

Glass/phenol 복합적층판의 저속충격 특성

김재훈*·김후식*·박병준**·안병욱***

Low Velocity Impact Characteristics of Glass/phenol Composite Laminates

Jae Hoon Kim*, Hu Shik Kim*, Byoung Joon Park** and Byoung Wook An***

Key Words: Glass/phenol(유리/페놀), Low Velocity Impact(저속충격), Delamination(층간분리), UT C-scan(초음파 C-스캔), Compression After Impact(CAI: 충격 후 압축)

Abstract

It is well known that composite laminates are easily damaged by low velocity impact. The damage of composite laminates subjected to impact loading are occurred matrix cracking, delamination, and fiber breakage. The damage of matrix cracking and delamination are reduced suddenly the compressive strength after impact. This study is to evaluate impact characteristics and the relationship between impact force and inside damage of composite laminates by low velocity impact loading. UT C-scan is used to determine impact damage areas by impact loading.

1. 서론

섬유강화 복합재료는 비강도 및 비강성이 우수하여 경량구조물인 항공우주산업 및 철도차량 등 수송체 구조물에 많이 이용되고 있다. 또한 부재의 제작 과정이나 제작 후 사용 및 보수 과정에서 복합적층 구조물에 충격이 가해질 수 있다. 이러한 외부로부터 가해지는 복합 적층판의 충격은 내부손상에 민감하며, 적층 두께방향으로 섬유 강화의 결핍 때문에 층간 분리와 횡방향 균열인 기지 균열을 쉽게 발생 할 수 있다. 반면에 섬유들은 기지균열이 생길 때까지 심각하게 손상을 받지 않을 수 있다. 비록 섬유 파손이 없을 지라도 충격 손상은 적층판의 기계적 성능 특히 압축 강도에 크게 영향을 줄 수 있다. 충격을 받은 복합적층판의 손상모드는 기지균열(matrix crack), 층간분리(delamination), 섬유파

손(fiber breakage) 등이 있으며, 이로 인해서 원래 구조물이 가지고 있는 강도와 강성을 심각하게 감소시켜 안정성에 영향을 미치며 지속적인 사용동안 구조물의 완전 붕괴를 발생시키는 손상 성장의 시작점이 될 수 있다. 그러므로 복합재료를 사용한 구조물의 설계 및 제작은 복잡한 형태의 충격특성, 잔류압축강도 및 파괴기구를 규명하여야 한다.

따라서 본 연구에서는 난연성 재료인 경량 지하철에 많이 사용되고 있는 Glass/phenol의 저속 충격 특성을 시험 평가하고, 저속충격 후 시편에 대한 UT C-scan 및 광학현미경으로 표면과 단면을 관찰하였으며, 충격 후 잔류 압축강도시험을 수행하였다.

2. 재료 및 시험 방법

2.1 재료 및 시험편

경전철 전두부에 사용되는 Glass/phenol 프리프레그는 (주)한국화이버에서 제작되고 있는 두

*충남대학교 기계설계공학과

**한국화이버(주)

***한밭대학교

Table 1 Glass fabric specification

Prepreg	Specific density (g/m ²)	Density (count/inch)		Thickness (mm)
		Horizontal fiber	Vertical fiber	
Glass fabric	529	10	8	0.5

Table 2. Mechanical properties of Glass/phenol

Properties		Unit	Value
Tensile modulus	E ₁₁ , E ₂₂	GPa	19.74
Compressive modulus	E ₁₁ , E ₂₂	GPa	18.54
Shear modulus	G ₁₂	GPa	3.69
Tensile strength		MPa	259.6
Compressive strength		MPa	354.3
Poisson's ratio		-	0.138

께 0.5mm인 Glass fabric 650이다. Table 1 및 2는 각각 Glass/phenol의 프리프레그에 대한 사양 및 기계적 성질을 나타낸 것이다.

