

# Filament Winding 성형법을 이용한 헬리콥터

## 로터깃 Spar용 복합재료의 피로거동

### Fatigue Behavior of the Filament Winding Composite

#### Spar for the Helicopter Blade

김진봉, 황병선, 김태욱, 권동일\*

한국기계연구원 재료공정연구부, \*(주)현대우주항공

#### 1. 서론

헬기 로터깃은 최초로 항공기의 일차구조물로 사용된 대형 복합재료구조물이다. 헬기 로터깃은 운용기간(service life)동안에  $10^7$  이나  $10^8$  의 high-cycle 피로환경을 경험하게 된다. 로터깃은 복합재료가 알맞게만 사용된다면 거의 무한대의 피로수명을 갖게된다고 알려져 있다. 헬기 로터깃 제조는 전통적으로 일방향의 유리섬유강화 에폭시 테입에 내부와 외부를 woven으로 감싼 속이 비어있는 형태의 D-spar로 되어있다. 본 연구에서는 F/W 공법으로 제작된 헬리콥터 로터깃 Spar의 피로특성을 규명하기 위하여, 제작된 Spar에서 시편을 채취하고 이 시편에 대하여 인장-인장피로시험을 수행하고, 그 결과로부터 S-N Curve를 얻고 Spar의 피로수명에 영향을 주는 인자들에 대하여 고찰하였다.

#### 2. 피로수명예측

##### 2.1 S-N Curve

일반적으로 재료의 피로거동은 피로응력과 피로수명 즉, 피로사이클수의 관계

로 표현된다. 복합재료의 S-N 선도는 고전지수법칙(classical power law)인 식(1)로 표현할 수 있다.

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

식(1)에서 양변에 ln을 취하면 lnS와 lnN에 대한 선형방정식을 얻을 수 있는데, 시험결과로 얻은 각 하중점,  $S_i$ 에 대한 피로수명,  $N_i$ 에 대하여 최소좌승법(least square method)을 이용하여 K와 b를 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.

##### 2.2 이중인자 Weibull 분포

무작위 변수(random variable), X가 아래 식과 같은 누적분포를 가질 때, 형

상인자,  $\alpha$  와 위치인자,  $\beta$  의 Weibull 분포를 가졌다고 한다.

$$F_x(x) = P_r \{ X \leq x \} \\ = 1 - \exp \left[ - \left( \frac{x}{\beta} \right)^\alpha \right] \quad (2)$$

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.

$$F_x(x_i) = 1 - \frac{i-0.3}{n+0.4} \quad (3)$$

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

$$\frac{\sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}} \ln x_i}{\sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}}} - \frac{1}{\hat{\alpha}} - \frac{\sum_{i=1}^n \ln x_i}{n} = 0 \quad (4)$$

$$\hat{\beta} = \left[ \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^{\hat{\alpha}} \right]^{1/\hat{\alpha}} \quad (5)$$

$f(\hat{\alpha}) = 0$ 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.

$$\hat{\alpha}_{j+1} = \hat{\alpha}_j - f(\hat{\alpha}_j)/f'(\hat{\alpha}_j) \quad (6)$$

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

$$\frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m y_{ij}^{\hat{\alpha}} \ln y_{ij}}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m y_{ij}^{\hat{\alpha}}} - \frac{1}{\hat{\alpha}} - \frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \ln y_{ij}}{n \cdot m} = 0 \quad (7)$$

$$\hat{\beta}_i = \left[ \frac{1}{n} \sum_{j=1}^m y_{ij}^{\hat{\alpha}} \right]^{1/\hat{\alpha}} \quad (8)$$

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

식(7)과 식(8)는 식(4)와 식(5)와 마찬가지로 Newton-Raphson 법을 이용하여 구할 수 있다.

### 3. 시편제작

시편은 F/W공법으로 제작된 헬기 로터깃 Spar로부터 coupon을 따서 제작하였다. 헬기 로터깃 Spar의 제작에 사용된 수지는 SHELL의 EPON Resin 9405/EPI-Cure 9470 Curing Agent이고 유리 섬유는 OWENS-CORNING의 449-AA-250 S-2 Glass Roving이다. 피로시험 시편형상은 ASTM D3497/D3497M-96를 참조하였는데 이것은 ASTM D3039의 인장시험에서의 시편의 형상과 동일하다.

ASTM D3039의 방법으로 인장시험을 수행하였는데, 본 복합재료 구조물의 인장강성은 57.92 GPa이고 인장강도는 1338.58 MPa이다.

### 4. 시험방법

피로시험은 INSTRON 8502 피로시험

기(25 ton)를 사용하였다. F/W 복합재료와 같은 일방향 복합재료의 경우 피로시험 중에 grip에서 tab부분의 시편의 파손으로 인하여 실제의 피로수명보다 짧은 결과를 얻을 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 hydraulic grip을 사용하여 피로시험 중에 시편이 완전한 피로수명에 이르기까지 실험이 가능하도록 하였다. 시험은 각 하중점에서 피로에 의한 강성저하에도 불구하고 일정한 최대하중과 최소하중을 가하게 하는 하중제어(load control)방식으로 하였으며, 최대하중과 최소하중의 비가 0.1 즉,  $R = 0.1$ 인 인장-인장 피로시험을 수행하였다. 시험은 세 개의 하중점에서 수행되었다고 각 하중점당 다섯 개의 시편에 대하여 피로시험을 수행하였다. 하중점은 인장강도에 대한 각 피로하중에서의 최대값의 비율(%)로 나타내었다.

