(논 문) - 비파괴검사학회지
Journal of the Korean Society for Nondestructive Testing
Vol. 19, No. 5 (1999. 10)

복합 적층 박판의 열응력 파손에 대한 진동 활용 비파괴평가

Vibration-Based Nondestructive Evaluation of Thermal Stress-Induced Damage in Thin Composite Laminates

이성혁*, 최낙삼**, 이정기***
Sung-Hyuk Lee*, Nak-Sam Choi** and Jong-Ki Lee***

초 록 두께 1mm의 얇은 복합적층판의 자유경계단부에서 열응력으로 인해 발생하는 미세손상을 진동거동과 관련된 비파괴평가의 가능성을 연구하였다. 유한요소 열응력해석을 통해 예상되는 손상발생영역을 초음파 C-스캔과 광학현미경을 이용하여 관찰하였다. 사인 스윕시험을 이용한 적층보 시험편의 횡진동 해석결과, 미세한 내부손상으로 인해 고유주파수가 확실히 감소하였으며 감쇠비도 상당히 증가하였다. 길이가 짧은 적층보 시험편과 2차 모드의 공진주파수를 이용하여 얇은 적층판에서 열응력으로 유기된 미세손상을 매우 민감하게 평가할 수 있음을 알았다.

주요용어 : 진동활용 비파괴검사, 초음파 C-스캔, 복합적층박판, 가장자리부 파손, 굽힘진동 감쇠비, 공진주파수

Abstract A feasibility investigation on vibration-based nondestructive evaluation of thermal stress-induced micro-failure in the free edge region of thin composite laminates(1mm thick) has been carried out. The failure occurrence and damage zone, which were predicted by the three-dimensional finite-element thermal stress analysis, were observed using the ultrasonic C-scan and optical microscopy. Analysis of the vibration spectrum measured from the laminate beam specimens by the vibration sweep test exhibited that the obvious decrease in resonancy frequency and some considerable increase in damping factor were associated with the micro-failure formation. The vibration technique utilizing short beam and high resonant frequency was found to be very sensitive to the thermal stress-induced damage in the thin laminates.

Keywords: viration-based nondestructive evaluation, ultrasonic C-scan, thin composite laminate, edge failure, flexural vibration damping ratio, resonant frequency

1. 서 론

두 가지 이상의 서로 다른 재료를 혼합하여 각 재료가 가지는 장점을 극대화한 섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료나 알루미늄 합금에 비해 뛰어난 비강성과 비강도를 가지므로 기계구조물의 경량화 설계를 위한 소재로써 적극 활용되고 있는 추세이다. 그러나 복합재료는 재료 내부에 손상이 발생하면 그 기계적 성질이 상당히 저하된다. 이러한 손상은 복합재료 제조과정 시 또는 재료 사용 중에 가해지는 외부 하중이나 가혹한 외부환경 속에서 발생하며 복합재료를 이용한 구조물 설계에 있어서 신뢰성 및 안전성에 많은 영향을 주므로 손상의 비파괴검사와 물성 평가에 대한 다양한 연구가 이루어져 왔다. 예를 들면, 임 등[1]은 탄소/탄소 브레이크 디스크를 대상으로 초음파 펄스의 투과법(through-transmission)에서 진폭(amplitude) 모드 및 주행시간(time of flight)모드로 C-스캔을 하여 내부구조와 결함을 검사하였으며, 김과 강[2]은 두

(접수 : 1999. 4. 1) * 한양대학교 대학원 기계설계학과, ** 한양대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University, Ansan 425-791), *** 대한검사기술(주) 부설연구소

께가 다른 평직 glass/epoxy 복합재료의 충격으로 인한 손상을 초음파 현미경으로 촬영하였다. 또한 Sato 등[3]은 열음향방출(thermo-acoustic emission)을 이용한 복합재 손상 검출의 결과를 초음파 C-스캔 결과와 비교 검토하였다.

적층복합재료의 내부 손상이나 층간분리현상이 발생하게 되면 재료의 강성, 강도, 피로수명뿐만 아니라 진동특성이 상당히 변하게 된다. 손상이 있는 복합재료 구조물에 대해서 진동주파수와 감쇠를 이용한 비파괴평가와 연구도 지금까지 많이 수행되어 왔다. Tracy 등[4]은 단순지지 복합적층판의 고유주파수에 미치는 층간분리의 크기의 영향을 알아보기 위하여 실험모달해석과 유한요소법을 통해 연구하였다. Shelby 등[5]은 폴리머 복합재료(polymer composite)의 비파괴검사를 위하여 진동 스펙트럼 해석을 통해 고유진동수와 감쇠계수를 연구하였으며, Shen 등[6]은 층간분리가 적층보의 고유진동수와 모드 형상에 미치는 영향을 알아보기 위하여 변분론을 사용한 해석 방법을 제안하고 실험결과와 비교하였다. Tenek 등[7]은 3차원 선형탄성론에 기초를 둔 선형 유한요소모델을 이용하여 층간분리가 고유진동수에 미치는 영향을 알아보는 해석 방법을 제시하였다. 한 등[8]은 내부에 층간분리가 있는 복합재 적층보의 진동특성을 알아보고자 포아송 효과가 고려된 적층보의 운동방정식을 유도하였으며 적층외팔보의 진동실험을 병행하여 적층순서, 층간분리부의 크기와 위치 및 경계조건이 고유진동수에 미치는 영향에 대해 연구하였다. Jian 등[9]은 압전재료(piezoelectric patch)를 이용한 층간분리의 실험적인 검출방법을 연구하였다. Penn 등[10]은 압전재료를 이용한 자유진동실험과 유한요소법을 통해 층간분리가 있는 두꺼운 복합적층판의 고유진동수를 연구하였다.

