

복합재료 적층구조의 역학적 특성

홍 창 선

한국과학기술원 항공우주공학과 교수



●1944년생
●복합재료역학을 전공하였으며, 경량구조, 복합재료 구조에 대한 해석 및 이용기술에 관심이 있다.

1. 머리 말

고강도 및 고강성을 갖는 고등복합재료(advanced composite)는 대부분 섬유강화 복합재료(fiber reinforced composites)의 종류에 포함되는데, 일반적으로 연속적인 섬유(continuous fiber)를 기지(matrix)에 함침시켜 사용한다. 이 때 섬유는 구조물의 하중을 주로 담당하게 되며, 기지는 섬유들을 결합하여 하중을 섬유로 전달하여 주는 역할을 한다. 현재 널리 사용되고 있는 섬유는 탄소(graphite), 보론(boron), 아라미드(aramid), 유리(glass) 섬유 등이며, 기지는 고분자계열인 열경화성(thermoset)의 에폭시(epoxy)를 비롯하여 보다 높은 인성(toughness)과 열하중 조건에 부합하는 열가소성(thermoplastic) 수지를 이용한 복합재료가 계속 개발 이용되고 있으며, 고온 등의 특수한 용도로 사용하기 위하여 세라믹 복합재료, 금속 복합재료나 탄소/탄소 복합재료 등도 많은 연구가 진행되고 있다.

1980년대의 탄소섬유의 생산가격 하락으로 인하여 탄소/에폭시 복합재료의 사용은 급격한 증가 추세에 있다. 이들 고등 복합재료가 가지는 높은 충격 및 피로특성, 내부식성, 치수안정성 등으로 인하여 항공우주분야뿐만 아니라 자동차, 스포츠-레저용품, 대규모 회로기판 및

정밀 계측기기 등에도 사용되고 있다.

고등 복합재료를 이용한 구조물은 흔히 프리프레그(prepreg)를 적층하거나, 필라멘트 와인딩(filament winding)에 의해 제작된다. 프리프레그는 직경이 약 7~8 μ m되는 섬유가 기지에 함침된 얇은 테이프 형태를 말하며, 이를 원하는 섬유방향(fiber orientation)을 가지도록 절단하여 적층(stack)한 후 일정 온도, 압력을 가하여 성형(curing)하여 구조물을 만든다. 따라서 복합재료 적층구조는 여러 많은 층으로 구성된 다층구조(multi-layered structure)이면서 이방성(anisotropic)인 특성이 있다. 일반적으로 사용되고 있는 프리프레그는 섬유가 한 방향으로 배열되어 있으므로, 각 단층(ply or layer)은 직교이방성(orthotropic) 재료의 거동을 보인다. 이러한 단층의 섬유 방향을 서로 달리하여 구성된 적층, 복합구조물의 이웃 층간에 포아송비(Poisson's ratio)와 열팽창계수의 불일치로 인하여 하중과 변위 사이에 등방성 재료에서는 볼 수 없었던 연계(coupling)현상들이 나타나게 된다. 복합재료의 이방성은 구조설계 변수의 다양화 등의 장점을 가지고 있지만, 구조물 해석에는 그 거동이 복잡하여 많은 주의와 역학적 고찰을 요한다. 여기서는 복합적층의 해석에 대한 역학적 고찰 및 설계시에 알아야 할 층간분리, 모재파손 및 초기파손 후의 거동에 관하여 소개한다.

2. 복합적층 구조해석

복합적층 구조의 해석은 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 첫번째는 미시적(microscopic) 관점에 의한 해석으로 섬유와 기지를 구분하여 단층을 비균질한(heterogeneous) 재료로 보고 모델링하는 것이다. 이러한 방법은 주로 미시적 기지균열, 섬유와 기지의 분리(fiber matrix debonding) 및 섬유의 파단이나 국부적 좌굴(fiber micro-buckling) 등의 모델링에 사용되고 있다. 그리고 미시적 관점으로 얻은 평균적인 기계적 성질은 거시적 관점에 의한 해석의 자료로도 사용되고 있다. 두번째는 거시적(macroscopic) 관점에 의한 해석으로 단층을 균질한(homogeneous) 재료로 보고 적층구조 내부의 국부적인 응력장에 대한 해석을 수행하여 파손을 예측, 평가하는 것이다. 이러한 접근방법으로 다루는 문제들은 복합재료 내부나 표면에 존재하는 균열문제나 단층들의 재료상수 차이로 유기되는 층간분리(delamination) 해석 등을 들 수 있다. 마지막으로서는 구조물의 기계적 거동에 관심을 두는 통합적(global) 관점의 해석으로 고전적층판이론(CLT : classical laminate theory)이나 보다 고차의 이론에 의하여 주어진 하중조건에 의한 구조물의 전체적인 거동을 예측하는 것이다. 구조물 좌굴해석 등이 이 접근방법에 의한 해석 대상으로서 좋은 예이다.

2.1 복합재료 구조의 파괴양상

거시적 관점으로 보는 고등복합재료의 파괴양상은 세 가지 형태로 구분될 수 있다. 그 하나는 횡방향파괴(translaminar fracture)로서, 균열이 섬유를 절단하는 방향으로 진행된 것을 말한다. 횡방향 파괴는 실제 복합재료 구조물에서는 단독적으로 발생하지 못하고 아래의 두가지 파손형태와 함께 국부적으로 관측된다. 두번째는 층내파괴(intralaminar fracture)로 균열이 섬유방향을 따라 진행된 것을 말한다.

이 파괴양상은 제일층파손(FPF : first ply failure)이나 모재 균열(transverse/matrix cracking) 등과 같이 상대적으로 하중에 제일 약한 층이 먼저 파손될 때 흔히 나타난다. 세번째는 층간파괴(interlaminar fracture)로 층과 층 사이가 분리되는 층간분리(delamination)가 이에 해당된다.

고등복합재료의 섬유는 기지(matrix)에 비하여 강도가 월등히 크므로, 거시적 관점의 파손은 일반적으로 층내파괴와 층간파괴가 복합적으로 충분히 성장한 후에 최종파단에 도달하여서 횡방향파괴가 일어나게 된다. 복합적층 구조물에 모재균열과 같은 층내파괴나 층간파괴와 더불어 부분적인 횡방향파괴가 존재하게 되면 구조물의 강성과 강도 등과 같은 하중 담당능력이 감소하게 된다. 그러므로 위의 파괴양상에 대한 기본적 이해가 선행되어야 하며, 이들을 고려한 구조설계가 이루어져야 한다.

2.2 층간분리(Delamination)

복합재료 적층구조의 층간파괴 양상의 하나로 자유경계단에서의 층간분리에 대한 거동은 설계자가 이해하여야 할 매우 중요한 사항이다. 자유경계단 층간분리는 복합적층판의 층과 층 사이의 자유경계단 근처에 존재하는 층간응력에 의해 유발된다. 적층판에 층간분리가 발생하게 되면 강성, 강도, 좌굴하중 및 피로수명 등의 적층판의 구조적 성능이 저하되므로, 1970년대 초부터 이에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다.⁽¹⁻³⁾ 층간응력은 적층판을 이루는 층들의 섬유방향과 적층순서 등에 의해 달라지게 된다. 같은 층들로 이루어진 적층판들도 어떤 적층순서는 층간분리를 촉진시키고, 또 다른 적층순서는 층간분리를 억제시키기도 한다. 그러나 자유경계단 문제인 층간분리는 삼차원 응력상태에 의해 발생되므로, 해석상의 까다로움과 실제 현상의 복잡성으로 인하여 복합재료 역학에서 매우 중요한 분야의 하나이다.

