

## 論文

## 곡률을 가진 적층복합재 구조에서의 저속충격손상 평가

전정규\*, 권오양\*\*, 이우식\*\*\*

Damage Assessment of Curved Composite Laminate Structures  
Subjected to Low-Velocity Impact

Jung-Kyu Jun\*, Oh-Yang Kwon\*\*, and Usik Lee\*\*\*

## ABSTRACT

Damage induced by low-velocity impact on the curved composite laminates was experimentally evaluated for CFRP cylindrical shells with the radius of curvatures of 50, 150, 300, and 500 mm. The result was then compared with that of flat laminates and with the results by nonlinear finite-element analysis. The radius of curvatures and the effective shell stiffness appeared to considerably affect the dynamic impact response of curved shells. Under the same impact energy level, the maximum contact force increased with the decreasing radius of curvatures, with reaching 1.5 times that for plates at the radius of curvature of 50 mm. Since the maximum contact force is directly related to the impact damage, curved laminates can be more susceptible to delamination and less resistant to the low-velocity impact damage. Delamination was distributed rather evenly at each interface along the thickness direction of curved laminates on the contrary to the case of flat laminates, where delamination is typically concentrated at the interfaces away from the impact point. This implies that the effect of curvatures has to be considered for the design of a curved composite laminate.

## 초 록

유한한 곡률을 가진 적층복합재 구조의 저속충격손상을 평가하기 위하여 곡률반경이 각각 50, 150, 300, 500 mm인 쉘 형태의 시편을 CFRP로 제작하여 충격실험을 행하고, 충격거동과 충격손상을 평판의 경우와 비교하여 고찰하였다. 실험 결과는 비선형 유한요소해석의 결과와 비교하였다. 충격손상의 평가를 위해 충격거동을 측정된 결과 강성과 곡률반경이 쉘의 동적 충격거동에 큰 영향을 미치는 것을 확인하였으며, 충격거동과 충격손상은 밀접한 상호관계가 있으므로 구조의 곡률반경을 독립변수로 선정하여 충격손상을 평가하였다. 곡률반경이 감소하면서 복합재 쉘에는 동일한 충격조건에서 더 큰 최대 접촉력이 발생하였고, 가장 곡률이 심한 곡률반경 50 mm의 쉘에서는 평판의 약 1.5배에 이르는 최대 접촉력을 나타내었다. 따라서 동일한 충격조건 하에서 곡률반경 50 mm의 쉘에서는 평판의 경우보다 약 2.7배정도 더 큰 층간분리가 내부에 발생하였으며, 층간분리의 분포 또한 평판의 경우와는 달리 충격면에 가까운 계면에도 광범위하게 발생하는 경향이 곡률반경이 감소할수록 더욱 현저하였다. 이는 곡률을 가진 구조가 평판 구조보다 손상저항성이 더 작은 것을 의미하므로 복합재료 설계 시 구조의 기하학적 형상을 반드시 고려하여야 한다.

## 1. 서 론

적층복합재 구조를 실용화함에 있어서 금속재와 다른

\* 인하대학교 대학원 기계공학과

\*\* 인하대학교 기계공학과, 교신저자 (E-mail: okwon@inha.ac.kr)

\*\*\* 인하대학교 기계공학과

설계변수는 이 재료가 두께 방향인 횡방향 충격하중 (transverse impact load)에 약하다는 점이며, 따라서 이에 관한 연구가 국내·외적으로 매우 많이 이루어졌다[1-7]. 그러나 지금까지 보고된 연구는 거의 대부분 복합재료 평판 또는 직선 단면을 갖는 빔 구조물에 관한 것이었으며[8-13], 실제 형상에 가깝게 곡률을 가진 복합재 셀 구조에 관한 충격거동과 충격손상 연구는 매우 적다. 하지만 실제로 항공기 날개나 동체, 압력용기, 배관, 로켓모터 케이스와 같은 적층복합재료 구조물들은 거의 예외 없이 셀의 형태를 띠고 있으므로 곡률을 가진 복합재 셀의 동적 거동이나 손상 해석은 매우 중요하다. 저속충격의 문제는 실험과 해석적인 방법으로 계속 연구되어 왔는데, 크게 충격거동 해석과 손상해석으로 나눌 수 있으며 최근에 와서 복합원통셀의 저속충격거동을 해석하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[14-24].

곡률을 가진 복합재료 셀의 충격거동을 해석하는데 있어서 가장 중요한 문제는 기하학적으로 적합한 모델을 설정하는 것이다. Lee와 Huang[14]은 Donnel의 셀이론에 기초한 유한요소해석 방법에 의해 저속충격을 받는 복합원통셀의 충격거동을 해석하였다. Palazotto와 Perry[15]는 셀의 충격거동을 비선형 유한요소해석으로 수행한 다음 그 결과를 고정된 충격체 질량과 곡률반경에 대한 충격실험으로 확인하였다. Ramkumar와 Thakar[16]는 강구에 의해 저속충격을 받는 얇은 적층복합재 원통셀의 충격거동을 예측하기 위해 푸리에시리즈 전개 방법을 사용하였다. 국내에서는 이영신·이기두[17]가 CFRP 복합재료 원통셀의 자유진동해석 및 충격하중 하의 동적 거동을 일차전단변형 셀이론을 이용한 이론해석과 ABAQUS를 이용한 수치해석으로 수행하였고, Goo와 Kim[18]은 3차원 유한요소해석을 통해 복합적층판과 곡률을 가진 형상의 충격거동을 비교하였다.

곡률을 가진 복합재 구조의 저속충격에 의한 손상을 실험이나 이론적으로 해석한 연구는 제한적이다. Christoforou 등 [19,20]은 충격을 받는 원통형 복합재료에 대한 실험과 해석모델에 관한 연구를 수행하였다. Christoforou와 Swanson[19]은 실험과 해석적인 연구를 병행하였다. 이들은 2개의 해석모델을 제안하였는데, 하나는 원통형 중공 실린더의 충격거동을 해석하기 위한 스프링-질량 모델 (spring-mass model)이며, 다른 하나는 에너지 방법에 기초한 링 모델 (ring model)이었는데, 링의 거동은 재료역학적 접근법에 의해 계산되었다. Christoforou, Swanson과 Beckwith[20]는 면내관성과 회전관성(in-plane and rotary inertia)을 무시함으로써 충격을 받는 단순지지된 직교이방성 원통형 셀에 대한 해석적인 해를 구하였다. 그러나 위의 해석은 횡방향의 전단변형을 무시한 Love의 셀이론에

기초하였기 때문에 적층된 비등방성 복합재료 셀에 적용시 처짐과 응력값에서 30%이상의 오차를 초래할 수 있다고 하였다[21]. Wardle와 Lagace[22]는 복합원통셀의 충격손상을 불안정한 충격거동에 초점을 맞추어 해석하였는데, 블록한 셀에 하중이 가해질 때 발생하는 불안정한 충격거동이 셀의 손상을 감소시킨다고 하였다. 최근에 Cho와 Zhao[23,24]는 단성 충격체에 의해 충격하중을 받는 graphite/epoxy 적층 원통형 셀의 충격거동과 충격손상을 유한요소 해석방법을 통해 분석하였다. 이들은 선형[23] 및 비선형[24] 해석방법을 통해 곡률을 가진 복합재 셀의 충격거동을 셀의 곡률반경, 충격속도 및 충격체 질량의 변화에 따라 검토하였다. 또한, 복합재 셀의 파손특성을 평가하기 위하여 Tsai-Wu 파손기준을 사용하였다.

