

< 논문 >

# 원공노치 인근에 발생한 결함의 위치변화가 균열성장률( $da/dN$ ) 및 응력확대계수범위( $\Delta K$ )의 관계에 미치는 영향

- 단일재 알루미늄과 Al/GFRP 적층재의 피로거동 비교 -

김철웅\* · 고영호\* · 이건복\*\*

(2006년 10월 9일 접수, 2007년 1월 2일 심사완료)

## The Effect of Defect Location Near a Circular Hole Notch on the Relationship Between Crack Growth Rate ( $da/dN$ ) and Stress Intensity Factor Range ( $\Delta K$ )

- Comparative Studies of Fatigue Behavior in the Case of Monolithic Al Alloy vs. Al/GFRP Laminate -

Cheol-Woong Kim, Young-Ho Ko and Gun-Bok Lee

**Key Words:** Al/GFRP Laminate(알루미늄/유리섬유 적층재), Fiber Bridge Effect(섬유가교효과), Circular Hole Notch(원공노치), Artificial Defect(인공결함), Fatigue Crack Initiation Life(피로균열발생수명,  $N_i$ ), Crack Growth Rate(균열성장률,  $da/dN$ ), Stress Intensity Factor Range(응력확대계수범위,  $\Delta K$ ), Multi Site Damage(다중손상, MSD), Delamination(층간분리)

### Abstract

The objective of this study is to investigate the effect of arbitrarily located defect around the circular hole in the aircraft structural material such as Al/GFRP laminates and monolithic Al alloy sheet under cyclic bending moment. The fatigue behavior of these materials may be different due to the defect location. Material flaws in the form of pre-existing defects can severely affect the fatigue crack initiation and propagation behavior. The aim of this study is to evaluate effects of relative location of defects around the circular hole in monolithic Al alloy and Al/GFRP laminates under cyclic bending moment. The fatigue behavior i.e., the stress concentration factor( $K_t$ ), the crack initiation life( $N_i$ ), the relationship between crack length( $a$ ) and cycles( $N$ ), the relationship between crack growth rate( $da/dN$ ) and stress intensity factor range( $\Delta K$ ) near a circular hole are considered. Especially, the defects location at  $\theta_1=0^\circ$  and  $\theta_2=30^\circ$  was strongly effective in stress concentration factor( $K_t$ ) and crack initiation life( $N_i$ ). The test results indicated the features of different fatigue crack propagation behavior and the different growing delamination shape according to each location of defect around the circular hole in Al/GFRP laminates.

### 기호설명

$a$  : 균열길이 (mm)  
 $a_i$  : 초기균열길이 (mm)

$N_i$  : 피로균열 발생수명 (cycles)  
 $N_f$  : 파단수명 (cycles)  
 $K_t$  : 응력집중계수  
 $K$  : 응력확대계수 ( $MPa\sqrt{m}$ )  
 $\Delta K$  : 응력확대계수범위 ( $MPa\sqrt{m}$ )  
 $da/dN$  : 균열성장률 (mm/cycles)

\* 책임저자, 회원, 고려대학교 기계공학과 / (주)비엠바이텍  
E-mail : woong25@korea.ac.kr / woong25@brmvitek.com  
TEL : (02)988-7113 FAX : (02)988-7579

\* 숭실대학교 대학원 기계공학과  
\*\* 회원, 숭실대학교 기계공학과

### 1. 서론

알루미늄/유리섬유 적층재(이하, Al/GFRP 적층재)는 피로특성과 부식저항이 매우 우수하다. 따라서 가혹한 환경에 노출되는 항공기에 주로 적용되며 대표적으로 Airbus 320의 동체, 주익 등에서 활용되고 있다. 항공기에서 Al/GFRP 적층재의 결합방식은 주로 리벳팅이 적용되므로 무수히 많은 리벳홀, 오픈홀, 활착장부 등의 원공(circular hole) 노치를 내재하게 된다. 따라서 최근 원공노치를 내재한 Al/GFRP 적층재의 연구가 다양하게 수행되었다. 그 내용을 살펴보면 다음과 같다. Lawcock 등<sup>(1)</sup>은 원공을 내재한 Al/CFRP 적층재의 잔류응력을 Nuismer와 Whitney<sup>(2)</sup>가 제안한 평균응력 크라이테리언(Average Stress Criterion, ASC) 모델에 적용하여 수명을 평가하고, 그에 따른 층간분리 패턴에 대하여 연구하였다. Guo와 Wu<sup>(3)</sup>는 Al/AFRP 적층재의 섬유가교효과에 의한 응력분포를 고찰하기 위해 층간분리의 형상과 크기를 모델링하여 실험 결과와 비교하였다. Takamatsu 등<sup>(4)</sup>은 Marissen이 제안한  $K_{fin}$  모델<sup>(5)</sup>과 섬유가교수정인자( $\beta_{fn}$ )를 이용하여 Al/GFRP 적층재의 피로파괴거동의 해석을 수행하였다. Song과 Kim<sup>(6-14)</sup>은 Al/AFRP 적층재 및 Al/GFRP 적층재의 원공(circular hole)노치와 소컷(saw-cut)노치의 피로균열전파 및 층간분리거동에 대해 광범위한 연구를 수행하였다. 그 결과 다양한 층간분리해석 파라미터를 제안하였다. 그러나 이상의 연구들은 노치의 형태 및 크기 등의 변화에 따른 피로균열전파 및 층간분리거동이 주된 관심대상이었다. 그러나 Al/GFRP 적층재가 적용되는 항공기는 운항중 조류, 대기 중의 불순물/오염물 등과의 충돌로 인해 원공주변에 결함이 발생할 가능성이 높다. 특히 반복-굽힘 모멘트를 받는 주익에서의 원공주변 결함은 운항중의 항공기에 치명적인 사고로 직결될 수도 있다. 따라서 본 연구에서는 선행된 연구결과<sup>(6-14)</sup>를 바탕으로 항공기에서 주로 사용되는 고강도 알루미늄 및 Al/GFRP 적층재의 원공노치 주변의 결함 위치가 응력집중계수( $K_t$ ), 피로균열 발생수명( $N_i$ ), 균열길이( $a$ )와 피로수명( $N$ )의 관계, 균열성장률( $da/dN$ )과 응력확대계수범위( $\Delta K$ )의 관계 등에 미치는 영향을 평가하였다. 또한, 균열전진 시 층간분리를 동반하는 Al/GFRP 적층재의 피로거동 특수성을 파악하였다.

### 2. Al/GFRP 적층재 제작 및 실험방법

#### 2.1 Al/GFRP 적층재 제작

본 연구에서 사용된 Al/GFRP 적층재는 Fig. 1과 같이 0.5mm의 Al5052 합금 판재 두 장 사이에 일방향 유리섬유 프리프레그(S-glass prepreg, GFRP)를 길이방향으로 4장을 적층한 형태이다. Al5052와 GFRP 프리프레그의 기계적 성질은 Table 1, Table 2에 제시하였다. 핫-플레이트-프레스를 이용하여 경화하였고 이때 압력은 0.8MPa를 가하였다. 경화 후 GFRP층의 두께는 1.0mm를 나타냈다. 화학적으로 더욱 안정되고 기계적 특성이 우수한 시험편을 제작하기 위하여 GFRP 프리프레그 수지계를 시차주사 열분석기(DSC)로 분석하였다. 그 결과를 반영하여 160°C에서 30분간의 2차 경화과정을 추가하여 제작하였다.