한편, 복합재료는 항공우주분야 또는 원자로 및 전자부품에 적용될 때 외적온도의 변화를 받을 수 있기 때문에 열응력 발생으로 인한 구조안전성 문제가 매우 중요하다. 온도변화에 의해 발생하는 층간열응력은 주로 복합적층판의 자유경계단 부근에서 크게 나타나는데, 이에 대해 이론방법, 유한요소법, 실험을 통한 많은 연구가 행해졌다[11-15]. Griffin과 Robert[16], 홍과 임[17]은 3차원 유한요소법과 저온 열응력 실험을 통해 층간 열응력과 관련된 층간분리현상을 연구하였다. 최근 저자[18]는 열응력 발생이 보다 쉬운 두께가 두꺼운 적층판을 대상으로 연구되어진 예전의 문헌과는 달리 얇은 탄소섬유/에폭시 복합적층판을 대상으로 적층각도를 바꾸어 냉각열응력으로 인한 자유경계단 근처의 파손을 관찰하고 유한요소 응력해석결과와 비교 검토하였다. 그 결과, 위의 층간분리보다 미세한 균열을 적층각 60°이상의 적층판의 내부층에서 관찰하였고 직교적층판 $[0_2/90_2]_S$와 적층각 90°의 사교적층판$[45_2/-45_2]_S$에서는 상온에서도 발생하여 열응력에 의한 파손정도를 확인하였다.

본 연구에서는 두께 1mm의 얇은 복합적층판의 냉각에 의한 자유경계단부 열응력 손상을 비파괴평가하기 위해 미세 손상의 발생이 용이한 것으로 관찰되었던 직교적층판과 90°사교적층판을 대상재료로 하여, 유한적층판의 자유경계단부 및 인접한 내부영역에서의 손상영역과 손상 종류를 각각 초음파 C-스캔법과 광학현미경 관찰법을 통해 검사한다. 또한 이들 미세 손상의 발생원리를 이해하기 위해 냉각에 의한 시험편의 열응력 발생과 분포를 유한요소 응력해석을 통해 살펴본다. 그리고 미세한 내부손상이 복합재료의 횡진동 특성과 관련하여 고유주파수와 감쇠비에 미치는 영향을 검토하고 비파괴평가의 가능성을 연구한다.

2. 실 험

2.1. 복합 적층판의 제작 및 저온냉각실험

본 연구를 위해 Fig. 1과 같은 경화온도(T)와 압력(P)을 사용하여 오토클레이브(autoclave)로 실험재료를 제작하였다. 이 복합적층재료는 한국화이바(주)의 일방향 탄소섬유/에폭시 프리프레그(두께: 0.125mm)를 원재료로 하였으며, 제작된 복합적층판의 종류는 $[0_2/90_2]_S$, $[45_2/-45_2]_S$이고 치수는 길이 330mm, 폭

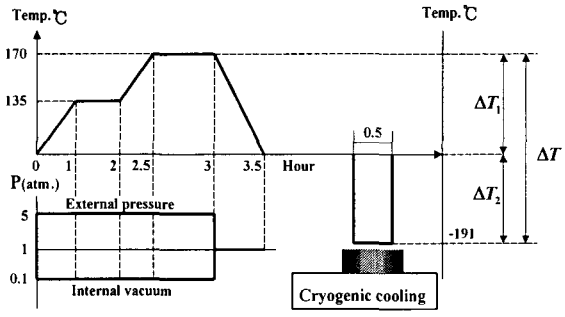

Fig. 1 Curing cycle for composite plate manufacturing and cryogenic cooling condition

215mm, 두께 약 1mm였다. 이렇게 제작된 복합적층판을 다이아몬드 휠 커터로 정밀절단하여 길이와 폭이 80mm, 두께 1mm(Fig. 2(a))이고 적층각도가 $[0_2/90_2]_S$, $[45_2/-45_2]_S$인 정사각형의 냉각시험용 복합재료 시험편을 만들었다. 그런데 복합적층판의 제작 시에는 경화온도(170℃)에서 상온까지 온도강하($\triangle T_1$)과정이 있으므로, 이 때 각층의 열팽창계수와 탄성계수의 차이로 인해 층내 열변형률 불일치가 일어난다. 이러한 열변형률 불일치는 자유경계단부 근처에서 층간 열응력으로 나타난다[15-18]. 이렇게 발생한 층내 및 층간 응력은 상온에서 복합적층판의 자유경계단부의 열응력 파손을 약간정도 유발시키겠지만, 자유경계단부의 파손을 보다 크게 하기 위해 이 시험편을 저온 챔버에 담긴 액체질소(LN_2)속에 완전히 넣어 Fig. 1에 보인바와 같이 냉각 온도 $\triangle T_2$=-191℃, 냉각 유지시간 약 30분의 조건으로 저온냉각에 의한 파괴실험을 하였다.