그림 2에서 보는 바와 같이, 하중방향으로 무한히 긴 유한 폭의 적층판의 자유 경계단 근

처에서는 σ_z , τ_{yz} , τ_{xz} 의 세 가지 성분의 층간응력이 존재한다. 세 가지 층간 응력 성분들은 각각 다른 모드의 층간분리를 유발하여 모드 I 층간분리는 층간수직 응력(σ_z)에 의해 발생된다. τ_{yz} 는 모드 II 층간분리를 유발하며, τ_{xz} 는 모드 III 층간분리를 유발하고 이들 응력성분들이 함께 복합적으로 작용하여 혼합모드를 유발할 수도 있다.

복합적층판의 층간분리 현상에 대한 연구는 1970년대 초반부터 층간응력 해석과 층간분리 실험을 통해 많이 수행되었으며 참고문헌(4)에 대표적인 논문이 수록되었다. 이들 연구동향을 살펴보면 층간응력 해석을 위한 연구, 층간분리 현상 연구, 층간분리 방지를 위한 연구, 자유경계단 손상에 대한 연구로 대별할 수 있다.

(1) 층간응력해석

이는 층간응력 해석을 위한 방법을 개발하고, 층간응력의 거동을 살펴보는 연구 분야를 포함한다. 삼차원 응력성분인 층간응력 해석을 위해 사용된 방법들은 유한차 분법(FDM), 유한요소법(FEM), 이방성 탄성론에 근거를 둔 해석, 그리고 여러 가지 근사해법 등, 보고된 방법들이 매우 다양하다. 이러한 해석방법들은 초기에는 층간 응력의 거동을 살펴보기 위하여 얇은 적층판을 해석에 많이 사용되었고, 최근에는 보다 실제적인 적용을 위한 두꺼운 적층판 해석을 위한 연구로 확장되고 있다.

여러 해석방법들에 의한 결과 층간응력 σ_z 와 τ_{xz} 는 자유경계단에서 특이값을 가짐을 알 수 있었는데, 층간응력의 특이성은 복합재료의 단층들이 거시적 관점으로 묘사되어, 섬유방향이 다른 층들 간에는 재료상수의 불연속이 존재하기 때문에 나타난다. 그러나 실제 적층판은 섬유방향이 다른 층들 사이에도 이러한 불연속이 존재하지 않으므로, 층간응력의 특이성은 모델링에 의해 파생된 현상으로서 실제 적층판에서는 층간응력의 특이성이 존재하지 않음을 해석과 실험을 통해 보고된 바 있다.

두꺼운 적층판의 해석은 문제의 복잡성으로 인한 방법적, 경제적 이유 등으로 어려운 점이

많이 따른다. 이러한 문제점들을 극복하기 위해서 몇 가지 해석방법들이 보고되었다. 여러 층들을 묶어 하나의 층으로 보고 이들에 대한 유효 재료상수(effective material constant)를 사용하는 방법으로 유한요소해석을 수행하기도 하고, 준삼차원 유한요소해석을 변형, 중첩법을 이용하여 이차원 해석으로 수행하기도 한다. 또한 통합-세부 변분 모델을 이용하여 두꺼운 적층판을 해석하기도 한다. 이 방법은 통합영역의 여러 층을 유효재료상수를 이용, 한 층과 같이 취급하여 변위장으로 묘사하고 세부 영역에서는 Reissner의 변분이론을 이용하여 응력장으로 묘사, 층간응력을 해석하는 것이다. 세부영역에서는 보다 엄밀한 해석결과를 제공하므로, 두꺼운 적층판의 자세한 해석을 필요로 하는 곳은 세부영역으로 취하고 그 외는 통합영역으로 취하고 해석하는 방법이다.

(2) 층간분리 현상

이 연구 분야는 기본적인 층간분리 현상의 관찰이나, 층간분리 발생의 예측 및 층간분리 균열의 진전에 대한 연구를 포함한다. 이를 위해서 앞에 서술된 층간응력 해석방법을 이용하여, 층간분리 현상의 실험적 결과와 비교 검토하기도 한다.

층간분리 발생의 예측과 층간분리 균열의 진전에 대해 살펴보면, 층간분리 발생의 예측에는 크게 두 가지의 접근방법이 있다. 하나는 선형파괴역학에 기초를 둔 접근방법이고, 다른 하나는 강도이론을 이용한 접근방법이다.⁽⁵⁻¹⁴⁾ 선형파괴역학에 기초를 둔 접근방법은 층간분리 발생을 층간면에 존재하는 초기결함이 진전되는 것으로 보고, 초기결함의 크기를 가정하여 균열진전에 따른 에너지 방출률(energy release rate)을 계산, 이 값이 임계 에너지 방출률(critical energy release rate)에 이를 때를 층간분리 발생으로 평가하는 방법이다. 이 방법은 자연스럽게 층간분리 균열의 진전문제도 다룰 수 있게 된다. 강도에 의한 접근방법은 앞의 방법에 비해 간단한 것으로 층간면에서의 층간응력의 크기가 층간강도가 될 때 층

간분리가 발생한다고 예측하는 것으로, 층간균열 진전은 평가할 수 없다.

(3) 층간분리 방지

층간분리의 방지를 위한 여러 가지 연구결과가 보고되어 있다. 층간응력은 적층순서에 크게 좌우되므로 적층순서를 정할 때 고려되어야 할 사항들이 참고문헌(8)~(10)에 나와 있다. 또한 층간분리 방지를 위한 여러 가지 기법들도 보고되어 있다.^(15,16)

고전적층판이론으로부터 층간응력의 크기를 줄이거나, 압축의 σ_z 가 작용하도록 적층순서를 결정하는 방법을 들 수 있다.⁽¹⁷⁾ 그러나 이러한 방법들을 두꺼운 적층판의 적층순서를 결정하는데 적용하기는 힘들다. 그 이유는 복합적층판의 적층순서에 의한 적층방법의 수는 층수와 계승의(factorial) 관계에 있기 때문에 적층 가능한 모든 경우들을 계산해 적층순서를 결정하는 것은 거의 불가능하기 때문이다. 따라서 몇 개의 층으로 구성된 최적의 부적층판(sublaminates)을 결정하여 반복적으로 적층하여 두꺼운 적층판을 제작하는 부적층판기법(sublaminates approach)이 σ_z 의 크기를 줄이는 좋은 방법이 됨을 알 수 있다.

층간분리를 방지하기 위한 기법으로 탄소섬유와 유리섬유의 하이브리드 적층판의 유용성을 보였다. 하이브리드 적층판은 순수한 탄소섬유 적층판보다 층간분리에 대해 좋음을 보였다.⁽¹⁶⁾ 그러나 하이브리드 적층판의 강성과 강도는 탄소섬유 적층판보다 낮아진다. 자유경계단에 캡으로 보강(free-edge cap reinforcement)하는 방법이 제시되기도 하는데 이 경우에 직교적층판(cross-ply laminate)의 σ_z 의 크기는 감소되나 예각적층판의 τ_{xz} 의 크기를 감소시키지 못함을 알 수 있다. 이 방법은 부차적인 작업을 필요로 하면서도 τ_{xz} 에 대해서는 충분한 효과를 거두지 못함을 알 수 있다. 자유 경계단을 섬유로 바느질한(free-edge stitching) 보강이 층간분리를 방지할 것으로 바느질에 의한 보강은 층간분리 균열의 진전이 바느질한 곳에서 억제되기는 하지만, 층간분리의

발생에 대해서는 영향을 미치지 못함을 실험으로 보고한 경우가 있으나 항공산업체에서는 현대로선 이 방법을 채택하기도 한다.

