

복합재 구조물의 저속 충격 손상 및 충격 후 압축 강도 해석

서영욱*, 우경식**, 최익현***, 김근택****, 안석민*****

Analysis of Low Velocity Impact Damage and Compressive Strength After Impact for Laminated Composites

Young W. Suh*, Kyeongsik Woo**, Ik-Hyun Choi***, Keun-Taek Kim****, Seok-Min Ahn*****

Abstract

The demand for weight saving and high performance of aircraft require the more uses of composite materials. However the complicate behaviors and various failure characteristics restrict usage of composite materials. Low-velocity impact damage is a major concern in the design of structures made of composite materials, because impact damage is hidden and cannot be detected by visual inspection. Especially, the reduction on compressive strength after impact is influenced by the ply delaminations introduced as damage by impact event. In this research, the numerical analysis was performed to investigate impact damage and compressive strength after impact. It was found that impact force history and compressive strength after impact calculated by the numerical analysis were compared and shown a good agreement with experimental results.

초 록

최근 항공기의 성능향상 및 경량화 등의 필요에 의해 많은 항공기 특히 소형항공기 구조물에 있어 복합재료의 사용이 증가되고 있다. 그러나 복합재료의 복잡한 기계적 거동 특성 및 파손양상 등으로 인하여 그 사용에는 많은 제한이 따르고 있는 실정이다. 복합재에 발생하는 저속충격은 외관상 드러나지는 않기 때문에 복합재 구조물을 설계하는 데 있어 매우 중요하며, 특히 충격 후 충격손상으로 야기되는 층간 분리등은 구조물의 압축강도를 현저하게 저하시킬 수 있다. 본 연구에서는 적층복합재 구조물의 저속충격에 의한 손상거동 및 충격 후 잔류압축강도를 수치적으로 예측하였다. 예측된 충격하중 이력곡선과 충격 후의 압축 강도를 시험결과와 비교하였고 잘 일치함을 확인 할 수 있었다.

키워드 : 복합재료(composite materials), 저속충격손상(Low-velocity impact damage), 충격 후 압축 강도(compressive strength after impact)

접수일(2011년 5월 2일), 수정일(1차 : 2011년 5월 4일, 2차 : 2011년 6월 24일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 공력구조팀/young369@kari.re.kr

** 충북대학교 /kw3235@cbnu.ac.kr

*** 공력구조팀/ihchoi@kari.re.kr

**** 공력구조팀/ktkim@kari.re.kr

***** 항공기술실/smahn@kari.re.kr

1. 서 론

복합재료는 금속재료에 비하여 비강도/비강성이 우수한 기계적 성질을 가지고 있어 경량화가 요구되는 항공우주 산업에서 광범위하게 이용되고 있다. 그러나 적층 복합재 구조물은 두께 방향으로 보강재가 존재하지 않아 두께방향의 강성 및 강도가 취약하고, 섬유 사이 기지층의 낮은 취성으로 인하여 충격으로 인한 손상이 쉽게 발생하며 이는 구조물 전체의 안정성에 영향을 미칠 수 있다. 항공기 복합재료에서 저속충격하중은 항공기의 제작 및 유지보수 시 공구를 떨어뜨리거나, 운용 중 우박을 맞거나 새 또는 파편 등과의 충돌에 의하여 유발될 수 있다. 그리고 이러한 저속충격에 의한 적층 복합재 구조물의 손상은 고속충격의 경우와는 달리 외관상 드러나지는 않으나 적층 구조물 내부에는 상당한 손상이 존재할 수 있다.

충격을 받는 복합재 구조물의 거동은 매우 복잡하고 파괴의 원인이 되는 주 손상모드를 정확하게 정의한다는 것은 어려운 일이다. 일반적으로 적층 복합재 구조물에 충격이 가해졌을 때 충격이 가해진 지점에는 국소적으로 과도한 변형이 발생하고 이는 횡방향의 전단 및 수직응력을 야기해 미세균열이 발생하고 이 미세균열이 진전하여 기지균열(matrix cracking), 섬유파단(fiber breakage), 섬유/기지 분리(fiber/matrix debonding) 및 층간분리(delamination) 등의 다양한 파손을 초래하게 된다. 특히 층간분리는 구조물의 압축강도를 40-60%까지 저하시키는 것으로 알려져 있으며 이들 파손을 방지할 경우 전체 구조물의 파손을 초래하게 된다. 따라서 복합재 구조물의 저속충격 손상 및 충격 후 압축하중 상태에서의 강도평가는 항공기 개발에 있어 주요 인증항목이 되고 있다.

본 연구에서는 복합재 적층판의 저속충격해석(low velocity impact analysis)과 충격 후 압축해석(compression after impact, CAI)을 복합재 파손해석 전용 프로그램인 Genoa를 사용하여 수행하였다. 먼저 저속충격 해석을 수행한 후 시험결

과의 접촉 하중과 비교하여 재료 물성치 보정을 수행하였고 최적으로 선택된 물성치를 사용하여 충격 후 압축해석을 수행하고 계산된 압축강도하중을 시험결과와 비교하였다.

