

'10 춘계학술대회 우수 논문

평직 CFRP 홀 노치재의 피로 수명 예측

김상영*, 김용석*, 권희환*, 최정훈*, 구재민**, 석창성**+

Prediction of Fatigue Life for Hole-notched Weave CFRP Plate

Sang-Young Kim*, Yong-Seok Kim*, Hee-Whan Kwon*, Jung-Hun Choi*,
Jae-Mean Koo** and Chang Sung Seok**+

ABSTRACT

Recently, CFRP composite is more and more used in the various fields because of a higher specific modulus, chemical property and so on. Most products using CFRP composite are manufactured by construction of components. Various components are joined with those by bolts and pins. Holes for bolts and pins decrease strength and fatigue life of components, because those act as notch in structures. In this paper, we experimentally evaluated the fatigue life of hole-notched and unnotched weave CFRP plate. Then, we compared the two results and proposed an equation for prediction of fatigue life.

초 록

최근 들어 높은 비강성, 화학적 특성 등으로 인하여 CFRP 복합재료는 여러 분야에서 많이 사용되고 있다. 대부분의 CFRP 복합재료를 이용한 구조물들은 여러 개의 독립된 부재들은 볼트(bolt)나 핀(pin)과 같은 기계적인 체결방법에 의해 조립·제작된다. 이때 독립된 부재들을 하는 경우가 많은데, 이와 같은 체결법은 홀과 같은 불연속부를 부재에 형성하게 된다. 홀 등의 불연속부는 재료 내의 노치로 작용하여 정하중 및 피로하중 하에서 재료의 강도를 저하시키는 원인이 된다. 본 연구에서는 평활재와 홀 노치재를 이용하여 실험적으로 피로수명을 평가하였으며 이 결과들을 비교하여 홀 노치재의 피로수명 예측식을 제안하였다.

Key Words : 홀노치(Hole-notch), 탄소섬유강화 복합재료(CFRP), 피로수명예측(Prediction of fatigue life)

기호설명

σ_u = 인장강도

σ_r = 피로 후의 파괴(잔류)강도

σ_{HR} = 홀 노치재의 파괴(잔류)강도

N_f = 평활재의 피로 수명

n = 작용 수명

$\sigma_{app, max}$ = 작용 최대응력

k = 잔류강도 감소 모델의 비선형 계수

N_{hole} = 홀 노치재의 피로수명

$S-N$ = Stress - Number of cycle

1. 서론

일반적인 구조물의 경우, 체결부위가 없는 일체형으로 만드는 것이 가장 이상적이기는 하나, 부품의 크기, 제작의 어려움, 또는

* 성균관대학교 기계공학 대학원

** 성균관대학교 기계공학부

**+ 성균관대학교 기계공학부, 교신전자(E-mail: seok@skku.edu)

검사의 편리성 등의 이유로 여러 개의 독립된 부재들을 조립하여 전체 구조물을 제작하게 된다. 이때 독립된 부재들을 볼트(bolt)나 핀(pin)과 같은 기계적 방법에 의해 체결하는 경우가 많은데, 이와 같은 체결법은 홀과 같은 불연속부를 부재에 형성하게 된다. 홀 등의 불연속부는 재료 내의 응력집중을 유발하여 정하중 및 피로하중 하에서 재료의 강도를 저하시키는 원인이 되므로 구조물의 안정성을 검토하는 데 있어서 불연속부로 인한 응력집중이 정적 강도 및 피로 수명에 끼치는 영향을 반드시 고려하여야 한다. 일반적으로 금속재료의 경우, 단일균열의 생성과 진전에 의해 파괴가 발생되므로 집중된 응력의 최대값을 통하여 파괴를 예측할 수 있다. 따라서 불연속부의 형상에 의해 결정되는 응력집중계수를 설계변수로 도입하여 노치 등으로 인한 응력집중이 재료의 강도에 미치는 영향을 고려할 수 있다. 이러한 금속재료와는 달리 복합재료는 재료내의 균열 외에도 층간분리, 모재와 섬유층의 분리, 섬유층의 파괴 등 다양한 형태의 파괴기구를 가지는 것으로 알려져 있다. 복합재료의 이러한 파괴특성으로 인하여 응력집중계수만을 고려해서는 복합재료에서 나타나는 노치의 영향을 해석할 수 없다.