2.2. 초음파 C-스캔

초음파 C-스캔을 위해, 먼저 초음파 A-스캔을 시행했다. A-스캔에서는 시편의 상하표면과 재료의 내부결함에서 나오는 반사파를 검출함으로써 결함을 감지하며, 결함이 없으면 내부로부터의 반사파가 생기지 않는다. 따라서 내부의 반사파가 있으면 밑표면에서의 반사파의 진폭이 작아지므로, 초음파 초점(focusing point)을 윗표면 바로 아래의 일정한 깊이에 위치하도록 하고 밑표면의 반사파(저면 에코)에 신호측정 게이트를 설정하여 그 반사파 진폭을 시험편 전체에 걸쳐서 C-스캔하였다. 사용된 탐촉자는 집속형(focusing type)이고 주파수 15MHz의 종파(longitudinal wave)를 발진하며, 주사간격(scanning distance)은 0.085mm, 초점면의 크기는 약 0.1mm였다.

2.3. 적층판 내부구조와 미세손상의 현미경 관찰

현미경 관찰용 시편은 저온냉각 시험편의 가장자리 부분에서 다이아몬드 휠 절단기로 절단하여 만들었으며 절단으로 야기된 손상부위를 거친 연마지로 고르게 제거했다. 이 시편의 단면을 평면연마하기 위해 몰딩(molding)하고 다이아몬드 혼합액(입자 크기 1μm)을 사용하여 관찰용 시편의 가장자리부의 단면을 폴리싱했다. 이렇게 만든 시편을 이용하여 복합적층판의 내부구조와 열응력으로 발생된 미세손상형태를 반사식 광학현미경을 통해 면밀히 관찰했다.

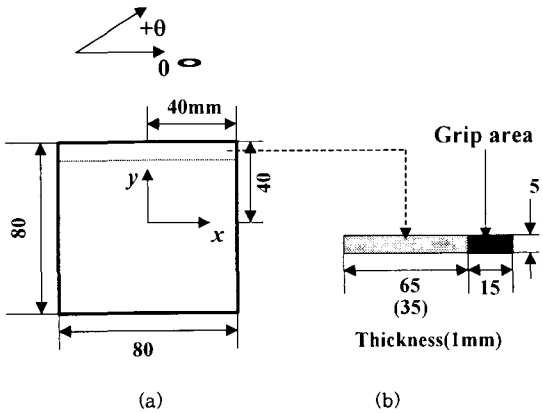

Fig. 2 Specimens for (a) cryogenic cooling and (b) flexural vibration

2.4. 횡진동 실험

열응력으로 유발된 내부손상과 복합재료의 횡진동 특성의 관계를 알아보기 위하여 Fig 2와 같이 저온냉각 시험편(80mm×80mm×1mm)의 가장자리 부위에서 진동시험용 시험편(길이 80mm, 폭 5mm, 두께 1mm 및 길이 50mm, 폭 5mm, 두께 1mm)을 다이아몬드 휠 절단기로 절취하여 진동스윕시험(sweep test)을 하였다. 횡진동 시험시에는, 초음파 탐상결과로서 손상발생이 적게 나타나는 부위에 해당하는 시편 끝부위 15mm를 고정부위로 하였으며, 가진기(exciter)를 사용하여 시험편 보의 고정부위에 강제사인 진동파를 주고 다른 한 쪽의 동적변위를 레이저 변위 측정기와 신호처리기(dynamic signal analyzer)를 이용하여 주파수 응답함수(frequency response function, FRF)를 실측하였다.

이 진동시험을 일차원 오일러 보(Euler-Beam)의 횡진동 거동으로 모사할 때 각 진동모드에 따른 실측 FRF로부터 진동 감쇠비(damping ratio) ζ_j를 다음 식으로 구할 수 있다[19].

$$\zeta_j = \frac{f_b - f_a}{2f_j} \quad \cdots\cdots (1)$$

가 된다. 여기서 f_j는 각 모드에 대한 고유주파수를 나타내며, f_a와 f_b는 j 차 모드의 FRF곡선에서 최대진폭

(peak magnitude)의 $\frac{1}{\sqrt{2}}$ 값에 대응하는 2개의 주파수이다(Fig. 12참조).

3. 결과 및 고찰

3.1. 적층판의 초음파 C-스캔 화상

Fig. 3은 초음파 A-스캔의 결과로 (a)는 시험편의 가장자리부에서 냉각열응력에 의한 파손이 생성되어 있을 것으로 추정되는 부위에서 검출한 신호이고 (b)는 파손이 없을 것으로 추정되는 부위의 신호이다. (a)를 보면 내부에서 반사파가 발생했음을 알 수 있으며 또한 내부의 반사파의 존재로 인해서 밑표면에서의 반사파의 진폭이 (b)의 경우보다 작아졌음을 알 수 있다. 두께

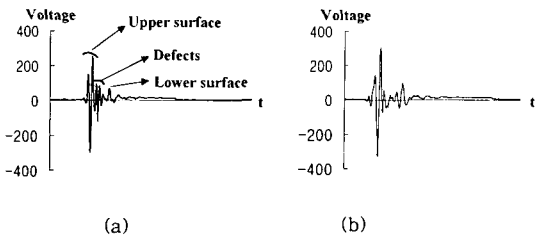

Fig. 3 Ultrasonic signals from $[0_2/90_2]_S$ laminates (a) with and (b) without defects

