

論文

복합재료로 된 원통형 패널의 충격응답 및 손상해석

김태원* · 구남서** · 유정열** · 김승조**

Impact Response and Damage Analysis of
Cylindrical Composite Panels

Tae-Won Kim*, Nam-Seo Goo**, Jeoung-Yeol Yu** and Seung-Jo Kim**

ABSTRACT

In this paper, impact response and impact induced damage of cylindrical composite panel are investigated. Three dimensional finite element code with incompatible 8-node brick element is developed which can describe the dynamic behaviors and predict impact induced damage of shell shaped structures. A modified Hertzian contact law for a sphere on a cylinder is utilized to compute the contact force. Newmark constant acceleration method is used to integrate the governing equation. Matrix cracking and delamination criteria are used to determine the delamination shape due to low velocity impact. The results are compared with those of plate with the same dimensions and stacking sequences. The curvature effects on impact phenomena are considered qualitatively. It can be concluded that a cylindrical composite panel is more susceptible to impact loading than a plate.

초 록

본 연구에서는 복합재료로 된 원통형 패널에 대한 충격 응답과 충격에 의한 손상을 예측하는데 주안점을 두었다. 비적합 8절점 요소를 가진 3차원 유한요소 코드를 개발하여 쉘 형상을 가진 구조물의 동적 거동을 기술하였고 이를 바탕으로 충격에 의한 손상영역을 예측하였다. 충격하중은 수정된 Hertz의 접촉법칙을 사용하여 결정하였고 Newmark 등가속도법을 사용하여 시간에 대한 적분을 수행하였다. 기지 균열과 층간분리 판정식을 이용하여 저속 충격에 의한 층간분리 영역을 예측하고 같은 치수를 가지는 평판의 결과와 비교하였다. 이로부터 곡률이 충격 현상에 미치는 영향을 고찰하였다. 그 결과 복합재료로 된 각 원통형 구조물은 판구조물 보다 충격에 취약하였다.

1. 서 론

우수한 구조적 성질로 항공 우주 및 기타 응용 분야에 널리 쓰이는 복합재료는 충격에 취약하다는 사실이 지적되어 왔다. 특히, 저속 충격의 경우에는 구조물의 외부적인 손상이 드러나지 않아도 내부의

손상이 현저한 강성 및 강도의 저하를 초래할 수 있기 때문에 많은 연구자들에 의해 복합재료로 된 보와 평판에 대한 저속 충격 해석이 진행되어 왔다[1]. 실제 구조물은 곡률을 갖는 경우가 많이 있는데, 예를 들어, 복합재료로 된 항공기 날개는 원통형 패널로 모델링될 수 있다. 이 날개에 외부

* 서울대학교 항공우주공학과, 현재 삼성 항공

** 정회원, 서울대학교 항공우주공학과

로부터 딱딱한 물체에 의해 충격이 가해지면 그 내부에는 기지 균열, 섬유 절단, 압입, 층간분리와 같은 손상이 발생하게 된다. 그러나 이러한 각 구조물(shell structure)의 저속 충격에 대한 연구는 미진한 편이다. 따라서 본 논문에서는 원통형 패널 형상의 각 구조물에 대한 저속 충격 해석을 수행하고 판구조물에 대한 결과와 비교하였다.

곡률이 있는 복합재료로 된 패널의 충격 해석으로는, Ramkumar[2]와 Christoforou[3]가 해석적으로 충격 거동을 기술하였고, Bachrach[4]는 혼용 유한요소법(mixed finite element method)을 사용하여 충격 거동을 해석하고 Tasi-Wu의 파단 판정식으로 손상 진전을 예측하였다. 실험적인 연구로는 Lin[5]과 Palazotto[6]가 원통형 패널의 충격 거동을 연구하였다.

손상해석은 현재 활발히 연구가 진행 중인데, 본 논문과 관련되는 것을 중심으로 살펴 보면 Shiva-kumar[7]는 Tasi-Wu의 파단 판정식(Tsai-Wu failure criterion)을 이용하여 손상 영역을 예측하고 최대 응력 판정식(maximum stress criterion)을 이용하여 손상 양상을 판단하였다. Wu와 Springer[8, 9]는 복합재료 판의 기지 균열과 층간 분리의 위치와 크기를 실험적으로 구하고 차원해석(dimensional analysis)을 통하여 층간 분리 영역에 대한 식을 제안하였다. Liu[10]는 굽힘 강성의 부조화(bending stiffness mismatching)의 개념으로 층간 분리가 아래층 라미나의 섬유 방향을 따라 성장한다고 설명하였다. Choi[11]는 선하중 충격(line loading impact)의 개념을 사용하여, 저속 충격에 의한 손상은 기지 균열에서부터 시작되어 층간 분리로 이어진다고 해석하였고, 실험에 바탕을 둔 복합재료 판의 손상 판정식을 제안하였다. 국내의 연구로는 최익현과 홍창선[12, 13]의 연구를 들 수 있다.

