

복합재료의 피로수명 해석

Fatigue Life Analysis of Composite Materials

이창수*, 황운봉, 박현철, 한경섭 (포항공과대학교 기계공학과)

C. S. Lee, W. Hwang, H. C. Park and K. S. Han (Postech)

ABSTRACT Fatigue life prediction is investigated analytically based on the fatigue modulus concept. Fatigue modulus degradation rate at any fatigue cycle was assumed as a power function of number of fatigue cycles. New stress function describing the relation of initial fatigue modulus and elastic modulus was used to account for material non-linearity at the first cycle. It was assumed that fatigue modulus at failure is proportional to applied stress level. A new fatigue life prediction equation as a function of applied stress is proposed. The prediction was verified experimentally using cross-ply carbon/epoxy laminate (CFRP) tube.

1. 서론

복합재료의 피로수명을 예측하기 위한 대표적인 방법으로 잔류강도 저하 모형(residual strength degradation model)[1,2]과 잔류강성 저하 모형(residual stiffness degradation model)[3,4]에 관한 다양한 연구 결과가 발표되었다. 이들의 대다수는 재료의 응력/변형률 거동의 선형성을 가정하여 식을 전개했으나, 모재지배 적층판이나 복합재료의 특정 방향의 실험에 있어서 응력/변형률이 비선형성을 보이게 된다[5]. 따라서 비선형성을 고려한 피로해석이 요구된다.

다축 응력하에서의 피로해석법은 일방향복합재료에 대해서만 개발되어 있고, 여러 적층각도를 갖는 일반적인 복합재료에 적용할 수 있는 다축하중 피로수명예측법은 아직 발표되지

않았다[6].

본 논문에서는 문헌[7]에 발표된 선행 연구 결과를 비선형 거동을 보이는 재료에도 사용할 수 있도록 확장하였다. 피로계수 저하를 피로주기의 지수함수로 가정하였으며, 피로계수의 초기 및 최종 조건을 고려하여 주기에 따라 적분함으로써 새로운 피로수명 예측식을 제안하였다. 이 식은 직교이방성 carbon/epoxy 적층판의 피로실험을 통해 검증하였으며, 손상모형을 이용하여 다응력 다축 피로 하중하에서 수명을 평가할 수 있도록 적용하였다.

2. 이론적 고찰

2.1 피로계수

주기 하중 하에서 복합재료의 응력/변형률 곡선은 물성 저하로 인해 변화한다. 피로계수 F 는 각 피로주기의 응력/변형률 곡선의 끝점과 그래프의 원점을 잇는 기울기로 정의되며, 다음 식으로 표현할 수 있다[7].

$$F(n, q) = \frac{\sigma_a}{\epsilon(n)} = \sigma_u \frac{q}{\epsilon(n)} \quad (1)$$

여기서 $F(n, q)$ 는 인가된 응력 수위 q 하의 n 번째 하중 주기에서의 피로계수이고, $\epsilon(n)$ 은 n 번째 하중 주기에서 함변형률이며, q 는 인가 응력 σ_a 와 인장강도 σ_u 로 정의된다 ($= \sigma_a/\sigma_u$). 일반적으로 재료의 피로계수는 하중 주기와 인가 응력 수위의 함수이다. 섬유지배 적층판에 대해서 응력/변형률 관계는 파괴

에 이를 때까지 거의 선형적이다. 따라서 단일 응력 시험에 대해 피로계수는 인가 응력의 함수가 아니라 하중 주기만의 함수로 가정될 수 있었으므로 지금까지의 연구는 이 가정을 바탕으로 이루어졌다[7]. 그러나 모재 지배적인 적층판에 대해서는 이 모델을 적용하기가 곤란하다.

초기조건: 첫 번째 주기에서의 피로계수

섬유지배 복합재료에서 첫 번째 주기의 피로계수 $F_0 (= F(0, q))$ 는 탄성계수 E_0 와 같으나, 비선형 응력/변형을 관계를 가지는 재료에 대해 초기 피로계수는 Fig. 1에서 보여지는 것처럼 인가된 응력 수준에 따라 다르다. 이 경우 초기 피로계수와 탄성 계수는 다음과 같은 관계식이 성립한다.

$$F_0 = G(q)E_0 \quad (2.a)$$

$$G(q) = \frac{\sigma_u q}{\xi \ln\left(\frac{\xi}{\xi - \sigma_u q}\right)} \quad (2.b)$$

여기서 ξ 는 정하중 응력/변형을 관계로부터 얻어질 수 있는 재료상수로 다음과 같은 식으로부터 주어진다.

$$\sigma = \xi[1 - \exp(-r\varepsilon)] \quad (3)$$

여기서 r 은 인장 실험 데이터를 이용한 수치 모사에 의해 구할 수 있다.