Glass/phenol의 성형주기는 오토클레이브에서 압력 5bar로 일정하게 유지시키고 80℃에서 30분 유지시킨 후에 온도를 서서히 올려 120℃에서 30분 유지시키고 최종에는 150℃에서 90분 동안 유지시킨 후 서서히 냉각시켜 제작하였다. 충격 시험편은 보잉사 BSS 7260 규격에 따라 152×101mm의 크기를 가지도록 절단된 충격 시험편을 제작하였다. 모든 시험편에 충격 전 UT C-scan으로 시험편의 경사와 위사를 살펴보고 그 후 저속 충격 특성 시험 후 시각적 관찰과 광학현미경, UT C-scan으로 단면과 표면을 관찰한 후 압축시험을 수행하였다

2.2 실험 방법

2.2.1 저속 충격 시험

본 연구에서 사용한 시험기는 타워형 충격체 낙하식 시험기인 Instron dynatup 8250이고, 충격 시험데이터 시스템은 Dynatup 830-I이다.

시험 방법은 Boeing standard BSS 7260에 준하여 충격자의 지름 15.7mm, 반구형 강체, 충격자의 중량은 2.85kg와 6.45kg인 두가지를 사용하여 125×75mm의 창을 가지고 있는 지그에 시험편을 놓고 네 모서리를 고정한 후 충격자의 높이를 변화시키면서 시험편의 중앙에 충격 하중을

가하였다. 중량이 2.85kg인 충격자를 이용하여 충격에너지가 작은 0.9J~5J까지 충격 하중을 가하였고, 무게 6.45kg인 것은 충격에너지가 6J~65J까지 충격 하중을 가하는데 사용하였다.

2.2.2 충격 후 UT C-scan검사

시험편 제작 후 제작과정에서 발생할 수 있는 결함을 찾기 위해서 충격 받지 않은 전체 시험편에 대하여 비파괴 검사인 UT C-scan을 이용하여 충격 손상 여부 및 크기를 검사하였다. 이 때 탐촉자는 직경이 0.75inch이고, 주파수 5MHz인 변환장치를 사용하였으며 스캔 속도는 400mm/s, 스캔 증분은 1mm이다. 또한 충격시험편의 내부 손상 모드를 파악하기 위해서 충격 받은 시험편을 선택하여 수냉식 다이아몬드 톱을 사용하여 손상영역의 단면을 절단하였고 그 후 표면을 곱게 연마하였다. 표면에 남아있는 이 물질을 제거하기 위해서 메틸알콜을 사용하여 초음파 세척을 한 다음 광학 현미경을 이용하여 손상 단면을 70배로 확대하여 기지크랙, 층간분리, 섬유파단 등의 손상을 상세히 관찰하였다.

2.2.3 충격 후 압축 시험

충격 후 압축 시험(CAI)에서 압축 하중을 가할 때 적층재의 좌굴을 방지하기 위해서 많은 시험장치들이 설계되고 실용화되어 사용되고 있다. 그러나 아직까지 규격화되어 사용되는 방법은 없으며 많은 연구자들에 의해서 다양한 방법이 사용되고 있다. 대표적인 예로써 CASA, GRAG, UK, NASA, Boeing 및 Hell 규격이 있다.

본 연구에서 사용한 저속충격 후 압축시험은 시험편의 크기가 비교적 작은 보잉사의 BSS 7260 규격에 따라 수행하였다. 충격 후 압축 시험에 이용한 시험기는 MTS 810으로 25ton 로드셀을 이용하여 실험하였다. 시험 하중속도는 0.5mm/min 변위 제어방식을 선택하여 시험하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 저속 충격 결과

