

論文

Journal of the Korean Society for Composite Materials, 25(6), 191-197(2012), pISSN: 1598-6934
DOI: http://dx.doi.org/10.7234/kscm.2012.25.6.191

탄소/에폭시 복합재 적층판의 고속충돌 관통해석

김영아^{*}, 우경식^{**+}, 유원영^{***}, 김인걸^{****}, 김종현^{*****}

High velocity Impact Analysis of Carbon/Epoxy Composite Laminates

Young-Ah Kim^{*}, Kyeongsik Woo^{**+}, Won-Young Yoo^{***}, In-Gul Kim^{****}, and Jong-Heon Kim^{*****}

ABSTRACT

In this paper, the penetration behavior of carbon/epoxy composite laminates subjected to high velocity projectile impact was studied by numerical simulation. The composite laminates made of carbon/epoxy with [45/0/-45/90]_{ns} stacking sequence and the spherical steel impactor were three-dimensionally modeled. The ply numbers of 16 and 24 and the impact velocities in the range of 140-250 m/s were considered. The analysis was performed using an explicit finite element code LS-DYNA. The residual velocity and the amount of damage were predicted and compared to the experimental results.

초 록

본 연구에서는 수치적 시뮬레이션을 통해 탄소/에폭시 복합재 적층판의 고속충돌 관통 거동을 연구하였다. 해석은 상용유한 요소 해석프로그램인 LS-DYNA를 사용하여 해석을 수행하였고, 적층판 및 구형 강철 충격체 모두 3차원 요소로 모델링 하였다. 해석에는 적층순서가 [45/0/-45/90]_{ns}인 16 및 24장으로 된 복합재 적층판을 고려하였으며 충격체의 초기속도는 140-250 m/s 범위의 값을 사용하였다. 해석결과 예측된 잔류속도는 실험값과 비교적 잘 일치하였다.

Key Words : 고속충돌(high-velocity), 복합재 적층판(compositive laminates), 충격체(projectile), 파손(damage), 잔류속도(residual velocity)

1. 서론

최근 복합재료는 항공기, 우주 구조 재료 및 방위산업 등 여러 분야에서 광범위하게 사용되고 있다. 이는 복합재료가 일반적으로 우수한 비강도와 비강성 및 내마모성 등을 가지고 있을 뿐만 아니라, 강화재와 기지재의 종류가 다양하고 또한 요구조건에 맞추어 특성을 적절히 가감할 수 있기 때문이다. 특히 항공우주산업에서는 구조물의 구조와 무게에 매우 민감한데 복합재료는 구조물의 무게를 줄여주고 순항능력을 증가시켜 준다.

한편 복합재 구조물을 다양한 요소에 의해 충격을 일으킬 수 있는 환경에 노출되게 된다. 복합재 구조물과 충격체의 충돌이 일어나면 충격체의 운동에너지는 주로 복합재 구조물에 흡수되며 이로 인해 복합재 구조물은 기지균열, 섬유/기지 분리, 층간분리 등 다양한 파손이 발생한다.[1,2] 이러한 충격에 의한 파손은 구조물의 구조적 기능을 완전히 상실하게 하거나 기계적 성질 및 수명을 급격하게 감소시킨다. 따라서 충돌 후 복합재 구조물의 파손 및 강도평가의 필요성이 증대되고 있다.

접수: 2012년 9월 11일, 수정: 2012년 12월 17일, 게재승인: 2012년 12월 18일

* 충북대학교 대학원 구조시스템공학과

**+ 충북대학교 토목공학부, Corresponding author(E-mail:kw3235@chungbuk.ac.kr)

*** 항공우주연구원

**** 충남대학교 항공우주공학과

***** 국방과학연구소

충돌해석은 다양한 요소가 작용하기 때문에 최근에는 많은 연구들이 실험적 해석과 수치적 해석을 병행하여 이루어지고 있다. DeKa 등[3]은 LS-DYNA를 사용하여PP/E-glass 복합재 적층판의 실험적, 수치적 해석을 수행하여 충격체와 적층판의 에너지관계를 자세히 고찰하였으며 잔류속도 예측 및 층간분리 현상을 모사하였다. Silva등[4]은 케브라 복합재 평판의 충돌실험을 실시하여 기지균열 모사 및 탄도한계를 예측한 뒤, AUTODYN을 통해 수치적 해석을 수행하여 탄도한계 및 파손 거동 예측하여 실험결과와 일치하는 결과를 얻었으며, Lee와 Sun[5]은 20-90 m/s의 초기속도를 가지는 끝이 무딘 원기둥 형상의 충격체로 탄소/에폭시 적층판의 관통과정을 구현하였다. Lopez-Puente 등[6]은 충격체가 70-540 m/s의 초기속도로 탄소/에폭시 적층판에 0°-60°의 각도를 가지고 충돌할 때 잔류속도에 따른 손상영역을 실험적, 수치적으로 예측한 바 있다.

