

< 논문 >

단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 결함 위치에 따른 응력분포 및 균열발생 거동

김철웅[†] · 송삼홍* · 김종성** · 오동준*** · 윤광준****

(2004년 8월 10일 접수, 2004년 12월 20일 심사완료)

Stress Distribution and Crack Initiation Behavior due to the Defect Locations in Monolithic Aluminum and Al/Glass Fiber Laminates

Cheol-Woong Kim, Sam-Hong Song, Jong-Sung Kim, Dong-Joon Oh and Kwang-Joon Yoon

Key Words: Monolithic Aluminum(단일재 알루미늄), Al/Glass Fiber Laminates(알루미늄/유리섬유 적층재), Circular Hole(원공), Defect(결함), Stress Distribution(응력분포), Crack Initiation Life(균열발생수명), Multi-Site Damage Crack(다중손상 균열, MSD)

Abstract

Material flaws in the form of pre-existing defects can severely affect the crack initiation. Stress distribution and crack initiation life of engineering materials such as monolithic aluminum alloy and Al/Glass fiber laminate may be different according to the defect location. The aim of this study is to evaluate effects of relative location of defects around the circular hole in monolithic aluminum and Al/Glass fiber laminates under cyclic bending moment. Stress distribution and crack initiation behavior near a circular hole are considered. Results of Finite Element (FE) model indicated the features of different stress field due to the relative defects positions. Especially, the defects positions at $\Theta=0^\circ$ and $\Theta=30^\circ$ was strongly effective in stress concentration factor (K_t) and crack initiation behavior.

1. 서론

최근 피로특성과 부식저항이 우수한 하이브리드 복합재료의 적용분야가 확대되고 있다. 특히, 고강도 알루미늄과 유리섬유 프리프레그를 적층한 알루미늄/유리섬유 적층재(Al/Glass fiber laminates)가 최신 항공기에 다양하게 적용됨에 따라 이에 관련된 연구가 심도있게 진행되고 있다. 항공기는 복잡한 형상의 부품결합으로 인해 다양한 노치가 존재한다. 이러한 다양한 노치 중 대

표적인 노치가 소컷(saw-cut)과 원공(circular hole)이다. 따라서 소컷과 원공 등을 내제한 알루미늄/고분자섬유 적층재에 대한 연구가 최근 다양하게 수행되었다. 그 내용을 살펴보면 다음과 같다. Lawcock 등⁽¹⁾은 소컷과 원공을 내제한 CARALL[®]의 잔류응력을 Whitney와 Nuismer가 제안한 평균 응력 크라이테리언(Average Stress Criterion, ASC) 모델에 적용하여 수명을 평가하고, 그에 따른 층간분리 패턴에 대하여 연구하였다. Guo 등⁽²⁾은 ARALL[®]의 피로균열 전파거동 특징중 하나인 섬유가교효과에 의한 응력분포를 고찰하기 위해 층간분리의 형상과 크기를 모델링하여 실험 결과와 비교하였다. Takamatsu 등⁽³⁾은 GLARE-3[®]를 이용하여 Marissen⁽⁴⁾이 제안한 K_{fn} 모델과 섬유가교수정인자(β_f)를 통한 피로균열거동 해석을 수행하였다. Song과 Kim은 프리프레그 수지계의 혼합비 조성을 변화시켜 기계적 강도와 피로특성이 우수

[†] 책임저자, 회원, 건국대학교 인공근육연구센터

E-mail : woong25@korea.ac.kr

TEL : (02)2049-6073 FAX : (02)444-7091

* 회원, 고려대학교 기계공학과

** 회원, 현대자동차 남양연구소

*** 회원, 안동대학교 기계교육과

**** 회원, 건국대학교 항공우주공학과

한 Al/AFRP 적층재를 개발하고,⁽⁵⁾ 소켓과 원공노치가 내재된 Al/AFRP 적층재의 피로균열전파 및 층간분리 거동에 대한 연구를 수행한 바 있다.^(6,7) 이상 열거한 연구들은 노치의 형상에 따른 응력분포, 피로균열전파 및 층간분리거동이 주된 관심사이다. 그러나 항공기의 주익은 제작과정 중 이미 결합이 내재되어 있거나 또는 운항 중 조류 등과의 충돌로 인해 표면에 결합이 발생할 수 있다. 특히, 상대적으로 피로거동에 취약한 항공기 동체 및 주익의 리벳홀 주위에 결합이 존재한다면 주변의 응력분포 및 피로거동은 크게 변화할 것으로 사료된다.

따라서 본 연구에서는 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재에 존재하는 원공과 결합의 상호위치가 응력집중계수(K) 및 응력분포에 미치는 영향을 평가하고자 유한요소 해석을 각각 수행하였다. 또한, 피로시험을 통하여 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 결합 위치에 따른 균열발생 거동을 비교·평가해보았다.