Table 1 Mechanical properties of Al5052

Alloy	Tensile strength (MPa)	Yielding strength (0.2% offset) (MPa)	Thickness (mm)
Al5052	283	228	0.5

Table 2 Mechanical properties of S-glass fiber (GFRP)

Fiber type	Ultimate tensile strength (MPa)	Tensile modulus (GPa)	Tensile strain to failure (%)	Density (g/cm <sup>3</sup> )
S-glass	4600	86	5.3	2.55

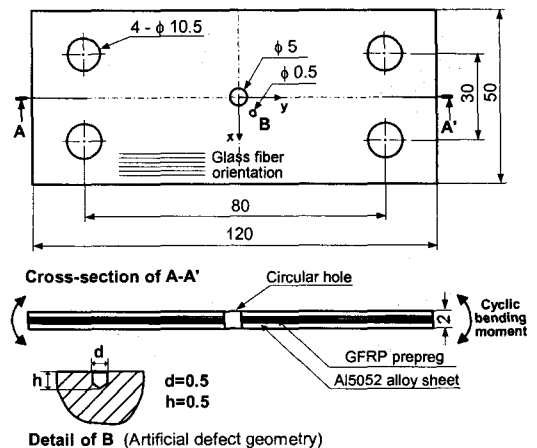


Fig. 1 Geometries of Al/GFRP specimen (unit : mm)

2.2 시험편 형상

Al/GFRP 적층재의 규격 및 형상은 Fig. 1과 같다. 시험편의 중앙에 지름 5mm의 원공노치(리벳홀)를 제작하였다. 자연 결함은 형태, 크기 및 분포가 매우 다양하고 연구의도와 무관하게 존재하므로 연구의 재현성 및 신뢰성을 확보하기 어렵다. 따라서 Fig. 1의 B와 같이 각각의 시험편에 인공결함을 가공하였다. 이때 인공결함의 위치는 Fig. 2(a)와 같이 중심축인 x축을 기준으로  $\theta_1=0^\circ$ ,

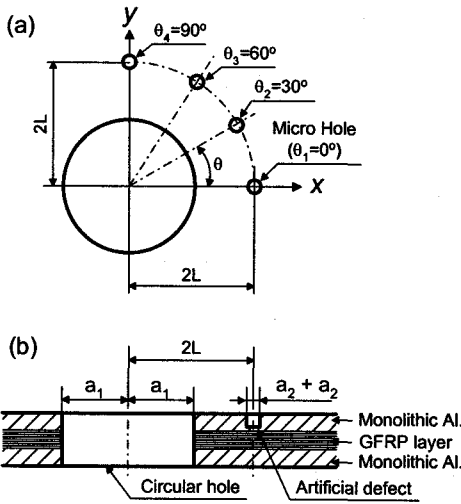


Fig. 2 Relative location determination of artificial defects in monolithic Al and Al/GFRP laminate

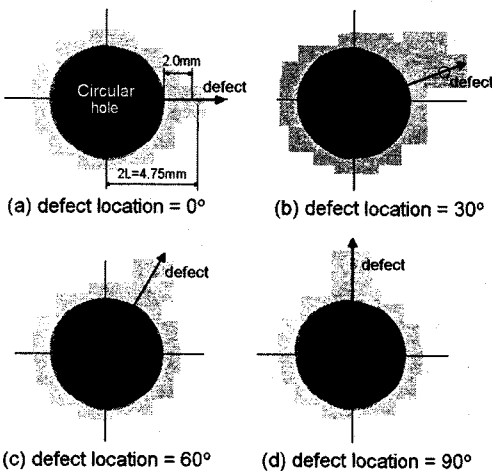


Fig. 3 Relative location between circular notch and artificial defects of four different angles taken picture by microscopic at 100 times

$\theta_2=30^\circ$ ,  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 로 4가지의 시험편을 각각 제작하였다. Fig. 2를 기초로 인공결함을 제작한 시험편의 원공노치부 사진은 Fig. 3과 같다. 인공결함은 미세드릴링 가공으로 지름 0.5mm, 깊이 0.5mm로 제작하였다. Murakami 등<sup>(15)</sup>은 상호 간섭을 일으키는 원공 간의 거리는  $L \leq 2a_1 + 2a_2$  라고 정의하였다. 따라서 원공노치와 인공결함이 상호 간섭을 일으킬 수 있도록 호와 호사이의 거리를 2mm로 하고, Fig. 2(b)와 같이  $a_1=2.5\text{mm}$ ,  $a_2=0.25\text{mm}$ 로 가공하여  $2L=4.75\text{mm}$ 로 상호간섭을 일으킬 수 있도록 하였다. 또한, 원공노치의 피로 거동에 영향을 미칠 인공결함은 항공기 운항 중에 발생할 수 있는 대기 중의 미세물과의 충격 및 항공기 주익의 반복-굽힘 모멘트 조건을 모델링하여 Fig. 4에 제시된 조건을 만족할 수 있도록 치밀하게 제작하였다. 인공결함의 위치에 따른 Al/GFRP 적층재와 단일재 알루미늄의 피로거동을 비교평가하기 위해 단일재 알루미늄 시험편도 동일한 규격과 조건으로 제작하였다.

2.3 실험방법

본 연구에 사용된 시험기기는 굽힘 및 비틀림 피로시험기(TB-10B, Shimadzu Co.)이다. 최대 모멘트는 98Nm이며, 분당회전수 2000rpm, 33.3Hz이다. Al/GFRP 적층재는 인장-인장의 하중조건에서 매우 우수한 피로특성을 보인다. 반면, 섬유층이

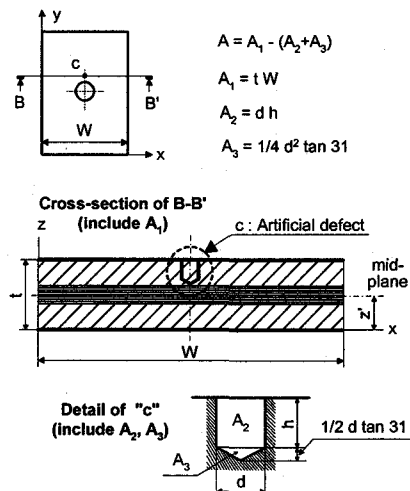


Fig. 4 Cyclic bending moment criterion on the relative location between circular hole notch and artificial defects

압축강도에 취약하기 때문에 인장-압축의 조건에서는 피로특성의 급격한 저하가 나타난다.<sup>(16)</sup> 따라서 이러한 특성을 고려하기 위해 응력비는  $R=1$ 로 적용하였다. AI/GFRP 적층재의 피로균열 성장 거동을 충분히 관찰할 수 있는 응력조건으로 최대작용응력을  $\sigma_{max}=120\text{MPa}$ 로 적용하였다. 알루미늄층에 발생하는 균열은 집안 이동 측미계를 이용하여 100배율로 관찰하였다.

### 3. 실험결과 및 고찰

#### 3.1 인공결함 위치에 따른 응력집중계수( $K_t$ )

원공노치에 인접하여 결함이 발생하면 원공노치와 결함 사이에는 응력간섭이 발생하고 특이응력장이 형성된다. 또한, 상호 위치가 변화하면 간섭효과에 의해 응력집중계수( $K_t$ )가 변화한다. 본 절에서는 단일재 알루미늄과 AI/GFRP 적층재의 결함위치에 따른  $K_t$ 의 변화에 대해 살펴보았다.