본 연구에서는 저속충격을 받는 복합재료로 된 원통형 패널의 해석을 충격거동 해석과 충격손상 해석의 두 단계로 수행하였다. 먼저 굽힘거동을 잘 기술하는 비적합 모드가 추가된 고체요소를 사용한 3차원 유한요소 해석으로 구조물의 거동을 기술하고, Sun이 제안한 수정된 접촉 법칙을 이용하여

충격 하중을 구하여 충격 거동 해석을 하였다. 여기에서, 직육면체 형상의 유한요소만으로 모델링할 수 없는 셀 형상의 구조물을 적절히 해석하기 위해 Taylor의 수정을 가한 비적합 유한요소를 사용하였으며, 곡률을 가진 복합재료 구조물의 응력-변형도 관계를 기술하기 위해 연속좌표변환 기법(successive coordinate transformation scheme)을 사용하였다. 또한 충격손상 해석은 임계 기지 균열에서 층간 분리가 수반한다는 가정하에 Hashin의 판정식으로 기지 균열을, Choi가 제안한 실험에 바탕을 둔 경험 판정식으로 층간 분리 영역을 예측하였다.

유한요소 코드의 정확성을 검증한 뒤, 원통형 패널의 충격 거동 및 손상영역을 예측하였다. 원통형 패널의 결과를 판의 경우와 비교해 보면 곡률의 효과로 판의 충격 거동 및 손상과는 다른 양상이 나타나며, 곡률이 있는 경우 같은 속도를 가진 충격체에 대해 더 큰 충격하중이 야기되며 이에 따라 더 큰 손상이 일어난다.

2. 충격거동 해석(Impact Response Analysis)

2-1. 구조해석(Structural Analysis)

본 연구에서는 굽힘 거동을 적절히 기술할 수 있는 비적합 유한요소[14]를 사용하여 동적 및 충격해석을 위한 3차원 유한요소 해석 프로그램을 개발하였다. 감쇠항을 무시할 경우 지배 방정식은 아래와 같다.

$$M \ddot{U} + K U = F \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기에서, K 는 아래와 같이 정적압축된 강성행렬이다.

$$K = \sum_{i=1}^{nel} K_i^e \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$K^e = K_{uu}^e - K_{ua}^e K_{aa}^{e-1} K_{au}^e$$

여기에서, nel 은 요소의 수를 의미한다. $K_{uu}^e, K_{ua}^e, K_{aa}^e, K_{au}^e$ 의 표현식은 참고문헌[14~16]에 나와 있다. 직육면체가 아닌 일반적인 형상을 가진 비적합 요소는 패치 테스트를 통과하지 못함이 알려져 있고, 셀 형상의 구조물은 직육면체 형상의 유한요

소만으로 모델링되지 않으므로 Taylor의 수정을 가하였다. Taylor의 수정[15]이란 비적합 모드와 관련되는 강성행렬을 구하는 경우 비적합 모드의 미분값을 국부 좌표계(local coordinate)의 원점($\xi = \eta = \zeta = 0$)에서 계산하는 것을 말한다.

응력-변형률 관계는 라미나가 회전등방성(transversely isotropic property)을 가지며 완전히 결합되어 있다는 가정하에 구하였다. 이를 물질 주 좌표계(principal material coordinate)에 대하여 쓰면 아래와 같다.

$$\sigma_p = Q \epsilon_p \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기에서 Q 는 직교이방성 물질(orthotropic material)에 대한 강성행렬이다[17]. 곡물을 가진 복합재료 구조물의 응력-변형률 관계는 연속좌표변환 기법(successive coordinate transformation scheme)을 사용하여 Eq. (3)을 전체 좌표계(global coordinate)로 변환하여 구하였다. Fig. 1은 원통형 패널의 전체 좌표계를 나타내며, Fig. 2는 전체 좌표계(XYZ)에서 중간좌표계(xyz)로의 회전각 ϕ 와 중간좌표계에서 물질 주좌표계(123)로의 회전각 θ 의 정의를 나타냈다. X축과 각 요소의 외향 법선 벡터 사이의 각 ϕ 는 두께 방향의 두 절점을 평균한 네점으로부터 계산하였다. 회전각 θ 는 각 요소의 섬유 방향으로 입력으로 주어진다.

S 와 T 를 회전각 ϕ 와 θ 의 좌표변환 텐서라 하면, 전체 좌표계에 대한 응력-변형률 관계는 아래와 같이 쓰여진다.

