

## 論文

## 초기 면내하중을 받는 복합적층판의 저속충격거동 및 손상해석

최익현\*

## Low-Velocity Impact Response and Damage Analysis of Composite Laminates Under Initial In-plane Loading

Ik-Hyeon Choi\*

## ABSTRACT

In this paper low-velocity impact response and damage of composite laminates is analytically investigated. A modified displacement field of plate considering initially loaded in-plane strain is proposed. From the displacement field a finite element equation on structural behavior of composite laminate is newly induced and a computational program is coded. Numerical results using the FEM code is compared with the numerical ones from reference. Additional numerical analysis is performed on another impact condition and effect of initial in-plane load is reviewed. Potential delamination damage area in the first inter-ply surface from bottom of laminate is approximated and effect of initial in-plane load and impact condition is also reviewed.

## 초 록

본 논문에서는 면내하중을 받는 복합적층판의 저속충격거동과 손상을 해석하였다. 초기부터 존재하는 면내변형률을 고려하여 판의 변위장을 새롭게 가정하고, 이 가정된 변위장에 따른 적층판의 구조거동에 대한 유한요소방정식을 유도하였으며, 유한요소해석 프로그램을 코딩하였다. 유한요소해석을 수행하여 참고문헌의 수치해석 결과와 비교하였으며, 충격에너지는 동일하나 충격체의 질량과 속도가 다른 조건에 대해서도 해석하여 초기 면내하중의 영향을 분석하였다. 바닥으로부터 첫 번째 층간면에서의 잠재적인 층간분리 파손영역을 추정하여 초기 면내하중 및 충격조건에 따른 크기의 변화를 고찰하였다.

**Key Words** : 면내하중(in-plane load), 저속충격거동(low-velocity impact response), 저속충격손상(low-velocity impact damage), 층간분리 영역(delamination area)

## 1. 서 론

항공우주비행체의 구조물로 많이 활용되고 있는 복합적층판은 판구조물의 특성상 운용중에 대부분 면내 하중을 받게 된다. 예로서 항공기 주익의 상부와 하부 스킨은 운용중에 각각 면내 압축과 인장하중을 받게 되며, 이 때 외부로부터 충격을 받게 되면 구조물의 내부에 잘 보이지 않는 손상이 발생할 수 있고, 이 손상은 구조물의 강도를 저하시킬 수 있어 복합적층구조물의 저속충격 문제에 대하여 많은 연구자들이 연구하여 왔다[1].

현재까지 저속충격문제를 연구한 사례 중에서 초기 면내하중을 받고 있는 복합적층판에 대하여 연구한 사례는 많지 않다. 특히 이에 대하여 해석적 연구를 수행한 사례는 거의 알려져 있는 것이 없고[2], 실험적 연구를 수행한 사례만 몇몇 연구 사례를 찾아볼 수 있다[3-5].

Chen과 Sun[2]은 1985년에 면내하중을 받는 적층판에 대하여 충격거동을 해석적으로 연구하였는데, 질량이 작고, 속도가 매우 빠른 경우에 대하여 해석하였으며, 면내하중의 존재가 충격하중과 동적변형률의 최대값에 큰 영향을 주지 않는다고 하였다.

\* 한국항공우주연구원, 교신지자(E-mail:ihchoi@kari.re.kr)

Marshall[3-5]은 최근 직조 프리프레그를 적층 성형한 유리/폴리에스테르 적층판에 대한 실험적 연구를 통하여, 면내 이축인장하중이 최대충격하중 및 손상영역의 크기에 영향을 주지 못하며, 다만 이축인장하중이 커짐에 따라 접촉주기와 시편의 처짐은 감소하는 현상을 보인다고 하였다.

위의 문헌조사 결과로부터 초기 면내하중이 적층판의 충격 손상에 미치는 영향에 대하여 실험적 관찰결과는 일부 있으나, 해석적 연구 결과는 알려져 있지 않음을 알 수 있다. 물론 면내하중이 없는 경우에 대해서도 저속충격 손상에 대한 해석적 연구는 그 결과가 많지 않다.

본 연구에서는 먼저 초기 면내하중이 존재하는 적층판의 거동을 해석할 수 있는 유한요소방정식을 유도하고, 충격문제를 해석할 수 있는 유한요소해석 프로그램을 직접 구성하였으며, 이를 사용하여 참고문헌[2]의 수치해석결과와 비교하여 구성된 프로그램의 타당성을 확인하였다. 앞의 예제와 충격에너지는 동일하지만 충격조건이 다른 경우에 대하여 유한요소해석을 추가적으로 수행하였으며, 충격거동 현상의 차이를 분석하였다.

그리고 복합적층판의 저속충격손상에 대한 지난 연구결과를 바탕으로 적층판의 손상발생 가능영역을 대략적으로 추정하여 보았으며, 그 결과들을 분석하여 복합적층판의 초기 면내하중이 저속충격 손상영역의 크기에 미치는 영향을 고찰하였다.

