

원공을 갖는 섬유강화 복합적층판의 응력에 대한 적층순서 및 적층각도의 영향.

(Effect of Stacking Sequence and Lay-Up Angle on Stresses around a hole in Fiber Reinforced Laminate.)

한국항공대학 정 재권, 최 원중, 임 경호, 임 동준.

1. 서 론

본 연구에서는 고성능 항공기 날개의 설계 기술 개발과 시험 평가 기술의 확보를 위하여 필수적인 내열/고강성/고강도 복합재료의 체결 특성에 관한 실험 및 해석을 수행하였다.

이를 위하여 기본 적층판 시편 실험을 통하여 구한 강도, 강성, 파괴 연신율, 포와송 비 등의 물성치들을 사용하여 원공을 갖는 적층판의 응력해석을 실시하였다. 또한, 실제로 원공을 갖는 시편에 대한 실험을 실시하여 응력해석 결과와 비교하였다.

2. 실험적 연구

본 실험에 사용된 복합재료 적층판은 일본 Toray사의 T400H/3631 그라파이트 평직(Plain Weave) 에폭시 프리프레그(Prepreg)를 소재로 하여 제작되었다.

프리프레그를 원하는 크기로 절단하여 평면 tool 위에 적층하여 진공 밀봉한 다음, 성형 싸이클에 따라 오토클레이브에서 경화시켰다. 완성된 적층판을 다이아몬드 절단기를 이용하여 시편 크기로 자른 다음, 양끝에 글래스에폭시나 알루미늄으로 제작된 탭을 접합시켰다. 원공을 갖는 시편의 경우, 시편에 무리한 힘이 가해지지 않도록 고정 시킨 후 냉각수를 공급하면서 엔드밀을 사용하여 가공하였다. 시편 형상에 따라 여러 규격의 Foil Type 스트레인 게이지를 정해진 위치에 접합하였다. 본 연구에 사용된 실험 장치는 Shimadzu사의 15톤급 만능재료시험기를 사용하였으며, 스트레인 게이지를 통하여 나오는 변형을 값은 Strain Indicator와 A/D Converter를 거쳐 IBM/PC에 저장된 후 처리되었다.

2.1 복합적층판 실험결과 및 고찰

복합적층판의 물성치를 알아보기 위하여, [0]_s와 [45]_s 두 종류의 적층판 시편에 대한 단순 인장 시험을 실시하였다. 두 종류의 시편들에 대하여 각각 3개의 시편은 스트레인 게이지를 부착하여 실험하고, 2개의 시편은 스트레인 게이지를 부착하지 않고 강도 실험을 수행하였다. 하중과 스트레인 측정치들로부터 구해진 값들을 평균하여 물성치를 구하였다. 시편 수가 적었음에도 불구하고, 실험치들의 편차는 작았다.

[0]_s 시편의 경우, 하중 - 변형 곡선이 파단에 이를 때까지 거의 선형적 모드를 보였으며, 인장 방향에 수직한 파단면을 갖고 취성 파괴되었다. 반면, [45]_s 시편의 경우에는 초기 선형 단계를 지나면서 완만한 곡선 형태를 이루고 5% 이상의 높은 파단 변형율을 보였으며, 인장 방향에 대하여 약 45°의 파단면을 나타내었다. 상기 기본 적층판 실험을 통하여 구한 물성치들은 표. 1과 같다. Unidirectional Tape로 제작된 적층판의 포와송 비가 0.2와 0.4 사이의 값을 갖는 것에 비해 작은 값을 나타내는데, 이는 Fabric의 경우 횡방향으로 강화섬유가 있기 때문이다.

[0/45/0/45]_s와 [45/0/45/0]_s의 적층 순서를 갖는 두 종류의 준등방성 적층판(Quasi-Isotropic Laminate)들에 대한 단순인장 실험을 실시하였다. 고전적층판이론에 따르면 두 종류의 적층판의 응력 - 변형을 거동이 같아야 하나, 실제로는 [45/0/45/0]_s 적층판이 [0/45/0/45]_s 적층판 보다 더 많이 변형되는 것으로 나타

났다.^(1,2) 그림. 1에 두 적층판들의 응력 - 변형을 곡선을 비교하였다. 이러한 적층순서에 따른 차이는 자유단 부근의 층간 응력(Interlaminar Stress)에 기인하는 것으로 여겨진다. 층간 응력 가운데 특히 수직 성분의 영향이 크다. 적층판에 일축응력이 걸렸을 때, 각 층간의 포와송의 비 차이에 의해 횡방향 응력이 발생한다. 적층판 표면의 층에 횡방향 인장이 걸리면, 자유단 부근의 층간수직응력은 인장 상태가 되어 적층판의 층간분리를 일으키게 되며 결과적으로 강도 저하를 일으킨다. 가장 바깥 부위에 0° ply가 있는 경우, 포와송의 비가 적층판의 값보다 작으므로 횡방향 압축이 일어나 적층판 강도를 증가시키는 효과를 나타내고, 45° ply가 첫번째 층인 경우는 반대로 횡방향 인장이 발생하여 강도 저하가 일어나는 것으로 추정된다.