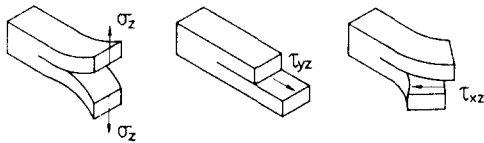
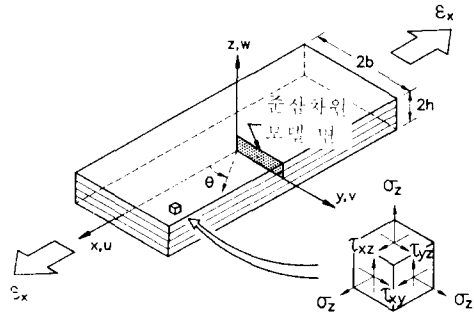
이상의 결과들을 살펴 볼 때, 적층순서의 결정에 의한 방법 이외는 부수적인 추가작업이 필요하거나 적층판의 강도나 강성을 저하시키는 단점을 가지는 것을 알 수 있다. 그러므로 층간분리 방지를 위한 적절한 적층순서를 결정하는 것이 타당하나, 두꺼운 적층판의 경우는 적층가능한 경우의 수가 매우 방대하여 층간응력 계산에 의해 적층순서를 결정하는 것은 실제적으로 불가능하다.

복합적층판이 일차구조물이나 압축하중을 지탱하는 구조물로 사용될 때는 그 두께가 매우 두꺼워 진다. 두꺼운 적층판은 매우 얇은 층들을 수십에서 수백장 적층하여 제작하므로 적층할 수 있는 경우의 수가 상당히 많아진다. 이러한 두꺼운 적층판은 기존의 해석방법들로는 층간응력 해석을 할 수 없고, 적층가능한 방법에 대해 모두 계산한 후에 적층순서를 결정한다는 것은 더욱 불가능하다. 그러므로 층간분리를 억제할 수 있는 손쉬운 적층방법을 개발하는 것은 실제적 응용을 위해 필수적이라 하겠다.

(4) 층간응력의 거동

복합재료 적층판의 자유경계단 근처에 존재하는 층간응력들과 고전적층판 이론으로 구할 수 있는 면내응력들과의 관계들로부터, 층간응력이 유기되는 메카니즘을 설명할 수 있다. 그림 1에서 보인 기하학적 형상과 같이 x 방향으로 무한히 긴 적층판에 하중을 가할 때 $y=0$ 인 면에서는 고전적층판 이론으로 계산될 수 있는 면내응력 성분들인 σ_x , σ_y 그리고 τ_{xy} 가 존재한다. 이 때 σ_y 는 층들 간의 포와송비 불일치에 의해서 존재하게 되고, τ_{xy} 는 연계성질의 불일치에 의해서 존재한다. 그러나 응력성분 σ_y 와 τ_{xy} 는 적층판의 자유경계단, 즉 $y=b$ 인 면에서는 영이 된다.

또한 $y=0$ 인 면에서는 층간응력들의 값은 영이나, 자유경계단 근처에서는 면내 응력 성



모드 I 자유 경계단 층간분리 (열림모드) 모드 II 자유 경계단 층간분리 (미끄러짐모드) 모드 III 자유 경계단 층간분리 (벗음모드)

그림 1 복합적층판 및 응력 성분

분 σ_y 와 τ_{xy} 가 영이 되는 관계로 이들과 힘과 모멘트 평형을 만족시키기 위해서 층간응력들이 존재하게 된다. 이들 면내응력들과 층간응력들 간의 관계를 알아내기 위하여는 복합적층판의 자체 평형방정식을 그림 1에 보인 $y-z$ 평면 상에서 x 방향으로 단위 폭만큼의 두께를 가진 자유물체 (free-body)를 정하여 여기에 작용하는 응력들의 힘과 모멘트 평형식으로부터 유도한다.⁽¹⁸⁾

이들의 평형관계를 각 축에 대하여 힘과 모멘트 관계로 표시하면 아래의 6개의 식을 얻을 수 있다. 모든 응력성분은 단지 y 와 z 의 함수이다.

$$\begin{aligned} \Sigma F_x=0; N_{xy}(z_k) &= \int_{z_k}^h \tau_{xy}(0, z) dz \\ &= - \int_0^b \tau_{xy}(y, z_k) dy \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \Sigma F_y=0; N_y(z_k) &= \int_{z_k}^h \sigma_y(0, z) dz \\ &= \int_0^b \tau_{yz}(y, z_k) dy \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Sigma F_z=0; \int_0^b \sigma_z(y, z_k) dy = 0 \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M_x=0; M_y(z_k) &= \int_{z_k}^h \sigma_y(0, z) z dz \\ &= \int_0^b \sigma_z(y, z_k) y dy \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M_y=0; M_{xy}(z_k) &= \int_{z_k}^h \tau_{xy}(0, z) z dz \\ &= - \int_{z_k}^h \int_0^b \tau_{xz}(y, z_k) dy dz \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Sigma M_z=0; \int_{z_k}^h \int_0^b \tau_{xy}(y, z) dy dz \\ = \int_0^b \tau_{xz}(y, z_k) y dy \end{aligned} \quad (6)$$

위의 식들로부터 층간수직응력 σ_z 는 σ_y 와 의 모멘트 평형을 이루며, 임의 층간면을 따라 썩힘의 형태로 존재해야 함을 식 (3)과 식 (4)로부터 알 수 있다. 이 때 임의 층간면 z_k 의 자유경계단에서의 σ_z 의 값은 그 층간면까지의 σ_y 에 대한 모멘트 $M_y(z_k)$ 에 비례하며, 그 부호는 $M_y(z_k)$ 의 부호와 일치한다. 식 (2)로부터 임의 층간면 z_k 에서의 층간전단응력 τ_{yz} 의 최대값은 σ_y 에 의한 합력 $N_y(z_k)$ 에 비례함을 알 수 있고, 이 값은 자유경계단에서 조금 떨어진 곳에서 존재하며, 자유경계단에서는 영이 된다. τ_{xz} 의 자유경계단에서의 값은 $N_{xy}(z_k)$ 에 비례함을 식 (1)로부터 알 수 있으며, 이는 τ_{xy} 와 모멘트 평형을 이루어야 함을 식 (5)와 (6)이 보여주고 있다. 식 (6)은 τ_{xy} 의 y 방향으로의 분포를 알아야 적용될 수 있는 식이다.

결론적으로 이들 식으로부터 층간응력들의 크기와 그 층간면에서의 힘과 모멘트 합력들은 아래식으로 요약되어 진다.

$$\begin{aligned} (\sigma_z)_{free-edge} &\propto M_y(z_k) \\ (\tau_{yz})_{max} &\propto N_y(z_k) \\ (\tau_{xz})_{free-edge} &\propto -N_{xy}(z_k) \end{aligned} \quad (7)$$

(5) 층간분리 방지를 위한 적층방법

고전적층판 이론에 바탕을 두어 적층판 내의 각 층들의 하중담당 메카니즘을 이용하여 층간응력을 줄이기 위한 아주 간단한 적층방법을 소개하면, 이 적층방법을 응용하여 부적층판 (sublaminated)을 선택하여 두꺼운 적층판을 만들면 층간분리 방지를 위한 매우 좋은 적층

순서를 가짐을 알 수 있다.