2. 본 론

2.1 복합재 파손이론 모델

Sun 등은 1996년 논문에서 복합재료 분야에서 사용되고 있는 파손기준식의 사용률을 비교한 바 있다. 그림 1은 Sun등이 정리한 표를 나타낸 것으로, Sun 등의 보고에 의하면 Maximum strain criteria의 사용률이 매우 높은 것으로 나타났으며, 잘 알려진 Hashin criteria 는 기타(others) 항목으로 분류될 정도로 그 사용률이 매우 적은 것으로 나타났다. Sun에 의하면 그 이유는 대다수의 설계자들이 복합재료 파손식을 소개하는 서적에 의존해오고 있으며, 이들 서적의 대부분에서 Hashin's criteria를 소개하는 빈도가 매우 적기 때문인 것으로 밝히고 있다. 그러나 최근에는 복합재 구조물의 파손거동을 예측하는 많은 논문에서 Hashin's criteria를 적용한 사례를 많이 찾아볼 수 있다.

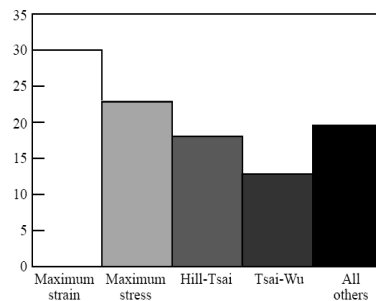


그림 1. Rate of use for different failure criteria[1]

복합재 파손 모델은 다양한 방법으로 분류할 수 있겠으나, 라미나(lamina)와 라미네이트(laminate)의 관점에서는 다음과 같이 분류할 수 있다.

Failure criteria associated with a lamina

- 1) 파손모드와 무관한 지표
 - Hill-Tsai
 - Tsai-Wu
 - Modified Tsai-Wu
- 2) 파손모드와 직접적으로 관련된 지표
 - Maximum strain or stress
 - Hashin and Rotem
 - Yamada and Sun
 - Hashin
 - Hart-Smith
 - Puck
 - Kriging

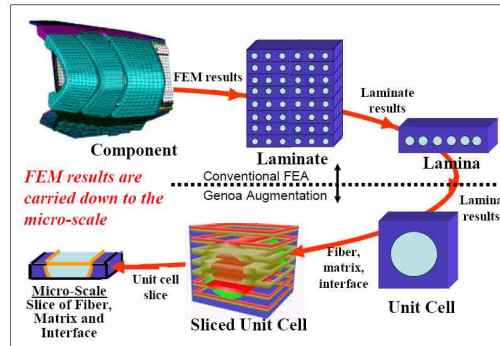


그림 2. Full hierarchical modeling from vehicle-scale to micro-scale enables stresses and strains to be propagated down

Failure criteria associated with a laminate

- Choi and Chang Criteria for Delamination

2.2 Genoa의 파손해석 기법

2.2.1 Genoa의 특징

Genoa는 복합재료 구조물의 미시 레벨 (micro-level, fiber/matrix)에서 손상경로(damage tracking) 및 재료 강성 저하를 수행하는 점진적 파손해석(progressive failure analysis, PFA)을 제공함으로써 기존의 유한요소 해석 소프트웨어의 기능을 증대시켜 준다.

Genoa-PFA에서는 구조적 파손에 대한 내구성 (durability and damage tolerance, D&DT)은 다음의 5단계를 거쳐 평가한다

- 1) 손상의 시작(Initiation)
- 2) 손상의 진전(Growth)
- 3) 손상의 누적(Accumulation (i.e. coalescence of propagation flaws))
- 4) 손상의 안정화 상태(Stable propagation to a critical amount)
- 5) 불안정 또는 급속한 손상의 진전(Unstable or very rapid propagation flaws)

Genoa PFA에서는 초기 손상, 파손의 위치 및 하중레벨, 손상진전에 따른 하중 이력파와 기하학적 특징 그리고 구조물의 붕괴 및 구조물이 견디는 최대하중 등을 예측한다. Genoa의 기능 중 Full hierarchical 해석을 수행한다는 점은 Genoa가 다른 파손해석 소프트웨어와 구별되는 가장 큰 특징이다. Genoa-PFA에서는 일반적인 유한요소 해석(FEA)을 통해 거시적 구조물 레벨 (macro-structural level)에서 유한요소 메쉬의 노드에서 계산된 변위, 응력 및 변형률을 적층이론을 사용하여 라미네이트 및 라미나 레벨로 전달하게 된다. 전통적인 FEA에서는 이 레벨에서 해석이 종료되어 라미나 또는 라미네이트 레벨에서 파손(failure)을 예측하지만, 실제로 파손은 훨씬 더 작은 미시(micro) 레벨에서 시작된다. Genoa는 파손이 시작되는 미시 레벨을 고려해 해석을 수행한다. Genoa는 거시 단계의 일반적인 FEM 해석 결과를 가지고 라미네이트, 라미나 및 여러 가닥의 섬유와 수지로 구성되는 단위셀(unit-cell)로 그리고 단위셀을 좀 더 세분화한 서브 단위셀(sub-divided unit cells: small pieces of fiber, matrix and fiber/matrix interface)의 미시 스케일(micro-scale)로 단계적으로 내려가는 완전한 계층 모델링(full-hierarchical modeling) 방법을 통해 미시 레벨에서의 파손해석을 수행하게 된다. 그림 2는 Genoa에서 사용하는 계층 모델링 방법을 개념적으로 설명하고 있다.