## 2. 초기 면내변형률을 갖는 복합적층판의 유한요소방정식 유도

초기 면내변형률을 갖는 판의 변위장을 다음의 식 (1)과 같이 가정하였다. 일반적인 판 이론의 변위장에 상수항의 면내 변형률 항을 추가하였다.

$$\begin{aligned} u(x, y, t) &= \varepsilon_{x0}x + \frac{1}{2}\gamma_{xy0}y + u_0(x, y, t) + z\psi_x(x, y, t) \\ v(x, y, t) &= \frac{1}{2}\gamma_{xy0}x + \varepsilon_{y0}y + v_0(x, y, t) + z\psi_y(x, y, t) \\ w(x, y, t) &= w_0(x, y, t) \end{aligned} \quad (1)$$

대처짐 이론을 적용하면 위 변위장의 변형률-변위 관계식은 식 (2)와 같이 된다. 면내변형률 항에 상수항의 초기 면내 변형률 값이 포함되어 있음을 볼 수 있다.

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 = \varepsilon_{x0} + \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 + z\frac{\partial \psi_x}{\partial x} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2 = \varepsilon_{y0} + \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2 + z\frac{\partial \psi_y}{\partial y} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \left(\frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y}\right) \\ &= \gamma_{xy0} + \left(\frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x}\right) + \left(\frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y}\right) + z\left(\frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x}\right) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial w}{\partial y} + \psi_y$$

$$\gamma_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} = \frac{\partial w}{\partial x} + \psi_x$$

동적인 문제를 포함하는 가상일의 원리인 Hamilton's Principle은 다음 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned} 0 &= -\int_0^t \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \int_R (\sigma_1 \delta \varepsilon_1 + \sigma_2 \delta \varepsilon_2 + \sigma_6 \delta \varepsilon_6 + \sigma_4 \delta \varepsilon_4 + \sigma_5 \delta \varepsilon_5) dAdzdt \\ &+ \int_0^t \int_R q \delta w dAdt + \frac{\delta}{2} \int_0^t \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \int_R \rho [(\dot{u}_1)^2 + (\dot{u}_2)^2 + (\dot{u}_3)^2] dAdzdt \end{aligned} \quad (3)$$

위 식 (3)에 식 (2)와 적층판의 구성방정식을 대입하여 정리하면 최종적으로 다음의 식 (4)와 같은 유한요소방정식을 구할 수 있다.

$$[M]\{\dot{U}\} + [[K_L]_0 + [K_L] + [K_N(U)]]\{U\} = \{F\} + \{F_0\} \quad (4)$$

식 (4)에서  $[K_L]_0$ 과  $\{F_0\}$ 항이 초기 면내 변형률과 관련된 항이며, 각각 선형 강성행렬과 하중벡터 항으로서 작용하고 있음을 볼 수 있다. 이외  $[K_N(U)]$ 항은 판의 대처짐이론과 관련된 비선형 강성행렬로서, 위 방정식을 풀기 위해서는 매 시간증분 단계마다 내부에서 반복수행이 필요함을 보여주는 항이다.

위 식 (3)에서 식 (4) 까지 전개하는 과정은 매우 복잡한 과정을 거쳐야 하며, 이 과정에 대해서는 기존의 연구결과[6, 7]를 참고하여 응용할 수 있다. 또한 위 식 (4)는 초기 면내변형률을 갖는 적층판에 대한 동적거동을 해석하기 위한 유한요소방정식일 뿐이고, 충격문제를 풀기 위해서는 여기에 충격체의 동적거동 방정식과, 충격체와 적층판 사이의 관계를 엮어주는 접촉법칙이 해석프로그램 내에 추가적으로 포함되어져야 한다. 이에 대한 자세한 과정도 기존의 연구결과[6, 7]를 참고할 수 있다.

## 3. 해석 결과

### 3.1 질량 8.537g, 속도 30m/sec의 경우의 충격거동

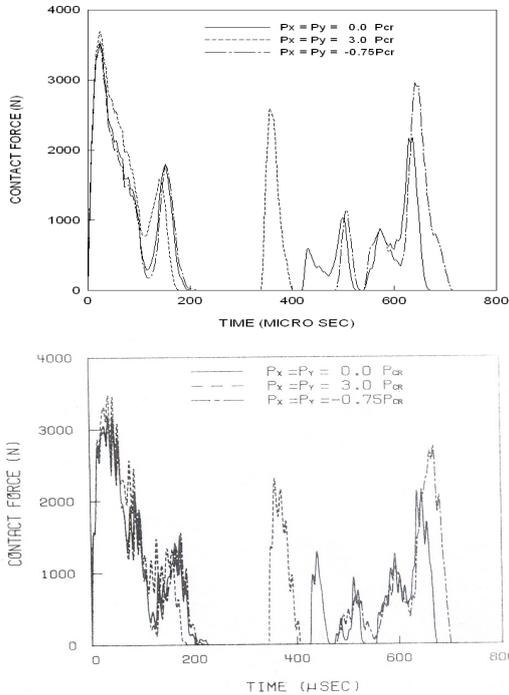


Fig. 1 The contact force history(upper: the present result, lower: reference[2] result).