1) 얇은 적층판에서의 적층방법

고등 복합재료 적층판 내의 하중담당 메카니즘을 이용하여 층간응력을 줄이기 위한 아주 간단한 적층방법을 얻었다. 이를 살펴보면 균형대칭적층판에 포함되어 있는 0도와 90도 층들에서는 전단응력 τ_{xy} 가 존재하지 않으며, 예각 적층형태로 쌓을 이루고 있는 θ 층과 $-\theta$ 층은 부호는 다르나 크기는 같은 τ_{xy} 값을 가진다. 그리고 이들 θ 층과 $-\theta$ 층의 σ_y 의 값은 같은 값을 가지는데, 이는 두 층의 포와송비가 서로 같기 때문이다. 적층판의 층간면에 유기되는 σ_z 는 σ_y 에 의한 모멘트 합력 M_y 에 비례한다. 그러므로 층간분리 방지를 위해서는 식 (7)에 나타난 합력과 모멘트의 크기를 줄여야 할 것이다. σ_z 를 고려할 때는 주어진 하중방향에 대하여 σ_z 가 전체 적층판에 압축으로 작용하도록 적층하면 될 것이나, 이런 경우 하중방향이 바뀌면 오히려 나쁜 적층순서를 가진 적층판이 될 것이다. 그러므로 하중의 방향에 관계없도록 하기 위해서 M_y 의 크기를 줄이는 적층방법이 더욱 타당하다.

이러한 적층방법을 얻기 위해 적층순서에 따라 변하는 힘과 모멘트 합력을 살펴보기 위하여 그림 2에 보인 바와 같은 $\pm\theta$ 층과 90도 층의 6장으로 이루어진 적층판을 살펴보았다. 앞에서 설명된 바와 같이 이 적층판에 인장하중을 가할 때 θ 층과 $-\theta$ 층에 같은 크기의 σ_y 가 걸리며, 90도 층에는 $-2\sigma_y$ 가 걸린다. 또한 θ 층에 양의 τ_{xy} 가 걸리며, $-\theta$ 층에는 $-\tau_{xy}$ 가 걸려서 두께방향으로 전체적인 σ_y 와 τ_{xy} 에 의한 힘의 합력은 영이 된다.

그러므로 이들 층들은 $[\pm\theta/90]_s$ 형태로 쌓게 되면 중립면에서의 M_y 가 매우 커지고, $-\theta/90$ 층간면에서의 N_y 도 증가하게 된다. 그러나 이들 $[\theta/90/-\theta]_s$ 과 같이 적층판의 반의 중앙선에 대해 층들이 σ_y 의 값에 대해 대칭이 되도록 쌓으면 M_y 는 중립면을 향하여 증가하지 못하고 적층판의 반의 중앙에 대해 두께 방향으로 대칭인 분포를 가진다. 또한 N_y 의 크기도

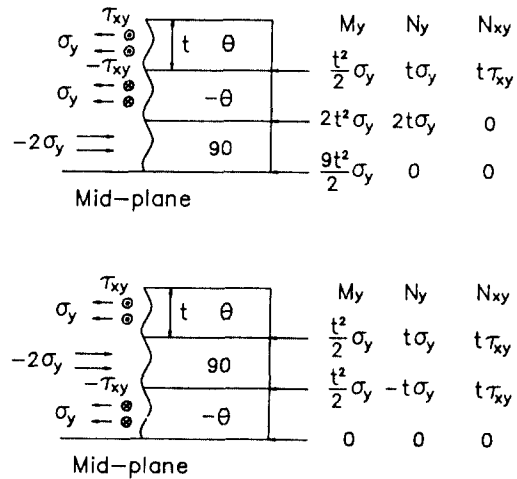


그림 2 적층 순서와 합력과 모멘트

$[\pm\theta/90]_s$ 적층판에 비해 줄어들게 된다.

이와 같이 σ_y 의 크기를 적층판 반의 중앙선에 대해 대칭으로 배치하는 것이 층간분리 방지를 위해 좋은 방법임을 알았다. 그런데 σ_y 의 값은 포와송비가 같은 θ 층과 $-\theta$ 층에서 서로 같으므로, 단순히 각 층들의 포와송비가 적층판 반의 중앙선에 대하여 대칭이 되도록 적층순서를 결정하면 층간응력의 크기를 매우 줄이게 됨을 알 수 있다. 이러한 적층판을 포와송비 대칭 적층판(PRS laminate : Poisson's ratio symmetric laminate)라고 이름 붙였다. 그러나 이 적층방법은 τ_{xz} 에 대해서는 다른 정보를 제공해 주지 못하며, 상호영향계수(mutual influence coefficient)의 차이가 큰 층들을 서로 떼어 놓는 형태로 될 수 있어 τ_{xz} 의 자유경계단에서의 값을 줄여 주는 효과를 자주 얻을 수 있다. 이는 같은 크기의 N_{xy} 를 가진 층간면일지라도 (예, $[\pm\theta/90]_s$ 의 $\theta/-\theta$ 층간면과 $[\theta/90/-\theta]_s$ 의 $\theta/90$ 이나 $90/\theta$ 층간면) 상호영향계수의 차가 큰 층이 인접한 $\theta/-\theta$ 층간면에서의 τ_{xz} 값이 더욱 커지기 때문이다.

포와송비 대칭적층판의 예를 들면, $[\alpha/90/-\alpha]_s$, $[\alpha/\beta/-\beta/-\alpha]_s$, $[\beta/0/\beta/-\beta/0/-\alpha]_s$ 적층판 등을 말한다. 위에서 거론된 바와 같이 이 적층방법은 단순히 섬유방향만으로 적층순서를

결정하므로 매우 간단한 적층방법이 된다.

가. $(\pm\alpha/\pm\beta)$ 적층판 종류

그런데 앞에서 거론한 바와 같이 τ_{xz} 의 크기를 줄이기 위하여 N_{xy} 의 크기를 줄여야 하는데, 포와송비 대칭 적층방법으로는 이에 대한 정보를 알 수 없다. 하지만 인장 하중하에 양의 방향으로 배열된 α 층과 β 층은 양의 τ_{xy} 를 가지고 음의 섬유방향을 가진 $-\alpha$ 층과 $-\beta$ 층은 음의 τ_{xy} 를 가지므로, 양의 섬유방향과 음의 섬유방향을 교대로 반복적층하는 것이 좋다. 즉 $[\alpha/-\beta/\beta/-\alpha]_s$ 적층은 $[\alpha/\beta/-\beta/-\alpha]_s$ 적층과 같은 크기의 N_x 와 M_y 를 가지나 N_{xy} 를 고려할 때 그림 3에 나온 바와 같이 $[\alpha/-\beta/\beta/-\alpha]_s$ 으로 쌓는 것이 유리하다.

나. $(\pm\alpha/\pm\beta/90)$, $(\pm\theta/0_2/90_2)$ 및

$(0_2/\pm 30/\pm 45/\pm 60/90_2)$ 적층판 종류

복합재료 적층판의 적층 경우의 수는 층들의 수와 기수적인 관계를 가지고 있기 때문에 위의 적층판 종류들에 있어서 층간분리 방지를 위한 적층순서들을 결정하는 것은 상당히 복잡한 문제이다. 그러나 이들 적층판들도 포와송

비 대칭 적층방법을 이용하면 매우 안전한 적층순서를 얻을 수 있다.

이들 결과에서 보는 바와 같이 포와송비 대칭 적층방법으로 M_y 의 크기를 상당히 줄일 수 있음을 알 수 있다. 실제 적층방법에 있어, 층수가 많아질 경우 포와송비 대칭 적층판은 매우 많이 얻을 수 있고, 앞의 그림들에 나타난 포와송비 대칭 적층판들은 결코 최적의 포와송비 대칭 적층판들은 아닐지라도 층간분리 방지를 위해서 매우 안전한 적층순서를 제공해 준다. 또한 고려해 둘 것은 양의 섬유방향을 가진 층들과 음의 섬유방향을 가진 층들을 서로 교대로 쌓아야 N_{xy} 의 크기를 줄일 수 있다는 것이다.

2) 두꺼운 적층판의 적층방법

두꺼운 적층판의 경우는 부적층판을 반복적층해서 쌓는 부적층판 기법(sublaminated approach)이 많이 쓰인다. 부적층판 기법은 층간응력을 줄이기 위해서도 유용한 방법이 된다. 이 때 층간응력의 크기를 줄이기 위해 가장 좋은 부적층판을 선택하여 적층하는 것이 제일 좋은 부적층판 기법이 될 것이다.

