

## 소켓 및 원공 주위의 피로균열 형태변화와 층간분리거동 (I)

- 아라미드섬유 강화 금속적층재의 경우 -

송삼홍\* · 김철웅\*

(2002년 2월 27일 접수, 2002년 9월 9일 심사완료)

### Fatigue Crack and Delamination Behavior in the Composite Material Containing a Saw-cut and Circular Hole (I)

- Aramid Fiber Reinforced Metal Laminates -

Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim

**Key Words:** Aramid Fiber Reinforced Metal Laminates(아라미드섬유 강화 금속적층재, AFRMLs), Cyclic Bending Moment(반복 굽힘 모멘트), Saw-cut(소켓), Circular Hole(원공), Average Stress Criterion(평균응력 크라이테리언, ASC), Delamination Zone(층간분리 영역), C-scan Image(C-스캔 이미지)

#### Abstract

The aramid fiber reinforced metal laminates(AFRMLs) used for the wing part fair flight suffer the cyclic bending moment of variable amplitude during service. The fatigue crack propagation and delamination behavior in AFRMLs containing a saw-cut and circular hole was investigated using the average stress criterion(ASC) model. Mechanical tests were carried out using the cyclic bending moment of 4.9 N·m and delamination was observed by ultrasonic C-scan images. In case of AFRMLs containing a saw-cut fatigue crack propagated in aluminum matrix, inducing delamination. However, in case of AFRMLs containing a circular hole, delamination formed with two types under cyclic bending moment of 4.9 N·m. First, delamination formed along the fatigue crack in aluminum matrix. Second, delamination formed without any fatigue crack around the circular hole. Therefore, delamination was formed depending on the stress distribution near the circular hole.

#### 1. 서론

항공기의 손상허용 설계는 항공기 주구조물 중 선택적으로 수행되는데, 임계부(critical part)는 그 부분이 파손되었을 때 감항성을 상실한다. 항공기 구조의 피로평가는 실제 항공기가 운항 중에 받는 제반하중 상태를 고려해야한다. 이러한 하

중 스펙트럼은 각 부위가 받는 응력 스펙트럼으로 변환하여 시험 해석해야 한다.<sup>(1)</sup> 주익은 운항 중에 반복 굽힘모멘트를 받으며, 주익의 일부는 최근 들어 피로특성이 우수한 아라미드섬유강화 금속적층재(aramid fiber reinforced metal laminates, AFRMLs)를 사용하고 있다. 주익은 Fig. 1에 제시한 바와 같이 다른 구조와의 접합을 위한 다양한 형태의 노치(Fig. 1 (1) ~ (5))가 내재되어 있다. 이 주익에 내재된 노치는 운항 중 반복되는 굽힘모멘트에 의해 균열발생의 원인이 된다.<sup>(2)</sup> 반복 굽힘모멘트 하에서의 균열진전은 AFRMLs(Aramid Fiber Reinforced Metal

† 책임저자, 회원, 고려대학교 기계공학과

E-mail : shsong@korea.ac.kr

TEL : (02)3290-3353 FAX : (02)921-8532

\* 회원, 고려대학교 대학원 기계공학과

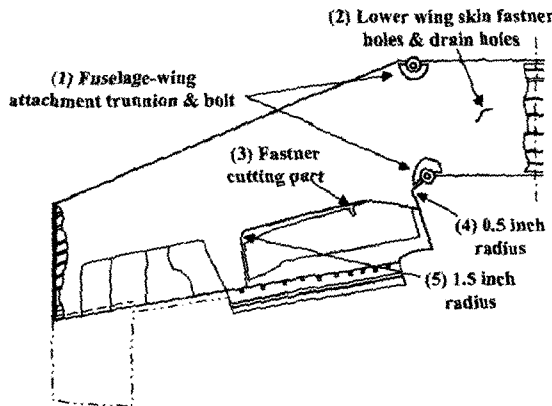


Fig. 1 Varied notch type in the wing of an aircraft

Laminates)와 같은 이종재료(알루미늄과 아라미드 섬유)의 적층의 계면에서 층간분리를 발생시킨다.

최근, AFRMLs의 층간분리에 대한 연구를 살펴 보면 다음과 같다. Marissen<sup>(3)</sup>은 피로균열 전진과 층간분리 영역의 성장이 상호의존적임을 증명하고 균열성장거동 계산을 위한 모델을 제시했다. Lin 등<sup>(4)</sup>과 Macheret 등<sup>(5)</sup>은 삼각형의 층간분리 형상이 타원형의 층간분리 형상보다 섬유가교효과가 더 우수하다고 하였고, Guo 등<sup>(6)</sup>은 층간분리 영역의 크기와 형상은 소켓(saw-cut)에 지대한 영향을 받는다고 보고하였다. Kim과 Lim<sup>(7)</sup>은 해수(sea water)가 GFRP의 피로특성 메커니즘에 미치는 영향에 대한 연구를 수행한 바 있다. 또한, 송과 김<sup>(8)</sup>은 최적의 수지혼합비로 제작된 Al/AFRP 적층재를 이용하여 반복 굽힘모멘트의 진폭의 크기에 따른 피로균열전파와 층간분리영역의 관계를 연구하고, 토이(Toi) 모델, 섬유가교수정인자( $\beta_m$ )등의 파라미터를 이용하여 층간분리 현상을 규명한 바 있다. 그러나, 이상 일련의 층간분리 연구는 모두 소켓을 내재한 AFRMLs(이하, 소켓재)의 연구 결과이다. 그러나, Fig. 1과 같이 주익에서의 노치 형태는 다양하다.