본 연구에서는 수치적 고속충돌 해석을 통하여 고속충돌 관통속도 값을 예측하였다. 상용유한요소 해석 코드인 LS-DYNA를 이용하여 고속 충돌해석을 수행하였으며 그 결과를 참고문헌[7]의 실험결과와 비교 분석하였다. 해석에는 탄소/에폭시 복합재 적층판을 고려하였으며 적층순서가 [45/0/-45/90]_{ms}인 16플라이 및 24플라이로된 복합재 적층판을 고려하였다. 해석은 경계조건의 영향을 알아보기 위해 적층판의 지름(D)과 충격체의 지름(d)의 비(D/d)가 3, 4, 및 5인 다양한 시편에 대해 해석을 수행하였으며 충격력의 시간이력, 파손모드 및 파손영역 등 충격거동을 고찰하였다.

2. 해 석

2.1 유한요소모델링

Fig. 1은 충돌실험 실험 시편 형상을 보여주고 있다. 복합재 충돌시편은 탄소/에폭시(USN 150B)[7] 라미나($t_{ply} = 0.141$ mm)를 적층하여 제작되었고 적층순서는 [45/0/-45/90]_{2N}이다. Fig. 1의 시편은 가로 및 세로가 모두 87.5 mm 이나 중앙에 지름이 D 인 원으로 표시된 부분의 외부는 상하에 모두 강철판으로 지지되어 있으므로 내부 지역만이 충격에 의해 변형이 가능하도록 되어있다. 따라서 유한요소해석에서는 지름이 D 인 원의 외부지역의 일부도 포함하여 모델링하였다. 본 연구에서 적층판의 지름(D)은 19.05 mm, 25.4 mm 및 31.75 mm 의 세 가지 경우를 고려하였다.

충격체는 지름(d)이 6.35 mm 인 강철구이며 무게는 1.055 g 이다. 충격체는 140-250 m/s 범위의 초기속도를 가지고 복합재 적층판에 충돌한다.

Fig. 2는 $D = 25.4$ mm ($D/d = 4$)일 때의 충격체와 복합재 적층판을 3차원 고체요소로 모델링한 유한요소 메쉬를 보이고 있다. 고속 충돌의 경우 시편의 전체 범위에서 변형이 일어나지 않고 충격체와 충돌이 일어나는 국소부분만 큰 변형이 발생하기 때문에 그림에서 보는 것과 같이 적층판의 중심

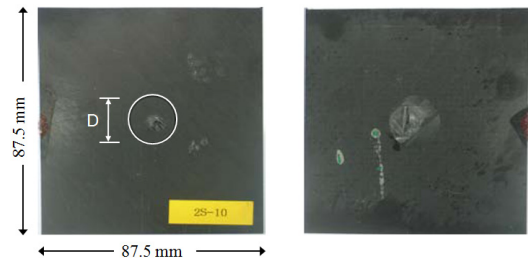


Fig. 1 Experimental impact specimen[7].

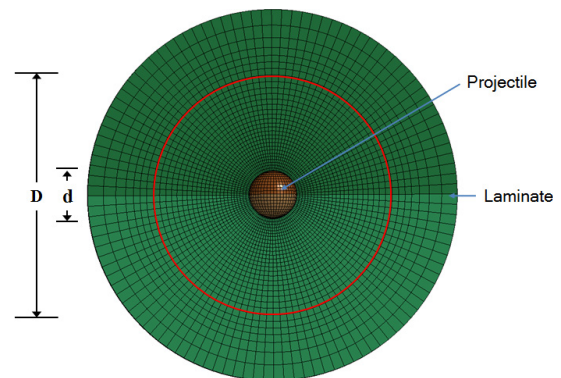


Fig. 2 Three dimensional finite element mesh for composite laminates and impact projectile ($D = 25.4$ mm, $d = 6.35$ mm, $D/d = 4$).

