

# Carbon Fabric/Epoxy 적층판의 인장-압축 피로거동

김진봉\* · 김태욱\*

## Tension-Compression Fatigue Behavior of Carbon Fabric/Epoxy Laminates

J.B. Kim, T.W. Kim

**Key Words:** carbon fabric/epoxy, tension-compression fatigue

### Abstract

In this paper, the tension-compression fatigue test method and the fatigue life characteristics of carbon fabric/epoxy laminate coupon are presented. To avoid the buckling during the compression, a proper design for the test coupons is essential. The critical buckling loads for the coupons are calculated by assuming the coupons as columns under two types of fixed conditions. The first is that both ends of each coupon are perfectly clamped, the second is that both ends of each coupon are simply supported. The strain-load curves are obtained by compressing the representative coupons, on each surface of which a strain gage is attached. The buckling loads obtained from the tests are all between the two calculated critical buckling loads.

All the coupons are broken by the compression during the fatigue tests. It is estimated to be the reason that the fatigue load causes delamination before the eventual failure of each coupon, and sequentially the micro-buckling in the delaminated region drives each coupon into fatigue failure during the compression. The S-N curve, the fatigue life characteristics of carbon fabric/epoxy is obtained.

### 1. 서론

복합재료는 일반적으로 피로에 대하여 매우 우수한 특성을 가지는 것으로 알려져 있다. 복합재료의 항공기 및 일반산업으로의 활용도가 커질수록 구조물 제작에 소요되는 재료 자체의 정량적인 피로수명의 실험적 자료가 필수적이다.

복합재료 쿠폰에 대한 인장-압축 피로시험( $R=-1$ )은 지금까지도 많은 연구가 진행 중에 있는 분야이다. 일반적으로 복합재료는 인장하중보다는 압축하중에 매우 취약하다. 또한 적층판 형태의 복합재료 시편은 그 형상의 특성상 압축하중으로 인한 면의 수직인 방향으로의 좌굴이

쉽게 발생한다. 본 연구에서는 carbon fabric/epoxy laminate로부터 제작된 인장-압축 피로시험용 복합재료 쿠폰을 1차원 보(column)로 가정하고, 쿠폰의 양끝단의 고정조건(fixing condition)에 따라 계산된 임계좌굴하중(critical buckling load)과 스트레인게이지를 이용한 좌굴시험을 통하여 쿠폰의 형상을 설계하고 복합재료의 인장-압축 피로수명을 평가하였다.

### 2. 시편제작

시험에 사용된 재료는 (주)한국화이바의 carbon fabric/epoxy prepreg(DMS 2288 type 2 class 2 grade b)를 적층하여 제작하였으며, 시험에 사용된 Tab재료는 E-glass fabric/epoxy laminate( $t=1$  mm,  $v_f=30\%$ 이하)이다. 인장-압축 피로시험 시편의 형상은 아래 Fig. 2.1과 같다.

\* 한국기계연구원 복합재료그룹

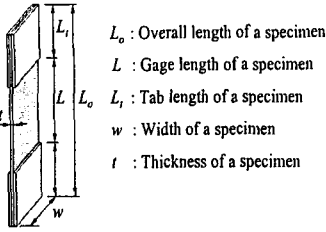


Fig. 2.1 A schematic coupon shape.

시험에 사용된 재료의 기계적 특성은 아래 Table 2.1과 같다.

Table 2.1 Longitudinal material properties of carbon fabric/epoxy laminates

구 분	강성(GPa)	강도(MPa)	ASTM #
인장시험	60.632	719.445	D3039
압축시험	54.314	428.485	D3410
굽힘시험	40.304	698.078	D790

식 2.1은 양쪽이 구속된(clamped) 쿠폰의 1차 임계좌굴하중이며 식 2.2는 양쪽이 단순지지된(simply supported) 쿠폰의 1차 임계좌굴하중이다.

$$P_{cr} = \frac{4\pi^2 E_b I}{L^2} \quad (2.1)$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 E_b I}{L^2} \quad (2.2)$$

$P_{cr}$  : buckling critical load

$E_b I$  : bending rigidity

$L$  : length of column

시편의 두께가 너무 두꺼워 질수록 높은 임계좌굴하중을 갖지만 필요한 피로시험기의 용량이 커지고 시험에 따르는 시간과 비용이 증가할 수 있으므로 적절한 두께의 시편을 사용하는 것이 중요하다.

본 시험에서 사용된 시편의 치수는 시편별로 약간의 차이가 있지만 대체로 두께( $t$ )는 2.4 mm(0.1 inch)이며 너비( $w$ )는 24.5 mm(1 inch)이다. 길이( $L$ )은 피로하중에 따라 결정되는데, 길

이( $L$ )가 40 mm일 때와 길이( $L$ )가 25 mm일 때의 좌굴임계하중은 아래와 같다.