복합재 셀의 충격손상에 관한 연구는 충격거동에 관한 연구에 비해 매우 적으며, 대부분의 연구가 이론과 수치해석에만 의존하여 그 결과의 적합성을 입증하는데 있어 불충분하다고 할 수 있다. 특히, 저속충격을 받는 복합재료 평판에서 최대 접촉력(peak force)과 손상저항성(damage resistance) 사이에 상호관계가 있음은 잘 알려진 사실이나 [11,12], 곡률을 가진 복합재 셀의 경우는 그 연구가 아주 미흡하다. 따라서, 본 연구에서는  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조를 갖는 시편에 대해 동일한 충격에너지 3.2J를 가해서 구조의 기하학적 형상의 변화에 따라 달라지는 충격거동과 충격손상의 상호관계를 규명하고자 하였다.

여러 가지 곡률을 가진 적층복합재 구조를 CFRP로 제작하고, 중량낙하식 충격시험기를 통해 접촉력과 변위력을 구한 후 곡률반경, 충격속도의 영향에 대해 고찰하였다. 동일한 충격조건에서도 시편의 곡률이 다르면 최대 접촉력이 달라지는 점에 유의하여 충격에너지를 일정한 값으로 고정하였다. 또한 본 연구의 주된 목표인 다양한 곡률을 가진 복합재료 셀의 충격손상 평가를 수행하기 위해 충격실험 후 시편들을 절단하고, 광학현미경으로 관찰하여 손상의 범위와 형태를 정량화 함으로써 곡률반경과 충격거동이 셀의 손상에 미치는 영향을 검토하였다. 끝으로 실험적인 연구의 결과를 Cho와 Zhao[24]의 비선형 유한요소해석 결과와 비교 검토함으로써 곡률을 가진 적층복합재 구조에서의 저속충격손상을 평가하는 연구를 수행하였다.

## 2. 실험

### 2.1 곡률을 가진 시편

시편의 제작은 각 적층순서에 맞게 적층한 후 진공백

Table 1 Lamina properties of UIN 125B graphite/epoxy

$E_1$ (GPa)	144.6	$\sigma_L^+$ (GPa)	2.1
$E_2$ (GPa)	6.9	$\sigma_L^-$ (GPa)	2.1
$G_{12}$ (GPa)	4.2	$\sigma_T^+$ (GPa)	0.02
$\nu_{12}$	0.32	$\sigma_T^-$ (GPa)	0.1
$\rho$ (g/cc)	1.6	$\tau_{LT}$ (GPa)	0.2

Table 2 Summary of the dimension and the quantity of specimens

Parameter	[0 <sub>3</sub> /90 <sub>3</sub> /0 <sub>3</sub> /90 <sub>3</sub> /0 <sub>3</sub> ]	[45 <sub>4</sub> /-45 <sub>4</sub> /-45 <sub>4</sub> /45 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub>
Radius(mm)	50, 150, 300, 500, ∞	100
Length(mm)	76.2	76.2
Arc length(mm)	76.2	76.2
Thickness(mm)	1.7	3.6
Quantity(ca)	20	20

Table 3 Nominal and measured values of the radius of curvature

Nominal radius(mm)	Measured radius(mm)	Difference(%)
50	48.9	2.2
150	145.9	2.7
300	290.1	3.3
500	480.5	3.9

성형 공정을 통하여 오토클레이브 내에서 2단계로 경화시켜 제작하였다. 사용된 프리프레그는 SK Chemicals의 UIN125B이고, 그 물성치는 Table 1과 같다. 원통의 일부분인 셸 시편을 제작하기 위하여 각각의 곡률반경에 대하여 특별히 고안된 알루미늄 몰드를 제작하여 몰드 위에 진공백 성형을 하였는데, 그 성형 시스템을 Fig. 1에 나타내었으며 오토클레이브 경화사이클은 Fig. 2와 같다.

진공백 성형 공정은 사람의 수작업에 의해 이루어지는 만큼 제작된 시편의 성형상태가 매우 중요하다. 성형상태를 확인하기 위해 실제로 사용한 것보다 훨씬 많은 시편을 제작해본 결과 시편을 두 개 그룹으로 분류할 수 있었다. 하나는 시편의 표면 질감이 비교적 컸고, 다른 하나는 표면이 매끈하였다. 각 그룹의 시편을 동일한 충격조건으로 충격하중을 가하고 손상을 관찰해 본 결과, 표면 질감이 큰 시편이 손상저항성이 우수하다는 사실을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 표면 질감이 큰 시편을 사용하여 실험을 수행하였다.

제작된 시편의 종류, 크기, 형상, 수량을 Table 2에 정리

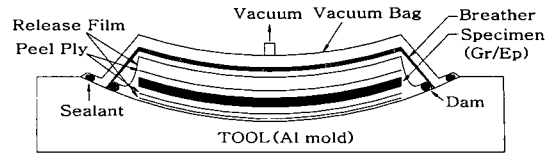


Fig. 1 A schematic of vacuum-bag molding system.

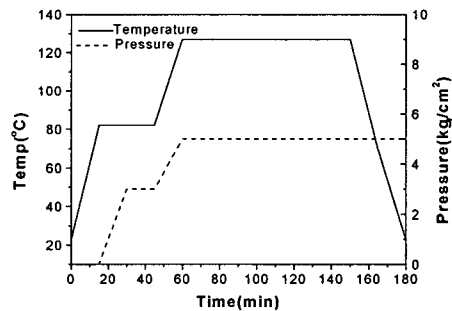


Fig. 2 Autoclave curing cycle for CFRP laminates.

하였으며, [0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>] 시편은 곡률반경이 충격거동과 충격손상에 미치는 영향을 규명하는데, [45<sub>4</sub>/-45<sub>4</sub>/-45<sub>4</sub>/45<sub>4</sub>]<sub>s</sub> 시편은 셸에서 충격속도가 충격응답에 어떠한 영향을 미치는지를 밝히는데 사용되었다.

곡률을 가진 시편을 제작할 때 일어나는 문제인 탄성복원(spring back)에 의한 시편의 치수가 변하는 현상을 막고자 알루미늄 몰드 위에서 각각의 프리프레그를 하나씩 적층하였다. 사용된 시편은 모두 다음과 같은 식(1)로부터 곡률반경을 측정하였고, 측정값의 평균(measured radius)과 공칭값(nominal radius)사이의 오차정도를 Table 3에 나타내었다. 모든 시편에서 측정된 곡률의 평균값은 공칭값의 4% 이내의 오차를 보였다.

$$h = R - \sqrt{R^2 - \left(\frac{s}{2}\right)^2} \quad (1)$$

여기서  $h$ 는 셸 높이,  $R$ 은 곡률반경,  $s$ 는 셸의 양쪽 고정 지지단 사이의 거리이다.

