

항공기용 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도 예측에 관한 연구

A study on the Prediction of Residual Strength after Impact in Aircraft Composite Structure

*최정훈¹, #석창성², 금진화¹, 강민성¹, 박홍선¹, 구재민²

*J. H. Choi¹, #C. S. Seok(seok@skku.edu)², M.S. Kang¹, H. S. Park¹, J. H. Geum¹, J. M. Koo²

¹성균관대학교 기계공학부 일반대학원, ²성균관 대학교 기계공학부

Key words : Characteristic length, Residual strength, FEA

1. 서론

복합재료 구조물이 외부 물체로부터 충격을 받으면 그 내부에는 기지균열, 섬유절단, 압입, 층간분리와 같은 손상이 발생한다. 이러한 다양한 손상들로 인해 복합재료 구조물의 강성과 강도가 약화되어 재료의 정적 및 피로강도가 변화되는 등 복합재료 구조물의 하중지지 능력이 크게 감소하게 된다. 저속충격을 받은 복합재료 구조물의 충격거동과 강도/강성 저하에 대한 연구는 이미 많은 연구자들에 의해 진행되어 왔다. 그러나 충격에 의한 손상을 임의의 균열이나 홀 노치에 대응한다는 가정하에서 특성길이의 개념을 적용한 연구는 그리 많지 않으며, 충격손상의 복잡한 파손 메커니즘으로 인하여 여전히 충격후 잔류강도 평가에 어려움을 겪고 있다. 특성길이 개념은 Whitney와 Nuismer에 의해 제안되었다.[1] 이들은 홀 노치 손상을 갖는 복합재료를 대상으로 원공 주위에서의 파손을 예측할 때 원공으로부터 일정거리 만큼 떨어진 지점에서의 응력이나, 일정영역에서의 응력의 평균값을 사용하는 방법이다. 국내에서 특성길이 개념이 제시된 이후 많은 연구가 진행되었다. 조창민 등[2]은 Carbon/Epoxy 적층판의 체결부의 파손강도를 특성길이 개념을 적용하여 해석을 수행하였다. 이상의 연구들 이외에도 특성길이 개념을 사용한 연구가 많이 이루어져 왔지만, 특성길이가 기하학적 형상 등의 여러 설계변수에 따라 달라지며, 특히 시험편에 국한되어 연구가 진행되었다. 이에 본 연구에서는 충격손상을 받은 복합재료 구조물을 대상으로 특성길이 개념을 적용하여 충격후 잔류강도를 예측하였다.

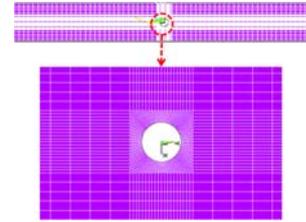


Fig. 1 Finite element modeling in specimen

도달할 때 시험편에 가해진 작용 하중을 도출하였으며, 이를 응력으로 환산하면 약 358 MPa 로 나타났다. 석창성 등[3]은 충격손상을 받은 복합재료의 충격후 잔류강도 예측모델을 식 (1)과 같이 제안하였다.

$$\frac{\sigma_R - \sigma_{HR}}{\sigma_0} = \alpha \beta E_i \tag{1}$$

여기서 σ_{HR}/σ_0 은 충격손상을 받은 복합재료의 표면에 생기는 영구압흔의 직경과 동일한 홀 노치 강도비와 일치한다. 이에 본 해석을 통해 예측된 홀 노치 강도(358 MPa)를 식 (1)에 대입하여 충격후 잔류강도비(σ_R/σ_0)를 예측한 결과, 충격후 잔류강도는 약 362 MPa로 나타났다. 동일한 시험편 형상과 충격손상 조건하에서 수행된 잔류강도 시험결과[3]에서 평균 잔류강도가 약 360 MPa로 나타났다. 시험결과와 해석결과와 비교했을 때 해석을 통해 예측된 잔류강도가 시험결과에 비해 약 2 MPa 높은 값을 나타내고 있지만, 잔류강도 시험결과와 산포가 350 MPa~372 MPa 임을 고려한다면 특성길이 개념을 이용한 충격후 잔류강도 예측 방법이 타당하다고 판단된다.