소켓(saw-cut) 외에 또 다른 노치형상으로는 원공(circular hole)이 있다. 따라서 최근 원공재의 연구동향을 살펴보면, Akbar A. K. 등<sup>(9)</sup>은 원공을 내재한 AFRMLs(이하, 원공재)의 유효균열성장모델(effective crack growth model, ECGM)을 제시한 바 있다. 또한, Glyn Lawcock 등<sup>(10)</sup>은 CARALL에 소켓 및 원공을 가공하여 시험편을 제작하고 ASC(average stress criterion) 모델을 바탕으로 인장강도, 잔류응력 분포 등을 비교한 바 있다. 그

Table 1 Component and the mixture ratio of AFRMLs

Factor	Component	Mixture ratio <sup>#</sup>		Thickness (mm)
		Equivalence ratio	Volume ratio <sup>**</sup>	
AFRMLs	Al5052	-	-	0.5
	Prepreg <sup>*</sup>	1 : 1 : 0.2 <sup>##</sup>	312 : 150 : 76	0.3

\* Prepreg = matrix(epoxy resin + curing agent + accelerator) + aramid fiber

\*\* Volume ratio = (molecular weight / specific gravity) × equivalence ratio

# Mixture ratio = epoxy : curing agent : accelerator

## 20 % of epoxy equivalence ratio

러나 이상 일련의 원공재 연구에서도 피로균열 전파특성과 층간분리의 관계에 대한 연구는 아직 보고된 바가 없다.

따라서 본 연구에서는 AFRMLs의 소켓 및 원공 주위의 피로균열 형태변화와 층간분리거동을 비교, 검토해 보고자 하였고, 다음과 같은 절차로 접근하려고 한다. 우선, AFRMLs의 소켓 및 원공의 크기에 따른 응력분포를 ASC(average stress criterion) 모델을 이용하여 해석, 특정응력 레벨 하에서의 소켓과 원공 주위의 피로균열전파 및 층간분리 거동 비교, 유한요소해석에 의한 소켓과 원공 주위의 응력분포 거동 등을 고찰하려고 한다.

## 2. 실험

### 2.1 AFRMLs 제작 및 시험편 형상

AFRMLs는 Al5052 판재와 단방향(UD) 아라미드 섬유 에폭시 프리프레그를 Fig. 2와 같이 3/2의 적층형태로 적층하였다. 이때 프리프레그의 두께는 0.25mm이고, 알루미늄 판재의 두께는 0.5mm 이므로 2mm 두께의 AFRMLs를 제작할 수 있었다. 또한, 아라미드 섬유에 함침된 기지의 제작은 송과 김<sup>(11)</sup>이 제안한 수지혼합비(에폭시 수지 : 경화제 : 경화촉진제의 당량비 = 1:1:0.2)를 택하였으며 Table 1과 같다. 노치 형상은 소켓과 원공의 형태로 구분하였다. 소켓 길이 a = 5mm와 원공 지름 d = 5mm로 적용하였다. 소켓재와 원공재 시험편의 형상은 Fig. 2와 같다.

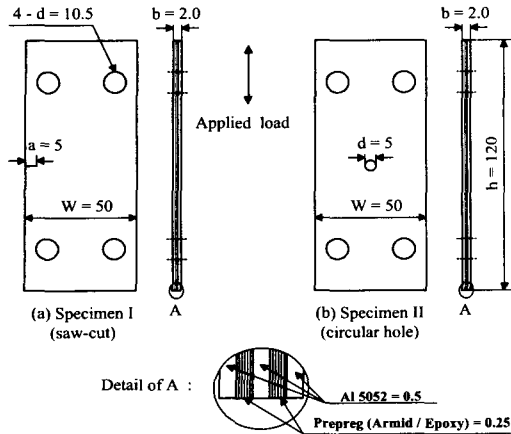


Fig. 2 Shape of AFRMLs specimen (a) saw-cut  
(b) circular hole (unit : mm)

## 2.2 실험방법

본 실험에 사용된 시험기기는 굽힘 및 비틀림 피로시험기(TB-10, Shimadzu Co.)이다. 최대 모멘트 진폭은 98 N·m이며, 분당회전수는 2000 rpm이고 33.3 Hz,  $R = -1$ 이다. 하중의 형태는 반복 굽힘 모멘트를 가하였고 모멘트 값을 4.9 N·m로 적용하였다. 피로균열 관찰은 접안 이동 측미계를 이용하였고 100배의 배율로 피로균열을 관찰하였다. 또한, AFRMLs의 층간분리영역은 C-스캔(Mi-SCOPE exla, Hitachi Co.) 이미지를 이용하여 층간분리 영역의 형상과 면적, 섬유 상태 및 파단 여부 등을 단계적으로 관찰하였다.