복합재료의 피로파괴에 대한 이론은 크게 잔류강도 저하모델과 잔류강성 저하모델의 두 가지로 구분할 수 있다.

Broutman, Reifsnider 등⁽¹⁻⁴⁾, Hahn 등⁽⁵⁾ 및 Yang 등⁽⁶⁻¹⁵⁾은 피로손상이 재료의 강도를 저하시키며 재료의 잔류강도가 가한 응력과 같아질 때 피로파괴가 일어난다는 잔류강도 저하모델을 제시하였다. 특히, Broutman 등⁽¹⁾은 복합재료의 잔류강도가 가해진 하중반복수에 대하여 거의 단조 감소한다는 가정과 이 값이 최대반복응력과 같아질 때 파손된다는 가정을 기초로 하여, 일정 진폭하중 하의 피로수명 분포를 예측할 수 있는 이론을 제안하였다. Hwang 등은 피로로 인한 재료의 손상을 강성저하의 측면으로 규정하고 변형률 파괴기준을 적용하여 잔류강성 저하모델을 제시한 바 있다⁽¹⁶⁾.

응력집중을 가진 복합재료에 있어서 재료 내의 변형률은 균일하지 않으므로 거시적 의미의 강성을 정의하기 어렵다. 따라서, 잔류강성 저하모델 보다 잔류강도 저하모델이 노치를 가진 복합재료의 피로현상을 보다 효과적으로 설명할 수 있다.

본 연구에서는 평활재와 홀 노치를 가진 CFRP 복합재료의 피로시험을 수행하여 피로수명을 실험적으로 평가하였다. 또한, 평활재의 피로수명 선도를 바탕으로 잔류강성 모델을 적용한 홀 노치를 가지는 평직 CFRP 복합재료의 피로수명 예측식을 제안하고자 하였다.

2. 피로수명 예측식

2.1 평활재의 피로수명 예측식

Broutman 등⁽¹⁾은 피로하중 하에서 평활재의 잔류강도가 하중반복수에 따라 선형적으로 감소된다고 가정한 식 (1)과 같은 선형감소 모델을 제안하였다.

$$\sigma_r = \sigma_u - (\sigma_u - \sigma_{app,max}) \left(\frac{n}{N_f} \right) \quad (1)$$

여기에서, σ_r 은 n cycle 후의 잔류강도, σ_u 는 인장강도, $\sigma_{app,max}$ 는 작용 최대 피로응력, N_f 는 작용 최대 응력이 $\sigma_{app,max}$ 일 때의 피로수명이다. 또, 이 잔류강도 함수를 사용하여 블록하중 하의 피로수명 예측식을 식 (2)와 같은 형태로 제안하였다.

$$\sum_{i=1}^m \left\{ \frac{\sigma_u - \sigma_i}{\sigma_u - \sigma_r} \right\} \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad \frac{n_m}{N_m} > 0 \quad (2)$$

이후, 많은 연구자들에 의해 피로에 의해 평활재의 잔류강도는 비선형적으로 감소한다는 것이 밝혀졌다^(5-15,17-19). 이에 따라, Reifsnider 등^(2,20)은 Broutman 등⁽¹⁾의 식에 비선형성을 나타내는 변수 k 를 적용하여 식 (3)과 같은 비선형 감소모델을 제안하였다.

$$\sigma_r = \sigma_u - (\sigma_u - \sigma_{app,max}) \left(\frac{n}{N_f} \right)^k \quad (3)$$

위 식에서 k 가 1이면, 식 (1)과 같은 선형 감소 모델과 같게 되며, k 가 1보다 작으면, 피로시험 초기에 급격한 감소가 발생하고 점차 감소량이 점차 작아지게 된다. 또한, k 가 1보다 크면 잔류강도는 피로수명에 근접했을 때, 급격한 감소가 발생하게 되며, k 가 크면 클수록 감소의 정도는 증가하게 된다.