##### 3.1.1 단일재 알루미늄의 응력집중계수 변화

단일재 알루미늄의 원공노치 주위 인공결함의 상대적 위치에 따른 응력집중계수( $K_t$ )의 변화를 계산하기 위해 인공결함이 없는 경우 및 인공결함의 위치가  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ ,  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 인 경우의 유한요소모델을 제작하고, 원공노치와 인공결함 사이의  $K_t$ 를 구하였다.  $K_t$  계산은 ANSYS를 사용하였으며 4940절점, 1600요소 및 솔리드 모델을 사용하여 탄성유한요소해석을 수행하였다. 이때 적용된  $K_t$ 는 식 (1)과 같다.<sup>(17)</sup>

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{nom}} \quad (\text{for tension or bending}) \quad (1)$$

여기서,  $\sigma_{max}$ 은 원공노치 주위에서 발생한 최대 응력이고  $\sigma_{nom}$ 은 공칭응력이다. 일반적으로 응력집중계수( $K_t$ )를 규명할 때, 재료의 강도에 따른 영향평가도 수반되어야 한다. 따라서 응력집중계수( $K_t$ )와 함께 노치계수( $K_f$ )도 함께 고려해야 한다. 그러나  $K_t$ 에 비해  $K_f$ 의 영향은 극히 미약하므로 고려하지 않았다. Fig. 5는 인공결함 위치에 따른 단일재 알루미늄과 AI/GFRP 적층재의  $K_t$  변화를 나타낸 것이다. 단일재 알루미늄의 각도변화에 따른  $K_t$  변화를 살펴보면 다음과 같다. 인공결함이 존재하지 않을 때  $K_t=1.73$ 이었다. 인공결함 위치가  $\theta_1=0^\circ$ 일 때  $K_t=3.23$ 이었고,  $\theta_2=30^\circ$ 일

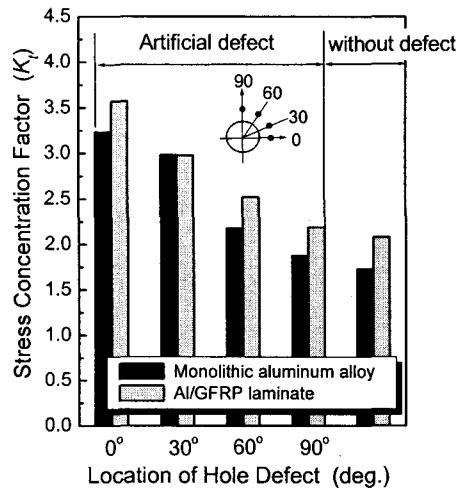


Fig. 5 Stress concentration factor ( $K_t$ ) on the relative location of defect in monolithic aluminum vs. AI/GFRP laminates

때  $K_t=2.98$ 이었다. 또한  $\theta_3=60^\circ$ 일 때  $K_t=2.18$ 이었고,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때  $K_t=1.79$ 이었다. 전체적으로 인공결함의 위치가  $\theta_1=0^\circ$ 에서  $\theta_4=90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수( $K_t$ )는 감소함을 알 수 있다. 특히,  $\theta_3=60^\circ$  이상부터는  $K_t$ 가 급격히 감소한다. 그 이유는  $\theta_3=60^\circ$  이상인 경우, 원공노치의 사이즈효과 때문에 하중이 거의 작용하지 않는 응력감소부에 결함이 위치하기 때문이다. 이러한 결과는 원공노치 주위의 균열발생 위치 및 균열발생수명을 결정하는 인자로 작용한다.

##### 3.1.2 AI/GFRP 적층재의 응력집중계수 변화

AI/GFRP 적층재의 경우도 단일재 알루미늄과 같은 방법으로 인공결함이 없는 경우 및 인공결함 위치가  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ ,  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 인 경우의 응력집중계수( $K_t$ ) 변화를 계산하기 위해 유한요소모델을 제작하였다. 적층형태를 고려할 수 있는 8-node, solid 99(linear layer)를 사용하여 유한요소 해석을 수행하였다. 결함 위치에 따른  $K_t$  변화는 Fig. 5와 같다. AI/GFRP 적층재의 인공결함 위치에 따른  $K_t$ 를 살펴보면, 결함이 존재하지 않을 때  $K_t=2.08$ 이었다. 결함의 위치가  $\theta_1=0^\circ$ 일 때  $K_t=3.57$ 이었고,  $\theta_2=30^\circ$ 일 때  $K_t=2.98$ 이었다. 또한  $\theta_3=60^\circ$ 일 때  $K_t=2.52$ 이었고,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때  $K_t=2.19$ 이었다. 단일재 알루미늄과 같이 결함의

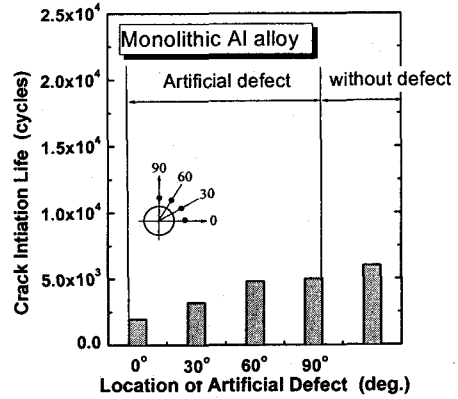
위치가  $\theta_1=0^\circ$ 에서  $\theta_1=90^\circ$ 로 증가할수록  $K_I$ 는 감소함을 알 수 있다. Fig. 5에서 동일한 결함 위치일 때 단일재 알루미늄과 AI/GFRP 적층재의  $K_I$ 를 비교해 보면, 평균적으로 AI/GFRP 적층재가 단일재 알루미늄보다  $K_I$ 가 약 15% 정도 더 증가했음을 알 수 있다. 단일재 알루미늄을 동일한 두께의 적층재 형태로 제작하였을 경우, 극한인장강도는 2배 이상 증가한다. 그러나, 원공노치 주위의  $K_I$ 를 낮추지는 못한다.<sup>(18)</sup> 그 이유는 AI/GFRP 적층재는 일반적으로 정적하중 하에서는 주로 알루미늄층이 외력을 감당하고 동적 반복하중에서는 주로 섬유층이 피로에 대한 인성을 갖기 때문이다. 그러므로 AI/GFRP 적층재는 반복하중 하에서 알루미늄층 균열주변의 응력을 섬유층으로 전달하는 섬유가교효과가 크게 작용한다. 그러나, 정적하중 하에서는 섬유가교효과가 미약하고 알루미늄층에서만 하중을 지지하므로 단일재 알루미늄에 비해 AI/GFRP 적층재의 응력집중계수( $K_I$ )는 15% 정도 높게 나타난다고 판단된다.