2. 시험편의 제작 및 실험방법

2.1 알루미늄/유리섬유 적층재의 제작

본 연구에서 사용된 알루미늄/유리섬유 적층재는 0.5 mm의 Al5052 판재 두 장 사이에 일방향 유리섬유(S-glass, Hankook Fiber Co.) 프리프레그(prepreg)를 삽입한 형태이다. 이때, 유리섬유 층은 프리프레그를 동일방향으로 4장을 적층하였고, 방향은 Fig. 1에 제시한 바와 같다. Al5052와 유리섬유의 기계적 특성은 Table 1, 2와 같다. 경화는 핫-플레이트-프레스를 이용하였고 압력은 0.8 MPa를 가하였다. 경화 후 유리섬유층의 두께는 경화 전과 거의 차이없이 1.0 mm를 나타냈다. 프리프레그 수지계를 시차주사 열분석기(DSC)를 이용하여 측정된 결과, 2차 가열과정이 필요했다. 2차 가열과정은 더욱 안정화된 경화수지 제작을 가능하게 했다.

2.2 시험편 형상

Fig. 1은 본 연구에서 사용한 알루미늄/유리섬유 적층재 시험편의 규격 및 형상이다. 단일재 알루미늄 시험편 또한 Fig. 1과 동일하게 제작하였다. 시험편의 중앙에 지름 5 mm의 원공을 제작한 후 Fig. 1의 B와 같이 원공 주위에 인공적

인 결합을 가공하였다. 자연 결합은 형태, 크기 및 분포위치가 매우 다양하고 연구의도와 무관하게 존재하므로 연구의 재현성 및 신뢰성 등을 검증하기 힘들다. 따라서 Fig. 2 (a)에 제시한 바와 같이 원공과 결합의 중심간 각도를 x 축 기준으로 $\theta_1 = 0^\circ$, $\theta_2 = 30^\circ$, $\theta_3 = 60^\circ$, $\theta_4 = 90^\circ$ 인 경우로 각각 제작하였다. 원공결합의 지름은 0.5 mm, 깊이는 0.5 mm로 가공하였다. Murakami⁽⁸⁾는 원공의 거리에 따른 간섭에 대한 연구에서 원공과 원공 간의 중심거리($2L$)는 $2L \leq 2a_1 + a_2$ 일 때 상호간섭을 일으킨다고 보고한 바 있다. 따라서 이 조건을 만족하기 위해 원공의 호와 결합의 호의 거리를 2 mm로 하였다. Fig. 2 (b)에서 $a_1 = 2.5$ mm, $a_2 = 0.25$ mm이므로 Murakami가

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

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

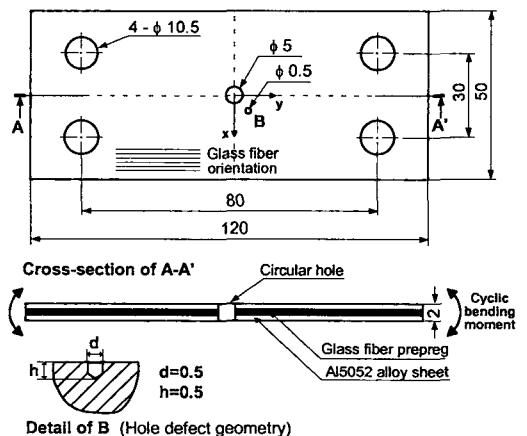


Fig. 1 Geometries of specimen (unit : mm)

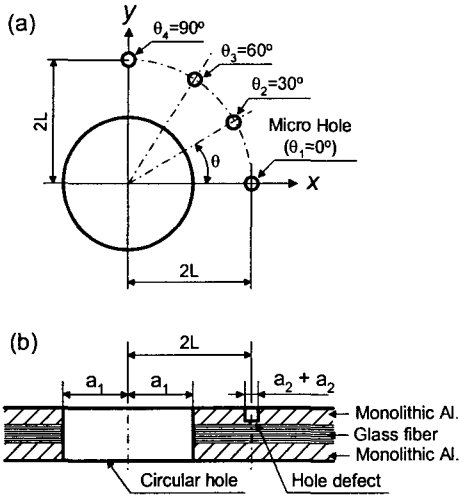


Fig. 2 Relative position between circular hole and hole defects

보고한 상호간섭을 일으킬 수 있는 최대거리 $2L = 5.25 \text{ mm}$ 이내인 $2L = 4.75 \text{ mm}$ 로 상호간섭을 일으킬 수 있도록 가공하였다.

2.3 실험방법

본 연구에 사용된 시험기는 굽힘 및 비틀림 피로시험기(TB-10B, Shimadzu Co.)이다. 최대 모멘트는 98 N-m 이며, 분당회전수 2000 rpm , 33.3 Hz 이다. 본 연구에서는 시험편에 4.9 N-m 의 반복굽힘 모멘트를 가하였다. 알루미늄/유리섬유 적층재는 인장-인장의 하중조건에서 매우 우수한 피로특성을 보인다. 반면, 유리섬유층이 압축강도에 상대적으로 약하기 때문에 인장-압축의 조건에서 피로특성 저하가 현저하게 나타난다.⁽⁹⁾ 따라서 이러한 특성을 충분히 고려하기 위해 응력비는 $R = -1$ 로 적용하였다. 원공 및 결함에서 발생하는 균열발생 거동을 용이하게 관찰하기 위해 200배율의 접안 이동 측미계를 이용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 결함의 위치에 따른 응력집중계수 (K_t) 및 응력 분포의 변화