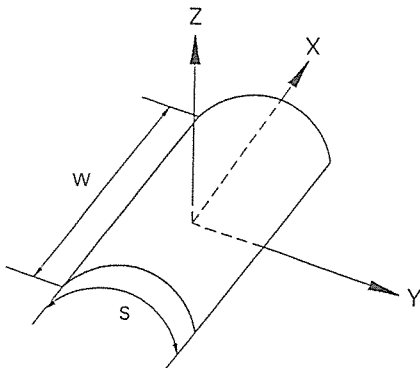


Fig. 1. Global coordinate system of cylindrical panel with geometry definition

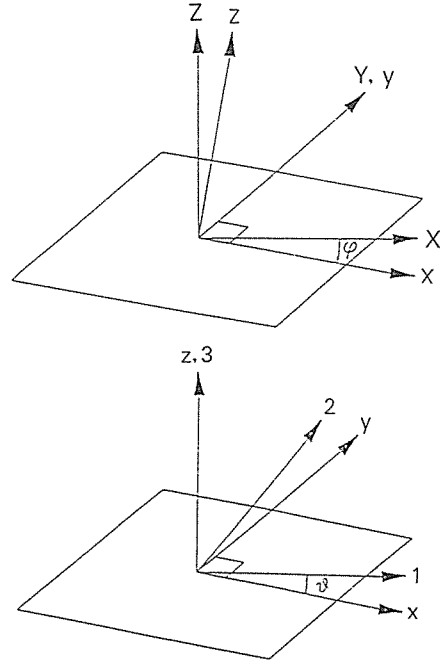


Fig. 2. The definition of rotation angle ϕ and θ

$$\sigma_g = D \epsilon_g \quad \dots\dots\dots (4)$$

여기에서

$$D = S^{-1} T^{-1} Q R T S R^{-1}$$

S , T , R 에 대한 표현은 참고문헌[16]에 나와 있다. 동적인 해석을 위해 Eq. (1)을 Newmark 등가속도법($\beta = 0.5$, $\gamma = 0.25$)을 사용하여 적분하였다.

2-2. 충격하중(Contact Force)

국부압입을 고려한 Hertz의 접촉법칙은 준정적 상태(quasi-static state)에서 만족하는 것으로 두 개의 등방성 물체 사이에 작용하는 충격하중의 결정에 일반적으로 적용된다[18]. 그러나 복합재료 구조물에 대해서는 실험적인 접촉법칙(semi-empirical contact law)만이 존재함이 알려져 있다. Sun [19~20]은 하중-제하중(load-unloading) 실험 결과로부터 복합재료 구조물에 대한 수정된 Hertz 접촉법칙을 제안하였다. 본 연구에서는 이 법칙을

사용하여 쉘 형상의 구조물에 대한 충격 해석을 수행하였다.

원통형 패널에 대한 수정된 Hertz 접촉법칙은 아래와 같다.

하중시(loading stage) :

$$f = k\alpha^{1.5} \quad \dots\dots\dots (5)$$

여기에서,

$$k = \frac{4}{3} \frac{1}{(1-\nu_i^2)/E_i + 1/E_{2t}} \sqrt{\frac{1}{1/R_i + 1/2R_t}}$$

제하중 시(unloading stage) :

$$f = f_m \left[\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right]^{2.5} \quad \dots\dots\dots (6)$$

여기에서,

$$\alpha_0 = \begin{cases} f_m \left[1 - \left(\frac{\alpha_{cr}}{\alpha_m} \right)^{2.5} \right] & \alpha_m \geq \alpha_{cr} \\ 0 & \alpha_m < \alpha_{cr} \end{cases}$$

여기에서 f_m 은 최대하중, α 는 압입량, α_0 는 영구 압입량, α_{cr} 임계 압입량, α_m 최대 압입량을 의미하며 하첨자 i 는 충격체의 성질, t 은 구조물의 성질을 의미한다. 각 시간 스텝에서 구조물의 충격지점 변위와 위의 접촉법칙으로부터 1차원 비선형 충격하중 방정식을 구할 수 있으며, 이 식에 Newton-Raphson법을 사용하여 충격하중을 결정하였다[16].

3. 손상 해석(Failure Considerations)

구조물에 가해지는 외부의 충격에 의해 구조물 내부에는 섬유 절단, 기지 균열, 층간 분리와 같은 손상이 발생한다. 저속 충격의 경우에는 주로 기지 균열과 층간 분리에 관심을 두게 되는데 기지 균열은 라미나 내부에 수직이나 경사지게 생기게 되며, 층간 분리는 서로 다른 섬유 배향을 가지는 라미나 사이에서, 보통은 기지 균열에서 시작하게 되며, 땅콩 모양을 가지며, 아래층 라미나의 섬유방향을 따라 진전하게 된다. 층간분리는 구조물의 강성과 강도를 저하시키고 고유 진동수와 감쇠계수를 변화시키는 등 구조물의 특성을 크게 변화시키게 된다. 특히 압축 하중 하에서는 층간 분리된 영역이 벌어지게 되고, 국부적인 좌굴 현상이 발생하게

된다. 그러므로 층간 분리를 적절히 예측하는 것은 복합재료 구조물을 유지(maintenance) 하는데 중요한 요소이다. 본 연구에서는 층간분리의 예측에 주된 관심을 두었다.