3.2 인공결함의 위치에 따른 균열발생 거동

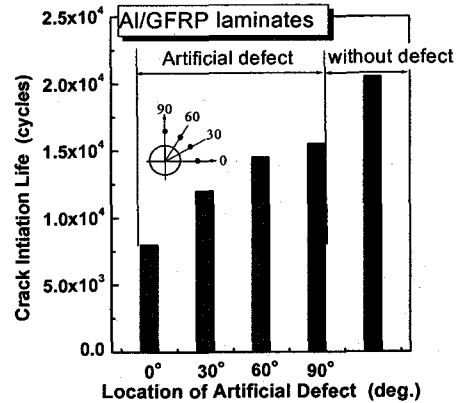
일반적으로 4.9Nm의 반복-굽힘모멘트 하에서 원공노치를 내제한 AI/GFRP 적층재의 피로수명은 단일재 알루미늄 원공재에 비해 약 4배 정도 길다.<sup>(8)</sup> 그 이유는 알루미늄층 균열전단의 응력을 섬유층으로 전달하는 섬유가교효과로 인해 균열전단의  $K$ 와 COD를 저하시키기 때문이다. 또한, 부하후반 시험편의 리가먼트가 작아져도 섬유가교효과가 크게 작용하여 급속한 균열진전을 방지하기 때문이다. 그러나 원공노치 주위에 결함이 존재할 경우, 상호간섭에 의해 응력분포가 변화하고 균열발생 거동도 변화할 것으로 판단된다.

3.2.1 단일재 알루미늄의 균열발생 거동

피로균열 발생수명( $N_f$ )을 정의할 때, 초기균열 길이( $a_i$ )를 정의하는 것은 매우 어렵다. Manson<sup>(19)</sup>은 원공노치 반지름의 1/10로  $a_i$ 를 정의해야한다고 했고, Braglia 등<sup>(20)</sup>은  $a_i=0.25\text{mm}$ 로 정의해야한다고 했다. 즉, 일정한 기준이 확립된 상태는 아니다. 따라서 본 연구에서는 원공노치와 인공결함 사이의 호간 거리(리가먼트)가 2mm이므로  $a_i=2\text{mm}$ 일 때의 피로수명을 피로균열 발생수명( $N_f$ )으로 정의하였다. 또한, 원공노치와 인공결함의 상호간섭에 의해 여러 개의 균열이 동시에 발



(a) Monolithic aluminum alloy



(b) AI/GFRP laminates

Fig. 6 Crack initiation life ( $N_i$ ) in the case of monolithic Al alloy vs. AI/GFRP laminate at the four different artificial defects

생될 수 있으므로 가장 먼저 발생되는 균열의 발생수명을  $N_i$ 로 정의하였다. Fig. 6(a)는 단일재 알루미늄의 인공결함 위치에 따른  $N_i$ 를 나타낸 결과이다. 단일재 알루미늄의 경우 인공결함 없을 때,  $N_i=6.0 \times 10^3$  cycles이고, 파단수명( $N_f$ )은  $N_f=1.7 \times 10^4$  cycles이다. 인공결함 위치가  $\theta_1=0^\circ$ 일 때  $N_i$ 가 가장 짧았으며  $\theta_2=30^\circ$ ,  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 의 순서로  $N_i$ 가 증가하였다. 인공결함이 존재하지 않을 때의  $N_i$ 를 100%로 보았을 때  $\theta_1=0^\circ$ 의  $N_i$ 는 68% 감소,  $\theta_2=30^\circ$ 의  $N_i$ 는 47% 감소,  $\theta_3=60^\circ$ 의  $N_i$ 는 20% 감소,  $\theta_4=90^\circ$ 의  $N_i$ 는 17% 감소하였다. 그러나 전체적으로 인공결함 위치에 따른  $N_i$ 는 큰 차이가 나타나지 않았다.

3.2.2 Al/GFRP 적층재의 균열발생 거동

Al/GFRP 적층재의 피로균열거동에는 단일재 알루미늄과 달리 여러 가지 인자가 작용한다. 대표적으로 섬유층의 적층배향, 섬유가교효과, 층간 분리거동, 층간응력구배, 층간전단장도 등이 있다. 이상과 관련된 내용은 선행연구에서 수행된 바 있다.<sup>(6-14)</sup> 따라서 본 연구에서는 Al/GFRP 적층재의 표면층(알루미늄층)에서 관찰되는 균열발생 거동만을 고려하였다. Al/GFRP 적층재의  $N_f$ 도 단일재 알루미늄과 같은 방법으로 정의하였다. Fig. 6(b)는 Al/GFRP 적층재의 인공결함 위치에 따른  $N_f$ 의 변화를 나타낸 결과이다. 인공결함이 존재하지 않을 때  $N_f=2.1 \times 10^4$  cycles이고, 파단수명( $N_f$ )은  $N_f=9.2 \times 10^4$  cycles으로 나타났다. Al/GFRP 적층재는 단일재 알루미늄보다 전체적으로  $N_f$ 가 4배 이상 증가했다. 결함위치가  $\theta_1=0^\circ$ 에서  $30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 로 증가할수록  $N_f$ 가 증가하는 양상은 단일재 알루미늄과 비슷하다. 그러나 단일재 알루미늄은  $\theta_1=0^\circ$ 와  $\theta_2=30^\circ$ 의  $N_f$  편차가 적은 반면, Al/GFRP 적층재는  $\theta_1=0^\circ$ 에 비해  $\theta_2=30^\circ$ 일 때  $N_f$ 는 급격히 증가한다. 이는 Fig. 5에서 Al/GFRP 적층재의  $\theta_1=0^\circ$ 와  $\theta_2=30^\circ$ 의  $K_f$  편차가 단일재 알루미늄에 비해 크다는 점과 일치한다. 또한, 그 이유를 Fig. 6과 Fig. 7을 비교하여 설명할 수 있다. Fig. 6에서 Al/GFRP 적층재가 단일재 알루미늄보다 인공결함이 존재할 때의  $N_f$ 의 감소폭이 훨씬 크다. 즉, Al/GFRP 적층재가 단일재 알루미늄보다 결함에 대한 영향을 더 크게 받았음을 알 수 있다. 또한, Al/GFRP 적층재에서  $\theta_1=0^\circ$ 일 때에 비해  $\theta_2=30^\circ$ 일 때  $N_f$ 의 급격한 증가가 나타났다. 그 이유는 Fig. 7(a)에서  $\theta_1=0^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄과 Al/GFRP 적층재가 주균열(main crack)만 나타나는 비슷한 균열진전 거동을 보인 반면, Fig. 7(b)에서는  $\theta_2=30^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄은 주균열과 부균열(secondary crack)이 동시에 나타나는 다중손상(Multi Site Damage, 이하 MSD)이 발생하였고, Al/GFRP 적층재의 경우는 MSD는 나타나지 않고 주균열 방향만  $\theta_2=30^\circ$ 의 방향으로 전환되었기 때문에  $N_f$ 가 증가하였다. 즉 단일재 알루미늄의 경우 MSD에 의해 균열발생 에너지가 분산되어  $\theta_1=0^\circ$ 에 비해  $\theta_2=30^\circ$ 의  $N_f$ 는 약간 증가한 반면, Al/GFRP 적층재의 경우  $\theta_1=0^\circ$ 에 비해  $\theta_2=30^\circ$ 일 때  $N_f$ 가 급격히 증가한 이유는 MSD 보다 더 강한 영향을 미친 층간분리 거동과 연관지어 생각