## 3. ASC(Average Stress Criterion)에 의한 AFRMLs(Aramid Fiber Reinforced Metal Laminates) 소켓 및 원공 주위의 응력평가

AFRMLs에 반복하중이 작용할 때 노치주위에 작용하는 응력분포 계산을 위한 모델은 Nuismer와 Whitney<sup>(12)</sup>가 제안한 평균응력 크라이테리언(Average Stress Criterion, ASC) 모델을 적용하였다. 평균응력 크라이테리언은 직교이방성의 적층복합재에서 소켓과 원공 주위의 응력분포를 계산할 수 있는 방법이다. 또한, 소켓과 원공 크기변화에 따른 응력분포를 예측할 수 있다. 노치를 포함한 불연속면 인접부의 응력분포는 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\sigma_0 = \frac{1}{a_0} \int_R^{R+a_0} \sigma_y(x, 0) dx \quad (1)$$

여기서,  $\sigma_0$ 는 평균응력이고  $a_0$ 는 실험에서 측정된 균열길이이다. 그리고  $\sigma_y(x, 0)$ 는 노치가 위치한  $x$ 축에서의 법선응력을 나타내는 것이다. 노치의 형상이 원공일 때의 원공 주위 응력분포는 식 (2)와 같이 표현된다.

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

여기서,  $R$ 은 원공의 반지름이고  $x$ 는 원공의 지름( $d$ )과 균열길이( $a_0$ )를 합한 길이이다. 또한,  $\sigma_N^\infty$ 는 시험편 전체에 작용하는 응력이다.  $K_T^\infty$ 는 식 (3)과 같다.

$$K_T^\infty = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{11}} \left( \sqrt{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right)} \quad (3)$$

여기서,  $A_{ij}$ 는 적층판의 직교이방성 면내강성 기지의 갯수를 나타낸다.

노치의 형상이 소켓 형태일 때, 소켓 주위의 응력분포는 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\sigma_y(x, 0) = K_I \frac{x}{\sqrt{\pi a(x^2 - a^2)}} \quad (4)$$

여기서,  $a$ 는 소켓 길이이고,  $K_I$ 은 응력확대계수이다.  $K_I$ 은 식 (5)에 의해 구할 수 있다.

$$K_I = \sigma_N Y \left( \frac{a}{W} \right) \sqrt{\pi a} \quad (5)$$

여기서,  $Y \left( \frac{a}{W} \right)$ 는 형상계수이고, 식 (6)에 의해서 구할 수 있다.

$$Y \left( \frac{a}{W} \right) = \sqrt{\frac{w}{\pi a} \tan \left( \frac{\pi a}{W} \right)} \quad (6)$$

이상의 ASC 모델을 이용하여 소켓재와 원공재에 균열이 진전할 때 소켓과 원공의 크기에 따라 변화하는 응력분포 변화를 예측해 보았다.

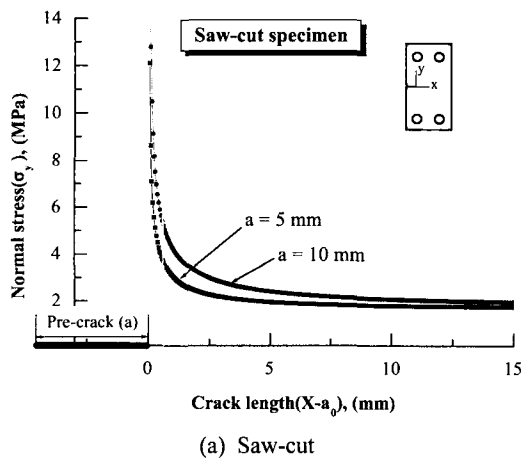
4. 실험결과 및 고찰

4.1 ASC(Average Stress Criterion) 모델을

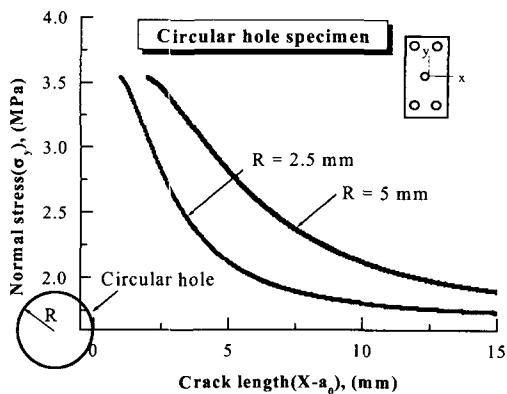
이용한 소켓 및 원공 주위의 응력분포

소켓과 원공주위의 응력분포를 예측하기 위하여 식(1)~(6)에 의해 계산된 노치 주위의 응력분포를 Fig. 3에 나타내었다.