Fig. 1은 저속 충격시험에서 얻은 전형적인 충격시간에 대한 충격하중 및 에너지이력을 나타낸

것이다. 하중이력곡선에서 하중은 초기에 급격히 증가하다 하중이 3200N 근방에서 급격히 감소되는 지점(P_i)은 판재 내부의 손상이 발생되어 강성이 감소하기 시작하는 충격 손상 개시점이다. 만약 충격이 어떠한 손상도 일으키지 않는다면 최대 하중은 판에서 행할 수 있는 최대 탄성 저항을 의미하며 적층재의 굽힘 강성의 지시로 사용될 수 있다. 그러나 충격에너지가 충분히 커서 손상을 발생시킨다면, 최대 가속 지점은 인식할 수 있는 충격 맞은 편 표면에서 크랙으로 존재하는 섬유 파손(fiber breakage)의 존재를 지시한다. 에너지이력곡선은 초기의 충격체의 운동에너지(E_0)와 충격과정 중의 충격체의 운동에너지와의 차이를 나타낸 것이다. 이 차이는 시험편의 변형이나 진동에 의해 흡수되는 에너지와 시험편의 소성 변형 및 손상발생, 기타 열 및 음향방출 등으로 손실되는 에너지와의 합을 의미한다. 충격 주기가 끝난 마지막 단계에서의 이력곡선 중에 나타나는 최대 에너지와 손실된 에너지와의 차이는 시험편의 변형이나 진동에 의해 시험편이 흡수했던 에너지 중에서 충격 후 충격체로 되돌려진 탄성에너지(E_e)이다.

3.2 충격 하중 이력곡선과 처짐 곡선

Fig. 2는 두께 5mm인 Glass/phenol로 제작된 복합 적층판의 에너지 변화에 따른 하중이력곡선을 나타낸 것이다. Glass/phenol은 6.24J의 충격 에너지로부터 충격 손상 개시점이 발생하였다. 이 재료에서는 기지균열이 성장하기 힘든 직조된 섬유로 구성되어 있기 때문에 상대적으로 층간분리가 발생하는 구간이 짧으며 관통이 시작되어 하중의 증가 없이 많은 진동을 가지는 구간이 길게 나타난다.