2.2 원공 결함을 갖는 적층판 실험결과 및 고찰

원공에 의한 응력집중 형태를 알아보기 위해, [0/45/0/45]_s과 [45/0/45/0]_s 두 종류의 준등방성 적층판에 1/4 inch의 구멍이 뚫린 시편들을 제작하였다. 원공으로 부터의 거리에 따른 응력 변화를 측정하기 위하여 폭 1mm의 소형스트레인 게이지들을 원공으로 부터 바깥 쪽으로 나란히 5개를 부착하였으며, 적층판의 평균 응력을 측정하기 위해 원공 직경의 두 배되는 거리에 1개의 스트레인 게이지를 부착한 후 인장하였다.

두 종류의 시편들에 대한 실험 측정 결과를 그림. 3에 나타내었다. 원공에 가까워 질수록 변형을 즉 응력이 증가하는 현상이 나타남을 알 수 있다. 원공이 없는 시편에서 관찰되었던 바와 마찬가지로, [45/0/45/0]_s 적층판이 [0/45/0/45]_s의 경우보다 쉽게 변형됨을 알 수 있다. 원공을 갖는 시편의 경우 두 개의 자유단이 존재하므로, 앞서의 2.1절에서 고찰되었던 적층 순서의 영향이 더욱 두드러짐을 알 수 있다. [45/0/45/0]_s의 경우, 자유단 부근에서 강도 저하 효과가 존재하므로 원공에 가까워 질수록 더 큰 변형을 나타내는 반면, [0/45/0/45]_s의 경우는 이와 반대로 강도 증가 효과가 나타나서 원공에 아주 가까운 위치에서 비정상적으로 작은 변형을 나타낸다. 이러한 현상은 정성적으로 관찰할 수 있으나, 정량적인 예측은 원공 가공시 발생하는 Delamination, 잔류응력, 자유단의 형상등과 같은 다른 인자들의 영향이 혼존하여 어려운 것으로 알려져 있다.⁽³⁾

3. 응력 해석

3.1 해석 방법

실험시편의 거동을 이론적으로 살펴보고 다른 종류의 적층각을 갖는 복합재료의 강도를 해석하기 위하여 범용 유한요소법 package인 ANSYS 4.4A를 사용하여 응력해석을 수행하였다.⁽⁴⁾

적층판의 대칭성과 인장하중만 작용하고 굽힘 및 비틀림과의 연성(coupling)이 없으므로, 해석시 ANSYS에서 사용한 유한요소는 4각형 요소인 STIFF 99 - 8 NODE LAYERED SHELL ELEMENT로서 적층판 100장 까지 해석 가능하다. 구성된 모델에서의 전체 요소수는 254개, 질점수는 853개, 총 자유도는 4990이다.

해석시 사용한 재료의 물성치는 실험을 통하여 얻은 값들로 다음 표. 1에 정리되어 있다.

Material Properties	Value
E_L : Elastic Modulus, Longitudinal	68.25 GPa
E_T : Elastic Modulus, Transverse	68.25 GPa
G_{LT} : Shear Modulus	2.493 GPa
ν_{LT} : Poisson's Ratio	0.035

표 1. T400H/3631 시편의 물성치

3.2 응력 해석 결과 및 고찰

해석결과는 ANSYS내에서 응력 또는 변형율로 필요에 따라 선택하여 출력할 수 있고, 본 연구에서는 실험치와 직접 비교하기 위하여 그림. 4와 같이 변형율로 출력하였다. 시편 폭이 2.54 cm의 경우, 응력집중이 일어나는 부분인 구멍 주위에서 응력 집중 현상 또는 변형율의 분포 해석결과를 그림. 2에서 보여주고 있다. [0/45/0/45]_s와 [45/0/45/0]_s는 같은 수의 적층각에 적층순서만 다르므로 해석결과는 동일하다. 이는 적층면 사이가 견고하게 접착되어 있다는 가정에서 출발하였으므로 당연한 결과이다. 적층각의 변화에 따른