앞 장에서 구성한 유한요소방정식을 검증하기 위하여 참고 문헌 [2]의 결과와 비교하였다. 복합적층판은 20층을 적층하였으며, 적층순서는 [0/45/0/-45/0]<sub>2S</sub>이다. 크기는 15.24 x 10.16 x 0.269cm이다. 경계조건은 단순지지로 경계선에서 판의 이동은 구속된다. 복합재의 물성치는 다음과 같다.

$$E_1 = 120 \text{ GPa}, E_2 = 7.9 \text{ GPa}$$

$$n_{12} = 0.30, G_{12} = G_{23} = G_{31} = 5.5 \text{ GPa}$$

$$r = 1.58 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}^2/\text{cm}^4$$

충격체의 질량은 8.537g이고, 속도는 30 m/sec이며, 접촉면의 형상은 1.27cm 직경의 반구 형상으로 적층판의 중앙을 수직으로 충돌한다.

참고문헌 [2]에서는 초기에 부가되는 면내하중의 크기를, 위 적층판의 임계좌굴하중( $P_{cr}$ )의 크기인 802 N/cm를 기준으로 부가하였다. 면내하중의 크기가 다른 세 가지 경우를 해석하여 결과를 제시하고 있는데, 면내하중이 없는 경우와 3배  $P_{cr}$ 의 이축인장하중 및 0.75배  $P_{cr}$ 의 이축압축하중이 작용하는 경우이다.

Fig. 1은 참고문헌의 결과와 본 해석결과를 비교하여 보여 주고 있다. 참고문헌의 결과에서 하중이력의 고주파의 작은 변동이 많이 나타나고, 각 접촉에서 본 해석결과와 최대접촉

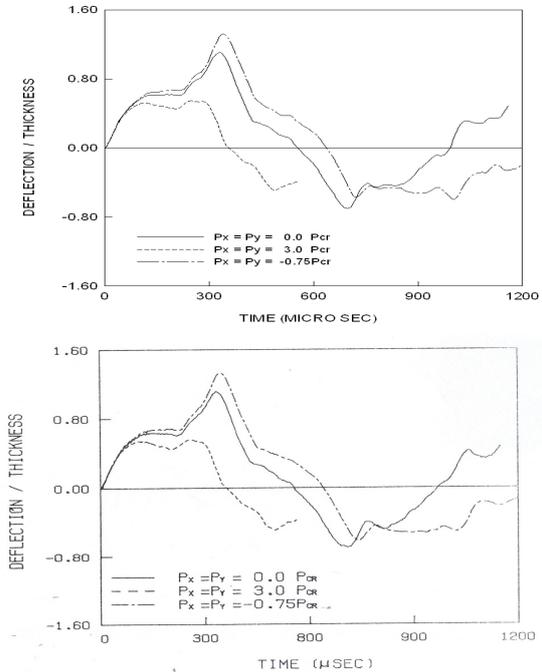


Fig. 2 The deflection history(upper: the present result, lower: reference[2] result).

하중이 약간 더 크게 나타나는 점을 제외하면, 두 결과가 대체로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 2는 충격이 가해진 적층판 중앙지점의 처짐이력을 보여주는 결과이다. 후반부의 일부 차이를 제외하면 전체적으로 서로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 3은 적층판 중앙 부위 한 요소의 가우시안(Gaussian) 포인트(0.2147, 0.1431cm)에서의 동적변형률,  $e_{xx}$  값이다. 동적변형률 값은 충격으로 인하여 동적으로 변하는 변형률 값을 의미하며, 초기 면내변형률 값을 더해지지 않은 값이다. 참고 문헌[2]의 결과는 초기에 가장 큰 값이 나타나는 반면에, 본 해석결과는 초기값이 약 20% 정도 작게 나타나고 있는 점을 제외하면 대체로 잘 일치하고 있다.

이상의 Fig. 1부터 Fig. 3까지의 결과로부터 본 연구에서 구성한 유한요소해석 프로그램의 타당성이 상대적으로 검증되었다고 생각된다. 본 해석결과와 참고문헌의 결과에서 약간의 차이가 발생하는 점에 대해서는 향후 상용프로그램을 활용한 해석결과나 또 다른 해석적 연구사례를 참고할 수 있다면 추가적인 비교 검토가 가능하리라 생각된다.

Fig. 1부터 Fig. 3까지의 결과를 전체적으로 살펴보면, 초기 면내인장하중은 접촉하중, 처짐 및 변형률이력의 진행을 빠르게 하고, 초기 면내압축하중은 반대의 현상을 가져온다. 접촉하중 및 변형률이력의 초기값의 크기에는 거의 영향이 없고, 처짐의 크기만 상대적으로 크게 변화시키고 있다.