Reifsnider 등^(2,20)의 비선형 잔류강도 저하 모델(식 (3))을 이용하여 블록하중 하의 피로수명 예측식을 식 (4)와 같이 수정하였다.

$$\sum_{i=1}^m \left\{ \frac{\sigma_u - \sigma_i}{\sigma_u - \sigma_r} \right\} \left(\frac{n_i}{N_i} \right)^k = 1, \quad \frac{n_m}{N_m} > 0 \quad (4)$$

2.2 홀 노치재의 피로수명 예측식

식 (4)의 블록하중 하의 피로수명 예측식에서 첫 번째 블록하중에 의한 강도저하량을 홀 노치에 의한 강도저하량으로 볼 수 있으며, 이를 $(\sigma_u - \sigma_1)(n_1/N_1)^k$ 와 같이 나타낼 수 있다.

식 (4)를 2단 블록하중에 적용하면 다음과 같다.

$$\left(\frac{\sigma_u - \sigma_1}{\sigma_u - \sigma_2} \right) \left(\frac{n_1}{N_1} \right)^k + \left(\frac{n_2}{N_2} \right)^k = 1 \quad (5)$$

식 (3)으로부터 첫 번째 블록하중에 의한 강도저하량은 $(\sigma_u - \sigma_1)(n_1/N_1)^k$ 와 같다. 또한 홀에 의한 강도저하량은 $(\sigma_u - \sigma_{HR})$ 과 같다. 홀로 인한 강도저하는 2단 블록하중의 첫

번째 블럭하중에 의한 강도저하량에 증가된다고 가정할 수 있으므로 이는 식 (6)과 같이 표현된다. 이 때 σ_{HR} 은 인장시험을 통해 획득한 홀 노치재의 파괴강도이다.

$$\sigma_u - \sigma_{HR} = (\sigma_u - \sigma_1) \left(\frac{n_1}{N_1} \right)^k \quad (6)$$

또한 2단 블럭하중에서 두 번째 블럭하중으로 인한 손상을 일정진폭피로하중으로 증가시킬 수 있으므로 파손조건은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\sigma_2 = \sigma_{app, \max}, \quad n_2 = N_{hole}, \quad N_2 = N_f \quad (7)$$

식 (6)과 (7)를 식 (5)에 대입하여 정리하면 식 (8)과 같은 홀 노치재의 피로수명 예측식을 얻을 수 있다.

$$(N_{hole})^k = \frac{\sigma_{HR} - \sigma_{app, \max}}{\sigma_u - \sigma_{app, \max}} \times (N_f)^k \quad (8)$$

여기서 N_{hole} 과 N_f 는 각각 홀 노치재와 평활재에 일정진폭하중 $\sigma_{app, \max}$ 가 작용할 경우의 피로수명이다.

$$\text{Log}(S) = a - b \times \text{Log}(N) \quad \text{or} \quad N = 10^{\frac{\text{Log}(S) - a}{-b}} \quad (9)$$

한편, 식 (8)을 이용하여 홀 노치재의 일정진폭 피로수명을 예측하기 위해서는 N_f 의 평가가 필요하다. 이를 위하여 일정진폭하중 하에서 일반적인 구조재료의 피로수명을 예측하는 식 (9)와 같은 응력(Stress)-수명(Number of cycle)선도(S-N선도)식을 사용하였다.

3. 피로 시험

3.1 재료 및 시편

본 연구에 사용한 재료는 (주) SK chemical에서 시판되는 직물구조 탄소섬유 프리프레그인 WSN3K(1ply 두께 0.27 mm)이며, 이를 이용하여 최종두께가 3.52 mm가 되도록 16 ply를 적층하여 제작하였다. 적층판은 Autoclave에서 140 °C, 60 kg/cm²의 온도와 압력에서 60분간 성형, 제작되었다. 제작된 시편의 각 성분의 함량은 Table 1과 같으며, 기계적인 특성은 Table 2와 같다. ASTM D-3039-07⁽²¹⁾를 참조하여 NC 머신으로 절단/가공하여 폭이 25 mm이고, 섬유배열 방향이 0°/90°인 시편을 제작하였다. 홀 노치 시편 중앙에는 적층분리와 같은 손상을 최소화하기 위하여 원통형 초경합금 드릴을

사용하여 직경 1 mm인 홀을 가공하였다. Fig. 1은 본 연구에 사용된 평직 적층판의 구조이며, Fig. 2는 홀 노치 시편의 형상이다.