기지 균열과 층간 분리의 생성과 진전은 대단히 복잡하게 이루어진다. 여기에서는 아래와 같은 가정에 기지 균열과 층간분리를 예측하였다.

(1) 충격에 의한 초기 손상은 기지 균열이다.

(2) 층간 분리는 기지 균열에서부터 시작되며, 두 층의 경계면을 따라 전파한다.

위의 가정은 Choi[12]에 의해 선하중 충격의 실험과 수치해석 결과로부터 검증되었다. 이러한 가정으로부터 충격에 의한 손상은 두 단계로 예측하였다. 첫째, 기지균열에 대한 판정식을 복합재료의 각 층의 점들에 대해 적용하여 기지 균열의 발생 여부를 체크한다. 두번째, 만일 기지균열이 발생하였다면 그 경계면에 대해 층간분리 판정식을 적용하여 층간 분리 영역을 예측한다. 이상의 두 단

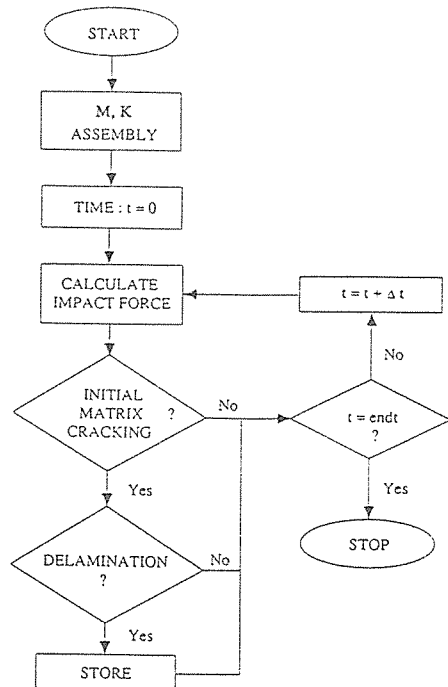


Fig.3. The detecting scheme of impact induced damage

제를 충격 지속 시간동안 계속 적용하여 전체 층간분리 영역을 예측한다. Fig. 3에는 손상 탐지 절차를 도식적으로 나타내었다.

기지균열 판정식으로는 Hashin의 판정식[21]을 이용하였고 층간분리 판정식으로는 아래와 같은 경험 판정식(semi-empirical criterion, [12])을 사용하였다.

Hashin의 판정식(Hashin's Criterion for Matrix Cracking)

Tensile mode :

$$\left(\frac{\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3}{Y_T}\right)^2 + \frac{\bar{\sigma}_4^2 - \bar{\sigma}_2 \bar{\sigma}_3}{S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_5^2 + \bar{\sigma}_6^2}{S_L^2} = e_M^2 \quad \dots\dots\dots (7)$$

Compressive mode :

$$\frac{1}{Y_C} \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] (\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3) + \frac{(\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3)^2}{4S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_4^2 - \bar{\sigma}_2 \bar{\sigma}_3}{S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_5^2 + \bar{\sigma}_6^2}{S_L^2} = e_M^2 \quad \dots\dots\dots (8)$$

경험 판정식(Semi-empirical Delamination Criterion)

$$D_\alpha \left[\left(\frac{n \bar{\sigma}_4}{S_T} \right)^2 + \left(\frac{n+1 \bar{\sigma}_5}{S_L} \right)^2 + \left(\frac{n+1 \bar{\sigma}_2}{Y} \right)^2 \right] = e_D^2 \quad \dots\dots\dots (9)$$

여기에서 상첨자 n 은 경계면의 윗층을, $n+1$ 은 경계면의 아래층을 의미하고 D_α 는 상수로서 실험에 의해 1.8-2.0 사이의 값이 적절함이 알려져 있다. 응력 성분은 아래와 같이 두께방향으로 평균한 값이다.

$$\bar{\sigma}_i = \frac{1}{t_{\text{layer}}} \int_{t_{n-1}}^{t_n} \sigma_i dz \quad \dots\dots\dots (10)$$

여기에서 t_{n-1} , t_n 는 각각 층의 윗 경계면과 아래 경계면의 좌표를 의미한다. 위의 판정식에서 e_M 와 e_D 의 값이 1을 넘게 되면 그 점에서 기지균열이나 층간분리가 발생한 것으로 예측한다. 응력은 각 요소의 8개의 Gauss 점에 대해 계산되고 Eq. (10)에 의해 평균되어 한 요소 당 4 점에 대해 판정식이 적용된다. 본 연구에서는 물성치 저하(material degradation)를 고려하지 않았다.