Fig. 3(a)는 소켓길이에 따른 응력분포를 나타낸 그래프이고, Fig. 3(b)는 원공의 반지름 크기에 따른 응력분포를 나타낸 그래프이다. Fig. 3(a)의 경우, 응력은 소켓의 선단에 집중되고 소켓의 길이가 짧아질수록 소켓선단 응력집중 구배가 커짐을 알 수 있다. 또한, Fig. 3(b)의 경우, 응력은 원공의 끝단에 집중되고 원공의 반지름이 작아질수록 응력집중 구배가 커짐을 알 수 있었다. 이러



(a) Saw-cut



(b) Circular hole

Fig. 3 Normal stress distribution( $\sigma_y$ ) in AFRMLs containing a saw-cut and circular hole

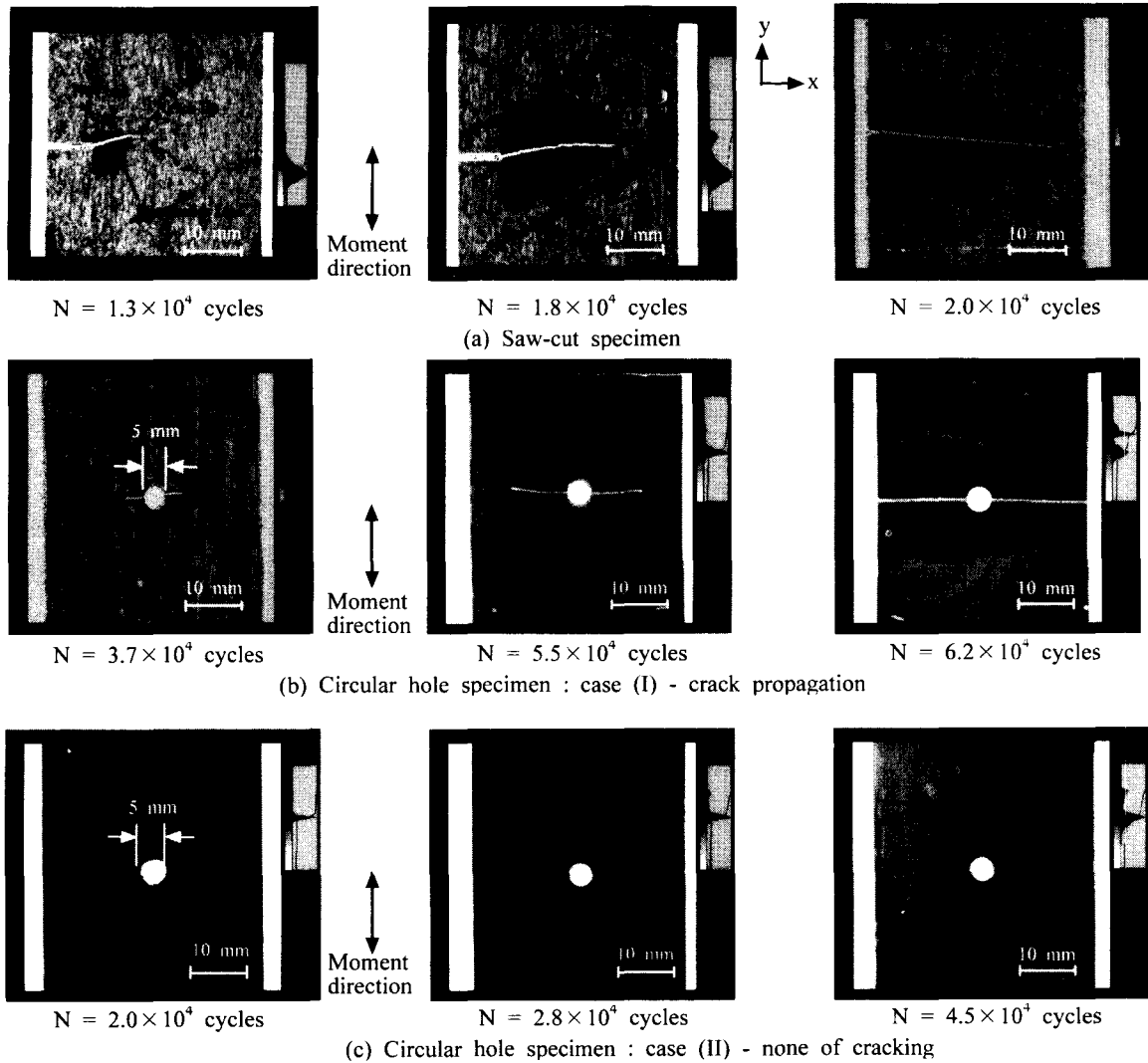
한 소켓과 원공 주위의 응력은 소켓이 원공보다 약 4배 정도 높게 나타남을 볼 수 있다. 따라서 특정 응력레벨에서 소켓재의 균열발생 가능성이 원공재보다 훨씬 더 높다고 생각된다. 역으로, 소켓재에 비해 원공재의 균열발생 가능성은 상대적으로 작다. 다시 말해서, 특정 응력레벨에서 소켓재에 균열이 발생했다라도 원공재에서는 균열이 발생할 수도 있고 발생하지 않을 수도 있다. 균열이 발생하지 않은 경우, 균열형성에 소비되어야 할 에너지는 다른 형태로 소비될 것이며 이 에너지는 AFRMLs의 경우, 결국 층간분리영역 형성에 소비될 것이라고 생각된다. 따라서 노치의 형상에 따른 균열의 거동은 결과적으로 층간분리 거동에 지대한 영향을 미칠 것으로 판단된다.

