

균열이 발생하지 않는 섬유강화 복합재료의 층간분리 평가법

송삼홍(고려대 기계공학과), 김철웅*(고려대 공학기술연구소), 황진우(고려대 대학원 기계공학과)

Evaluation of Delamination for Fiber Reinforced Composite Material without Crack

Sam-Hong Song(Mech. Eng., Korea Univ.), Cheol-Woong Kim*(Research Institute of Eng. & Tech., Korea Univ.) and Jin-Woo Hwang(Graduate School, Mech. Eng., Korea Univ.)

ABSTRACT

Previous researches for fiber reinforced composite material(FRCM) have been evaluated the fatigue delamination behavior using the traditional fracture mechanics parameters. Therefore, previous researches for FRCM have not generally been firm yet. Because delamination growth behavior in FRCM should be consider relationship between delamination area, A_D and crack length, a instead of traditional fracture mechanics parameters. Especially, in case of delamination behavior for FRCM without crack should be considering equivalent crack, i.e., pseudo crack, a_p using the fracture behavior of FRCM with crack. The major purpose of this study was to evaluate the delamination for FRCM without crack. The details of the studies are as follow : 1) Relationship between crack growth rate, da/dN and stress intensity factor, ΔK in FRCM containing a saw-cut and circular hole with crack. 2) Propose of PSEUDO CRACK MODEL for the delamination in FRCM without crack. 3) Analysis of crack propagation energy, E_{crack} using a total energy, E_{total} and delamination growth energy, E_{del} .

Key Words : Fiber Reinforced Composite Material(섬유강화 복합재료, FRCM), Crack Growth Rate(균열성장률, da/dN), Stress Intensity Factor Range(응력확대계수 범위, ΔK), Pseudo Crack Model(가균열 모델, PCM), Crack Propagation Energy(균열전파 에너지, E_{crack}), Delamination Growth Energy(층간분리성장 에너지, E_{del})

1. 서 론

항공기 구조용 재료로 사용되는 섬유강화 복합재료(Fiber Reinforced Composite Material, 이하 FRCM)는 알루미늄층과 고강도 섬유층이 적층된 하이브리드 형태이다. 이와 같은 FRCM 이 항공기의 잦은 운항으로 피로하중에 장시간 노출될 경우, 알루미늄층과 섬유층 사이에서는 층간분리가 발생할 확률이 섬유층끼리 적층된 FRP 에 비해 매우 높다. 이러한 층간분리는 섬유가교효과를 약화시키고, 섬유강화 복합재료의 피로특성을 급격히 저하시킨다. 일반적으로 FRCM 의 층간분리는 알루미늄층의 균열에 의해 야기되며 균열성장에 의존적이라는 보고가 기존 연구의 결과이다.⁽¹⁻⁵⁾ 이러한 결과는 대부분 CT 및 CCT 시험편과 같은 소켓(saw-cut) 노치를 내재한 시험편에서의 피로거동 현상이므로 항상 균열에 의한 층간분리가 발생한다. 그러나, 항공기 구조에서는 리벳팅과 같은 원공노치가 많은 비율을

차지한다. 원공노치는 기하학적 형상의 차이로 인해 소켓노치와는 다른 피로거동을 보인다. 예를 들어, 특정 하중조건에서 소켓노치재에 균열이 항상 발생했다라도, 원공노치재는 Fig. 1 과 같이 균열이 발생하는 경우와 발생하지 않는 경우가 나타날 수 있다.⁽⁴⁾ 이는 원공노치가 소켓노치에 비해 노치주위의 최대응력값이 1/4 정도에 불과한 이유도 있지만, 부하초기 층간분리 메커니즘에 지대한 영향을 받기 때문이다. 피로하중이 가해진 원공노치재에 균열이 발생하지 않는 경우, 비파괴검사를 거치지 않는다 면, 결함이 없는 온전한 재료로 간주하기 쉽다. 균열이 존재하지 않고 층간분리만 발생하는 FRCM (Fig. 1 의 case II)의 피로거동은 $a-N$ 관계 및 $da/dN-\Delta K$ 관계와 같은 균열의 함수관계인 파라미터와의 적용이 불가능해진다. 또한, FRCM 조건에 적합하게 개선된 Marissen⁽⁶⁾의 ΔK_{fm} 모델, Takamatsu⁽⁷⁾의 ΔK_{cyp} 모델, Toi⁽⁸⁾가 제안한 β_{fb} 이론, Lin Ye⁽¹⁾가 제안한 유효균열성장모델(ECGM) 등과의 적용이 모두 불가능