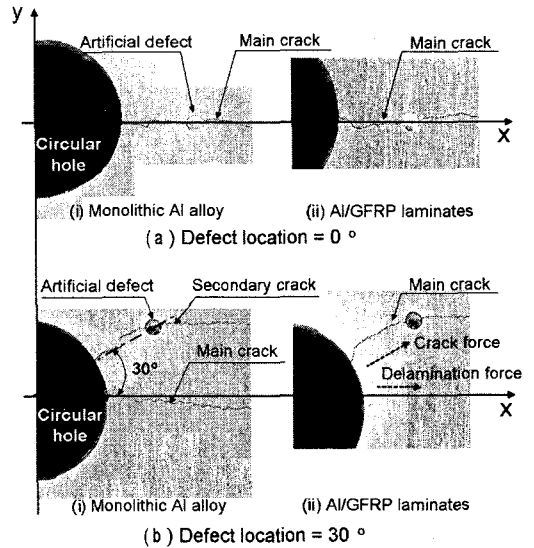


Fig. 7 Crack profile in monolithic aluminum alloy vs. the Al/GFRP laminate at the artificial defect locations,  $\theta_1=0^\circ$  and  $\theta_2=30^\circ$

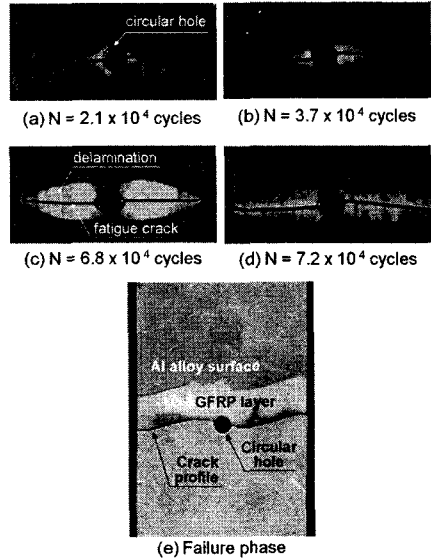


Fig. 8 Typical progressive delamination behavior in Al/GFRP laminate containing a circular hole without artificial defect

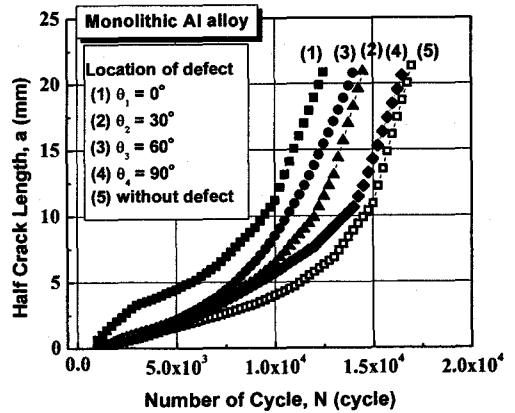
할 수 있다. Al/GFRP 적층재는 MSD 균열 대신 원공노치 주변에서 하중의 수직방향으로 주균열의 영향을 받으며 층간분리가 발생한다. 이 층간분리는 성장하면서 부균열 발생에 필요한 에너지의 대부분을 소비하고, 주균열의 발생수명을 연

장시킨다. 이와 같은 층간분리의 균열성장 억제 메커니즘을 Fig. 8에 나타냈다. Fig. 8은 초음파 C-스캔 탐상기를 이용하여 원공을 내재한 AI/GFRP 적층재의 알루미늄층과 섬유층 사이의 층간을 촬영한 사진이다. AI/GFRP 적층재의 층간 분리 거동은 일반적으로 균열의 선단에서 후방으로 사이클의 진전에 따라 넓게 확장되며 성장한다. 따라서 인공결합의 위치가  $\theta_2=30^\circ$ 인 경우에는 생성된 층간분리의 직접적인 영향권에 들어간다. 이 층간분리는 균열성장 에너지의 일부를 자신의 성장에 활용한다. 따라서  $\theta_2=30^\circ$ 일 때의  $N_f$ 는  $\theta_2=0^\circ$ 일 때에 비해 훨씬 증가한다.

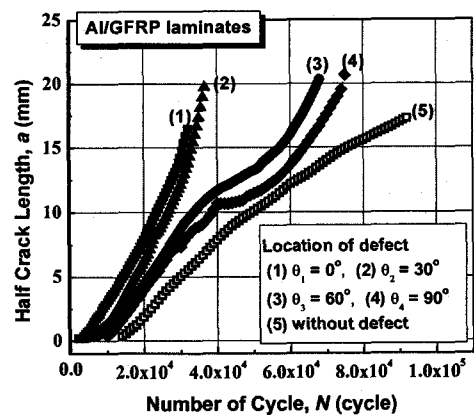
3.3 인공결합의 위치에 따른 균열길이(a)와 피로수명(N)의 관계

단일재 알루미늄 및 AI/GFRP 적층재 모두 인공결합의 위치가  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ 인 경우, 피로균열발생수명( $N_f$ )에 큰 영향을 미쳤다. 따라서 이 거동은 균열길이(a)와 사이클(N)의 관계에도 지대한 영향을 미칠 것으로 사료된다. Fig. 9(a)는 단일재 알루미늄의 인공결합 위치에 따른 a-N 관계를 나타낸 그래프이다.  $\theta_1=0^\circ$ 인 경우는 초기부터 인공결합의 영향을 크게 받아 균열진전속도가 빠르게 나타났으나, 나머지  $\theta=30^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $90^\circ$ 인 경우에는 초기에 유사한 균열진전속도를 나타내다가  $7.0 \times 10^3$  cycles 이후부터 균열진전속도의 차가 발생되는 것을 관찰할 수 있다. 인공결합이  $\theta_1=0^\circ$ 일 때는 원공노치만 존재하는 경우보다 파단수명( $N_f$ )이 약 26% 정도 감소하였고  $\theta=30^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $90^\circ$ 인 경우에도 각각 15%, 18%, 5%가 감소하였다. 특이한 점은  $\theta_2=30^\circ$ 의 경우가  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우보다 오히려 파단수명( $N_f$ )이 약 10% 늘어났다는 것이다. 그 이유는  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우 MSD가 발생하지 않고, 인공결합 주위에 초기균열이 잠시 발생하였다가 바로 정류균열(stationary crack)로 변하였기 때문이다. 구체적으로 설명하면,  $\theta_2=30^\circ$ 의 경우 Fig. 10(a)와 같이 원공노치의 주균열과 인공결합의 부균열이 끝까지 합체없이 분리되어 진전함으로써 균열성장 에너지가 분산되었고 이로 인해 두 균열선단에서의 응력확대계수(K)는 각각 감소되었기 때문에 파단수명( $N_f$ )은 증가할 수 있었다. 그러나  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우, Fig. 10(b)와 같이 원공노치의 주균열이 지속적으로 성장할 동안 인공결합의 부균열은 주균열길이가 3mm이상일 때

부터 성장을 멈추고 정류균열로 잔존하였기 때문에 주균열 선단의 에너지 감소에 효과적인 영향을 주지 못하였다. 따라서 주균열과 부균열이 동시에 성장하여 MSD를 구현한  $\theta_2=30^\circ$ 의 경우가 정류균열을 발생시킨  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우보다 파단수명( $N_f$ )이 길게 나타났다. 이러한 현상은 Partl 등<sup>(21)</sup>의 보고와 매우 잘 일치한다. Partl 등은 MSD 균열이 관찰되는 경우, 부하초기에는 상호간섭을 받지 않는 균열거동과 유사하게 진행되다가 부하가 진행될수록 균열진전력의 분산으로 인해 20% 정도의 피로수명 증가가 나타난다고 하였다.