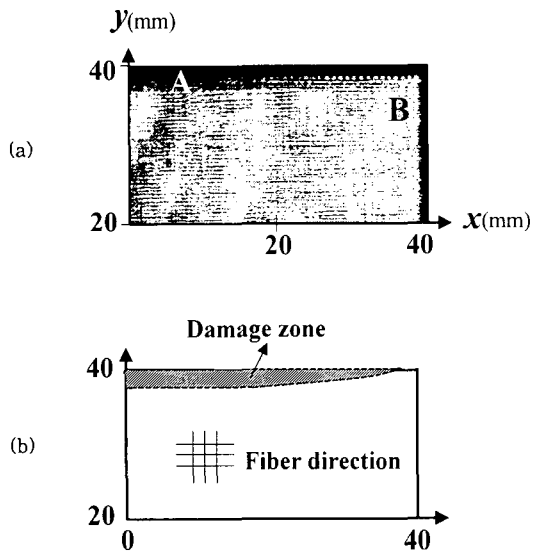

Fig. 4 Ultrasonic C-scan result of a $[0_2/90_2]_S$ laminate affected by LN_2 immersion

1mm의 복합적층판의 가장자리부에서 이와 같이 반사파 신호진폭의 차이가 분명히 나타나므로, 이 반사파 신호의 진폭을 C-스캔하면 시험편 가장자리 부위의 손상면적을 가시화할 수 있을 것이다.

Fig. 4(a)는 Fig. 3의 결과를 기초로 하여, 저온냉각실험을 한 $[0_2/90_2]_S$ 적층판 시험편의 가장자리부를 초음파 C-스캔한 전형적인 예를 나타낸다. 여기서 x, y 좌표는 Fig. 2를 기준으로 하며 x방향은 표면층에 있는 0°섬유방향을 가리킨다. A 부근은 여타 영역에 비해 저면에코의 진폭이 낮아져 어두운 이미지를 보이고 있으나, 시험편의 구석 부위에 해당하는 B지점과 여타영역에선 파손의 이미지가 거의 보이지 않았다. 이는 파손영역이 시험편의 자유경계단 부위인 y=37~40mm영역에 생성되었음을 명백히 나타내고 있다. 이 관찰결과에 근거하여 Fig. 4(b)는 (a)의 화상을 쉽게 알 수 있도록 도시한 것이다. 시험편의 가장자리부에서는 초음파가 단부의 측면반사영향을 받아 초음파 C-스캔의 감도가 떨어지지만, 15MHz의 집속형 탐촉자를 이용하여 위와 같이 선명한 손상이미지를 관찰할 수 있다는 것은 주목할만 하겠다. 즉, 이 시험편에서 냉각 열응력에 의한 파손은, 내부층(core layer)의 섬유가 자유단면과 수직하고 표면층(skin layer)의 섬유가 자유단면에 평행한 가장자리 부위의 시험편 구석부를 제외한 영역에서 발생하고 여타영역에선 발생하지 않았던 것이다.

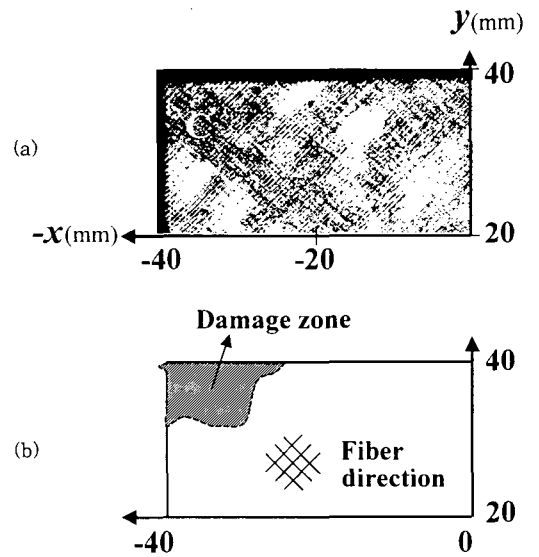

Fig. 5 Ultrasonic C-scan result of a $[45_2/-45_2]_S$ laminate affected by LN_2 immersion

Fig. 5(a)는 $[45_2/-45_2]_S$ 적층판 시험편의 초음파 C-스캔 결과인데, 시험편의 구석부위인 C지점 근방에서 이미지가 어둡게 나타나 파손이 형성되었음을 보여주고 있다. Fig. 5(b)는 (a)의 파손영역을 도시한 것으로 파손은 시험편 구석부의 가장자리 근방에서 생성되어 시험편의 중심부쪽으로 약 13mm만큼 형성되었다.

3.2. 적층판 자유경계단부의 파손형태

위와 같이 초음파 C-스캔으로 잡은 손상영역내에서 미세균열의 발생 · 진전상태를 광학현미경으로 면밀히 관찰한 바, Fig. 6은 Fig 4(a)의 시험편에서 x=0, y=40의 자유경계단부에 해당하는 단면을 찍은 사진이다. 이 사진은 90°방향 섬유를 가진 내부층(core)과 0°방향 섬유를 가진 표면층(skin)의 층간근방을 보여주고 있는데, 미세균열은 내부층의 층간에 가까운 부위에서 발생하여 모재 및 섬유/수지간 계면부로 진전하였음을 보여주고 있다. 이들 균열의 평균길이는 약 540μm로 측정되었으며, 균열길이는 발생한 인장열응력의 세기를

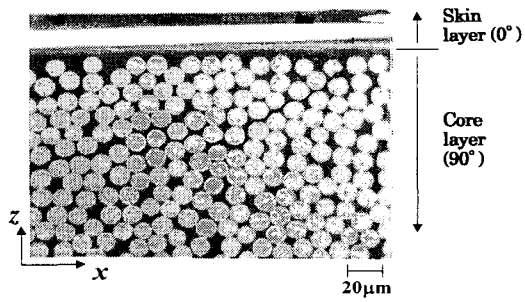

Fig. 6 Optical micrograph taken from the cross-section near the free edge of a $[0_2/90_2]_S$ laminate