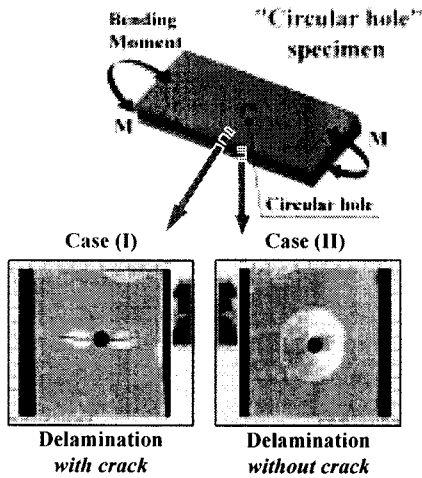


Fig. 1 Delamination behavior in fiber reinforced composite material (FRCM) containing a circular hole in case of *with crack* and *without crack*

해진다. 따라서 본 연구에서는 균열이 발생하지 않고 층간분리만 성장해가는 경우에도 균열이 발생한 경우와 비교평가가 가능한 새로운 해석모델을 제안하고자 한다. 그 접근 방법은 다음과 같다. 1) 균열이 존재하는 소켓재와 원공재의 $da/dN-\Delta K$ 관계 비교. 2) 균열이 존재하는 원공재 및 균열이 존재하지 않는 원공재의 피로거동 평가. 3) 가균열 모델 (Pseudo crack model)의 제안 및 이를 통한 균열성장 에너지(E_{crack})의 해석 등이다.

2. 시험편 제작 및 실험방법

2.1 FRCM 시험편 제작

FRCM 시험편은 Fig. 2 와 같이 A15052 판재와 단방향(UD) 아라미드 섬유/에폭시 프리프레그를 3/2 의 형태로 적층하였다. 노치의 형상은 소켓을 가공한 FRCM(Fig. 2 (a), 이하 소켓재)과 원공을 가공한 FRCM(Fig. 2 (b), 이하 원공재)의 형태로 구분하였다. 소켓의 길이는 $a = 5$ mm 이고, 원공의 지름은 $d = 5$ mm 이다.

2.2 실험방법

본 연구에 사용된 피로시험기는 굽힘 및 비틀림 피로시험기(TB-10B, Shimadzu Co.)이다. 최대 모멘트 진폭은 98 N-m, RPM = 2000, Hz = 33.3, 응력비 (R) = -1 이다. 하중형태는 반복-굽힘모멘트 ($M = 4.9$ N-m)를 가하였다. 피로균열 관찰은 접안 이동측미계를 이용하여 100 배율로 관찰하였다. FRCM 의 층간분리 영역은 C-스캔 이미지를 이용하여 형상과 면적 등을 분석하였다.

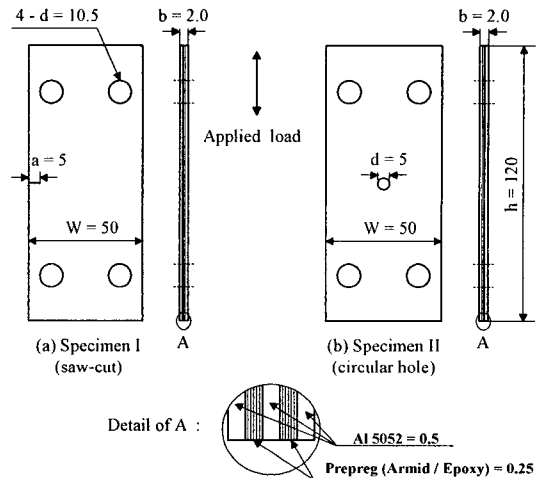


Fig. 2 Geometries of FRCM containing a (a) saw-cut and (b) circular hole (unit : mm)

