

피로누적손상을 이용한 직조 CFRP의 피로수명 예측

장재욱¹·조제형¹·오동진²·김명현²†
중소조선연구원¹
부산대학교 조선해양공학과²

Fatigue Life Prediction of CFRP using Fatigue Progressive Damage Model

Jae-Wook Jang¹·Je-Hyoung Cho¹·Dong-Jin Oh²·Myung-Hyun Kim²†
Research Institute of Medium & Small Shipbuilding(RIMS)¹
Pusan National University²

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

The strength and fatigue life of Satin and Twill-woven CF/epoxy composite(CFRP) have been investigated. Damage mechanism fatigue method has been used to assess fatigue damage accumulation. It is based on measured residual stiffness and residual strength of carbon-fiber reinforced plastic(CFRP) laminates under cyclic loading. Fatigue damage evolution in composite laminates and predict fatigue life of the laminates were simulated by finite element analysis(FEA) method. The stress analysis was carried out in MSC patran/Nastran. A modified Hashin's failure criterion di rrmfjapplied to predict the failure of the experimental data of fatigue life but a Ye-delamination criterion was ignored because of 2D modeling. Almost linear stiffness and strength degradation were observed during most of the fatigue process. These stress distribution data were adopted in the simulation to simulate fatigue behavior and estimate life of the laminates. From the results, the predicted fatigue life is more conservatively estimated than the experimental results.

Keywords : CFRP(탄소섬유강화플라스틱), Residual strength(잔류 강도), Residual stiffness(잔류 강성), Fatigue life(피로수명)

1. 서론

섬유강화 복합재료(fiber-reinforced composite material)는 기존의 금속재료에 비해 높은 강도(strength)와 강성(modulus) 등의 우수한 기계적 성질을 가지고 있고 일반적으로 좋은 피로(fatigue) 특성을 가지고 있기 때문에 최근 경량화가 요구되고 있는 항공기, 자동차와 중소형 선박등에 사용되고 있는 실정이다. 특히 복합재료 중에서 탄소섬유강화플라스틱(carbon fiber reinforced plastic)은 탄소강, 알루미늄, 유리섬유강화플라스틱(glass fiber reinforced plastic) 대비 고강도, 초경량 특성을 갖는 친환경 소재로서 수송분야의 경량화를 통한 연료절감, 적재량 확대 및 이산화탄소 배출 저감의 환경개선 효과에 크게 기여하고 있다(Park, et al., 2013). 이러한 탄소섬유강화 복합재료는 직물형태에 따라 크게 일방향 탄소섬유강화 복합재료와 평직(plain), 능직(twill), 주자직(satin)등과 같이 직조하여 만들 수 있다. 일방향 탄소섬유강화 복합재료는 유연성이 좋지 않기 때문에 복잡한 형상을 갖는 구조물에 부적절하지만 직조된 탄소섬유강화 복합재료는 높은 유연성으로 인하여 복잡한 구조물에 적용할 수 있다.

복합소재로 만들어진 구조물은 환경적인 요인 또는 구조적인 요인에 의해 지속적인 반복하중, 충격 등의 복합적인 하중에 노출되어있다. 그러므로 구조물의 내구성과 손상허용 범위를 측정하기 위해 피로에 의한 손상정도를 측정하고 피로수명을 예측할 수 있는 방법과 모델구축이 필수적이다(Park, et al., 2010).

능직과 주자직 복합재료는 일반적으로 구조물에 사용하는 평직(plain woven) carbon/epoxy 복합재료에 비해 인장강도가 높다. 따라서 구조물에 능직과 주자직 복합재료를 사용한다면 경제적인 측면과 구조적 안정성 등에서 큰 장점으로 사용될 수 있다. 하지만 피로강도에 대한 연구가 미비한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 2가지 직조방식에 따른 CFRP 복합재료에 대하여 인장시험과 피로시험을 수행하여 기계적 성질을 비교하고 피로 손상으로 감소된 재료의 잔류 강도(residual strength), 잔류 강성(residual stiffness)과 더불어 유한요소해석기법(finite element analysis)을 이용하여 직교이방성 CFRP에 대해 예측된 피로수명과 시험결과에 따른 피로수명을 비교하였다(Lian, et al., 2010).