앞의 얇은 적층판의 적층방법에서 보인 포와송비 대칭 적층방법은 M_y 의 값을 적층판 반의 중앙선에 대해 대칭으로 만들어 중립면에서 M_y 를 영이 되도록 한다. 그러므로 포와송비 대칭 적층판의 개념을 부적층판의 선택에 적용하면 매우 유용한 부적층판 기법을 얻을 수 있다. 즉 부적층판의 중앙선에 대하여 포와송비가 대칭인 포와송비 대칭 부적층판(PRS sublaminated; Poisson's ratio symmetric sublaminated)을 선택하여 부적층판 기법을 이용하는 것이다. 이를 포와송비 대칭 부적층판 기법이라 부른다. 이러한 포와송비 대칭 부적층판 기법의 유용성을 살펴 보기 위해 $(\pm\theta/0)$, $(\pm\theta/90)$ 적층판 종류들을 해석하였다.

그림 4에서 보인 바와 같이 12개의 층들로 이루어진 적층판의 경우, 두께방향으로의 M_y 와 N_x 의 분포는 재료상수나 섬유방향 θ 의 값에 관계없다. 그림에서 보는 바와 같이 $[\pm\theta/$

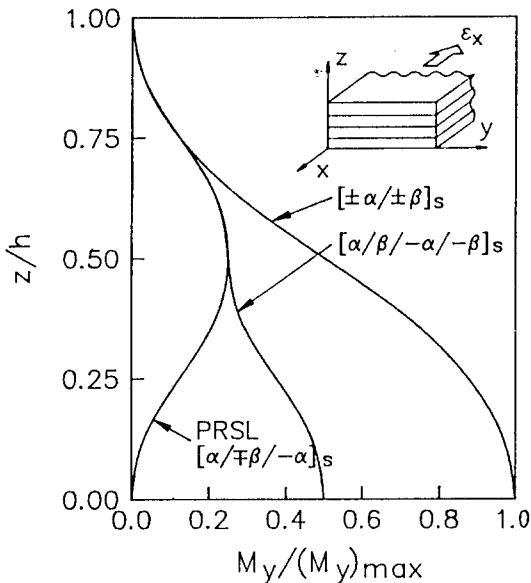


그림 3 $[\pm\alpha/\beta]$ 적층판의 M_y 의 두께 방향 분포

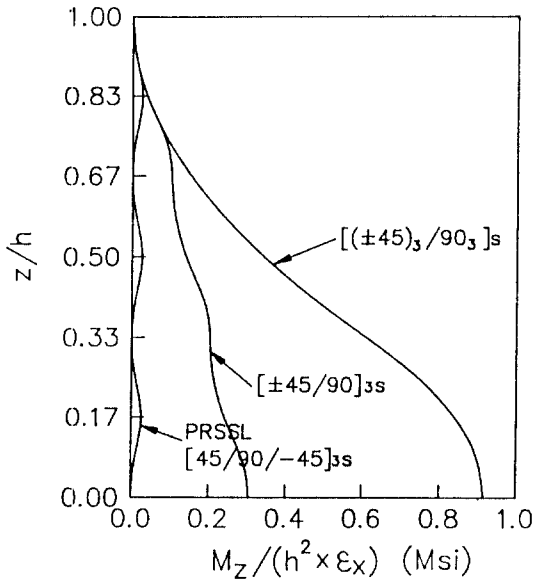


그림 4 $[\pm 45/90]$ 적층판의 M_y 의 두께 방향 분포

(0 or 90) 부적층판을 반복적층한 $[\pm\theta/0$ or $90]_{2a}$ 적층판의 경우도 층간 응력의 값을 많이 줄일 수 있으나 이 경우 M_y 는 중립면으로 증가하고 있다. 그러나 포와송비 대칭 부적층판인 $[\theta/(0$ or $90)/-\theta]$ 부적층판을 반복적층한 적층판은 M_y 가 부적층판들의 경계면에서 영이 되고 임의 층간면을 향하여 증가하지 않는다. 힘의 합력 N_y 와 N_{xy} 도 같은 분포, 즉 부적층판의 경계에서는 모두 영이 되는 분포를 가진다.

0, $\pm\theta$, 그리고 90도 층들로 이루어진 복합 적층판의 경우도 앞에서 보인 포와송비 대칭 적층방법을 이용할 수 있으나, 이 경우 포와송비 대칭 부적층판을 4장으로는 만들 수 없고 8장으로 만들 수 밖에 없다. 이러한 적층판들은 실제 구조물에 가장 널리 사용되며, 적층판의 좌굴을 고려하여서도 매우 좋은 적층방법이 있으므로 아래에 따로 설명한다.

3) (0/ $\pm\theta$ /90) 적층종류의 적층방법

재료의 이방성이 매우 큰 고등 적층판의 경우 0, $\pm\theta$, 90도 층들이 같은 비율로 들어간 적층판들을 가장 널리 사용하는데 이는 축방향

하중뿐만 아니라 전단하중에도 강한 적층판을 선택하기 위해서 $\pm\theta$ 층을 넣는 것이다. 이 때 θ 가 45도인 준등방성 복합적층판이 제일 많이 사용되고 있으며, 구조부재에 가해지는 하중을 고려해 θ 값은 달리 선택되기도 한다. 압축하중에 있어서의 좌굴을 고려하면 0도층이 바깥으로 나가는 것이 좋은데, 이는 좌굴하중은 적층판의 굽힘강성(bending stiffness) 성분중 D_{11} 의 값에 가장 크게 좌우되기 때문이다. D_{11} 의 값을 가장 크게 만들기 위해서는 적층판에 가해지는 하중방향으로의 변환강성(reduced stiffness)의 값이 제일 큰 층을 바깥쪽으로 배치하여야 한다.

결론적으로 (0/ $\pm\theta$ /90) 적층판 종류는 0도 층들을 가장 바깥쪽에 두고 $\pm\theta$ 와 90도 층들만 잘 배열하면 되는데, 이 때는 포와송비 대칭 적층방법을 도입하면 층간응력을 줄일 수 있다. 인장의 σ_y 가 걸리는 ± 45 도 층을 0도층 밖에 두는 것과 0도층을 밖에 보낸 것을 비교하면 $[0/\pm 45/90]_s$ 적층판이 유리함을 알 수 있다. 또한 0도를 밖에 두고 (45/90/-45)와 같이 포와송비에 대하여 대칭이 되도록 쌓는 것이 좋다.

3. 모재균열 (Matrix Cracking)

복합재료 적층구조물의 초기손상 형태인 모재균열(transverse/matrix crack)은 적층 구조에 의해서 최종파단을 즉시 유발하지는 않으나, 적층구조물의 강성(stiffness)을 저하시키고 적층구조물 최종파단 손상 중의 하나인 층간분리(delamination)를 유기한다. 모재균열이 있는 적층구조물의 손상허용해석(damage tolerance analysis)을 위해서는 모재균열 주위의 응력해석이 선행되어야 한다. 모재균열이 있는 직교적층판(cross-ply laminate)을 해석하기 위하여 많은 연구가 진행되었으며, 기존의 연구들은 접근방법에 따라 균열모델(crack model)과 연속체손상모델(continuum damage model)로 구분할 수 있다.