## 2.2 시편 고정대

제작된 셸과 평판은 충격시험기의 시편 고정장치에 적합하고, 동시에 모든 시편에 대해 동일한 경계조건을 만족시키는 시편 고정대(fixture)가 요구되었다. 모든 시편의 측

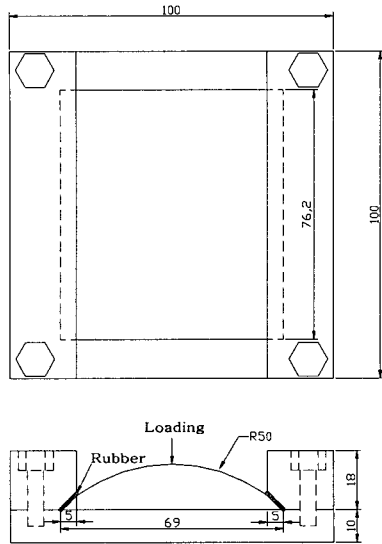


Fig. 3 Overall view of test fixture with convex shell(R=50mm)

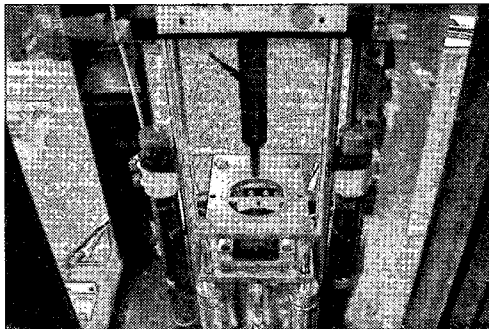


Fig. 4 Bird's-eye view of the impact test setup.

방향 가장자리는 고정지지(fixed) 경계조건이고, 원주방향으로는 자유(free) 경계조건을 만족시키도록 시편 고정대가 제작되었는데 이것은 수치해석 결과와의 비교를 위해 해석 시 사용된 경계조건과 동일하게 설정한 것이다. 셸에서 평면 내 경계조건을 고정시키면 초기 하중이 가해질 때 발생하는 셸의 면내압축응력(compressive membrane stresses)이 과대하게 나타나서 구조물 응답시 판과 셸 사이의 기본적인 차이점이 된다. 고정대는 또한 시편의 곡률반경과 두께에 따라 각 경계조건을 만족시키도록 제작하였는데, 예를 들어 두께가 1.7mm이고 곡률반경이 50mm인 시편과 시편 고정대의 개략적인 형상을 Fig. 3에 보여주고 있으며 충격시험기에 설치한 모습은 Fig. 4와 같다.

Fig. 3에서 볼 수 있듯이 시편 고정대는 볼트로 조이도

록 제작된 두 지그와 시편 양 끝단과 접촉이 발생하는 부위에 부착된 고무로 구성되어 있다. 부착된 고무의 두께는 0.5mm, 폭은 17mm이며 길이는 78mm이다. 부착된 고무는 완충물로서 충격시 발생된 응력파를 양 끝단에서 흡수하여 충격체의 충격에너지가 두 지그의 진동에너지로 손실되는 것을 방지하도록 하였다. 또한 충격 시 충격체가 고정대 위에 놓여진 시편의 중앙에 낙하하도록 고정대를 제작하였다. 모든 충격시험에서 관찰된 충격지점과 시편 중앙부간의 편차는 2mm보다 작았다.

### 2.3 충격시험

충격시험은 Dynatup 8250 충격시험기를 사용하여 이루어졌으며, 이 충격시험기는 하중변환기 센서가 장착된 충격체, 충격속도를 측정하기 위한 광센서, 충격체를 유도하기 위한 두 개의 유도봉 등으로 구성되어 있다. 또한 충격 후 충격체의 리바운드를 방지하기 위한 장치가 설치되어 있으며, 모든 시험에서 시편에 한번의 충격만이 가해지도록 리바운드 브레이크 시스템을 작동시켰다. 본 시험에서 사용된 팁(tip)은 지름 12.7mm인 반구형의 강철이고 충격체 질량은 3.25kg이었다. 충격시험 시 낙하높이로 충격에너지를 결정하였고 충격속도는 충격시험기의 광센서를 통해 측정된 값을 사용하였다. 충격시험을 행하기 전에 일정한 높이에서 충격체를 자유낙하 시킨 후 역학적 에너지 보존 법칙에 의해 계산된 충격속도와 광센서로 측정된 충격속도를 비교한 결과 0.5%이내의 오차를 나타냈으며, 이 결과를 통해 두 유도봉과 충격체 사이의 마찰의 영향을 무시할 수 있다고 판단되어 낙하높이로 충격에너지를 결정하였다.

데이터의 취득은 Instron 830-I 프로그램을 통해 접촉력, 변위, 충격에너지를 얻었다. 본 시험에서는 얇은 시편으로 간주된  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조를 갖는 시편에 대해 곡률반경 50, 150, 300, 500 mm 및  $\infty$ 인 각각의 경우에 동일한 충격에너지 3.2J (충격속도 1.40m/s에 해당)을 가하였고, 측정된 충격흡수에너지는 각각 2.99, 2.94, 2.86, 2.82, 2.81 J 이었다.  $[45_4/-45_4/-45_4/45_4]$  적층구조의 시편은 충격속도를 1.81, 2.10, 2.22, 2.35, 2.52m/s와 같이 증가시키면서 충격응답을 관찰하였고, 측정된 충격흡수에너지는 각각 4.87, 6.76, 7.62, 8.64, 9.94J 이었다. 동일한 충격 조건하에서 각각의 곡률반경에 해당하는 4개씩의 시편으로 반복 실험을 통해 데이터를 취득하였다.

### 2.4 충격손상의 관찰

충격손상의 관찰은  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조를 갖는 시

편에 대해 곡률반경이 각각 50, 150, 500mm인 경우에 동일한 충격에너지 3.2J를 가한 후 수행하였다. 충격에너지 값은 기존의 연구[7]로부터 층간분리 손상을 일으킬 수 있는 수준으로 선택되었다. 충격손상은 시편내부에 층간분리, 기지균열, 섬유파단 등의 형태로 다양하게 존재하지만 본 연구에서는 층간분리를 주된 관심사로 다루었다. 왜냐하면, 층간분리는 뚜렷하게 횡방향 충격하중을 받은 복합재 구조의 강성과 압축강도를 감소시키는 중요한 요인이기 때문이다.

저속충격 실험 후 적층복합재에 발생한 손상을 평가하는데는 흔히 초음파 C-scan과 X-ray 투시와 같은 비파괴시험 방법들이 사용된다. 그러나 이는 여러 개의 계면에 발생한 층간분리를 하나의 X-Y평면에 투영하는 방식이다. 곡률이 없는 평판이라도 각 계면에서 발생하는 층간분리를 계면별로 정량화하기 위해서는 기존의 방법으로는 한계가 있으며, 초음파현미경과 같은 특수한 시험기가 필요하다 [2,25]. 본 연구에서는 다양한 곡률을 가진 적층복합재의 각 계면에서 발생하는 층간분리를 계면별로 정량화 할 수 있는 방법이 필요하였는데, 곡률의 존재 때문에 초음파현미경과 같은 고도의 비파괴시험 방법으로도 어려움이 있어 다음과 같은 파괴적인 측정방법을 사용하였다.