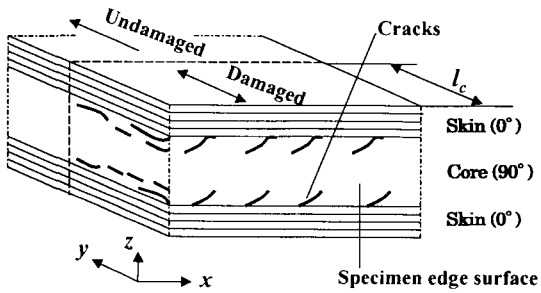

Fig. 7 Schematic of the edge-failure of $[0_2/90_2]_S$ composite laminate

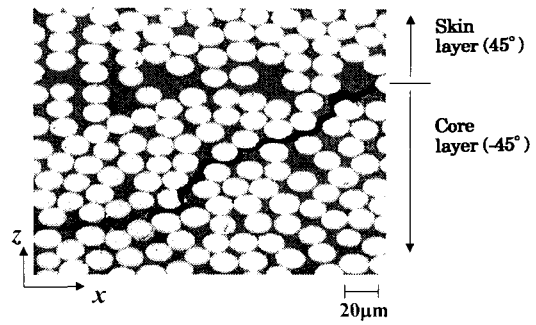

Fig. 8 Optical micrograph taken from the cross-section near the free edge of a $[45_2/-45_2]_S$ laminate

나타낸다. 균열 진전각은 x축(0°섬유방향)을 기준으로 0°~20°범위에 있었는데, 이 각은 층간수직응력 σ_z와 층내응력 σ_x의 비율에 의거한다고 생각된다. Fig. 4와 Fig. 6의 결과를 종합하여 $[0_2/90_2]_S$ 적층판의 자유경계단부 파손형태를 특징적으로 도시하면 Fig. 7과 같다. 미세균열은 층간열응력이 크게 작용하는 자유경계단부에서 90°방향 섬유를 가진 내부층의 층간에 가까운 부위로부터 약 3mm만큼 안쪽영역에까지 발생(damaged zone)하며 표면층에서는 어떤 균열도 발생하지 않았다.

Fig. 8은 Fig 5(a)의 시험편에서 x=-40, y=40의 구석부에 해당하는 단면을 찍은 광학현미경 사진이다. 여기에서는 층간(45°/-45°)에 가까운 내부층(-45°섬유층)에서만 균열이 발생하였으며, 균열의 평균길이는 $[0_2/90_2]_S$ 적층판보다 다소 작은 약 420μm이었고 균열의 진전각은 15°~45°범위에 있었다.

이상의 광학현미경에 의한 파손형태와 초음파 C-스캔의 결과를 종합하여 각 적층판에 대한 균열의 평균진전길이와 내부층의 단위단면적당 균열밀도(crack density)[18], 손상영역크기, 균열각을 Table 1에 나타냈다. 균열길이와 균열밀도는 $[0_2/90_2]_S$ 시험편에서

Table 1 Edge-failure formation induced under the cryogenic condition

Specimen	Crack length (μm)	Crack density ($\times 10^{-4}\mu m^{-1}$)	Damaged zone l_c (mm)	Crack angle (°)
$[0_2/90_2]_S$	540	21.2	3	0-20
$[45_2/-45_2]_S$	420	16.5	13	15~45

더 크게 나타났지만, Fig. 5에 보인 것처럼 손상영역은 $[45_2/-45_2]_S$ 시험편의 경우가 더 안쪽 깊숙이 형성되어 있음을 주목해야 할 것이다.

3.3. 자유경계단부의 응력분포 특성과 손상발생기구

본 연구에서는 미세균열의 발생을 이해하기 위해 유한요소 상용프로그램인 ANSYS 5.3을 이용하여 냉각에 의한 복합적층판의 열응력 분포를 $[0_2/90_2]_S$, $[45_2/-45_2]_S$ 적층판에 대해 해석하였다. 해석용 시험편 모델의 치수와 물성을 냉각 실험용 시험편과 유사하게 정하고 자유응력온도(stress-free temperature)[18]에서 온도강하(△T=-100℃)하였으며 해석상의 여타조건은 문헌[18]과 동일하게 하였다.

Fig. 9는 $[0_2/90_2]_S$ 적층판(길이 L=폭 W=80mm, 두께 H=1mm)의 0°/90°층간(z=H/4)부근에서 내부 90°층내(z=0.88H/4)의 y축을 따르는 응력 성분 중 섬유/수지간 계면부의 균열발생에 큰 영향을 줄 수 있는 σ_x, σ_z, τ_{yz}의 분포이다. 이 그림에서 가로축 왼쪽 끝단은 초음파 C-스캔과 현미경 관찰결과 손상이 발생한 자유경계단에 대응하는데 이 근처에서의 응력은 고전적층판이론으로 예상되는 일정값(점선)과는 달리 상당히 크게 인장응력으로 변동하고 있다. Fig. 10은 $[0_2/90_2]_S$ 적층판의 자유단이면서 시험편 폭의 중앙위치(x=0, y=40)에서 두께방향을 따른 응력분포를 보여주고 있다. 그림에서 2z/H=0은 적층판 내부층의 대칭 중앙면에 대응하고 2z/H=1은 표면에 대응하는데, 0°/90°층간(2z/H=0.5)에서 재료상수 불일치로 인한 응력 불연속성이 존재하고 있다. 또한 표면층인 0°층에서는 표면에 가까워질수록 σ_z와 τ_{yz}가 0에 수렴하였으나, 내부 90°층에서는 σ_x와 σ_z의 값이 인장응력으로서 크게 나타났다. 이와 같이, 복합적층판의 자유경계단 부근에 층간 열응력 σ_z와 층내 열응력 σ_x의 3차원적인 인장응력분포가 발생하여 Fig. 4와 Fig. 6, Fig. 7에서 언급한 내부층의 미세균열이 유발된 것이다.