(a) Monolithic aluminum alloy



(b) AI/GFRP laminates

Fig. 9 Relationship between crack length (a) and number of cycles (N) due to the four different artificial defect locations under cyclic bending moment

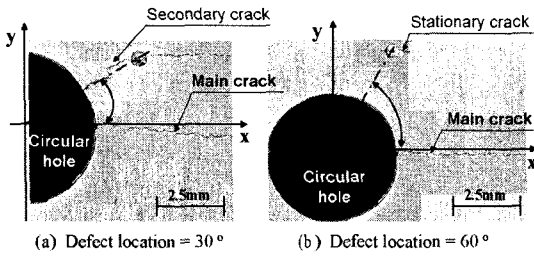


Fig. 10 Crack propagation behavior in monolithic aluminum alloy at  $\theta_2=30^\circ$  and  $\theta_3=60^\circ$

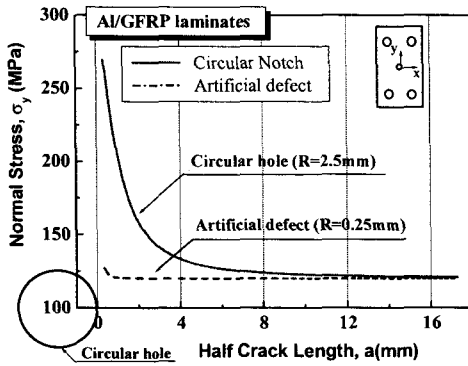


Fig. 11 Normal stress ( $\sigma_y$ ) distribution at the circular hole diameter ( $R$ )=2.5mm and artificial hole defect diameter ( $R$ )=0.25 in Al/GFRP laminates

Al/GFRP 적층재의 경우, Fig. 9(b)와 같이 인공결함 위치에 따른 균열길이와 피로수명의 거동은 단일재 알루미늄과 다른 거동을 보였다. 그 대표적인 특징은 다음과 같다. 첫째, 전체적으로 Al/GFRP 적층재는 단일재 알루미늄보다 약 4배 이상 긴 파단수명을 나타냈다. 둘째, 균열진전의 급격한 변화 없이 사이클 증가에 따라 일정한 균열진전을 보였다. 이는 알루미늄층과 섬유층사이의 결합강도의 증가, 계면의 층간전단강도 증가, 섬유가교효과가 주된 원인이다. 이상의 효과는 인공결함이 존재하지 않는 Fig. 9(a),(b)의 (5) without defect의  $a-N$  관계를 비교해 보면 명확히 판단할 수 있다. 셋째, 단일재 알루미늄은  $\theta_2=30^\circ$  일 때가  $\theta_3=60^\circ$ 일 때 보다 피로수명이 긴 반면 Al/GFRP 적층재는  $\theta_2=30^\circ$ 일 때가  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때 보다 피로수명이 현저하게 짧았다. 그 이유는 Fig. 7(b)와 같이 단일재 알루미늄의  $\theta_2=30^\circ$ 인 경우, MSD가 발생하여 균열진전 속도를 낮춘 반면, Al/GFRP 적층재의  $\theta_2=30^\circ$  경우는 균열진전 중 층간분리 성장에 필요한 에너지 소비

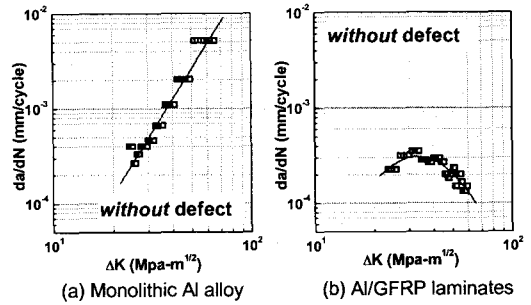


Fig. 12 Relationship between  $da/dN$  and  $\Delta K$  in monolithic aluminum alloy and Al/GFRP laminates

및 섬유가교효과가  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때에 비해 효과적이지 못했고, 이로 인해 균열선단의 응력확대계수( $K$ )를 충분히 낮추지 못했기 때문이다.  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 의 경우, 균열이 일정하게 증가하다가 특정구간에서 일시적으로 균열이 정류된 후 다시 증가하는 현상이 발생하였고, 이 때 층간분리는 정류균열에 의한 잉여에너지를 이용하여 급격한 확장을 발생시켰기 때문에  $\theta_2=30^\circ$ 에 비해 피로수명이 길어진 것으로 생각된다. 이상의 특이현상에 대한 원인을 더욱 분명히 규명하기 위해서는 균열성장률( $da/dN$ )과 응력확대계수범위( $\Delta K$ ) 관계에 대한 해석이 필요하다.

### 3.4 인공결함의 위치에 따른 균열성장률( $da/dN$ )과 응력확대계수범위( $\Delta K$ )의 관계

단일재 알루미늄의 균열선단에서 작용하는 응력확대계수범위( $\Delta K$ )는 식 (2)와 같다. 여기서,  $a$ 는 균열의 절반길이(half crack)이고  $W$ 는 시험편의 폭이다.

$$\Delta K = \Delta\sigma \sqrt{\pi a} \sqrt{\sec \frac{\pi a}{W}} \quad (2)$$

단일재 알루미늄과 Al/GFRP 적층재는 식 (2)와 같은 동일한  $\Delta K$  식을 적용하였다. Al/GFRP 적층재에서 알루미늄층의  $\Delta K$ 와 섬유층의  $\Delta K$ 를 중첩하지 않고, 알루미늄층의  $\Delta K$ 만을 취한 이유는 알루미늄층의  $\Delta K$ 는 이미 섬유층의 섬유가교효과에 의한  $\Delta K$ 를 반영하고 있기 때문이다. 한편, ASC 모델<sup>(2)</sup>을 이용하여 Al/GFRP 적층재의 원공노치와 인공결함 주변에서의 응력분포를 살펴보았다. 원공노치와 인공결함 주위의 평균응력분포를 구하기 위해서 식 (3)을 적용하였다.



$$\sigma_y(x,0) = \left\{ 2 + \left(\frac{R}{x}\right)^2 + 3\left(\frac{R}{x}\right)^4 - (K_T^\infty - 3) \left[ 5\left(\frac{R}{x}\right)^6 - 7\left(\frac{R}{x}\right)^8 \right] \right\} \frac{\sigma_N^\infty}{2} \quad (3)$$

식 (3)에서  $K_T^\infty$ 는 식 (4)과 같다.

$$K_T^\infty = \sqrt{-\frac{2}{A_{11}} \left( \sqrt{A_{11} A_{22} - A_{12}^2} + \frac{A_{11} A_{22} - A_{12}^2}{2 A_{66}} \right)} \quad (4)$$