충격실험 후에 생긴 시편 내부의 층간분리는 Fig. 5의 90°플라이 방향으로 약 1mm 간격으로 다이아몬드 커터로 절단한 후 단면을 광학현미경(배율 100×)으로 관찰하여, 4개의 계면에서의 층간분리 형태와 영역을 손상지도(damage map)로 도시하였다. 편의상, Fig. 5에서처럼 충격면으로부터 각 계면을 1, 2, 3, 4로 정하였다. 손상도를 정량화하기 위해서 각 계면에서 0°플라이와 90°플라이 방향으로 발생한 가장 긴 층간분리 길이를 측정한 후, 두 값을 평균하여 평균손상길이(average damage extent)로 하였다.

### 3. 실험결과 및 고찰

#### 3.1 충격거동

Fig. 6은 충격속도가 1.40m/s일 때 각각 50, 300, 500mm 및 ∞의 곡률반경을 갖는 복합재 셀에서 시간에 따른 접촉력의 변화를  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조의 시편에 대하여 나타낸 것이다. 최대 접촉력과 접촉시간이 셀의 곡률반경에 따라 큰 변화를 보이고 있다. 즉, 곡률반경이 감소함에 따라 곡률반경이 50mm인 셀의 최대 접촉력은 평판의 최대 접촉력보다 46% 증가하였고, 접촉시간은 36% 감소하였다. 곡률반경이 감소함에 따라 접촉시간이 감소하고 최대 접촉력은 증가한다는 것은 평판에서 곡률이 큰 셀 형태의 구조

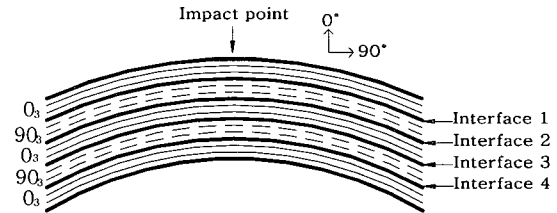


Fig. 5 Interfaces of a curved composite specimen.

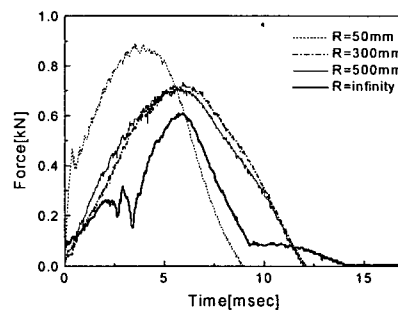


Fig. 6 Contact force vs. time curves with different radius of curvatures of  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens.

물로 천이될 때, 구조물의 강성이 더 커진다는 것을 의미한다. 즉, 곡률반경이 감소함에 따라 복합재 구조물의 강성은 더 커진다. 이 결과는 강성과 셀의 곡률반경이 동적 충격거동에 상당한 영향을 미침을 보여준다. Fig. 6에서 R=300mm, 500mm인 경우의 충격거동과 R=50mm, ∞인 경우의 충격거동은 많은 차이를 나타내고 있는데, 이것은 각각 곡률반경이 300, 500mm인 셀에 비해 상대적으로 더 심한 곡률(R=50mm)과 더 완만한 곡률(R=∞)을 갖는 기하학적인 형상 때문이다.

Fig. 7은 최대 접촉력에 대한 곡률반경의 영향을 보여주고 있으며, 위에서 언급한 것과 동일한 결과를 나타낸다. 그림에서 B-spline 곡선은 평판에 해당하는 곡률반경 ∞를 편의상 R=10,000mm로 두고 실험값 0.61kN으로 하여 얻은 결과이다. B-spline은 spline곡선과 실험데이터 사이에 최소자승법(least square method)을 적용시킨 곡선으로 본 연구에서 x축을 나타내는 곡률반경이 R=500mm와 R=10,000mm처럼 데이터 간격이 넓은 경우에도 감소 또는 증가하는 경향을 부드러운 곡선으로 표시하기에 가장 적합하였다.

$[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조의 시편에서 곡률반경 50mm인 셀의 최대 접촉력은 평판에서의 최대 접촉력보다 1.46배 더 크게 나타났다.

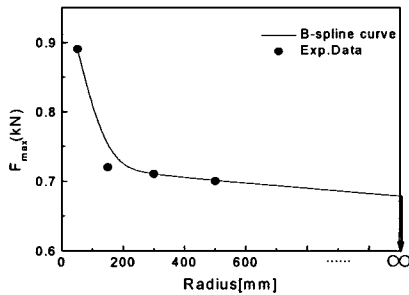


Fig. 7 Effect of the radius of curvature on the maximum contact force in  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens.

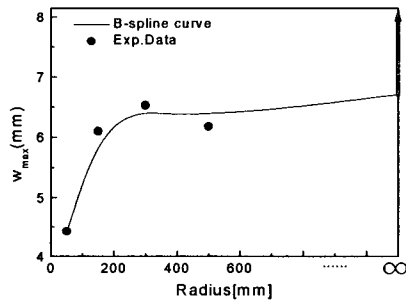


Fig. 8 Effect of the radius of curvature on the maximum central deflection in  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens.

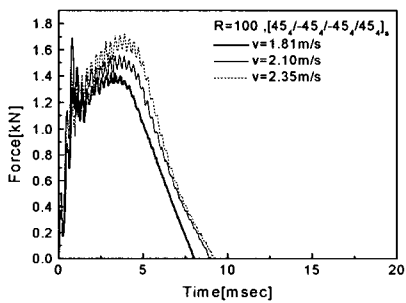


Fig. 9 Contact force vs. time curves for different impact velocities.

Fig. 8은 충격속도가 1.40m/s일 때 최대 처짐(deflection)에 대한 곡률반경의 영향을 보여준다.  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조 시편에서 R=500mm인 경우 R=300mm인 경우보다 최대 처짐이 0.35mm 더 작게 나타나서 약 5%의 감소를

Table 4 Summary of impact test results for  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens

Radius(mm)	Impact energy(J)	Max force(kN)	Max defl(mm)	Contact(ms)
50	3.2	0.89	4.42	8.93
150	3.2	0.72	6.11	12.01
300	3.2	0.71	6.53	12.04
500	3.2	0.70	6.18	11.95
$\infty$	3.2	0.61	8.15	13.95

보이지만, 전체적으로 곡률반경이 커질수록 최대 처짐이 크게 나타났고, 이것은 강성의 저하에 기인한 결과로 생각된다.  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  적층구조 시편의 충격거동 시험결과를 Table 4에 정리하였다. 모든 시험 결과 값은 각각 4회의 충격실험을 통해 얻은 데이터들 중에서 최대 접촉력, 최대 처짐, 접촉시간 등의 값이 평균에 가장 가까운 데이터 파일을 선택하여 대표값으로 표시하였다.