미시 레벨에서의 응력과 변형률은 미시응력 이론을 사용하여 라미나 스케일(lamina scale)로부터 유도된다. 서브 단위셀은 섬유 또는 수지의 파손 및 층간 경계면에서의 파손/분리(interface failure/delamination)등의 손상 전개를 통해 손상에 대한 정보를 보내게 된다. 손상(damage) 및 층간분리(delamination)가 발견되면, 재료역학 및 경험에 의해 정의된 규칙에 따라 해당 부분에 위치한 섬유와 수지에 대하여 재료강성을 저하(degradation of material properties)시켜야 할지를 결정한다. 미시 레벨에서 수행된 섬유 및 수지에 대한 강성 저하는 다시 전체 구조물 레벨로 전달된다.

2.2.2 점진적 파손기법에 의한 동적해석 (Progressive Failure Dynamic Analysis, PFDA)

Genoa를 이용한 PFDA 해석 과정은 크게 GUI setup, Input files, PFDA 및 GUI results & output result files 로 구분된다. GUI setup 과정에서는 외부에서 작성한 해석모델을 읽어(import) 들이고, 재료 속성, 경계조건, 전체 해석 시간 및 적용할 파손 모델 등을 정의한다. 작성한 파일을 저장하면 PFA model control file(*.dat)과 material databank file(*_dagabk.dat)이 생성되며, 해석 옵션을 실행하면 선택한 솔버 형식에 맞는 입력파일이 생성된다. 본 연구에서는 저속충격 손상해석 시 LS-Dyna를 솔버로 선택하였다. 입력파일이 생성되면 주어진 시간 증분에 대하여 반복연산 과정을 통해 파손해석이 수행되는데, 이 과정이 PFDA 에 해당한다.

그림 3은 LS-Dyna를 솔버로 한 PFDA 과정을 도식적으로 설명한 것이다. 먼저 Genoa의 미시역학 모듈(micromechanics module)에 의해 섬유/기지의 물성치에서 복합재 적층판의 형상 및 기존의 파손정보에 따라서 강성(A,B,D)을 계산하고 이를 사용하여 LS-Dyna에서 해석이 수행된다. 해석 결과는 다시 미시역학 모듈에 의해 각각의 플라이(ply) 및 섬유/기지 레벨의 결과로 전환되며 Genoa에서 제공하는 damage control module을 이용해 파손 여부가 판정된다. 파손이 발생하면 강성을 저하시키고, 저하된 물성을 이

용하여 다시 LS-Dyna를 통해 해당 타임스텝(time step)이 수렴할 때까지 유한요소 해석이 반복적으로 수행된다. 이 과정에서 LS-Dyna 에 의해 계산된 응력, 변형률 등의 데이터는 임시 데이터베이스에 저장되어 있다가 다음 스텝의 해석에 이용된다.

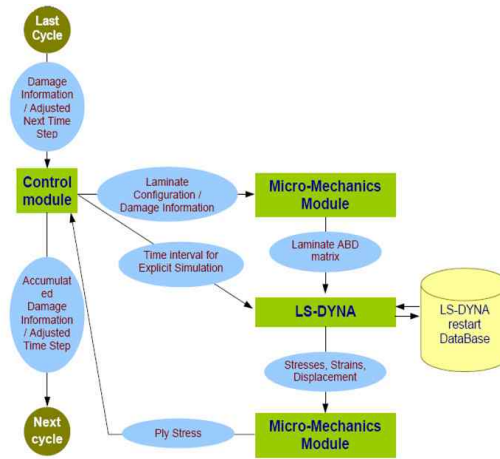


그림 3. Progressive failure dynamic analysis structure

3 해석

3.1 해석형상 및 경계조건

본 연구에 사용된 시편의 크기는 150mm x 100mm이며, [45/0/-45/90]_{3s}의 적층패턴을 갖고 있는 복합재 적층판이다. 그림 4는 시편의 기하학적 치수 및 시편이 치구에 올려진 형상을 보인 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 시편의 127mm x 76.2mm 크기의 직사각형 부분부터 시편의 바깥쪽 부분이 치구에 올려져 있으며, 충격 시 면의 방향으로 튀어 나가는 것을 방지하기 위해 시편의 네 모서리는 클램프로 고정되어 있다. 임팩터(impactor)의 노즈는 6.25mm의 반경을 갖는 반구형의 강철로 되어 있으며 3.021kg의 질량을 갖는다. 복합재 적층판은 총 두께는 3.44mm, 충격 속도는 3.93m/s 로 정의되었다.