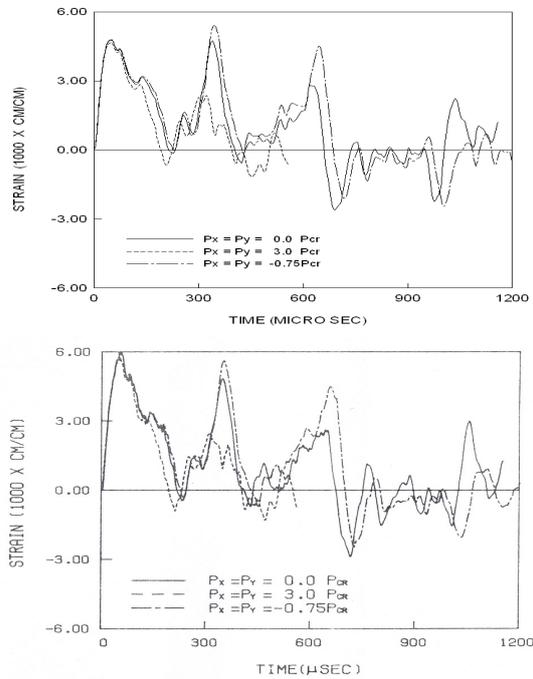


Fig. 3 The dynamic strain history(upper: the present result, lower: reference [2] result).

### 3.2 질량 8.537g, 속도 30m/sec의 경우의 충격손상

본 절에서는 앞 절에서 살펴본 충격거동에 이어 충격손상에 대하여 고찰해보고자 한다. 복합적층판의 지속충격으로 인한 손상영역을 해석한 연구 사례는 아직 많이 알려져 있지 않다.

참고문헌[7, 8]의 연구에서는 지속충격에 위한 층간분리 손상영역을 해석적으로 평가하기 위하여  $s_2$ ,  $s_5$ ,  $s_4$ 의 응력성분만으로 구성되는 파손기준식을 사용하였다. 즉, 층간분리 영역은 층간면 바로 아래층의 면내응력 성분인  $s_2$ 와 층간전단응력 성분인  $s_5$  및 층간면 바로 위층의 층간전단응력 성분인  $s_4$ 에 의하여 발생한다고 가정하였다. 이 연구에서 적층판의 지속충격 손상영역은 바닥으로부터 첫 번째 층간면에서 가장 크게 발생하는 것으로 예측되었으며, 예측된 해석결과와 적층판의 두께 방향으로 2차원적으로 투영된 (실험적으로 구해진) 층간분리 손상영역은, 실험결과가 약간 더 크게 나타나기는 하였지만, 대체로 유사하게 나타나고 있다.

또한 위 연구에서 사용된 파손기준식에는, 섬유 90도 방향 기지파손 강도값, Y에 대하여 'Matrix Crack Onset Analysis'로부터 구한 유사강도값, Y'을 사용하고 있다. 즉, 위 아래 층이 다른 각도로 인접하여 있는 경우의 기지파손 강도값은, 순수하게 일방향으로 적층된 적층판의 기지파손 강도값과는 다르기 때문에, 위 아래 층이 다른 각도로 인접하여 있는 경우에 기지균열이 발생하는 하중값을 해석하는 Matrix Crack

Onset Analysis를 수행하여 유사강도(in-situ strength) 값으로 사용하고 있다. 이 때 성형후 열간류변형률의 영향도 반드시 고려하여야 한다.

이상에서와 같이 복합적층판의 충격손상영역을 정확히 해석하기 위해서는 층간전단응력을 포함한 적층판 내부의 정확한 응력상태 분석, 층간분리 상황에 적합한 파손기준식의 유추 및 적용, 파손기준식에 사용할 실제적인 파단강도의 산출 등 복잡하고 정밀한 해석 작업이 필요한 것으로 판단된다.

본 연구에서는 초기 면내하중의 존재가 충격손상영역에 어떠한 영향을 미치는가를 대략적으로 판단하고자, 이전의 연구 결과를 종합적으로 분석하여 그 결과들을 본 연구에 적용하였다. 즉, 이전의 연구경험을 바탕으로 여러 사항들을 종합적으로 검토하여, 본 연구에서는 바닥층에서  $e_2$ 의 크기가 약 9,000 mstrain 이상의 경우를 적층판의 층간분리 발생 충격손상영역으로 추정하였다. 왜냐하면, 적층판 바닥층의 Matrix Crack Onset Analysis에 의한 파단변형률을 이전 연구[7-9]의 소재와 동일한 특성을 갖는다고 가정하여 약 12,000 mstrain 정도로 추정하였고, 열 간류변형률도 이전 연구[7-9]의 소재 특성으로부터 약 2,000 mstrain 정도로 추정하였으며, 맨 바닥층과 바로 위층의 층간전단변형률의 영향을, 바닥층의 섬유 90도 방향 면내변형률로 환산하여, 대략 1,000 mstrain 정도의 효과로 추정하였기 때문이다.

위에서 적층판 바닥층의 기지파단 변형률을 12,000 mstrain 정도로 추정한 것은 실험결과 및 해석결과에 바탕을 둔 것이다. 참고문헌[9]에서는 90도 4개층, 8개층, 16개층을 갖는  $[0_n/90_m]_s$  적층판에 대하여 기지균열 발생 실험 및 해석을 수행하였고, Matrix Crack Onset Analysis 해석방법의 타당성을 실험결과와의 비교를 통하여 입증하였다. 참고문헌[7]에서는 적층판 바닥층에 기지균열에 대한 in-situ strength로서  $[0/90]_s$  적층판의 Matrix Crack Onset Strain을 해석하여 적용한 바 있다. 본 연구는 이러한 앞의 연구결과를 바탕으로 하고 있다.