3. 실험결과 및 고찰

3.1 균열이 존재하는 소켓재 및 원공재의 $da/dN-\Delta K$ 관계

FRCM 에 소켓 또는 원공 형태의 노치가 내재되어 있는 경우, 기하학적 형상의 차이로 인하여 노치주위 응력분포 및 최대응력 값은 큰 차이를 보인다. 이와 같이 적층재의 노치형상에 따른 응력분포 차이는 평균응력 크라이테리언(Average Stress Criterion, 이하 ASC) 모델을 이용하여 평가할 수 있다. 송과 김⁽⁴⁾은 ASC 모델을 이용하여 평가한 결과, 소켓재가 원공재보다 최대응력 값이 약 4 배 정도 높게 나타난다고 보고하였다. 이 같은 차이는 소켓재와 원공재의 피로수명에도 지대한 영향을 미친다. 즉, 소켓재가 원공재보다 균열성장이 빠르며, 특정응력 레벨 하에서 소켓재가 균열이 항상 발생하더라도 원공재에서는 균열이 발생하지 않을 가능성도 있다. 실제로 본 연구에서 원공재의 경우, $M = 4.9$ N-m 이상 값에서는 항상 균열이 발생하였고, $M = 4.9$ N-m 이하 값에서는 균열이 발생하지 않았다. 그리고 4.9 N-m 일 때는 균열이 발생하는 경우와 발생하지 않는 경우가 동시에 나타났다. 균열이 존재하는 경우의 소켓재와 원공재는 Fig. 3 및 Fig. 4 와 같이 피로거동의 비교평가가 가능하다. Fig. 3 은 소켓재와 원공재에 균열이 존재하는 경우의 균열 길이(a)와 사이클(N)의 관계를 나타낸 그래프이다. 소켓재에 비해 원공재의 피로수명이 약 3.7 배정도 향상되었음을 관찰할 수 있다. Fig. 4 는 Fig. 3 의 결과를 이용하여 응력확대계수범위(ΔK)와 균열성장률(da/dN)의 관계를 나타낸 그래프이다. 부하초기와 후기에 따른 차이는 있지만 전체적으로 소켓재가

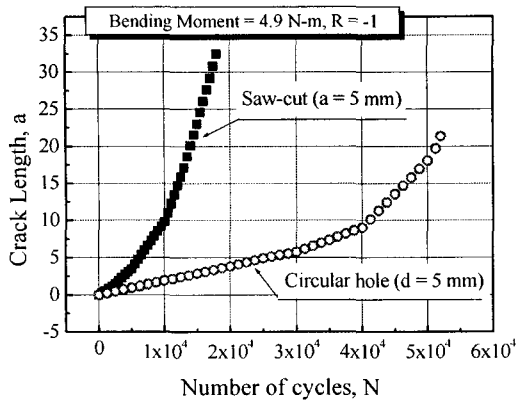


Fig. 3 Relationship between crack length, a and number of cycles, N in FRCM containing a saw-cut and circular hole

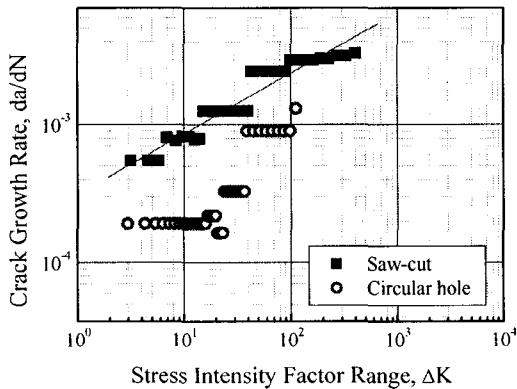


Fig. 4 Relationship between stress intensity factor range, ΔK and crack growth rate, da/dN in FRCM containing a saw-cut and circular hole

원공재보다 균열성장률이 높게 분포함을 알 수 있다. 이와 같이 소켓재 및 원공재에 균열이 발생하는 경우에는 $a-N$ 관계 및 $da/dN-\Delta K$ 관계를 이용하여 피로거동을 비교평가할 수 있다.