2. 재료 및 실험방법

2.1 실험재료

본 연구에 사용된 섬유 직조방식은 능직과 주자직이다. 섬유는 탄소, L-T의 12K, T700급, 수지는 에폭시, 성형은 진공적층 공법을 사용하였다. 실험에 사용된 탄소섬유 직물 및 성형패턴은 Table 1에 나타내었다. Fig. 1(a)는 능직, (b)는 주자직 형상으로 인장 및 피로 시험편을 ASTM D3039에 준하여 (c)와 같이 시편 두께 2 mm로 가공하였다. 시험 중에 시험기 그립과 시험편의 슬립을 방지하고 굽힘응력을 최소화하기 위해 시험편 끝단 부위에 두께 3 mm의 탭(tab)을 에폭시 본드로 부착하였다.

Table 1 Properties of twill and satin-woven CFRPs

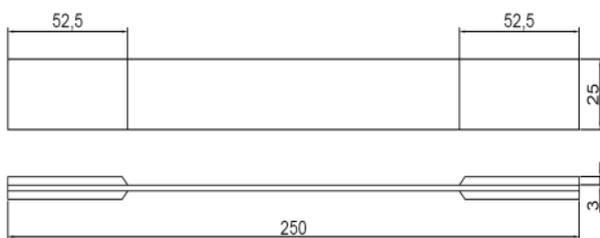
Weave	Resin	Number of layers		
Twill	Epoxy	1	2	3
Satin	Epoxy	1	2	3



(a) Specimen of twill-woven CFRP



(b) Specimen of satin-woven CFRP



(c) Dimensions of specimen

Fig. 1 Specimen configurations

2.2 실험방법

직조된 탄소섬유강화 복합재료의 기계적 물성을 확보하고 피로시험의 하중 크기를 결정하기 위하여 인장시험을 수행하였다.

Fig. 2(a)는 인장시험기로 Universal Testing Machine (50T) UH-F500KNI (SHIMADZU)를 사용하였고, SHIMADZU 인장 프로그램을 통하여 1 mm/min의 속도로 인장하는 변위제어 방식의 인장시험을 총 3회 실시하였다.

Fig. 2(b)는 피로시험기로 SAGINOMIYA를 사용하였으며, 표점거리 145 mm인 피로시험용 판재 시편을 Load control에서 정현파형(sinusoidal wave)으로 진동수(frequency)는 3 Hz, 응력비(stress ratio)는 0.1로 피로시험을 하였다. 시편의 최종 파단은 시편이 20 mm이상 변위가 생겼을 때로 정의하였다. 피로시험을 수행 후 S-N 선도를 도출하고 각각의 피로수명 결과에 대해 20%, 40%, 60%, 80% 피로누적을 시킨 후 인장시험을 통해 재료의 인장강도가 얼마나 감소되었는지 측정하였다 (Shokrieh, et al., 2000a; 2000b).



(a) SHIMADZU

(b) SAGINOMIYA

Fig. 2 Appearance of test machines

3. 피로수명 예측

3.1 피로파손 모드 평가기준

시험을 통해서 피로 수명을 예측하는 방법에는 4가지가 있다 (Sendekyj, 1991).

- (a) Macroscopic failure theories
- (b) Strength degradation fatigue theories
- (c) Stiffness degradation fatigue theories
- (d) Damage mechanism fatigue theories

본 연구에서 피로수명을 예측 하기 위해 사용된 방법은 Fatigue Progressive Damage Model(FPDM)이고 기존의 Static Progressive Damage Model(PDM) 방법에서 실험적으로 피로 누적손상에 의해 측정된 강도 감소 이론과 강성 감소 이론을 사용한 방법이다 (Papanikos, et al., 2003).

복합소재의 파손 모드에는 크게 3가지로 구분할 수 있다. Fiber failure, Matrix failure, Delamination failure가 있고 이 파손모드를 어떻게 판정할 것인가를 결정해야 한다. 따라서 Hashin-type fatigue failure criteria와 Ye-delamination criterion을 이용하여 위 3가지 파손 모드를 정의한다. 본 연구에서는 2D 해석을 통하여 파손 해석을 수행하기 때문에 시편의 두께방향인 z방향의 응력을 고려하지 않는다. 따라서 z방향의 응력해석이 필

요한 Ye-delamination criterion를 제외하고 Hashin-type fatigue failure criteria만 고려하였다 (Hashin, 1981).

