

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(11), 927-936(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.11.927

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

재료 비선형과 연속체 손상역학을 고려한 복합 적층판의 강도 예측

박국진*, 강희진*, 신상준*, 최익현**, 김민기**, 김승조*

Strength Prediction on Composite Laminates Including Material Nonlinearity and Continuum Damage Mechanics

Kook-jin Park*, Hee-jin Kang*, SangJoon Shin*, Ik-hyun Choi**, MinKi Kim** and Seung-jo Kim*
Seoul National University*, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

This paper presents development and verification of the progressive failure analysis upon the composite laminates. Strength and stiffness of the fiber-reinforced composite are analyzed by property degradation approach with emphasis on the material nonlinearity and continuum damage mechanics (CDM). Longitudinal and transverse tensile modes derived from Hashin's failure criterion are used to predict the thresholds for damage initiation and growth. The modified Newton-Raphson iterative procedure is implemented for determining nonlinear elastic and viscoelastic constitutive relations. Lamina properties of the composite are obtained by experiments. Prediction on the un-notched tensile (UNT) specimen is performed under the laminate level. Stress-strain curves and strength results are compared with the experimental measurement. It is concluded that the present nonlinear CDM approach is capable of predicting the strength and stiffness more accurately than the corresponding linear CDM one does.

초 록

이 논문에서는 복합 적층판의 점진적 파손해석 기법을 개발하고 검증하였다. 강도 및 강성 예측의 정확성을 높이기 위해 재료 비선형 효과와 연속체 손상역학을 동시에 고려하였다. 파손 시작점과 성장을 예측하기 위한 식으로 Hashin의 판별식이 사용되었으며, 파손 모드는 수직인장/전단, 섬유 인장의 2가지 파손모드를 고려하였다. 비선형 탄성 및 점탄성의 구성방정식을 고려한 평형을 계산하기 위해 Newton-Raphson 방법이 사용되었다. 실험을 통해 얻어진 복합재료 단층의 물성을 이용하여 노치가 없는 시편에 인장력을 가했을 때 예상되는 적층복합재의 강도 및 변형률을 예측하였다. 이 경우 선형 물성과 저하계수만을 고려하여 예측된 강성/강도보다 실험결과에 근사하게 나타남을 확인하였다.

Key Words : 적층복합재료 (laminated composite), 점진적 파손해석 (progressive failure analysis), 재료 물성 저하법 (material property degradation method), 연속체 손상역학 (continuum damage mechanics)

† Received : July 7, 2014 Revised : September 4, 2014 Accepted : October 20, 2014

* Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

I. 서 론

복합재료는 금속재료에 비해 비강도, 비강성이 우수하여 항공우주 산업에서 많이 활용된다. 복합재료는 복잡한 물질 특성을 가지고 있고 물성을 예측하기 어렵다. 따라서 실제 현상과 가까운 파손특성을 해석적으로 예측하기 위해서 많은 파손기준식과 해석 방법들이 개발되고 있다.

복합재료의 강도를 평가하는 대표적인 해석 방법은 점진적 파손해석(PFA, Progressive Failure Analysis) 방법이다. PFA 해석은 저하계수(Degradation Factor)를 이용하여 강성저하를 계산한다. 이때 강성저하를 반영하는 방법에는 크게 세 가지가 있다. Sudden Failure Method[1]는 파손기준식에 의한 즉각적인 파손을 기준으로 한다. 섬유지배적인 복합재료 적층판에 적합한 해석으로, 초기파단(First Ply Failure)을 파손으로 가정하는 방법이다. 반면 초기파단을 완전 파손으로 간주하지 아니하고 파손층만을 계산에서 제외시키는 Ply Discounting Method가 있다. 복합재료의 파손을 저하계수를 매개로 해석하는 방법을 연속체 손상역학(Continuum Damage Mechanics, CDM)이라 한다. 이와 같은 방법을 처음 제안한 Matzenmiller 등[2]의 MLT 방법이 가장 보편적으로 사용되는 CDM 방법이다. 이 방법은 복합재료에 대한 손상의 축적을 고려할 수 있도록 제안되었다. Williams 등[3]과 같은 연구자들은 CDM의 수치해석 기법으로의 적용 등을 연구하였다. Yen[4] 등에 의해서 MLT보다 더 빠른 손상의 성장이 모사되었다. LS-DYNA, NASTRAN과 같은 상용 소프트웨어에도 유사한 손상 모델이 포함되어 있다. 대개는 복합재료의 응답을 해석하는 등의 연구로 활용되고 있다[5]. CDM에 기반하는 점진적 파손해석의 연구는 대부분이 물성의 구성방정식을 수정하는 재료 물성 저하(Material Property Degradation Methods, MPDM)[6-8]의 방법으로 수행된다. MPDM은 파손 모드를 구분하여 정의한 후, 파손 모드에 따른 저하 계수로 물성을 감소시킨다. CDM을 이용하는 경우 저하계수가 응력 상태에 따라 점진적으로 반영된다.

한편 섬유 복합재료의 비선형 물성 특성에 대한 연구도 진행되었다. 복합재료의 비선형성과 소성에 의한 구조물의 파손에 대한 연구가 실험적으로 많이 입증 되었다. 섬유/에폭시 수치인 T300/914, T300/1034-C, AS4-3501-6 뿐만 아니라 섬유/PEEK 수치 등에 대해서도 비선형성이 관찰된다[9-12]. AS4/3501-6의 시편은 Wang 등[9]

에 의해 인장실험이 수행되었고, [45/-45]_{4s}에 대한 실험 결과 전단 응력-변형률 곡선이 쌍곡선과 같은 해석적인 식의 형태로 근사될 수 있음을 보이기도 했다. Ishikawa[13]와 Yokozeki[14] 등은 섬유 방향 복합재료의 물성 비선형성에 대한 구성방정식 모델을 설립하여 탄소섬유를 사용한 복합재료에 대한 UD모델에 대한 해석을 수행하였다. 복합재료 특성에 대한 해석적 접근은 대부분 UD에서 진행되었으며, 비선형 구성방정식을 세워 만들어진 물성 모델을 검증하는 연구가 주로 수행되고 있다.