Table 2.2 Critical buckling load as  $L = 40$  mm

항목	값
$I$	= 28.224 [ $mm^4$ ]
Clamped	$P_{cr}$ = 28,074.1 [ $N$ ]
	$\sigma_{cr}$ = 477.5 [ $MPa$ ]
Simply	$P_{cr}$ = 7,018.5 [ $N$ ]
Supported	$\sigma_{cr}$ = 119.4 [ $MPa$ ]

Table 2.3 Critical buckling load as  $L = 25$  mm

항목	값
$I$	= 28.224 [ $mm^4$ ]
Clamped	$P_{cr}$ = 71,869.6 [ $N$ ]
	$\sigma_{cr}$ = 1,222.3 [ $MPa$ ]
Simply	$P_{cr}$ = 17,967.4 [ $N$ ]
Supported	$\sigma_{cr}$ = 305.6 [ $MPa$ ]

시험에 사용된 장비는 INSTRON 8502 피로시험기(25 ton)이고, 또한 hydraulic grip을 사용하여 시편의 양쪽을 고정하였다.

양쪽이 구속된 조건에서 계산된 임계좌굴하중은 재료의 압축강도보다 큰 값을 가지지만 시편 자체의 결함, 시험장비의 유격 및 Tab부분의 고정조건의 불명확성으로 인하여 실제 좌굴하중은 구속된 조건에서의 임계좌굴하중과 단순지지된 조건에서의 임계좌굴하중 사이의 값을 가지게 된다. 따라서, 실제적인 좌굴하중은 실험을 통하여 얻어야 한다. 본 연구에서는 각각의 치수를 가지는 대표적인 쿠폰들에 대하여 시편의 양면에 스트레인게이지를 부착하여 하중제어 방식으로 2,000 kgf/min의 속도로 압축하중을 가하며 변형률-응력 곡선을 구하였다.

Fig. 2.2와 Fig. 2.3은 각각  $L$ 이 40 mm일 때와 25 mm일 때의 대표적인 변형률-응력 곡선을 나타낸다. Fig. 2.2와 Fig. 2.3에서 양면의 변형률이 거의 일치하다가 갈라지기 시작하는 점이 좌굴이 발생하는 점인데, 각각 310 MPa과 500 MPa에서 좌굴이 발생한다.

위의 두 가지 형상의 쿠폰으로는 실험으로 얻은 좌굴하중보다 작은 하중으로만 피로시험이 가능하다.

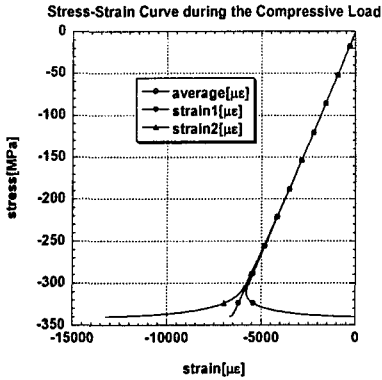


Fig. 2.2 The stress-strain curve of a coupon (L = 40 mm) during the compressive load

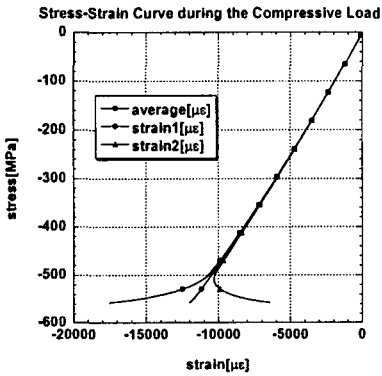


Fig. 2.2 The stress-strain curve of a coupon (L = 25 mm) during the compressive load

### 3. 피로수명예측

#### 3.1 S-N Curve

일반적으로 재료의 피로거동은 피로응력과 피로수명 즉, 피로사이클수의 관계로 표현된다. 복합재료의 S-N 선도는 고전지수법칙(classical power law)인 식 3.1로 표현할 수 있다.

$$KS^bN=1 \quad (3.1)$$

식 3.1에서 양변에 ln 을 취하면 lnS 와 lnN 에 대한 선형방정식을 얻을 수 있는데, 시험결과로 얻은 각 하중점,  $S_i$  에 대한 피로수명,  $N_i$  에 대하여 최소자승법(least square method)을 이용하여 K 와 b 를 계산함으로써 S-N 선도를 얻을 수 있다.

일반적으로 복합재료의 피로수명결과는 분산이 매우 크다. 따라서 단순히 평균수명시간으로만 얻어진 S-N 선도는 문제가 많다. 이러한 문제로 인하여 이중인자 Weibull 분포추정법을 도입하고, 피로수명,  $N_i$  을 Weibull 인자인  $\beta_i$  로 치환하여 S-N 선도를 얻는다.

