판의 끝단에 도달하면 균열성장률이 일시적으로 둔화됨을 알 수 있다. 이는 앞서 유한요소 해석에서 구해진 보강판이 부착되지 않은 표면의 응력확대계수 값이 보강판 끝단에서 감소되는 현상이 실험에서 나타난 것이다. 또한 보강판이 25mm인 경우의 둔화 구간이 30mm에 비해 상대적으로 큰 것을 알 수 있다.

Fig. 10과 11은 보강판의 길이가 35와 40mm의 경우의 a-N곡선이다. 이 때는 균열이 보강판 끝단에 도달하여도 일시적인 균열성장 둔화구간이 존재하지 않는다. 이는 균열이 상대적으로 크게 성장하여 시편의 남은 부분의 하중지지 능력이 급격히 감소할 뿐만 아니라, 보강판에 분리가 발생하여 보강판의 효과가 앞의 결과와 비해 현저히 감소하기 때문에 균열의 일시적인 둔화 현상이 나타나지 않고 연속적으로 성장한다.

Fig. 12에 의하면 피로수명이 보강판 길이에 대해 선형적인 결과로 나타나지 않았다. 이는 보강판의 길이는 균열성장속도 및 피로수명에 대해 독립적임을 의미하는 것으로 이에 대해 Schbbe와 Mall<sup>(10)</sup>은 균열평판이 얇은 경우에는 선형적인 관계가 나타나지만 두꺼운 경우에는 독립적으로 나타난다는 결과와 같은 경향이다.

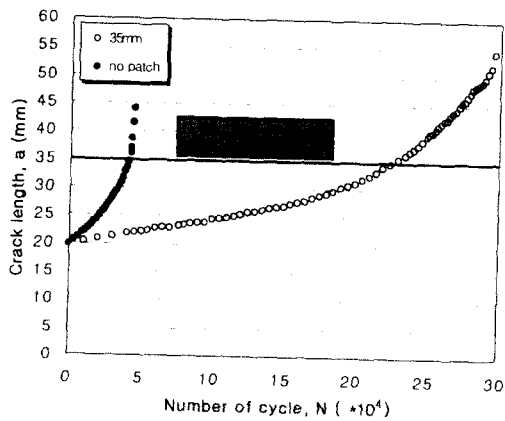


Fig. 10 Crack length versus fatigue cycle for 35mm patch configuration

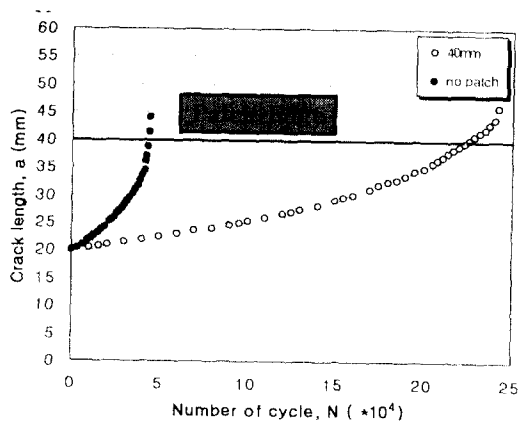


Fig. 11 Crack length versus fatigue cycle for 40mm patch configuration

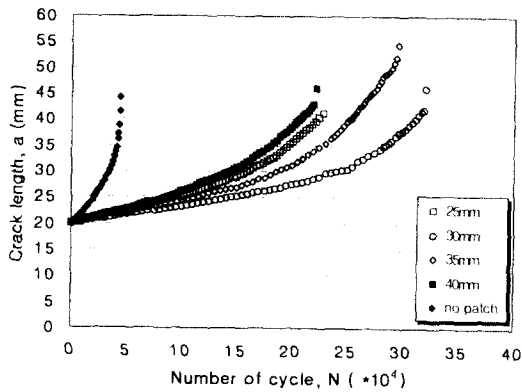


Fig. 12 Crack length versus fatigue cycle at the various patch length

### 4.3 보강판 길이에 따른 피로균열 성장속도 (da/dN-ΔK곡선)

Fig. 13은 보강판 길이에 대한 da/dN-a 선도를 나타낸 것이다. 또한 Fig. 14는 보강판의 길이에 대한 피로균열 성장속도를 도시한 것이다. 유한요소법에 의해 구해진 응력확대계수 값과 실험결과를 이용하여 피로균열 성장속도를 고찰함으로써 균열의 성장 거동을 규명할 수 있다. 결과에 의하면 보강판을 부착한 균열평판의 경우 균열성장속도는 보강판을 부착하지 않는 경우에 비해 현저히 감소함을 알 수 있다.