- Matrix tensile cracking, for ($\sigma_{yy} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T^F}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}^F}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

- Matrix compressive cracking, for ($\sigma_{yy} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_C^F}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}^F}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

- Fiber tensile failure, for ($\sigma_{xx} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T^F}\right) \geq 1 \quad (3)$$

- Fiber compressive failure, for ($\sigma_{xx} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C^F}\right) \geq 1 \quad (4)$$

- Fiber-matrix shear-out, for ($\sigma_{xx} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C^F}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}^F}\right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

위의 수식에서 σ_{ij} 는 시편의 길이방향 x와 폭방향 y를 나타내는 좌표계이며 2차원 해석을 통해서 얻어진 응력이다. X는 종방향 인장강도, Y는 횡방향 인장강도, S는 전단강도, F는 피로강도를 나타내고 T와 C는 인장(tension)과 압축(compression)을 각각 나타내며 실험을 통해 측정된 잔류 강도에 해당된다. 첫 번째 cycle에서는 아무런 손상이 없기 때문에 Hashin-type fatigue failure criteria를 만족하지 못한다. 하지만 cycle수가 증가하면서 피로에 의해 재료의 인장강도와 강성이 낮아진다. 피로에 의해 재료의 잔류 강성이 낮아지고 이로 인해 분자에 해당되는 유효 소응력해석 값이 재분배되어 증가하고 분모에 해당되는 피로 누적에 의한 인장강도 값은 피로가 누적될수록 값이 작아지게 되어 5가지 중에 파손모드가 발생하게 된다. 따라서 감소한 양을 측정하기 전에 일정한 비의 cycle 간격을 임의로 선정한다. Cycle 간격의 선정에 있어서 cycle 간격이 클수록 적은 양의 계산이 가능하지만 그 만큼 정확성에서는 낮아지는 경향성을 보인다. Hashin criteria는 응력 방향의 인장값과 압축값의 조건에 따라 파손모드가 구분되어 있어 응력비(Stress ratio)의 조건에 구애받지 않는다.

Varvani-Farahani는 Fig. 3과 같이 피로손상은 순차적으로 발생하여 최종 파단까지 3단계로 구분하였다 (Varvani-Farahani, et al., 2006).

Region I : 다수의 기지 균열이 발생하며, 피로수명의 20% 동안 급격한 강성의 감소와 손상의 증가한다.

Region II : 강성의 감소와 손상의 증가 추세가 더딘 구간이며, 사이클이 증가하면서 균열이 섬유-기지의 표면을 따라 성장한다.

Region III : 짧은 수명구간을 가지며 섬유 파손에 의해 급격한 강성 감소와 손상 증가가 발생한다.

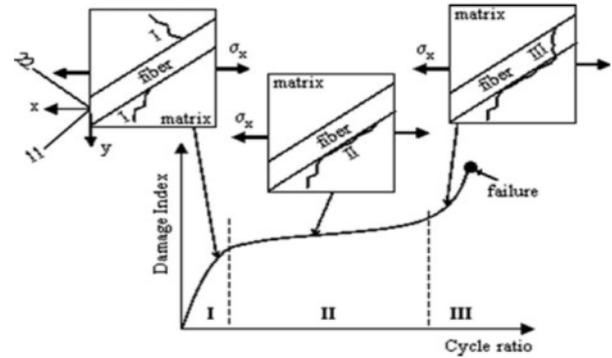


Fig. 3 Schematic damage progress in composite laminate over fatigue life cycles

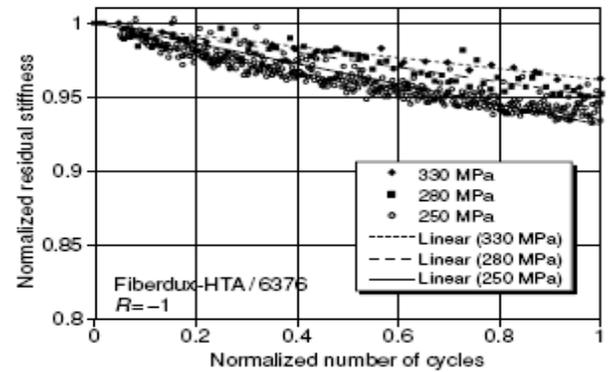


Fig. 4 Normalized residual stiffness of a unidirectional 0° ply under longitudinal tensile fatigue loading conditions