Fig. 11은 $[45_2/-45_2]_S$ 적층판의 모서리부분(z=0.88H/4, x=-40)에서의 응력해석결과로 그림의 왼쪽 끝단(x=-40, y=40)에 갈수록 σ_x와 σ_z의 인장응력집중이 커진 것은 Fig. 5와 Fig. 8에 보인바와 같은 손상이 구석부에서 발생한 것에 대응했다. 또한 왼쪽 끝단에서의 σ_z/σ_x값이 Fig. 9의 경우보다 훨씬 크게 나오는 것은 균열진전각도가 $[45_2/-45_2]_S$ 시험편에서 크게 나타난 것과 일치한다.

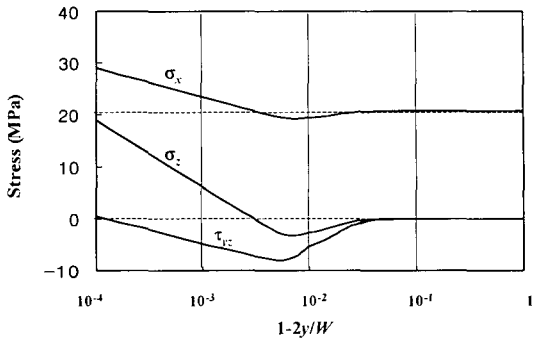

Fig. 9 In-plane and interlaminar stresses in 90° layer near the ply-interface of $[0_2/90_2]_S$ laminate

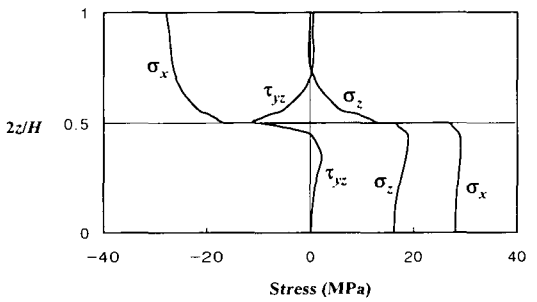

Fig. 10 Through-thickness distribution of edge stresses at the free edge of $[0_2/90_2]_S$ laminate

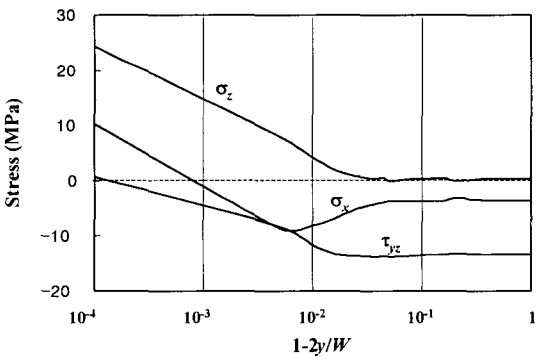

Fig. 11 In-plane and interlaminar stresses in -45° layer near the ply-interface of $[45_2/-45_2]_S$ laminate

이러한 유한요소 해석결과와 손상의 관찰결과를 종합하여 볼 때, 인장형 층간열응력 σ_z가 크게 발생하는 시험편 가장자리 단부의 내부층(core layer)에서 균열이 발생하며, 균열발생 및 진전의 각도는 σ_z/σ_x의 비에 의거한다고 볼 수 있다. 또한 저온냉각에 의한 자유경계단 영역의 파손은 미세균열이 적층판 가장자리 단부에서 발생하여 내부 쪽으로 진행함으로써 형성된 결과로 생각된다.

3.4. 적층판의 손상 발생과 횡진동 공진주파수

Fig. 12는 Fig. 4에 보여진 손상의 발생부위를 내포하는 Fig. 2(b)와 같은 형상의 시험편 보(진동유효길이 35mm)를 사인 스윕하여 구한 1차 모드 FRF곡선의 예이다. 저온냉각으로 인한 손상발생(damaged by LN_2)으로 $[0_2/90_2]_S$ 시험편의 공진주파수는 $\triangle f_i$ ≒80Hz 만큼 확실히 저하된 것을 알 수 있다. 또한 감쇠비 ξ_i에 영향을 주는 FRF 곡선의 폭(f_b-f_a)이 넓어졌다. 층간분리의 크기가 수 mm이상을 대상으로 한 연구결과[4-10]와 달리 길이 0.5mm이하의 미세균열을 내포하고 있는 얇은 복합적층판에서, 이와 같이 주파수 응답거동이 저온냉각에 의한 손상발생정도에 따라 영향받고 있음은 비파괴평가수단으로서 주목할 가치가 있다.