동일한 곡률반경을 갖는 셀의 경우, 충격속도의 변화에 따른 접촉력과 충격거동의 변화는 비슷한 양상을 가지며 접촉력의 크기는 대략적으로 충격속도에 비례함을 실험을 통해 알 수 있었다. 이 실험은 곡률반경이 100mm로 일정한  $[45_4/45_4/45_4/45_4]$  적층구조의 시편에 충격속도를 1.81, 2.10, 2.22, 2.35, 2.52m/s로 단계적으로 증가시키면서 접촉력과 변위이력을 구하였다. Fig. 9와 Fig. 10은 충격속도가 1.81, 2.10, 2.35m/s인 충격체에 의해 충격을 받았을 때 발생하는 접촉력과 변위이력을 보여준다. 고려된 충격속도가 1.81m/s인 경우 시간에 따른 접촉력이력 곡선의 요동 정도가 비교적 작지만, 충격속도가 증가하여 2.35m/s가 되면 접촉력 곡선은 심하게 요동함을 알 수 있다. Sun과 Chen[9]은 이러한 심한 요동(fluctuation)의 발생원인을 더 큰 충격속도에 의해 유발되는 더 많아진 짧은 파장의 파동들(또는 더 높은 차수의 진동 모드)이 발생하기 때문이라고 하였다. 또한 접촉시간과 변위이력 곡선도 충격속도가 증가하면서 커졌다.

### 3.2 실험과 수치해석 결과의 비교

최근에 Cho와 Zhao는 복합원통셀의 충격거동에 관한 선형 및 비선형 해석에 관한 연구결과를 발표한 바 있다 [23,24]. 선형해석은 작은 변형 이론(small deformation theory)에 근거해 충격문제를 해석한 반면, 비선형해석은 충격시 복합원통셀의 대처짐(large deflection) 동적 거동에 초점을 맞추어 해석하였다. 본 연구에서 저속충격 조건은

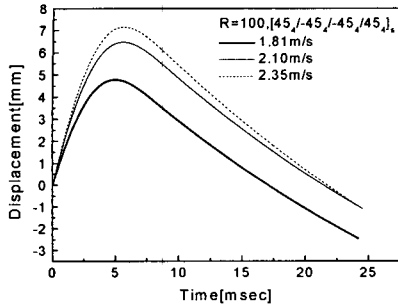


Fig. 10 Displacement vs. time curves for different impact velocities.

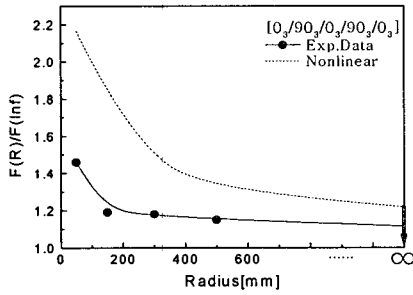


Fig. 11 Comparison of the experimental and the analytical values of the maximum contact force ([0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>).

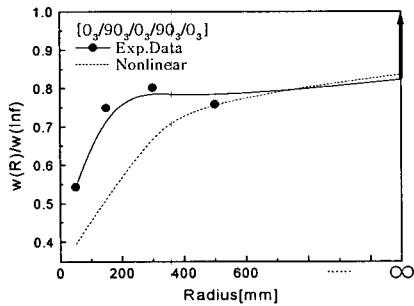


Fig. 12 Comparison of the experimental and the analytical values of the maximum displacement([0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>).

충격을 받은 지점에서 셸의 처짐이 셸의 두께에 비하여 상대적으로 크게 발생하기 때문에 기하학적 비선형해석[24] 충격거동을 실험결과와 비교하였다.

얇은 원통형 셸로 간주된 [0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>] 적층구조의 시편에서 기하학적 비선형해석 모델에 의한 최대 접촉력은 지나치게 크게 예측되었는데, 실험과 수치해석 결과 사이

에 정량적인 불일치를 보이는 것은 실험에서의 시편고정 경계조건이 이론적인 해석에서 사용한 이상적인 경계조건을 완벽하게 만족시키지 못하였기 때문으로 생각된다. 다시 말해서, 수치해석에서는 완전한 평면 내 가장자리에서 고정지지 경계조건을 가정하였지만 실제로 실험에서 사용한 시편 고정대에서는 충격 시 시편 양 끝단에서 다소간의 미끄러짐(slipping)이 발생할 수 있다. 본 연구에서 참조한 저속충격거동에 대한 해석모델에서 von-Karman의 대치점 이론을 사용하여 변형률 성분들을 식(2)와 같이 표현하였다.

$$\{\epsilon\} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_\theta \\ \gamma_{x\theta} \\ \gamma_{\theta z} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_b \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} z\epsilon_b \\ \epsilon_s \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \epsilon_L \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

여기서  $\{\epsilon_b\}$ ,  $\{\epsilon_s\}$ ,  $\{\epsilon_L\}$ 은 각각 면내변형률, 굽힘변형률, 전단변형률 그리고 면내변형률의 비선형 항을 나타낸다. 따라서 대치점 이론을 적용한 비선형해석의 경우에는 박막효과(굽힘변형이 면내변형률에 미치는 효과)를 고려하기 때문에 고정지지 경계조건에 경우에 경계단에서의 면내변위의 고정이 중요한 의미를 지니게 된다[3]. 특히 곡률반경이 감소하면서 실험과 해석결과 사이의 오차가 더 커지고 있는데 이는 곡률이 심할수록 실험에서 시편 양 끝단에서 미끄러짐의 발생이 크다는 것을 나타낸다. 미끄러짐의 발생은 유효셸강성(effective shell stiffness)을 감소시키는 결과를 초래하게 되고, 결과적으로 셸의 더 큰 처짐을 야기한다.

Fig. 11과 Fig. 12는 [0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>] 적층구조의 시편들에 대한 실험결과와 해석결과를 비교하기 위해 최대 접촉력과 최대 처짐값을 무차원화한 그래프이다. 해석결과와 실험결과가 정량적으로는 다소 불일치를 보이지만 현재 수행된 비선형해석 결과와 곡률을 가진 셸에 대한 저속충격 실험의 결과는 정성적으로는 비교적 잘 일치하고 있다. 즉, 곡률반경이 감소함에 따라 최대 접촉력은 증가하고, 접촉 시간과 최대 처짐은 감소한다.

### 3.3 충격손상 특성

Fig. 13은 [0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>] 적층구조를 갖는 시편에 동일한 충격에너지 3.2J을 가한 후 충격을 받은 위치에서 각각 500, 150, 50mm의 곡률반경을 가진 세 개의 시편 단면을 나타낸다. 시편의 단면은 주사전자현미경을 이용하여 관찰했으며, Fig. 13의 (a), (b), (c) 세 가지 시편의 단면은 각각 Fig. 14와 같다. 층간분리 폭이 넓어서 여러 장의 사진을

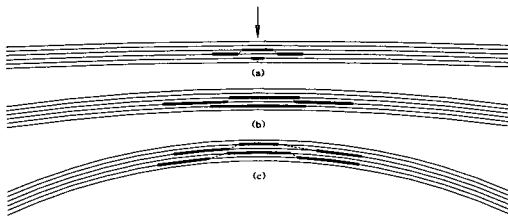


Fig. 13 An enlarged view of the cross section of damaged  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens with the radius of curvature of (a) 500mm, (b) 150mm and (c) 50mm. The arrow indicates the impact point and thick solid lines indicate delamination whereas dotted lines represent matrix cracking.