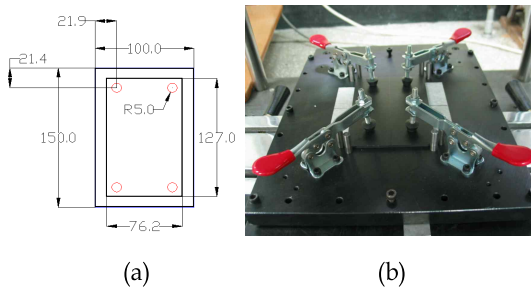


그림 4. Low velocity impact of the composite panel: (a) geometry (b) experimental set-up

그림 5는 충격해석에서 사용한 경계조건을 보이고 있다. 시편 내부에 치구와 접촉이 시작되는 127mmx96.2mm 직사각형 선을 따라서 면외방향의 변위(w)를 구속하였다. 또한 강체이동을 제한하기 위하여 시편의 상하좌우의 변위 중앙에서 $x=0$ 인 지점에서는 x -방향의 변위(u)가 그리고 $y=0$ 인 지점에서는 y -방향의 변위(v)를 각각 구속하였다. 실제 시험에서는 네 모서리 안에서 충격이 가해진 순간에 시편이 w -방향으로 튕겨나가는 것을 제한하기 위한 핑거그립이 사용되었으나 FE 모델에서는 고려하지 않았다.

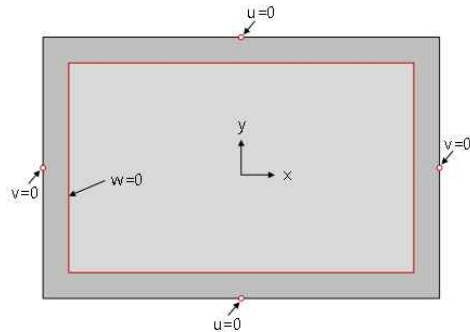
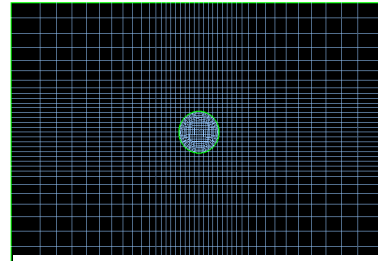


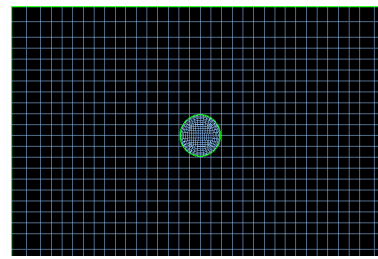
그림 5. Boundary conditions for impact analysis

해석 시 복합재 적층판은 셸요소(shell element) 로 모델링 하였다. 동일 모델에 대하여 그림 6과 같이 서로 다른 상세도를 갖는 3가지의 메쉬를 정의하였다. Mesh 1, 2는 복합재 물성치의 불확실성에 따른 사전 물성치 보정해석에, 그리고 mesh3은 결정된 물성치에 대한 최종 계산에 사용되었다. 충격체는 모두 mesh 1~3에 대하

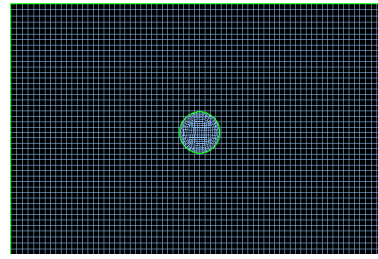
여 동일하게 정의되었으며, 351개의 요소로 정의되었다. 충격체는 셸요소로 모델링되었으나, 해석 시 강체(rigid body)의 특성을 갖도록 정의하였다.



(a) Mesh 1: NE=1,584



(b) Mesh 2: NE=748



(c) Mesh 3: NE=3,220

그림 6. Finite element meshes for impact analysis

3.2 물성치 보정 해석

복합재료의 물성치 값은 많은 불확실성을 보이는 것으로 알려져 있다. 일반적인 경우 복합재 물성치의 값은 제시된 평균값으로부터 강성의 경우 $\pm 5\%$, 그리고 강도의 경우 $\pm 10\%$ 이상의 표준편차를 가지게 된다. 또한 섬유 방향에 대하여 섬유의 물성치가 가용하지 않은 경우가 많은데, 예를들어 섬유 길이에 수직인 방향의 섬

유 탄성계수는 실험에 의해 구하기가 어려우므로 길이방향의 탄성계수의 약 10% 정도의 값으로 가정하여 사용하는 것이 보통이다. 따라서 이와 같이 정의된 물성치를 가지고 해석을 수행하는 경우 시험결과와 큰 차이를 보일 수 있다. 이 경우 시험결과와 해석결과를 비교하여 물성치를 조절(calibration) 함으로써 불확실성을 어느 정도 해결하고 주어지지 않은 물성치의 값도 구할 수 있다. 본 연구에서는 충격시험결과를 이용하여 물성치 보정을 수행하였다. 보정을 위한 연산과정은 Matlab 프로그램으로 작성하였다. 물성치의 보정과정은 많은 경우의 수의 조합이 필요하므로 무한정 진행하기 보다는 어느 정도 시험결과와 일치하는 결과를 얻는 수준에서 종료하였다.