원공에 인접하여 결함이 발생하면 원공과 결함 사이에는 응력간섭이 발생하고 특이응력장이 형성된다. 또한, 상호 위치가 변화하면 간섭효과에

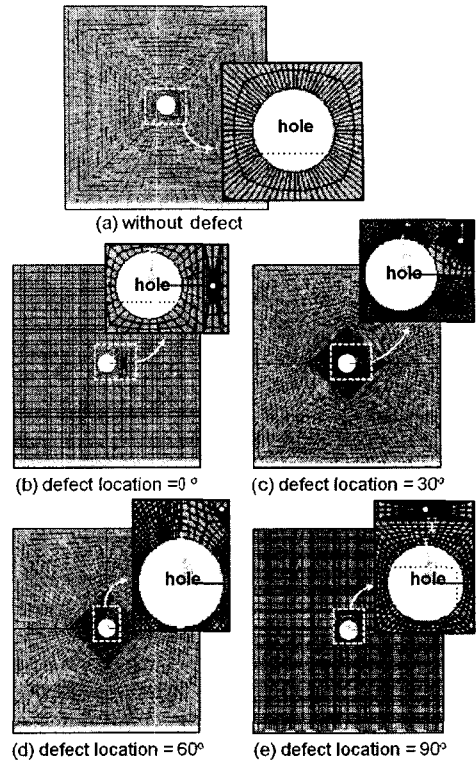


Fig. 3 FE model according to the defects of four different positions around the circular hole

의해 응력집중계수 및 응력분포가 변화한다. 본 절에서는 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 결함위치에 따른 응력집중계수의 변화 및 응력분포에 대해 살펴보았다.

3.1.1 단일재 알루미늄

단일재 알루미늄의 원공 주위 결함의 상대적 위치에 따른 응력집중계수(K_t)의 변화를 계산하기 위해 Fig. 3 (a)와 같이 결함이 없는 경우 및 Fig. 3 (b)~(e)와 같이 결함의 위치가 $\theta = 0^\circ$, $\theta = 30^\circ$, $\theta = 60^\circ$, $\theta = 90^\circ$ 인 경우의 유한요소모델을 제작하고, 원공과 결함 사이의 응력집중계수를 구하였다. 응력집중계수 계산은 ANSYS를 사용하였으며 4940절점, 1600요소 및 솔리드 모델을 사용하여 탄성유한요소해석을 각각 수행하였다. 응력집중계수(K_t)는 식 (1)과 같다.⁽¹⁰⁾

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

여기서, σ_{max} 은 원공과 결합 사이에서 발생한 최대응력이고, σ_{nom} 은 공칭응력이다. 일반적으로 응력집중계수와 응력분포의 관계를 규명할 때, 재료의 강도에 따른 영향평가도 수반되어야 한다. 따라서 응력집중계수(K_t)와 함께 노치계수(K_f)도 함께 이용된다. 그러나, 응력집중계수에 비해 노치계수의 영향은 극히 미약하므로 배제하였다. Fig. 4는 결합 위치에 따른 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 응력집중계수를 나타낸 것이다. 단일재 알루미늄의 각도변화에 따른 응력집중계수의 변화를 살펴보면 다음과 같다. 결합이 존재하지 않을 때 $K_f=1.73$ 이고 결합의 위치가 $\theta=0^\circ$ 일 때 $K_f=3.23$, $\theta=30^\circ$ 일 때 $K_f=2.98$, $\theta=60^\circ$ 일 때 $K_f=2.18$, $\theta=90^\circ$ 일 때 $K_f=1.79$ 를 나타내었다. 전체적으로 결합의 위치가 $\theta=0^\circ$ 에서 $\theta=90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수 값이 감소함을 볼 수 있다. 특히, $\theta=60^\circ$ 이상부터는 응력집중계수 값이 급격히 감소한다. 그 이유는 $\theta=60^\circ$ 이상인 경우, 원공의 영향으로 응력이 약해지는 부위에 결합이 위치하기 때문이다. 한편, 결합의 위치에 따른 응력집중계수(K_t) 값이 원공과 결합사이의 응력분포에 미치는 영향을 고려하기 위해 Fig. 5와 같은 유한요소 해석결과를 나타내었다. Fig. 5에서 응력분포는 식 (2)와 같은 상당응력으로 R. von Mises 응력조건을 사용하였다.

