

보강된 복합적층 판넬의 충격후 압축거동 및 광섬유 센서의 좌굴 탐지 연구

공철원* • 강현규 • 노희석 • 홍창선 • 김천곤 (한국과학기술원) • 전승문(국방과학연구소)

1. 서 론

충격손상은 복합재 구조물의 압축강도를 저하시키는 주요한 요인이다. 복합재 평판의 충격후 강도에 관한 연구는 많이 수행되었으나 좌굴후 하중지지능력을 고려하거나 보강재가 부착된 구조물의 연구는 아직 미흡하다. 보강재의 부착은 복합적층판넬의 좌굴후 하중지지능력을 수배 더 높일 수 있다. 따라서 충격손상에 대한 보강재의 영향에 대한 연구가 필요하다. 그리고 좌굴후 하중지지능력을 고려한 설계를 할 때 구조물 내부의 건전성을 실시간으로 모니터링할 수 있는 기술이 적용되면 구조물의 성능향상을 최대화할 수 있다.

본 연구에서는 저속충격을 받은 복합재 구조물에 대하여 C-SCAN의 게이트조절 기법을 적용하여 층별층간분리를 탐지하고, 이를 유한요소 강성저하 모델에 적용하여 잔류 압축강도를 예측하였다. 그리고 보강된 판넬 실험시 EFPI 센서의 적용을 통한 좌굴탐지 성능을 평가하였다.

2. 층별층간분리를 고려한 유한요소 강성저하 모델

C-SCAN을 이용하여 충격손상을 받은 복합재 평판과 보강된 복합재 판넬의 층간분리 손상을 두께방향으로 검사하였다. 이때 검사는 원하는 두께 방향 위치에 게이트를 설정하여

탐지하였다[1]. 압축하중을 받는 복합 적층판 내부에 층간분리가 있을 때 파손모드는 층간분리의 진전이 전체적인 파손으로 이어지는 경우와 층간분리층의 강성저하로 구조물의 강도가 저하되는 경우로 나눌 수 있다. 전자의 경우에 대해 지금까지 층간분리의 모델링을 통한 에너지 방출률등의 계산으로 층간분리 진전을 예측하였다. 그러나 실제 충격손상이 있는 복합재의 압축실험 결과를 보면, 많은 경우 층간분리층 이외의 영역에서 섬유파단 등으로 최종파손이 되거나 최종파손과 동시에 층간분리의 진전이 발생하였다. 따라서 본 연구에서는 실험결과 들을 바탕으로 잔류압축강도 예측을 위한 유한요소 강성저하 모델을 제시 하였다. 지금까지 강성저하율의 설정에 대한 다양한 방법이 시도되었으나 압축강도 예측과 함께 일반적인 방법이 되지 못하였다[2]. 본 연구에서는 초음파 탐상법으로 얻은 두께 방향의 층간분리 모양과 면적의 정보를 이용하여 유한요소 강성저하 모델을 그림 1과 같이 설정하였다. 강성저하 영역은 투영된 층간

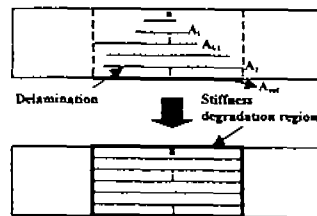


Fig. 1. Modeling of Damaged Region.

분리영역을 A_{mf} 로하고 각 층간분리층의 강성저하율은 식 (1)과 같이 가정하였다.

$$\begin{aligned} factor_i &= 1 - (A_i + A_{i-1}) / (2A_{mf}) \\ A_i &= A_1, A_n = A_{n-1}, i = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)을 사용한 강성저하 모델의 잔류압축 강도를 예측하기 위한 비선형 유한요소 해석은 updated Lagrangian 수식화와 8 절점 응축 셀 요소를 사용하였다. 점진적 파손해석을 위해 최대응력 판정법을 각 요소의 각 층에 적용하였고 파손이 발생한 층에서 파손 발생 방향의 강성과 응력을 동시에 모두 제거하였다[3].