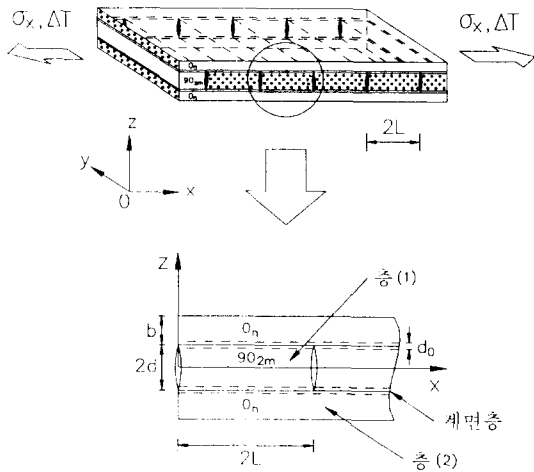


그림 5 직교적층판의 모재균열 모델.

그림 5에 보인 바와 같이 균열모델⁽¹⁸⁻²²⁾은 한 개 또는 두 개의 모재균열이 있는 단위구조 (unit cell)에 대해서 응력해석을 하는 방법이다. 다수의 모재균열이 발생한 적층구조를 단위구조로 모델화(modelling)하는 것은 모재균열밀도(transverse crack density)가 포화된 특성손상상태(characteristic damage state)일 때에 모재균열이 거의 균등간격(uniform spacing)으로 분포하는 사실에 근거하고 있다. 단위구조에서 모재균열 주위의 응력분포는 전단-지연방법(shear-lag method), 변분방법(variational method), 근사 탄성해방법(approximate elasticity method) 등을 사용하여 결정하고 있다.

연속체손상모델^(23,24)은 모재균열의 크기 및 모재균열 간의 거리가 구조물의 치수(dimension)에 비해서 작다고 가정하여, 등방성(isotropic) 재료의 크립(creep)을 해석하는데 사용되는 연속체손상역학(continuum damage mechanics)을 복합재료 적층구조의 손상해석에 적용한 것이다. 이 방법은 균열열림변위(crack opening displacement)와 균열면에서 법선벡터(normal vector)를 사용하여 정의되는 손상텐서(damage tensor)로부터 파손층의 손상구성방정식(damaged constitutive equa-

tion)을 유도한다. 손상구성방정식과 고전적층판이론(classical laminate theory)을 사용하여 손상이 있는 구조물의 응력 상태를 해석한다. 즉 손상이 발생한 층을 손상의 영향이 고려된 균질퇴화층(homogeneous degenerated layer)으로 대치하는 방법이다. 이 방법은 적층구조에 모재균열뿐만 아니라 층간분리가 발생한 경우도 해석할 수 있고, 적층구조에 구애받지 않는 장점이 있으나, 수식화 과정이 복잡하고 손상텐서와 관련된 상수들을 실험에 의해서 결정해야 한다. 또한 결정된 상수들이 재료상수(material property)라는 가정에 문제점이 있으며 면내응력(in-plane stress) 성분만을 구할 수 있다. 특히 이 방법은 층간분리를 유지하는 층간응력(interlaminar stress)을 결정할 수 없다.

균열모델을 사용한 해석은 많은 연구가 전단-지연방법을 사용하였다. 이 방법은 파손층으로부터 인접층으로 응력을 전달하는 층간전단응력이 양 층의 변위차에 비례한다고 가정하여 간단한 평형방정식(equilibrium equation)으로부터 모재균열 주위의 응력분포를 구한다. 이 방법은 각 층의 모멘트(moment) 평형이 만족되지 않으며, 모재균열의 열림변위(opening displacement)로 인한 모재균열 주위의 전단변형 및 두께방향 변형을 적절히 고려하지 못하여, 모재균열 주위에서 현저하게 나타나는 응력의 두께방향 변화를 묘사하지 못한다. 또한 변형상태를 너무 단순하게 가정하여서 변형이 심하게 구속되므로, 기존의 전단-지연방법으로 구한 파손층 하중방향 응력분포는 균열간의 중앙에서 발생하는 최대응력에 매우 빨리 도달하고 있다. 이 방법은 두께방향 변형을 고려하지 않으므로, 층간수직응력(interlaminar normal stress)의 분포를 구할 수 없다.

변분방법 및 근사탄성해방법은 평형방정식과 적절한 경계조건을 사용하여 모재 균열 주위에서의 응력 또는 변위장을 결정하는 방법이다.⁽²⁴⁾ 전단-지연방법에 비해서는 모재균열의 열림변위로 인한 변형을 어느 정도 고려하고 있

으므로, 모재균열 주위의 응력분포를 근사적으로나마 구할 수 있다. 이 방법은 모재균열 선단에서의 층간전단응력(interlaminar shear stress)을 결정할 수 없다.

이상의 고찰에서, 기존 방법들은 모재균열의 열림변위로 인한 변형을 적절히 고려하지 못하여 모재균열 주위의 응력분포를 잘 묘사하지 못하고 있다. 또한 응력의 두께방향 변화를 무시하고 하중방향 변화만을 고려한 1차원적인 해석을 하고 있다. 따라서 모재균열의 열림변위로 인한 변형을 고려하여, 모재균열 주위의 응력 분포를 구하기 위한 2차원 해석을 위하여 최근에 제안된 방법은 두께방향 다항식 형태로 가정된 변위성분으로부터 모재균열 주위의 변위, 응력분포를 구할 수 있다. 이 방법은 적층판의 포와송비(Poisson's ratio) 효과와 열잔류응력(thermal residual stress)의 영향을 고려하였으며, 계면층(interface layer) 개념을 사용하여 특성손상상태 이후에 발생하는 층간분리를 평가하기 위한 기초자료인 층간수직응력과 층간전단응력을 결정할 수 있다. 이 방법의 타당성은 그림 6에 보인 응력분포 결과를 유한

요소 해석 결과와 비교하여 보면 매우 잘 일치함을 볼 수 있다.

4. 초기파손 후 응력해석

초기파손 후의 거동을 해석하기 위한 접근방법은 크게 두 가지로 분류할 수 있는데 첫째가 여러 곳에서 발생한 손상과 균열로 인한 거동의 변화를 균질성이 유지된다는 가정하에서 강성저하를 모델링하여 해석하는 방법이다. 이 경우에는 구조적인 관점에서 전체적인 거동 및 파손영역 해석에 주된 관점을 두고 거시적인 파손 양상은 정확하게 고려하지 않는다. 둘째로는 개개의 균열을 단위 셀(cell)로 모델링하여 해석하는 방법이다. 이 경우에는 특정파손양상에 대하여 모델링을 한정하고 그 때의 파손양상에 대해 현상학적 규명에 치중하고 있는 실정이다. 복합재 적층 구조물의 경우에는 여러 가지 형태로 손상이 동시에 발생하고 미소한 균열이 많이 발생한다. 파손양상은 크게 섬유파손, 모재파손, 그리고 층간분리의 세 가지로 구분한다. 특히 모재파손의 경우에는 1 mm당 몇 개씩 발생하는 경우도 많다. 따라서 후자의 방법으로는 개개의 균열을 고려하면서 응력집중이 존재하는 복합재 적층 구조물의 거동을 해석하는 것은 방대한 3차원 문제가 된다. 그러므로 복합재 적층 구조물의 파손 후 거동에 대한 연구는 거시적인 파손양상을 보다 정확하게 고려하면서 구조적인 해석을 수행하는 방법의 정립이 필요하다.