4. 정확성 검증(Verifications)

본 연구에서는 앞 절에서 언급한 모든 절차를 C 언어로 구현한 유한요소 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램의 정확성과 수렴성을 검증하기 위해 여러가지 예제들을 수행하였다. 그 중 일부 분의 목록은 아래와 같다[16].

- (1) 참고문헌[22]의 일정 응력 패치 테스트
- (2) 정적 경우 : 중앙점에 집중하중을 받는 4단 단순지지된 직사각형 등방성 판의 중앙 변위-참고문헌[23]의 해석적인 결과와 비교
- (3) 동적 및 충격의 경우 : 4단 단순지지된 직사각형 등방성 판의 횡방향 충격-Karas의 해[18]와 비교

끝으로, 개발된 코드가 쉘 형상 구조물의 동적 거동을 적절히 기술하는지를 보이기 위해 복합재료 원통형 패널의 고유치 해석을 수행하였다. Fig. 4

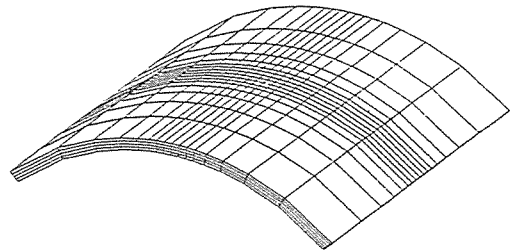


Fig. 4. Typical finite element model of cylindrical composite panel

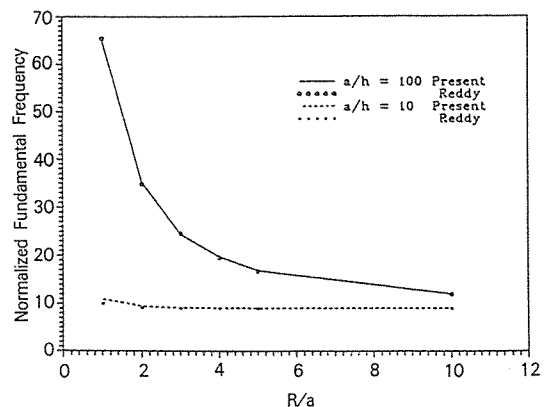


Fig. 5. Comparison of normalized fundamental frequencies with reference[24]

에는 원통형 패널의 전형적인 유한요소 모델이 나와 있다. $[0/90]$ 의 적층각을 갖는 원통형 패널을 200($10 \times 10 \times 2$)개의 요소로 모델링하였다. Fig. 5에는 무차원화된 고유 진동수, $\bar{\omega} = \omega a^2 \sqrt{\rho/E_2/h}$ ($s=w=a=0.08m$)가 나와 있고 해석 결과가 참고문헌 [24]의 결과와 잘 일치함을 알 수 있다.

5. 결 과 (Results)

5-1. 충격 거동(Impact Response)

곡률과 적층 순서가 원통형 패널의 충격거동에 미치는 영향을 알아보기 위해 여러가지 곡률과 적층형태로 수치해석을 수행하였다. 길이와 폭을 $s=w=0.08m$ 로 고정하고 곡률반경을 $R=0.05m, 0.1m, 1m$ and ∞ (plate)로 변화시켰고 적층형태는 $[0_4/90_4/90_4/0_4]$ 와 $[90_4/0_4/0_4/90_4]$ 의 두가지로 하였다. 경계조건은 4단 단순지지로, 충격체의 속도는 $15m/s$ (운동 에너지 : $0.326J$)로 하였다. Table 1에는 복합재료와 충격체의 물성치를 나타내었다. 대칭 조건을 이용하여 1/4 모델만을 해석하였으며 요소의 총 개수는 400개($10 \times 10 \times 4$)이다.

Table 1. Material properties of a composite material and an impactor

| Composite material | | Impactor |
|-------------------------------|--|-------------------------|
| $E_1 = 145.4 \text{ GPa}$ | $Y_T = 55.20 \text{ MPa}$ | $R_i = 6.35 \text{ mm}$ |
| $E_2 = 9.997 \text{ GPa}$ | $Y_C = 294.0 \text{ MPa}$ | $E_i = 70 \text{ GPa}$ |
| $G_{12} = 5.689 \text{ GPa}$ | $S_L = 101.1 \text{ MPa}$ | $v = 0.33 \text{ mm}$ |
| $\nu_{12} = \nu_{23} = 0.3$ | $S_T = 32.94 \text{ MPa}$ | |
| $\rho = 1536 \text{ kg/m}^3$ | $\alpha_{cr} = 8.03 \times 10^{-3} \text{ mm}$ | |
| $t_{ply} = 0.1588 \text{ mm}$ | | |