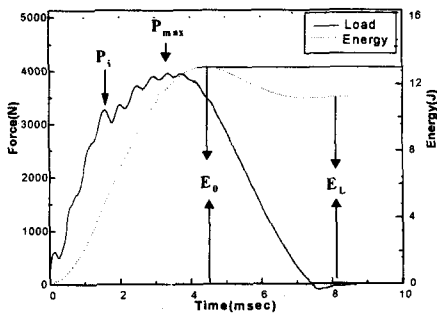


Fig. 1 Typical impact load and energy vs. time curves for impact test specimen

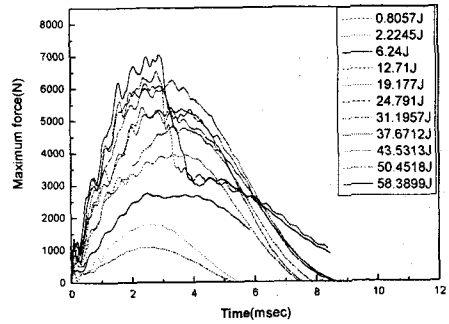


Fig. 2 Impact force vs. time traces for the variation of impact energy

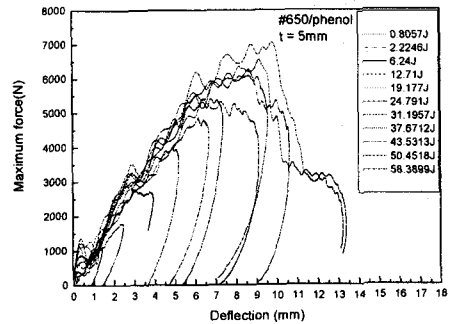


Fig. 3 Impact force vs. deflection for the variation of impact energy

Fig. 3은 두께 5mm인 Glass/phenol의 에너지 변화에 따른 처짐곡선을 나타낸 것이다. 손상이 생긴 시험편과 손상이 개시해서 관통직전까지와 관통한 다음의 처짐 곡선이 뚜렷이 구별된다. 적층판의 횡방향 압축 하중에 의한 중앙 처짐 변형은 처짐의 양에 따라 하중 경로를 결정할 수 있다. 하중-변위 경로는 크게 3단계로 구분할 수 있다. 초기 1단계는 충격체의 압입에 의한 거동으로 손상이 가지 않은 5J까지이다. 2단계는 초기 균열 발생에 의한 하중강화로 적층판의 처짐과 함께 층간 분리 및 섬유파손개시가 발생하는 부분으로 6J~44J까지이며, 3단계에서는 최대 하중에서 관통과 함께 하중 감소가 나타나며, 이에 해당하는 충격에너지는 50J이상에서 나타난다.

Fig. 4는 Glass/phenol의 충격 하중 이력선도로부터 얻어진 충격 에너지와 최대 충격 하중 관계를 나타낸 것이다. 충격에너지가 증가함에 따라 최대 충격 하중의 증가율이 감소되는 것을 알 수 있다. 이는 충격 시험편에 기지 크랙, 층간분리 및 섬유 파손 등의 충격 손상이 발생하여 강도

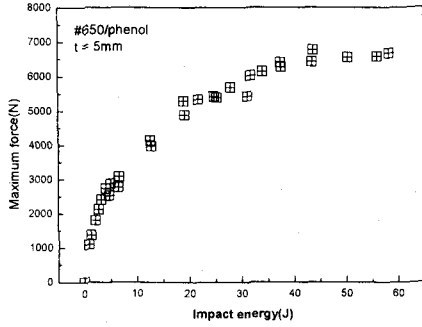


Fig. 4 Distribution of maximum force for the variation of impact energy

및 강성이 감소하는 것을 의미하고 있다. 충격 에너지 40.53J까지는 충격 에너지가 증가함에 따라 최대 충격하중이 증가하고 있다. 그 후 충격 에너지 40.53J 이상이 되면 충격에너지는 증가하여도 최대 충격하중이 6300N 정도에서 거의 일정하게 유지된다. 이는 실제 충격 받은 시험편에서 볼 수 있듯이 충격 시험편이 관통에 의해 더 이상의 하중의 증가가 발생될 수 없기 때문이다.

3.3 충격 손상

충격손상의 평가는 저속충격으로 인하여 발생하는 섬유파손, 층간분리, 기지균열을 살펴보고 표면 검사를 위하여 시각적으로 검사하였고, 단면 검사를 위하여 광학현미경을 사용하였으며, 내부 손상을 살펴보기 위하여 UT C-scan을 사용하였다.

육안으로 시험편을 검사하면 충격 받은 면은 원형의 압흔이 경사 기지균열로 성장하여 기지 방향을 따라 [0/90]로 압흔 받은 부분을 중심으로 십자모양으로 성장한 것을 볼 수 있으며, 그 맞은편 면에는 층간분리가 섬유파손으로 성장해 타원형으로 층간분리와 섬유파손이 같이 일어나고 있는 것을 볼 수 있다.

Fig. 5는 충격 받은 시험편의 중앙을 절단하여 광학현미경으로 파단면을 관찰한 사진이다. 파단면은 6.24J의 충격에너지로부터 손상이 발견되었다. 충격자와 접촉되었던 곳에는 아무런 손상이 없었으며 맨 아래층에서 섬유 파손과 다음 층과의 층간분리가 발생했다. 충격에너지가 증가함에 따라 섬유 파손과 층간 분리가 나타나는 영역은 상위층으로 전파되었으며 24.79J의 충격에너지를

받은 적층재에서는 그러한 영역이 전 두께 방향에 걸쳐 발생되었음을 알 수 있다. 실제 하중이력선도에서도 이때의 충격에너지에서부터 충격하중의 증가가 없었다. 충격에너지가 50.45J이상부터는 관통이 발생되었다.

