

복합재료의 피로해석

이창수 · 황운봉

Fatigue Analysis of Composite Materials

Changsoo Lee and Woonbong Hwang



- 이창수 (포항공대 기계공학과)
- 1966년생
- 복합재료를 전공하고 있으며, 이방재 탄성학, 다축하중하의 복합재료 파괴특성에 관한 실험 및 이론에 관심이 있다.



- 황운봉 (포항공대 기계공학과)
- 1958년생
- 복합재료를 전공하였으며, 복합재료의 최적적응설계, 이방재 탄성학, 복합재료의 기계적 성질에 관한 실험 및 이론에 관심이 있다.

1. 머리말

복합재료 (composite materials)는 방향성을 이용하여 우수한 기계적 성질을 얻을 수 있으며, 임의의 활용목적에 따라 요구되는 역학적 기능, 전자기적 기능, 열적 기능 등의 특성조절이 쉬우므로 그 응용이 날로 확대되고 있는 첨단 신소재이다. 복합재료를 단순히 기존의 재료에 대한 대체재료로서가 아니라 이방성재료의 특이한 물성을 응용한 구조물의 주재료로 사용하기 위하여 이론연구 및 실험자료의 축적이 필요하다. 특히, 피로현상은 재료의 주된 파괴 원인이 되므로 많은 연구의 관심이 되고 있다.

그런데 복합재료는 일반적인 등방성의 금속재료와는 다른 파괴거동을 보인다. 등방성 재료의 피로파괴는 그림 1과 같이 하나의 피로균열의 발생과 성장에 의해 지배되며, 파괴역학을 이용하여 원활한 해석이 수행되고 있다. 그러나 복합재료에 있어서 피로손상은 그림 2와 같은 수많은 균열의 발생과 누적의 결과로써 기지균열 (matrix cracking; (a)),

강화재 파단 (fiber breakage; (b), (c)), 섬유와 기지간의 분리 (debonding; (d)), 층간 분리 (delamination) 등의 형태로 나타나며, 이들의 조합된 기구에 의해 피로파괴가 발생하므로 하나의 지배방정식으로 피로현상을 표현하기는 어렵다. 또한, 섬유의 종류, 섬유의 배열방향, 적층순서, 하중조건 등에 따라 피로특성이 크게 바뀌게 된다.⁽¹⁻³⁾ 이러한 복합재료의 고유한 특성으로 인하여 복합재료의 피로파괴현상을 일반재료 이론만으로는 해결할 수 없으며, 피로수명 예측 및 파손기구의 규명 등에 많은 어려움이 있다.

복합재료의 피로현상에 대한 연구는 1970

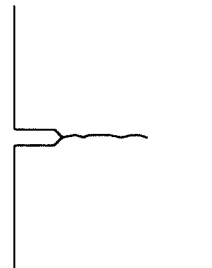


그림 1 등방성재료의 손상

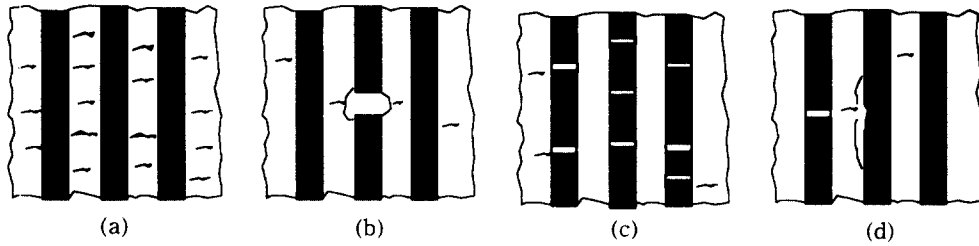


그림 2 일방향 섬유강화 복합재료의 복잡한 손상형태

년대부터 본격적인 연구가 이루어졌으며, 초기의 연구에서는 피로실험자료의 분석을 위하여 기존의 금속재료에 잘 알려진 식이나 통계적 처리방법을 사용하였다.^(5~8) 또한, 실험적 관찰을 통한 잔류강도와 잔류강성의 저하에 관한 연구로부터 손상모형과 피로수명 예측방법이 제안되었다.^(4~15) 다중응력 상태의 피로특성은 통계적 접근방식과 누적 손상모형을 이용한 접근방식 등에 의하여 피로현상을 설명하고, 수명예측을 위하여 많은 연구가 수행되어 왔다.^(16~19) 복합재료의 파단 특성상 많은 어려움이 따르지만, 파괴역학의 적용에 관한 연구도 꾸준히 진행되고 있다.^(20~23)

이 글에서는 복합재료의 파단특성과 기존의 피로해석 방법을 살펴보고, 하나의 예⁽¹⁵⁾로서 Hwang 과 Han 이 피로계수 (fatigue modulus)와 합변형률 (resultant strain) 파단조건을 이용하여 제안한 수명예측식으로부터 단일응력상태의 피로수명을 예측하고, 이에 손상함수를 적용하여 등가손상량의 계산에 의한 다중응력 수위의 피로수명 예측방법을 간략하게 소개한다.

2. 복합재료의 파단특성

머리말에서 언급한 바와 같이 복합재료와 금속재료의 피로파괴 양상에는 큰 차이점이 있다. 금속재료의 경우는 하나의 균열의 형성과 성장으로 이루어진다. 가공경화현상과 더불어 균열이 발생하고, 미끄럼밴드 (slip

band)의 끝단에서 미소균열 (submicrocrack)이 형성되며, 이 미소균열이 성장하여 주위의 미소균열과 합체되는 과정에서 눈으로 관찰할 수 있는 대균열이 형성된다. 금속재료의 경우에 피로기간의 대부분의 시간은 이러한 미소균열의 형성과 성장에 소요되는 반면에 복합재료의 피로파괴에 있어서는 균열의 증가와 층간분리에 피로수명의 대부분을 보내게 된다. 따라서 복합재료의 피로해석을 위해서는 기존의 재료와 다른 복합재료의 파괴기구 (failure mechanism)를 이해하는 것이 필요하다.⁽²⁴⁾ 피로해석 방법을 설명하기에 앞서 복합재료의 파괴기구의 특성을 일방향 배열의 섬유강화 복합재료와 이를 적층한 복합적층판의 경우로 나누어 살펴보기로 한다.