여기서  $A_{ij}$ 는 Al/GFRP 적층재의 직교이방성 강성행렬 요소이고  $\sigma_N^\infty$ 은 Al/GFRP 적층재에 대한 작용응력이다. Fig. 11은 식 (3), (4)를 적용하여 원공노치와 인공결함 주변에 발생하는 응력분포를 나타낸 그래프이다. 인공결함의 응력분포는 원공노치의 응력분포보다는 상대적으로 작고  $a=1\text{mm}$  이상부터는 인공결함의 영향이 완전히 사라짐을 알 수 있다. Fig. 12와 Fig. 13을 종합하여 단일재 알루미늄과 Al/GFRP 적층재의 인공결함 위치에 따른 균열성장률( $da/dN$ )과 응력확대계수범위( $\Delta K$ )의 거동을 정리하면 다음과 같다. 1) 단일재 알루미늄의  $da/dN$ - $\Delta K$ 는 원공노치만 존재하는 경우 [Fig. 12(a)]와 인공결함이 존재하는 경우 [Fig. 13(a)]가 거의 유사한 경향을 나타냈다. 그 이유는 단일재 알루미늄 경우 인공결함의 유무 혹은

위치에 크게 영향 받지 않고 거의 유사한 경향의  $a$ - $N$  곡선 [Fig. 9(a)]이 나타났기 때문이다. 그러나 인공결함의 위치에 따라 파단수명( $N_f$ )과 균열진전 거동(주균열-부균열 또는 주균열-정류균열)은 다소 변화하였으므로  $da/dN$ - $\Delta K$ 의 관계에 미세하게 영향을 미쳤다. 2) Al/GFRP 적층재의  $da/dN$ - $\Delta K$  관계는 단일재 알루미늄과 전혀 다른 경향이 나타난다. 인공결함 없이 원공노치만 존재하는 Fig. 12(b)의 경우,  $\Delta K$ 가 증가함에 따라  $da/dN$ 이 약간 증가하다가 부하후반 감소하는 현상이 나타났다. 이는 반복-굽힘 모멘트의 부하초기에 알루미늄층의 균열선단에서 섬유층으로의 응력전달이 서서히 이루어져 균열선단의 응력확대계수가 효과적으로 저하되고 균열진전속도도 저하되었기 때문이다. 또한 부하후반에는 사이클이 증가하여도 섬유의 파단이 발생하지 않아서 지속적인 섬유가 교호작용에 의해 알루미늄층 균열선단에서 섬유층으로의 응력전달이 가능했기 때문에  $da/dN$ 의 효과적 감소가 가능하였다. 그러나 Fig. 13(b)와 같이  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ 인 경우에는  $\Delta K$ 가 증가함에 따라 지속적으로  $da/dN$ 도 증가하는데 초기의 균열성장 관성으로 인하여 층간분리면적의 급격한

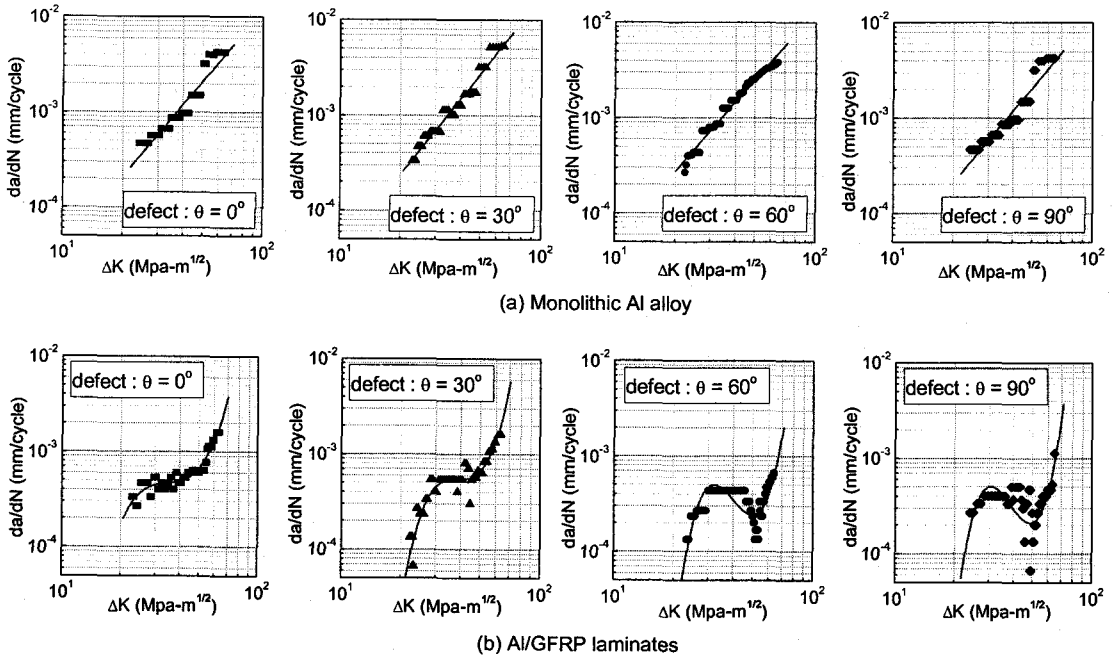


Fig. 13 Relationship between  $da/dN$  and  $\Delta K$  in monolithic aluminum alloy vs. Al/GFRP laminate containing a circular hole and artificial defects of four different location

증가가 발생하였고 그로인해 섬유가교효과는 약해졌기 때문이다. Fig. 13(b)의  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 는  $\Delta K$ 가 증가함에 따라  $da/dN$ 이 감소하다가 갑자기 증가하는 현상이 나타난다. 이는 Fig. 9(b)와 같이  $3.8 \times 10^4$  cycles부터  $6.0 \times 10^4$  cycles 사이에서 파손되지 않은 섬유층으로 섬유가교효과의 극대화와 균열성장의 지연이 효과적으로 이루어져서  $da/dN$ 이 감소하는 구간이 발생하였고, 부하후반에는 층간분리의 급격한 확장으로 인해 알루미늄층에서 섬유층으로의 응력전달이 용이하지 못해서 섬유가교효과의 급격히 저하되었기 때문에  $da/dN$ 은 다시 급격히 증가한 것으로 판단된다. 결과적으로  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 의 경우는 피로균열성장의 지연으로 인하여  $\theta_1=0^\circ$ 와  $\theta_2=30^\circ$ 에 비해 전체수명이 2배 이상 길어졌다. 역으로 말하면 인공결함이  $\theta_3=60^\circ$ 와  $\theta_4=90^\circ$ 에 위치한 경우에는  $\theta_1=0^\circ$ 와  $\theta_2=30^\circ$ 에 위치한 경우에 비해 층간분리의 긍정적 영향을 크게 받아 AI/GFRP의 피로균열수명 단축에 큰 영향을 미치지 못함을 알 수 있다.

#### 4. 결론

(1) 단일재 알루미늄 및 AI/GFRP 적층재 모두 인공결함의 위치가  $\theta_1=0^\circ$ 에서  $\theta_4=90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수( $K$ )는 감소하였다. 평균적으로 단일재 알루미늄보다 AI/GFRP 적층재의  $K$ 가 약 15% 더 높게 나타났다. 그 이유는 AI/GFRP 적층재의 경우 정적하중 하에서는 섬유가교효과의 약해지고 알루미늄층에서만 하중을 지지했기 때문으로 판단된다.

(2) AI/GFRP 적층재는 단일재 알루미늄보다 전체적으로 피로균열 발생수명( $N_f$ )이 4배 이상 증가했다.  $\theta_1=0^\circ$ 일 때 두 재료 모두 주균열만 나타나는 거동을 보인 반면,  $\theta_2=30^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄은 주균열과 부균열이 동시에 나타나는 다중손상(MSD)이 발생하여  $\theta_1=0^\circ$ 일 때 비해  $N_f$ 가 약간 증가하였다. 반면, AI/GFRP 적층재는 층간분리가 발생, 성장하면서 부균열 발생에 필요한 에너지를 소비하고 주균열의 발생수명을 연장시켰다.