최종조건: 파단 주기에서의 피로계수

최종피로계수 $F_f (= F(N, q))$ 와 인가응력의 관계는 Fig. 2와 같고 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$F_f = \eta q \quad (4)$$

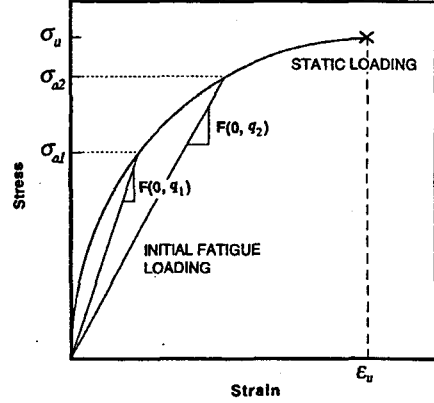


Fig. 1 Initial fatigue modulus for matrix dominated composite laminates

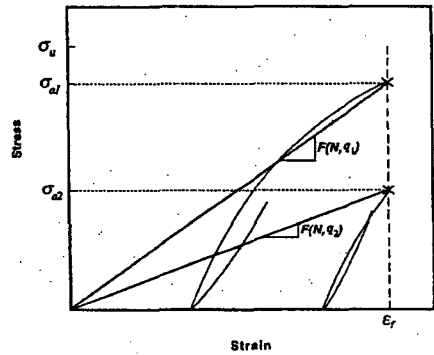


Fig. 2 Final fatigue modulus

여기서 $\eta = E_0/\phi$ 로 두며, 피로계수의 정의로부터 다음의 관계가 얻어진다.

$$\sigma_a = F_f \varepsilon_f \quad (5.a)$$

$$\sigma_u = F_0 |_{q=1} \varepsilon_u = G |_{q=1} E_0 \varepsilon_u \quad (5.b)$$

식 (5)를 식 (4)에 대입하고, $\sigma_a = \sigma_u q$ 의 관계를 이용하면 다음과 같은 새로운 파단식으로 유도된다.

$$\varepsilon_f = \phi \varepsilon_u \quad (6)$$

여기서 $\phi = p G |_{q=1}$ 이다. 위 식은 피로 하중하의 복합재료의 파단이 피로 합변형률이 정적 극한 변형률의 ϕ 배에 도달했을 때 일어난다는 것을 나타낸다.

2.2 피로계수저하모형

피로 주기 하에서 피로계수 저하율은 다음과 같은 피로 주기의 지수 함수로서 가정될 수 있다.

$$\frac{dF(n, q)}{dn} = -F_0 c n^{c-1} \quad (7)$$

여기서 c 는 재료 상수이다.

단일 응력수준의 피로 수명을 예측하기 위해서 식 (7)에 초기조건을 적용하고 n_1 에서 n_2 까지의 주기로 적분하면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$F(n_2) - F(n_1) = -G(q)E_0(n_2^c - n_1^c) \quad (8)$$

$n_2 = n$, $n_1 = 0$ 을 식 (8)에 대입하면

$$F(n) - F(0) = -G(q)E_0 n^c \quad (9)$$

파단시 ($n = N$)에 위의 식은 다음과 같이 정리된다.

$$F_f = G(q)E_0(1 - N^c) \quad (10)$$

식 (4)를 식 (10)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 피로수명식을 얻을 수 있다.

$$N = \left[1 + \frac{1}{pZ} \ln(1 - Zq) \right]^{1/c} \quad (11)$$

여기서 $Z = \sigma_u / \xi$ 로 식 (3)의 정하중 실험으로부터 구할 수 있으며, C 는 식 (7)의 피로실

험에서 구하게 된다. 재료 상수 p 는 정적 파단 변형률과 피로파단 변형률의 관계로부터 구할 수 있다. 이는 이전의 연구[7]에서 제안된 식보다 더 유연한 형태이며, 선형 재료에 대해서는 함수 G 가 1이 되어 기존의 식과 일치한다. 이 식에 사용된 가정들의 타당성에 대해서는 더 많은 실험적인 연구가 필요하다.

2.3 손상함수

응력 σ 가 반복적으로 작용할 때 재료의 손상을 아래와 같이 정의하였다.

$$D = \frac{\epsilon(n, \sigma) - \epsilon_0}{\epsilon_f - \epsilon_0} = \frac{F_f}{F(n, \sigma)} \frac{F_0 - F(n, \sigma)}{F_0 - F_f} \quad (12)$$

위 식을 일축하중하의 피로실험 재료상수를 이용하여 표현하면 다음과 같다.

$$D = g(n)h(q) \quad (13.a)$$

where,

$$g(n) = n^c / (1 - n^c) \quad (13.b)$$

$$h(q) = -\ln(1 - Zq) / [pZ + \ln(1 - Zq)] \quad (13.c)$$

이로부터 다축하중하의 피로수명예측이 가능하다. 각 방향의 손상의 영향을 고려하기 위하여 몇몇 손상이론을 적용하였다.

