

유한요소법에 의한 탄소섬유 복합재료의 충격거동 해석

강문수* · 이경우** · 강태진***

Analysis of Impact Behavior of Carbon Fiber Reinforced Composite using Finite Element Method

Mun Su Kang, Kyung Woo Lee and Tae Jin Kang

Key Words: Carbon Fiber, Composite, Failure Criteria, ABAQUS

1. 서 론

복합재료를 사용하여 구조물이나 구조요소를 제조하는 이유는 다섯 가지 정도로 요약해 볼 수 있다.

첫 째, 대부분의 복합재료는 기존의 금속 재료보다 비강성(Specific Stiffness : E/ρ)과 비강도(Specific Strength : S/ρ)가 크다.

둘 째, 복합재료는 설계하는 과정에서 우리가 원하는 방향으로 강성과 강도를 조절할 수 있다. 기존의 재료는 대부분 등방성 재료이기 때문에 모든 방향으로 강성과 강도가 같으나, 복합재료는 필요한 방향으로만 강성과 강도를 높여서 재료의 낭비를 말할 수 있다는 장점이 있다.

셋 째, 탄소 섬유나 케블라 섬유는 열팽창 계수(Coefficient of Thermal Expansion)가 거의 0에 가깝기 때문에, 이러한 재료로 구조물을 제조하면, 온도의 변화에 거의 영향을 받지 않는다. 특히 우주공간이나 지상의 높은 곳에서는 햇빛을 받는 부분과 받지 않는 부분 사이에 온도의 차이가 매우 심하여 구조의 치수 안정성(Dimensional Stability)이 문제가 되는데, 이 경우 복합재료는 중요한 역할을 한다.

네 째, 제조방법(Manufacturing Method)의 용이

함을 생각할 수 있는데, 복합재료는 금형이 준비되면 가공을 거의 필요로 하지 않는 정형가공(Net Shape Manufacturing)을 할 수 있다.

다섯 째, 자동화(Automation)의 관점에서 볼 때, 복합재료의 가공 방법 중에서 Filament Winding과 Pultrusion 및 Injection Molding 등은 거의 모든 공정의 자동화가 이루어진 상태이며, 미국이나 독일 등에서는 Autoclave Molding도 자동화가 되어 가고 있는 추세이다. 즉 Prepreg를 Water Jet으로 자르고, Stacking은 Robot을 사용하는 시도가 이루어지고 있다.

복합재료 구조물이나 구조요소들은 정도의 차이는 있으나 사용기간 중 충격하중을 받을 수 있다. 따라서 구조물이 충격을 받았을 경우에 손상이 커서 위험이 초래되지 않게 하는 것이 매우 중요하다. 섬유강화 복합재료 중에서도 탄소섬유 강화 복합재료는 충격에 매우 약하여, 충격 후 압축강도(Compressive Strength after Impact)가 매우 약하기 때문에, 섬유의 최대 변형률의 1/3인 0.5% 이내에서 설계 변형률을 제한하고 있다.

구조요소에 충돌이 발생하면 응력장(Stress Field)이 접촉면에 발생하며, 일련의 응력파(A Series of Stress Wave)가 재료의 두께 방향으로 전파되며 Delamination이 일어나게 되는데, 이 응력파들은 재료를 파괴시키거나 혹은 손상을 입히지 않을 수도 있다.

본 연구에서는 탄소섬유 복합재료에 Z. Hashin의 Failure Criteria를 적용하고, 범용 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS/Explicit를 사용하여 전반적인 충격거동을 해석하여 살펴보았다. 그리고,

* 서울대학교 섬유고분자공학과

** 동아대학교 의상섬유학부

*** 서울대학교 섬유고분자공학과

실제 같은 조건에서의 실험이 ABAQUS/Explicit를 통한 모사(Simulation)와 얼마나 일치하는지를 비교해 보기로 한다.

2. 이 론

2.1 ABAQUS

ABAQUS는 미국의 HKS(Hibbit, Karlsson & Sorensen)에서 개발한 범용 유한요소 해석 프로그램으로서 해양구조물, 원자력발전소 등의 건축구조물의 정적해석, 자동차, 타이어, 증장비, 우주항공 분야에서의 동적해석 및 열변형과 열전달의 해석, 압전 소자에 대한 해석 등 그 적용 분야가 광범위하다.