2.1 일방향 섬유강화 복합재료

일반적으로 복합재료에 사용되는 강화재는 모재보다 강도가 높고, 탄성계수가 큰 반면, 파단변형률은 작다. 이러한 이유로 동일한 변형이 재료에 가해질 때, 그림 3과 같이 모재의 파단 이전에 강화재의 파단이 발생하며, 이때 복합재료 전체의 파단이 일어난다.

일방향 복합재료에서 하중이 강화재의 배열방향으로 작용할 때, 발생가능한 균열성장모드를 그림 2를 이용하여 설명한다. 일반적으로 보강재의 기계적 특성은 유사하므로 모재의 성질과 강화재와 모재 사이의 경계면의 조건에 따라 균열성장은 다르게 나타난다. (a)는 모재의 강성이 크고 취성이며, 경계면이 강할 때 나타난다. (b)는 인성이 작고 노

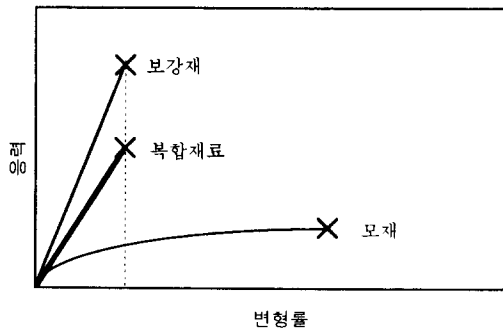


그림 3 강화재, 모재, 복합재료의 응력—변형률 선도

치에 민감한 취성재료가 모재로 사용된 경우이다. (c)는 경계면이 아주 강하고, 모재의 연성과 인성이 우수한 경우에 형성되며, (d)는 경계면이 약할 경우이다. 그러나 이러한 모드들은 동일한 재료 내부에서도 나타날 수 있으며, 정하중 및 피로하중 상태에서 각각 형성될 수 있다.⁽²⁵⁾ 특이한 점은 정하중작용시는 파단변형률이 큰 모재가 강화재보다 항상 나중에 파단되나, 피로하중 작용시는 모재의 파단이 먼저 발생할 수 있다는 것이다. 이는 전형적인 복합재료의 피로수명곡선인 그림 4를 통하여 설명할 수 있다. 저사이클 영역(low cycle region)에서는 정적 인장파괴에서와 마찬가지로 파단변형률이 작은 강화재의 피로파괴에 의해 복합재료의 파괴가 일어나고, 고사이클영역(high cycle region)에서는 모재의 높은 피로민감도에 의해 모재

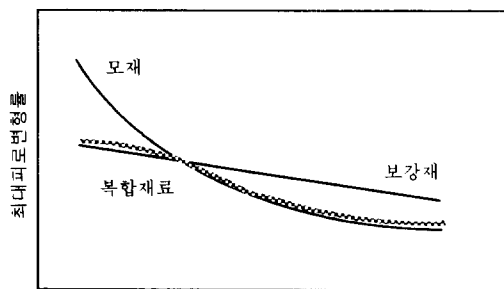


그림 4 강화재, 모재, 복합재료의 S-N선도

의 피로파괴가 먼저 일어나게 된다. 그러나 실제의 피로파괴는 강화재의 끝단, 기공, 취성영역 등에서의 응력집중에 의하여 발생할 수 있다.

하중이 강화재와 수평방향으로 작용할 때는 모재의 파단과 계면의 파단을 생각할 수 있으나, 주로 후자에 의해 파단이 발생한다.

2.2 복합적층판

일방향 복합재료를 다양한 각도로 적층하여 복합적층판을 제작할 수 있다. 따라서 적층판을 구성하고 있는 각 층(ply)의 파단모드는 일방향 복합재료의 균열성장으로 설명할 수 있으며, 거시적으로 보아 강화재에 평행한 방향으로의 파단과 강화재파단의 두 가지로 대별할 수 있다. 복합적층판의 종류는 무수히 많으나, 여기서는 가장 많이 활용되는 [0/90]_s 적층판(cross-ply laminates)의 파괴를 예로 든다. 그림 5와 6은 탄소/폴리아미드 적층판의 측면과 파단면을 주사전자현미경으로 관찰한 사진이다. 그림에서 화살표는 하중의 작용방향을 나타낸다. 적층판에 하중이 작용하면, 그림 5와 같이 파단변형률이 작은 "90°"층에서 먼저 균열이 발생한다.

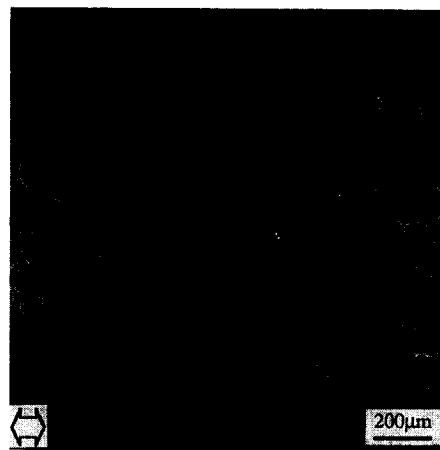


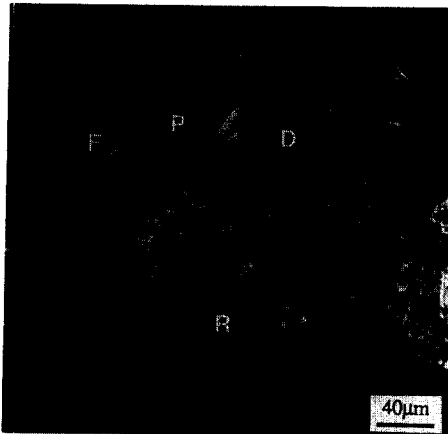
그림 5 [0/90]_s 탄소/폴리아미드 적층판의 균열성장

하중의 증가에 따라 “90°”층의 다른 부분에서 균열이 발생하고, 경계면을 따라 균열이 전전하는 층간분리가 발생하여 파단에 이른다. 복합적층판의 파단양상을 요약하면, 초기균열발생, 균열증가, 층간분리, “0°”층의

