

단계적 파괴 모델에 의한 적층 복합재료의 충격거동 해석

강문수* · 이경우** · 강태진***

Impact Behavior of Laminated Composite using Progressive Failure Model

Mun Su Kang, Kyung Woo Lee, and Tae Jin Kang

KEY WORDS : Progressive Failure, Failure Criteria, 3D Finite Element, Impact Behavior...

ABSTRACT

Recently, applications of integrated large composite structures have been attempted to many structures of vehicles. To improve the cost performance and reliability of the integrated composite structures, it is necessary to judge structural integrity of the composite structures. For the judgement, we need fracture simulation techniques for composite structures. Many researches on the fracture simulation method using FEM have been reported by now. Most of the researches carried out simulations considering only matrix cracking and fiber breaking as fracture modes, and did not consider delamination. Several papers have reported the delamination simulation, but all these reports require three-dimensional elements or quasi three-dimensional elements for FEM analysis. Among fracture mechanisms of composite laminates, delamination is the most important factor because it causes stiffness degradation in composite structures. It is known that onset and propagation of delamination are dominated by the strain energy release rate and interfacial moment.

In this study, laminated composite has been described by using 3 dimensional finite elements. Then impact behavior of the laminated composite is simulated using FEM(ABAQUS/Explicit) with progressive failure mechanism. These results are compared with experimental results.

1. 서론

섬유강화 복합재료는 기존의 금속 재료에 비하여 비강성, 비강도, 피로 특성 등의 기계적 성질이 우수하고, 이방성을 이용하여 보강 섬유의 방향이나 적층순서를 변화시킬 수 있어 항공 우주 산업을 비롯한 각종 분야에서 그 사용범위가 계속 커지고 있다.

복합재료 적층구조물을 항공기 구조재로 사용하는 경우에, 제작공정이나 정비중의 공구낙하, 비

행중 나는 새와의 충돌, 이륙 또는 착륙시 작은 돌이나 파편 등 여러 종류의 외부 충돌체에 의한 저속충격손상을 피할 수 없다. 또한 복합재료 구조물이나 구조요소들은 정도의 차이는 있으나 사용기간 중 충격을 받을 수 있다. 따라서 구조물이 충격을 받았을 경우에 손상이 커서 위험이 초래되지 않게 하는 것이 매우 중요하다.

복합적 층판으로 구성된 구조물이 외부로부터 저속충격을 받으면 표면으로부터는 거의 눈에 보이지 않는 충격손상이 복합재료 적층판 내부나 후면에 발생하게 된다. 이러한 손상에는 층간분리, 모재균열, 섬유파단 등이 있으며 특히 구조물의 압축강도를 많이 저하시키는 것으로 알려져 있다.

구조요소에 충격이 가해지면 응력장(Stress

* 서울대학교 재료공학부

** 동아대학교 의상섬유학부

*** 서울대학교 재료공학부

Field)이 접촉면에 발생하며, 일련의 응력파(A Series of Stress Wave)가 재료의 두께 방향으로 전파되며 Delamination 이 일어나게 되는데, 이 응력파들은 재료를 파괴시키거나 혹은 손상을 입히게 된다.

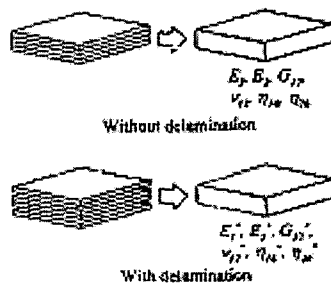
본 연구에서는 섬유 강화 적층 복합재료의 충격 거동을, 단계적 파괴 거동이 적용된 FEM 을 통하여 시뮬레이션 해보고, 그 결과를 실제 실험을 통한 자료와 비교 분석하였다..

2. 이 론

Progressive Failure

일반적인 FEM 시뮬레이션에서는 재료의 기본적인 물성을 기반으로 결과를 예측하기 때문에 실제 실험에서의 결과와 많은 오차를 보인다. 특히 적층 복합재료와 같이 그 파괴 거동이 복합적인 재료의 경우, 재료의 물성을 일관하여 해석하게 되면 그 오차는 더욱 커진다.

본 연구에서는 적층 복합재료의 충격거동을 FEM 으로 해석하는 과정에서 재료의 물성을 고정하여 해석하지 않고, 충격이 일어나는 과정에서 재료의 각 요소에 가해지는 응력과 변형률을 활용하여 Strain Release Rate, Intefacial Moment 등을 계산



하고 이 값들의 변화로부터 단계적 물성저하를 재료에 적용하여 FEM 시뮬레이션을 한다.

적층 복합재료의 물성은 위의 그림에서 보이는 바와 같이 delamination 이 일어나면서 모든 값이 저하되는 양상을 보인다. 이러한 물성의 변화 값은 실험을 통하여 얻게 된다. FEM 시뮬레이션에서는 delamination 이 일어나는 시점에서 물성을 변화시켜 향후 거동을 예측하게 되는 것이다.