CDM 기반의 PFA 해석에서는 강성의 감소를 파손 기준식에 의존하여 결정한다. 그러나 파손 기준식은 모두 개별 층의 응력 상태에 의존하고 있기 때문에 복합 적층판의 특성을 제대로 모사하지 못한다. 적층판 [45/-45]_{4s}의 해석을 수행하는 경우 CDM기반의 PFA만으로는 5%를 넘는 높은 변형률 결과를 모사할 수 없다. 또한 섬유 배열 문제 등에서 기인하는 강성의 증가를 반영하기 어렵다. 따라서 비선형 물성과 파손 기준식을 모두 고려한 형태로 PFA 절차를 개선하여야 한다.

본 논문에서는 PFA에 섬유와 전단 비선형 효과를 고려하기 위해 서울대학교에서 기존에 개발하여 보유하고 있는 범용구조해석 프로그램인 IPSAP을 이용하였다. Newton-Raphson 방법을 추가 적용하여 비선형 PFA 해석 루틴을 개발하였다. CDM에서 고려되는 저하 계수와 재료 비선형 모델을 점진강성행렬에 반영하여 비선형 해석 루틴을 구성하였다. 다양한 적층각으로 구성되는 복합재료 모델에 대한 인장 실험을 수행하였다. 이를 이용하여 재료 비선형 및 손상 모델을 고려한 비선형 해석모델의 정확성을 검증하였다.

II. 점진적 파손해석 모듈의 구성

2.1 재료 비선형을 고려한 응력-변형률 관계식

일반적으로 복합 적층판의 강도와 강성 예측에는 저하계수가 고려된 PFA가 사용된다. 기본 물성은 복합재료의 단층에 대해서 얻어진 물성 값을 사용하거나 섬유나 수지의 물성을 통해서 얻어진다. PFA 해석은 감소된 물성 상태를 저하계수를 통해 반영한다. MPDM 방법은 주로 선형해법을 반복적으로 수행하여 진행된다. MPDM에 의한 PFA 해석은 복합재료가 손상을 입기 전까

지 선형 물성을 가정한다. 그러나 많은 탄소섬유 복합재료에서는 전단 비선형성이 관찰되므로 이를 반영해야 한다. 식 (1)은 선형해석에서 일반적으로 고려되는 평면응력에 대한 컴플라이언스 행렬이다.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$\epsilon_{11}, \epsilon_{22}, \gamma_{12}$ 는 각 축 방향의 변형률이며 $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \tau_{12}$ 는 응력 성분이다. 탄소섬유 복합재료에서 전단 비선형성이 큰 경우에는 비선형 물성의 형태를 적용해야 한다. 비선형성을 추가하기 위해서 식 (1)의 컴플라이언스 행렬을 탄성영역과 소성영역으로 분할하여 식을 가정한다. 통상적으로는 다항식의 형태로 유도된다[15-17]. 본 논문에서는 전단 물성을 측정하기 위해서 수행된 적층판 [45/-45]₄₅에 대한 실험결과를 바탕으로 전단방향의 응력-변형률 관계를 정의하기 위한 계수를 정의하였다. 변위해석을 기반으로 한 해석 루틴을 사용하고 있으므로 응력 항에 대한 양함수의 형태로 나타나도록 한다. 응력 항에 대해 구성방정식을 취하는 경우 응력-변형률 관계에서 경화와 연화를 모두 모사하기 쉽고, 실험적인 모델을 반영하기 수월하다.

Table 1은 선형과 비선형을 고려할 때 전단과 섬유에 대한 응력-변형률의 관계식이다. 여기서 각 항의 계수 $C_{661} \sim C_{664}$ 은 실험적으로 결정되는 값으로, 전단 강도 실험결과를 통해서 구성한다. 비선형 물성에 대한 반복계산을 사용하기 위해서는 점선강성행렬의 조립 시에 구성방정식을 해석적인 형태로 얻는 것이 유리하다. 이에 실험식에 대한 근사곡선을 가정하였다. 보편적으로는 응력이나 변형률에 대한 2~4차 방정식을 가정한다. 본 연구에서는 비선형 전단 모델과 손상을 동시에 고려하고, 전단 변형률이 5%이상의 영역까지

Table 1. Stress-strain relationship in linear and nonlinear region.

Direction	Region	Stress-strain relationship
Longitudinal	Linear	$\sigma_{11} = C_{11}\epsilon_1 + C_{22}\epsilon_2$
	Non-linear	$\sigma_{11} = C_{111} + C_{112}\epsilon_1 + C_{113}\epsilon_1^2 + C_{114}\epsilon_1^3 + C_{22}\epsilon_2$
Shear	Linear	$\tau_{12} = G_{12}\gamma_{12}$
	Non-linear	$\tau_{12} = C_{661}\gamma_{12} + C_{662}\sqrt{\gamma_{12}} + \frac{C_{663}}{\sqrt{\gamma_{12}}} + C_{664}$

나타남을 고려해야 한다. 또한 손상에 의한 감쇠분을 포함해야 하므로 에너지 식으로부터 유도된 고차항을 고려할 때보다 작은 변형에너지가 가져야 한다. 이를 위해 파단 점에서의 저하된 강성을 잘 모사할 수 있는 쌍곡선을 이용한 경험식을 구성하였다.

한편 섬유는 초기의 섬유 배열의 불량 등으로 높은 변형률에서 오히려 강성이 증가하여 변형률의 고차항을 사용한 형태로 모델을 구성하였다.

섬유방향으로는 강성에 필요한 계수는 식 (2)를 통해 계산한다. 초기강성 E_1 과 파손직전의 강성 E_{1f} , 그리고 파손강도 X_T , 파손 변형률 ϵ_2 를 통해 계산된다.