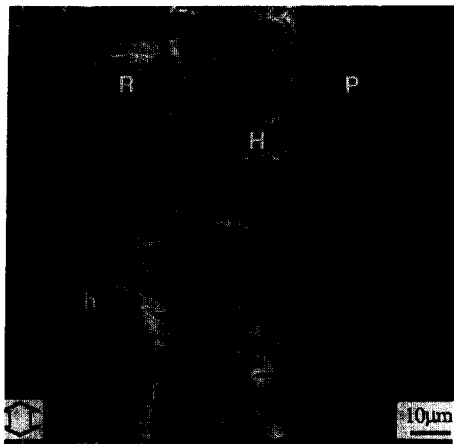
파단에 이르는 연속된 과정에 의해 최종파단에 이른다. 그림 6의 (a)와 (b)는 각각 파단면에 수직한 면과 층간분리변의 복잡한 단면을 보여준다.

3. 복합재료의 피로해석 방법

복합재료의 피로파괴는 많은 균열의 형성에 의해 전개되므로 ‘통계적’ 또는 ‘확률적’이라 말할 수 있다. 따라서 파괴역학의 적용에 어려움이 있어서 초기의 많은 연구에서는 Weibull분포 또는 무차원대수분포 등의 통계학적인 방법을 이용하거나, 금속재료에 잘 알려진 피로수명예측식인 S-N선도, Goodman선도, Coffin과 Manson의 실험식, Basquin식 등으로 피로수명을 나타내었다. 복합재료의 피로 및 손상의 특성규명은 앞에서 살펴본 바와 같은 불규칙적이고, 비평면의 형태로 나타나는 피로균열보다는 강성 등의 물성변화 특성을 통하여 평가되고 있다. 실험자료의 축적과 실험기술이 발달하면서 잔류강도 및 잔류강성 저하모형으로부터 손상모형의 제안 및 피로수명의 예측에 관한 연구가 활발히 이루어졌다. 균열의 존재로부터 출발하는 파괴역학은 복합재료에 발생하는 균열의 처리방법에 관심이 기울어지고 있다.



(a) 파단면의 수직면



(b) 층간분리면

- * ㉠: 강화재뽑힘 (Fiber pull-out)
- ㉡: 모재풍부 (Resin rich)
- ㉢: 모재부족 (Resin poor)
- ㉣: 깃털구조 (Hackle)
- ㉤: 분리 (Debonding)
- ㉥: 깃털구조 상부 (head of hackle)
- ㉦: 깃털구조 하부 (foot of hackle)

그림 6 [0/90], 탄소/폴리아미드 적층판의 파단면

3.1 손상함수

물질의 피로손상(fatigue damage)은 피로주기(n), 하중조건(q : 가한 응력상태, r : 응력비, f : 진동수), 환경(T : 온도, M : 수분 함유량), 기하학적 형상(a) 등에 좌우되므로 식 (1)과 같은 함수로 나타낼 수 있다.

$$D=f(n, q, r, f, T, M, a, \dots) \quad (1)$$

문제를 간단히 하기 위하여 식 (1)에서 일정한 응력비와 진동수와 환경조건, 온도증가 효과의 무시, n 과 q 의 변수분리를 가정하면

식 (2)의 관계로 나타낼 수 있다.

$$D = f(n, q) = g(n)h(q) \quad (2)$$

손상함수는 피로주기에 대해 단순증가 함수로 나타내어져야 한다. 그리고 초기손상이 없을 때 다음과 같은 초기 및 최종 경계조건을 만족하여야 한다.

일정한 하중조건에 대하여,

$$\begin{aligned} D &= 0 ; n=0 \text{일 때} \\ D &= D_f ; n=N \text{일 때} \end{aligned} \quad (3)$$

연속하중에 대하여

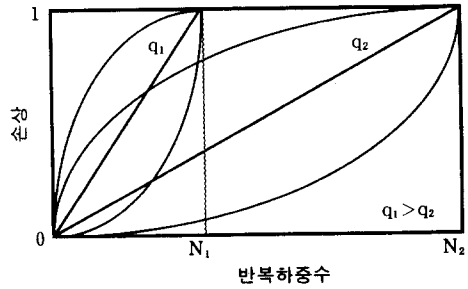
$$\begin{aligned} D &= 0 ; n=0 \text{일 때} \\ D &= \sum_{i=1}^m \Delta D_i = D_f ; \text{파괴가 일어날 때} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서, D_f 는 파단시의 손상기준으로 주로 1의 값으로 모형화된다. ΔD_i 은 응력수위 q_i 에서의 피로하중중에 누적되는 손상의 양이며, m 은 파괴가 일어날 때까지 반복되는 응력수위의 변화를 나타낸다.