그림 7은 복합재 물성치 보정 해석결과의 일부분으로서 시간에 따른 충격체와 복합재 적층판 사이의 접촉력(contact force) 이력을 보인 것이다. 여기서 EXP1~EXP4는 시험결과를, 그리고 나머지는 해석결과를 표시하고 있다. 그림 8은 시도한 해석 결과 중 시험결과와 가장 잘 일치하는 접촉력 이력 곡선을 나타내고 있다. 물론 이 결과가 최적의 물성치를 주는 결과는 아니다. 보다 상세하게 물성치 보정해석을 진행할 수도 있으나 이는 많은 시간과 비용을 소모하게 되므로 제한된 경우의 수에 대하여 해석을 수행하였고, 이 곡선은 시도된 해석 중 최선의 일치를 보인 결과이다. 물성치 보정해석에서 섬유는 62%, 보이드의 부피분율은 2%로 가정하였다. 또한 섬유 및 기지재료의 밀도는 물성치 보정을 하지 않고 제시된 값을 사용하였다. 해석결과 시험에 의한 접촉력의 이력곡선과 가장 좋은 일치를 보인 경우의 물성치는 다음과 같다.

-Fiber

$$E_{f11}=228\text{GPa}, E_{f22}=22\text{GPa}, \nu_{12}=\nu_{13}=\nu_{23}=0.3$$

$$G_{f12}=15\text{GPa}, G_{f23}=7\text{GPa}$$

$$S_{f11T}=3,447\text{MPa}, S_{f11C}=1,650\text{MPa}$$

$$(\rho_f=1.772 \times 10^{-6} \text{kg/mm}^3)$$

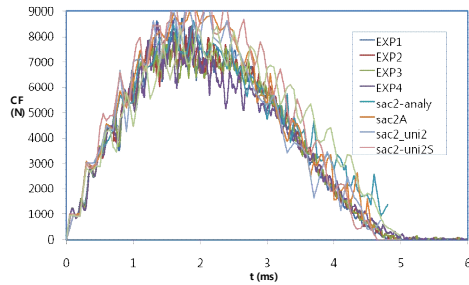


그림 7. Contact force history for constituent property tuning analysis with impact test results

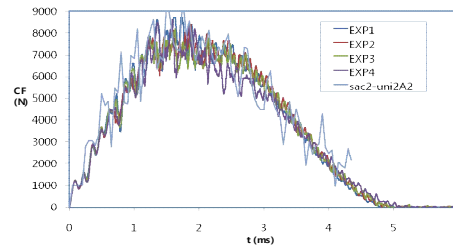


그림 8. Best fit contact force history by analysis

-Matrix

$$E_m=4.18\text{GPa}, \nu_m=0.33$$

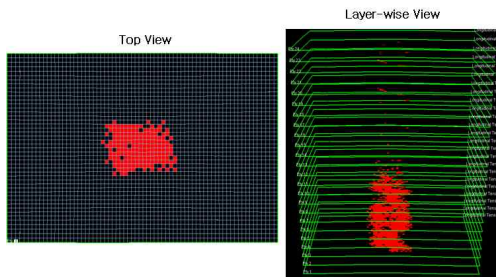
$$S_{mT}=81.7\text{MPa}, S_{mC}=305\text{MPa}, S_{f11C}=117\text{MPa}$$

$$(\rho_m=1.265 \times 10^{-6} \text{kg/mm}^3)$$

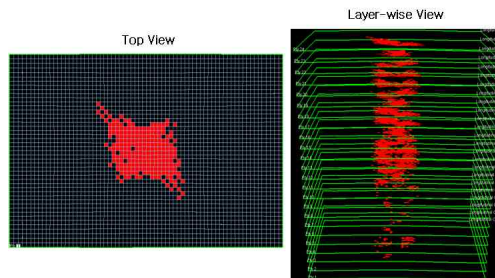
해석 시 충격체는 적층판의 중앙을 수직으로 충돌한다. 따라서 해석 시 충격체를 master surface로, 적층판에서 충격체가 접촉되는 지역을 slave surface로 정의하여 접촉조건을 정의하였다. 해석 솔버로는 LS-Dyna를 사용하였다.

3.3 저속충격 해석결과

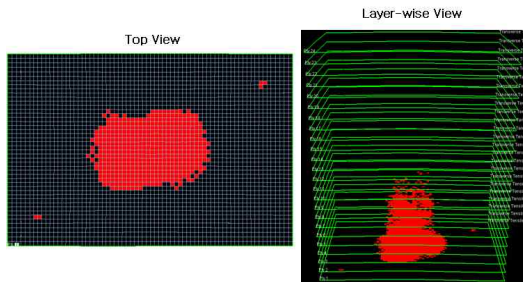
시편 형상에 대한 충격해석에서 접촉력 이력 곡선은 그림 8에 보인바와 같다. 최대 접촉력은 $t=1.75\text{ms}$ 에서 발생하고 있으며 약 $t=5\text{ms}$ 부근에 이르면 접촉력의 값이 0이 되어 접촉이 종료됨을 알 수 있다. 그림 9는 충격해석에서 최대 접촉력이 발생하는 $t=1.7\text{ms}$ 의 시점에서 각각의 파손모드별로 파손영역의 분포를 나타내고 있다.