본 논문에서 사용된 경험식으로 비선형 물성을 결정하기 위해서 항복강도와 변형률, 파괴강도, 변형률, 선형영역과 파단직전에서의 Young률까지 총 6가지 변수를 고려하였다. 각각 항복점과 파단 점에서의 응력에 대한 관계식을 얻어내고, 식을 미분하여 얻어낸 Young률에 대한 식을 사용하여 식 (3)과 같은 계수결정행렬을 구했다. γ_1, γ_2 는 항복점과 파단점에서 측정된 변형률, G_{12} 는 선형영역에서의 전단계수, G_{12f} 는 파단점에서의 전단계수이다.

$$\begin{bmatrix} C_{111} \\ C_{112} \\ C_{113} \\ C_{114} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ \epsilon_2^3 & \epsilon_2^2 & \epsilon_2 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 3\epsilon_2^2 & 2\epsilon_2 & 1 & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ X_T \\ E_1/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \\ E_{1f}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} C_{661} \\ C_{662} \\ C_{663} \\ C_{664} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma_1 & \sqrt{\gamma_1} & \frac{1}{\sqrt{\gamma_1}} & 1 \\ \gamma_2 & \sqrt{\gamma_2} & \frac{1}{\sqrt{\gamma_2}} & 1 \\ 1 & \frac{1}{2\sqrt{\gamma_1}} & \frac{-1}{2\gamma_1\sqrt{\gamma_1}} & 0 \\ 1 & \frac{1}{2\sqrt{\gamma_2}} & \frac{-1}{2\gamma_2\sqrt{\gamma_2}} & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} S_y \\ S_f \\ G_{12} \\ G_{12f} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Table 2와 3은 T700/M015의 물성 실험과 NCAMP에서 공개된 8552/IM7과 8552/AS4의 적층판 [0]₄₅ 및 [45/-45]₄₅의 응력-변형률 그래프에서 얻어진 변수들이다[18-19]. Fig. 1에서 T700/M015 물성에 대해 적층판 [0]₄₅의 실험을 통해 얻어진 섬유 방향의 강도 실험 결과와 해석 결과를 비교하였다. 강성은 선형해석에서 통상적으로 적용되는 0.1% ~ 0.5%까지의 변형률 사이의 응력-변형률 선도의 평균 기울기를 사용하였다. Fig. 2에서는 [45/-45]₄₅ 시편에 대한 인장 실험

Table 2. Fiber orientation factor for typical composites.

Material	C_{111}	C_{112}	C_{113}	C_{114}
T700/M015	2.71e+13	7.31e+11	1.41e+11	0
8552/IM7	1.15e+14	-1.21e+12	1.52e+11	0
8552/AS4	9.19e+13	-9.58e+11	1.22e+11	0

Table 3. Shear orientation factor for typical composites.

Material	C_{661}	C_{662}	C_{663}	C_{664}
T700/M015	-7.53e+06	-6.30e+08	1.53e+09	1.82e+08
8552/IM7	-8.14e+06	-6.06e+08	1.46e+09	1.90e+08
8552/AS4	-8.19e+06	-6.06e+08	1.45e+09	1.90e+08

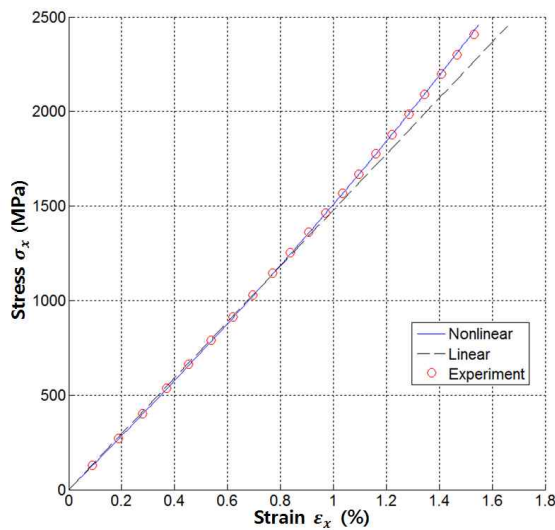


Fig. 1. Stress-Strain curve for T700/M015 [0]_{4s}.

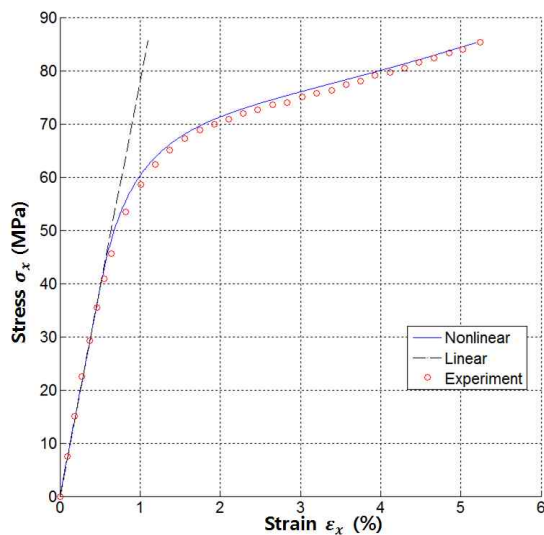


Fig. 2. Stress-Strain curve for T700/M015 [45/-45]_{4s}.

험을 결과와 해석 결과를 비교하였다. 선형해석을 수행한 경우와 비선형 해석을 수행하였을 때의 전단응력을 인장방향 변형률과 함께 도시하였다. 두 결과 모두 파단 직전까지의 Young률의 변화가 정확하게 묘사되고 있으므로 비선형 모델이 적합하게 설정되었음이 확인된다.