ABAQUS는 Preprocessor, Mainprocessor, Postprocessor로 이루어져 있다.

Preprocessor은 입력 파일의 데이터를 기하학적으로 변환시켜주며, 해석하려는 모델의 mesh형상 등의 작업을 하게된다.

Mainprocessor은 Preprocessor를 수행한 후 주어진 데이터를 통하여 해석을 하는 단계이다. ABAQUS의 ABAQUS/Standard는 Implicit Code이며 비선형 동적 해석을 제외한 정적해석을 수행한다. 시간에 대한 적분을 통한 비선형 동적해석은 ABAQUS/Explicit를 통하여 수행되어진다.

Postprocessor는 Mainprocessor을 통하여 해석된 결과를 가시적으로 표현하는 프로그램이다. 이 Postprocessor을 통하여 변형된 양상과 시간에 따른 각 변수의 변화, 그리고 응력의 분포 등과 같은 각각의 Element와 Node의 해석 결과를 Contour를 통하여 가시적으로 표현하여준다. 그리고 Postprocessor을 통하여 가시화된 여러 가지 결과들을 Hardcopy를 통하여 출력할 수 있다.

2.2 Failure Criteria

구조물이나 기계요소를 설계하기 위해서는 그 요소에 가하여진 힘, 모멘트 혹은 열변형에 의한 응력(Stress)이나 변형률(Strain)을 재료의 허용응력이나 허용변형률과 비교하여 파괴여부를 결정한다.

응력장(Stress Field)이 이축(Biaxial) 또는 다축(Multiaxial) 응력 상태에 있을 경우에는, 이러한 비교를 하기 위하여 적당한 파괴 조건(Failure Criteria)이 필요하다.

연강(Mild Steel)이나 알루미늄 합금처럼 항복(Yielding) 현상을 보이는 등방성 물질의 항복설계 판정은 최대전단 응력이론(Maximum Shear Stress Theory, Tresca Criterion)이나 변형 에너지 이론(Distortional Energy Theory, Von Mises Yield Criterion) 등이 자주 이용된다. 하지만, 섬유강화 복합재료는 등방성 물질이 아니며 항복현상도 잘 나타내지 않으므로, 금속이나 다른 등방성 물질에 사용하기 위하여 개발된 파괴 조건들이 잘 적용되지 않는다. 따라서 많은 파괴 이론들이 섬유강화 복합재료에 사용될 수 있도록 제안되었다.

Chang & Lessard에 의하면 복합재료의 파괴는 Matrix Tensile Cracking, Matrix Compressive Failure, Fiber-matrix Shearing Failure, Fiber Buckling Failure의 4가지 모드로 생각해 볼 수 있다.

그리고, Z. Hashin은 복합재료의 파괴를 Tensile Fiber Mode, Compressive Fiber Mode, Tensile Matrix Mode, Compressive Matrix Mode로 나누어 제시하였다.

본 연구에서는 Chang & Lessard과 Z. Hashin의 파괴이론들을 토대로 하여 복합재료의 충격거동을 ABAQUS 프로그램으로 Coding하고 그 결과를 살펴보았다.

2.3 Material model implementation

본 연구에서는, ABAQUS의 코딩 과정에서 사용자 정의에 의해, 일반적인 유한 요소 해석 방법과 더불어 충격 직후의 물성 변화를 고려하게 되는데 그 개략적인 이론은 다음과 같다.

복합재료의 전단 비선형성(Shear Nonlinearity)과 파괴 모드(Matrix failure in tension or compression and Fiber-matrix shear failure)를 모사하기 위해서는 탄성 재료 물성(Elastic Properties)들이 세 개의 변수들에 선형적으로 의존(linearly dependent)하게 재구성 되어야 한다. 이 세 개의 변수들이란, 기지재의 파괴 지수(matrix failure index), 섬유-기지재 간의 전단 파괴 지수(fiber-matrix shear failure index), 그리고 파괴 전의 전단 비선형성-손상(shear nonlinearity(damage) prior to failure)을 말한다. 탄성 재료 물성(elastic material properties)의 이

변수들에의 의존도는 Table 1에 정리되어 있으며, ABAQUS의 Coding 과정에 적용된다.