Fig. 6과 Fig. 7에는 적층형태가 $[0_4/90_4/90_4/0_4]$ 와 $[90_4/0_4/0_4/90_4]$ 의 경우의 충격하중 이력을 나타내었다. 이를 보면 곡률이 있는 경우 평판과는 다른 양상의 충격거동을 나타내나, 곡률이 줄어드는 경우(곡률반경이 증가하면), 평판의 결과와 비슷해짐을 알 수 있다. 예를 들어, $R=1m$ 인 거의 평평한 패널의 경우 충격하중 이력이 평판과 아주 유사하다(첫 충격의 지속 시간과 크기가 거의 같고,

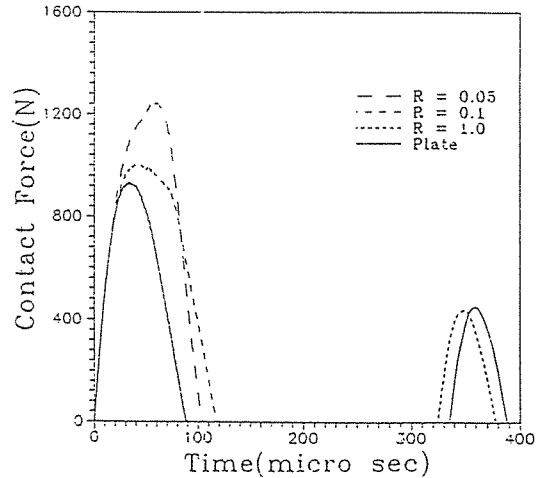


Fig. 6. Contact force history of $[0_4/90_4/90_4/0_4]$

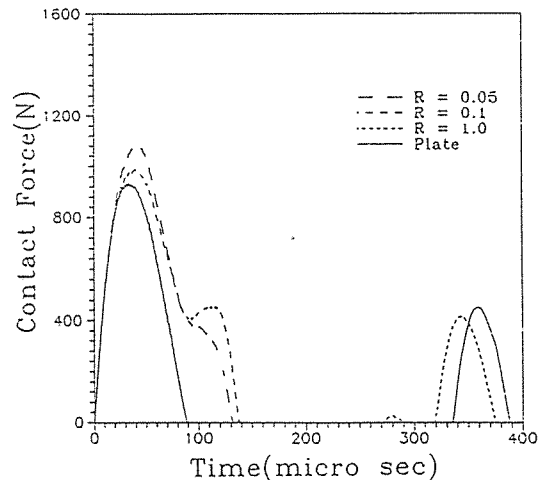


Fig. 7. Contact force history of $[90_4/0_4/0_4/90_4]$

두번째 충격의 경우는 충격 시간만이 약간 이동하였다). 그러나, $R=0.05m, 0.1m$ 인 경우는 두번째 충격이 없어지고, 곡률 반경이 감소할수록 최대 충격하중은 커진다. 이 결과로부터 원통형 패널은 충격에 대해 평판보다 더 강한(stiffer) 성질을 가짐을 알 수 있다.

Fig. 6과 Fig. 7을 비교하면, 적층 순서(stacking sequence)가 충격 거동에 미치는 영향을 잘 알 수 있다. 즉, 평판의 경우에는 두 결과가 같으나, 곡률이 커짐에 따라 $[0_4/90_4/90_4/0_4]$ 에 대한 최대 충격하중이 $[90_4/0_4/0_4/90_4]$ 보다 더 커진다. 이로부터

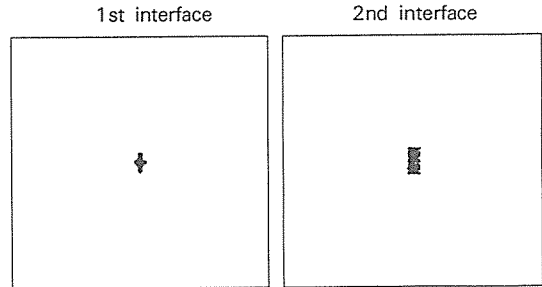
곡률에 의한 효과는 0° 층이 중심면에서 더 멀리 있는 경우 크게 나타남을 알 수 있다.

5-2. 충격에 의한 손상 (Impact Induced Damage)

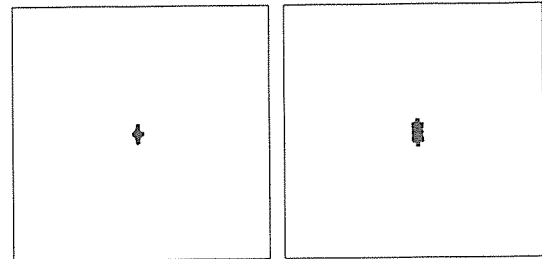
Fig. 3의 손상탐색 절차에 의해 복합재료 원통형 패널의 층간분리 형상을 예측하고 평판의 경우와 비교하였다. 유한요소 모델과 경계조건은 앞절의 것과 같고, $R=0.05m$, ∞ (plate)의 경우만을 고려하였다. Eq. (9)의 D_a 값은 2.0으로 하였다. 원통형 패널의 층간분리 형상은 곡면을 X-Y 평면에 투영하여 나타내었다. 경계면에 대한 규약은 윗층에서부터 적층각이 바뀌는 경계면을 첫번째 경계면(1st interface), 두번째를 두번째 경계면(2nd interface)로 하였다.