2.2 복합재료 파손 기준식의 적용

적층 복합재의 파손을 판별하기 위한 기준식은 다양하다. 통상적으로는 Hill 계통에서 파생된 2차 파손기준식을 사용한다. 섬유강화복합재료의 경우 파손 모드를 구별하여 강도예측의 정확도를 높일 수 있으며, Hashin의 파손기준식이 대표적으로 사용된다. 사각형 요소에 대한 Hashin의 각 모드별 파손기준식은 식 (4)~(5)와 같다. f_1 은 섬유 종방향, f_2 는 섬유 횡방향의 파손지수이다. 본 논문에서는 인장력에 대해서만 고려하도록 한다.

$$f_1 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{t,c}} \right)^2 \tag{4}$$

$$f_2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{t,c}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2 \tag{5}$$

파손 후의 응력을 잔류시키지 않는 경우는 완전제하법(Complete Unloading Method)을 사용하지만[20] CDM에서는 파손 이후의 해의 견고성과 정확성을 감안하여 점진적으로 물성을 감소시켰다. 따라서 파손 이후의 응력이나 변형률 상태에 의존하는 함수를 새로 구성하였다. 본 논문에서는 이러한 메커니즘을 고려하기 위한 CDM 방법과 Hashin의 파손기준식을 이용하여 해석을 수행하였다.

2.3 점진적 파손해석 프로그램의 설계

점진적 파손해석을 MPDM을 사용하여 해석하였다. 통상적으로 사용되는 MLT 방법은 저하계수를 반영한 물성으로 선형해석을 수행하도록 되어 있으므로 힘 평형이 이루어지지 않아 계산상의 오차가 나타난다[21]. Fig. 3은 점진적 파손해석에서 일반적으로 나타나는 응력 변형률 곡선의 개형을 나타내고 있다. 저하계수 모델에 따라 부분적으로 부여된 손상이 누적된다. 저하된 강성 행렬에 대한 선형해석을 다시 수행하여 이에 따라 시편은 선형 하중을 받는 상태와 하중제거 상태가 반복적으로 나타난다. 이때 복합재료 각 층에 대한 하중 경로는 Fig. 3과 같다. 응력해석을 수행하여 초기 손상위치를 찾을 때까지는 (1)의 경로로 움직인다. 손상이 되면 파손지수를 이용

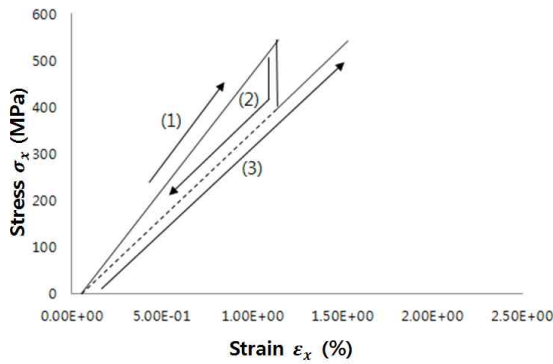


Fig. 3. Linear analysis route before damaged (1), Unloading route after damaged(2), linear analysis route after damaged(3).

하여 저하계수를 계산하여 (2)의 경로로 하중을 제거한다. 저하계수가 구성방정식에 반영되면 다음단계에서는 (3)의 경로를 통해 응력 해석을 수행한다. 이러한 절차에 의해 영구변형에 의해 저장되는 내부에너지의 결손이 나타난다. 따라서 점진적 파손해석에서도 Newton-Raphson (NR) 방법과 같은 비선형 해석법을 수행해야 한다.

NR 방법을 적용하기 위해서 저하계수에 대한 적용 방법을 바꾸었다. CDM에서의 저하계수는 식 (6)을 이용하여 저하 비율을 정한다. 식 (7)은 i 번째 스텝에서의 저하 계수에 대한 관계식이다. 각 강성 요소에 대해 계산된 저하 계수는 식 (8)과 같이 구성방정식에 반영된다. $D_{j,i}$ 는 i 번째 해석 스텝에서 j 방향의 저하계수이다.

물성 감소의 시작은 파손기준식으로 정하고, 초기 물성 감소 때 저하 계수를 통해 구성방정식을 변화시킨다. 이와 같은 형식은 강도예측이 시간의존적인 경우를 묘사하기에는 적합하지만, 준정적 해석인 경우에 하중 증분에 의해 강도 해석값이 달라질 수 있다.

$$\Delta D_{j,i} = -(1 - \exp(1 - f_j^{(i)})) \quad (6)$$

$$D_{j,i+1} = D_{j,i} + \Delta D_{j,i} \quad (7)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{1,i}C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{21} & D_{2,i}C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{6,i}C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

이를 보완하기 위해 파손기준식을 저하계수 적용에 반영하였다. 기존의 CDM에서는 파손 이후의 물성이 저하 계수에 의해 감소되기 때문에 동일한 하중 상태에서 파손기준식을 계산하면 파손되지 않은 상태로 계산 된다. 하중 증분을 부여하여 추가 파손이 나올 때까지는 이전 스텝까

지의 저하 계수로 감소된 강성을 사용하여 파손 기준을 얻는다. 응력 집중이 없는 UNT 시편을 해석하는 경우 CDM방법으로 계산된 응력-변형을 선도는 연속적으로 나타나지 않고, 저하계수를 반영한 시점에서 급격하게 응력이 감소한다.

실제 현상에서도 파손되지 않고 남은 개별 섬유는 파손 전의 모든 섬유가 받던 하중을 견뎌야 한다. 이에 개별 섬유의 응력은 오히려 증가한다. 따라서 파손 되지 않은 섬유들은 파손 시작 지점보다 더 높은 응력을 받도록 수정하였다.