Material State	Elastic Properties				FV1	FV2	FV3
No failure	E_x	E_y	ν_{xy}	G_{xy}	0	0	0
Matrix failure	E_x	0	0	G_{xy}	1	0	0
Fiber/matrix shear	E_x	E_y	0	0	0	1	0
Shear damage	E_x	E_y	ν_{xy}	0	0	0	1
Matrix failure and fiber/matrix shear	E_x	0	0	0	1	1	0
Matrix failure and shear damage	E_x	0	0	0	1	0	1
Fiber/matrix shear and shear damage	E_x	E_y	0	0	0	1	1
All failure modes	E_x	0	0	0	1	1	1

FV1 : Matrix Failure Index

FV2 : Fiber-Matrix shear failure Index

FV3 : Shear non-linearity(damage) prior to failure

Table 1. Dependence of the elastic material properties on the field variables

비선형성을 고려하려면 비선형 응력-변형률의 관계는 다른 형태로 표현되어야 한다. 변형이 끝나는 시점에서의 응력은 변형률의 선형적인 함수로서 주어지야만 하는데, 이것은 다음의 식과 같이 비선형적인 부분을 선형화하여 나타낸다.

$$\gamma_{xy}^{(i+1)} = (G_{xy}^{-1} + a(\sigma_{xy}^{(i)})^2)\sigma_{xy}^{(i+1)} \quad (1)$$

이 식은 다음과 같이 쓸 수 있으며,

$$\sigma_{xy}^{(i+1)} = \frac{G_{xy}}{1 + aG_{xy}(\sigma_{xy}^{(i)})^2} \gamma_{xy}^{(i+1)} \quad (2)$$

이를 통해서, 효율적인 shear modulus를 얻을 수 있다.

하지만 위 식은, 안정성의 측면을 고려해 볼 때, 높은 변형률의 경우에는 안정적이지 않다는 것을 알 수 있다. 그렇다면, 변형률이 일정하다고 가정할 경우, $\gamma_{xy}^{(i+1)} = \gamma_{xy}^{(i)} = \gamma_{xy}$ 이고 i 번째 응력이 exact solution $\sigma_{xy}^{e(i)}$ 와 약간의 오차가 있다고 하면 $\sigma_{xy}^{(i)} = \sigma_{xy}^{e(i)} + \Delta\sigma_{xy}^{(i)}$. 같은 방식으로, $i+1$ 번째의 경우에도 $\sigma_{xy}^{(i+1)} = \sigma_{xy}^{e(i+1)} + \Delta\sigma_{xy}^{(i+1)}$. 이상과 같은 연산이 안정적이기 위해서는 $\Delta\sigma_{xy}^{(i+1)}$ 이 $\Delta\sigma_{xy}^{(i)}$ 보다 작아야 한다. $i+1$ 번째의 차이는 $\sigma_{xy}^{(i)}$ 를 shear modulus eqn.에 대입하고 $\sigma_{xy}^{e(i)}$ 에 대하

여 선형화하면 계산하여 얻을 수 있다.

$$\Delta\sigma_{xy}^{(i+1)} = \frac{-2aG_{xy}^2\sigma_{xy}\gamma_{xy}}{(1+aG_{xy}\sigma_{xy}^2)^2} \Delta\sigma_{xy}^{(i)} \quad (\sigma_{xy} = \sigma_{xy}^{e(i)}) \quad (3)$$

여기서 다음의 조건을 만족할 경우, 전단 변형률의 비선형 부분이 선형 부분보다 크므로 연산이 불안정하게 되고, $i+1$ 번째에서의 차이가 i 번째 차이보다 크게되는 것이다.

$$2aG_{xy}^2\sigma_{xy}\gamma_{xy} > (1+aG_{xy}\sigma_{xy}^2)^2 \quad (4)$$

(γ_{xy} 를 없애고 간단히 정리하면, $a\sigma_{xy}^3 > G_{xy}^{-1}\sigma_{xy}$) 따라서, 좀 더 안정된 식을 얻기 위해서 다음과 같이 비선형 응력-변형률 법칙(Nonlinear Stress-Strain)을 쓰기로 한다.

$$\gamma_{xy} + \beta\sigma_{xy}^3 = G_{xy}^{-1}\sigma_{xy} + (a + \beta)\sigma_{xy}^3 \quad (5)$$