으로 갈수록 요소의 크기가 점차적으로 감소하도록 모델링을 하였다. 또한 사전연구에서 경계조건이상으로 파손영역이 발생한 경우도 보여, 경계조건에 의한 영향을 줄이기 위해 적층판은 경계조건의 끝단보다 충분히 크게 모델링을 하였다. 해석모델은 $D/d = 3$ 인 모델을 중심으로 D/d 가 4와 5로 증가함에 따라서 내부에는 모두 동일한 모델을 사용하고 외부에 요소를 추가하는 방식으로 메쉬를 제작하였다. 적층판에 사용된 요소수는 적층수가 16일 때 약 62,000개 이고 24인 경우는 약 93,000개이다. 충격체는 약 3,300개의 요소를 사용하여 모델링 하였다. 복합재 적층판의 경계조건은 적층판의 지름 D 로 표시한 지역의 외부에 위치한 절점들에 대해서 최상층과 최하층에 위치한 절점들에 대해 모든 자유도를 구속하여 고정하였다.

본 연구에서는 상용유한요소 해석코드인 LS-DYNA를 이용하여 충돌해석을 수행하였다. 충격체와 적층판의 접촉은 응력이 일정한 파손기준식 또는 유효파손변형률(effective failure strain, EFS)을 만족하면 해당요소가 삭제되는 ERODING_SURFACE_TO_SURFACE(SOFT = 1)로 모델링하였고 마찰 계수는 0.1로 하였다.

일반적으로 충돌해석 시에는 감차적분요소를 사용하게 되는데 이때는 반드시 Hourglass를 모드를 컨트롤하여야 한다. 해석모델의 전체 Hourglass 에너지가 내부에너지의 10% 이상이 되면 해석결과를 신뢰하지 않는다. 완전적분 요소를 사용하면

Hourglass 모드가 발생하지 않으나 이 경우 해석시간과 메모리가 상당히 증가하게 되어 비효율적이다. 본 연구에서는 감차적 분요소로 모델링하였고 강성에 의한 Hourglass 모드 컨트롤 (Type 5) 사용하여 해석을 수행 하였다.

2.2 복합재 및 충격체 재료모델

LS-DYNA는 다양한 재료 모델링을 제공하고 있다. 본 연구에서 고체요소로 모델링된 복합재 적층판은 MAT59(Composite failure solid model)[8]를 적용하였다. MAT59는 최대응력파손 기준을 사용하는 비등방성 재료모델이며 인장파괴, 전단파괴, 압축파괴, 박리파괴모드가 있는데 각각의 모드는 방향에 따라 나뉘며 다음과 같은 8개의 파괴 지표를 가진다.

인장파괴모드 (Tensile failure):

- 종방향 인장파괴 ($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (1)$$

- 횡방향 인장파괴 ($\sigma_{22} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (2)$$

전단파괴모드 (Through-thickness shear failure):

- 종방향 전단파괴 ($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (3)$$

- 횡방향 전단파괴 ($\sigma_{22} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (4)$$

압축파괴 모드 (Compressive failure):

- 종방향 압축파괴 ($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1.0 \quad (5)$$

- 횡방향 압축파괴 ($\sigma_{22} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{S_{12} + S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{S_{12} + S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{|Y_c|} + \left(\frac{\sigma_{a12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (6)$$

- 두께방향 압축파괴 ($\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{S_{13} + S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Z_c}{S_{13} + S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{33}}{|Z_c|} + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (7)$$

Table 1 Material properties

(a) Composite layer (USN 150B)

Density (ton/mm ³)	ρ	1.544x10 ⁻⁹
Thickness (mm)	t_{ply}	0.141
Young's modulus (GPa)	E_{11}	131
	$E_{22}=E_{33}$	8
Poisson's ratio	$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.018
	ν_{23}	0.47
Shear modulus (GPa)	$G_{12}=G_{13}$	4.5
	G_{23}	3.5
Tensile strength (MPa)	X_t	2,000
	$Y_t=Z_t$	61
Compressive strength (MPa)	X_c	2,000
	$Y_c=Z_c$	200
Shear strength (MPa)	$S_{12}=S_{13}$	70
	S_{23}	40

(b) Projectile (steel)

Density (ton/mm ³)	ρ	7.8x10 ⁻⁹
Young's modulus (GPa)	E	210
Poisson's ratio	ν	0.3
Yield strength (MPa)	σ_y	260
Tangential (GPa)	E_{tan}	1.0

박리 (Delamination, $\sigma_{33} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1.0 \quad (8)$$

이상의 지표들에서 한 지표가 1.0 이상이 되면 파괴 모드가 발생하게 되며 즉시 응력에 다양한 환산계수가 적용된다. 이 재료 모델은 최대하중이 특정 방향을 따라 도달되면 해당 스텝을 100개로 나누어 강성을 0으로 보내게 된다.