3.2 균열이 존재하는 원공재 및 균열이 존재하지 않는 원공재의 피로거동 평가법

3.2.1 기존 평가의 문제점

앞 절에서와 같이 소켓재 및 원공재에 균열이 존재하는 경우에는 균열을 파라미터로 한 $a-N$ 관계 및 $da/dN-\Delta K$ 관계를 이용하여 소켓재와 원공재의 피로거동 차이를 평가할 수 있다. 그러나, $M = 4.9$ N-m 이하일 때와 같이 원공재에 균열이 발생하지 않는 경우가 나타나면 소켓재와 원공재의 피로거동은 비교평가가 불가능해진다. 왜냐하면, 원공재의 경우, 균열과 같은 파라미터가 존재하지 않게 되기

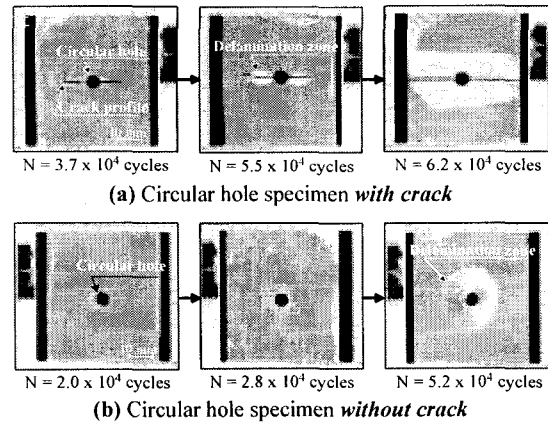


Fig. 5 Ultrasonic C-scan images of crack propagation and delamination behavior classified two types in FRCM containing a circular hole

때문이다. 따라서 이러한 경우의 피로거동을 평가하기 위해서는 균열이 발생하거나 발생하지 않는 경우 모두 공통적으로 나타나는 현상을 파라미터로 활용해야 한다. 본 연구에서는 공통적으로 존재하는 파라미터를 적용하고자 균열이 존재하는 경우와 존재하지 않는 경우의 원공재를 C-스캔 촬영을 하고 그 결과를 분석해 보았다. Fig. 5는 원공재에 균열이 존재하는 경우와 균열이 존재하지 않는 경우의 층간분리 거동을 나타낸 이미지이다. Fig. 5 (a)는 균열이 나타나지만 Fig. 5 (b)는 균열이 나타나지 않는다. 그러나 두 경우 모두 층간분리가 발생했음을 알 수 있다. 기존의 연구 결과⁽¹⁻⁵⁾에서는 대부분 균열과 층간분리의 의존적 관계를 중심으로 연구가 진행되어 왔다. 하지만 균열이 존재하지 않아도 Fig. 5 (b)와 같이 층간분리가 발생할 수 있다. 따라서, 균열이 존재하지 않는 층간분리를 균열이 존재하는 층간분리와 접목하기 위해서는 매개인자가 필요하다.