여기서, β 는 임의의 상수이다. 이 식을 선형화하여 새로운 식을 구하면,

$$(1 + \beta(\sigma_{xy}^{(i)})^3/\gamma_{xy}^{(i)})\gamma_{xy}^{(i+1)} = (G_{xy}^{-1} + (a + \beta)(\sigma_{xy}^{(i)})^2)\sigma_{xy}^{(i+1)} \quad (6)$$

이 식을 다시 정리하면 다음의 식을 얻게 된다.

$$\sigma_{xy}^{(i+1)} = \frac{1 + \beta(\sigma_{xy}^{(i)})^3/\gamma_{xy}^{(i)}}{1 + (a + \beta)G_{xy}(\sigma_{xy}^{(i)})^2} G_{xy}\gamma_{xy}^{(i+1)} \quad (7)$$

$\beta = 2a$ 이 경우, i 번째의 차이 $\Delta\sigma_{xy}^{(i)}$ 는, $i+1$ 번째에서 0에 수렴하게 된다. 우리가 얻게 되는 최적의 식은 다음과 같다.

$$\sigma_{xy}^{(i+1)} = \frac{1 + 2a(\sigma_{xy}^{(i)})^3/\gamma_{xy}^{(i)}}{1 + 3aG_{xy}(\sigma_{xy}^{(i)})^2} G_{xy}\gamma_{xy}^{(i+1)} \quad (8)$$

결과적으로, 이와 같은 관계는 손상 매개변수 (Damage parameter) d 의 식으로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\sigma_{xy}^{(i+1)} = (1 - d)G_{xy}\gamma_{xy}^{(i+1)} \quad (9)$$

여기서,

$$d = \frac{3aG_{xy}(\sigma_{xy}^{(i)})^2 - 2a(\sigma_{xy}^{(i)})^3/\gamma_{xy}^{(i)}}{1 + 3aG_{xy}(\sigma_{xy}^{(i)})^2} \quad (10)$$

손상 매개변수(Damage parameter)는 탄성 특성을 정의하는 과정에서 파괴 전의 전단 비선형성-손상(shear nonlinearity(damage) prior to failure) 변수로 할당된다.

이상과 같은 식들로부터, 초기의 응력을 시작으로 하여, 파괴 지수들이 계산된다.

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_y^{(i)}}{Y_t}\right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{(i)})^2/G_{xy} + 3a(\sigma_{xy}^{(i)})^4}{2S_c^2/G_{xy} + 3aS_c^4}$$

if $\sigma_y^{(i)} > 0$ (11)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_y^{(i)}}{Y_c}\right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{(i)})^2/G_{xy} + 3a(\sigma_{xy}^{(i)})^4}{2S_c^2/G_{xy} + 3aS_c^4}$$

if $\sigma_y^{(i)} < 0$ (12)

$$e_{fs}^2 = \left(\frac{\sigma_x^{(i)}}{X_c}\right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{(i)})^2/G_{xy} + 3a(\sigma_{xy}^{(i)})^4}{2S_c^2/G_{xy} + 3aS_c^4} \quad (13)$$

파괴 지수(Failure Index)들의 값은 직접적으로 주어지지 않는 않지만, Solution-dependent state 값들로서 저장된다. 파괴 지수 값들은 1.0보다 커지면 사용자 정의에 의해 1.0으로 고정되며 그 순간까지의 응력-변형률의 관계를 유지하며 이후의 응력이 줄어드는 경우라도, 손상 후의 재료가 복원되지 않는 특성을 고려해서, 1.0보다 작아지지 않는다.

3. 실험

3.1 재료

본 연구에 사용된 섬유는 (주)SKI의 UPN 116B carbon/epoxy 프리프레그(prepreg)로서 12000개의 filament로 이루어져 있다. 보강섬유와 에폭시 레진의 밀도는 각각 1.85 g/cm³, 1.17 g/cm³이며 레진의 함유량은 무게비로 약 33%이다. 이러한 일방향의 프리프레그를 적층하여 hot press machine을 사용해 경화시킨다.

재료의 기본 물성은 Table 2에 제시된 바와 같다.