4.2 소켓재와 원공재의 피로균열전파와

층간분리 거동 비교

송과 김<sup>(8)</sup>은 소켓을 내재한 AFRMLs(소켓재)에 반복 굽힘모멘트가 작용할 때의 피로균열전파와 층간분리영역의 관계를 규명한 바 있다. 소켓재는 특정 응력레벨 하에서 항상 균열이 발생하였고 균열진전은 층간분리를 발생시켰다. 층간분리 형상은 균열의 후방에서 넓게 퍼지는 형상이었다. 그러나 4.1절에서 언급한 바와 같이 원공재의 경우, 균열발생 가능성은 소켓재보다 훨씬 작으므로 균열 및 층간분리의 거동은 소켓재와 달라질 것이다. 만약 원공재에서 균열발생이 생기지 않았다면 균열에 의존적인 층간분리는 분명히 다른 형태를 나타낼 것이다.

Fig. 4는 균열이 진전함에 따라 층간분리 영역이 균열후방에 확장되어 가는 양상을 C-스캔을 이용하여 사이클 별로 촬영한 이미지이다. Fig. 4(a)는 소켓재의 균열진전과 이에 따른 층간분리 영역의 확장을 사이클 별로 나타낸 것이고 Fig. 4(b), (c)는 원공재의 균열진전 및 층간분리 영역 확장을 사이클 별로 나타낸 것이다. 소켓재(Fig. 4(a))는 반복 굽힘모멘트 4.9 N·m에서 항상 균열이 발생 및 전파하였고 층간분리영역이 균열후방에서 반타원형으로 형성되었다. 그러나 원공재는 두가지 양상(Fig. 4(b), (c))이 나타났다. 앞 절에서 언급한 바와 같이 원공재는 특정응력에서 균열이 발생할 수도 있고, 발생하지 않을 수도 있다. 본 연구에서는 반복-굽힘 모멘트 4.9 N·m에서 두 가지 양상이 나타남을 정량적인 실험을 통해 관찰



**Fig. 4** Ultrasonic C-scan images of crack propagation and delamination behavior in the AFRMLs under cyclic bending moment of  $4.9 \text{ N} \cdot \text{m}$  (a) saw-cut, (b) circular hole : case(I), (c) circular hole : case(II)

할 수 있었다. 굽힘모멘트  $4.9 \text{ N} \cdot \text{m}$  이하에서는 Fig. 4(c)의 경향이 우세하게 나타났고, 굽힘모멘트  $4.9 \text{ N} \cdot \text{m}$  이상에서는 Fig. 4(b)의 경향이 우세하게 나타났다. 특정응력값을 기준으로 이러한 경향이 나타나는 이유는 좀 더 연구가 진행되어야 할 것 같다. Fig. 4(b)는 균열이 발생한 경우를 나타낸 것이고, Fig. 4(c)는 균열이 발생하지 않은 경우를 나타낸 것이다. 특히, Fig. 4(c)는 균열의 발생 없이 사이클 증가에 따라 층간분리 영역만 확장해 나간 형태이다. 기존의 연구결과<sup>(3-10)</sup>들은 모두가 균열진전과 그 영향에 따른 층간분리의

관계에 초점을 맞추어 연구가 진행되어왔다. 즉, 균열의 진전은 층간분리를 발생시키며 층간분리는 균열거동에 의존적인 관계라는 주장이다. 그러나 AFRMLs와 같은 이종재료가 반복하중을 받을 때, 균열진전이 없으면 층간분리도 발생하지 않는다고 단정지을 수는 없다. 왜냐하면 원공 주위의 응력 분포가 균열을 생성시키기에 부족한 경우, 극한강도 값의 약 1%에 해당(8.8 MPa)하는 층간 전단강도(interlaminar shear stress)를 보유한 AFRMLs는 결국 약한 계면을 따라 응력전이가 이루어질 것이고, 그 결과 층간분리를 야기할 것