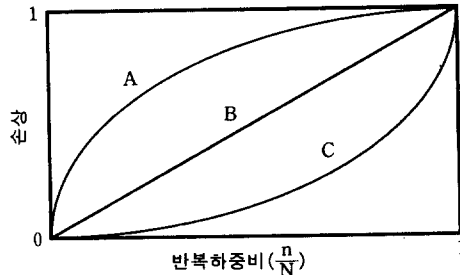
식 (2)를 이러한 조건을 고려하여 도식화하면 그림 7(a)와 같고, 각 하중수위에서의 피로수명으로 정규화(normalization)시키면, 그림 7(b)와 같이 나타낼 수 있다. 이를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$D = f(n, q) = f(n/N) \quad (5)$$

식 (5)는 n 만의 함수처럼 보이지만, N 이 가한 응력에 관계되기 때문에 가한 응력의 효과를 포함한다. 그림 7(b)에서 경향 A는 피로주기의 초기에 급격한 손상이 발생함을 나타낸다. 경향 B는 전 피로주기에 대해 단지 파단주기에 대하여 가한 주기의 비에 따라 균일하게 손상이 결정되며, 하중수위에는 무관함을 표현한다. 그런데 실제의 실험결과는 응력의 작용순서가 재료의 피로거동에 큰 영향을 미치고 있음을 보이므로⁽⁷⁾ 하중경로(load history)의 영향을 나타내지 못하는 경향 B만으로는 복합재료의 손상을 나타낼 수 없다. 경향 C는 피로주기의 초기에는 거의 손상을 입지 않으나, 주기의 마지막 단계에



(a) 응력 수위별 반복하중수에 따른 손상 정도



(b) 반복하중수 비로 나타낸 손상경향

그림 7 손상함수

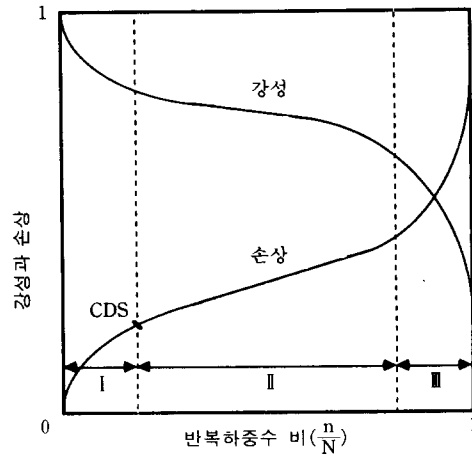


그림 8 실험에서 나타나는 손상경향

급격한 손상이 발생하여 파단에 이르게 됨을 나타낸다. 그런데 손상함수를 정의하는 매개변수에 따라서 경향이 달라질 수는 있으나, 일반적인 손상에 관한 실험결과^(12,13)는 그림 8에서 보는 바와 같이 그림 7의 경향 A, B,

C를 조합한 형태의 손상함수를 보여준다. 즉, 피로주기의 초기에 급격한 손상을 입고, 중반부터 완만한 진전을 하는데, 이는 미세 균열의 안정상태인 포화상태(characteristic damage state)에 이르기까지는 급격하게 모재의 균열의 발생이 있으며, 이들 균열생성으로 인한 재료 내부의 응력상태의 변화에 따라 층간분리 등에 의하여 응력 재분배를 겪게 되면서 손상의 진전이 다소 완화되는 것으로 해석되고 있다. 이러한 손상 진전이 계속됨에 따라 보강재에 응력이 집중되어 파단에 이른다.

3.2 피로 누적 손상모형

피로하중에 의해 발생한 손상은 피로주기의 증가에 따라 재료의 내부에 누적되어 간다. 이를 다루는 많은 손상모델들이 제안되었는데 여기서는 가장 기본적인 형태를 소개한다. 초기에는 일반 금속재료에 대한 손상법칙을 그대로 적용하여 왔으며, 그중 가장 오래된 손상법칙은 Miner의 가설로 일정한 응력상태에서 피로주기의 함수인 식 (6)과 같이 제안되었다.

$$D = \sum_{i=1}^m n_i / N_i = 1 \quad (6)$$

여기서, i 는 서로 다른 응력진폭을 나타내며, N 과 n 은 각각 일정한 응력진폭하에서의 피로수명과 반복하중수를 나타낸다. 이 식은 그림 7(b)의 경향 B로서 하중경로의 영향을 나타내지 못한다. 1970년대 초에 Broutman 등에 의해 Miner의 손상법칙을 수정한 연구를 기점으로 복합재료의 손상특성을 고려한 손상함수가 제안되고 있다. (9,12,15~19) Fitzgerald, Wang 등은 SMC(sheet molding compound) 복합재료의 피로실험을 통하여 다음과 같은 강성만으로 표시되는 손상모형을 제안하였다. (10)

$$D = 1 - (E/E^*) \quad (7)$$

여기서, E^* 는 손상을 받지 않은 기준상태에

서의 강성이고, E 는 손상을 받은 상태에서의 강성이다. 식 (7)의 정의에 의해서 주기에 따른 손상률을 관찰한 결과로부터 식 (8)과 같은 지수법칙 손상률을 제안하였다.

$$dD/dn = A(D)n^B \quad (8)$$

여기서, A 는 손상 D 의 함수이며, B 는 양대수(log-log) 그림에서 피로주기에 따른 손상률의 기울기를 의미한다. 이 밖의 여러가지 손상모형은 참고문헌 (14)에 나와 있다.