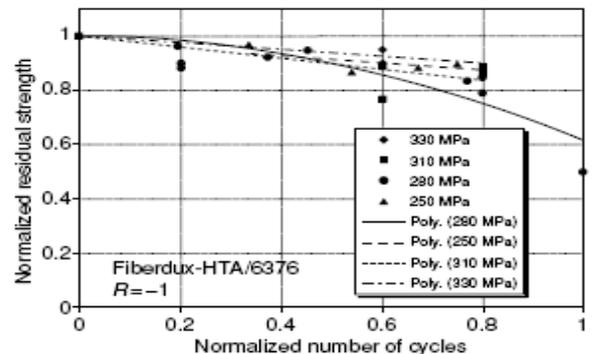


Fig. 5 Normalized residual strength of a unidirectional 0° ply under longitudinal compressive fatigue loading conditions

Figs. 4, 5는 cycle수가 증가하면서 시편의 강성과 인장강도가 감소하는 것을 보여준다 (Papanikos, et al., 2003). Fig. 4는 각 하중수에 대해 피로시험을 할 때 일정 cycle 마다 강성 E(N)을 측

정하고 첫 cycle일 때 측정된 강성 E(0)을 나누어주어 잔류 강성을 계산하고 선형으로 보간하여 식으로 나타낸다. Fig. 5는 각 하중에 대해 피로시험으로 피로수명을 측정 후 일정비율로 피로를 재 누적시킨 후 인장시험을 수행하여 측정된 인장강도를 피로 손상이 없는 시편의 인장강도로 나눈 점들을 2차 다항식으로 보간하여 식으로 나타낸다.

3.2 유한요소 모델링

복합소재의 거동을 고찰하기 위해 탭 부분을 제외한 시편의 두께 t=2.0mm, 폭 w=25.0mm이고 길이 L=250.0mm로 유한요소 모델링을 수행하였다. 시편의 형상은 두께 방향의 치수가 작기 때문에 2D 쉘 요소(shell element)로 모델링되었다. 메쉬(mesh)는 Quad4를 사용하였으며 요소의 크기는 시편의 두께와 같고 개수는 1625개, 절점(node)의 개수는 1764개이다.

본 해석에서 상용 유한요소해석 프로그램인 MSC Nastran과 MSC Patran을 사용하였다. 해석에 적용된 탄소/에폭시 복합소재(CFRP, twill과 satin weave)의 물성치는 기준에 실험된 물성치를 인용하여 Table 2에 정리하였다. 해석을 위한 경계조건은 Fig. 6과 같이 한쪽 끝단은 고정지지조건을 부과하고 반대쪽 끝단에 시편에 작용한 하중을 부과하였다. 본 연구에서는 MSC Patran에서 복합재료의 직조형태를 구현하기 위해 0°과 90° layer을 교차로 적층하여 각 layer의 응력을 도출하여 파손모드를 예측하였다.

Table 2 Material properties of the 8-harness satin weave prepreg(Prospector:Composites)

Material property	Satin Weave	Twill Weave
E _{xx}	77 GPa	68.1 GPa
E _{yy}	75 GPa	64.1 GPa
G ₁₂	6.5 GPa	3.2 GPa
ν ₁₂	0.07	0.05
X _T	1047 MPa	1200 MPa
Y _T	838 MPa	900 MPa
S _{xy}	70 MPa	98 MPa

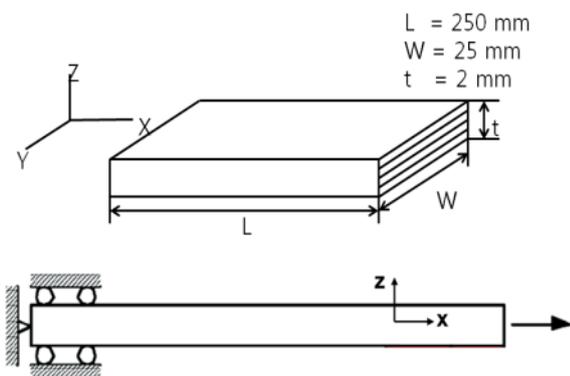


Fig. 6 Geometric dimension and boundary conditions of the laminate

3.3 피로수명 측정

첫 cycle에서는 특정 파손모드가 나타나지 않기 때문에 일정한 cycle수의 간격을 증가시키면서 감소된 잔류 강성을 이용하여 유한요소해석을 수행하게 된다. 이 때 유한요소해석을 통해 시편의 응력을 계산하게 된다. 따라서 Fig. 7에서 보는 알고리즘 순서대로 유한요소해석을 통해 계산된 값과 피로누적에 의해 감소된 강도를 이용하여 다섯 가지 파손모드에 적용하여 최종 파손이 발생할 때 까지 반복하게 된다 (Papanikos, et al., 2003). 최종 파단은 layer들이 하중에 대해 더 이상 지탱하지 못하는 시점으로 유한요소해석을 통해 계산된 시편의 응력이 피로 누적에 의한 잔류 강도보다 큰 시점이다. 이 때 Hashin-type fatigue failure criteria에 해당하는 파손 모드가 최종 파단 형태로 나타난다.