변형을 또는 응력의 변화는 $[0]_8$ 의 경우가 가장 작은 응력집중 현상을 보이며 이는 하중축과 섬유축이 일치하므로 예상되는 결과이고 $[0]_8$ 의 경우와 $[45]_8$ 의 경우의 최대 변형율이 각각 0.015318, 0.003785로 $[0]_8$ 의 경우가 4배 정도 강한 강도를 가지고 있음을 알 수 있다. 그림. 3에 ANSYS해석결과와 실험결과의 변형율을 비교하였다. 그림에서 가로축은 시편의 구멍 중앙으로 부터 거리이고 세로축은 해석 및 실험으로 부터 얻은 변형율로 단위는 μ strain 이다. 실험치와 해석결과는 비교적 잘 일치하나, 자유단 부근에서 실험치가 해석치보다 약간 큰 값을 갖는다.

4. 결 론

고성능 날개용 재료로 채택한 350°F 오토클레이브 경화형 Graphite/Epoxy 복합 재료의 기본 물성치를 구하기 위해 $[0]_8$ 와 $[45]_8$ 적층판에 대한 실험을 수행하였다.

복합재료 구조물의 체결 부위 설계시 필수적으로 알아야 하는 원공 형태의 결합 주위의 변형을 분포를 조사하기 위해, $[0/45/0/45]_8$ 와 $[45/0/45/0]_8$ 두 종류의 준등방성적층판에 원공을 만들어 실험하였다. 또한, 범용 유한요소법 package인 ANSYS 4.4A를 사용하여 원공을 갖는 적층판에 대한 응력해석을 수행하여 실험치와 비교하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1) 준등방성 적층판의 변형 거동은 고전적층판이론에 의해 예측된 결과와 거의 일치하나, 적층순서의 영향을 받는 것으로 밝혀졌다. 즉, 가장 바깥쪽 층의 프와송의 비가 전체 적층판의 프와송의 비보다 클 때는 강도 저하 현상이 발생하여 같은 응력 수준에서 고전적층판이론에 따른 예측치보다 더 많은 변형이 발생한다. 상기 효과는 적층판의 자유단에서 두드러져 나타난다.

2) 원공이 있는 준등방성 적층판에 대한 실험 결과, 원공 최근접 부위에 1)항에서 언급된 자유단 효과가 크게 나타남을 알 수 있다. 45° ply가 맨 위에 있는 경우, 강도저하로 원공 부근에 많은 변형이 발생하는 반면, 0° ply가 맨 위에 있는 적층판의 경우에는 반대현상이 일어나서, 원공 가까이에서 변형율이 오히려 감소함을 알 수 있다.

3) ANSYS를 사용하여 원공을 갖는 적층판에 대한 응력해석을 수행한 결과, 자유단 부근을 제외한 대부분의 위치에서 실험치와 근접한 결과를 얻었다.

본 연구에서 얻어진 결과들을 이용하여 앞으로 Element 수준의 구조물 해석시 반드시 요구되는 Pin Joint 와 Bolted Joint에 대한 해석과 실험을 추가로 수행하여 Joint해석 코드를 완성할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Pagano, N.J. and Pipes, R.B., "The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength", J. of Composite Materials, Vol. 5, p 50-57, 1971.
2. Rybicki, E.F. and Hopper, A.T., "Analytical Investigation of Stress Concentration due to Holes in Fiber Reinforced Laminate Plates, Three Dimensional Models", Air Force Materials Lab. Report, AFML-TR-100, 1973.
3. Whitney, J.M., Daniel, I.M. and Pipes, in Experimental Mechanics of Reinforced Composite Materials, Prentice-Hall Inc., p 113-118, 1984.
4. Kohnke, P.C., "ANSYS Engineering Analysis System Theoretical Manual", Swanson Analysis Systems Inc., Houston, 1989.

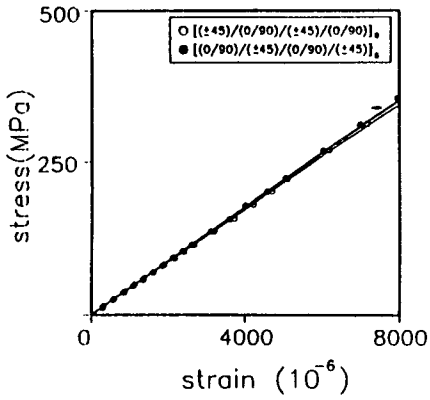


그림 1. [0/45/0/45]_s 와 [(±45)/(0/90)/(±45)/(0/90)]_s 적층판의 응력 - 변형을 비교선도.