Fig. 4의 좌측 및 우측 그림은 각각 바닥층의  $e_2$ 의 접촉주기 동안에 발생하는 최대 동적변형률 및 이 최대 동적변형률에 초기 면내변형률의 크기를 더한 최대 전체변형률에 대한 등고선을 보여주고 있다. 등고선의 계단 간격은 1,000 mstrain이며, 굵은 실선은 9,000 mstrain으로 본 연구에서 추정하는 손상영역의 크기를 보여주고 있다. 파선은 5,000 mstrain을 나타내는 등고선으로 적층판 전체의  $e_2$  분포를 파악하기 위하여 참고로 도시한 것이다.

Fig. 4의 위로부터 초기 면내하중의 크기는 각각  $P_x=P_y=0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=3.0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ 이다. 이 초기 면내하중의 크기에 해당하는 초기 면내변형률의 크기는 다음과 같다.

$$P_x : 3.0 P_{cr} \rightarrow 424.9 \text{ mstrain}, 0.75 P_{cr} \rightarrow 106.2 \text{ mstrain}$$

$$P_y : 3.0 P_{cr} \rightarrow 4140.5 \text{ mstrain}, 0.75 P_{cr} \rightarrow 1035.2 \text{ mstrain}$$

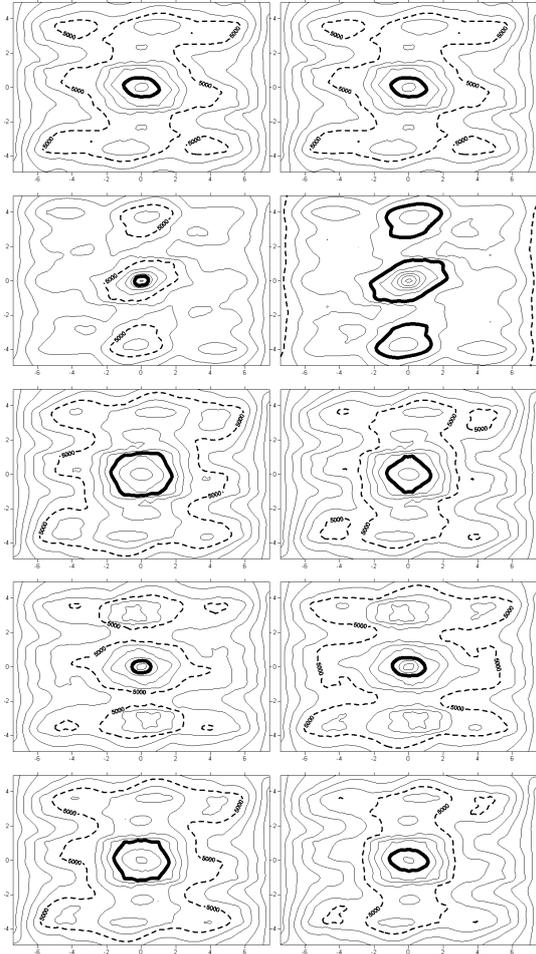


Fig. 4 The approximately estimated damage area(left: from dynamic strain only, right: from total strain) (from top,  $P_x=P_y=0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=3.0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ ,  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$ , respectively).

Fig. 4의 결과에서 실제로 발생 가능한 손상영역은 우측에 있는 그림에서 파악하여야 한다. 좌측 그림은 동적변형률의 크기만을 고려하여 참고용으로 작성된 것이다. 우측 그림들에서 위에서 두 번째 경우( $P_x=P_y=3.0P_{cr}$ )를 제외하면, 손상이 판의 중심부에서 국부적으로 발생하는 것으로 나타났다. 실제로  $P_x=P_y=3.0P_{cr}$ 의 경우는 현실에서 존재하기가 어렵다. 왜냐하면, 항공기 주익이나 동체 스킨 구조물을 설계할 때, 제한하중 상태에서 구조물의 좌굴이 발생하지 않도록 설계하며, 또한 적층판의 인장이나 압축방향의 설계허용치가 큰 차이가 없기 때문에 실제로 좌굴하중의 3배에 해당하는 인장하중을 받는 곳은 존재하지 않을 것으로 판단된다. 그래서 보다 실제적인  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ 의 경우와  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$ 의 경우를 해석하여 추가하였다.

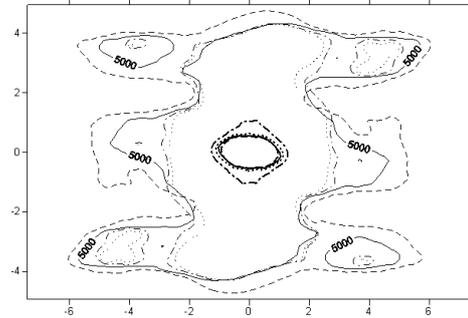


Fig. 5 The approximately estimated damage area( $P_x=P_y=0P_{cr}$  : solid,  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$  : dot-dashed,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$  : dashed,  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$  : dotted).