Fig. 6은 Glass/phenol의 충격 후 손상영역을 평가하기 위해서 UT C-scan을 사용하여 손상영역이 확인된 사진이다. 최초 기지 손상이 보이기 시작하는 6.24J의 충격 하중을 받은 시험편은 직조되어 있어 [0/90]방향으로 성장하게 되어 원형 형상을 가지고 있으나 섬유파손이 시작되는 24J부터 타원형의 형상을 보이기 시작한다. 관통에 가까운 58.38J의 충격 하중을 받은 시험편은 두께방향으로 기지손상에서 섬유파손으로 성장해가기 때문에 타원형의 형상을 지닌다.

Fig. 7은 UT C-scan을 이용하여 구한 손상면적에 대한 최대하중을 나타낸 것이다. I 구간은 충격 하중은 받았으나 손상면적이 나타나지 않는 영역이다. Glass/phenol은 최대 하중이 2500N까지는 충격 손상을 받지 않는다. 이때의 충격 에너지는 5J정도였다. 그 이상의 충격 하중을 가하게 되면 II구간으로 성장하게 되며 육안으로는 확인 되지 않지만, UT C-scan으로 찍은 사진상에는 충격 손상이 나 있는 것을 알 수 있다. 약 12J이상이 되면 육안으로 섬유파손이 보이며 층간분리도 같이 발생한다. 50J이상 즉 III구간으로 가면 관통에 가까운 섬유파손을 볼 수 있었다.

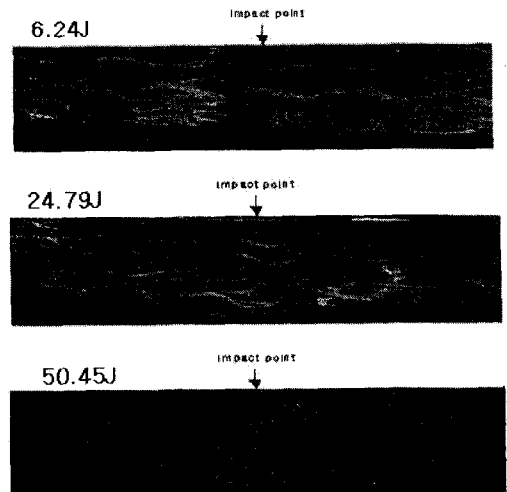


Fig. 5 Photomicrograph of cross-sectional area of impacted Glass/phenol

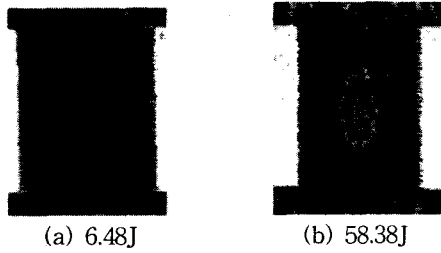


Fig. 6 UT C-scan image of specimens after impact

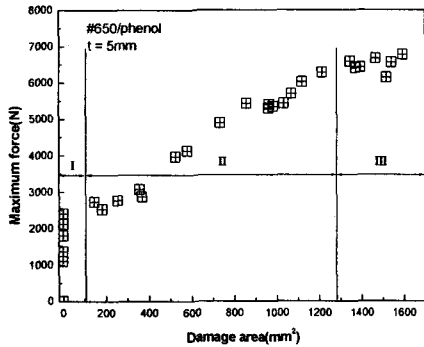


Fig. 7 Maximum force vs. damage area

3.4 충격 후 압축 시험 결과

Fig. 8는 충격시험 후 충격 에너지에 대한 잔류압축강도를 나타낸 것이다. 충격 받지 않은 시험편에 대하여도 압축시험을 수행하였으며 평균 압축 강도는 207MPa이었다.