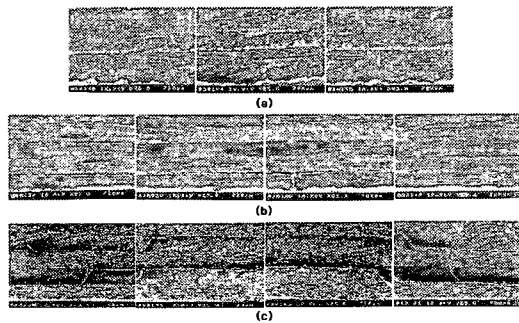


Fig. 14 SEM photographs of the cross section of impact-damaged  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  specimens with the radius of curvature of (a) 500mm, (b) 150mm and (c) 50mm.

찍어야 했다. 모든 시편에서 대표적인 두 가지 저속충격손상, 즉 층간분리와 기지균열이 관찰되었고 기지균열은 인장균열(tensile crack)과 전단균열(shear crack) 형태로 나타났다. (a)와 (b)의 경우는 충격면의 반대쪽 계면에서 뚜렷한 전단균열이 충격방향과 평행하게 발생했으나, (c)의 경우는 관찰되지 않았다. 곡률이 완만한 (a), (b)에서는 부하 중에 횡방향 전단응력(transverse shear stress)에 의한 전단균열이 발생한 것이나, 곡률이 심한 (c)에서는 부하중에 (a), (b)와 달리 면내 수직응력들(in-plane normal stresses)이 플라이의 횡방향 인장강도(transverse tensile strength)를 초과하고 횡방향 전단응력(transverse shear stress)이 상대적으로 약하게 작용하는 응력분포 상태를 갖기 때문이다.

층간분리는  $0^\circ$ 와  $90^\circ$ 층이 바뀌는 계면에서 관찰되었고, 서로 다른 계면에 발생한 층간분리 사이에는 인장균열이 연결되어 있었다. 이 기지균열은 면내 수직응력들이 플라이의 횡방향 인장강도를 초과할 때 발생한다. 이것은 층간분리가 기지균열로부터 시작된다는 사실과 일치하며[10],

곡률을 가진 적층복합재 구조에서도 저속충격손상의 초기모드가 기지균열임을 보여준다.

Fig. 13에서 (a), (b), (c) 각각의 경우에 내부 계면에 생긴 층간분리 영역을 계면별로 Fig. 15, Fig. 16, Fig. 17에 나타내었다. 층간분리 영역은  $0^\circ$ 와  $90^\circ$ 플라이 층에 대칭적으로 분포하고 있다. 동일한 충격에너지를 가했지만 각 계면에서 발생한 손상의 형태와 영역은 곡률반경이 감소할수

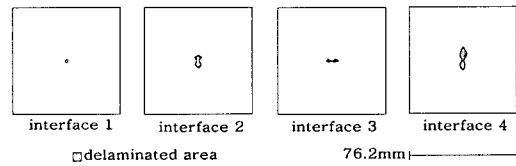


Fig. 15 Damage map for the specimen of nearly flat( $R=500\text{mm}$ ) in  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  structure after 3.2J impact.

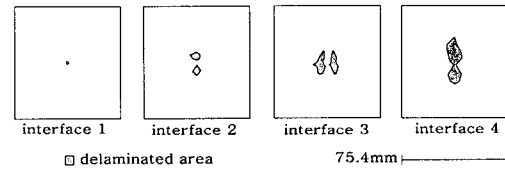


Fig. 16 Damage map for the specimen of moderately curved( $R=150\text{mm}$ ) in  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  structure after 3.2J impact.

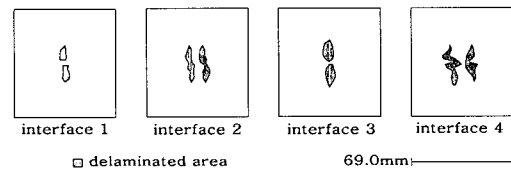


Fig. 17 Damage map for the specimen of severely curved( $R=50\text{mm}$ ) in  $[0_3/90_3/0_3/90_3/0_3]$  structure after 3.2J impact.

록 평판에 가까운  $R=500\text{mm}$  시편과 비교할 때 매우 다르다는 것을 알 수 있다. 곡률반경이 큰 (a)에서는 계면 4에서 가장 큰 층간분리를 보였고, 층간분리의 형태는 한 방향으로 길게 분포하였다. 또한, 층간분리 형상에서 장축은 계면 아래 플라이의 섬유 방향과 거의 평행하게 나타남을 Fig. 15에서 볼 수 있다. 이러한 층간분리의 양상은  $[0_n/90_n/0_n/90_n/0_n]$  구조의 평판에서 발생하는 저속충격손상과 거의 동일한 경향을 보인다는 것을 알 수 있다[8,10].

그러나 곡률반경이 감소하면서 (b)와 (c)에서는 평판의



손상과는 뚜렷이 구분되는 손상특성을 나타냄을 Fig. 16과 Fig. 17에서 볼 수 있다. 특히, 계면 3의 층간분리 형상이 평판에 가까운 R=500mm 시편의 경우와 대조적인 특성을 보이고 있는데, 손상의 장축 방향이 각 계면 아래 플라이의 섬유 방향을 따라가지 않고 수직하게 분포하고 있다. 계면 1의 층간분리 형상도 Fig. 15과 Fig. 16에서는 보이지 않지만 Fig. 17의 경우는 계면 3과 동일한 손상특성을 보인다. 이런 분포 경향은 곡률을 가진 셀에서는 계면 아래 플라이의 섬유방향과 무관하게 시편의 축 방향에 평행하게 층간분리가 성장함을 보여준다. 이것은 충격하중 부하 중에 셀은 내부에 면내압축응력(compressive membrane stresses)들이 존재하여 판과 층간응력의 분포 상태가 다르기 때문이다[22].

한편 (b)와 (c)는 위에서 언급한 대로 뚜렷한 곡률을 가진 셀의 손상특성을 가지고 있지만, 두 시편의 손상지도를 비교해 보면 다소 상이한 층간분리 형상을 보여준다. (b)의 경우 계면 1에 층간분리가 없지만 계면 1과 계면 3, 계면 2와 계면 4가 각각 유사한 층간분리 형상을 나타내어 쌍(pair)을 이루고 있다고 볼 수 있으며, (c)에서도 동일한 계

면끼리 쌍을 형성하고 있다. 그러나 (b)와 (c)는 층간분리의 형태상으로는 각 계면끼리 일대일 대응 관계를 이루지 못하고 있음을 볼 수 있다. 곡률이 다른 셀 사이에서 나타나는 이러한 손상특성 차이는 충격하중이 가해진 순간의 시편의 변형상태를 통해 유추될 수 있다. 즉, 초기손상이 발생하는 시점에서 처짐(deflection)은 (b)가 (c)보다 뚜렷하게 더 크므로 곡률이 심한 (c)의 경우는 (b)보다 충격지점을 중심으로 원주방향 쪽으로 좌측과 우측면 내부에 더 큰 압축응력을 발생시키게 된다. 그래서 동일한 충격조건 하에서 곡률반경이 작은 셀에는 곡률반경이 큰 셀보다 더 큰 손상이 발생하고, 층간분리가 충격지점을 중심으로 원주방향으로 양쪽에 나뉘어 Fig. 17의 계면 2나 계면 4처럼 쌍으로 형성된 것으로 사료된다.