파괴역학적인 접근에 의해서도 손상모형을 제안할 수 있다. 복합재료에 있어서 균열을 다루는데는 많은 어려움이 있지만, 여전히 피로해석의 중요한 수단이 된다. 일반적으로 피로균열진전은 금속재료의 해석에서 Paris의 지수법칙으로 알려져 있는 식 (9)와 같이 사이클당 균열성장, da/dn 과 응력확대계수 범위, ΔK 의 관계를 해석하게 된다. (10,20~22)

$$da/dn = C(\Delta K)^m \quad (9)$$

여기서, a 는 균열길이, C 와 m 은 실험에 의해 구해지는 상수들이다. 또한, 식 (10)과 같이 변형에너지방출률, ΔG 를 이용하기도 한다. (23)

$$da/dn = B(\Delta G)^n \quad (10)$$

그림 9는 탄소/에폭시 적층판의 모드 I 층간 피로실험 결과를 식 (10)을 이용하여 분석한 예 (23)이다. 그런데 등방성재료에서의 피로균열은 하나의 균열에 대해 고찰이 가능하나, 대부분의 복합재료의 경우는 균열길이의 정의가 모호하므로 수정이 필요하게 되었다. 그 예로서 유효균열길이를 정의하거나, 상사법칙을 적용한 경우를 들 수 있다. (12)

식 (9)와 ΔK 의 정의로부터 식 (11)을 얻을 수 있으며, 이를 복합재료에서의 손상누적법칙 식 (12)와 같이 상사시킬 수 있다.

$$da/dn = C_1(\sigma_a^2 a)^m \quad (11)$$

$$dD/dn = C(\sigma_{max}^2 D)^m \quad (12)$$

여기서, D 는 식 (7)과 같은 형태로 표현되

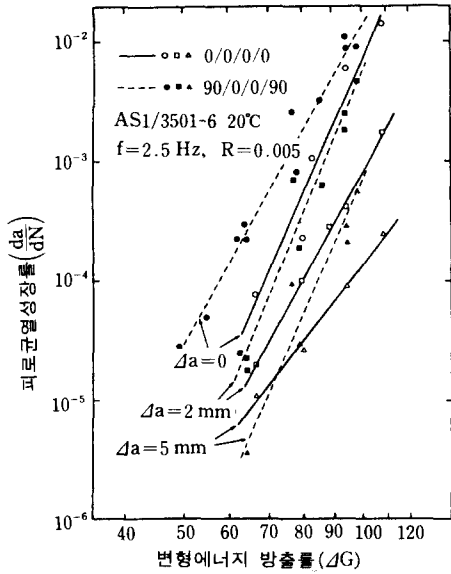


그림 9 탄소/에폭시 적층판의 층간 피로실험 (모드 I)⁽²³⁾

는 손상함수이며, C 와 m 은 실험에 의해 구해지는 상수들이다. 손상의 초기조건을 고려하여 식 (12)를 적분하면 식 (13)과 같이 응력수위와 피로주기만의 함수로 표현되는 손상함수를 유도할 수 있다.

$$D = [(m+1)Cn]^{1/(m+1)} \sigma_{\max}^{2m/(m+1)} \quad (13)$$

이상에서 정의된 손상식들을 이용하면 다음절에 소개하는 방법으로 피로수명의 예측이 가능하다.

3.3 피로수명 예측

3.3.1 단일응력수위 상태

재료의 손상과 파단을 표현할 수 있는 매개변수를 설정할 수 있다. 이를 테면, 탄성계수와 잔류강도 등은 손상의 좋은 매개변수로 사용될 수 있다. 이 매개변수의 피로주기에 따른 변화를 고려하기로 한다. 지금까지 복합재료의 피로수명을 예측하기 위하여 잔류강도 저하모형(residual strength degradation model)^(4~9)과 잔류강성 저하모형(resi-

dual stiffness degradation model)^(10~15)에 관한 다양한 연구결과가 발표되었다. 이 저하모형을 피로주기에 대하여 적분을 수행하면 물질상수와 피로주기의 함수인 피로수명 예측식을 유도할 수 있다. 또 다른 방법은 손상함수 자체가 손상기준치에 도달할 때를 그 재료의 피로수명으로 판단하는 것이다. 상세한 방법은 이 글의 마지막에서 예를 통하여 설명하기로 한다.

3.3.2 다중응력수위 상태

통계적 분포함수를 파손손상법칙(failure damage theory)에 적용하거나, 손상함수를 사용하여 다중응력수위의 잔류 피로수명을 구할 수 있다. 여기에는 주로 동등손상 개념(equal rank concept)을 함께 고려하게 된다. 동등손상 개념이란 '한 응력수위에서의 손상은 다른 응력수위에서도 동등한 손상을 갖는다'는 것이다.

1) 비통계적 모형

피로주기의 함수로 표현된 손상함수를 이용하여 다음과 같은 방법으로 다중응력수위의 잔류 피로수명을 구할 수 있다. (그림 10 참조)

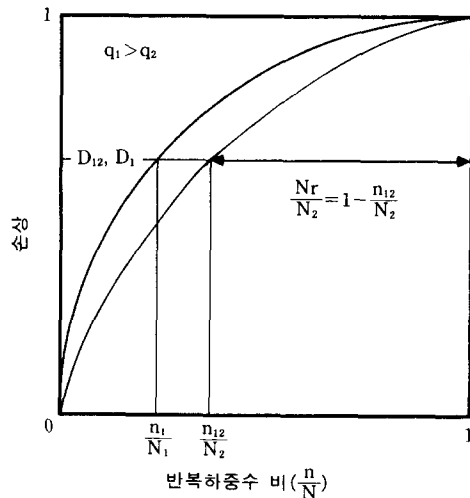


그림 10 이중응력 수위에서의 피로수명 예측

(i) 처음 응력수위 q_1 과 피로주기 n_1 아래에서와 동일한 손상을 갖게 하는 두번째 응력수위 q_2 에서의 주기 n_{12} 를 찾는다. 즉, 식 (14a)와 식 (14b)와 같다.

$$D_1(q_1, n_1, \dots) = D_{12}(q_2, n_{12}, \dots) \quad (14a)$$

$$n_{12} = f(q_2, D_1^{-1}(D_1), \dots) \quad (14b)$$

(ii) 예상되는 잔류수명 N_r 은 다음 식으로부터 구할 수 있다.

$$N_r = N_2 - n_{12} \quad (15)$$

피로 손상함수에 포함되어 있는 각 물질상수와 피로수명은 단일 응력수위의 피로실험 결과로부터 얻어지는 값을 사용한다.