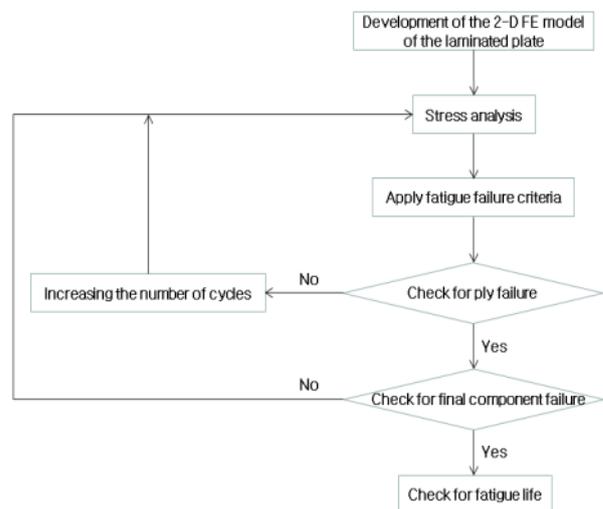


Fig. 7 Flowchart of the fatigue progressive damage model

4. 시험 결과 및 고찰

인장시험을 통해 하중-변위 곡선을 얻은 후, 이로부터 재료의 물성치를 얻는다. Fig. 8과 같이 재료의 항복점을 지난 후 최대 하중의 50%이상 떨어지는 지점에서 시험을 종료하고 최대하중을 인장강도로 측정하였다. 인장시험은 유압식 그림장치를 이용한 시험기를 이용하여 시편을 고정하였으며 미끄럼(slip)현상은 관찰되지 않았다. 인장시험 결과값은 Table 3과 같이 정리하였다.

피로시험은 상온에서 3 Hz, 응력비 0.1에서 시험했고 피로한도는 2,000,000cycle이며 피로한도에 도달했을 때 시험기는 자동으로 멈추도록 설정 후 시험하였다. 또한 피로한도에 도달하지 않았을 때 처음 시편길이에서 20 mm이상 변위가 발생했을 때 최종파단으로 측정하였다. 피로시험 시편 중앙부에서 파단이 발생하였으며 Fig. 9에서 확인할 수 있다. 소수의 시편에서 탭 근처에서 파단이 발생하였는데 이는 시편의 두께가 일정하지 않아 단면적이 작은 부분에서 파단이 생겼다고 사료된다.

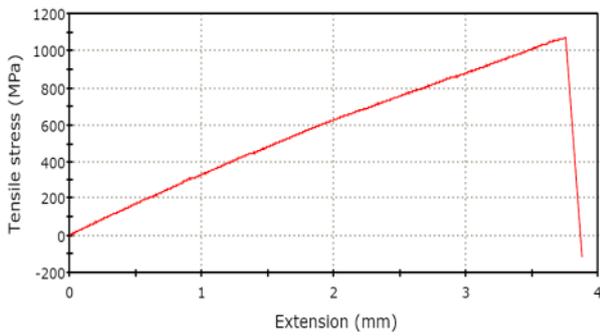


Fig. 8 Stress-strain curve for satin woven CFRP

Table 3 Result of static tests in twill and satin-woven

	1	2	3	Average
Twill	1213 MPa	1233 MPa	1154 MPa	1200 MPa
Satin	1103 MPa	1082 MPa	956 MPa	1047 MPa