3. 실험방법

본 연구에서 복합재료 튜브는 겹침법(lapped moulding technique)을 이용하여 제조하였다[8]. 섬유는 T300 grade 탄소섬유이며, 에폭시 레진을 모재로 사용하였다. 섬유의 체적율(volume fraction)은 약 58%였다. 제조된 튜브를 100 mm 간격으로 자른 후 외경이 30 mm이고, 길이가 35 mm인 glass cloth end-tab을 튜브의 바깥부분에 접착시켜 시편을 제조하였다.

MTS 시스템을 이용하여 Fig. 4와 같은

피로 실험을 수행하였다. 로드셀(load cell)로 실험 데이터를 측정하고, PC-LAB DAS 소프트웨어를 이용하여 이를 컴퓨터 메모리에 기록하였다. 응력수위는 강도의 60, 65, 70, 75, 80 % 가 되도록 비틀림 하중제어 모드에서 정현파(sinusoidal wave)를 가하였다. 비틀림 변형이 다소 크게 발생하였으므로 장비의 용량을 고려하여 하중 주기는 1 Hz 전후로 비교적 작은 값을 가하였다.

4. 결과 및 고찰

피로실험 결과는 큰 산포도를 보였으며, 이축비가 증가할수록 기울기가 감소함을 알 수 있다. 이는 축 방향으로 배열된 탄소 섬유층의 높은 피로강도로부터 기인된 것으로 판단된다. Fig. 3에서 순수비틀림 ($R_b=0$)과 순수인장 ($R_b=\infty$) 및 이축하중비가 10인 경우에 대한 예측 결과와 실험데이터를 비교하였다. 그림에서 본 논문에서 제안하는 이축하중하의 피로수명 예측 방법은 타당성이 있음을 알 수 있다. 손상이론은 재료의 피로수명을 과소 평가하는 경향을 보였다.

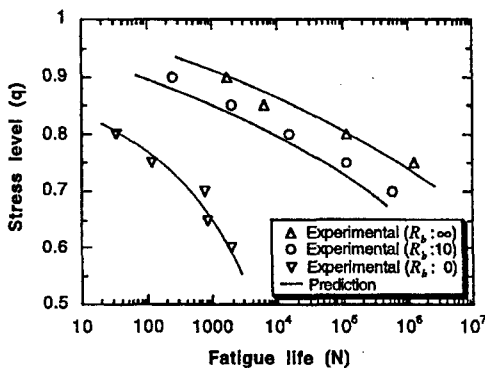


Fig. 3 Comparison of predictions with experimental data

식 (6)은 ϕ 의 값에 따른 다양한 파단조건들을 나타낸다. Hwang과 Han[4]이 제시한 피로 합변형을 파단 기준은 $\epsilon_f = \epsilon_u$ 인 경우이

며, 본 연구에서는 $\epsilon_f = 0.7 \epsilon_u$ 의 값을 가져 실험 결과와 비슷한 양상을 보였다.

5. 결론

피로계수의 초기 조건과 최종 조건을 적용하여 기존의 수명예측식을 효과적으로 수정하였다. 식의 수정 결과로부터 생긴 새로운 물질상수 ϕ 는 물리적 의미를 갖는 재료의 파단식과 관계하며 실험으로부터 직접 구할 수 있다. 제안된 피로수명 예측식은 인가 응력 수위의 함수로 유도되었으며, 섬유 지배 복합재료와 같은 선형 거동뿐만 아니라 모재 지배 복합재료의 경우에 나타나는 비선형 복합재료의 피로해석도 가능하다.

참고문헌

- (1) Hahn, H. T. and Kim, R. Y., *J. of Composite Materials*, Vol. 10, 1976, pp. 156-180.
- (2) Charewicz, A. and Daniel, I. M., *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, H.T. Hahn, Ed., 1986, pp. 274-297.
- (3) Yang, J. N., Jones, D. L., Yang, S.H., and Meskini, A., *J. of Composite Materials*, Vol. 24, 1990, pp. 753-769.
- (4) Hwang, W. and Han, K. S., *Composite Materials: Fatigue and Fracture (Second Volume)*, ASTM STP 1012, Paul A. Lagace, Ed., 1989, pp. 87-102.
- (5) Lee, C. S., Hwang, W., Park, H. C. and Han, K. S., *Composites Science and Technology*, Vol. 59, No. 12, 1999, pp. 1779-1788.
- (6) Fawaz, Z. and Ellyin, F., *J. of Composite Materials*, Vol. 28, 1994, pp. 1432-1451.
- (7) Hwang, W., Lee, C. S., Park, H. C. and Han, K. S., *J. of Advanced Materials*, Vol. 26, 1995, pp. 3-9.
- (8) Lee, C. S. and Hwang, W., *Materials Science and Engineering A, Structural Materials: Properties, Micro-structure and Processing*, Vol. 271, No. 1-2, 1999, pp. 491-497.