2) 통계적 모형

식 (16)으로 표시되는 퍼센트 파손손상법칙을 소개한다.

$$F(x) = \begin{cases} F_1(x); & x \leq n_1 \text{에 대하여} \\ F_2(x - n_1 + n_{12}); & x > n_1 \text{에 대하여} \end{cases} \quad (16)$$

위 식에서 n_1 은 응력수위 q_1 에서 피로실험한 사이클수이고, n_{12} 는 응력수위 q_1 에서 n_1 사이클만큼 생성된 손상을 갖게 하는 응력수위 q_2 에서의 동등한 사이클수이다. 그리고 $F_1(n_1) = F_2(n_{12})$ 이다. 식 (16)에 다음절의 식 (20)부터 (23)까지 소개하는 분포함수를 적용하면 식 (14)와 (15)에 의해 잔류수명을 구할 수 있다.

3.3.3 이축하중상태

이축하중상태의 피로수명 예측에 관한 연구는 거의 찾아볼 수 없는 형편이다. Fujii는 다축응력상태의 피로수명예측을 위하여 식 (7)을 수정하여 식 (17)과 같은 손상모형을 제안하였다.⁽²⁷⁾

$$D_i = D_i(E_i) = 1 - (E_i/E_i^0) \quad (i=1, 6) \quad (17)$$

여기서, E_1 은 축방향탄성계수, E_6 은 전단계

수를 나타낸다. 연속체손상역학을 기초로 하여 식 (18)의 손상함수를 도입하였다.

$$\frac{dD_i}{dN} = C_i \left[\frac{\sigma_{i,\max}^2}{D_i} \right]^{n_i} \quad (18)$$

손상누적법칙인 식 (18)에서 C_i 와 n_i 는 재료상수로서 이축하중피로실험에 의해서 구할 수 있다. 식 (17)과 (18)을 조합하여 적분하면 식 (19)를 얻을 수 있다.

$$\frac{E_i}{E_i^0} = 1 - [NC_i(n_i + 1)]^{\frac{1}{(n_i+1)\sigma_{i,\max}^{2n_i/(n_i+1)}}} \quad (19)$$

식 (17)에서 임계손상수위만 주어지면 식 (19)를 이용하여 다축하중하의 피로수명을 예측할 수 있다.

3.4 피로실험자료 분석

3.4.1 통계적 방법

산포도가 큰 복합재료의 피로실험 자료분석과 피로수명예측을 위하여 많이 사용되는 누적분포함수(cumulative distribution function)로는 정규분포, 로그정규분포, 2모수 및 3모수 Weibull분포를 들 수 있다. 여기서 Weibull분포함수를 전위이론과 소성이론의 상사에 의해 제시된 파단포텐셜모델(failure potential model)로부터 유도될 수 있다. 복합재료의 파단특성으로 인하여 등방성재료와의 직접적인 상사가 곤란하므로 파단포텐셜과 강성 또는 강도 등을 그 매개변수로 사용하여 해석이 가능하다. 이 방법은 실험오차의 폭이 큰 피로실험결과를 효과적으로 나타내는 수단을 제공해준다. 이들 분포함수를 식 (20)부터 (23)까지 나타내었다.

○정규분포 :

$$F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^{(x-x)\sigma} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt \quad (20)$$

○로그정규분포 :

$$F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{\ln}} \int_0^{\ln x} \frac{1}{t} \exp\left[-\frac{1}{2\sigma_{\ln}^2}(\ln t - \overline{\ln x})^2\right] dt \quad (21)$$

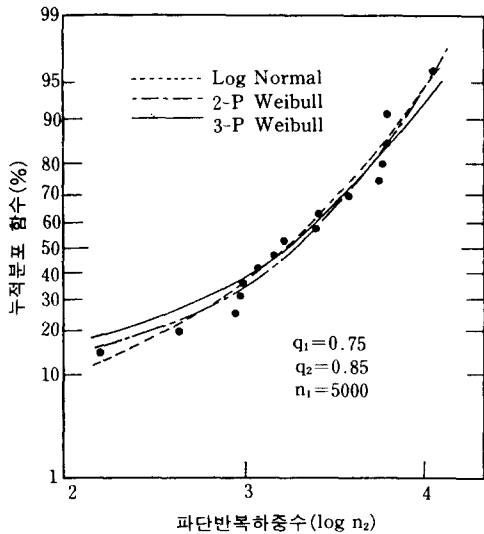


그림 11 퍼센트파손법칙에 의한 유리섬유강화 복합재료의 이중응력하에서의 피로수명 분포(저응력 후 고응력 실험; 1~3 Hz)⁽²⁶⁾

○2모수 Weibull 분포;

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad (22)$$

○3모수 Weibull 분포;

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x-c}{b}\right)^{\alpha}\right] \quad (23)$$

여기서, \bar{x} 와 $\overline{\ln x}$ 는 평균, σ 는 표준편차를 나타내며, α 와 a 는 형상모수(shape parameter), β 와 b 는 규모모수(scale parameter), c 는 위치모수(location parameter)이다. 2모수 및 3모수 Weibull분포함수들의 모수는 각각 선형 및 비선형 최소제곱법을 이용하여 구할 수 있다. 누적분포함수들을 사용하여 피로실험 결과를 분석한 예⁽²⁶⁾를 그림 11에 나타내었다. 그림에서 실험치는 실험적인 파단확률, P_{mr} 로 식 (24)와 같은 중앙순위(median rank)를 사용하여 나타내었다.

$$P_{mr} = \frac{mr - 0.3}{m + 0.4} \quad (24)$$

여기서, m 은 시편의 총수, mr 는 파단순서를 나타낸다. 피로수명분포는 일반적으로 3

모수 Weibull분포를 가장 잘 따르는 것으로 보고되고 있다.