3.2.2 가균열 모델을 통한 피로거동 평가

본 연구에서는 3.2.1 항에 언급한 바와 같이 균열이 존재하는 층간분리와 균열이 존재하지 않는 층간분리의 피로거동 비교의 문제점을 극복하기 위해 상당균열(equivalent crack)과 같은 가균열(pseudo crack)을 이용한 가균열 모델을 제안해 보았다. 가균열 모델은 Fig. 6에 제시한 바와 같고, 다음과 같은 가정을 기초로 하였다. 1) Y 방향으로 반복하중이 작용할 때 가상의 균열이 X 방향으로 진전한다. 2) 원공 중심으로부터 가균열 선단까지를 반지름으로 하는 진원의 면적에서 원공 면적을 뺀 값이 층간분리 면적이다. 3) 층간분리는 균열에 영향을 받지 않기 때문에 층간분리 길이(a)와 층간분리 폭(b)의 크기는 항상 같다. 이상의 가정에서 가균열의 성장거

동은 균열이 존재하는 원공재에서의 균열거동을 기초로 하였다. 즉, 균열이 존재하지 않는 층간분리 거동을 균열이 존재하는 경우에 상응시키고, 층간분리에 대한 균열의 영향력은 배제시킨 것이다. Fig. 7 은 균열이 존재하는 원공재의 층간분리 모델을 나타낸 것이다. 원공을 중심으로 좌우대칭형이므로 한쪽만을 고려하였다. 층간분리는 타원형이고 균열 길이를 반장축(a), 층간분리 폭을 반단축(b)이라고 했을 때, 타원형의 면적이 층간분리 면적이다. Fig. 6 과 Fig. 7 의 층간분리 메커니즘은 다르지만 균열이 존재하는 층간분리(Fig. 5 (a))에서의 실제 균열길이(a)와 균열이 존재하지 않는 층간분리(Fig. 5 (b))에서의 가균열길이(a_p)가 동일하다고 가정했을 때의 층간분리 면적(A_D)을 구하면 균열이 존재하는 층간분

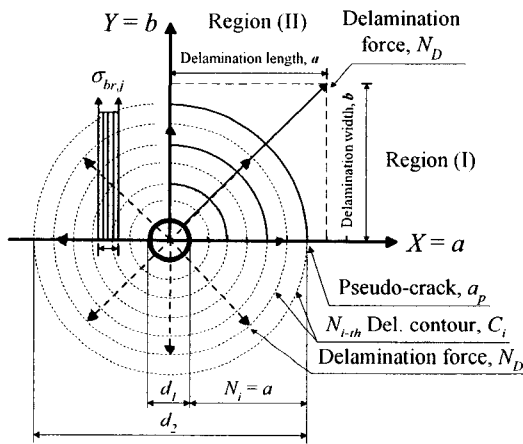


Fig. 6 Pseudo crack model for FRCM containing a circular hole *without crack*

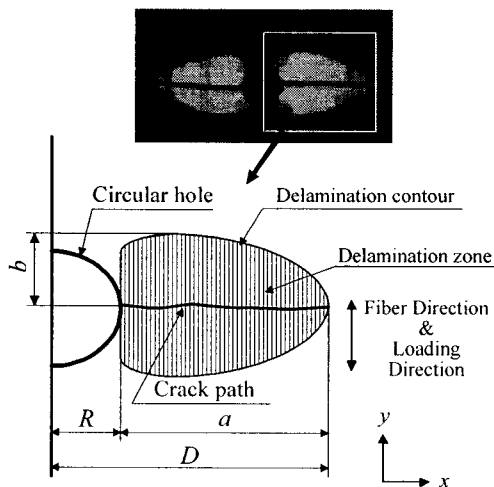


Fig. 7 Delamination model for FRCM containing a circular hole *with crack*

리에서의 균열전파 에너지를 유추할 수 있다. 이상의 내용을 정리하면 식 (1), (2)와 같다.

$$E_{1total} = E_{crack} + E_{1del.} \quad (1)$$

$$E_{2total} = E_{2del.} \quad (2)$$

식 (1)에서 균열이 존재하는 층간분리 거동의 전체 에너지(E_{1total})는 균열전파 에너지(E_{crack})와 층간분리 형성 에너지($E_{1del.}$)의 합이다. 그러나 식 (2)에서 균열이 존재하지 않는 층간분리 거동의 전체에너지(E_{2total})는 층간분리형성 에너지($E_{2del.}$)와 같다. 따라서 식(1)= 식(2)라고 하면 식 (3)과 같다.