Fig. 5는  $P_x=P_y=3.0P_{cr}$ 의 경우를 제외하고, 전체변형률에 의해 추정되는 손상영역의 크기(내부의 작은 폐곡선들)를 한꺼번에 그린 것이다. 손상영역의 크기는  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$ 의 경우에  $P_x=P_y=0P_{cr}$ 의 경우에 비하여 약 2배 정도 크게 나타나고, 나머지 세 경우는 거의 같은 크기의 손상영역을 보여주고 있다. 다만, 미세하게나마,  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ 의 순서로 손상영역의 크기를 보여주고 있다. 즉, 초기 면내하중이 좌굴하중의 75% 정도에서는 면내 압축하중이 면내 인장하중에 비하여 손상영역의 크기를 증가시키는 효과가 있는 것처럼 보인다.

### 3.3 질량 1kg, 속도 2.77m/sec의 경우의 충격거동

앞 절 3.1과 3.2에서 살펴 본 것은 충격체의 질량이 매우 작고(8.537g) 속도가 큰(30m/sec) 경우에 대한 것으로, 항공기가 비행하거나 이착륙하는 과정에서 우박이나 활주로의 작은 돌 등에 의하여 면내하중을 받고 있는 항공기 구조물에 부가될 수 있는 충격을 모사한 것이다. 본 절에서는 앞의 충격조건과 동일한 충격에너지(3.84J)를 갖지만, 충격체의 질량이 상대적으로 크고(1kg), 속도는 작은(2.77m/sec) 경우에 대하여 해석하였다. 이는 항공기 구조물에서 실제로 발생할 수 있는 충격조건을 대표적으로 모사하는 충격조건은 아니지만, 앞 절의 해석결과와 비교하면서 면내하중이 부가되는 적층판에 발생하는 충격현상에 대한 이해를 위하여 추가로 해석하였다.

Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8은 각각 앞의 Fig. 1, Fig. 2, Fig. 3에 대응하는 결과로서 전체적으로 앞의 결과와 같이, 초기 면내인장하중은 접촉하중, 처짐 및 변형률이력의 진행을 빠르게 하고, 초기 면내압축하중은 반대의 현상을 보여준다. 접촉하중의 크기는 면내인장 및 압축하중에서 모두 약간 크게 나타났고, 처짐과 변형률은 면내인장하중에서는 작게 나타나고 압축하중에서는 크게 나타났다.

Fig. 6과 Fig. 1의 결과를 비교하면, 동일한 충격에너지의 경우에 최대접촉하중의 크기가 유사하며, 다만 질량이 큰 경우에 접촉시간이 7~8배 정도 길어짐을 알 수 있다.

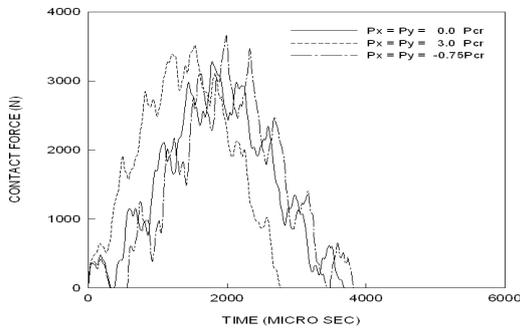


Fig. 6 The contact force history.

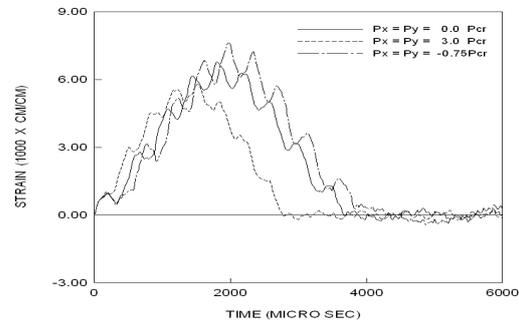


Fig. 8 The dynamic strain history.

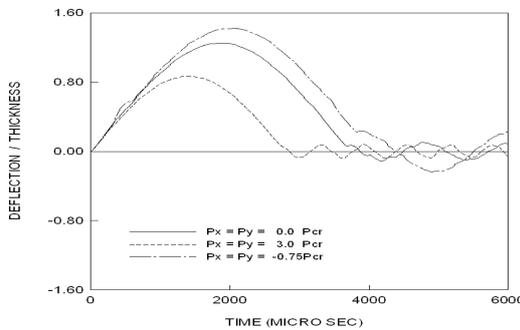


Fig. 7 The deflection history.

Fig. 7과 Fig. 2의 결과를 비교하면, 동일한 충격에너지의 경우에 최대 처짐의 크기 정도가 유사하지만, 질량이 큰 경우가 최대 처짐이 약 10% 이상 더 크게 나타남을 알 수 있다.

Fig. 8과 Fig. 3의 결과를 비교하면, 동일한 충격에너지의 경우에 (본 연구에서 고려한 지점에서의) 동적변형률의 크기 정도가 유사하게 나타나지만, 질량이 큰 경우가 20~40% 이상 크게 나타남을 알 수 있다.