파손기준식을 계산할 때의 응력을 NR 방법으로 수립된 변위에서의 응력을 복원하여 반영하였다. 초기 파손 이후의 점진적인 파손이 일어날 때 저하 계수가 점점 감소하도록 모델을 구성하였다. 같은 복합재료 평판 내부에서도 각 섬유의 강도는 다르며, 이를 통계적으로 분석하면 강도의 분포가 Weibull 분포의 형태로 나타난다[22]. 이러한 점에 착안하여 저하계수의 분포를 Weibull 분포로 가정 하였다. 섬유 파손이 일어났을 때 저하계수 식 (9)과 같이 파손섬유와 전체 섬유의 비로 계산 하였다. 이를 섬유의 강도에 대한 기댓값에 대한 분포로 치환하면 식 (10)으로 된다.

$$D_{j,i} = 1 - \frac{n}{N} \quad (9)$$

$$D_{j,i} = \exp(-(f_j^{(i)} - 1)) \quad (10)$$

재료 비선형과 저하계수에 대한 강성 변화량은 점진강성행렬에 반영된다. 식 (11)는 Newton-Raphson 방법을 위한 힘 평형식이다. n 번째 하중 단계에서의 m 번 반복된 계산에 대한 식으로, $[K_T]$ 는 점진강성행렬, $\{f_n\}$ 은 n 번째 하중단계에서의 외력, P_n^{m-1} 은 내력벡터이다. 외력과 내력의 평형을 맞추기 위한 추가 변위인 ΔU_n^{m-1} 을 계산 하였다. 강도 측정을 위해 일반적으로 강제 변위를 부여해 외력을 단계적으로 더해주므로 강제 변위를 동등한 외력으로 변환시켜야한다. 따라서 매 하중단계마다 반복문을 수행하기 전에 응력해석을 수행하여 강제변위 점에서의 외력을 구하였다. Newton-Raphson 방법으로 내력을 수립시켜 변위를 예측 하였다.

$$[K_T] \{ \Delta U_n^{m-1} \} = \{ f_n \} - \{ P_n^{m-1} \} \quad (11)$$

III. 해석 및 결과

3.1 점진적 파손해석 검증을 위한 유한요소 해석

점진적 파손해석 해법을 검증하기 위해

Table 4. Material properties for T700/M015.

Property	Value
Longitudinal Modulus E_1 (GPa)	142.00
Transverse Modulus E_2 (GPa)	8.43
Poisson's Ratio ν_{12}	0.29
Shear Modulus for Linear Region G_{12} (GPa)	4.90
Longitudinal Tensile Strength X_T (MPa)	2460.00
Longitudinal Compressive Strength X_C (MPa)(assumption)	1500.00
Transverse Tensile Strength Y_T (MPa)	61.30
Transverse Compressive Strength Y_C (MPa)(assumption)	61.30
Shear Strength S_f (MPa)	75.00

Table 5. Stacking sequences for T700/M015.

Layup (0°/45°/90°)	Stacking Sequence
(25/50/25)	[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90]s
(50/40/10)	[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]s
(10/80/10)	[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45]s

T700/M015에 대한 인장 시험을 수행하였다. 단층에 대한 강성 및 강도를 구하기 위하여 [0], [45/-45]_s 및 [90]의 적층구성에 대한 시험 결과를 이용하였다. Table 4는 시험을 통해 얻어진 강성 및 강도이다.

비선형 모델과 저하계수를 검증하기 위해 비선형성이 강한 적층 구성을 포함, 총 세 가지에 대한 적층 구성으로 시편을 구성하였다. Table 5는 비교검증을 위해 수행된 평판의 UNT(Un-Notched Tension) 시편의 세 가지 경우에 대한 정의이다. 준등방성 구성은 순수하게 CDM만을 고려했을 때의 정확성을 검증할 수 있다. 섬유층이 지배적인 경우는 섬유강성의 비선형성과 CDM 성능이 동시에 평가되며 전단층의 영향이 지배적인 경우는 전단 비선형 모델과 CDM이 결합되어 평가된다.

본 논문에서 개발된 CDM 방법에 Hashin 파손 기준식을 적용하여 해석을 수행하였다. 해석 결과는 상용프로그램인 NASTRAN과 비교하였다. NASTRAN의 CDM 모델은 표준적인 GSSD(Gradual Selective Stiffness Degradation) 방법으로써, 재료 비선형 항과는 양립할 수 없는 기존 CDM의 성질을 가지고 있다. GSSD방법에 Hashin과 Tsai-wu의 파손기준식을 적용하여 비교군으로 사용하였다.

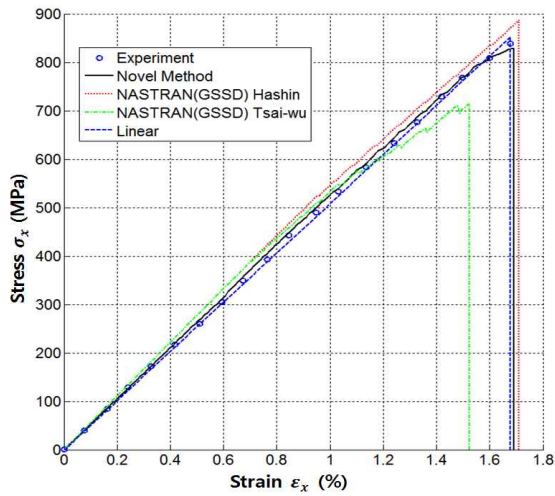
세 가지 경우의 인장력 방향 응력 σ_x 와 변형

률 ϵ_x 에 대한 그래프를 Fig. 4에 도시하였다. 또한 Fig. 5에는 하중을 부여한 단일 요소에 대해 각 층의 내력을 계산하여 적층 각도별 내력 분을 도시하였다.

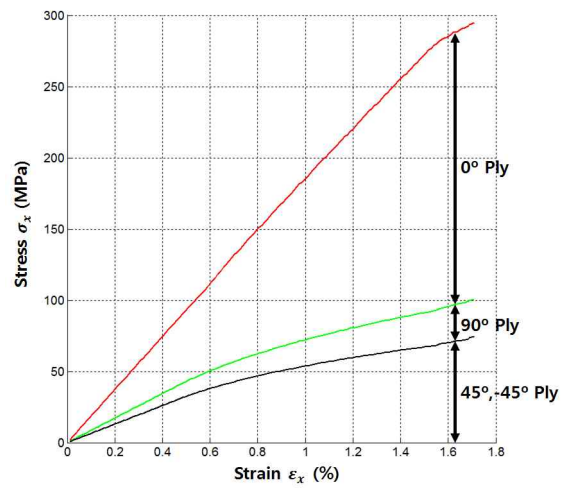
(25/50/25)의 적층 구성은 준등방성 구성으로 비교적 선형에 가까운 응력-변형률 곡선이 그려진다. NASTRAN 해석 결과와 본 논문에서 개발된 모델 모두 시험 결과와 잘 부합한다. Fig. 5-(a)와 같이 0°층은 25%의 두께를 차지하지만 내력의 크기는 전체 층의 약 60% 이상을 차지할 정도로 크다. 높은 변형률에서 0°층은 강성이 증가하지만 전단층의 비선형성으로 강성이 감소하게 되므로 평판 전체의 강성은 거의 유지되다가 높은 변형률에서 약간 감소하는 것을 확인할 수 있었다. NASTRAN의 경우 이 과정이 선형으로 묘사되지만, 비선형을 고려한 경우 각 층의 내력 비율이 변한다. 최고점의 위치는 거의 비슷하므로 CDM만으로도 충분히 모사가 가능한 적층패턴으로 판단된다.