섬유방향 탄성계수, E ₁	168.8 GPa
섬유직각방향 탄성계수, E ₂	7.44 GPa
전단방향 탄성계수, G ₁₂	6.89 GPa
Poisson's Ratio, ν ₁₂	0.25

Table 2. 플라이 기본 물성 (V_f=60%일 경우)

3.2 ABAQUS/Explicit

ABAQUS/Explicit은 앞에서 설명한 바와 같이, 시간적분법을 이용한 고체 및 구조물의 비선형 거동과도 응답의 동적 해석을 수행한다. ABAQUS/Explicit은 최신 supercomputer

system 을 잘 활용하기 위해 완전히 vector화 되어있으며 강력한 연결 능력, 신뢰도, 큰 모델에서의 계산 효율 등으로 인해 불연속적으로 비선형 응답을 나타내는 준 정적 응용분야에서도 매우 효과적으로 사용할 수 있다.

Figure 1, 2, 3은 ABAQUS를 통하여 탄소섬유 복합재료의 충격거동을 모사한 그림들이다.

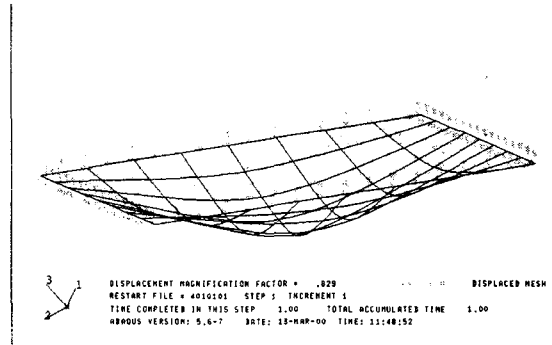


Figure 1

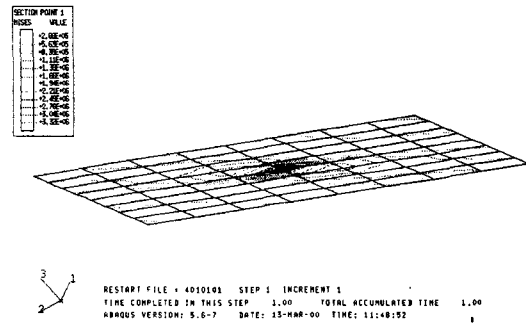


Figure 2

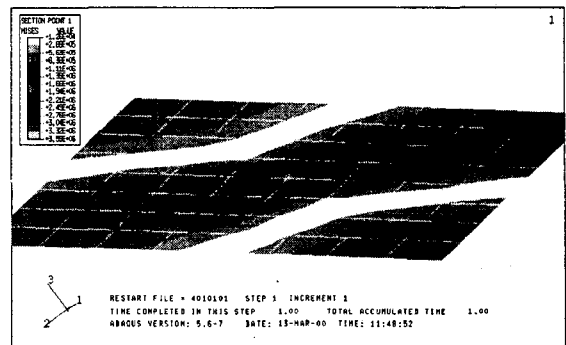


Figure 3

4. 결론

본 연구에서는 실제 탄소섬유 복합재료의 기본 물성을 가지고, Chang & Lessard와 Z. Hashin 파괴이론을 바탕으로 ABAQUS를 Coding하고 실행하여, 탄소섬유 복합재료의 충격거동을 모사해보았다.

ABAQUS를 통해서 모사된 데이터와 실제 실험값들을 비교해 본 결과, ABAQUS에 의한 충격거동이 실제 실험에서의 충격거동과 흡사한 양상을 나타냄을 확인할 수 있었다.

ABAQUS를 통한 본 연구의 큰 장점이 있다면, 실제 실험에서는 충격 후의 결과적인 데이터만을 얻을 수 있는데 반하여, ABAQUS에서는 충격이 가해지는 중간 과정에서의 데이터도 얻을 수 있다는 것이다.

충격에 의해서 발생하는 복합재료 적층간의 Debonding, Friction 등으로부터 야기되는 물성변화를 고려한다면 실제와 거의 흡사한 모사가 가능할 것이다.

5. 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/Standard Ver. 5.8 User's Manual Vol. I, II, III
- (5) ABAQUS/Explicit Ver. 5.8 User's Manual Vol. I, II
- (6) ABAQUS/Post Ver. 5.8
- (7) Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites, Z. Hashin, Journal of Applied Mechanics(ASME), June 1980, Vol. 47, pp. 329-334
- (8) Damage and Failure of a Laminated Composite Plate, ABAQUS Note, ABAQUS/Standard Example Prob. Manual vol. 1, ABAQUS

Ver.5.8

- (9) Analysis of an Anisotropic Layered Plate, ABAQUS Note, ABAQUS/Standard Example Prob. Manual vol. 2, ABAQUS Ver.5.8