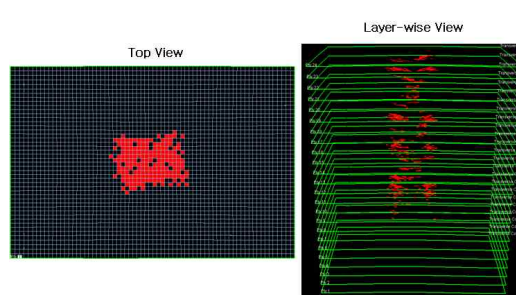
(a) Longitudinal tension(fiber)



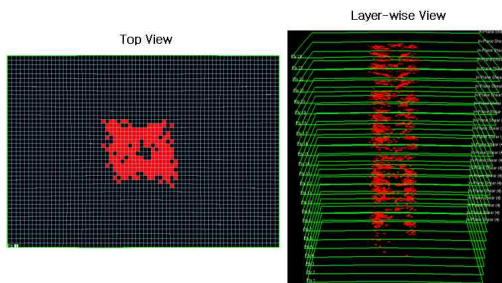
(b) Longitudinal compression(fiber)



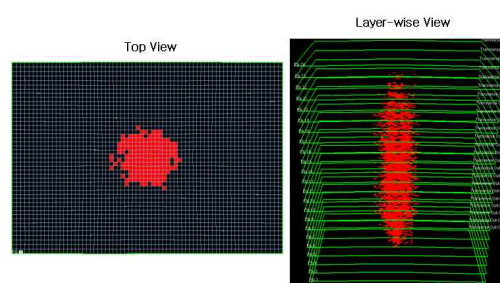
(c) Transverse tension(matrix)



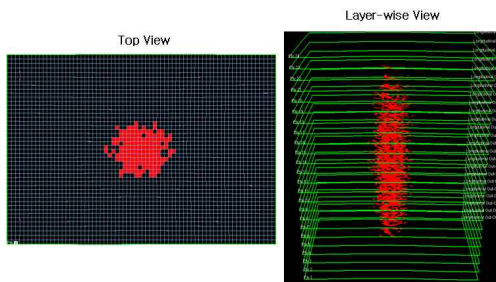
(d) Transverse compression(matrix)



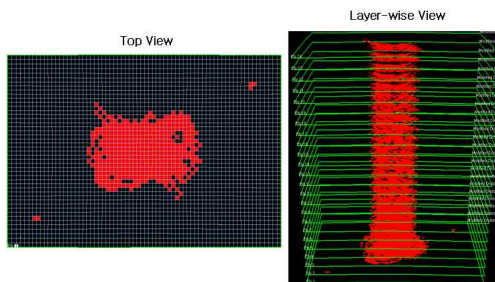
(e) In-plane shear



(f) Transverse out-of-plane shear



(g) Longitudinal out-plane shear



(h) Modified distortional energy

그림 9. Ply damage distribution(t=1.7ms)

그림 9에서 시편의 중앙부에서 두께 방향의 모든 플라이에서 파손이 발생하였음을 볼 수 있다. 파손모드별로 살펴보면 적층판의 하층부에서 섬유방향의 인장파손과 기지 방향의 인장파손이 주로 발생하고 있음을 볼 수 있다. 또한 섬유 방향의 압축파손의 경우 적층판의 상층부에서 중앙부에 이르기까지 발생하고 있는데 섬유방향의 층별 파손은 인장과 압축 모두 플라이의 적층각에 관련하여 분포하고 있다. 또한 면내 전단파손은 전층에 걸쳐 거의 고르게 나타나고 있고, 면외 전단파손은 적층판의 중앙층에서 발생하였다. 한편 modified distortion energy에 보인 파손영역은 $t=1.7ms$ 에서 전 파손모드를 합하여 그린 파손영역과 거의 유사한 분포를 나타냈다.

표 1은 충격해석 결과 손상의 정도를 보여주고 있다. 표에서 보는 바와 같이 전체요소 중에서 기지 방향의 인장응력에 의해 파손이 발생한 요소가 13.6%로 가장 큰 비중을 차지하고 있으며 섬유방향의 인장 및 압축파손이 발생한 요소도 각각 5.2%와 6.7%에 달해 적지 않은 분포를 보였다. 특히 파손이 발생한 요소에서 기지 방향으로 파손된 요소가 차지하는 퍼센트가 98.9%에 달해 파손이 발생한 요소는 거의 모두 최소한한 플라이 이상 기지 방향으로 인장 파손되었음을 알 수 있었다.

3.4 Genoa를 이용한 충격 후 압축해석

저속충격이 가해진 복합재 적층판은 내부에 섬유파단(fiber breakage), 기지파손(matrix cracking) 및 층간분리(delamination) 등의 파손모드를 가지게 된다. 이들은 결과적으로 적층판의 압축 잔류강도(compressive residual strength)의 감소로 나타나게 된다. 본 연구에서는 Genoa의 PFA 모듈을 사용하여 충격 후 압축해석을 수행하여 잔류강도를 계산하였다. CAI 해석 시 해석 솔버로는 Genoa가 제공하는 MHOST를 사용하였다.