충격체인 강철은 탄성영역 외에도 큰 소성변형을 가지므로 MAT3(Plastic Kinematic)재료 모델을 적용하여 계산을 수행하였다[8]. 재료는 이중직선형 응력-변형률 관계식을 가지는 것으로 가정하였다.

해석에 사용된 적층판과 충격체의 물성치는 Table 1에 나타내었다[9]. 복합재 구조물의 충돌해석에는 다양한 요인에 의해 해석결과에 편차를 수반 할 수 있다. 충돌실험 시편 제작시 제작환경 등에 따라 실험적으로 구한 물성치 및 파단강도에 편차가 발생할 수 있으며 유한요소해석시에도 요소의 종류, 재료모델, 메쉬 상세도, 충격체와 복합재 접촉 파라미터 등에 따라 결과에 편차가 발생할 수 있다. 따라서 많은 변수가 존재할 가능성이 있으므로 실험과 비교하며 반복적인 계산으로 파단강도 및 물성을 보정해 주는 것이 중요하다. 실제로 복합재 충돌해석에서 Deka 등[3]은 strain rate의 영향을 고려하기 위하여 실험적으로 구한 강도값에 10% 증가시켜 사용 한바 있으며, 본 연구에서도 strain rate의 영향을 고려하기

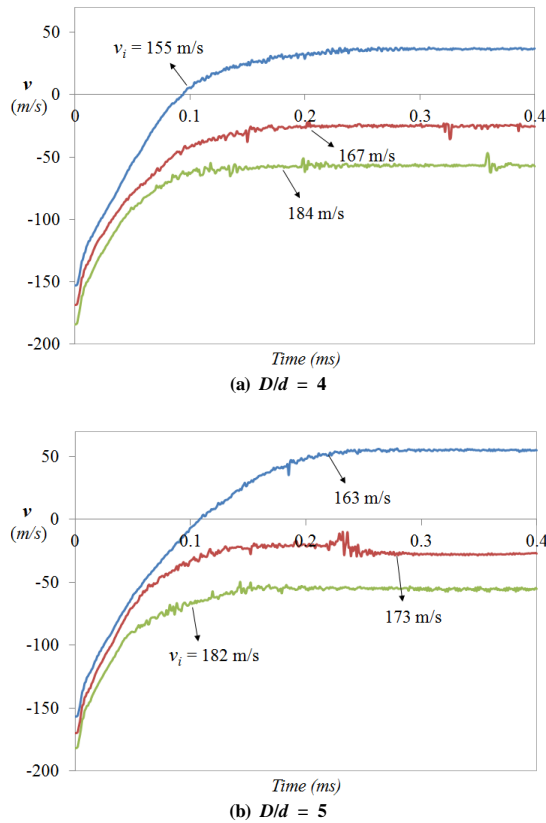


Fig. 3 Time history of projectile for 3D composite laminates (No. of plies = 16).

위하여 실험적으로 구한 강도를 10% 증가시켜 사용하였고 또한 횡방향 압축 및 전단강도의 경우에도 적절히 값을 증가시켜 해석을 수행하였다. 한편 사전 연구결과 종방향의 압축, 두께방향의 압축 및 전단강도에 대해 기준값을 사용할 경우 적층판에서 파괴가 비현실적으로 초기에 발생하게 되는 계산상의 문제를 야기하였으므로 본 연구에서는 이들에 의한 파손은 고려하지 않았다.