으로 판단된다. 본 연구에서 원공재의 경우, 반복 굽힘모멘트 4.9 N·m에서 균열발생 없이 층간분리영역만 확장되는 경우를 발견할 수 있었다. 균열에 의해 야기된 층간분리는 항상 균열선단에서 후방으로 넓게 퍼지는 형상을 관찰할 수 있었으나 균열이 발생하지 않은 경우에는 층간분리 영역의 확장되는 방향이 섬유방향이나 하중방향에 큰 영향을 받지 않는다는 것을 알 수 있다. 즉, 원공을 중심으로 모든 방향으로 균일하게 층간분리영역이 확장되었음을 Fig. 4(c)를 통하여 관찰할 수 있다. 이러한 기구는 Lin 등<sup>(4)</sup>과 Macheret 등<sup>(5)</sup>이 제안한 스켓재에서의 삼각형 또는 타원형 층간분리형상과 송과 김<sup>(8)</sup>이 제안한 반타원 모델과 대별된다. 기존의 연구결과에서 층간분리형상은 균열의 진전방향과 섬유방향, 하중방향에 지대한 영향을 받는다는 공통점이 있다. 그런 점에서 Fig. 4(c)는 층간분리의 다른 메커니즘 가능성을 제시한다. Fig. 4(c)는 알루미늄 층에서 균열이 전혀 발생하지 않았으므로 외관상으로는 손상이 없는 재료로 판단될 소지가 있다. 비파괴검사(C-스캔 이미지)를 통해서만 층간분리영역을 관찰할 수 있다. 균열이 발생한 AFRMLs(Fig. 4(a),(b))의 경우, 층간분리영역이 항상 균열에서 하중방향으로 확장해 가듯이 균열이 발생하지 않은 AFRMLs(Fig. 4(c))의 경우에서도 원공에서 하중방향으로 층간분리영역이 확장해 가는 나가는 양상 자체는 동일한 메커니즘이라고 판단된다. 단, 균열이 발생한 AFRMLs와 발생하지 않은 AFRMLs의 층간분리 형상이 달라지는 이유는 균열의 유무에 따라 달라지는 노치의 기하학적 형상에 지대한 영향을 받기 때문이다. 즉, 반복 굽힘모멘트에 의해 균열(예리한 노치로 가정)길이가 증가하게 되고, 사이클 증가에 따라 균열로부터 층간분리영역의 폭(y방향)도 증가한다. 따라서 층간분리형상은 타원 또는 반타원의 형태를 나타낸다. 균열이 발생하지 않은 원공재의 경우, 부하 시작부터 끝까지 일정한 노치형태를 유지하기 때문에 원공을 중심으로 모든 방향에 고르게 층간분리영역이 퍼져나간 것으로 생각된다. 결과적으로 균열이 발생하지 않은 경우의 층간분리영역 형상을 좌우하는 인자는 하중방향과 섬유 방향보다는 노치의 형상이 더 지대한 영향을 미쳤다고 판단된다. 그러나 균열이 없는 AFRMLs(Fig. 4(c))가 균열이 있는 AFRMLs(Fig. 4(a),(b))에 비해 하중방

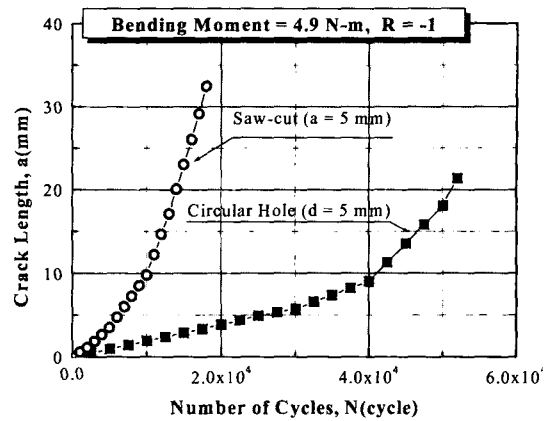


Fig. 5 Relationship between crack length(a) and number of cycles(N) in AFRMLs containing a saw-cut and circular hole

향과 섬유방향에 영향을 덜 받은 이유는 좀 더 검토되어야 할 것 같다. 한편, 본 연구에서 층간분리 면적 증가는 균열길이 증가속도와 밀접한 관련이 있음을 알 수 있었다. Fig. 5는 소켓재(Fig. 4(a))와 균열이 발생한 원공재(Fig. 4(b))의 사이클과 균열길이의 관계를 나타낸 그래프이다. 소켓재에 비해 원공재의 피로수명이 3.7배 정도 향상되었음을 관찰할 수 있었다. 원공재는 소켓재에 비해 초기균열진전이 매우 느리다. 그러나 4x10<sup>4</sup> cycles 이후에는 소켓재와 유사한 기울기를 보인다. 균열성장속도가 빨라지면 균열에 의존적인 층간분리 확장속도도 빨라진다. 따라서 단위 사이클 당 층간분리면적은 소켓재가 원공재보다 훨씬 넓게 나타난다.