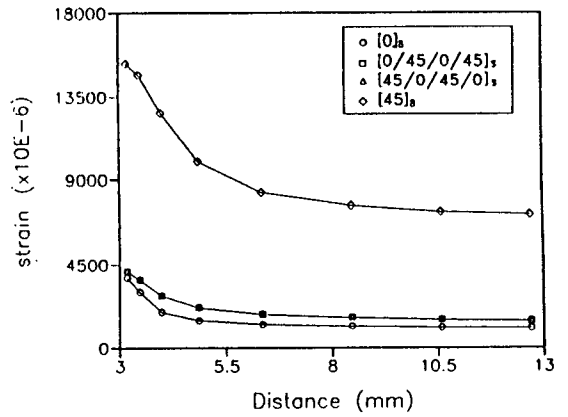


그림 2. 폭이 25.4 mm 시편의 ANSYS 해석결과.

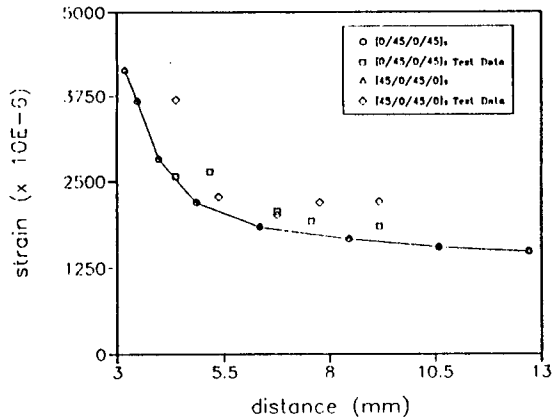


그림 3. 폭이 25.4 mm 시편의 해석결과와 실험결과와의 비교.

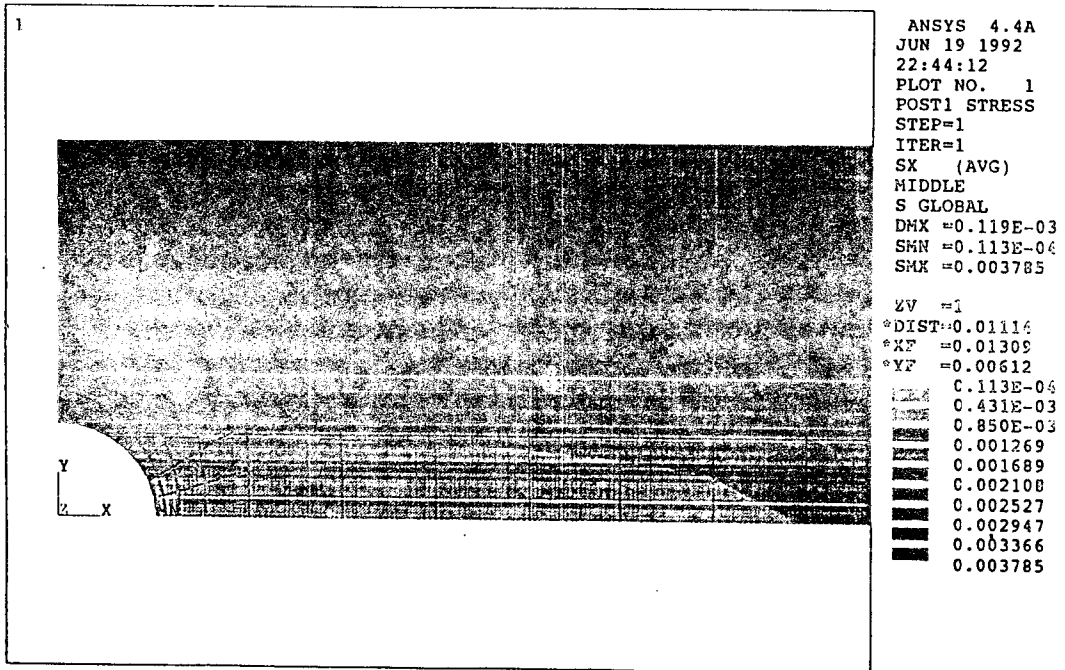


그림 4. $[0]_s$ 의 경우 폭 25.4 mm 시편의 수직변형을 분포.