(50/40/10)의 적층 구성은 0°층이 지배적이다. NASTRAN을 이용하여 해석한 결과는 선형 물성으로 주어졌고 PDM이 적용된 모델의 경우 45°, -45°층의 전단 방향 파손과 90°층의 지지방향 파손이 일어날 때 내력이 급격히 감소한다. NASTRAN-CDM 모델의 경우는 점차적으로 물성이 감소하므로 파손모드가 발생한 층에서 점차적으로 내력이 감소하게 되므로 높은 변형률의 영역에서 PDM에 비해 비교적 완만한 곡선을 나타낸다. Fig. 5-(b)와 같이, 실제 0°층의 두께 비율은 50%이지만 내력이 차지하고 있는 비율은 훨씬 높은 것을 확인할 수 있다. 따라서 파손이 일어나는 변형률에서 높은 전단 응력을 가지는 층인 45°, -45°층의 영향력은 미미하였다. 두 전단층은 두께 비율이 약 40%이지만 G_{12} 의 감소율이 높은 변형률에서 E_1 증가폭보다 작게 나타났다. 따라서 전체적인 강성은 약간 증가 되었다. 고전적인 CDM 방법은 (50/40/10)의 적층구성을 사용하는 경우 강성이 경화되는 비선형성을 모사할 수 없다. 또한 파손시점을 응력기반으로 수행하기 때문에 Fig. 4의 (b)와 같이 유사한 강도를 예측하더라도 실험값과 변형률에서 큰 차이가 나타난다.

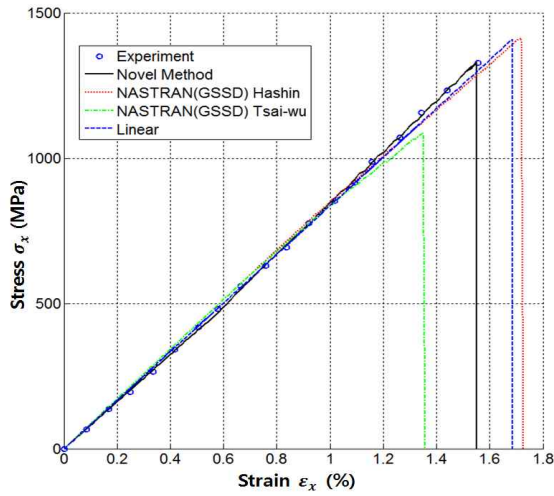
(10/80/10)의 적층구성은 전단층이 약 80%인 모델로, 전단 비선형성의 영향이 매우 크다. 시험 결과에 이러한 경향이 잘 반영되어 있다. NASTRAN의 두 가지 해석 결과 모두 시험에 비해 높은 강성을 유지한다. (25/50/25) 적층구성의 경우 전단 계수의 감소와 섬유방향 수직강성



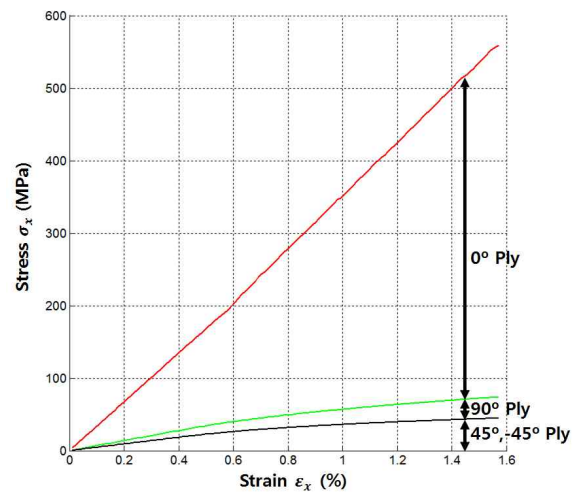
(a) Laminate layup type 1, Layup (25/50/25)



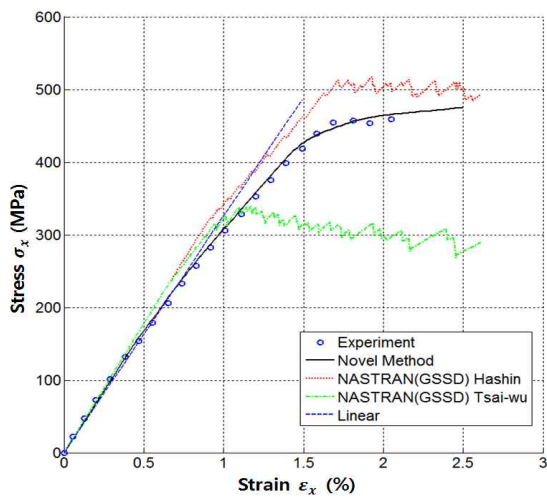
(a) Laminate layup type 1, Layup (25/50/25)



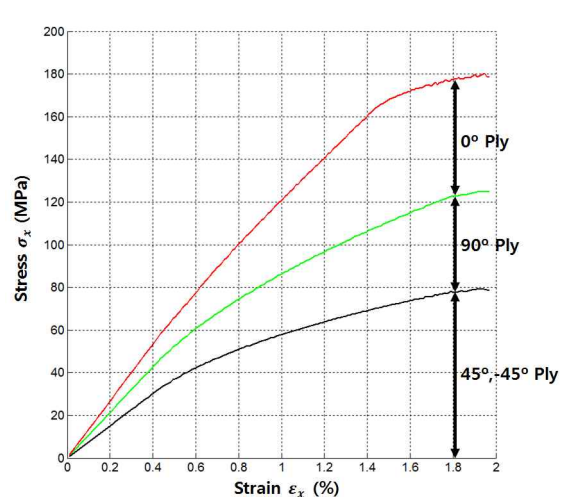
(b) Laminate layup type 2, Layup (50/40/10)



(b) Laminate layup type 2, Layup (50/40/10)



(c) Laminate layup type 3, Layup (10/80/10)



(c) Laminate layup type 3, Layup (10/80/10)

Fig. 4. Stress–Strain curve for T700/M015 UNT Specimen.