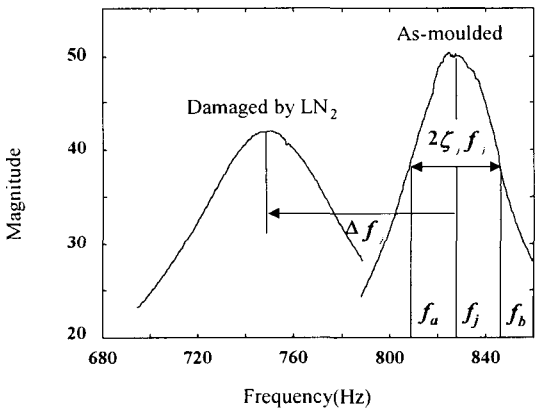

Fig. 12 Frequency response curves measured from specimens as-moulded and damaged by immersion in liquid nitrogen

Table 2는 저온냉각에 의한 손상을 가진 시험편과 저온냉각을 하지 않은 시험편(as-moulded)에 대한 1차 모드와 2차 모드의 공진주파수 값을 나타내고 있다. $[0_2/90_2]_S$ 시편의 경우, 1차 모드와 2차 모드에서 모두 공진주파수 값이 확실히 감소했으며 유효길이가 짧은 시편(35mm)에서 더 크게 감소했다. 이는 저온냉각에 의한 균열의 발생은 굽힘강성의 저하를 초래하여 공진주파수를 작게 하였기 때문이며, 또한 시편이 짧을수록 공진주파수가 높은 영역으로 이동하여 굽힘강성 저하에 따라 고주파영역의 공진주파수의 감소량이 상대

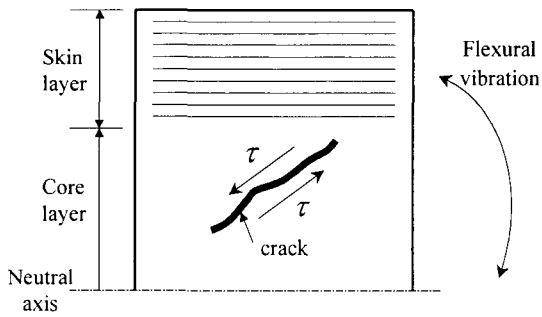

Fig. 13 Flexural vibration behavior influenced by crack occurrence

Table 2 Resonant frequency f_j of flexural specimens

Mode	Effective specimen length (mm)	$[0_2/90_2]_S$				$[45_2/-45_2]_S$				
		As-moulded (Hz)		Damaged (Hz)	$\triangle f_i$	As-moulded (Hz)		Damaged (Hz)		$\triangle f_i$
1	35	827.9	+19.9 -19.9	747.8	-80.1	348.7	+9.5 -11.6	343.7	+6.1 -11.2	-5.0
	65	215.5	+6 -6	200.3	-15.2	91.3	+0.8 -0.8	86.8	+2 -2	-4.5
2	35	5515.7	+122.5 -122.5	5112.5	-401.2	2378.7	+42.5 -32.5	2331.3	+51.2 -27.5	-47.4
	65	1374.0	+29.8 -29.8	1267.2	-106.8	568.9	+2.6 -2.6	553.1	+7.7 -7.7	-15.8

적으로 커졌기 때문이다. 한편 $[45_2/-45_2]_S$ 시편의 경우에 1차 모드의 공진주파수는 그다지 변화하지 않았지만 2차 모드에서는 분별 가능할 정도의 차이를 보여주었다. $[0_2/90_2]_S$ 시편에 비하여 $[45_2/-45_2]_S$ 시편은 강성계수가 작아 각 모드의 공진주파수가 40%정도로 낮아진데다가 Fig. 5에 보인 것처럼 손상영역이 시험편의 한쪽 구석부(길이 13mm)에만 형성되어 있기 때문에 손상이 공진주파수에 주는 영향정도가 상대적으로 작았던 것으로 사료된다.

3.5. 적층판의 손상발생과 횡진동 감쇠계수

Table 3은 식 (1)을 통해 측정한 1차 모드와 2차 모드에 대한 진동 감쇠비 ξ_i의 값이다. 시험편의 유효길이가 65mm인 시편에서는 저온냉각에 의해 그다지 영향을 받지 않았으나, 길이 35mm인 $[0_2/90_2]_S$ 시편의 1차 모드와 2차 모드, 그리고 $[45_2/-45_2]_S$ 시편의 1차 모드에서 감쇠비가 유효할 만큼 커졌다. 감쇠비가 커진 것은 Fig. 13과 같이 굽힘진동시에 일어나는 균열면간의 마찰로 인하여 진동감쇠효과가 증대된 것으로 생각되며 시편의 유효길이가 짧아질수록 고주파영역에 놓이게 되어 손상에 따른 감쇠비의 증가량이 커진 것으로 생각된다.

4. 결 론

본 연구에서는 두께 1mm의 얇은 복합적층판의 자유경계단부 열응력 손상을 진동거동과 관련된 비파괴 평가의 가능성을 연구하기 위해, 직교적층판과 90°사교적층판을 대상으로 유한적층판의 자유경계단부 및 인접한 내부영역에서의 손상영역과 손상종류를 각각 초음파 C-스캔과 광학현미경 관찰법을 통해 검사하였다. 이 손상관찰 결과를 유한요소 수치해석에 의해 규명하였으며, 미세한 내부손상의 발생이 복합재료의 횡진동 특성과 관련하여 고유주파수와 감쇠비에 미치는 영향을 검토하였다.