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{\sqrt{2}} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]^{1/2} \quad (2)$$

여기서, σ_{eq} 는 상당응력이다. Fig. 5에서 원공 주위의 응력분포를 살펴보면, Fig. 5(a)와 같이 결합이 존재하지 않는 경우는 응력분포의 왜곡없이 좌우대칭의 전형적인 원공주변의 응력분포를 보여준다. 반면, Fig. 5(b), (c)와 같이 $\theta=0^\circ$ 및 $\theta=30^\circ$ 인 경우에는 결합이 상호간섭을 일으켜서 응력장이 심하게 왜곡되어 있음을 관찰할 수 있다. 이 경우, 결합을 중심으로 새로운 응력장이 형성되었고 이러한 응력분포 변화는 향후 균열발생거동에 지대한 영향을 미칠 것으로 판단된다. 한편, $\theta=60^\circ$ 와 $\theta=90^\circ$ 인 경우 미세한 응력분포의 변화는 있으나 원공의 영향으로 응력을 거의 받지 않는 곳에 결합이 위치해 있어서 응력장을 왜곡시키는 역할만하고, 피로균열발생 거동에 직접적인 영향은 미치지 않을 것으로 판단된다.

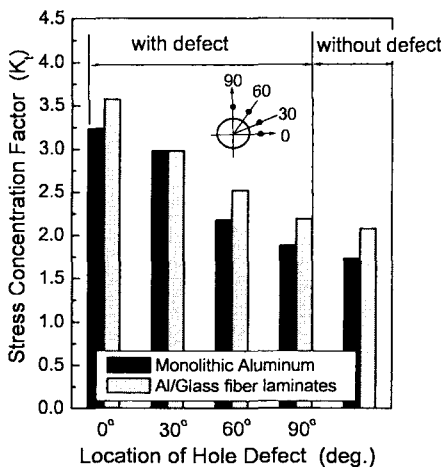
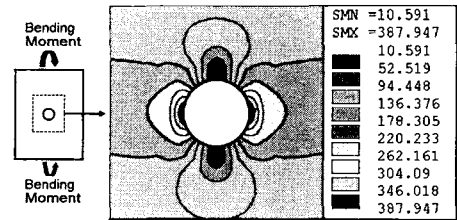
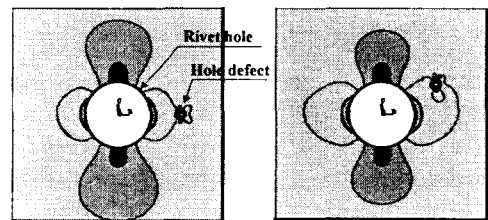


Fig. 4 Stress concentration factor on the relative position of defect in monolithic aluminum vs. Al/Glass fiber laminates

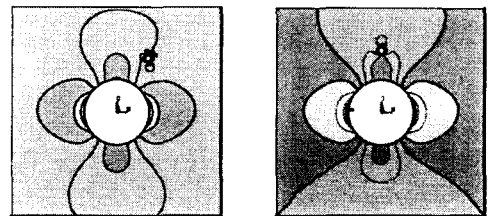


(a) without defect



(b) defect, 0°

(c) defect, 30°



(d) defect, 60°

(e) defect, 90°

Fig. 5 R. von Mises stresses distribution on the interaction between circular hole and defect in monolithic aluminum

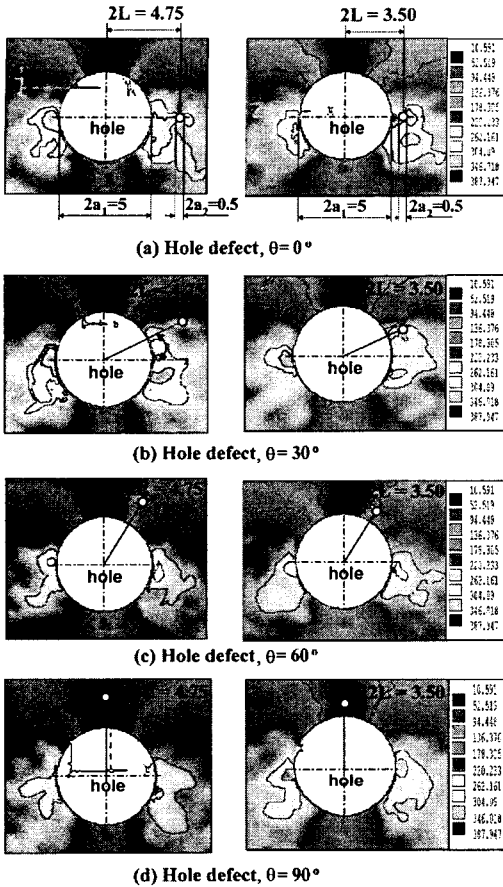


Fig. 6 Stress distribution of monolithic aluminum on the interaction between circular hole and defect in the case of $2L = 4.75, 3.50$ mm

한편, Murakami가 제안한 원공 간에 상호간섭을 일으키는 중심거리($2L$) 조건인 $2L \leq 2a_1 + a_2$ 를 만족하는 범위 내에서 중심거리를 변화시켜 보았다. Fig. 6은 본 연구를 위해 제작된 시험편의 조건과 동일한 $2L = 4.75$ mm인 경우와 중심거리를 더 인접시킨 $2L = 3.50$ mm인 경우의 FEM 해석 결과이다. Fig. 4에서 단일재 알루미늄의 응력집중계수 값과 Fig. 6을 비교해보면, Fig. 6(a), (b)의 $\theta = 0^\circ, \theta = 30^\circ$ 인 경우, 결함의 영향을 크게 받아 응력집중계수(K_t) 값이 증가하고 $2L = 4.75, 3.50$ mm인 경우 모두 원공과 결함 사이에 특이응력장이 형성됨을 관찰할 수 있다. 한편, Fig. 6 (c), (d)와 같이 원공결함의 위치가 $\theta = 60^\circ, \theta = 90^\circ$ 인 경우는 Fig. 4에서 응력집중계수(K_t)값이 큰 폭으로