3.4.2 S-N선도

S-N선도는 부하응력비(stress amplitude)와 피로수명의 관계를 나타낸다. 고전적인 지수법칙인 Basquin식은 식 (25)와 같고, 기본적이고 널리 쓰이는 일반적인 방법은 식 (26)과 같이 선형식으로 표현된다.

$$N\sigma^b = C \quad (25)$$

$$\sigma = UTS - B \log N \quad (26)$$

여기서, UTS 는 인장강도, N 은 피로수명, B , b 와 C 는 상수이다.

4. 피로수명 예측의 예

여기서는 피로수명예측의 예⁽¹⁵⁾로서 Hwang과 Han이 피로계수(fatigue modulus)와 합변형률(resultant strain) 파단조건을 이용하여 제안한 잔류강성 저하모형과 손상모형을 이용한 수명예측방법을 소개한다.

4.1 단일응력 수위

4.1.1 피로계수

피로계수는 특정한 하중주기 n 에서 가한 응력과 변형률 사이의 직선의 기울기로 정의된다. 이는 하중주기와 가한 응력의 함수로 식 (27)로 표현된다.

$$F(n, q) = \frac{\sigma_a}{\epsilon(n)} = \sigma_u \frac{q}{\epsilon(n)} \quad (27)$$

여기서, $F(n, q)$ 는 하중수위(q)와 하중주기(n)에서의 피로계수, $\epsilon(n)$ 은 n 번째 하중주기에서의 합변형률, q 는 인장강도(σ_u)에 대한 가한 응력(σ_a)의 비이다.

시편이 일정한 최대 하중을 받고 있다고 생각하면, 피로계수는 가한 응력의 함수가 아니라 하중주기만의 함수가 된다. 즉, n 번째 주기에서의 피로계수는 식 (28)로 표현된다.

$$F = F(n) \quad (28)$$

4.1.2 피로계수 저하 모형

피로계수 저하율(degradation rate), dF/dn 를 피로주기의 지수함수로 가정하면, 식 (29)와 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dF}{dn} = -A \frac{Cn^{c-1}}{BF^{B-1}} \quad (29)$$

여기서, A, B 그리고 C 는 재료상수이다.

4.1.3 단일응력 수위의 피로수명 예측

식 (29)를 n_1 에서 n_2 주기까지 적분하면 다음과 같이 된다.

$$F^B(n_2) - F^B(n_1) = -A(n_2^c - n_1^c) \quad (30)$$

식 (30)에 $n_2 = n, n_1 = 0$ 을 대입하면, 식 (31)과 같으며, 파괴시에는 $n = N$ 으로 식 (21)은 식 (32)와 같이 된다.

$$F^B(n) - F^B(0) = -An^c \quad (31)$$

$$F_f^B - F_o^B = -AN^c \quad (32)$$

여기서, N 은 파괴까지의 하중반복횟수(즉, 피로수명), F_o 는 초기피로율, F_f 는 파괴시의 피로율을 나타낸다. 적용된 응력수위 q 를 피로계수로 나타내면 식 (33)과 같다.

$$F_f/F_o = f(q) = q \quad (33)$$

식 (33)의 관계를 식 (32)에 대입하면 식 (34)와 같으며, 파괴까지의 반복횟수는 식 (35)와 같이 표시된다.

$$1 - q^B = (A/F_o^B)N^c \quad (34)$$

$$N = [M(1 - q^B)]^{1/c} \quad (35)$$

여기서, $M = F_o^B/A$ 이다. 따라서, 가한 응력수위 q 와 재료상수인 M, B, C 를 알고 있을 때, 위 식 (35)를 이용하여 단일응력하중하의 피로수명을 예측할 수 있다.

4.2 다응력 수위

피로계수와 합변형률을 이용하여 초기조건 ($n=0$ 일 때, $D=0$)과 최종조건 ($n=N$ 일

때, $D=1$)을 만족하는 피로손상 D 는 여러 가지의 함수로 표현할 수 있다. 그 예로서 피로주기에 따라 변하는 피로계수를 이용하여 재료의 손상을 정의할 수 있다.

$$D = \frac{F_o - F(n)}{F_o - F_f} \quad (36)$$

식 (31)과 (33)으로부터 다음의 식을 유도할 수 있다.

$$\frac{F(n)}{F_o} = 1 - \left(\frac{1}{M}n^c\right)^{\frac{1}{B}} \quad (37)$$

식 (33)과 식 (37)을 식 (36)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 피로손상식을 얻는다.

$$D = \frac{1}{1-q} \left[1 - \left(1 - \frac{1}{M}n^c\right)^{\frac{1}{B}} \right] \quad (38)$$

이와 같은 방법으로 여러가지 피로계수 저하 모형에 대해서 손상함수를 적용하면, 가한 응력 q , 피로주기 n , 피로수명 N , 그리고 물질상수들로 구성되는 여러가지 피로수명에 측식과 피로누적 손상함수를 얻을 수 있다. 앞절에서 설명한 동등손상 개념을 위의 손상함수에 적용하면 다중 응력수위의 피로수명 예측이 가능하게 된다.

5. 맺음말

복합재료의 피로특성과 해석방법에 대하여 간략하게 살펴보았다. 복합재료의 피로현상에 대한 이해의 폭이 넓어짐에 따라 앞에서 소개한 방법외에 파단모드별 연구, 역학에 기초를 둔 해석법, 유한요소법의 적용, 혼성 복합재료(hybrid composites)의 피로수명 예측 등의 다양한 연구가 진행중이나, 아직 정립된 피로수명 예측식은 없다고 말할 수 있다. 재료의 손상을 나타내는 매개변수로서 강성변화의 유용성이 밝혀진 상태이므로 앞으로 이를 이용하여 실제의 현상을 표현할 수 있는 손상함수의 구성과 피로수명 예측에 관한 연구가 수행되어야 한다.