Fig. 18은 4개의 계면에서 발생한 손상에 대해 동일한 충격조건 하에서 시편의 곡률반경과 평균손상길이의 관계를 보여준다. 계면 1에서는 R=50mm 시편의 경우만 관찰 가능한 손상이 발생되었고, 계면 2, 3, 4에서는 곡률반경이 감소할수록 평균손상길이가 뚜렷하게 커지는 경향을 볼 수 있다. 즉, 동일한 충격조건 하에서 곡률을 가진 복합재 셀은 평판보다 더 큰 저속충격손상이 내부에 발생한다. 또한, 평판에 가까운 R=500mm 시편의 경우는 손상의 발생이 충격지점의 반대편으로 집중되어 있으나, 곡률반경이 작은 R=50mm 시편에서는 충격지점에 가까운 계면 1과 계면 2에서도 큰 손상이 발생함을 확인하였다.

Cho와 Zhao는 복합재 셀의 파손영역을 평가하기 위해 Tsai-Wu 파손기준을 사용하였으며, 수치해석의 결과를 통해 초기손상(first failure)의 위치가 평판인 경우와 곡률을 갖는 셀의 경우에 다음과 같이 다르다고 하였다. 평판은 횡방향의 충격을 받으면 부하 중에 주로 굽힘에 대한 저항을 하게 되고 이로 인해 충격면과 반대편의 첫 번째 플라이에서 초기손상이 일어난다. 그러나 셀은 내부에 면내압축응력이 존재하기 때문에 내부응력의 분포상태가 평판과는 다르므로 충격면에서 초기손상이 일어난다[23,24].

본 연구에서 수행한 실험적인 연구의 결과 곡률을 가진 복합재 셀의 충격손상특성을 보면 평판에 가까운 R=500mm 시편의 경우에는 계면 4에서 가장 큰 손상을 보였고, 곡률반경이 가장 작은 R=50mm 시편에서는 4개의 계면에서 모두 손상이 발생하였다. 특히 곡률반경이 감소하면서 평판과는 달리 충격면에 가까운 계면 1과 계면 2에도 큰 손상이 나타남을 확인하였다. 이러한 결과는 셀에서의 손상특성이 평판과는 달리 충격면에 가까운 플라이에서도 초기손상이 일어난다는 것을 의미하며 수치해석결과를 뒷

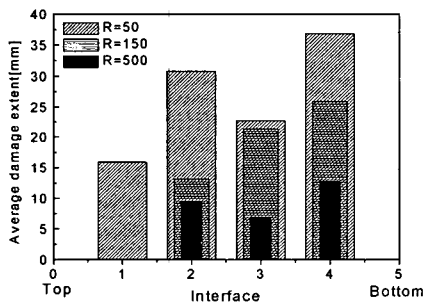


Fig. 18 Average damage extent vs. interface for impacted specimens.

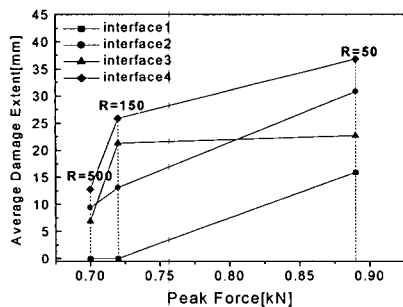


Fig. 19 Average damage extent vs. peak force for impacted specimens.

받침한다고 볼 수 있다.

### 3.4 충격거동과 충격손상의 상호관계

충격에 의한 거동이나 손상은 충격을 가하는 물체와 충격을 받는 물체의 상호작용에 의하여 결정된다. 이러한 상호작용에 의하여 최대 접촉력이 결정되고 이에 따라 충격손상이 발생한다. 충격거동과 충격손상의 상호관계를 규명하는 데는 충격손상을 충격에너지가 아닌 최대 접촉력의 함수로 표현함으로써 궁극적으로 동일한 두께와 적층구조를 갖는 물체에 직접 적용시킬 수 있다. 이런 이유로 저속 충격을 받는 복합재료 평판과 셸에서 최대 접촉력(peak force)과 손상저항성(damage resistance) 사이의 상호관계를 규명하려는 연구가 이루어졌다[11,12,22]. 다만 곡물을 가진 형상에 대해서는 연구가 아직 미흡하며, 현재까지 보고된 연구에서는 동일한 시편에서 충격에너지를 달리함으로써 최대 접촉력을 변화시키고 발생한 층간분리 손상을 최대 접촉력의 함수로 표현하였을 뿐이다. 본 연구에서는 지금까지와는 달리 충격에너지를 고정하고 복합재 구조의 곡물을 독립변수로 하여 이에 따른 최대 접촉력의 함수로 충격거동과 충격손상의 상호관계를 규명하였다.

Fig. 19는 서로 다른 곡물을 가진 복합재 셸(R=50, 150, 500mm)에 동일한 충격조건이 적용될 때, 실험을 통해 관찰된 평균손상길기와 최대 접촉력 사이의 관계를 보여준다. 최대 접촉력이 증가할수록 각 계면에서 발생한 층간분리가 증가됨을 알 수 있다. 최대 접촉력의 증가는 동일한 충격조건 하에서 곡물의 증가를 의미하므로, 곡물이 심한 복합재 셸에서는 곡물이 완만한 경우보다 더 큰 최대 접촉력과 충격손상이 발생한다. 이것은 곡물을 가진 복합재 셸 내부에 존재하는 뚜렷한 면내압축응력이 충격하중 시 최대 접촉력에 의존하기 때문이다. 이에 따라 곡물을 가진 적층복합재 셸은 평판보다 손상저항성이 더 작은 것을 의미하므로 복합재료 설계 시 구조의 기하학적 형상을 반드시 고려하여야 하며 평판에서 얻은 자료를 그대로 적용하는 것은 곤란하다.

지금까지의 고찰로부터 곡물을 가진 적층복합재 구조에서 나타나는 저속충격손상 특성은 평판의 경우와 비교하여 다음과 같이 정리할 수 있다. 곡물을 가진 구조에서는 충격하중이 가해질 때, 셸 내부에 존재하는 뚜렷한 면내압축응력들이 아래쪽 플라이에 좌굴(buckling)을 발생시켜 층간분리의 성장을 촉진하므로 층간분리의 방향이 평판과는 달라지며, 곡물이 심할수록 층간분리의 크기가 증가하게 된다.