Fig. 9 Shape of fracture specimen

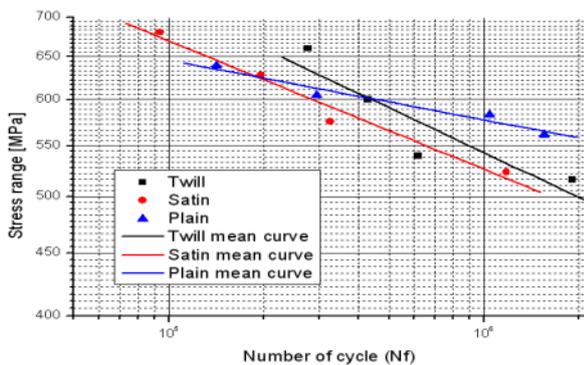
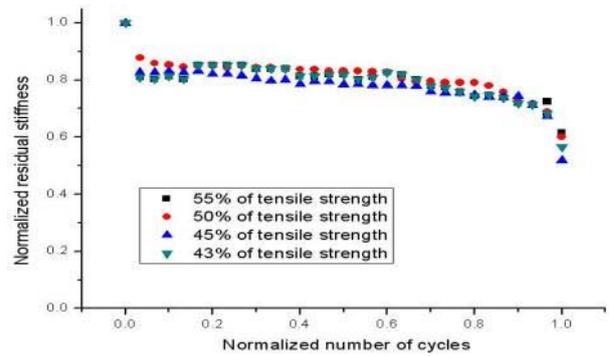
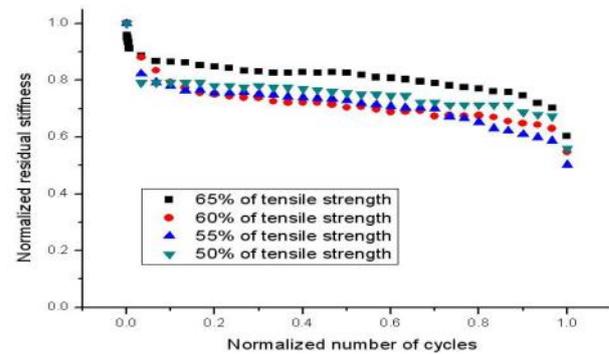


Fig. 10 Fatigue life curves of 3 different woven CFRPs

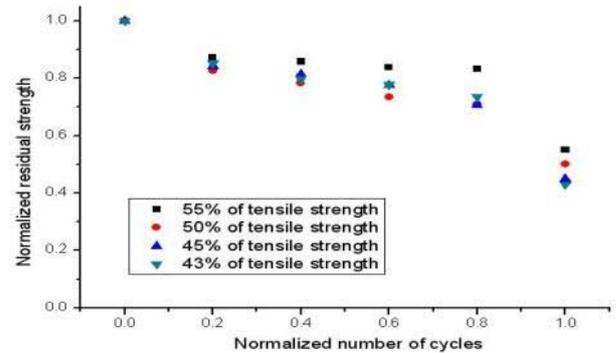
Fig. 10은 plain, satin과 twill의 피로강도를 비교를 나타내는 S-N 선도이다. Twill은 satin보다 인장강도와 피로강도 모두 뛰어난 성능을 보이며 plain은 twill과 satin보다 인장강도가 낮지만 낮은 응력폭으로 갈수록 피로강도에서 좋은 성능을 보여주고 있다.



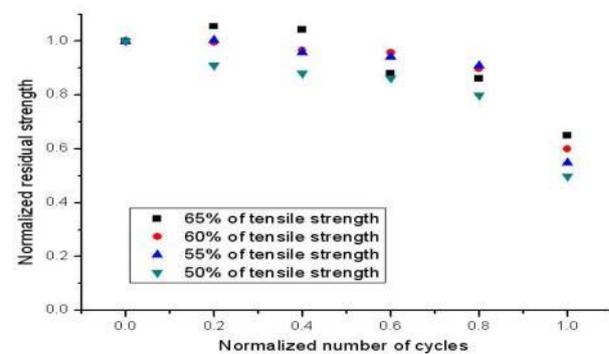
(a) Normalized residual stiffness of the twill laminate under longitudinal tensile fatigue loading conditions



(b) Normalized residual stiffness of the satin laminate under longitudinal tensile fatigue loading conditions

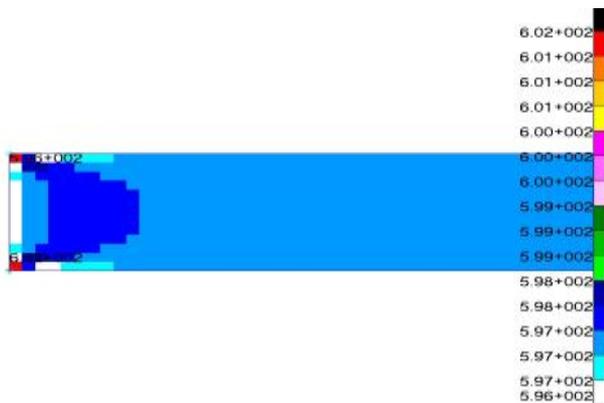


(c) Normalized residual strength of the twill laminate under longitudinal tensile fatigue loading conditions