2. 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 잔류강도 예측

2.1 시험편을 통한 특성길이 개념의 적용성 검토

특성길이 개념을 이용한 잔류강도 예측 방법이 충격손상을 받은 복합재료에 적용가능한지 여부를 검토하기 위해 표준시험편을 대상으로 특성길이를 도출하고 유한요소 해석을 수행하여 해석의 타당성을 검증하였다.

2.2 유한요소 모델 및 해석방법

본 연구에서는 범용 유한요소 해석 프로그램인 ANSYS를 사용하여 폭 W=25 mm, 2R=6.4 mm의 시험편을 모델링하고, 도출된 특성길이 d_0 지점에서의 수직응력이 인장강도에 도달할 때의 작용하중을 도출하였다. 본 해석에서는 16ply를 적층하여 모델링한 후, x와 y방향 탄성계수 E_1, E_2 와 포아송의 비 ν_1 , 전단탄성계수 G_{12} 의 4가지의 물성을 부여하였다. Fig. 1과 같이 약 2,800개의 요소(element)와 약 8,700개의 절점(node)으로 구성된 Shell 요소를 사용하였다. 홀 주변은 Quad Mapped Mesh를 사용하였다. 해석시 Mesh size 크기에 따른 응력의 변화를 검토하기 위해 Mesh size가 $1.2d_0 \sim 0.2d_0$ 로 변화할 때 최대 주응력의 변화를 검토하여 Mesh size가 감소할수록 점차 최대 주응력이 일정한 값에 수렴하는 양상을 나타내었다. 따라서 본 해석에서는 Mesh size를 $0.19d_0$ 로 적용하였다.

2.3 유한요소 모델 및 해석방법

해석결과, 본 해석에 사용된 재료의 인장강도가 780 MPa 임을 고려할 때 특성길이 d_0 지점에서의 최대 주응력이 780 MPa에

2.4 복합재료 구조물의 유한요소 해석

2.3절에 기술된 바와 같이 본 연구를 통해 특성길이 개념을 이용한 충격후 잔류강도 예측방법의 유용성을 확인하였다. 이에 본 연구에서는 복합재료 구조물로 확대 적용하여 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도를 예측하였다.

본 해석에 사용된 복합재료 구조물의 형상을 Fig. 2(a)에 나타내었다. “C”자 단면을 갖는 복합재료 구조물로서 폭(W)=40 mm, 높이(H)=25 mm, 두께(t)=3.5 mm이며 평행부 높이(H_g)가=20 mm이다. 또한 전체 길이(L)는 200 mm이고, 폭 중앙에 2R=6.4 mm 홀 노치를 갖는다. 본 해석에서는 상용 유한요소 해석 프로그램인 ANSYS를 사용하여 구조물을 모델링하고, 복합재료 구조물의 길이 방향으로 인장하중을 가하여 홀 노치 경계로부터 특성길이 d_0 지점에서의 최대 주응력이 인장강도에 도달할 때의 작용하중을 도출하였다. 특성길이는 재료뿐만 아니라 기하학적 형상, 적층순서 등에 따라서 달라진다.[1] 하지만 복합재료 구조물의 다양한 기하학적 형상변화에 따라 각각의 특성길이를 도출하기가 어려울 뿐만 아니라 반경(2R)과 폭(W)의 변수로만 구성된 식 (7)을 이용하여 “C”자 또는 I 빔, H 빔 단면을 갖는 복합재료 구조물의 특성길이를 도출하기에는 폭(W)의 정의가 불분명하다. 그러므로 복합재료 구조물에 특성길이를 적용하기 위해서는 기하학적 형상변화에 대하여 기준이 되는 특성길이의 정의가 필요하다. 이에 본 연구에서는 표준시험편 형상(폭×길이, 25 mm×200 mm)에 대한 특성길이를 Ref. 특성길이($d_0=0.703$ mm)로 정의하였다.