(3) 단일재 알루미늄의 경우,  $\theta_2=30^\circ$ 가  $\theta_3=60^\circ$ 보다 오히려 파단수명( $N_f$ )이 약 10% 늘어났다. 그 이유는  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우 MSD가 발생하지 않고, 인공결함에 발생한 부균열이 바로 정류균열로 변하여 균열진전 에너지 감소에 효과적인 영향을

주지 못하였기 때문이다. 따라서 주균열과 부균열이 동시에 성장하여 MSD를 구현한  $\theta_2=30^\circ$ 의 경우가 정류균열을 발생시킨  $\theta_3=60^\circ$ 의 경우보다 파단수명( $N_f$ )이 길게 나타났다.

(4) AI/GFRP 적층재의 인공결함 위치에 따른  $a-N$  관계는 단일재 알루미늄과 다른 거동을 나타냈다. 즉  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ 일 때가  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때 보다 피로수명이 현저하게 짧았다. 그 이유는 층간분리 성장 및 섬유가교효과의  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 일 때에 비해 효과적이지 못해 응력확대계수( $K$ )를 낮추지 못했기 때문이다. 또한,  $\theta_3=60^\circ$ 와  $\theta_4=90^\circ$ 가 피로수명이 더 긴 이유는 특정구간에서 정류균열이 발생하였고, 이때 층간분리는 갑작스런 확장을 일으키며 급격히 에너지를 소비했기 때문으로 생각된다.

(5) 단일재 알루미늄의  $da/dN$ - $\Delta K$  관계는 인공결함의 유무와 위치에 상관없이 거의 유사한 경향을 나타냈다. 그러나 AI/GFRP 적층재의  $da/dN$ - $\Delta K$  관계는  $\theta_1=0^\circ$ ,  $\theta_2=30^\circ$ 인 경우,  $\Delta K$ 의 증가에 따라  $da/dN$ 이 지속적으로 증가한 반면,  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 의 경우는 특정구간에서  $da/dN$ 이 일시적으로 감소하는 현상이 나타났다. 그 이유는  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 의 경우 층간분리확장에 에너지 소비가 집중되면서 균열성장을 효과적으로 억제시켰기 때문이다. 이후 층간분리 성장이 멈추고 균열성장에 에너지가 전이되면서  $da/dN$ 이 다시 증가하였다. 결과적으로  $\theta_3=60^\circ$ ,  $\theta_4=90^\circ$ 에서는  $da/dN$  감소구간의 영향으로  $\theta_1=0^\circ$ 와  $\theta_2=30^\circ$ 에 비해 파단수명( $N_f$ )이 2배 이상 길어졌다.

#### 후 기

이 논문은 2006년도 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (KRF-2006-353-D00001)

#### 참고문헌

- (1) Lawcock G., Ye L. and Mai Y. W., 1997, "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate," *J. of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, pp. 762~787.
- (2) Nuismer R. J. and Whitney J. M., 1975, "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations," *Fracture Mechanics of*

- Composite, ASTM STP 593, pp. 117.
- (3) Guo Y. and Wu X., 1999, "Bridging Stress Distribution in Center-Cracked Fiber Reinforced Metal Laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 147~163.
- (4) Takamatsu T., Matsumura T., Ogura N., Shimokawa T. and Kakuta Y., 1999, "Fatigue Crack Growth Properties of a GLARE3-5/4 Fiber/Metal Laminate," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 253~272.
- (5) Marissen R., 1988, "Fatigue Crack Growth in ARALL. A Hybrid Aluminum-Aramid Composite Material, Crack Growth Mechanics and Quantitative Predictions of the Crack Growth Rate," *Report LR-574*, Aerospace Eng., Delft Univ. of Tech. the Netherlands.
- (6) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2001, "The Delamination and Fatigue Crack Propagation Behavior in Al5052/AFRP Laminates Under Cyclic Bending Moment," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 25, No. 8, pp. 1277~1286.
- (7) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2002, "The Effect of Resin Mixture Ratio on Characteristics of Tensile and T-peel Strength in Al/AFRP Laminates," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 26, No. 11, pp. 2374~2382.
- (8) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2003, "Fatigue Crack and Delamination Behavior in the Composite Material Containing a Saw-cut and Circular Hole (I) -AFRML-," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 27, No. 1, pp. 58~65.
- (9) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2003, "The Analysis of Fatigue Behavior Using the Delamination Growth Rate ( $dA_D/da$ ) and Fiber Bridging Effect Factor ( $F_{BE}$ ) in Al/GFRP Laminates," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 27, No. 2, pp. 317~326.
- (10) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2003, "Analysis of Delamination Behavior on the Stacking Sequence of Prosthetic Foot Keel in Glass Fiber Reinforced Laminates," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 27, No. 4, pp. 623~631.
- (11) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2004, "Evaluation of Delamination Behavior in Hybrid Composite Using the Crack Length and the Delamination Width," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 28, No. 1, pp. 55~62.
- (12) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2004, "Evaluation of Delamination for Fiber Reinforced Metal Laminates Using a Pseudo Crack Model," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 28, No. 2, pp. 174~180.
- (13) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2004, "The Effect of Fiber Stacking Angle on the Relationship Between Fatigue Crack and Delamination Behavior in a Hybrid Composite Materials," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 28, No. 3, pp. 281~288.
- (14) Cheol-Woong Kim, Sam-Hong Song, Jong-Sung Kim, Dong-Joon Oh and Kwang-Joon Yoon, 2005, "Stress Distribution and Crack Initiation Behavior due to the Defect Locations in Monolithic Aluminum and Al/Glass Fiber Laminates," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 29, No. 2, pp. 284~292.
- (15) Murakami Y. and Nemat-Nasser S., 1982, "Interaction Dissimilar Semi-Elliptical Surface Flaws under Tension and Bending," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 16, pp. 373~386.
- (16) Jan Willem Gunnink, 1990, "Aerospace ARALL the Advancement in Aircraft Materials," *35th International SAMPE Symposium*, pp. 1708~1721.
- (17) Peterson, R. E., 1974, *Stress Concentration Factors*, John Wiley & Sons, Inc., pp. 1~19.
- (18) Lawcock, G., Ye, L. and Mai, Y. W., 1995, "Novel Fiber Reinforced Metal Laminates for Aerospace Applications - A Review, Part I - Background & General Mechanical Properties," *SAMPE Journal*, Vol. 31, No.1, pp. 23~31.
- (19) Manson S. S., 1953, "Behavior of Materials under Conditions of Thermal Stress," *Heat Transfer Symposium*, Univ. of Michigan, Engineering Research Institute, pp. 9~75.
- (20) Braglia B. L. and Hertzberg R. W., 1979, "Crack Initiation in a High Strength Low-Alloy Steel," *Fracture Mechanics*, ASTM STP 677.
- (21) Partl O. and Schijve. J., 1993, "Multiple-site damage in 2024-T3 Alloy Sheet," *International Journal of Fatigue*, Vol. 15, No. 4, pp. 293~299.