1) 초음파 C-스캔과 광학현미경 통해 유한적층판에서 모재 및 계면부로 진전하는 미세균열을 관찰하였으며, 이 미세균열은 내부층의 층간에 가까운 부위에서 발생하고 일정한 균열 진전각을 이루며 적층판의 중앙부쪽으로 진전하였다.
2) 유한요소 응력해석과 손상관찰 결과, 인장형 열응력이 크게 분포하는 내부층(core layer)의 층간에 가까운 영역에서 손상이 많이 발생하였다.
3) 적층보 시험편를 이용하여 1차와 2차 모드에 대한 공진주파수와 감쇠비를 구하였다. 열응력에 의한 미세균열의 발생은 공진주파수를 크게 감소시켰으며 감쇠비의 증가를 유발하였다. 길이가 짧은 적층보 시험편과 2차 모드의 공진주파수를 이용하여 얇은 적층판에서 열응력으로 유기된 미세손상을 매우 민감하게 평가할 수 있음을 알았다.

참고 문헌

[1] 임광희, 정현조, 양인영, "탄소/탄소 복합재 브레이크 디스크의 초음파 비파괴평가에 관한 연구", 한국복합재료학회지, 제 11권, 제 5호, pp. 56-64, (1998)
[2] 김정규, 강기원, "평직 Glass/Epoxy 복합재료의 충격손상거동과 잔류강도평가", 대한기계학회논문집 A권, 제 23권, 제 2호, pp. 294-303, (1999)

Table 3 Damping ratio ξ_j of flexural specimens

Mode	Effective specimen length (mm)	$[0_2/90_2]_S$				$[45_2/-45_2]_S$				
		As-moulded ($\times 10^{-3}$)		Damaged ($\times 10^{-3}$)	$\triangle\xi_j$	As-moulded ($\times 10^{-3}$)		Damaged ($\times 10^{-3}$)		$\triangle\xi_j$
1	35	15.0	+5.7 -5.7	33.2	+18.2	7.0	+2.1 -1.9	12.9	+8.6 -4.5	+5.9
	65	3.4	+0.1 -0.1	3.2	-0.2	2.5	+0.2 -0.1	2.7	+0.5 -0.3	+0.2
2	35	12.8	+3.2 -3.2	14.2	+1.4	41.0	+8.0 -8.0	32.0	+6.0 -6.0	-9.0
	65	12.7	+4.3 -4.3	12.6	-0.1	5.0	+0.9 -0.4	5.3	+1.5 -1.3	+0.3

[3] N. Sato, T. Kurauchi and O. Kamigaito, "Detection of damage in composite materials by thermo-acoustic emission measurement", Journal of Composite Materials, Vol. 22, pp. 447-458, (1989)

[4] J.J. Tracy and G. C. Pardoen, "Effect of delamination on the natural frequencies of composite laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 23, pp. 1200-1215, (1989)

[5] M. D. Shelby, H. J. Tai and B. Z. Jang, "Vibration based non-destructive evaluation of polymer composites", Polymer Engineering and Science, Vol. 31, No. 1, pp. 47-55, (1991)

[6] M.-H. H. Shen and J. E. Grady, "Free vibrations of delaminated beams", AIAA Journal, Vol. 30, No. 5, pp. 1361-1370, (1992)

[7] L. H. Tenek, E. G. Henneke Ⅱ and M. D. Gunzburger, "Vibration of delaminated composite plates and some applications to nondestructive testing", Composite Structures, Vol. 23, pp. 253-262, (1993)

[8] 한병기, 이성희 이재원, "포아송 효과를 고려한 층간분리가 있는 적층보의 진동해석", 한국복합재료학회지, 제 11권, 제 3호, pp. 74-84, (1998)

[9] X. H. Jian, C. J. Tzou, C. J. Lessenden and L. S. Penn, "Damage detection by piezoelectric patches in a free vibration method", Journal of Composite Materials, Vol. 31, No. 4, pp. 345-359, (1997)

[10] L. S. Penn, J. R. Jump, M. J. Greenfield and G. E. Blandford, "Use of the free vibration spectrum to detect delamination in thick composites", Journal of Composite Materials, Vol. 33, No. 1, pp. 54-72, (1999)

[11] R. Y. Kim, "On the off-axis and angle-ply strength of composites", ASTM STP 734, pp. 91-108, (1981)

[12] S. S. Wang and I. Choi, "Boundary-layer effects in composite laminates: part 2-free-edge stress solutions and basic characteristics", Journal of Applied Mechanics, Vol. 49, pp. 549-560, (1982)

[13] R. B. Pipes and N. J. Pagano, "Interlaminar stress in composite laminates under uniform axial extension", Journal of Composite Materials, Vol. 4, pp. 538-548, (1970)

[14] A. S. D. Wang and F. W. Crossman, "Some new results on edge effect in symmetric composite lamiantes", Journal of Composite Materials, Vol. 11, pp. 92-106, (1977)

[15] L. S. Robert, "Edge effects in symmetric composite laminates: importance of satisfying the traction-free-edge condition", Journal of Composite Materials, Vol. 14, pp. 2-20, (1980)

[16] D. H. Griffin Jr. and J. C. Robert, "Numerical/expermintal correlation of three dimensional thermal stress distribution in graphite/epoxy laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 17, pp. 539-548, (1983)

[17] 임승규, 홍창선, "열응력으로 인한 크로스 플라이 유한적층판의 파손", 대한기계학회눈문집, 제 11권, 제 4호, pp. 586-596, (1987)

[18] 이성혁, 최낙삼, "열응력에 의한 얇은 복합적층판의 자유경계단 부위 파손", 한국복합재료학회지, 제 12권, 제 1호, pp. 28-38, (1999)

[19] W. T. Thomson, "Theory of vibration with applications", Printice-Hall Inc., (1993)