Fig. 5. Internal force curve for T700–M015 UNT Specimen.

의 증가가 동시에 나타나므로 비선형을 고려하더라도 그래프의 기울기에서 큰 차이가 없지만, (10/80/10)의 적층 구성은 수직강성의 영향이 적은 편이므로 선형모델과 비선형 모델의 그래프의 개형 차이가 크게 나타났다.

기존의 CDM 방법을 사용하는 경우 전단 비선형성을 저하계수에 의존해서 부여하므로 시험에서의 패턴은 나타나지만 값이 매우 차이가 난다. 파손시점을 얻기 위해서는 응력 혹은 변형률에 파손기준식이 필수적이다. 따라서 새로 제안된 CDM과 재료비선형을 병용하는 방법은 비선형성을 온전히 얻어낼 수 없는 기존의 방법에 비하여 정확도가 크게 개선되었다. 유효응력에 기반한 CDM으로 파손 임계 시점에 대한 판정을 정확하게 구성하고 재료비선형으로 내력 분포를 정확하게 구성하였기 때문에 적층 구성에 상관없이 높은 정확도를 가진다.

3.2 UNT 시편에 대한 강도 예측

8552/IM7, 8552/AS4에 대한 해석을 추가로 수행하였다. 실험값은 두 물질에 대한 실험을 여러 번 수행하여 얻어진 NCAMP의 통계 자료를 사용하였다[18-19].

Table 6은 각 적층 구성에 대해 적층 시편의 인장강도를 계산한 결과이다. NASTRAN 해석을 비교군으로 사용하였다. UNT 시편의 특성상 응력 집중점이 나타나지 않으므로 강도는 파손 이후에 나타나는 초기 극대점으로 측정하였다.

재료 비선형과 Weibull 분포에 기반한 CDM으로 해석하였을 때의 강도는 CDM만을 고려했을 때보다 정확하게 예측 되었다. CDM 방법을 적용하였을 때는 전단층이 많은 모델에서 크게 오차가 나타났다. 비선형 물성을 적용하여 계산하면 단순히 정확한 변형률이 예측될 뿐만 아니라 강도의 크기에도 영향을 주었다. 이는 CDM 기반의 PFA 방법은 Ply Discount 방법과는 달리 파손이후에 물성이 점진적으로 감소하는데, 감소 비율에 대한 정의에 따라서 더 이상 하중이 전달

되지 못하는 완전 파손지점이 달라지기 때문이다. 초기파단이 90°층에서 발생한 경우 저하계수에 대한 물성 감소로 요소 전체의 강성이 감소하므로 강성이 감소한 방향에 대한 변위가 증가하게 되었다. 변위 수렴 이후의 각 방향의 응력비율은 이 차이로 인해 여타 층의 파손지수에도 영향을 미쳤다. 따라서 비선형 해석의 도입이 파손 기준식이 초기파단 위치에 대한 예측과 각 파손 모드의 상호작용에 기여하였다.

IV. 결 론

본 논문에서는 탄소 섬유를 사용하는 섬유강 복합재료의 섬유 및 전단 방향의 강성에 대한 비선형 특성을 고려한 점진적 파손해석 해석기법을 개발하였다. 탄소섬유를 사용하는 세 가지 복합재료 T700/M015, 8552/IM7, 8552/AS4에 대한 검증을 진행하였다.

물성의 변화는 CDM을 기반으로 한 강성저하를 사용하였지만 기존의 CDM 기반 PFA에서 고려할 수 없는 재료 비선형을 동시에 고려하였다. 섬유 배열에 의해 나타나는 강성의 증가와 전단 비선형성을 재료 비선형으로 분리하여 정확한 하중 변위그래프를 예측하고, 파손시점을 얻어내기 위해 유효응력에 기반 한 파손기준식을 사용 하였다. 이를 통해 파손시점의 판정에 대한 정확성을 높였다.

(1) 5% 이상의 높은 전단변형률까지 포함할 수 있는 전단 비선형 항과, 섬유방향 강성의 경화 모델을 제시하였다. 이 모델은 복합재료의 전단 비선형 모델을 항복강도, 선형영역의 강성, 파손강도 및 파손직전의 강성만으로 구성되었다.

(2) CDM 모델을 비선형 계산을 위한 점선강성행렬계산에 포함시켜 비선형효과와 저하계수를 동시에 고려할 수 있도록 하였다. 그 결과 다양한 적층구성에서도 정확한 강성을 예측할 수

Table 6. Strength prediction result for 8552/IM7 and 8552/AS4.

Material	Layup	Strength Results						
		NASTRAN CDM Hashin		NASTRAN CDM Tsai-Wu		IPSAP Nonlinear-CDM Hashin		Experiment
		Strength(MPa)	Error(%)	Strength(MPa)	Error	Strength(MPa)	Error	Strength(MPa)
8552/IM7	25/50/25	1062.94	47.26	812.93	12.62	793.39	9.92	721.81
	50/40/10	1494.70	23.44	1381.43	14.08	1206.52	-0.36	1210.92
	10/80/10	560.89	21.40	437.22	-5.37	480.52	4.00	462.02
8552/AS4	25/50/25	868.16	42.10	658.16	7.73	674.10	10.34	610.94
	50/40/10	1209.16	15.14	1111.46	5.83	1089.13	3.71	1050.21
	10/80/10	479.84	9.39	372.46	-15.09	414.87	-5.42	438.64

있었다.