3. 복합재 평판의 충격후 압축실험

본 실험에서 사용한 시편은 (주)한국 카본에서 생산한 graphite/epoxy 프리프레그(pre-preg) 모델 CU-125NS 를 사용하여 제작하였다. 재료 상수는 $E_1=130.0$ GPa, $E_2=10.0$ GPa, $G_{12}=4.85$ GPa, $\nu_{12}=0.31$ 이다. 적층각은 $[0_4/45_4/90_4/45_4/0_4]_T$ 이며 한 ply 의 두께는 $0.125mm$ 이다. 중량낙하식 충격시험기를 사용하였으며 충격체의 질량은 $1kg$ 이다. 충격시편은 네변이 $10cm \times 10cm$ 인 고정 지지 경계조건을 갖는 정사각형 평판이 되게 하였으며 충격을 가한후 탐촉자의 주파수가 $10MHz$ 인 C-SCAN 을 사용하여 두께방향의 손상분포를 탐지하였다. 그리고 압축실험을 위해 시편을 폭 $102mm$, 길이 $152mm$ 로 절단하였다. 이때 하중을 가하는 길이 방향의 양끝단 $7.5mm$ 는 고정지지조건이며 양변은 단순지지조건이다.

그림 2 에서 유한요소해석과 실험과의 잔류 압축강도를 비교하였다. 가로축은 층별층간분리의 합을 나타내고 세로축은 손상이 없는 시편의 강도에 대한 충격손상이 있는 시편의

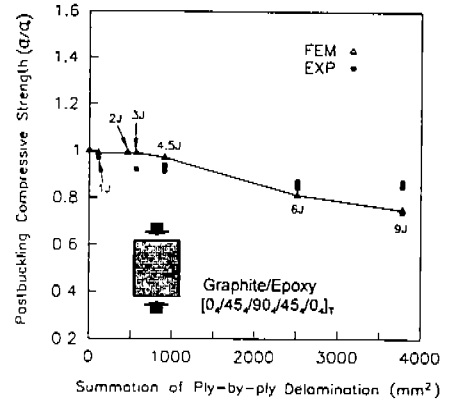


Fig. 2. Postbuckling Compressive Strength of Composite Plate with Impact Damage.

잔류강도에 대한 비를 나타낸다. 실험에서 $\sigma_0 = 39.4$ kN 이며 해석에서 $\sigma_0 = 49.2$ kN 이다. 에너지변화에 대한 강도 저하율이 실험과 해석에서 비교적 잘 일치하고 있다. 본 해석은 층간분리의 진전으로 최종파손이 되지 않는다는 가정으로 수행되었다. 따라서 실제 층간분리의 진전이 발생하는지의 여부를 관찰하기 위하여 6J 의 충격을 가한 시편의 초기 층간분리와 최종파손하중의 90%지점에서 하중을 제거한 후의 층간분리 형태를 그림 3 에 비교하였다.

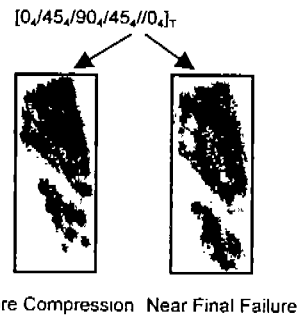


Fig. 3. Comparison of Delamination Shape.

그림 3 은 바닥층의 층간분리 형태이며 그림의 아랫부분에 초기에 없었던 층간분리가 생

졌지만 층간분리의 큰 진전은 없었다. 따라서 층간분리층은 복합재 시편의 강성저하의 역할을 했음을 알 수 있다.

4. 보강된 복합재 판넬의 충격손상 및 압축거동

보강된 복합재 평판의 충격시험과 압축시험을 위한 시편의 형상과 센서의 위치는 그림 4와 같다. 보강된 판넬의 보강재 형태는 블레이드 형이며 보강재와 스킨은 각각 오토클레이브에서 성형한 후 접착필름 FM73을 사용하여 2차 접합하였다. 구조물의 건전성에 영향을 주지 않는 위치인 보강재의 필러에는 감지구간의 광매질이 공기인 EFPI (Extrinsic Fabry-Perot interferometer) 센서를 삽입하였다[4]. 그리고 충격을 가한 위치에 EFPI 센서를 접착필름을 사용하여 부착하고 좌굴하중을 찾기 위해 스킨의 중앙에 변형률게이지를 앞뒤로 붙였다.

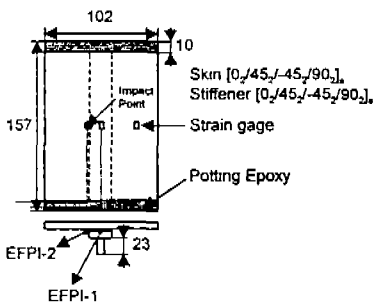


Fig. 4. Configuration of Specimen .