Delamination 은 특히 적층 복합재료의 물성 변화에서 가장 중요한 인자가 되므로 delamination 의 시점을 Strain energy release rate G 값으로부터 결정하고 새로운 재료의 물성을 기반으로 하여 적층

복합재료의 충격거동을 해석한다.

좀 더 정밀한 해석을 위해서는 Interfacial moment 또한 delamination 을 결정하는 인자로 고려하여야 하지만, 본 연구에서는 재료의 특성상 취성을 정도가 크기 않아 충격을 받을 때 발생하는 delamination 은 변형률의 영향이 더 크다. 따라서 FEM 시뮬레이션을 간단하고 신속히 하기 위하여 interfacial moment 에 의한 delamination 은 부가적인 물성 저하의 요소로 고려하였다.

ABAQUS (User Material)

시행된 FEM 시뮬레이션은 ABAQUS/Explicit 을 통하여 이루어진다. ABAQUS/Explicit 은 범용 유한 요소 해석 프로그램으로서 많이 보급되어 있으므로 일반적인 내용에 관한 설명은 생략한다.

앞에서 설명한 바와 같이 일반적인 라이브러리에 포함된 재료의 물성만으로는 복합재료의 역학적 거동을 해석하는 데에 많은 어려움이 있으므로 실험에 사용된 재료와 시험의 특성에 따라 재료의 물성을 새롭게 정의해 주어야 시뮬레이션의 결과와 실제 실험결과와의 오차를 줄일 수 있다.

본 연구에서는 재료의 충격거동을 시뮬레이션하는 것이므로 ABAQUS/Explicit 을 사용하였으며, 따라서 사용자 정의에 의한 물성도 UMAT 이 아닌 VUMAT 으로 정의한다.

3. 실 험

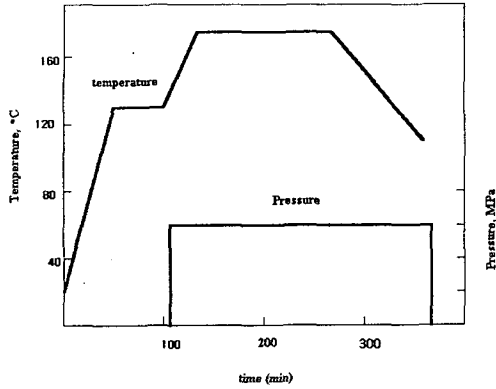
Specimen

적층 복합재료 시편을 제작하는데 사용된 재료는 기지재로서 에폭시를 사용하였으며, 보강재로는 케블라를 사용하였다. 에폭시 레진과 케블라 섬유의 물성은 아래의 표와 같다.

Property	Specimen
E_{11}	11.26 GPa
E_{22}	11.26 GPa
ν_{12}	0.25
G_{12}	4.27 GPa

Property	Epoxy Resin
Tensile Modulus (GPa)	0.64
Tensile Strength (MPa)	21
Elongation (%)	5.5
Density (g/cm ³)	1.17

평직 케블라와 에폭시로 Prepreg 을 만든 다음, 4 층으로 적층하고 Hot Press Machine 에서 아래와 같은 공정으로 시편을 제작하였다.

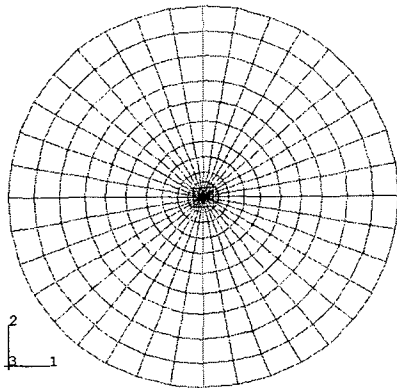


Experiment

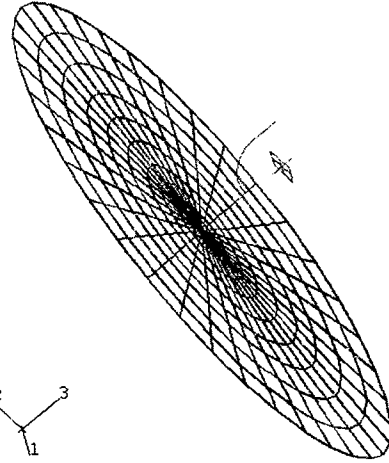
시편의 기본물성은 ASTM D3039 에 따라 측정 하였으며, delamination 후의 물성은 파괴가 일어난 후의 시편을 다시 물성 테스트를 하여 얻는다.

Property	Kevlar 29
Tensile Modulus (GPa)	62
Tensile Strength (MPa)	2758
Elongation (%)	4
Density (g/cm ³)	1.44
Fabric system	Plain Weave
Areal density (count/in ²)	5 × 5

아래의 그림은 FEM 시뮬레이션을 위한 시편의 3 차원 element 를 위에서 내려다본 그림이다. 코어에 해당하는 요소는 6 node 삼각기둥의 형태이고, 나머지 요소는 8 node 사각기둥의 형태를 하고 있다.