2.7 충격후 잔류강도 예측결과

복합재료 구조물에 가해진 작용하중의 변화에 따라 홀 노치

경계로부터 특성길이 d_0 지점에서의 최대 주응력 변화 선도를 Fig. 2(b)에 나타내었다. 이를 토대로 특성길이 d_0 지점에서의 최대 주응력이 780 MPa에 도달할 때 복합재료 구조물에 가해진 작용하중을 도출하였다. 이를 응력으로 환산하면 약 395 MPa로 나타났으며 석창성[3]등이 제안한 식 (1)에 대입하여 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도를 예측한 결과 약 398 MPa로 나타났

3. 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 잔류강도 시험

3.1 재료 및 시험편

본 연구에서는 국내 한국 카본(주)에서 시판되는 직물구조 (Plain woven) 탄소섬유 프리프레그(Carbon Prepreg)인 WSN-3K (두께 0.22mm)를 16ply(3.5mm)로 적층하여 “ㄷ”자 형상으로 성형·제작하였다. Fig. 3(a)와 같이 “ㄷ”자 형상 구조물로서 폭 (W)=40 mm, 높이(H)=25 mm, 길이(L)=200 mm, 두께(t)=3.5 mm이며 평행부 높이(H₂)가=20 mm 되도록 가공하였다.

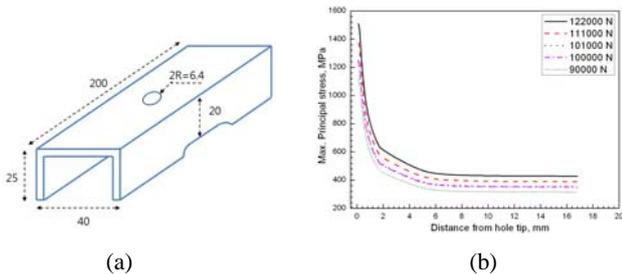


Fig. 2 Geometry of composite structure and analysis results

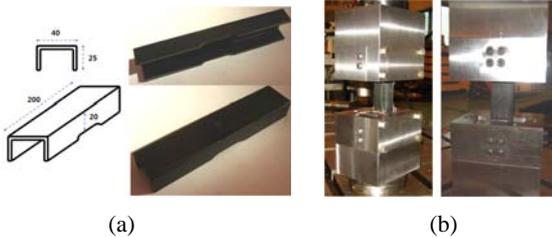


Fig. 3 Appearance of composite structure and test jig

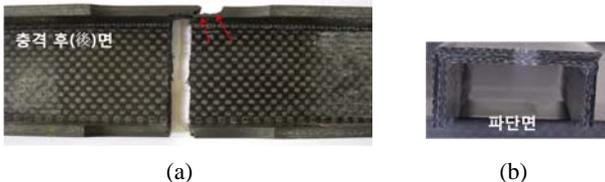


Fig. 4 Tensile fracture surface after impact

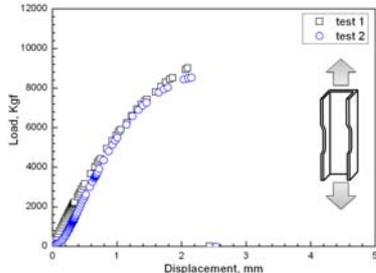


Fig. 5 Test results of “ㄷ” shape composite structure

3.2 충격 및 잔류강도 시험

복합재료 구조물의 충격후 잔류강도 예측결과를 검증하기 위하여 낙하식 충격시험기를 사용하여 복합재료 구조물의 폭 중앙에 충격손상을 가하였다. 복합재료 구조물의 해석조건과 동일한 충격손상을 가하기 위하여 충격자 직경 D=15.8 mm를 사용하여 15J의 흡수충격에너지(E_i)를 가하였다. 한편 “ㄷ”자 형상의 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도 평가를 위해 Fig. 3(b)와 같이 구조물의 길이방향으로 인장하중을 가할 수 있는 인장시험용 지그를 제작하였다. 시험결과, Fig. 4(b)와 같이 충격 손상 영역의 단면에 백화현상이 나타나는 것을 확인 할 수 있었