Fig. 8과 Fig. 9에는 $[0_4/90_4/90_4/0_4]$ 과 $[90_4/0_4/0_4/90_4]$ 의 적층각을 가지는 원통형 패널과 평판의 층간분리 형상을 비교하여 나타내었다. 이 결과로부터 평판의 경우는 이전의 연구결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 즉, 층간분리는 땅콩 모양을 가지며 아래

층의 섬유방향을 따라 전파됨을 잘 보이고 있다. 원통형 패널에 대해서도 비슷한 양상을 나타내나

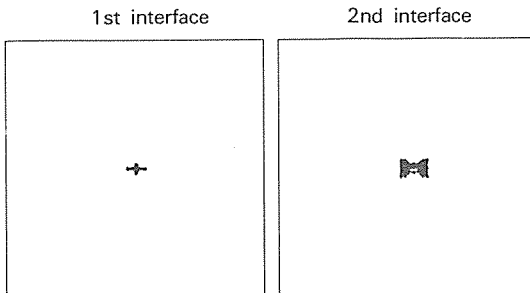


a) Projected delaminated area in case of $R=0.05m$

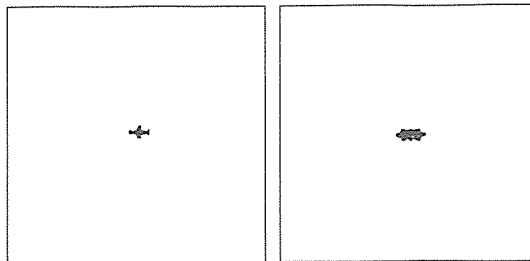


b) Delaminated area in case of plate

Fig. 9. Delamination shape of $[90_4/0_4/0_4/90_4]$

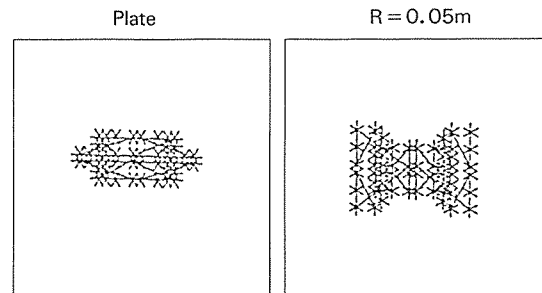


a) Projected delaminated area in case of $R=0.05m$

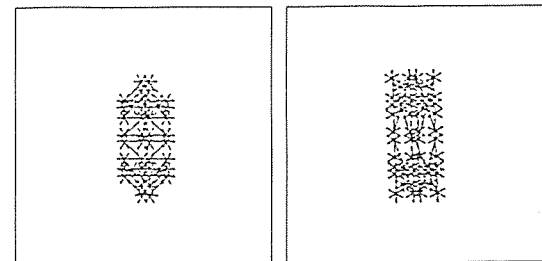


b) Delaminated area in case of plate

Fig. 8. Delamination shape of $[0_4/90_4/90_4/0_4]$



$[0_4/90_4]_s$



$[90_4/0_4]_s$

Fig. 10. Magnified delamination shape of second interface

충간분리 영역이 더 넓음을 알 수 있다. 이를 더 잘 보이기 위해 Fig. 10에는 두번째 경계면의 충간분리 영역을 확대하여 비교하였다. 본 논문에서는 곡률반경이 0.05m와 ∞ 인 경우만을 보였으나 곡률반경이 두 값 사이에 있는 경우에는 곡률이 커질수록 충간 분리 영역이 점차 커지는 경향을 나타내었다. 이는 곡률의 효과로 충격하중이 점차 커지기 때문에 일어나는 현상으로 생각되며 외부로부터의 충격은 평판보다 원통형 패널에 더 큰 손상을 입힌다고 할 수 있다.