Paris<sup>(18)</sup>는 1960년대 초에 피로균열 성장 영역 II에서 피로균열 성장속도를 구하기 위해 다음과 같은 수식을 제시하였다.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

여기서, C와 m은 재료 상수이며, ΔK는  $K_{max} - K_{min}$ 이다.

Table 2은 Paris 법칙을 이용하여 본 해석에서 얻어진 C와 m의 값을 정리하였다. Table 3에는 각각의 시편에 대한 피로수명 및 보강판 효과에 의해 증가되는 피로수명을 정리하였다.

Table 3에서 보강판을 부착한 경우 피로수명은 보강판을 부착하지 시편에 대해 약 4-6배정도 증가함을 알 수 있다. 본 실험에서는 보강판 길이가 균열길이에 비해 1.5배(30mm)인 경우에 피로수명이 가장 크게 나타남을 알 수 있었다. 이는 Schbde와 Mall<sup>(10)</sup>의 연구결과인 보강판길이가 피로수명의 관계가 선형적인 아니라는 결과와 유사하다. 또한 Kumer 등<sup>(19)</sup>은 유한요소해석을 이용하여 직사각형 보강판 형상에서 보강판 길이가 균열길이의 약 2배일 때 균열선단에서의 가장 우수한 파괴역학적 성질을 갖는다고 하였다. 그러나, 실험결과에 의하면 피로하중을 받는 구조물의 경우에는 보강판의 길이가 균열길이의 약 1.5배에서 가장 우수한 피로특성을 나타냈으며, 그 이상의 보강판 길이에서는 하중에 의해 보강판과 판재 사이에 전반적인 분리가 발생하여 보강판의 하중지지능력이 급격히 감소하므로 피로수명이 상대적으로 감소되는 것으로 생각되어진다.

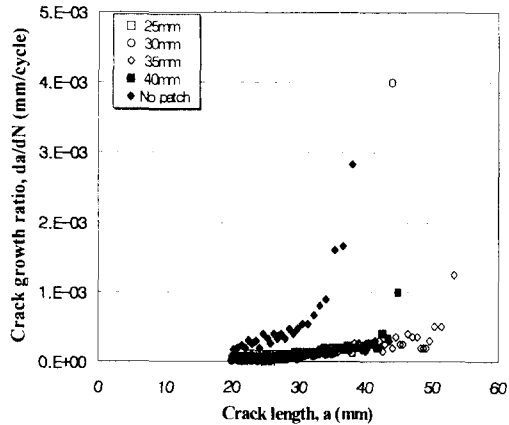


Fig. 13 Crack growth ratio versus crack length diagram for the various patch length

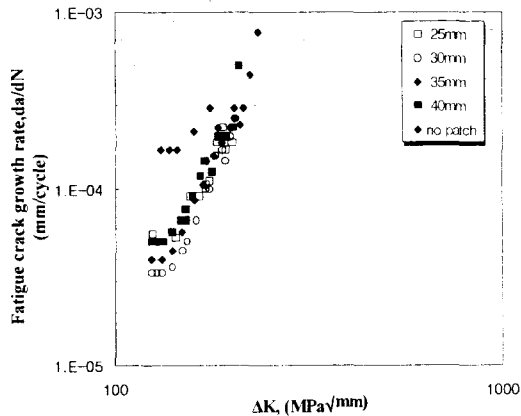


Fig. 14 Crack growth ratio versus  $\Delta K$  diagram for the various patch length

Table 2 Material constants at  $da/dN = C(\Delta K)^m$

| Specimen (mm) | Material Constant                          |        |
|---------------|--|--------|
|               | $C$<br>$\frac{mm/cycle}{(MPa\sqrt{mm})^m}$ | $m$    |
| no patch      | 1.247E-11                                  | 3.2913 |
| 25            | 6.653E-12                                  | 3.2491 |
| 30            | 2.350E-14                                  | 4.3151 |
| 35            | 2.371E-13                                  | 3.9023 |
| 40            | 1.607E-12                                  | 3.5444 |

Table 3 Summary of test results

| Patch length (mm) | Initial crack length (mm) | Failure crack length (mm) | cycle of failure | Increasing fatiguing life |
|-------------------|---------------------------|---------------------------|------------------|---------------------------|
| no patch          | 20                        | 42                        | 55800            | 1                         |
| 25                | 20                        | 40                        | 224000           | 4.02                      |
| 30                | 20                        | 42                        | 320000           | 5.74                      |
| 35                | 20                        | 47                        | 280000           | 5.02                      |
| 40                | 20                        | 45                        | 240000           | 4.30                      |