#### 2.1 이중인자 Weibull 분포

무작위 변수(random variable),  $X$  가 아래 식과 같은 누적분포를 가질 때, 형상인자,  $\alpha$  와 위치인자,  $\beta$  의 Weibull 분포를 가졌다고 한다.

$$F_x(x) = P_r \{ X \leq x \} \\ = 1 - \exp \left[ - \left( \frac{x}{\beta} \right)^\alpha \right] \quad (3.2)$$

여기서  $x > 0$  이고  $F_x(x)$  는  $x$  보다 작거나 같을 수 있는  $X$  의 가능성을 나타낸다. 시험결과로부터 n 차원의 데이터( $x_1 \leq x_2, \dots, \leq x_n$ )가 주어졌을 때에 medium rank 방법을 도입하여 아래와 같이 i 번째의 데이터까지의 누적생존확률을 가정한다.

$$F_x(x_i) = 1 - \frac{i-0.3}{n+0.4} \quad (3.3)$$

최대근사법(maximum-likelihood method)으로 medium rank 방법으로 얻어진 데이터로부터 Weibull 인자인  $\alpha$ ,  $\beta$  를 아래와 같이 얻는다.

$$\frac{\sum_{i=1}^n x_i^\alpha \ln x_i}{\sum_{i=1}^n x_i^\alpha} - \frac{1}{\hat{\alpha}} - \frac{\sum_{i=1}^n \ln x_i}{n} = 0 \quad (3.4)$$

$$\hat{\beta} = \left[ \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^\alpha \right]^{1/\hat{\alpha}} \quad (3.5)$$

$f(\hat{\alpha})=0$  의 해답을 얻기 위한 효과적인 반복해법은 Newton-Raphson 법을 사용하는 것이다. 여기서 (j+1)번째 연속적인 근사치,  $\hat{\alpha}_{j+1}$  는  $\hat{\alpha}_j$  로부터 아래의 식으로 주어진다.

$$\hat{\alpha}_{j+1} = \hat{\alpha}_j - f(\hat{\alpha}_j) / f'(\hat{\alpha}_j) \quad (3.6)$$

## 5. 시험결과 및 분석

형상인자,  $a$  가 전체시험에 대해 동일하다고 가정하면,  $a$  의 pooled estimation은 각 하중점의 피로시험 데이터를  $y_{ij} = x_{ij}/\beta_i$  와 같이 표준화함으로써 구할 수 있다. 표준화된 값들의 최대근사방정식은,

$$\frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n y_{ij}^{\hat{a}} \ln y_{ij}}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n y_{ij}^{\hat{a}}} - \frac{1}{\hat{a}} - \frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \ln y_{ij}}{n \cdot m} = 0 \quad (3.7)$$

$$\hat{\beta}_i = \left[ \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n y_{ij}^{\hat{a}} \right]^{1/\hat{a}} \quad (3.8)$$

where  $i=1, 2, \dots, m$

식 3.7과 식 3.8는 식 3.4와 식 3.5와 마찬가지로 *Newton-Raphson* 법을 이용하여 구할 수 있다.

## 4. 시험방법

본 연구에서는 피로시험 중에 각 쿠폰의 완전한 파괴가 일어날 때까지 피로하중을 계속 가하여 완전한 파괴가 일어나는 그 반복하중수를 그 쿠폰의 피로수명으로 정의하였다. 시험은 각 하중점에서 피로에 의한 강성저하에도 불구하고 일정한 최대하중과 최소하중을 가하게 하는 하중제어(load control)방식으로 수행하였으며,  $R = -1$ 인 인장-압축 피로시험을 수행하였다. 시험은 세 개의 하중점에서 수행되었고 각 하중점당 다섯 개의 시험편에 대하여 피로시험을 수행하였다. S-N 선도에서 피로하중 값은 정적시험을 통해 얻어진 압축강도에 대한 각 피로하중에서의 최대값의 비율(%)로 나타내었다.

시험에 사용된 피로하중은 반복하중수가  $10^3$  cycles와  $10^6$  cycles 사이에서 세 개의 피로하중점을 갖도록 하였다. 이때, 쿠폰에 걸리는 응력은 압축강도의 95%, 75%, 60%를 가지며, 압축하중에서 좌굴이 일어나지 않도록 쿠폰의 치수를 고려하였다. 95% 및 75%의 하중점에서는 길이( $L$ )가 25 mm인 쿠폰을 사용하였는데, 각각의 하중점은 좌굴하중의 약 81%와 64%의 값을 갖는다. 60%의 하중점에서는 길이( $L$ )가 40 mm인 쿠폰을 사용하였는데, 좌굴하중의 약 83%의 값을 갖는다.