3.2 시험 방법

시험은 인스트론(Instron)사의 25 ton 용량의 전기유압식 재료시험기(model 8802)를 이용하여 수행하였으며, 인스트론사의 유압식 그립(grip)을 이용하여 양 끝을 고정하였다. 피로하중의 주기는 5~8 Hz로 하였으며, 하중제어 방식으로 응력비 R=0.1인 일정진폭하중을 적용하였다. 평활재를 이용한 피로시험의 경우, 인장강도의 70~80 %범위 내에서 시험을 수행하여, 10⁴~10⁶ cycle 범위 내에서 S-N 데이터를 획득하고자 하였다. 홀 노치재의 경우, net stress ($\sigma_{app, \max}$)기준으로 인장강도 대비 70~75% 범위 내에서 수행하였다. Fig. 3에는 제작된 시편의 모습과 시험을 그림에 장착한 모습을 나타내었다.

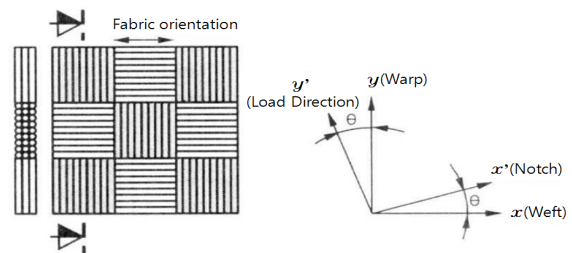


Fig. 1 Texture and load orientation of plain woven CFRP laminate composite.

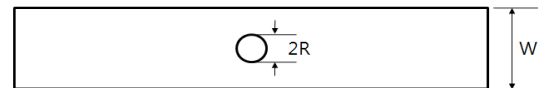


Fig. 2 Configuration of test specimens.

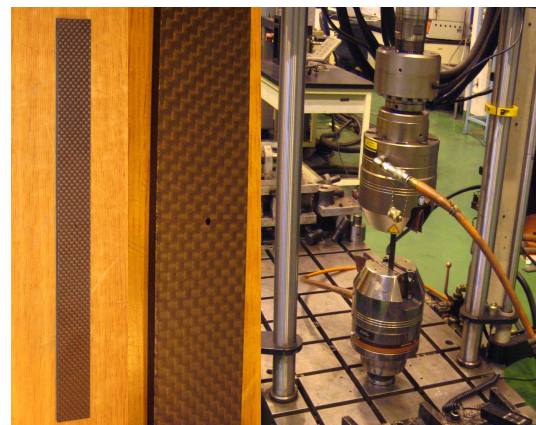


Fig. 3 Pictures of Specimen and equipment.

Table 1 Physical properties of WSN3K

Wet Resin Content	32±2(Wt. %)
Resin Areal Weight	148±5g/m ²
Fiber Areal Weight	197±8g/m ²
Total Areal Weight	353±10g/m ²

Table 2 Mechanical properties of WSN3K

E_{xx} (GPa)	E_{yy} (GPa)	ν_{xy}	G_{xy} (GPa)
55	55	0.13	4.75

4. 시험결과 및 고찰

4.1 평활재 피로시험

평활재의 피로시험에서 획득한 S-N 데이터를 외삽하여 S-N선도를 획득하였다. 획득한 데이터와 선도 식을 Fig. 4와 식(12)에 나타내었다.

$$\log\left(\frac{\sigma_{app, max}}{\sigma_u}\right) = 0.123 - 0.049 \times \log(N) \quad (12)$$

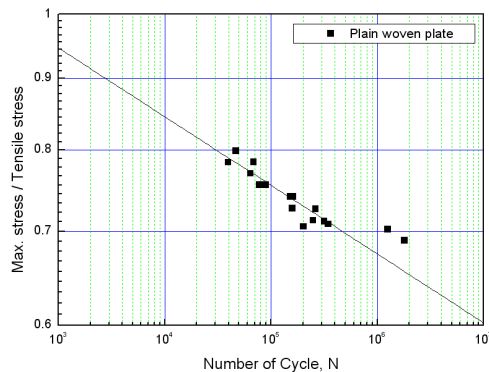


Fig. 4 S-N curve and data for plain specimen.