(3) UNT 실험 시편의 응력 변형률 곡선을 비선형 효과를 포함해서 정확히 모사 되었으며, 파손 강도를 정확히 예측하였다.

후속연구에서는 탄소섬유보다 비선형성이 비교적 강한 유리섬유 등에 대한 검증이 추가적으로 진행될 것이다.

후 기

본 연구는 국토교통부의 항공기술연구사업의 지원을 받아 진행되었으며 이에 감사드립니다.

References

- 1) MSC. Software Corporation, PCL and Customization Guide, MSC Software Corporation, 2001.
- 2) Matzenmiller, A., Lubliner, J. and Taylor, R. L., "A Constitutive Model for Anisotropic Damage in Fiber-Composites," *Mechanics of materials*, Vol. 20, No. 2, 1995, pp. 125~152.
- 3) Williams K.V. and Vaziri R., "Application of a damage mechanics model for predicting the impact response of composite materials," *Computers & Structures*, Vol. 79, No. 10, 2001, pp. 997~1011.
- 4) Yen, C.F., "Ballistic Impact Modeling of Composite Materials," *Proceeding of the 7th International LS-DYNA Users Conference*, Dearborn, Michigan, May 2002, pp. 6~15.
- 5) Sang-Kuk Kim, Jin-Hwe Kweon, "Strength Analysis of Composite Double-lap Bolted Joints by Progressive Failure Theory Based on Damage Variable", *Composite research*, Vol 26, No. 2, 2013, pp 91-98
- 6) Hyer, M. W. and Wolford, G. F., "Progressive Failure Analysis of Internally Pressurized Noncircular Composite Cylinders," *Proceeding of the 43rd AIAA/ASME/ASCE /AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Denver, Colorado, April 2002, pp. 22~25.
- 7) Hallet, S. R. and Wisnom, M. R., "Finite Element Investigation of the Effect of Progressive Damage in Notched Composites," *Proceeding of the 14th International Conference on Composite Materials*, San Diego, US, July 2003, Paper No. 0979.
- 8) Camanho, P. P. and Matthews, F. L., "A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 24, 1999, pp. 2248~2279.
- 9) Wang, J., Callus, P. J., and Bannister, M. K., "Experimental and numerical investigation of the tension and compression strength of un-notched and notched quasi-isotropic laminates," *Composite Structures*, Vol. 64, No. 3 - 4, 2004, pp. 297~306.
- 10) Van Paepegem, W., De Baere, I., and Degrieck, J., "Modelling the nonlinear shear stress - strain response of glass fibre-reinforced composites. Part I: experimental results," *Composites science and technology*, Vol. 66 No. 10, 2006, pp. 1455~1464.
- 11) Lafarie-Frenot, M. C., and Touchard, F., "Comparative in-plane shear behaviour of longcarbon-fibre composites with thermoset or thermoplastic matrix," *Composites science and technology*, Vol. 52, No. 3, 1994, pp. 417~425.
- 12) Vogler, T. J., and Kyriakides, S., "Inelastic behavior of an AS4/PEEK composite under combined transverse compression and shear. Part I: experiments," *International Journal of Plasticity*, Vol. 15, No. 8, 1999, pp. 783~806.
- 13) Ishikawa T, Matsusima M, and Hayashi Y. "Hardening non-linear behaviour in longitudinal tension of unidirectional carbon composites," *Journal of materials science*, Vol. 20, No. 11, 1985, pp. 4075~4083.
- 14) Yokozeki, T., Ogasawara, T., and Ishikawa, T., "Effects of fiber nonlinear properties on the compressive strength prediction of unidirectional carbon - fiber composites," *Composites science and technology*, Vol. 65, No. 14, 2005, pp. 2140~2147.
- 15) Kontou, E., and Kallimanis, A., "Formulation of the viscoplastic behaviour of epoxyglass fiber composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, No. 8, 2005, pp. 711~721.
- 16) Totry, E., Gonzales, C., LLorca, J., and Molina-Aldareguina, J. M., "Mechanisms of

shear deformation in fiber-reinforced polymers: experiments and simulations," *International journal of fracture*, Vol. 158, No. 2, 2009, pp. 197~209.

17) Guedes R. M., Torres Marques A., and Cardon A., "Analytical and experimental evaluation of non-linear viscoelastic-viscoplastic composite laminates under creep, creep-recovery, relaxation and ramp loading," *Mechanics of Time-Dependent Materials*, Vol. 2, No. 2, 1998, pp. 113~128.

18) Marlett, Kristin, Yeow Ng, and John Tomblin., "Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Prepreg 190 gsm & 35% RC Qualification Material Property Data Report," National Center for Advanced Materials Performance, Wichita, Kansas. Test Report CAM-RP-2009-015, Rev. A, 2011, pp. 1~238.

19) Marlett, Kristin, Yeow Ng, and John Tomblin., "Hexcel 8552 AS4 Unidirectional

Prepreg 190 gsm & 35% RC Qualification Material Property Data Report," National Center for Advanced Materials Performance, Wichita, Kansas. Test Report CAM-RP-2009-015, Rev. A, 2011, pp. 1~278.

20) So-Young Shin, Jin-Hwe Kweon, Jin-Ho Choi, "Progressive Failure Analysis of Unidirectional-Fabric Hybrid Laminated Composite Joints", Vol. 32, No. 1, 2004, pp. 37-43.

21) Deslauriers, P., Cronin, D., & Duquette, A., "Numerical Modeling of Woven Carbon Composite Failure," *Proceeding of the 8th International LS-Dyna Users Conference*, Dearborn, Michigan, May 2004, pp. 11~33.

22) W. Weibull, "A Statistical Distribution Function of Wide Applicability", *ASME Journal of Applied Mechanics*, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, Sep. 1952, pp. 233~234.