3. 해석결과 및 검토

3.1 충격체의 잔류속도 및 충격력

Fig. 3은 복합재 적층판에 대해 충돌해석을 수행한 결과 적층수가 16일 때 $D/d = 4$ 와 5인 경우에 대해 충격체 속도의 시간이력을 나타내고 있다. 그림에서 보는바와 같이 충격체의 속도는 충격체와 적층판이 접촉하기 시작하면서부터 급격하게 감소되기 시작하여 어느 정도의 시간이 경과하여 관통 또는 리바운드가 발생한 이후에는 일정한 잔류속도(residual velocity)를 가지게 된다. Fig. 3(a)의 $D/d = 4$ 인 경우에서 볼 수 있듯이

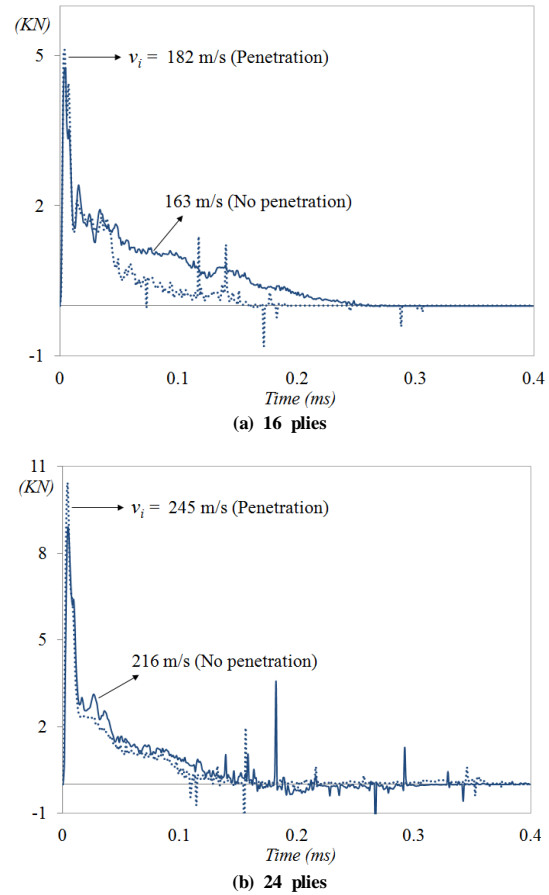


Fig. 4 Time history of impact force for 3D composite laminates ($D/d = 5$).

초기 충돌속도(v_i)가 167 m/s와 184 m/s인 경우 충격체의 잔류속도가 계속 음의 값을 가져 관통이 되었음을 나타내고 있지만 충돌속도가 155 m/s인 경우에는 계속적으로 잔류속도가 감소하다가 양의 값으로 바뀌게 되어 관통되지 않음을 나타내고 있다. 마찬가지로 Fig. 3(b)의 $D/d = 5$ 인 경우 충돌속도가 163 m/s인 경우 충격체는 관통되지 않고 튕겨 나오지만 충돌속도가 173 m/s, 182 m/s인 경우에는 충격체가 관통하여 계속적으로 음의 잔류속도를 가지는 것을 볼 수 있다.

Fig. 4는 $D/d = 3$ 일 때 적층수가 16 및 24인 경우에 대해 충격력의 시간이력을 보이고 있다. 여기서 점선은 관통이 발생한 경우이며 실선은 관통이 발생하지 않은 경우이다. 그림에서 보는 바와 같이 관통이 발생한 경우 충격력은 초기에 큰 값을 가진 이후 급격히 감소하여 비교적 낮은 값을 보이고 있는 반면에, 관통되지 않는 경우에는 지속적으로 큰 충격력이 유지되고 있음을 알 수 있다. 두께의 영향에 대해서는 쉽게 예상할 수 있는 대로 두께가 두꺼운 경우가 더 큰 충격력을 보였다. 한편 충격체가 관통된 후에도 일시적으로 충격력이

Table 2 Comparison of residual velocity

Stacking Seq.	D/d	Imp. Vel. (m/s)	Residual Vel. (m/s)	
			실험	해석
16 [45/0/-45/90] _{2s}	3	147	관통안됨	관통안됨
		159	24.00	24.32
		185	93.04	82.02
	4	155	관통안됨	관통안됨
		167	26.82	24.96
		184	86.36	88.74
	5	163	관통안됨	관통안됨
		173	26.51	20.86
24 [45/0/-45/90] _{3s}	3	182	61.49	55.18
		207	박힘	박힘
		216	19.44	10.80
	4	242	104.42	57.44
		211	박힘	관통안됨
		229	35.62	38.74
	5	240	48.49	59.74
		216	관통안됨	관통안됨
		231	27.23	23.85
		245	75.31	49.94

양 또는 음의 방향으로 치솟는 경우를 보이고 있는데 이는 파손이 발생하여 떨어져 나간 요소와의 충돌로 인해 나타나는 것이다.