$$E_{crack} = E_{2del.} - E_{1del.} \quad (3)$$

식 (3)에서 E_{crack} 은 Fig. 8 의 빗금 영역과 같다. Fig. 8 은 실제균열길이 및 가균열길이의 증가에 따른 층간분리 면적의 증가를 나타낸 그래프이다. Fig. 8 의 빗금영역을 정량적으로 파악하기 위해 Fig. 9 와 같이 제시하였다. Fig. 9 를 살펴보면, 부하초기부터 중기까지는 균열전파 에너지가 서서히 증가하다가 리가먼트가 작아지는 부하후기에는 급격히 증가함을 알 수 있다. Fig. 8 과 Fig. 9 를 비교해보면 다음과 같다. Fig. 8 에서 균열이 존재하는 경우의 층간분리나 균열이 존재하지 않는 경우의 층간분리 모두 층간분리면적 증가는 일정한 기울기를 보인다. 그러나 균열이 존재하는 층간분리 면적과 균열이 존재하지 않는 층간분리 면적의 편차는 균열이 증가할수록 커진다. 또한, Fig. 9 에서는 부하후기 균열전파 에너지가 급격히 증가한다. 따라서 균열이 진전될수록 총에너지(E_{total}) 중 균열전파 에너지(E_{crack})가

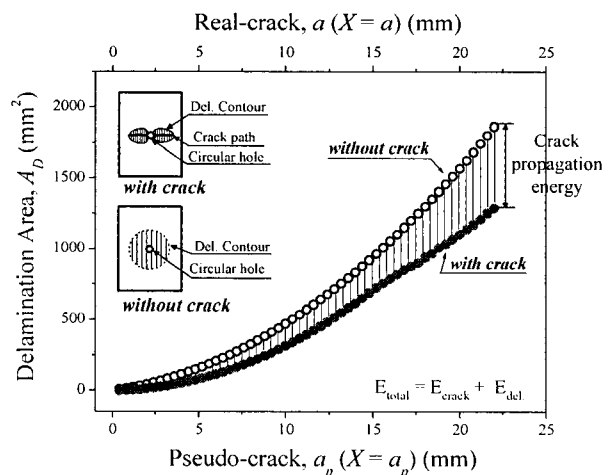


Fig. 8 Relationship among the real crack, a , pseudo crack, a_p , and delamination area, A_D using the PSEUDO CRACK MODEL.

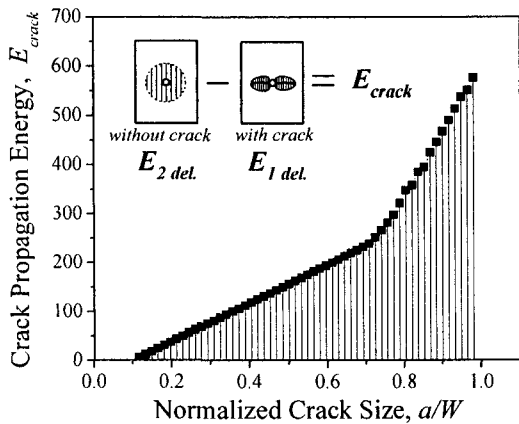


Fig. 9 Relationship between normalized crack size, a/W and crack propagation energy, E_{crack} in FRCM containing a circular hole with crack