현재까지 구조적 관점에서 복합재 적층 구조물의 초기파손 후의 거동해석을 위한 모델링과 방법은 다음과 같은 연구가 보고되었다.^(23,26-29) 먼저 섬유파손으로 인한 강성저하는 Tsai의 방법을 수정하여 파손면적을 변수로 평가하며 모재파손이 발생하면 그와 관련된 모든 강성을 영으로 한다. 또한 전단강성은 섬유방향강성과 같이 감소한다고 가정하여 2차원 해석을 했는데 모재파손에 대한 모델링이 미약했다. Lee⁽²³⁾는 파손이 발생하면 그 파손양상과 관련된

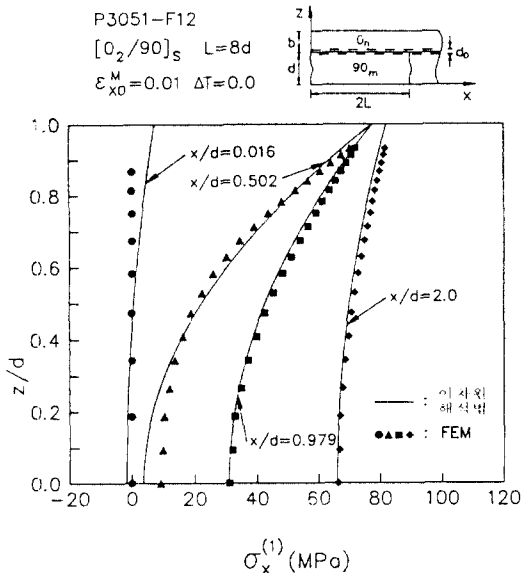


그림 6 [0₂/90]_s 적층판의 90 층의 응력 분포

모든 강성을 영으로하는 모델링으로 해석하였다. 특히 Lee는 3차원해석을 수행함으로써 층간분리까지 묘사하려고 했으나 모델링이 미흡하여 층간분리는 예측하지 못함으로써 3차원해석의 의미가 없었다. Tsai⁽²⁸⁾는 모재파손이 발생하면 횡방향강성에 강성저하상수를 곱하여 모델링하였다. 이는 수식적으로 간편하여 쉽게 사용이 가능하지만 강성저하상수를 단층(lamina)의 성질로 규정하여 적층각에는 상관없이 동일한 값을 사용할 것인가 아니면 매번 실험으로 평가해야 하는가 하는 문제점으로 인하여 일반성을 부여하기가 힘들다. 그리고 Swanson⁽²⁹⁾은 이축응력하에서 모재파손이 발생하면 강성저하를 실험적으로 평가하여 실험식을 구하여 모델링하였다. 이상에서 볼 때 이들 모델링은 강성저하를 과대평가하거나 여러 가지 경우에 대해 실험적으로 상수들을 결정해야 하는 문제점이 있다.

전술한 연구들과는 별개로 1980년대 후반을 전후하여 복합재의 대표적인 초기 파손양상인 모재균열에 대한 현상학적 모델과 수학적 모델이 많이 보고되었다. 대표적인 것으로 전단지연해석(shear lag analysis)과 연속체손상역학(continuum damage mechanics)을 이용한 해석이 있다. 그러나 이들 모델은 응력집중이 없는 평판에 대하여 모재균열주위의 변형 및 응력상태를 간단히 구하는 방법을 제시하고 모재균열자체의 현상학적 규명을 하였다. 이를 유한요소해석에 도입하여 복합재 구조물에 대한 초기파손 후의 거동을 보다 정확하게 해석하려고 하는 연구는 보고되지 않았다. 연속체 손상역학의 경우는 손상텐서(damage tensor)와 관련된 상수를 실험적으로 구해야 하며 수식화 과정이 복잡하다. 그리고 전단지연해석을 유한요소법에 도입하기 위해서는 전단변형에 의한 모재균열의 생성도 고려해야 하며 인접층의 파손효과를 적절히 모델링할 수 있어야 한다. 전단지연해석은 주로 인장하중에 의해 발생하는 모재균열의 묘사와 모재균열이 강성저하에 미치는 영향에 대해 연구를 수행하였다. Han⁽²²⁾

등은 일반적인 면내 하중상태에서 모재균열의 생성으로 인한 강성저하를 묘사하였는데 적층판의 강성에 주된 관점을 두고 실험치와 비교하였다. 유한 요소법에 전단지연해석을 도입하기 위해서는 단층의 강성저하에 대한 평가가 필요하다.

따라서 최근에 복합재 구조물에 대하여 유한요소해석법에 현상학적 모델인 전단지연해석을 도입하여 강성저하와 모재파손을 예측하고 변형률을 매개변수로 한 Weibull 함수를 섬유파손해석에 도입하여 초기파손 후의 거동을 예측하는 연구가 발표되었다.⁽²⁶⁾ 그리고 면내전단하중이 작용하는 경우에 대해 전단지연해석을 수행할 수 있도록 모델링을 확장했다. 모재균열의 존재로 인한 단층의 강성변화는 실험으로 측정이 불가능하므로 유한요소해석을 수행하여 비교하였다. 이 모델로부터 전단강성의 저하를 평가하는 방법을 사용하였으며, 모재파손의 밀도 예측도 평균변형률 개념으로 전단효과를 고려할 수 있도록 수정하였다. 그리고 초기파손 후의 거동을 점진적으로 해석하기 위해 비선형 유한요소프로그램을 작성하고, 상기의 모델을 도입하여 초기파손 후의 거동을 보다 정확히

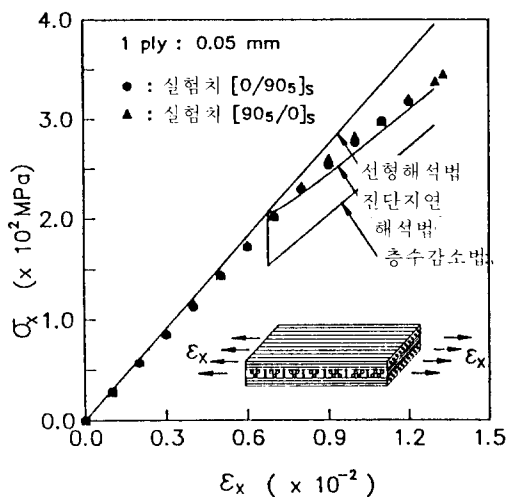


그림 7 복합적층판의 응력-변형률 실험결과와 모델링 해석

묘사할 수 있는 방법을 제시하였다.

Glass/epoxy 준등방성 적층판에 대해 Chou⁽³⁾가 실험한 결과와 이 방법과 비교하기 위해서 해석결과가 그림 7에 있다. 이 때 적층순서는 $[0/\pm 45/90]_s$ 이며 그림 7에 나타난 것을 보면 첫번째 팝인(pop-in)은 90도층이 파손한 것이며, 두번째 팝인은 45도층이 파손한 것인데 전체적인 거동을 이 방법이 타 방법에 비해 잘 묘사함을 보여 준다. 전체적인 거동은 비슷해도 이 모델은 모재파손층에서 전단지연해석을 도입함으로써 파손층의 응력을 보다 정확히 평가할 수 있고 모재파손으로 인한 균열밀도도 예측할 수 있다. 응력집중 등이 있는 경우에는 초기파손이 일찍 발생하고 또 국부적으로 발생하기 때문에 이 모델링을 효과적으로 응용할 수 있다.

5. 맺음말

이 글에서는 복합적층판의 역학적 특성인 층간분리, 모재균열, 초기파손 후의 거동에 대한 문헌을 간단히 서술하고 그 특성을 살펴 보았다. 이상에서 살펴본 바와 같이 이방성인 층으로 구성된 복합적층 구조의 역학적 특성은 균질인 단일구조와 달리 각층의 재료상수가 달라 층과 층 사이의 층간응력이 존재하여 층간분리 현상이 발생하지 않도록 섬유방향뿐만 아니라 적층순서를 중요한 설계변수로 고려하여야 한다. 또한 모재균열로 인한 기계적 거동의 변화를 이해하고 초기파손 후의 손상을 고려한 해석을 수행하여 복합적층 구조의 응력해석 및 파손, 강도예측을 한다.


참 고 문 헌

- (1) Pagano, N.J. and Pipes, R.B., 1973, "Some Observation on the Interlaminar Strength of Composite Laminates," Int. J. Mech. Sci., Vol. 15, pp. 679~688.
- (2) Herakovich, C. T., 1981, "On the Rela-

tionship between Engineering Properties and Delamination of Composite Materials," J. of Composite Materials, Vol. 15, pp. 336~348.