Table 2에 본 해석에 의한 잔류속도와 참고문헌 [7]의 실험 결과 값을 나타내었다. 해석에 의한 잔류속도 값과 실험 결과 값을 비교해본 결과 다양한 충돌속도에 대한 충격체의 관통예측 및 잔류속도 예측이 비교적 실험 결과 값과 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

3.2 복합재 적층판의 파손

본 연구에서는 충돌시 파손영역에 대해서 조사하였다. 앞서 서술한 것과 같이 본 연구에서 사용한 재료모델 MAT59는 8개의 파괴지표를 가지나 종방향 및 두께방향의 압축파괴는 고려하지 않았으므로 6개의 파손영역만을 분석하였다.

Fig. 5는 적층수가 16이고 $D/d = 5$ 이며 초기속도가 182 m/s일 때, 관통이 발생한 직후 최상층 및 최하층의 각각의 파손모드에 대한 파손맵을 나타내고 있다. 여기서 흰색 원형선은 변형이 가능한 지역의 경계($D/d = 5$)를 나타낸다. 파손지표 값이 1이 되면 파손되지 않은상태를, 그리고 파손지표 값이 0이 되면 완전히 파손된 상태를 의미한다. 그림 중앙부의 흰색지역은 충돌이 일어난 국소부분은 관통변형이 발생한 것을 나타내고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 충돌된 [45/0/-45/90]_{2s} 적층복합재의 최상 및 최하층에서는 횡방향의 인장파손 및 박리가 주로 발생하였음을 알 수 있다. 일부 종방향 인장파손, 횡방향 압축파손 및 전단파손이 발생하였으나 이들은 관통지역에 국한되어 나타났다.

Fig. 6은 횡방향 인장파손과 박리를 각각의 플라이 별로 도시하고 있다. 여기서 최하층을 Ply 1으로, 그리고 최상층을

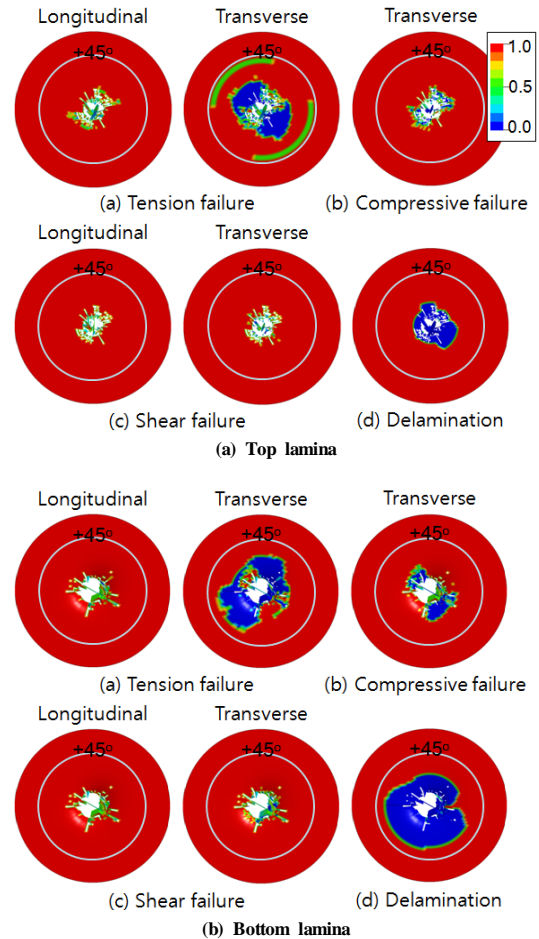


Fig. 5 Failure maps for the outer layers of impacted composite laminate (No. of plies = 16, $D/d = 5$, $v_i = 182$ m/s).

Ply 16으로 나타내었다. 횡방향 인장 및 박리파손은 전층에 걸쳐 광범위하게 나타나고 있으며 하층부로 가면서, 즉 충격이 발생한 반댓면으로 가면서 파손영역이 더 크게 나타나고 있음을 볼 수 있다.