그림 10은 충격 후 압축해석의 경계조건 및 하중조건을 나타내고 있다. 충격 후 압축시험은 시편의 y-축을 기준으로 상하단 및 좌측이 단순

표 1. Damage amount at $t=1.7ms$

	Damaged elem. (%)	Damaged ply (%)	Damaged mode (%)
Longitudinal tensile	5.2	1.4	37.8
Longitudinal comp.	6.7	2.6	48.8
Fiber crushing(R11C)	5.5	2.2	39.8
Transverse tensile	13.6	2.5	98.9
Transverse comp.	5.2	0.7	37.8
In-plane shear (+)	5.3	0.8	38.2
In-plane shear (-)	5.4	1.0	39.4
Transverse out-of-plane shear (+)	3.9	1.4	28.5
Transverse out-of-plane shear (-)	3.8	1.4	27.2
Longitudinal out-of-plane shear (+)	3.0	1.0	21.7
Longitudinal out-of-plane shear (-)	3.4	1.0	24.6
Modified distortional energy	12.3	6.0	89.4

지지 되어 있으며, 우측에서 압축하중이 가해지고 있다. 또한 시편의 모서리에서 7.5mm만큼 떨어진 선을 따라서 면의 방향으로 변형하지 못하도록 지그로 구속하였다. 해석에서도 이와 동일한 경계조건을 가하였다. 해석에서 두께방향으로 모두 섬유 파단이 발생하면 해당 절점을 모델에서 삭제하게 되는데, 경계조건이 가해진 절점이라면 제거하였을 경우 해석의 종류에 따라서 수치적 문제가 발생할 수도 있다. Genoa는 경계조건이 가해진 절점의 경우 완전 파손 시 제거 여부를 선택할 수 있도록 하고 있으므로 해석자가 문제에 따라 신중히 결정하여야 한다. 본 연구의 경우 경계조건이 가해진 절점이 모두 제거되면 강제운동에 대한 구속이 사라지므로 수치적 문제가 발생하게 되지만 현재의 하중 조건 범위 내에서는 이러한 일이 발생하지 않으므로 제거 옵션을 선택하여 사용하였다. 압축하중의 경우 급격하게 진행되는 시점에서 계산의 안정화를 위해 하중을 부가하는 대신에 변위(d)를 부가하였으며, 이때 계산되는 반력은 부가된 하중과 동일하다. 매 스텝에서 부가되는 변위 값이 작으면 계산 시간이 증가하고, 이에 반하여 지나치게 크면 파손이 발생하는 순간 계산이 크게 불안정하게 될 가능성이 크고 또한 최고 잔류하중의 값을 계산 하

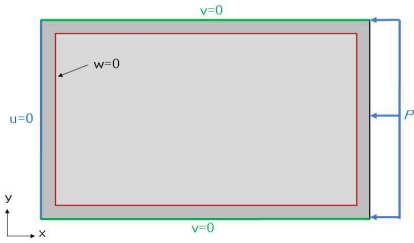


그림 10. Load and BCs for CAI analysis

는데 정확성이 떨어지게 되므로 사전 계산을 통하여 적절한 값을 선택하여야 한다.

그림 11은 충격 후 압축해석을 수행한 결과로, 하중 증가에 따른 파손의 진전모습을 보여주고 있다. 저속충격에 의해 적층판의 중앙부의 손상은 압축하중이 25kN에서는 변화가 없는 것처럼 보이나 최대 압축하중인 76.2kN에서 적층판의 중앙부에 많은 절점이 완전히 파손되어 제거된 것을 볼 수 있었다. 압축변위가 더 증가되면 파손 영역은 시편 전체로 광범위하게 확대되고 완전 파손에 의한 절점의 제거가 활발히 일어나 압축하중의 급격한 저하를 가져오게 된다.

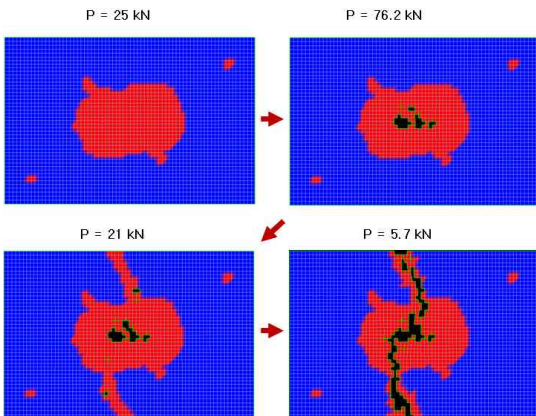


그림 11. Damage progression during CAI analysis

그림 12는 시편형상의 충격 후 압축해석에서의 압축하중-변위 곡선을 나타낸 것으로, P=44kN 부근에서 일시적으로 압축하중의 감소를 보이다가 최대 압축하중인 P=76.2kN에 도달함을 볼 수 있다. 최대 압축하중 이후로는 압축

하중은 급격히 감소하여 압축변위가 증가함에 따라서 지속적인 파손의 진전-안정화 과정을 보이며 최종파손에 이르게 된다. 압축하중이 최대하중에 이르기 전인 P=44kN 부근에서 일시적인 감소를 보인 것은 이 하중에서 국부적으로 다량의 파손이 진전되었기 때문으로 생각된다.