차지하는 비율이 점점 커져가고, 상대적으로 층간 분리형성 에너지($E_{del.}$)는 감소되어감을 알 수 있다. 따라서, 균열길이 증가할수록 균열전파에 필요한 에너지는 증가한다는 것을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 균열이 발생하지 않는 섬유강화 복합재료(FRCM)의 층간분리를 평가하고자 가균열 모델(Pseudo crack model)을 제안하였다. 그리고 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 소켓재의 경우, 반복-굽힘 모멘트 하에서 항상 균열이 나타났지만, 원공재의 경우, $M = 4.9 \text{ N}\cdot\text{m}$ 이상에서는 균열이 나타나고, $M = 4.9 \text{ N}\cdot\text{m}$ 이하에서는 균열이 나타나지 않았다.
- 2) 균열이 존재하지 않는 원공재의 경우에도 층간분리는 발생하는데, 균열이 존재하는 경우의 층간분리가 타원형인 반면, 균열이 존재하지 않는 층간분리는 진원의 형태를 나타냈다.
- 3) 원공재에서 균열이 존재하는 층간분리와 균열이 존재하지 않는 층간분리를 비교평가할 때, 균열을 인자로 하는 $a-N$ 관계, $da/dN-\Delta K$ 관계를 이용하는 것은 불가능하다.
- 4) 가균열 모델(Pseudo crack model)을 적용하여 균열이 존재하는 층간분리와 균열이 존재하지 않는 층간분리 거동을 비교해본 결과, 층간분리 면적 차이를 이용하여 균열전파 에너지(E_{crack})를 구할 수 있었다. 균열전파 에너지는 부하초기부터 중기까지는 서서히 증가하다가 리가먼트가 작아지는 부하후기에는 급격히 증가함을 알 수 있다.
- 5) 균열이 존재하는 층간분리 면적과 균열이 존재하지 않는 층간분리 면적의 편차는 균열이 증가

할수록 커진다. 또한, 균열이 증가할수록 균열전파 에너지(E_{crack})가 급격히 증가한다. 따라서 균열이 진전될수록 총에너지(E_{total}) 중 균열전파 에너지(E_{crack})가 차지하는 비율이 점점 커져가고, 상대적으로 층간분리형성 에너지($E_{del.}$)는 감소되어감을 알 수 있다. 따라서, 균열길이가 증가할수록 균열전파에 필요한 에너지는 증가한다는 것을 알 수 있다.

후 기

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

참고문헌

1. Glyn Lawcock, Lin Ye and Yiu-Wing Mai, "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate," Journal of Composite Materials, Vol. 31, No. 8, pp. 762~787, 1997.
2. Akbar Afaghi-Khatibi and Lin Ye, "Residual Strength Simulation of Fiber Reinforced Metal Laminates Containing a Circular Hole," Journal of Composite Materials, Vol. 31, No. 19, pp. 1884~1904, 1997.
3. 송삼홍, 김철웅, "반복-굽힘 모멘트의 진폭에 따른 A15052/AFRP 적층재의 층간분리 영역과 피로균열진전 거동," 대한기계학회 논문집 A 권, 제 25 권, 제 8 호, pp. 1277~1286, 2001.
4. 송삼홍, 김철웅, "소켓 및 원공 주위의 피로균열 형태변화와 층간분리 거동(I) -아라미드섬유 강화 금속적층재의 경우-, " 대한기계학회 논문집 A 권, 제 27 권, 제 1 호, pp. 58~65, 2003.
5. 송삼홍, 김철웅, "층간분리성장률(dA_D/da)과 섬유가교효과인자(F_{BE})를 이용한 Al/GFRP 적층재의 피로거동 해석," 대한기계학회 논문집 A 권, 제 27 권, 제 2 호, pp. 317~326, 2003.
6. Marissen, R., "Fatigue Crack Growth in ARALL ; A Hybrid Aluminum-Aramid Composite Material," Ph. D. Thesis, Delft Univ., The Netherlands, 1988.
7. Takamatsu T., Shimikawa T., Matsumura T., Miyoshi Y. and Tanabe Y., "Evaluation of Fatigue Crack Growth Behavior of GLARE3 Fiber/metal Laminates Using a Compliance Method," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 37, No.2, pp. 268~282, 2002.
8. Toi Y., "An Experimental Crack Growth Model for Fiber/metal Laminates," 18th Symposium of ICAF, pp. 899~909, Melbourne, 1995.