보다 자세한 파손영역을 비교하기 위해 Fig. 6의 플라이별 파손직경(D_f)을 다음식과 같이 정의하였다.

$$D_f = \frac{D_{fmax} + D_{fmin}}{2} \quad (13)$$

여기서 D_{fmax} 는 파손영역의 최대직경을 D_{fmin} 은 최소직경을 나타낸다. 또한 파손영역의 균일한 정도를 알아보기 위하여 파손영역의 최대직경과 최소직경의 차이를 다음과 같이 정의하였다.

$$\Delta D = D_{fmax} - D_{fmin} \quad (14)$$

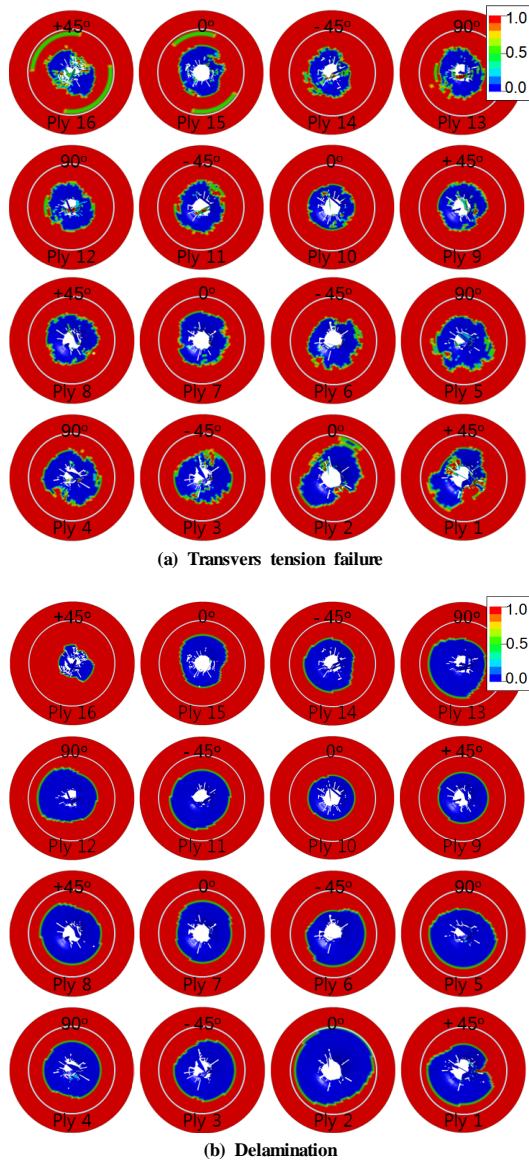


Fig. 6 Damage range for tension failure and delamination of lamina (No. of plies = 16, $D/d = 5$, $v_i = 182$ m/s).

즉, ΔD 가 0에 가까울수록 모든 반지름 방향으로 파손이 균일하게 발생했다는 것을 의미하며 0에서 멀어질수록 한쪽 방향으로 치우쳐 파손이 발생한 것을 의미한다.

Fig. 7은 적층수가 16이고 $D/d = 5$ 이며 초기속도가 182 m/s일 때 플라이별 파손직경의 크기를 나타내고 있다. 그림에서 점선은 전체 적층판의 평균 파손직경(\bar{D}_f)을 나타내고 있는데 횡방향 인장파손 및 박리파손의 평균 파손직경은 적층판의 변형가능 직경(D)의 약 49% 및 65%에 달하고 있다.

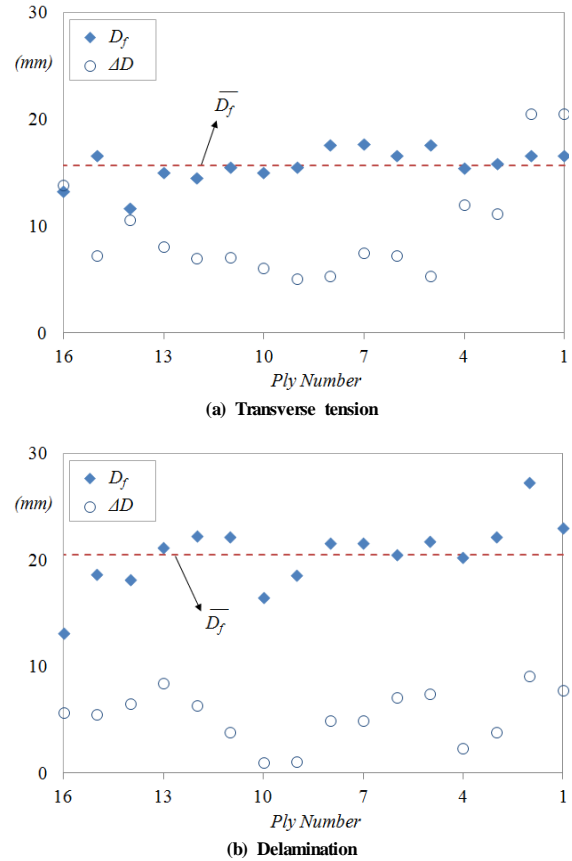


Fig. 7 Damage diameter (No. of plies = 16, $D/d = 5$, $v_i = 182$ m/s).