4.2 홀 노치재 피로시험

홀 노치재의 경우, 많은 논문에서 피로하중으로 인하여 잔류강도가 점차 상승하는 현상이 보고되고 있다⁽²²⁻²⁵⁾. 이러한 현상은 Fig. 5^(26,27)에 나타난 것과 같은 홀 노치 선단에서 발생하는 하중방향 균열에 의한 것으로 생각되며, 이 하중방향 균열은 피로하중에 의한 시편 내부의 전단응력에 인한 것으로 생각된다. 다시 말하면, Fig. 6(a)에 나타난 것과 같이 재료의 유실로 인하여 홀 노치의 위 부분과 아랫 부분은 하중을 전달 받지 못하여 변형률이 0에 가깝게 된다. 그러나 재료의 유실이 없는 좌우측 부분은 하중을 전달함으로써 큰 변형률이 발생하게 되고, 두 변형률의 차는 내부에서 전단응력을 발생시

켜, 홀 노치의 좌·우측 끝부분인 Fig. 6(a)의 점선부분에서 세로방향의 균열이 발생하는 것으로 생각된다. 이러한 세로균열은 Fig. 6(b)에 나타난 것과 같이 피로하중을 반복할수록 점점 길어지게 되고 결국 홀 노치로 인한 응력집중효과는 사라지게 된다. 이러한 응력집중효과 감소에 따른 잔류강도 상승 현상은 wear-in 현상이라고 불리고 있다^(3,22-24). 그러나 이 wear-in 현상으로 인한 파괴강도의 상승은 일정 수준까지만 지속되며 정점에 이른 후에는 다시 낮아지는 것으로 알려져 있다. Fig. 7에는 본 연구의 시편에서 발생한 하중 방향의 균열을 나타내었다.

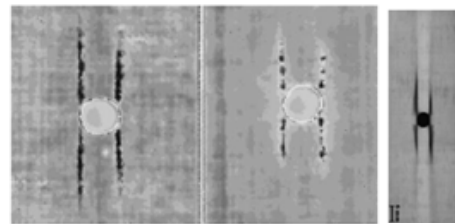


Fig. 5 Shape of specimen after fatigue test(26,27).

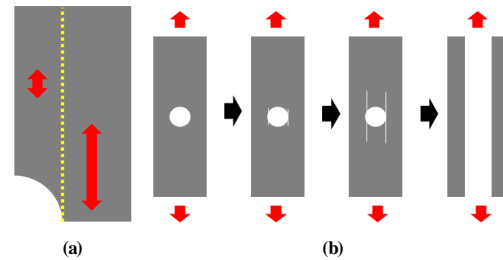


Fig. 6 Schematic of fatigue behavior for hole-notched specimen.

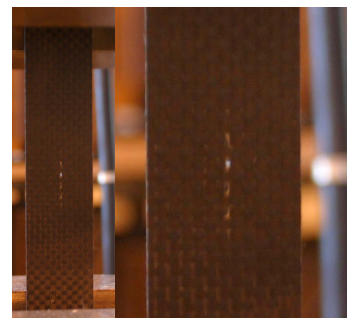


Fig. 7 Picture of vertical crack on hole notched specimen.

피로 시험을 통해, 홀 노치재의 피로시험 데이터를 획득하였고, 식 (8)과 식 (9)를 이용하여 적합하였다. 이 때, 서로 다른 강도를 가지는 재료에 대한 일반화를 위하여 각각의 응력 항들을 인장강도로 나누어 주었다. 식 (9)에서 변수 a, b 및

응력값들은 평활재의 S-N 선도식, 재료 물성 및 시험조건으로부터 획득하였고, 이를 적합하여 k는 7로 평가되었다.

Fig. 8은 피로수명 예측모델 식 (8)과 식 (9)를 이용한 홀 노치재의 피로수명을 예측결과와 1 mm 홀을 가진 홀 노치재의 피로시험 결과를 함께 나타낸 것이다. 이로부터 평활재의 피로특성과 홀 노치로 인해 저하된 잔류강도를 이용하면 복합재료 홀 노치재의 피로수명을 비교적 잘 예측할 수 있음을 알 수 있다.