본 실험에서는 보강재의 효과를 관찰하기 위하여 보강된 스킨에 사용된 적층각과 형상이 같은 평판을 제작하여 보강된 평판 충격시험의 경계조건과 같게 양끝단만 고정지지로 하였다. 그림 5에서 충격하중-시간 선도와 손

상의 형태를 비교하였다. 평판의 경우 2.7msec에서 충격하중의 급격한 저하가 발생하는데 이는 시편 뒷부분의 섬유파단 때문이다. 따라서 손상흡수의 형태가 섬유파단과 층간분리 형태로 나타나 층간분리의 면적은 보강된 판넬보다 약 60% 작았다. 보강판넬의 경우 대부분의 에너지를 층간분리 형태로 흡수하였으며 보강재의 플랜지 부분에도 층간분리 손상이 관찰되었다. 접촉시간은 보강재의 강성부가로 인하여 보강된 판넬이 3.5msec로 짧았다.

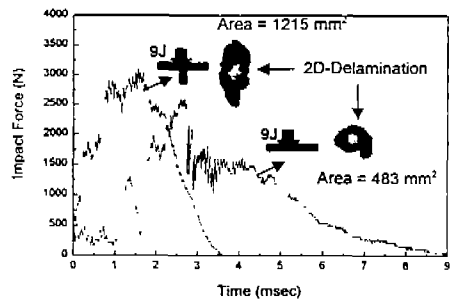


Fig. 5. Comparison of Impact Characteristics between Plain Plate and Stiffened Plate.

0J, 5J 그리고 9J의 충격에너지에 대하여 충격실험을 각각 2개의 시편에 대해서 수행한 후 좌굴시험을 하였다. 그리고 강성저하 유한 요소 모델을 사용하여 좌굴하중과 좌굴후 압축강도를 비교하였다. 그림 6은 손상이 없는 경우의 좌굴하중으로 잔류좌굴하중을 무차원화한 것이다. 9J 해석의 경우 약 20%의 좌굴하중 감소가 있었다. 그리고 실험과 해석이 비교적 잘 일치하는데 이는 좌굴하중이 주로 구조물의 굽힘강성과 관계됨을 감안하면 강성저하 모델이 타당함을 알 수 있다.

그림 7은 충격에너지에 대한 좌굴후 압축강도를 나타내며 실험에서 $\sigma_c = 48.5$ kN 이며 해

석에서 $\sigma_c = 60.6$ kN이다. 5J에서 강도의 저하는 평판의 경우 65%의 저하율에 비해 매우 적었다[5]. 9J의 경우 실험과 해석의 차이는 9J의 경우 현저한 국부좌굴과 비대칭 모드로 인한 하중축의 불일치등이 원인으로 판단된다.

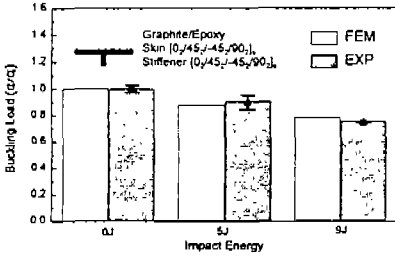


Fig. 6. Buckling Load of Stiffened Composite Plate with Various Impact Damage.

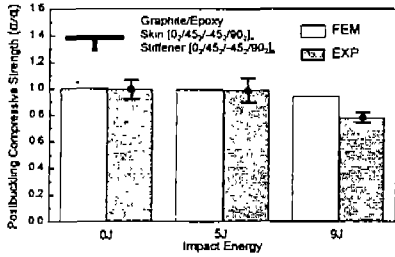


Fig. 7. Postbuckling Compressive Strength of Stiffened Composite Plate with Impact Damage.

5. 광섬유 센서를 이용한 보강된 복합재 판넬의 좌굴탐지

사용된 광섬유 센서는 EFPI 센서로 그림 8과 같이 센서의 탐촉자 부분에 2개의 반사면을 만들고 두개의 반사면에서 반사된 빛의 간섭을 이용하여 변형률을 측정한다. 두 반사면 사이의 간극 S의 매질은 공기로 되어 있다.

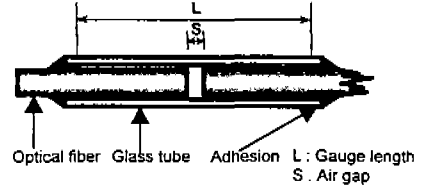


Fig. 8. Schematic Diagram of EFPI.