횡방향 인장파손은 박리에 비해 모든 층에서 비교적 고른 파손직경을 나타내고 있으며, 또한 재료방향이 0°인 플라이가 가장 넓은 파손을 나타나 가장 작은 파손영역을 나타낸 -45°라미나 보다 약 10% 넓은 파손을 보였다. 박리의 경우에는 평균 파손직경이 매우 크게 나타났으며 최하층으로 갈수록 보다 넓은 영역이 파손되고 있음을 보였다. 또한 -45°와 90°층 사이가 일반적으로 다른 층보다 더 큰 박리파손이 발생하였으며 최대 박리파손은 Ply 2(0°)와 Ply 3(-45°)사이에서 발생하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 상용유한요소 해석 코드인 LS-DYNA를 이용하여 고속충돌 관통속도를 예측하였으며 그 결과를 실험값과 비교 하였다. 해석에는 적층순서가 $[45/0/-45/90]_{16}$ 이고 적층수가 16플라이 및 24플라이인 탄소/에폭시 복합재 적층판을 고려하였으며 충격체의 초기속도는 140-250 m/s범위의 속도를 고려하였다. 또한 경계조건의 영향을 알아보기 위해

적층판의 변형 가능한 지역의 지름(D)과 충격체의 지름(d)의 비(D/d)가 3, 4, 및 5인 다양한 시편의 크기를 고려하였다.

다양한 충돌속도에 대해 해석을 수행한 결과 충격체의 관통예측 및 잔류속도는 실험값과 비교하여 잘 일치하였다. 또한 해석결과로부터 충격체의 시간이력, 충격력 시간이력, 파손모드 및 파손형태 등 충격거동을 상세히 고찰하였다.

본 연구에서 고려한 복합재 적층판은 횡방향 인장파손과 박리파손이 지배적으로 발생했으며 특히 박리파손이 가장 큰 파손영역을 보였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.(과제 번호 : 10-01-08-17)

참고문헌

- 1) Sun, C.T., and Potti, S.V., "A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 18, No. 3, 1996, pp. 339-353.
- 2) Hou, J.P., Petrinic, N., Ruiz, C., and Hallett, S.R., "Predicting of impact damage in composite plates," *Composite Science and Technology*, Vol. 60, No. 2, 2000, pp. 273-281.
- 3) Deka, L.J., Bartus, S.D., and Vaidya, U.K., "Damage evolution and energy absorption of FRP plates subjected to ballistic impact using a numerical model," 9th International LS-DYNA Conference, 2008.
- 4) Silva, M.A.G., Cismasiu, C., and Chiorean, C.G., "Numerical simulation of ballistic impact on composite laminates," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 31, No. 3, 2005, pp. 289-306.
- 5) Lee, S.W.R., and Sun, C.T., "Dynamic penetration of graphite/epoxy laminates by a blunt-ended projectile," *Composite Science and Technology*, Vol. 49, No. 4 1993, pp. 561-588.
- 6) Lopez-Puente, J., Zaera, R., and Navarro, C., "Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates," *Composite Part A: Applied Science and manufacturing*, Vol. 39, No. 2, 2008, pp. 374-387.
- 7) Woo, K., Kim, I., Ha, S.C., Shin, H., and Kim, J.H., "High-velocity impact damage behavior of graphite-epoxy composite laminates," 18th International Conference on Composite Materials, 2011.
- 8) Hallquist, J.O., "LS-DYNA Theoretical manual," version 971, Livermore software Tech Corp, 2006
- 9) Shin, H., You, W., Kim, I., Lee, S., Ha, S., and Cho, S., "The Correlation between Static Indentation Experiment and Analytical Model for the Behavior of the Composite Laminates Subjected to High Velocity Impact," 18th International Conference on Composite Materials, 2011.