(d) Normalized residual strength of the satin laminate under longitudinal tensile fatigue loading conditions
Fig. 11 Residual stiffness and residual strength of woven CFRPs

Fig. 11 (a), (b)는 cycle수가 증가하면서 시편의 강성이 감소하는 것을 보여준다. 측정된 강성값은 $E(N)/E(0)$ 로 나타내는데 특정 cycle일 때 측정된 강성 $E(N)$ 에 대해 첫 cycle일 때 측정된 강성 $E(0)$ 를 나누어주어 잔류강성을 계산한다. Varvani-Farahani의 단방향 복합소재의 피로누적 3단계처럼 직조된 복합소재의 피로손상누적도 S형태를 가진다. Fig. 11 (c), (d)는 잔류인장강도를 나타내며 본 실험에 피로수명에 대해 20%, 40%, 60%, 80%만큼 피로를 누적시킨 후 인장시험을 통해 시편의 인장강도 $T(N)$ 을 측정하고 초기 인장강도 $T(0)$ 로 나누어주어 잔류 강도를 계산한다. 피로의 누적정도가 클수록 초기 인장강도 보다 작아지는 것을 알 수 있다.



(a) Result of X direction stress at the 0° top layer



(b) Result of Y direction stress at the 0° top layer



(c) Result of XY direction stress at the 0° top layer

Fig. 12 Result of stress at layer

Fig. 12는 각각의 layer 중 $\alpha_x, \alpha_y, S_{xz}$ 의 최댓값 해석결과를 보여주고 있다. 모든 layer의 각각의 방향에 대해 유한요소해석으로 얻어진 결과에 해당되는 가장 큰 응력과 보간된 잔류응력을 Hashin-type fatigue failure criteria에 대입하여 특정 파손모드가 발생하는지 확인하게 된다.

Fig. 13, 14는 FPDM을 이용하여 예측된 피로수명과 실험을 통해 얻어진 피로수명을 log-log 좌표에 나타낸 S-N 선도를 나타내고 있다. 시험을 통해 측정된 피로수명과 FPDM을 통해 예측된 피로수명을 비교해보면 응력폭이 작을수록 오차가 작아지는 양상을 보인다. 높은 응력폭에서는 짧은 피로수명을 가지며 20%, 40%, 60%, 80%로 피로누적 시 각 구간의 피로누적 cycle 차이가 작기 때문에 누적 데미지가 충분히 고려되지 않아 오차가 많이 발생한다고 사료된다. 또한 2D 유한요소해석은 두 계방향의 응력을 구하지 못하기 때문에 복합재료 파손모드 중에 delamination failure를 고려하지 못했기 때문에 오차가 발생했다고 사료된다. 2D 해석을 이용한 FPDM으로 예측된 피로수명과 시험을 통해 측정된 피로수명이 시험의 결과와 비교 했을 때 평균적으로 30%정도 차이가 발생하였으며 예측된 피로수명이 시험으로 측정된 피로수명 보다 보수적으로 평가되었다. Hashin-type fatigue failure criteria에 의해 나타난 파단모드는 모두 fiber breaking이다. 피로시험을 추가적으로 수행하고 3D 해석을 이용하여 시편의 응력을 고려한다면 2D해석에 의한 결과 보다 신뢰성이 더 높은 피로수명을 예측할 수 있다고 판단된다.