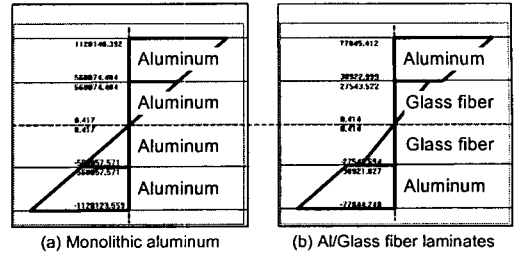


Fig. 7 Interlaminar stress distribution in monolithic aluminum vs. Al/Glass fiber laminates by LACOM program based on CLT

저하하였기 때문에 원공과 결함간의 거리가 변화하여도 모두 간섭효과를 관찰 할 수 없다. 즉, 결함의 위치가 $\theta = 60^\circ, \theta = 90^\circ$ 인 경우, Murakami가 제안한 상호간섭식을 만족하는 거리 내에서 더 근접하더라도 응력장에 약간의 변화는 발생하지만 궁극적으로 이러한 변화가 피로균열발생 거동에 지대한 영향을 미치지 않는 것이라 판단 된다.

3.1.2 알루미늄/유리섬유 적층재

알루미늄/유리섬유 적층재의 경우도 단일재 알루미늄과 같은 방법으로 결함이 없는 경우 및 결함 위치가 $\theta = 0^\circ, \theta = 30^\circ, \theta = 60^\circ, \theta = 90^\circ$ 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 응력집중계수(K_t) 결과는 Fig. 4와 같다. 알루미늄/유리섬유 적층재의 결함 위치에 따른 응력집중계수(K_t)를 살펴보면, 결함이 존재하지 않을 때 $K_t = 2.08$ 이고, 결함의 위치가 $\theta = 0^\circ$ 일 때 $K_t = 3.57, \theta = 30^\circ$ 일 때 $K_t = 2.98, \theta = 60^\circ$ 일 때 $K_t = 2.52, \theta = 90^\circ$ 일 때 $K_t = 2.19$ 를 나타냈다. 단일재 알루미늄과 같이 결함의 위치가 $\theta = 0^\circ$ 에서 $\theta = 90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수(K_t) 값이 작아짐을 볼 수 있다. Fig. 4에서 동일한 결함 위치일 때 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 응력집중계수(K_t) 값을 비교해 보면, 평균적으로 알루미늄/유리섬유 적층재가 단일재 알루미늄보다 응력집중계수(K_t) 값이 약 15% 정도 더 증가했음을 알 수 있다. 단일재 알루미늄을 동일한 두께의

적층재 형태로 제작하였을 경우, 극한인장강도는 2배 이상 증가한다. 그러나, 노치 주위의 응력집중계수 값을 낮추지는 못한다.⁽¹¹⁾ 그 이유는 알루미늄/유리섬유 적층재는 일반적으로 정적하중 하에서는 주로 알루미늄층이 외력을 감당하고 동적 반복하중에서는 주로 섬유층이 피로에 대한 인성을 갖기 때문이다. 그러므로 알루미늄/유리섬유 적층재는 반복하중 하에서 알루미늄층 균열주변의 응력을 섬유층으로 전이하는 섬유가교효과가 크게 작용한다. 그러나, 정적하중 하에서는 섬유가교효과가 미약하다. 따라서 정적하중 하에서 단일재 알루미늄보다 알루미늄/유리섬유 적층재의 응력집중계수가 높게 나타난다고 생각된다. 또 다른 이유를 설명하기 위해 Fig. 7과 같이 제시하였다. Fig. 7은 고전적층이론(Classical Lamination Theory, CLT)을 바탕으로 복합재료 해석프로그램인 LA COM을 이용하여 해석한 층간응력분포 결과이다. 동일두께의 알루미늄 판재 4장을 적층한 재료와 알루미늄/유리섬유 적층재의 층간응력분포를 비교해보면, 알루미늄 적층재는 각층의 응력구배가 연속적이데 비하여 알루미늄/유리섬유 적층재는 알루미늄층과 유리섬유층 사이에서 급격한 응력구배 변화가 나타남을 관찰할 수 있다. 이러한 응력구배 때문에 알루미늄/유리섬유에서 알루미늄

층의 응력집중계수 값이 증가된 것으로 판단된다. Fig. 8은 유한요소해석을 통해 얻은 알루미늄/유리섬유 적층재의 응력분포를 나타낸 결과이다. 단일재 알루미늄과 동일한 상당응력으로 R. von Mises 응력을 사용하였으며 적층판 중에서 가장 상판의 알루미늄층 응력분포를 나타내었다. 전체적으로는 단일재 알루미늄의 응력분포와 유사한 경향을 나타낸다. 그러나, $\theta=0^\circ$, $\theta=30^\circ$ 인 경우만 상호간섭을 받는 단일재 알루미늄과 달리 알루미늄/유리섬유 적층재에서는 $\theta=60^\circ$ 에서도 상호간섭이 일어났다. 그 이유는 하중방향과 섬유배열 방향이 동일하기 때문에 $\theta=60^\circ$ 인 결합에 응력전달이 용이해져서 상호간섭이 잘 나타난 것이라고 생각된다.