- (3) Pagano, N.J. and Pipes, R.B., 1971, "The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength," J. of Composite Materials, Vol. 5, pp. 50~57.
- (4) Newaz, Golam, M., 1991, Dealmination in Advanced Composites, Technomic Publishing Company, Westport.
- (5) Wang, A.S.D. and Crossman, F. W., 1977, "Some New Results on Edge Effect in Symmetric Composite Laminates," J. of Composite Materials, Vol. 11, pp. 92~106.
- (6) Kassapoglou, C. and Lagace, P.A., 1986, "An Efficient Method for the Calculation of Interlaminar Stresses in Composite Materials," J. of Appl. Mech., Vol. 53, pp. 744~750.
- (7) Rybicki, E.F., Schmueser, D. W. and Fox, J., 1977, "An Energy Release Rate Approach For Stable Crack Growth in the Free-Edge Delamination Problem," J. of Composite Materials, Vol. 11, pp. 470~487.
- (8) Hong, C. S., 1987, "Suppression of Interlaminar Stresses of Thick Composite Laminates Using Sublaminar Approach," Proc. of the 32nd Int. SAMPE Symposium, Advanced Materials Technology '87, R. Carson et.al., Eds. pp.558~565, California, U.S.A.
- (9) Hong, C.S. and Kim, D.M., 1989, "Stacking Method of Thick Composite Laminates Considering Interlaminar Normal Stresses," Proc. of the 34th Int. Symp. of SAMPE (society for the advancement of material and processing engr.), pp.1010~1018, Reno, U.S.A.
- (10) Kim, D. M. and Hong, C.S. 1991, "Opti-

- mum Sublaminar Approach for Thick Composite Laminate to Suppress Free-Edge Delamination," *Composites Science and Technology*, to appear.
- (11) O'Brien, T.K., 1982, "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate," *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, pp.140~167.
- (12) Kim, R. Y. and Soni, S.R., 1984, "Experimental and Analytical Studies on the Onset of Delamination in Laminated Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 70~80.
- (13) Kim, K. S. and Hong, C. S., 1986, "Delamination Growth in Angle-Ply Laminated Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 20, pp. 423~438.
- (14) Wang, S. S., 1983, "Fracture Mechanics for Delamination Problems in Composite Materials," *J. of Composite Materials*, Vol. 17, pp. 210~223.
- (15) Mignery, L. A., Tan, T. M. and Sun, C. T., 1985, "The Use of Stitching to Suppress Delamination in Laminated Composites," *Delamination and Debonding of Materials*, ASTM STP 876, pp. 371~385.
- (16) Kim, R.Y. and Soni, S.R., 1985, "Suppression of Free-Edge Delamination by Hybridization," *Proceedings of ICCM-V.*, San Diego, CA, pp. 1557~1572.
- (17) Whitcomb, J. D. and Raju, I. S., 1985, "Analysis of Interlaminar Stresses in Thick Composite Laminates with and without Edge Delamination," *Delamination and Debonding of Materials*, ASTM STP 876, pp. 69~94.
- (18) 홍창선, 1989, "두꺼운 고등 복합재료 적층판 제작 및 설계기법 개발(Ⅱ)," 과학기술처 연구보고서.
- (19) Laws, N. and Dvorak, G. J., 1988, "Progressive Transverse Cracking in Composite Laminates", *Journal of Composite Materials*. Vol. 22. pp. 900~916.
- (20) Lim, S. G. and Hong, C. S., 1989, "Effect of Transverse Cracks on the Thermomechanical Properties of Cross-Ply Laminated Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 34, pp. 145~162.
- (21) Lim, S. G. and Hong, C. S., 1989, "Prediction of Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Cross-Ply Laminated Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 23, pp. 695~713.
- (22) Han, Y.M. and Hahn, H.T., 1989, "Ply Cracking and Property Degradations of Symmetric Balanced Laminates under General In-Plane Loading," *Composites Science and Technology*, Vol. 35, pp. 377~397.
- (23) Lee, J. W. and Daniel, I. M., 1990, "Progressive Transverse Cracking of Crossply Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 1225~1243.
- (24) Hashin, Z., 1986, "Analysis of Stiffness Reduction of Cracked Cross-Ply Laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 25, pp. 771~778.
- (25) Talreja, R., 1985, "Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 355~375.
- (26) Kim, Y.W. and Hong, C.S. 1992. "Progressive Failure Model for the Analysis of Laminated Composites Based on Finite Element Approach," *Journal of Reinforced Plastics and Composites* to appear.
- (27) Chang, F. K. and Chang, K. Y., 1987, "A Progressive Damage Model for Laminated Composite Containing Stress Concentrations," *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, pp.834~855.

- (28) Tsai, S. W., 1988, Composite Design, 4th ed., Think Composite, Dayton, Ohio, pp. 18.3 ~18.5
- (29) Swanson, S.R., 1987, "Progressive Failure in Carbon/Epoxy Laminates under Biaxial Stress," Transaction of the ASME, Journal of Engineering Materials and Technology, Vol.109, pp.12~16.
- (30) Chou, S. C., Orringer, O. and Rainey, J. H., 1976. "Post-Failure Behavior of Laminates I : No Stress Concentration," Journal of Composite Materials, Vol. 10, pp.371 ~381. 

대한 기계 학회지 투고 안내

대한기계학회지는 월간으로 년 12회 매월 말에 4000여부가 발간되고 있습니다.

게재 우너고는 내용에 따라 (1)논설 (2)전망 (3)해설 (4)강좌 (5)자료 (6)소개 (7)좌담회 기록 (8)기행, 견학, 참관기 (9) 체험담 (10)수필 (11)기타로 분류되며 투고자는 원칙적으로 회원이어야 하나 편집위원회에서 비회원을 인정할 수 있습니다. 특히, 산업현장에서의 활력있는 현장 관련 우너고를 적극 환영하며 채택된 원고에 대해서는 게재 후 본 학회 소정의 고료를 지급합니다. 집필 요령을 요약하면 아래와 같습니다.

집필요령

- (1) 원고는 국문작성을 원칙으로 하여 의미가 애매모할 경우에는 괄호 내에 원어(한문, 영어)를 병기하십시오. 모든 용어는 기계 용어집(대한기계 학회 편)에 따릅니다.
 - (2) 영문 key Word와 영문 Abstract는 Data Base에 사용될 것이며 집필자의 대외 홍보를 위하여 마련되었습니다.
 - (3) 원고 내용에 대한 책임은 저자가 집니다.
 - (4) 원고의 채택 여부는 편집위원회에서 결정합니다.
 - (5) 투고를 원하시는 분은 집필자의 사진 1매와 원고의 원본 1부를 본학회 사무국 학회지 담당 혹은 편집이사께 보내주십시오.
 - (6) 특히, 원고 작성시 저자의 영문 이름, 생년, 소개(전공과 관심분야), 영문제목을 기재해야 하며 참고문헌 List에 열거한 문헌은 본문중 해당 위치에 반드시 그 번호를 표기해야 합니다. 또한 그림과 사진은 반드시 원본을 제출해야 하며 표 및 그림 내의 지시사항은 한글로 표기해 주십시오.
- * 선과 그림의 정리가 어려우신 분은 본 학회 편집부에 정리를 의뢰하십시오. 이 경우 집필자의 원고료로부터 소정의 수고비가 정리를 맡으신 분께 지불됩니다.
- * 기타 문의 사항은 본학회 사무국(Tel. 783-4571~2) 학회지 담당에게 문의 바랍니다. (상세한 집필요령서가 학회에 준비되어 있으니 언제든지 연락 주시면 우송 해드리겠습니다.)