6. 결 론 (Conclusioins)

본 연구에서는 원통형 패널의 충격거동과 충격에 의한 손상을 수치적으로 예측하였다. Taylor의 수정을 가한 비적합 유한요소와 연속좌표변환 기법을 사용하여 원통형 패널의 동적거동을 기술하였으며 수정된 Hertz 접촉법칙을 사용하여 충격하중을 결정하여 구조물의 충격거동을 기술하였다. 평균 응력을 이용한 기지 균열 판정식과 충간 분리 판정식으로 외부로부터의 충격으로 원통형 패널이 입는 손상을 예측하였다. 해석 결과 곡률이 커짐에 따라 충격하중은 더 커지고 충간분리 영역도 더 증가함을 알았다. 이로부터 외부로부터의 충격은 평판보다 원통형 패널에 더 큰 손상을 입힌다고 할 수 있다. 본 연구에서는 충격 해석시에 발생하는 손상이 진전됨에 따라 물성이 저하(stiffness degradation)되는 효과를 고려하지 않았으나 보다 엄밀한 해석을 위해서는 이의 고려가 필요하며 현재 연구가 진행 중에 있다.

참 고 문 헌

1. Abrate, S., "Impact on Laminated Composite Materials," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 44, No.4, 1991, pp.155-190.
2. Ramkumar, R.L. and Thaker, Y.R., "Dynamic Response of Curved Laminated Plates Subjected to Low Velocity Impact," *Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol.109, Jan.

1987, pp.67-71.

3. Christoforou, A.P. and Swanson, S.R., "Analysis of Simply-Supported Orthotropic Cylindrical Shells Subject to Lateral Impact Loads," *Tansactions of the ASME, Journal of Applied Mechanics*, Vol.57, June 1990, pp.376-382.

4. Bachrach, W.E. and Hansen, R.S., "Mixed Finite-Element Method for Composite Cylinder Subjected to Impact," *AIAA Journal*, Vol.27, No.5, 1989, pp.632-638.

5. Lin, H.J. and Lee, Y.J., "Impact-Induced Fracture in Laminated Plates and Shells," *Journal of Composite Materials*, Vol.24, Nov. 1990, pp. 1179-1199.

6. Palazotto, A and Perry, R., "Impact Response of Graphite/Epoxy Cylindrical Panel," *AIAA Journal*, Vol.30, No.7, July 1992, pp.1827-1832.

7. Shivakumar, K.N., Elber, W. and Illg, W., "Prediction of Low-Velocity Impact Damage in Thin Circular Laminates," *AIAA Journal*, Vol. 23, No.3, 1985, pp.442-449.

8. Wu, H.T. and Springer, G.S., "Measurement of Matrix Cracking and Delamination Caused by Impact on Composite Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol.22, June 1988, pp. 518-532.

9. Wu, H.T. and Springer, G.S., "Impact Induced Stresses, Strains, and Delaminations in Composite Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol.22, June 1988, pp.533-560.

10. Liu, D., "Impact-Induced Delamination-A View of Bending Stiffness Mismatching," *Journal of Composite Materials*, Vol.22, July 1988, pp. 674-692.

11. Choi, H.Y. and Chang, F.K., "A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Impact," *Journal of Composite Materials*, Vol.26, No.14, 1992, pp.2134-2169.

12. Choi, I.H. and Hong, C.S., "New Ap-

proach for Simple Prediction of Impact Force History on Composite Materials", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 10, 1994, pp. 2067-2072.

13. 최익현, 홍창선, "복합적층판의 저속충격 손상영역 평가," *한국항공우주학회지*, Vol. 22, No. 4, 1994, pp. 78-88.

14. Hughes, T.J.R., *The Finite Element Method-Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis*, Prentice-Hall, New Jersey, 1987, pp. 242-250.

15. Taylor, R.L., Beresford, P.J. and Wilson, E.L., "A Nonconforming Element for Stress Analysis," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 10, No. 6, 1976, pp. 1211-1219.

16. 김태원, "유한요소법을 이용한 복합재료 판각의 저속충격 거동 및 손상해석," 서울대 대학원 석사학위 논문, 1994.

17. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, New York, 1975, pp. 37-41.

18. Goldsmith, W., *Impact*, Edward Arnold Ltd., London, 1960.

19. Yang, S.H. and Sun, C.T., "Indentation Law for Composite Laminates," *Composite Mate-*

rials: Testing and Design(6th Conference), ASTM STP 787, American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 425-449.

20. Tan, T.M. and Sun, C.T., "Use of Static Indentation Laws in the Impact Analysis of Laminated Composite Plates," *Transactions of the ASME, Journal of Applied Mechanics*, Vol. 52, Mar. 1985, pp. 6-12.

21. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Transactions of the ASME, Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, June 1980, pp. 329-334.

22. Wu, C.C., Huang, M.C. and Pian, T. H.H., "Consistency Condition and Converge Criteria of Incompatible Elements: General Formulation of Incompatible Function and Its Application," *Computers and Structures*, Vol. 27, No. 5, 1987, pp. 639-644.

23. Timoshenko, S.P. and Krieger, S.W., *Theory of Plates and Shells*, 2nd Ed., McGraw-Hill, 1970, pp. 141-149.

24. Reddy, J.N., "Exact Solutions of Moderately Thick Laminated Shells," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 110, No. 5, 1984, pp. 794-809.