## 5. 시험결과 및 분석

표 1은 피로시험결과 및 각 하중점에서의  $\alpha_1$  및  $\beta_1$  값을 나타낸다.  $\alpha_1$  및  $\beta_1$  값은 각 하중점에서의 피로수명 값을  $x_i$ 에 대입하고 식(4)와 식(5)를 통하여 계산할 수 있다. 표 2는 식(7), 식(8)을 통하여 얻은 결과이다.

표 2의 결과를 이용하여 식(9)와 같은 S-N 선도에 대한 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{Log}_{10} \beta_i &= -b \text{Log}_{10} S_i - \text{Log}_{10} K \\ b &= 8.12 \end{aligned} \quad (9)$$

$$\text{Log}_{10} K = -17.980$$

그림 1은 식(9)의 S-N 선도의 그림이다. 일반적으로 유리섬유강화 복합재료의

경우 약  $10^6$ 의 피로 cycle 후에는 정적 인장강도의 20% ~ 30%의 강도를 갖는다고 알려져 있다. 본 시험에서도 약  $10^6$ 의 피로사이클 후에는 헬기 로터깃용 spar는 정강도의 약 30%의 강도를 가지는 것을 알 수 있다.

일반적으로 피로시험에서의 Spar 구조물의 파손은 일반적인  $[0]_T$ 의 복합재료 적층판의 경우처럼 섬유파단에 의하여 파손이 일어나는 것을 볼 수 있다. 그림 2는 정강도의 35%의 하중점에서 10,000회의 피로사이클 후에 부분적인 섬유 파단이 일어난 그림과 최종 파손이 일어난 사진이다. 본 시험에 사용된 시편의 경우 피로시험을 시작하기 위하여 초기에 하중을 원하는 하중점으로 높일 때부터 시편내부의 섬유의 파단이 발생하였다. 이것은 초기의 시편 장착시에 발생하는 음향방출과 동시에 발생한다. 하중제어 방식의 피로시험에서는 이러한 초기의 섬유파단은 헬리 로터깃 Spar의 복잡한 형상으로 인한 제작중의 섬유장력의 불균일로 인하여 발생하는 것으로 사료되며, 이것은 매우 심각한 피로수명 저하 및 피로수명의 분산을 가져오게 된다. 특히, 높은 하중점에서는 이러한 초기 섬유파단이 더 심각하게 발생함에 따라 그림 3과 같이 피로수명의 형상인자의 값이 작아지게 되고, 따라서 동일한 위치인자,  $\beta_i$  값을 갖더라도 실제의 A-allowable 값이 더 작아지게 된다.

## 참고문헌

1. Engineering Materials Handbook COMPOSITES, ASM International, pp.

2. Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM D3479/D3479M - 96

3. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM D3039/D3039M-95a

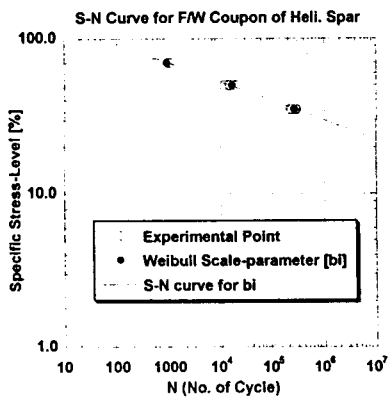


그림 1. F/W 시편의 인장-인장 피로시험 결과



그림 2. F/W 복합재료의 피로에 의한 초기 파손형태 및 최종 파손형태

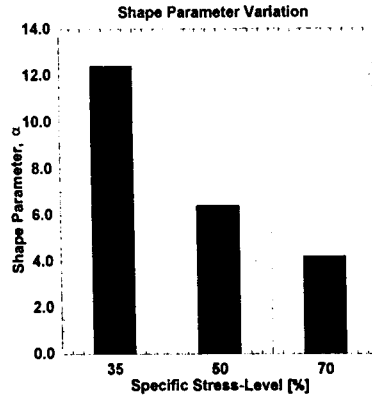


그림 3. 하중점에 따른 형상인자의 변화

표 1 헬기 로터깃 Spar의 피로시험 결과

$S_i$ (%)	시편번호					$\alpha_i$ $\beta_i$
	1	2	3	4	5	
35	215,532	227,800	266,060	275,459	280,479	12.40 264,652
50	11,677	14,112	15,041	17,497	19,587	6.42 16,743
70	507	545	950	992	1,057	4.21 897

표 2 pooled estimated  $\hat{a}$  및 pooled estimated  $\beta_i$

하중점 (%), $S_i$	pooled estimated shape-parameter	pooled estimated scale-parameter
35	$\hat{a} = 6.168$	$\beta_1 = 259,449$
50		$\beta_2 = 16,699$
70		$\beta_3 = 927$