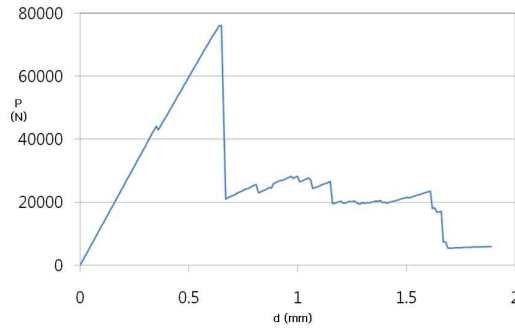


그림 12. Load versus displacement curve for CAI

표 2는 복합재 적층판의 저속충격해석 및 충격 후 압축해석을 통하여 구한 잔류압축하중의 값을 비교한 것이다. 여기서 %Difference로 표시된 것은 해석 결과와 시험치의 평균값과의 차이를 시험치의 평균값으로 나눈 것이다. 해석에 의한 잔류압축하중은 시험결과와 어느 정도 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

표 2. Comparison of compressive residual force after impact

	Experiment	Analysis	% Difference
Compressive residual force	64.7~69.1 kN (Ave.=67.3 kN)	76.16 kN	12.9%

4. 결 론

본 연구에서는 Genoa의 PFA 및 PFDA 모듈을 이용하여 복합재 적층판의 저속충격해석 및 충격 후 압축해석을 수행하였다. 정의된 시편 형상에 대해 먼저 저속충격해석을 수행한 후 시험 결과의 접착력과 비교하여 섬유/기지의 물성치

의 보정을 수행하였고 결정된 물성치를 사용하여 충격 후 압축해석을 수행하였다. 충격해석에서 솔버로는 대표적인 explicit 솔버인 LS-Dyna를 사용하였다. 충격 후 압축해석에서는 충격 해석에서 사용한 데이터 파일을 수정하여 읽어 들이고 하중 및 경계조건을 수정한 후 충격 손상 정보를 가지고 있는 손상 인덱스 파일을 지정하여 해석을 수행하였다. 이때 해석 솔버로는 Genoa에서 제공하는 MHOST를 사용하였다.

본 연구를 통하여 Genoa를 이용한 저속 충격에 의한 복합재의 손상예측 및 충격 후 압축잔류강도의 예측을 위해 해석절차를 구축하였다. 충격에 의한 복합재 적층판 내부의 플라이에서 손상의 진전 정도를 파악하였고 손상 모드가 역학적 관점에서 타당하게 나타남을 알 수 있었다. 충격 후 압축해석의 경우 최대압축잔류하중도 시험결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻었다.

참 고 문 헌

1. Sun, C. T., Quinn, B. J., Tao, J. and Oplinger, D. W., "Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates", DOT/ FAA/AR-95/109, 1996.
2. Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Composite Anisotropic Materials," J. Comps. Mater., Vol. 5, 1971, pp. 58-80.
3. Hashin, Z. and Rotem, A., "A Fatigue Critetion of Fiber Reinforced Materials", J. Comps. Mater., Vol. 7, Oct, 1973, pp. 448-464.
4. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", J. Appl. Mech., Vol. 47, June 1980, pp.329-334.
5. Yamada, S. E., and Sun, C. T., "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", J. Compos. Mater., Vol. 12, July 1978, pp. 275-284.
6. Chang, Fu-Kuo Scott, Richard A. and Springer, George S., "Failure of Composite Laminates Containing Pin Loaded Holes-Method of Solution" J. Compos. Mater., Vol. 18, May 1984, pp. 255 - 278.
7. Chang, Fu-Kuo, Scott, Richard A., and Springer, George S., "Failure Strength of Nonlinearly Elastic Composite Laminates Containing Pin-Loaded Holes-Method of Solution", J. Compos. Mater., Vol. 18, Sept, 1984, pp. 464-477.
8. Chang, Fu-Kuo, and Chang, Kuo-Yen, "A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations", J. Compos. Mater., Vol. 21, Sept. 1987, pp. 834 - 855.
9. Shahid, Iqbal and Chang, Fu-Kuo, "Failure and Strength of Laminated Composite Plates Under Multiple In-Plane Loads", 38th Int. SAMPE Symp., May 1993, pp. 967-977.
10. Shahid, Iqbal, and Chang, Fu-Kuo, "An Accumulative Damage Model for Tensile and Shear Failures of Laminated Composite Plates", J. Compos. Mater., Vol. 29, No. 7, 1995, pp. 926-981.
11. Hart-Smith, L. J., "A New Approach to Fibrous Composite Laminate Strength Prediction", Eighth DOD/NASA/FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, NASA CP-3087, Part 2, 1989, pp. 663 - 693.
12. Choi, H. Y. and F. K. Chang, "A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-velocity Point Impact", Journal of Composite Materials, Vol. 26, No.14, 1992, pp. 2134-2169.
13. Genoa User Manual, Ver. 4.3.1.