3.2 결합 위치에 따른 균열발생 거동

3.2.1 단일재 알루미늄

균열발생수명을 정의할 때, 균열발생길이에 대해 정의하는 것은 어려운 문제이다. Manson⁽¹²⁾은 균열발생길이를 노치 반지름의 1/10로 정의해야 한다고 보고했고, Braglia 등⁽¹³⁾은 균열발생길이를 0.25 mm로 정의해야 한다고 보고했다. 이처럼 균열발생길이의 일정한 기준을 찾아보기가 어렵다. 본 연구에서는 원공의 호와 결합간의 거리가 2 mm이므로 편의상 균열발생 길이가 2 mm일 때의 사이클을 균열발생수명으로 정의하였다. 한편, 원공과 결합 주위의 상호간섭에 의해 여러 개의 균열이 동시에 개시될 수 있다. 본 연구에서는 가장 먼저 개시되는 균열을 발생수명(N_i)으로 정의하였다. Fig. 9 (a)는 단일재 알루미늄의 결합위치에 따른 균열발생수명을 나타낸 결과이다. 반복 굽힘 모멘트 4.9 N·m 하에서 결합이 존재하지 않을 때의 균열발생수명(N_i)은 $N_i = 6.0 \times 10^3$ cycles 이고, 파단수명(N_f)은 $N_f = 1.7 \times 10^4$ cycles이다. 결합의 위치가 $\theta=0^\circ$ 일 때 균열발생수명이 가장 짧았으며 $\theta=30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 순서로 균열발생수명이 길어졌다. 결합이 존재하지 않을 때를 기준으로 균열발생수명을 비교해 보면, $\theta=0^\circ$, $\theta=30^\circ$ 인 경우 균열발생수명이 현저하게 감소됨을 알 수 있다. $\theta=0^\circ$ 일 때 균열발생수명은 68 % 감소하고 $\theta=30^\circ$ 일 때 47 % 감소한 반면, $\theta=60^\circ$ 일 때 20 % 감소하고 $\theta=90^\circ$ 일 때 17 % 감소하였다. 이러한 거동은 Fig. 4에서 $\theta=0^\circ$, $\theta=30^\circ$ 인 경우 응력

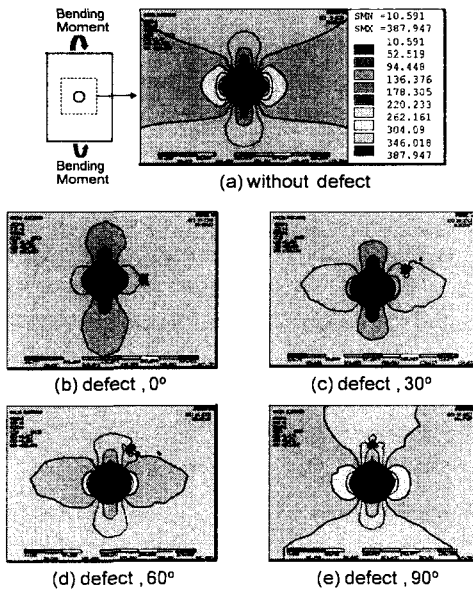
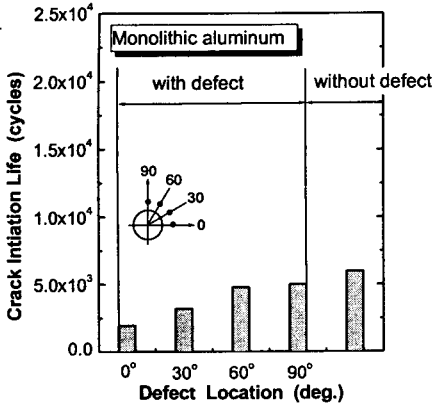
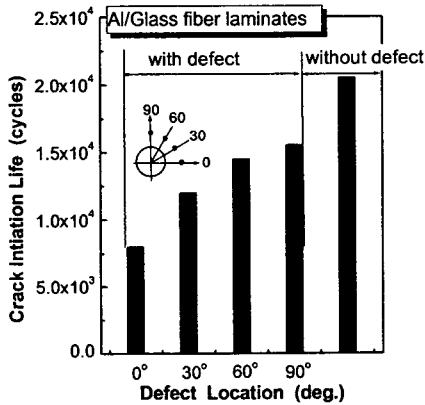


Fig. 8 R. von Mises stresses distribution on the interaction between circular hole and defect in Al/Glass fiber laminates



(a) Monolithic aluminum



(b) Al/Glass fiber laminates

Fig. 9 Crack initiation life on the defect locations in the monolithic aluminum vs. the Al/Glass fiber laminate

집중계수 평균값이 $K_t=3.1$ 인데 비해, $\theta=60^\circ$, $\theta=90^\circ$ 인 경우 응력집중계수 평균값은 $K_t=2.0$ 이므로 그 차이만큼 원공 주변의 응력분포에 영향을 미친 것으로 판단된다.