전체적으로 동일한 충격에너지의 경우에 충격체의 질량과 속도가 다르더라도 충격거동은 대체로 유사한 정도의 크기를 보여주지만, 질량이 큰 경우에 거동의 반응이 더 크게 나타나는 것으로 보인다. 그리고 질량이 커지면 충격량의 크기가 커지기 때문에 접촉시간도 길어진다. 또한 접촉하중과 변형률에 있어서 면내하중의 영향도 분명하게 나타나고 있음을 볼 수 있다.

### 3.4 질량 1kg, 속도 2.77m/sec의 경우의 충격손상

본 절에서는 충격체의 질량이 상대적으로 크고(1kg), 속도는 작은(2.77m/sec) 경우에 대하여 앞 절 3.2에서와 같이 충격 손상해석을 수행하였다.

Fig. 9는 앞의 Fig. 4에 대응되는 그림이며, 위로부터 초기 면내하중의 크기는 각각  $P_x=P_y=0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=3P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ ,  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$  인 경우에 해당된다.

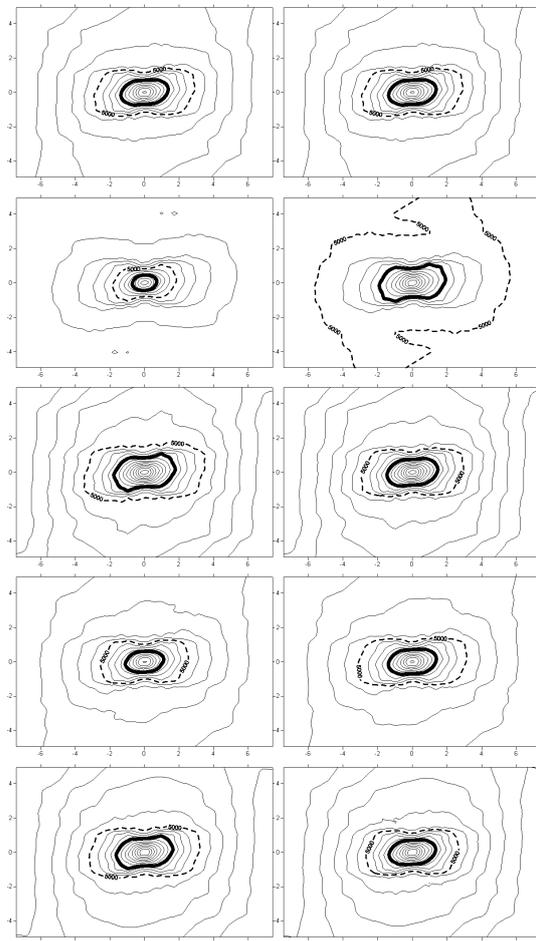


Fig. 9 The approximately estimated damage area(left: from dynamic strain only, right: from total strain) (from top,  $P_x=P_y=0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=3P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=-0.75P_{cr}$ ,  $P_x=P_y=0.75P_{cr}$ ,  $P_x=-P_y=0.75P_{cr}$ , respectively).

Fig. 9도 Fig. 4와 마찬가지로 좌측 및 우측 그림은 각각 바닥층의  $e_2$ 의 접촉주기 동안에 발생하는 최대 동적변형률 및 이 최대

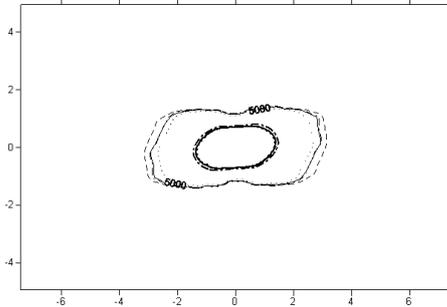


Fig. 10 The approximately estimated damage area. ( $P_x=P_y= 0P_{cr}$  : solid,  $P_x=P_y= -0.75P_{cr}$  : dot-dashed,  $P_x=P_y= 0.75P_{cr}$  : dashed,  $P_x=-P_y= 0.75P_{cr}$  : dotted)

동적변형률에 초기 면내변형률의 크기를 더한 최대 전체변형률에 대한 등고선을 보여주고 있다. 등고선의 계단 간격은 1,000 mstrain이며, 굵은 실선은 9,000 mstrain으로 본 연구에서 추정하는 손상영역의 크기를 보여주고 있으며, 파선은 5,000 mstrain을 나타내는 등고선으로 적층판 전체의  $e_2$  분포를 파악하기 위하여 참고로 표시한 것이다. Fig. 9의 결과에서도 Fig. 4에서와 마찬가지로 실제로 발생 가능한 손상영역은 우측에 있는 그림에서 파악하여야 한다. 좌측 그림은 동적변형률의 크기만을 고려하여 참고용으로 작성된 것이다.

Fig. 10은  $P_x=P_y= 3P_{cr}$ 의 경우를 제외하고 전체변형률에 의해 추정되는 손상영역의 크기(내부의 작은 폐곡선들)를 한꺼번에 그린 것이다. 손상영역의 크기는  $P_x=P_y= -0.75P_{cr}$ 의 경우만 약 15% 정도 더 큰 것으로 나타나고, 나머지 세 경우, 즉  $P_x=P_y= 0P_{cr}$ ,  $P_x=P_y= 0.75P_{cr}$ 와  $P_x=-P_y= 0.75P_{cr}$ 의 경우는 거의 같은 크기의 손상영역을 보여주고 있다.