요약해 보면, 균열이 존재하지 않는 경우, 다음과 같은 절차에 의해 층간분리영역이 발생 및 성장함을 알 수 있다. 첫째, 반복 굽힘모멘트에 의해 노치 주위에 응력집중 발생. 둘째, 응력집중으로 인한 알루미늄층과 섬유층의 잔류응력 및 응력분포 변화. 셋째, 응력분포 변화로 인한 층간분리영역 발생. 넷째, 층간분리영역 확장 순이다. 이러한 층간분리 메커니즘을 Fig. 6과 같은 순서도로 나타내었다.

#### 4.3 유한요소해석에 의한 소켓과 원공 주위의 응력분포

AFRMLs에서 알루미늄층 노치 주위의 응력분포와 층간분리영역의 관계를 고찰하기 위하여 Fig. 7과 같이 나타내었다. Fig. 7은 AFRMLs에서

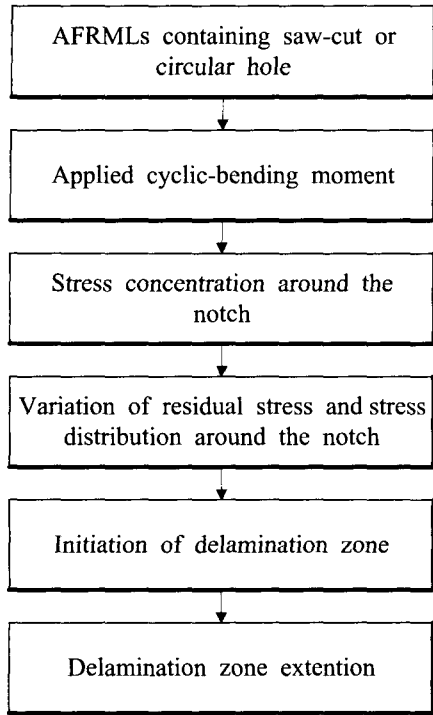


Fig. 6 Flow chart of delamination zone mechanism in the AFRMLs containing saw-cut or circular hole

알루미늄층의 노치주위에 작용하는 응력분포를 유한요소해석 프로그램을 이용하여 나타낸 것이다. 소켓재(Fig. 7(a))와 균열이 발생한 원공재(Fig. 7(b))의 경우 공통적으로 균열선단에서 국부적으로 응력이 집중되었음을 관찰할 수 있다. 즉, 원공재라 하더라도 초기에 균열이 발생되면 그 균열에 의해 소켓재와 유사한 응력분포가 균열선단에 이루어진다. 그러나 균열이 발생하지 않은 원공재(Fig. 7(c))의 경우, 응력 분포가 광범위하게 이루어졌으며 원공 중심에서 x, y 방향으로 고르게 응력이 분포되었음을 볼 수 있다. 즉, 노치형상은 응력분포를 변화시켰으며 결과적으로 Fig. 4에 제시한 바와 같은 층간분리영역 형성에 크게 영향을 미쳤음을 알 수 있다. 또한, 노치 형상에 따른 알루미늄층의 응력분포는 잔류응력 부호가 다른 아라미드 섬유층에 영향을 주었으며 이로 인해 잔류응력의 차이가 심화되어 층간분리를 유발했을 것으로 판단된다.

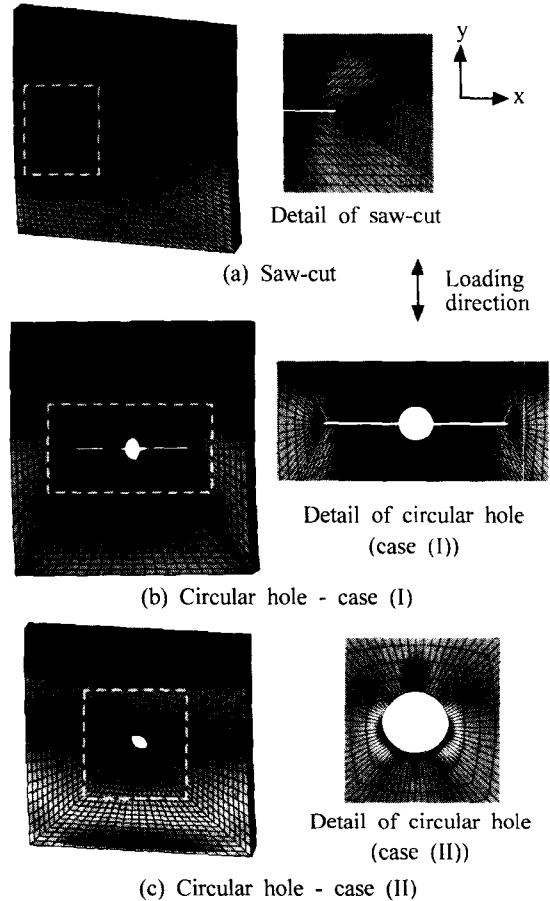


Fig. 7 Simulation of normal stress distribution and deformation under cyclic bending moment in AFRMLs containing a saw-cut and circular hole. (a) saw-cut, (b) circular hole - case(I), (c) circular hole - case(II)