## 4. 결 론

본 연구는 곡물을 가진 적층복합재 구조의 저속충격손상을 평가하기 위한 것으로 적층복합재 셸 형태의 시편을 제작하고 횡방향 충격하중을 가하였을 때의 충격거동과 충격손상 특성을 평가한 것으로 지금까지의 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 곡물을 가진 얇은 적층복합재 구조에서 최대 접촉력은 곡물반경이 감소함에 따라 증가하고, 접촉시간과 최대 처짐은 감소한다. 이것은 동일한 충격조건 하에서도 곡물반경의 감소에 따라 셸의 강성이 증가하는데 따른 결과이다.
2. 동일한 곡물반경을 갖는 적층복합재 셸의 경우, 충격속도의 변화에 따른 접촉력과 충격거동은 비슷한 양상을 보이며 접촉력의 크기는 충격속도에 비례한다. 즉, 충격속도가 증가할수록 파형의 변동이 더 심해지고, 접촉력과 변위가 증가한다.
3. 곡물을 가진 복합재 셸에서 충격거동은 실험과 수치해석 결과 사이에 정량적으로는 큰 차이가 있었지만, 정성적인 경향은 비교적 잘 일치하였다.
4. 동일한 충격조건 하에서 곡물을 가진 적층복합재 셸에서는 평판의 경우보다 더 큰 층간분리가 내부에 발생하며, 곡물반경이 작을수록 최대 접촉력이 증가하여 각 계면에서 더 큰 층간분리가 유발되어 적층복합재 구조의 손상저항성이 감소한다.
5. 곡물을 가진 적층복합재 구조에서도 층간분리는 기지균열로부터 시작되지만, 손상위치는 평판의 경우 층간분리가 충격면 반대편에서부터 발생하는 것과 달리 충격면에 가까운 계면에서도 층간분리가 일어난다. 또한 층간분리의 성장 방향도 평판의 경우와는 달리 계면 아래 플라이의 섬유방향과 무관하게 시편의 축 방향에 평행하다.

## 후 기

본 연구는 1998년 한국학술진흥재단의 학술연구비에 의하여 지원되었음(KRF-98-018-E00088).

## 참고문헌

- 1) 최의현, 최윤록, 홍창선, "Graphite Epoxy 및 Graphite /PEEK 복합적층판의 저속충격후 잔류압축강도에 대한 실험적 해석," 한국복합재료학회지, 제6권 제2호,

- 1993, pp. 69-79.
- 2) 심재기, 양인영, 오택열, “충격하중을 받는 CFRP 적층판의 충격손상과 굽힘 잔류강도,” *대한기계학회논문집*, 제17권 제11호, 1993, pp. 2752-2761.
  - 3) 최익현, 홍창선, “복합적층판의 저속충격시험 및 거동에 대한 실험적 연구,” *대한기계학회논문집*, 제18권 제2호, 1994, pp. 359-371.
  - 4) 최익현, 홍창선, “복합적층판의 저속충격 손상영역 평가,” *한국항공우주학회지*, 제22권 제4호, 1994, pp. 78-88.
  - 5) Hwang, B., “Damage Initiation During Low-Velocity Impact on Composite Laminates,” *Ph.D. Thesis*, Dept. of Mechanical Engineering, U. of Dayton, Ohio, May 1994.
  - 6) Zhou, G., “Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels,” *Composite Structures*, Vol. 38, Issues 1-4, 1997, pp. 589-597.
  - 7) Kwon, O. Y. and Hong, D. H., “Nondestructive Evaluation of Impact-Damaged CFRP Laminates by Acoustic Emission during Flexural Loading,” In: *Proceedings of ICCM-11*, Gold Coast, Australia, July 1997, pp. VI-223-229.
  - 8) Wu, H. T. and Springer, G. S., “Measurements of Matrix Cracking and Delamination Caused by Impact on Composite Plates,” *J. of Composite Materials*, Vol. 22, 1988, pp. 518-532.
  - 9) Sun, C. T. and Chen, J. K., “On the Impact of Initially Stressed Composite Laminates,” *J. of Composite Materials*, Vol. 19, 1985, pp. 490-504.
  - 10) Choi, H. Y., Downs, R. J. and Chang, F. K., “A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part I - Experiments,” *J. of Composite Materials*, Vol. 25, 1991, pp. 992-1011.
  - 11) Jackson, W. C. and Poe, C. C., Jr., “The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates,” *J. of Composites Technology and Research*, Vol. 15, 1992, pp. 282-289.
  - 12) Lagace, P. A. et al., “A Preliminary Proposition for a Test Method to Measure (Impact) Damage Resistance,” *J. of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 12, No. 5, 1993, pp. 584-601.
  - 13) Chen, J. K. and Sun, C. T., “Dynamic Large Deflection Response of Composite Laminates Subjected to Impact,” *Composite Structures*, Vol. 4, 1985, pp. 59-73.
  - 14) Lee, L. J., Huang, K. Y., Hwang, D. G. and Pai, C. K., “Geometrical nonlinear analysis of composite cylindrical shell panels subjected to impact,” *Finite Element in Analysis and Design*, Vol. 15, 1993, pp. 135-149.
  - 15) Palazotto, A. and Perry, R., “Impact Response of Graphite/Epoxy Cylindrical Panels,” *AIAA J.*, Vol. 30, No. 7, 1992, pp. 1827-1832.
  - 16) Ramkumar, R. L. and Thakar, Y. R., “Dynamic response of curved laminated plates subjected to low velocity impact,” *ASME J. of Engr. Mats. & Tech.*, Vol. 109, 1987, pp. 67-71.
  - 17) 이영신, 이기두, “동하중을 받는 복합재료 원통셸의 동적거동 해석,” *대한기계학회논문집*, 제17권 제11호, 1993, pp. 2684-2693.
  - 18) Goo, N. S. and Kim, S. J., “Dynamic Contact Analysis of Laminated Composite Plates Under Low-Velocity Impact,” *AIAA J.*, Vol. 35, No. 9, 1997, pp. 1518-1521.
  - 19) Christoforou, A. P. and Swanson, S. R., “Analysis of Simply-Supported Orthotropic Cylindrical Shells Subject to Lateral Impact Loads,” *ASME J. of Applied Mechanics*, Vol. 57, 1990, pp. 376-382.
  - 20) Christoforou, A. P. and Swanson, S. R. and Beckwith, S. W., “Lateral Impact of Composite Cylinders,” *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, Second Volume, *ASTM STP 1012*, Paul A. Lagace, Ed., ASTM, Philadelphia, 1989, pp. 373-386.
  - 21) Reddy, J. N., *Energy and Variational Methods in Applied Mechanics*, A Wiley-Interscience Publication, 1992, pp. 408-410.
  - 22) Wardle, B. L. and Lagace, P. A., “Importance of Instability in Impact Response and Damage Resistance of Composite Shells,” *AIAA J.*, Vol. 35, No. 2, 1997, pp. 389-396.
  - 23) Cho, C. and Zhao, G., “Dynamic Response and Damage of Composite Shell Under Impact,” *KSME International J.*, Vol. 13, No. 9, 1999, pp. 596-608.
  - 24) Cho, C., Zhao, G. and Kim, C. B., “Nonlinear Finite Element Analysis of Composite Shell Under Impact,” *KSME International J.*, Vol. 14, No. 6, 2000, pp. 666-674.
  - 25) Gao, S. L., Kim, J. K. and Xian, X. J., “Characterization of Impact Damage in CFRP Using a Scanning Acoustic Microscope,” In: *Proceedings of ICCM-11*, Gold Coast, Australia, July 1997, pp. VI-185-192.