며 Fig. 4(a)와 같이 측면에서 층간분리 현상이 함께 나타났다. Fig. 5는 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도 시험을 통해 얻어진 하중(Load)-변위(Displacement) 선도로서, 총 2회의 시험을 수행하였으며, 파괴하중의 평균값이 약 8.5 ton에서 순간파단이 발생하였다. 이를 응력으로 환산하면 약 326 MPa 이다.

3.4 형상보정계수

특성길이 개념을 이용하여 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 잔류강도를 예측한 결과 약 398 MPa로 나타났다. 또한 구조물 시험을 통해 도출된 잔류강도는 약 326 MPa로서, 예측결과와 시험결과와의 차이는 약 72 MPa 이다. 이러한 차이가 발생하는 주요한 원인으로 구조물의 기하학적 형상변화로 인하여 충격손상영역의 응력집중효과에 의한 차이라고 판단된다. 이에 본 연구에서는 구조물의 형상변화로 인한 형상보정계수를 표준시험편과 “ㄷ”자 복합재료 구조물의 응력집중계수비($K_{t,sp}/K_{t,st}$)로 정의하여 잔류강도 예측결과와 시험결과와의 상관관계를 검토하였다. 일반적으로 응력집중계수(K_t)는 불연속부 선단에서의 최대 응력(σ_{max})과 공칭응력(σ_{nom})의 비로 정의된다. 표준시험편과 “ㄷ”자 구조물의 응력집중계수를 도출하였으며, 표준시험편의 응력집중계수와 구조물의 응력집중계수의 비(ratio)를 계산한 결과 형상보정계수가 0.811로 나타났다. 도출된 형상보정계수를 구조물의 충격후 잔류강도 예측결과(396 MPa)에 적용한 결과 약 323 MPa로 나타났다. 시험을 통해 도출된 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 잔류강도가 326 MPa임을 고려할 때 3 MPa 차이가 나는 것을 알 수 있으며, 시험결과와 상당히 일치하는 것을 알 수 있다.

4. 결론

충격손상을 받은 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도를 예측하기 위해 특성길이 개념을 적용한 방법을 사용하여 해석적으로 예측하고, 이를 실험을 통해 검증하였다. 또한 이를 보정해 줄 수 있는 형상보정계수를 도출하였다. 본 연구로부터 얻은 결과는 다음과 같다.

(1) 충격손상을 받은 복합재료 시험편을 대상으로 특성길이 개념을 적용하여 충격후 잔류강도를 예측하고 시험결과와 비교하여 특성길이 개념을 이용한 충격후 잔류강도 예측 방법의 타당성을 확인하였다.

(2) 충격손상을 받은 복합재료 구조물의 충격후 잔류강도를 예측하고, 이를 검증할 수 있는 잔류강도시험을 수행한 결과 그 차이가 약 72 MPa로 나타났으며 이를 보정할 수 있는 형상보정계수를 적용한 결과, 시험결과와 상당히 일치하는 것을 알 수 있었다.

후기

이 논문은 2단계 두뇌한국 21 (BK21) 사업, 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2007-0055842).

참고문헌

1. J.M. Whitney and R.J. Nuismer. "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentration", Journal of Composite Materials, Vol. 10, 1974, pp. 253-265.
2. 조창민, 유정규, 한영명, 안동만, “특성길이 개념을 이용한 복합재료 적층판의 기계적 체결 특성에 관한 고찰”, 한국항공우주학회지, 제14권, 제3호, 1986, pp.63-73
3. 석창성, 최정훈, 박홍선, 강민성, 구재민 2009, “항공기용 복합재료의 충격후 잔류강도 예측 모델에 관한 연구,” 대한기계학회 춘계 학술대회 논문집, pp.229~304.