### 5. 결론

본 연구에서는 아라미드섬유 강화 금속적층재 (AFRMLs)의 소켓 및 원공 주위에 반복 굽힘모멘트가 작용할 때, 피로균열 형태의 변화와 층간분리거동을 고찰해 보았다. 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) AFRMLs의 소켓 및 원공 주위의 응력분포를 고찰하기 위해 ASC(average stress criterion) 모델을 적용한 결과, 소켓재는 균열길이가 짧을수록 소켓 주위의 응력구배가 심화되고, 원공재는 원공지름이 작아질수록 원공 주위의 응력구배가 심화되었다. 또한, 소켓 주위의 응력값이 원공주

위의 응력값보다 4배 정도 높았다.

(2) 피로균열전파와 층간분리영역의 관계를 살펴보면, 소켓재의 경우, 반복 굽힘모멘트 4.9 N·m일 때 항상 균열이 발생하고 균열후방에 층간 분리영역이 확장되어 가는 형상이 나타났으나, 원공재의 경우, 반복 굽힘모멘트 4.9 N·m일 때 균열이 발생하는 경우와 발생하지 않는 경우가 나타났다.

(3) 원공재에서 균열이 발생한 경우의 층간분리 거동은 균열에 의존적이며 소켓재와 유사한 거동으로 층간분리영역이 확장되어 갔으나, 균열이 발생하지 않은 경우는 원공 주위의 응력분포가 층간분리영역 확장에 지대한 영향을 미쳤다.

(4) 유한요소해석을 통해 알루미늄층의 응력분포가 층간분리거동에 미친 영향을 고찰한 결과, 균열이 발생하지 않은 원공재의 경우, 알루미늄층의 응력분포가 층간분리 형상에 지대한 영향을 미침을 알 수 있었다. 즉 균열이 존재하지 않는 경우, 응력분포와 층간분리형태는 거의 일치했으며, 원공재는 원형의 층간분리형태를 나타내었다.

(5) 균열성장속도가 빠를수록 층간분리영역의 확장속도도 빨라진다. 따라서 단위 사이클 당 층간분리면적은 소켓재가 원공재보다 더 넓다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(과제번호 : R01-2001-000-00395-0) 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Jung-Ho Kwon, 1990, "The Analysis of Damage Tolerance in Aircraft Structural Design," *Journal of the KSME*, Vol. 30, No. 2, pp. 131 ~ 140.
- (2) Gunnink J. W., Verbruggen M. L. C. E. and Vogelesang L. B., 1984, "ARALL, A Light Weight Structural Material For Impact and Fatigue Sensitive Structures," *The 10th European Rotorcraft Forum*, The Hague, The Netherlands, pp. 241 ~ 254.
- (3) Marissen R., 1988, "Fatigue Crack Growth in ARALL : A Hybrid Aluminum-Aramid Composite Material : Crack Growth Mechanism and Quantitative Prediction of the Crack Growth Rates," *Ph. D. Thesis*, Delft University of Technology, Netherlands.
- (4) Lin C. T., Kao P. W. and Yang F. S., 1991, *Composite*, Vol. 2, p. 135.
- (5) Macheret J., Teply J. L. and Winter E. F. M., 1989, *Polymer Composites*, Vol. 10, p. 322.
- (6) Guo Y. J. and Wu X. R., 1999, "Bridging Stress Distribution in Center-cracked Fiber Reinforced Metal Laminates : Modeling and Experiment," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 147 ~ 163.
- (7) Yon-Jig Kim and Jae-Kyoo Lim, 2001, "A Study on Fatigue Crack Propagation Mechanism of GFRP in Synthetic Sea Water," *KSME International Journal*, Vol. 15, No. 10, pp. 1380 ~ 1385.
- (8) 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.
- (9) Akbar Afaghi-Khatibi and Lin Ye, 1997, "Residual Strength Simulation of Fiber Reinforced Metal Laminates Containing a Circular Hole," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No. 19, pp. 1884 ~ 1904.
- (10) Glyn Lawcock, Lin Ye and Yiu-Wing Mai, 1997, "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, pp. 762 ~ 787.
- (11) Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim, 2001, "The Mixture Ratio Effect of Epoxy Resin, Curing Agent and Accelerator on the Fatigue Behavior of FRMLs," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 25, No. 4, pp. 592 ~ 601.
- (12) Nuismer R. J. and Whitney J. M., 1975, "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations," *Fracture Mechanics of Composites, ASTM STP 593*, p. 117.