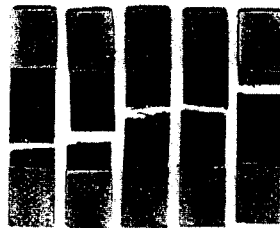
복합재료는 피로에 의하여 구조물 내에 섬유파단(fiber breakage) 및 기지균열(matrix cracking), 층간분리(delamination) 등의 여러 가지 파손형태가 복합적으로 발생한다. 본 실험에 사용된 재료는 carbon fabric/epoxy laminate로서 최종 파손 전에 피로에 의한 층간분리가 주효하게 나타난다. 이러한 층간분리는 인장거동에는 크게 영향을 주지 않지만 압축하중에 대해서는 층간분리가 발생한 국소영역에서의 미세좌굴(micro-buckling)을 일으키게 되어 최종파손을 유도하는 것으로 사료된다. 실제로 Fig. 5.1에서와 같이 모든 쿠폰은 피로 하중 중에 압축에 의하여 파손이 발생하였다.



(a) 95% of static compressive strength



(b) 75% of static compressive strength



(c) 60% of static compressive strength

Fig. 5.1 Photographs of coupons failed by 3 different fatigue loads.

Table 5.1은 피로시험결과 및 각 하중점에서의  $\alpha_i$  및  $\beta_i$  값을 나타낸다.  $\alpha_i$  및  $\beta_i$  값은 각 하중점에서의 피로수명 값을  $x_i$ 에 대입하고 식 3.4와 식 3.5를 통하여 계산할 수 있다. Table 5.2는 식 3.7, 식 3.8을 통하여 얻은 결과이다.

Table 5.1 The fatigue test results and two Weibull parameters

$S_i$ (%)	시험번호					$\alpha_i$ $\beta_i$
	1	2	3	4	5	
60	453,627	709,933	733,932	924,576	1,480,082	2.67 970,926
75	22,840	34,998	72,625	94,412	98,016	2.30 73,123
95	2,444	2,506	2,702	3,213	3,394	8.18 3,024

Table 5.2 pooled estimated  $\hat{a}$  and pooled estimated  $\beta_i$

$S_i$ (%)	pooled estimated shape-parameter	pooled estimated scale-parameter
60	$\hat{a} = 3.072$	$\beta_1 = 996,421$
75		$\beta_2 = 76,585$
95		$\beta_3 = 2,905$

Table 5.2의 결과를 이용하여 식 5.1과 같은 S-N 선도에 대한 방정식을 얻을 수 있다.

$$\log_{10} \beta_i = -b \log_{10} S_i - \log_{10} K$$

$$b = 12.71 \quad (5.1)$$

$$\log_{10} K = -28.674$$

Fig. 5.1은 식 5.2의 S-N 선도의 그림이다. 실험으로 얻은 carbon fabric/epoxy laminate의 인장-압축 피로강도는  $10^6$  cycle에서 정적강도의 60.8% 정도이다.

## 6. 결 론

실험 및 임계좌굴하중의 계산을 통하여 carbon fabric/epoxy laminate의 쿠폰에 대한 인장-압축 피로시험에 적절한 쿠폰의 형상을 설계하고 실험을 통하여 재료의 S-N Curve를 얻었다. 모든 쿠폰은

압축하중에 의하여 파손을 일으키며, 이것은 피로하중으로 인하여 발생한 층간분리가 유발한 미세좌굴로 인한 것으로 사료된다.

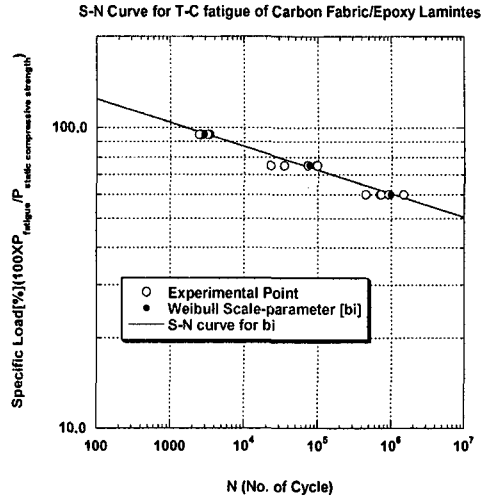


Fig. 5.2 S-N curve, the fatigue life characteristics of carbon fabric/epoxy laminate coupons

## 후 기

본 논문은 (주)한국항공우주산업에서 주관한 공업기반기술개발사업인 “복합재료를 이용한 헬리콥터 로터깃 개발”의 결과 중 일부입니다.

## 참고문헌

- (1) Engineering Materials Handbook  
COMPOSITES, ASM International, pp. 437 ~ pp. 444
- (2) H. T. Hahn and R. Y. Kim, "Fatigue Behavior of Composite Laminate", J. Composite Materials, Vol.10, (April 1976), p.156
- (3) Micheal Chung-Yung Niu, AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN, CONMILIT Press, LTD, 1988