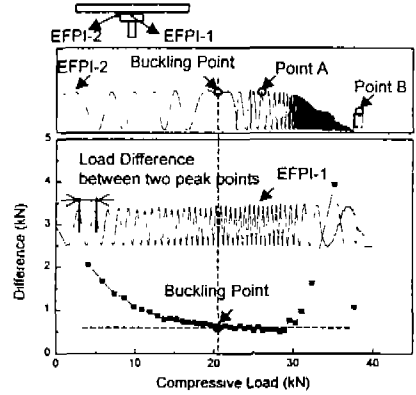


Fig. 9. Buckling Detection using EFPI.

실험에 사용된 레이저다이오드의 중심파장은 1305nm이며 게이지 길이 L과 실험에서 얻는 정현파의 반파장 개수 N에 대한 변형률은 식 (2)와 같다.

$$\epsilon = 3.263 \times 10^{-7} N/L \quad (2)$$

그림 9는 보강된 판넬이 압축하중을 받을 때 보강재의 필러에 삽입한 EFPI-1과 스킨에 부착한 EFPI-2에 대한 신호이다. 보강재의 필러에 삽입한 EFPI-1의 경우 하중 방향의 변화 없이 압축하중을 계속 받았다. 좌굴하중의 결정을 위해 반파장의 개수의 밀도를 의미하는 두 정점(two peak points)의 X축 값의 차이(Difference)를 Y축으로 도시하면 좌굴시점에서 밀도가 일정간격으로 조밀해지며 수렴함을

알 수 있다. EFPI-2의 경우 약 21kN에서 압축 하중을 받다가 시편 전체의 좌굴 발생으로 하중의 방향이 바뀌었다. 그리고 30kN을 지나면서 센서의 반파장 개수가 급격히 증가하였는데 이는 그림 10의 9J의 무아래 무늬에서 볼 수 있듯이 국부좌굴 변형이 크게 증가하였기 때문이다.

그림 10을 보면 5J에서는 나타나지 않는 국부좌굴모드가 9J에서 나타나며 최종파손지점인 지점인 B에서도 층간분리의 큰 진전 없이 국부좌굴모드를 유지하고 있음을 알 수 있다.

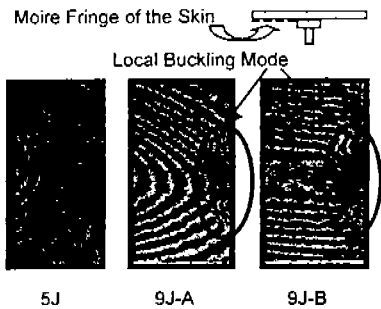


Fig. 10. Buckling Mode by Moire Fringe.

결론

- 층별층간분리를 고려한 유한요소 강성저하 모델을 제시하고 복합재 평판과 보강된 평판의 충격후 좌굴하중과 압축강도를 예측하고 실험과 비교하였다.
- 충격에너지가 클 때 평판은 섬유파단과 층간분리등의 파손모드로 에너지를 흡수하지만 보강된 평판은 섬유파단 없이 더 큰 층간분리 형태로 충격에너지를 흡수하였다.
- 보강된 판넬은 평판에 비하여 충격후 압축 강도 저하율이 매우 낮았으며 충격 에너지 수준이 클 때 국부좌굴모드가 관찰되었다.

- 보강재에 삽입 성형한 광섬유 센서와 스킨 표면에 부착한 광섬유 센서를 통하여 좌굴 하중과 국부좌굴 거동을 탐지하였다.

후기

본 연구는 국방과학연구소 장기기초과제(과제번호:ADD-98-5-002)의 일환으로 수행되었으며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

1. 권태훈, 공철원, 홍창선, 김천근, "C-Scan을 이용한 복합 적층판의 층별 층간분리 손상 탐지 연구", 한국복합재료학회 춘계학술발표회 논문집, pp.73-76, 1998.
2. Y. Xiong, C. Poon, P. V. Straznicky, and H. Vietinghoff, "A Prediction Method for the Compressive Strength of Impact Damaged Composite Laminates", *Composite Structures*, Vol 30, 1995, pp. 357-367.
3. Kweon, J. H., Hong, C. S., and Lee, I. C. "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Plates Loaded in Compression," *AIAA*, Vol. 33, No 2, 1995, pp. 217-222.
4. 박중완, 경우민, 류치영, 강현규, 홍창선, 김천근, 전승문 "복합재 보의 층간분리좌굴과 진전시 광섬유 센서의 신호특성에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 26 권, 제 1 호, 1998, pp. 70-78.
5. 최익현, 최윤록, 홍창선, "Graphite/Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 저속충격후 잔류 압축강도에 대한 실험적 해석", 한국복합재료학회지, 제 6 권, 제 2 호, 1993, pp.69-79.