홀 노치재의 S-N 곡선의 수평선 부분은 위에서 설명한 wear-in 현상으로 인하여 잔류강도가 상승하는 구간으로 생각되며 홀의 크기가 커질수록 수평선 구간은 점점 커질 것으로 판단된다.

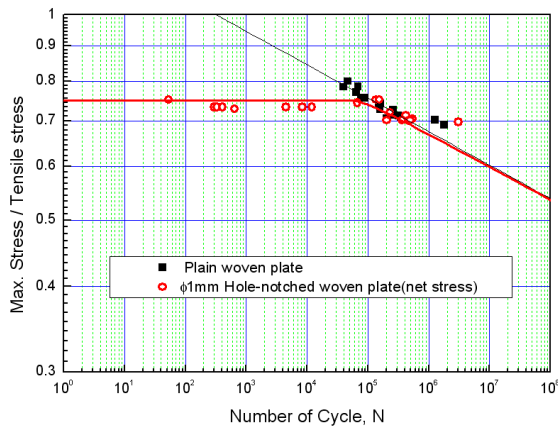


Fig. 8 Prediction of fatigue life by modified Broutman eq. (8,9).

홀 노치재의 피로하중을 net stress 기준으로 판단할 경우, 수평 구간외에는 평활재의 S-N선도를 따르는 것으로 판단된다. 이는 하중방향의 균열로 인하여 노치효과는 사라지게 되고 실제 단면적이 받는 응력은 net stress이기 때문에 평활재와 거의 유사한 거동을 보이는 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 홀 노치를 가지고 있는 평직 CFRP 복합재료를 이용하여 피로시험을 수행하였고, 수정된 Broutman의 피로수명 예측 모델을 이용하여 홀 노치재의 피로수명을 예측식 제안하고자 하였다. 본 연구로부터 아래와 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 홀 노치재를 이용한 피로시험결과 홀 노치에서 하중방향의 균열이 발생하는 것을 확인할 수 있었고, 이는 홀의 노치효과를 감소시키고 응력을 재분포시켜 잔류강도가 상승하는 wear-in 효과의 원인으로 판단된다.

- (2) Broutman등⁽¹⁾에 의한 피로수명 예측모델을 수정하고, Reifsnider등⁽²⁾에 의한 평활재의 잔류강도 저하 모델을 이용하여 홀 노치재의 피로수명 예측 모델을 제안하였고, 실험결과를 통해 변수들을 결정하였다. 그 결과, 제안된 피로수명예측 저하모델은 홀 노치재의 수명을 비교적 잘 나타내는 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2단계 두뇌한국 21 (BK21) 사업, 2009년도 정부 (교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2007-0055842).

참고문헌

- 1) Broutman, L. J. and Sahu, S., 1972, "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforce Plastics," *Composite Materials: Testing and Design (Second Conference)*, ASTM STP 497, pp. 170-188.
- 2) Reifsnider, K. L. and Stinchcomb, W. W., 1986, "A Critical-Element Model of the Residual Strength and Life of Fatigue-Loaded Composite Coupons," *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, Hahn, H. T., Ed., pp. 298-313.
- 3) J. S. Huh, W. Hwang, H. C. Park and K. S. Han, 1996, "Fatigue Life Prediction of Circular Notched CFRP Laminates," *Transactions of the KSME (A)*, Vol. 20, No. 3, pp. 832-842.
- 4) T. P. Philippidis and V. A. Passipoularidis, 2007, "Residual strength after fatigue in composites: Theory vs. experiment," *International Journal of Fatigue*, Vol. 29, pp. 2104-2116.
- 5) Hahn H. T. and Kim R. Y., 1975, "Proof testing of composite materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 9, pp. 297-311.
- 6) Yang J. N. and Liu M. D., 1977, "Residual strength degradation model and theory of periodic proof tests for graphite/epoxy laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, pp. 176-203.
- 7) Yang J.N., 1977, "Reliability prediction for composites under periodic proof tests in service," ASTM STP 617, pp. 272-295.
- 8) Yang J. N., 1978, "Fatigue and residual strength degradation for graphite/epoxy composites under tension-compression cyclic loading," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 19-39.