전체적으로 Fig. 5의 결과와 비교할 때,  $P_x=P_y= -0.75P_{cr}$ 의 경우를 제외하면, 충격체의 질량이 크고 충격속도가 낮은 충격조건에서 충격체의 질량이 작고 충격속도가 큰 충격조건보다 약 50% 이상 더 큰 손상영역이 예상되는 것으로 나타났다. 그리고 5,000 mstrain의 영역을 살펴볼 때, 충격체의 질량이 작고 속도가 큰 Fig. 5의 경우가 Fig. 10의 경우에 비하여 충격으로 인한 적층판의 진동 반응이 더 격렬하게 나타나고 있음을 알 수 있다. 다만 적층판 중앙부위의 최대변형률 값은 Fig. 10의 경우가 더 크게 나타나고 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 면내응력이 존재하는 복합적층판의 거동을 해석하기 위한 유한요소방정식을 유도하고, 해석 프로그램을 구성하였으며, 참고문헌[2]의 수치해석 결과와 비교하여 일치하는 결과를 얻었다. 위의 해석결과와 충격에너지의 크기는 동일하나, 충격체의 질량이 크고 속도가 작은 경우에 대해서 추가로 해석을 수행하여 충격거동 및 손상영역의 특징들을 비

교 분석하였다.

본 연구를 통하여 초기 면내인장하중은 접촉하중, 처짐 및 동적변형률 이력의 진행을 약 20~30% 이상 빠르게 하고, 초기 면내압축변형률은 접촉하중, 처짐 및 동적변형률 이력의 진행을 약 15% 정도 느리게 하는 것을 알 수 있었다.

바닥층의 전체 면내변형률,  $e_2$ 의 크기를 기준으로 대략적인 손상영역의 크기를 추정하였으며, 추정된 손상영역의 크기는, 적층판의 좌굴하중의 75%의 초기 면내하중이 존재하는 경우에, 이축압축하중의 경우에 15~98% 더 크게 나타나고 있었다. 동일한 충격에너지의 경우에 충격체의 질량이 큰 경우가 층간분리 손상영역이 약 50% 이상 큰 것으로 해석되었다.

충격손상영역에 관한 본 연구의 결론은 바닥층의  $e_2$ 의 크기에 기초하여 대략적으로 추정된 것으로 향후 시험적 연구를 통하여 확인되어야 한다. 또한 본 연구에서 적용한 손상영역 발생 기준값인  $e_2$ 의 9,000 mstrain값은, 사용된 복합소재의 물성치에 따라 달라지는 값으로 해당소재에 대한 연구를 수행하여 그 값을 결정하여야 한다.

또한 본 연구에서 고려된 면내하중은 x축 및 y축 방향으로 동시에 하중이 부가되는 경우에 대한 해석결과로서, x축이나 y축 한 쪽 방향에서만 하중이 부가되는 경우에는 현재의 결과와 많이 다를 수 있음을 참고하여야 하며, 본 연구에서는 참고문헌의 결과와 비교하기 위하여 이축 하중을 먼저 고려한 것이다. 향후 일축 하중의 경우에 대해서는 추가적인 해석 및 시험결과 분석이 필요하다.

#### 참고문헌

- 1) S. Abrate, "Modeling of Impacts on Composite Structures," *Composite Structures*, Vol. 51, No. 2, 2001, pp. 129-138.
- 2) J. K. Chen and C. T. Sun, "Dynamic Large Deflection Response of Composite Laminates Subjected to Impact," *Composite Structures*, Vol. 4, 1985, pp. 59-73.
- 3) T. Mitrevski, I. H. Marshall, R. S. Thomson and R. Jones, "Low-Velocity Impacts on Preloaded GFRP Specimens with Various Impactor Shapes," *Composite Structures*, Vol. 76, 2006, pp. 209-217.
- 4) B. Whittingham, I. H. Marshall, T. Mitrevski and R. Jones, "The Response of Composite Structures with Pre-Stress Subject to Low Velocity Impact Damage," *Composite Structures*, Vol. 66, 2004, pp. 685-698.
- 5) M. D. Robb, W. S. Arnold and I. H. Marshall, "The Damage Tolerance of GRP Laminates under Biaxial Prestress," *Composite Structures*, Vol. 32, 1995, pp. 141-149.
- 6) I. H. Choi and C. S. Hong, "Low-Velocity Impact response of Composite Laminates Considering Higher-Order Shear Deformation and Large Deflection," *Mechanics of*

- 
- Composite Materials and Structures*, Vol. 1, 1994, pp. 157-170.
- 7) I. H. Choi, "Response and Damage of Composite Laminates Subjected to Low-Velocity Impact," *Ph.D. Thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology*, 1994.
  - 8) C. S. Hong, I. H. Choi and C. G. Kim, "Estimation of Damage Area Due to Low-Velocity Impact in Composite Laminate," *9-th Technical Conference Proceeding of the American Society for Composites*, 1994. pp. 473-481.
  - 9) S. G. Lim and C. S. Hong, "Prediction of Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Cross-Ply Laminates Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 23, 1989, pp. 695-713.