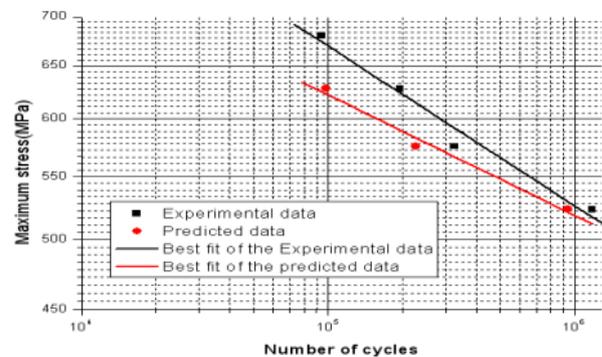


Fig. 13 Predicted and experimental S-N curves of the satin woven CFRP

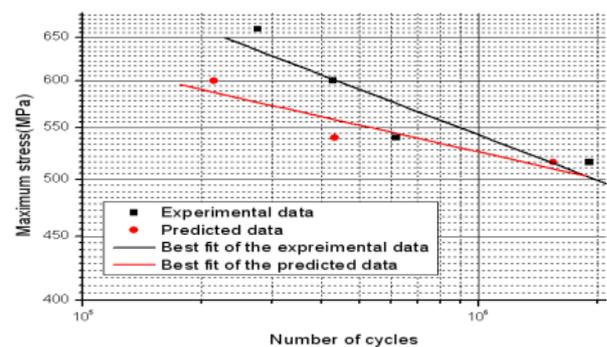


Fig. 14 Predicted and experimental S-N curves of the twill woven CFRP

5. 결론

본 연구에서는 평직 CFRP 복합재료에 대하여 인장강도시험과 피로시험을 수행하였다. 피로 시험을 통해 측정된 피로수명과 피로 누적 손상에 의한 재료 물성치값과 2-D 유한요소해석을 이용하여 예측된 피로수명을 비교하였다.

- (1) Satin과 Twill이 Plain직조방식보다 인장강도 측면에서 좋지만 피로강도측면에서 낮은 응력을 받을 때 낮은 성능을 보여주었다. 따라서 설계할 때 구조물에 작용되는 하중을 고려하여 직조된 CFRP를 선택해야한다.
- (2) 피로시험을 통해서 정적잔류강성(static residual stiffness)과 잔류인장강도(static residual strength)가 감소하는 양상을 확인하였다. 낮은 응력폭이 높은 응력폭보다 초기 잔류강성값이 크게 감소하였지만 그 후 선형적으로 감소하는 비율이 작았다.
- (3) 실험을 통해 측정된 피로수명과 2-D해석을 이용한 FPDME 의해 예측된 피로수명을 비교해보면 능직과 주자직으로 직조된 CFRP 모두 약 30% 보수적으로 나타났다. 높은 응력폭에서 예측된 피로수명이 낮은 응력폭에서 예측된 피로수명보다 오차가 크게 발생하였는데 이는 높은 응력폭에서는 피로수명이 짧기 때문에 실험적으로 피로누적손상이 충분히 고려되지 못했다고 사료된다. 좀 더 많은 시험을 수행한다면 보다 정확한 비교 수명이 예상된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 산업핵심기술개발사업의 ‘20ft~40ft 급 세일요트 엔지니어링 통합관리 및 핵심부품 생산 기술개발’ 연구사업으로 수행된 연구결과 중 일부임을 밝히며, 위 기관의 후원에 감사드립니다.

이 논문(저서)은 2014년 교육부와 한국연구재단의 지역혁신창의인력양성사업의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2014H1C1A 1073088)

References

- Hashin, Z., 1981. Fatigue Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. *Journal of Applied Mechanics*, 48, pp.846-852.
- Lian, W. & Yao, W., 2010. Fatigue Life Prediction of Composite Laminates by FEA Simulation Method. *International Journal of Fatigue*, 32, pp.123-133.

- Park, H.S. Choi, J.H. Koo, J.M. & Seok, C.S., 2010. Fatigue Damage Evaluation of Woven Carbon-Fiber-Reinforced Composite Materials by Using Fatigue Damage Model. *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A*, 34(6), pp.757-762.
- Park, S.C. Kang, S.S. Kim, G.Y. & Choi, J.H., 2013. Evaluation of tensile strengths and fracture toughness of plain weave composites. *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, 37(8), pp.862-868.
- Papanikosp, K. Tserpes, I. & Pantelakis, Sp., 2003. Modelling of Fatigue Damage Progression and Life of CFRP Laminates. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 26, pp.37-47.
- Sendeckyj, G.P., 1991. Life prediction for resin-matrix composite materials. *Fatigue of composite materials*, Vol. 4, Elsevier.
- Shokrieh, M.M. & Lessard, L.B., 2000a. Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part I : Modeling. *Journal of Composite Materials*, 34(13), pp.1056-1080.
- Shokrieh, M.M. & Lessard, L.B., 2000b. Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part II : Material Characterization and Model Verification. *Journal of Composite Materials*, 34(13), pp.1081-1116.
- Varvani-Farahani, A. Haftchenari, H. & Panbechi, M., 2006. Fatigue Damage Analysis based on Stiffness Drop in Unidirectional GRP Composites. *Journal of Composite Materials*, 40(18), pp.1659-1669.



장재욱

조제형

오동진

김명현