- 9) Yang J. N. and Jones D. L., 1978, "Statistical fatigue of graphite/epoxy angle ply laminates in shear," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 371-389.
- 10) Yang J. N. and Sun C. T., 1980, "Proof test and fatigue of unnotched composite laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 14, pp. 168-176.
- 11) Yang J. N. and Jones D. L., 1980, "Effect of load sequence on the statistical fatigue of composites," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 12, pp. 1525-1531.
- 12) Yang J. N. and Jones D. L., 1980, "Statistical fatigue of unnotched composite laminates," *Advances in Composite Materials*, ICCM-III, Vol. 1, pp. 472-483.
- 13) Yang J. N. and Jones D. L., 1981, "Load sequence effects on the fatigue of unnotched composite laminates," *ASTM, STP 723*, pp. 213-232.
- 14) Yang J. N. and Cole R. T., 1982, "Fatigue of composite bolted joints under dual stress levels," *Progress in Science and Engineering of Composites, ICCM-IV*, Vol. 1, pp. 333-340.
- 15) Yang J. N., Jones D. L., 1982, "Fatigue of graphite/epoxy [0/90/45/-45]S laminates under dual stress levels," *Composites Technology Review*, Vol. 4, No. 3, pp. 63-70.
- 16) Hwang, W. and Han, K. S., 1989, "Fatigue of Composite Materials-Damage Model and Life Prediction," *Composite Materials: Fatigue and Fracture, Second Volume*, ASTM STP 1012, Paul A. Lagace, Ed., pp. 88-102.
- 17) Sendekyj G. P., 1991, "Life prediction for resin-matrix composite materials," *Composite material series*, 4. Elsevier, pp. 431-483.
- 18) Sendekyj G. P., 1981, "Fitting models to composite materials fatigue data. Test methods and design allowables for fibrous composites," *ASTM STP*, 734, pp. 245-260.
- 19) Adam T., Dickson R. F., Jones C. J., Reiter H. and Harris B., 1986, "A power law fatigue damage model for fiber-reinforced plastic laminates," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 200, No. C3, pp. 155-166.
- 20) T.P. Philippidis, V.A. Passipoularidis, "Residual strength after fatigue in composites: Theory vs. experiment," *International journal of fatigue*, Vol. 29, 2104-2116, 2007
- 21) ASTM D3039-07, 2007, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials," *Annual Book of ASTM Standard*.
- 22) Whitcomb, J. D., 1981, "Experimental and Analytical Study of Fatigue Damage in Notched Graphite/Epoxy Laminates," *Fatigue of Fibrous Composite Materials*, ASTM STP 723, pp. 48-63.
- 23) Kress, G. R. and Stinchcomb, W. W., 1985, "Fatigue Response of Notched Graphite/Epoxy Laminates," *Recent Advances in Composites in the United States and Japan*, ASTM STP 864, Vinson, J. R. and Taya, M., Eds., pp. 173-196.
- 24) Bakis, C. E., Siminds, R. A., Vick, L. W. and Stinchcomb, W. W., 1990, "Matrix Toughness, Long-Term Behavior, and Damage Tolerance of Notched Graphite Fiber-Reinforced Composite Materials," *Composite Materials: Testing and Design (Ninth Volume)*, ASTM STP 1059, Garbo, S. P., Ed., pp. 349-370.
- 25) Atsushi Hosoi, Hiroyuki Kawada and Hiromichi Yoshino, 2006, "Fatigue characteristics of quasi-isotropic CFRP laminates Subjected to variable amplitude cyclic two-Stage loading," *International Journal of Fatigue*, Vol. 28, pp. 1284-1289.
- 26) Akbar Afaghi-Khatibi, Lin Ye, Yiu-Wing Mai, 2001, "An experimental study of the influence of fibre-matrix interface on fatigue tensile strength of notched composite laminate," *Composites: part B*, Vol. 32, pp. 371-377.
- 27) P. K. Rakesh, I. Singh and D. Kumar, 2010, "Failure prediction in glass fiber reinforced plastics laminates with drilled hole under uni-axial loading," *Materials and Design*, Vol. 31, 3002-3007.