5. 결론

본 연구에서는 피로시험을 통하여 복합재료 보강판으로 보수되어진 알루미늄 균열 평판의 균열 진전거동 및 피로 균열성장 속도를 고찰하였다. 보강판의 길이를 변화시켜 가면서 균열 진전에 대한 보강판의 효과를 검토하고, 유한요소해석을 병행하여 피로균열 성장속도를 구하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 보강되어진 균열 평판의 파괴역학 해석을 하기 위한 파라미터로는 최대 응력확대계수값이 나타나는 보강판이 부착되지 않은 표면의 균열거동을 고찰해야한다.

(2) 응력확대계수값이 보강판 끝단에서 급격한 감소현상이 일어났다. 이는 실험에서 보강판 끝단으로 균열이 성장하면 균열성장 속도가 일시적으로 둔화되는 현상을 설명할 수 있다. 그러나 보강판의 길이가 길어지면 이러한 현상이 존재하지 않으며, 이는 남은 시편의 하중지지능력의 감소와 보강판의 분리가 발생하기 때문이다.

(3) 보강판이 부착되어진 균열평판의 피로수명은 보강판이 부착되지 않은 평판에 비해 약 4~6 배정도 증가하였다. 또한 보강판의 길이가 균열 길이의 약 1.5배(30mm)인 시편에서 가장 큰 피로 수명을 나타냄을 알 수 있다.

후기

본 논문은 한국과학재단 산하 성균관대학교 산

업설비 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) Baker, A. A., 1993, "Repair Efficiency in Fatigue-cracked Aluminum Components Reinforced with Boron/epoxy Patches," *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 16, No. 7, pp. 753~765.
- (3) Baker, A. A. and Jones, R., 1988, *Bonded Repair of Aircraft Structure*, Dordrecht: Martinus Nijhoff.
- (4) 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.
- (5) Fredell, R., Barneveld, W. V. and Vlot, A., 1994, "Analysis of Composite Patching of Fuselage Structures: High Patch Elastic Modulus isn't the Whole Story," *Proceedings of the 39th International SAMPE Symposium*, Anaheim, CA, April 11~14, pp. 610~623.
- (6) Kan, H. P. and Ratwani, M. M., 1983, "Composite Patch Repair of Thick Aluminum Structures - final report," *Airtask No. WF41-400, PE 62241, Report No. NADC-82139-60*, United States Navy Air Development Center, Warminster, PA 18974.
- (7) Jones, R., Moment L., Baker A. A., and Davis M. J., 1988, "Bonded Repair of Metallic Components : Thick Sections," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 9, pp. 61~70.
- (8) 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.
- (9) 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.
- (10) 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.
- (11) Wei-Chung Wang and Jiong-Shiun Hsu, 2000, "Investigation of the Size Effect of Composite Patching Repaired on Edge-cracked Plates," *Composite Structures*, Vol. 49, pp. 415~423.
- (12) 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.
- (13) 정기현, 양원호, 조명래, 2000, "보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석(I)," 대한기계학회논문집 A권, 제24권 제8호, pp. 2000~2006.
- (14) 정기현, 양원호, 조명래, 2000, "보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석(II)," 대한기계학회논문집 A권, 제24권 제 9호, pp. 2246~2251.
- (15) 김만원, 박재학, 1998 "보강된 판내에 존재하는 균열의 해석 및 보수," 한국항공우주공학회지, 제 24권 6호, pp. 86-97.
- (16) 김위대, 1999, "복합재 패치를 이용한 노후 항공기의 중앙균열 보수에 관한 연구," 한국항공우주공학회지, 제 27권 8호, pp. 71~78.
- (17) Ingraffea, A. R., 1980, "Stress Intensity Factor Computation in Three Dimensions with Quarter Point Element," *International Journal of Numerical Mathematic Engineering*, pp. 1427~1445.
- (18) Paris, P. C. and Erdogan, F., 1963, "A Critical Analysis of Crack Propagation Laws," *Trans. ASME, J. Basic Eng.*, Vol. D85, pp. 528~534.
- (19) Kumar, A. M. and Hakeem, S. A., 2000, "Optimum Design of Symmetric Composite Patch Repair to Central Cracked Metallic Sheet," *Composite Structures*, Vol. 49, pp. 285~292.