3.2.2 알루미늄/유리섬유 적층재

단일재 알루미늄의 균열발생거동과 달리 알루미늄/유리섬유 적층재의 균열발생거동에는 여러 가지 인자가 작용한다. 대표적으로 섬유층의 적층배향, 섬유가교효과, 층간분리거동, 층간응력구배, 층간전단강도 등이 있다. 이러한 연구는 선행된 연구에서 수행된 바 있다.^(6,7,14) 따라서 본 연구

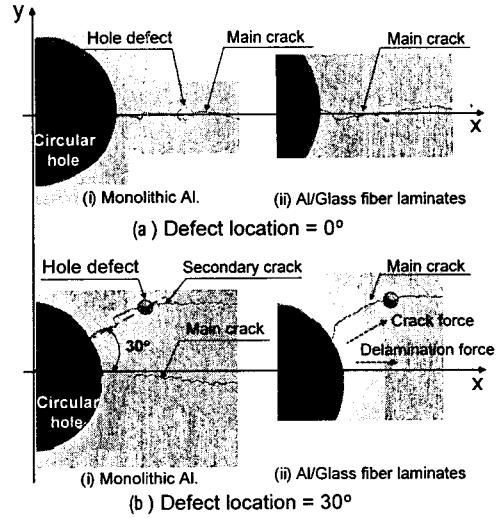


Fig. 10 Illustration of crack profile in monolithic aluminum vs. the Al/Glass fiber laminate at the defect locations, $\theta=0^\circ$ and $\theta=30^\circ$

에서는 알루미늄/유리섬유 적층재의 표면층(알루미늄층)에서 관찰되는 균열발생거동만을 고려하였다. 알루미늄/유리섬유 적층재의 피로균열 발생수명(N_f)도 단일재 알루미늄과 동일한 방법으로 정의하였다. Fig. 9(b)는 알루미늄/유리섬유 적층재의 원공과 결함간의 상대적 위치에 따른 균열 발생수명을 나타낸 결과이다. 결함이 존재하지 않을 때 균열발생수명(N_f)은 $N_f=2.1 \times 10^4$ 이고, 파단수명(N_f)은 $N_f=9.2 \times 10^4$ 이다. 알루미늄/유리섬유 적층재는 단일재 알루미늄보다 전체적으로 균열발생수명이 4 배 이상 길게 나타났다. 결함의 위치가 $\theta=0^\circ$ 에서 30° , 60° , 90° 로 증가할수록 균열발생수명이 증가하는 양상은 단일재 알루미늄과 비슷하다. 그러나, 단일재 알루미늄은 결함의 위치에 따른 균열발생수명의 차이가 적은 반면, 알루미늄/유리섬유 적층재의 경우는 결함의 위치에 따른 균열발생수명의 차가 크다. 특히, $\theta=0^\circ$ 와 $\theta=30^\circ$ 사이의 균열발생수명의 편차는 매우 크게 나타났다. 이는 Fig. 4에서 $\theta=0^\circ$ 와 $\theta=30^\circ$ 의 응력집중계수 편차는 작게 나타난 점과는 상반된 결과이다. 그 이유를 Fig. 9와 Fig. 10을 비교하여 설명할 수 있다. Fig. 9에서 결함이 존재하지 않을 때와 결함이 $\theta=0^\circ$ 일 때를 비교하면 알루미늄/유리섬유 적층재가 단일재 알루미늄보다 균열발생수명의 감소 폭이 훨씬 크다. 즉, 알루미늄/