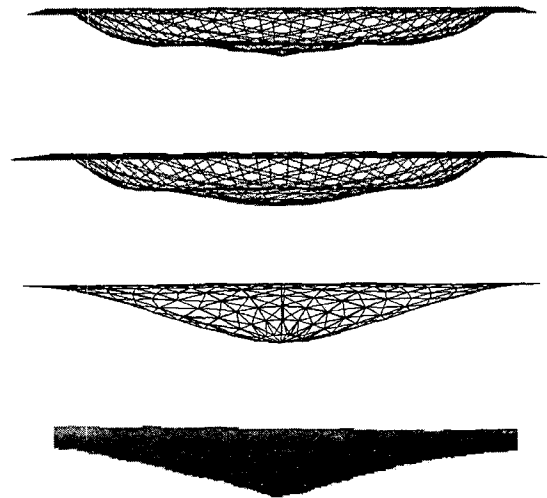


FEM 시뮬레이션의 경우 그림처럼 시편의 형태가 얇은 실린더의 형태를 보이는 것은 실제 실험을 할 때, Impact tester 에 시편을 고정하면 그림에 의해 고정된 부분을 제외한 실제 충격이 가해지는 부분이 얇은 실린더의 형태를 하고 있기 때문이다.



Results

FEM 시뮬레이션의 결과를 비교하기 위해서 시편의 기본 물성만을 입력하여 시뮬레이션을 한 결과와 본 연구에서 적용된 단계적 파괴거동을 모델링하여 해석한 시뮬레이션의 결과를 같이 나타내었다.



첫 번째, 두 번째 그림은 기본 물성만으로 충격 거동을 예측했을 경우의 결과이고 세 번째 그림은 delamination 에 의한 물성저하 모델로 예측한 결과를 나타낸 것이다. 마지막 네 번째 그림은 실제 실험에서의 변형을 나타낸 사진이다.

이상의 각 경우에 해당하는 deformation 과 충격 에너지를 살펴보면 다음과 같다.

	from Experimental	
Energy		Et = 49.280 (J)
Displacement		DH = 12.86 (mm)
	from Basic Properties	
Energy		Et = 62.312 (J)
Displacement		DH = 10.26 (mm)
	from Progressive Failure Model	
Energy		Et = 57.201 (J)
Displacement		DH = 10.98 (mm)

아래의 사진은 충격거동으로 실험한 시편들을 측면에서 사진으로 촬영한 것이다.

이상의 결과로부터, Delamination 을 주된 물성저하 인자로 가정한 Progressive Failure Model 에 의한 충격거동 해석의 결과에서, 기본물성만으로 충격 거동을 해석한 결과에서보다, 실제 실험에 좀 더 가까운 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 단계적 파괴 거동이 적용된 적층 복합재료의 3 차원 유한요소를 통하여 Kevlar / Epoxy 적층 복합재료의 충격거동을 시뮬레이션 하고, 이것을 실제 실험의 결과와 비교하고 분석 하였다.

적층 복합재료의 충격거동을 FEM 으로 해석할



경우, 재료의 파괴 거동을 고정된 기본물성만으로 해석하는 것보다, 단계적인 물성저하 모델을 이용할 때 실제 재료의 거동에 가까운 결과를 예측할 수 있었다.

후 기

FEM 시뮬레이션에 3 차원 Element 를 적용하여 해석을 한 것은 Delamination 에 의한 영향을 좀 더 효과적으로 나타내기 위함이었다. Delamination 에 의한 영향을 물성 저하 요소로 계산하는 것은 가능하였으나, FEM 의 Post Process 에서 Delamination 을 시각적으로 나타내어 층간 Debonding 에 의한 물성저하를 VUMAT 으로 코딩하는 것은 많은 시간과 노력을 필요로 한다. 또한 재료의 충격거동을 FEM 시뮬레이션의 결과와 비교하기 위해서는 실제 실험에서도 역시 미세한 시간 영역에서의 충격거동을 측정할 수 있는 장치를 고안해 내는 것도 필요한 작업인 것 같다.

참고문헌

- (1) Damage and Interfacial Debonding in Composites, G.Z. Voyiadjis, D.H. Allen, Elsevier, 1996
- (2) 복합재료(역학 및 제조기술), 이대길, 정광섭, 최진호, 시그마프레스, 1998
- (3) Composite Materials Design and Analysis, W.P. de Wilde and W.R. Blain, Computational Mechanics Publications and Springer-Verlag, 1990
- (4) ABAQUS/Explicit Ver. 5.7 User's Manual Vol. I, II
- (5) ABAQUS/Explicit Ver. 5.7 Example Problems Manual
- (6) ABAQUS/Post Ver. 5.7
- (7) Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites, Z. Hashin, Journal of Applied Mechanics(ASME), June 1980, Vol. 47, pp.329-334
- (8) Writing User Subroutines with ABAQUS, Hibbit, Karlsson and Sorensen, 1998
- (9) Inexpensive Damage Propagation Simulation of Composite Laminates using FEM with Plane Stress Elements, Yoshinobu Shimamura, Akira Todoroki et al., ACCM 1-729, Oct. 1998
- (10) Composite Materials (Science and Engineering) 2nd Ed., Krishan K. Chawla, Springer, 1998