참고문헌

- (1) Konur, O. and Matthews, F. L., 1989, "Effect of the Properties of the Constituents on the Fatigue Performance of Composites: A Review," *Composites*, Vol. 20, No. 4, pp. 317~328.
- (2) Conle, A. and Ingall, J. P., 1985, "Effects of Mean Stress on the Fatigue of Composite Materials," *J. of Composites Technology and Research*, Vol. 7, No. 1, pp. 3~11.
- (3) Tsai, G. C., Doyle, J. F. and Sun, C. T., 1987, "Frequency Effects on the Fatigue Life and Damage of Graphite/Epoxy Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 21, pp. 2~13.
- (4) Broutman, L. J. and Sahu, S., 1972, "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics," *Composite Materials: Testing and Design (Second Conference)*, ASTM STP 497, pp. 170~188.
- (5) Awerbuch, J. and Hahn, H. T., 1977, "Fatigue and Proof Testing of Unidirectional Graphite/Epoxy Composite," *Fatigue of Filamentary Composite Materials*, ASTM STP 636, K. L. Reifsnider and K. N. Lauraitis, Eds., pp. 248~266.
- (6) Hahn, H. T. and Hwang, D. G., 1982, "Failure Characterization of a Graphite/Epoxy Laminated Through Proof Testing," *Composite Materials: Testing and Design (Sixth Conference)*, ASTM STP 787, I. M. Daniel, Ed., pp. 247~273.
- (7) Yang, J. N. and Jones, D. L., 1981, "Load Sequence Effects on the Fatigue Unnotched Composite Materials," *Fatigue of Fibrous Composite Materials*, ASTM STP 723, pp. 213~232.
- (8) Chou, P. C. and Croman, R., 1978, "Residual Strength in Fatigue Based on the Strength-Life Equal Rank Assumption," *J. of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 177~194.
- (9) Charewicz, A. and Daniel, I. M., 1986, "Damage Mechanisms and Accumulation in Graphite/Epoxy Laminates," *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, H. T. Hahn, Ed., pp. 274~297.
- (10) Wang, S. S. and Chim, E. S. M., 1983, "Fatigue Damage and Degradation in Random Short-Fiber SMC Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 17, pp. 114~134.
- (11) 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, H. T. Hahn, Ed., pp. 298~313.
- (12) Ye, L., 1989, "On Fatigue Damage Accumulation and Material Degradation in Composite Materials," *Composites Science and Technology*, Vol. 36, pp. 339~350.
- (13) Rotem, A. and Nelson, H. G., 1990, "Residual Strength of Composite Laminates Subjected to Tensile-Compressive Fatigue Loading," *J. of Composites Technology and Research*, Vol. 12, No. 2, pp. 76~84.
- (14) Hwang, W. and Han, K. S., 1986, "Cumulative Damage Models and Multi-Stress Fatigue Life Prediction," *J. of Composite Materials*, Vol. 20, pp. 125~153.
- (15) 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. 87~102.
- (16) O'Brien, T. K., Rigamonti, M. and Zanotti, C., 1989, "Tension Fatigue Analysis and Life Prediction for Composite Laminates," *Int. J. Fatigue*, Vol. 11, No. 6, pp. 379~393.
- (17) Leve, H. L., 1960, "Cumulative Damage Theories," *Metal Fatigue: Theory and Design*, A. F. Madayag, Ed., pp. 170~203.
- (18) Fong, J. T., 1982, "What is Fatigue Damage?" *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, K. L. Reifsnider, Ed., pp. 243~266.
- (19) Poursartip, A., Ashby, M. F. and Beaumont, P. W. R., 1982, "Damage Accumulation during fatigue of Composites," *Scripta Metallurgica*, Vol. 16, pp. 601~606.
- (20) Thornton, P. A., Benet, R., Laboratories, E. and Watervliet A., 1972, "Fatigue Crack Propagation in Discontinuous Composites," *J. Composite Material*, Vol. 6, pp. 147~151.
- (21) Wachnicki, C. R. and Radon, J. C., 1983, "Fatigue Crack Growth in a Glass Fiber Reinforced Plastic," *Int. Conf. on Fracture*, pp. 3061~3068.
- (22) Biner, S. B. and Yuhas, V. C., 1989, "Growth of Short Fatigue Cracks at Notches in Woven Fiber Glass Reinforced Polymeric," *J. of Engineering Materials and Technology*, Vol. 11, pp. 363~367.
- (23) Russell, A. J., Street, K. N., 1988, "A Constant ΔG Test for Measuring Mode I Interlaminar Fatigue Crack Growth Rates," ASTM STP 972, J. D. Whitcomb, Ed., pp. 259~277.
- (24) Hahn, H. T., 1989, "Fatigue of Composites," *Mechanical Behavior and Properties of Composite Materials, Delaware Composite Design Encyclopedia*, Vol. 1, pp. 73~85.
- (25) Awerbuch, J. and Hahn, H. T., 1980, "Experimental Mechanics," Vol. 20, p. 334.
- (26) 황운봉, 한경섭, 1988, "복합재료 피로 수명 분포에 관한 고찰," 대한기계학회 논문집, 제12권, 제4호, pp. 790~805.
- (27) Fujii, T., Amijima, S. and Lin, F., 1992, "Study on Strength and Nonlinear Stress-Strain Response of Plain Woven Glass Fiber Laminates under Biaxial Loading," *J. of Composite Materials*, Vol. 26, No. 17, pp. 2493~2510. ■