유리섬유 적층재가 단일재 알루미늄보다 결합 위치에 따른 영향을 더 크게 받았다고 할 수 있다. 특히, $\theta=0^\circ$ 와 $\theta=30^\circ$ 사이의 균열발생수명 편차가 크게 나타난 이유는 Fig. 10에 제시된 바와 같이 $\theta=0^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재가 비슷한 거동을 보인 반면, $\theta=30^\circ$ 일 때는 전혀 다른 거동을 보였기 때문이다. $\theta=30^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄은 다중손상(Multi-Site Damage, MSD) 균열 양상을 보였다. Partl 등⁽¹⁵⁾의 보고에 의하면, MSD 균열이 관찰되는 경우, 부하 초기에는 상호간섭을 받지 않는 균열거동과 유사하게 진행되다가 부하가 진행될수록 균열진전력의 분산으로 인해 20 % 정도의 피로수명 증가가 나타난다고 하였다. 따라서 본 연구에서도 단일재 알루미늄은 MSD 균열의 영향으로 $\theta=0^\circ$ 와 $\theta=30^\circ$ 사이의 피로수명 차이가 적게 나타난 것으로 생각된다. 반면, 알루미늄/유리섬유 적층재의 $\theta=0^\circ$ 와 $\theta=30^\circ$ 의 경우는 결합에 의해 균열의 방향만 전환될 뿐 MSD 균열은 관찰되지 않았다. 그 이유는 MSD 균열 대신 원공주변에 층간분리가 발생하여 에너지를 소비하는 가운데 2차 균열 생성을 억제했기 때문이라고 생각된다. 따라서 $\theta=0^\circ$ 일 때와 $\theta=30^\circ$ 일 때의 균열발생 차가 커진 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 단일재 알루미늄과 알루미늄/유리섬유 적층재의 원공 주변에 결합이 존재할 때, 결합의 위치가 응력집중계수, 응력분포, 균열발생 거동에 미치는 영향에 대해 고찰해보았다. 또한, 결합의 위치가 균열발생수명에 미치는 영향에 대해 고찰해 보았다. 그리고 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 단일재 알루미늄의 원공 주변에 결합이 발생된 경우, 결합의 위치가 $\theta=0^\circ$ 에서 $\theta=90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수의 값이 감소하였다. 특히, $\theta=0^\circ$ 및 $\theta=30^\circ$ 인 경우에는 결합의 위치가 응력분포에 미치는 영향이 매우 컸다.

(2) 알루미늄/유리섬유의 원공 주변에 결합이 발생된 경우에도 결합 위치가 $\theta=0^\circ$ 에서 $\theta=90^\circ$ 로 증가할수록 응력집중계수의 값이 감소하였지만, 단일재 알루미늄에 비해 약 15%의 응력집중계수의 증가가 발생했다. 그 이유는 알루미늄 층

과 섬유층 사이에서의 응력구배가 응력집중계수를 증가시켰기 때문이고, 섬유가교효과가 정적하중 하에서는 크게 작용하지 못했기 때문이다.

(3) 단일재 알루미늄의 원공 주변에 결합이 발생된 경우, 결합의 위치가 $\theta=0^\circ$ 에서 $\theta=90^\circ$ 로 증가할수록 균열발생수명은 증가하였다. 특히, $\theta=0^\circ$, $\theta=30^\circ$ 인 경우는 $\theta=60^\circ$, $\theta=90^\circ$ 인 경우에 비해 균열발생수명이 크게 감소되었다.

(4) 알루미늄/유리섬유 적층재의 원공 주변에 결합이 발생된 경우, 단일재 알루미늄에 비해 균열발생수명이 약 4 배정도 증가했다. 그러나 균열발생수명은 단일재 알루미늄에 비해 결합위치의 영향을 크게 받았다.

(5) 결합이 $\theta=30^\circ$ 일 때 단일재 알루미늄은 다중손상(MSD) 균열 양상을 보인 반면, 알루미늄/유리섬유 적층재는 주균열만 발생하였다. 그 이유는 MSD 대신 원공 주변에 층간분리가 발생하여 2차 균열 생성을 억제했기 때문이다. 그 결과, 균열발생 에너지의 일부를 층간분리 발생 에너지로 환원하여 균열발생 수명은 더 증가한 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 젊은과학자 연구활동 지원사업(과제번호: R01-2004-000-10423-0)의 일환으로 수행되었습니다. 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Lawcock, G., Ye, L. and Mai, Y. W., 1997, "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, pp. 762~787.
- (2) Guo, Y. and Wu, X., 1999, "Bridging Stress Distribution in Center-Cracked Fiber Reinforced Metal Laminates : Modeling and Experiment," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 63, pp. 147~163.
- (3) 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.
- (4) 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.
- (5) Song Sam-Hong and Kim Cheol-Woong, 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.
- (6) Song Sam-Hong and Kim Cheol-Woong, 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) Song Sam-Hong and Kim Cheol-Woong, 2003, "Fatigue Crack and Delamination Behavior in the Composite Material Containing a Saw-cut and Circular Hole (I) - Aramid Fiber Reinforced Metal Laminates-," *Transactions of the KSME A*, Vol. 27, No. 1, pp. 58~65.
- (8) 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.
- (9) Gunnink, J. W., 1990, "Aerospace ARALL the Advancement in Aircraft Materials," *35th International SAMPE Symposium*, pp. 1708~1721.
- (10) Peterson, R. E., 1974, *Stress Concentration Factors*, John Wiley & Sons, Inc., pp. 1~19.
- (11) 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.
- (12) Manson, S. S., 1953, "Behavior of Materials under Conditions of Thermal Stress," *Heat Transfer Symposium*, Univ. of Michigan, Engineering Research Institute, pp. 9~75.
- (13) Braglia, B. L. and Hertzberg, R. W., 1979, "Crack Initiation in a High Strength Low-Alloy Steel," *Fracture Mechanics*, ASTM STP 677.
- (14) Song Sam-Hong and Kim Cheol-Woong, 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.
- (15) 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.