Fig. 8에서 6.48J의 충격 에너지에서 잔류압축 강도는 대략 196MPa이었다. 이 영역은 미소한 기지균열이 발생되는 구역으로 충격시험 후 광학 현미경 관찰로부터 확인할 수 있었다. 그리고 충격에너지가 40J 이상이 되면 더 이상 압축강도가 떨어지지 않고 유사한 값으로 유지되는 것을 알 수 있다. 이것은 층간분리가 섬유파손으로 성장해 관통이 되기 전부터 관통이 될 때까지의 과정에서 나타나고 있다. Glass/phenol은 관통까지 약 43%가량 압축강도가 감소하고 있다.

3.5 잔류압축강도의 감소 평가

충격받은 Glass/phenol 복합적층판의 잔류 압축 강도를 예측하기 위해 Caprino[2, 3]가 제안한 모델을 사용하였다.

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_0} = \left(\frac{U_0}{U} \right)^a \quad (1)$$

여기서, $a = mn$ 이고, $a_0 = kU_0$ 이다. U_0 는 등가노치크기 a_0 에 상당하는 손상을 주는 에너지이다. U_0 와 a 가 실험적으로 결정되면 충격에너지 함수로써, 잔류강도를 예측할 수 있다.

Fig. 9는 잔류 압축강도 σ_r 과 충격 받지 않은 시험편의 압축강도 σ_0 와 비, σ_r/σ_0 에 대한 충격 에너지 U 의 함수를 나타내고 있다. 압축 하중 부하 시 일정하중에 도달하면 충격 받은 시험편에 존재하던 손상이 급격히 시험편의 측면으로 진전되어 파손되었다. Glass/phenol의 최고 압축 강도 감소율은 48%이었다.

잔류 압축 강도의 감소되는 정도를 예측하기 위한 평가식인 식(1)로부터 U_0 와 a 를 구하고 잔류 압축 강도를 평가하고자 한다. 우선 (1)로부터 log-log 형태로 취하여 풀면 다음과 같다.

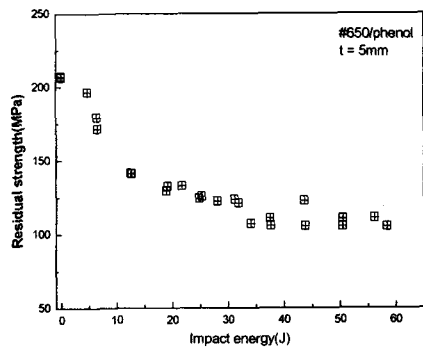


Fig. 8 Residual strength for variation of impact energy

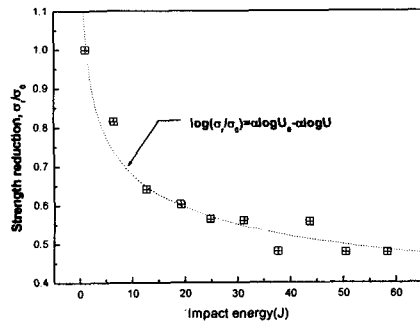


Fig. 9 Residual compression strength reduction for impact energy

$$\log\left(\frac{\sigma_r}{\sigma_0}\right) = a \log U_0 - a \log U \quad (2)$$

윗 식에서 $a \log U_0$ 는 y절편이고 기울기는 $-a$ 로 직선이다. U_0 와 a 는 실험 결과로부터 산출할 수 있다. 최소자승법에 의하여 구한 U_0 와 a 는 Glass/phenol 대하여 각각 0.848, 0.190이다. 그리고 U_0 와 a 를 이용한 식(1)은 저속 충격 후 잔류 압축 강도를 예측하는데 이용할 수 있다.

4. 결 론

Glass/phenol 복합 적층판의 충격시험 및 충격 후 압축시험, UT C-scan을 수행하여 충격특성, 잔류압축강도 및 손상 파괴기구를 평가하였다. 본 연구를 통하여 얻은 결론은 다음과 같다.

- (1) 초기 기지균열은 3000N 부근에서 발생하고, 하중이 증가하면서 층간분리, 섬유파손으로 성장하게 되어 적층판의 진동이 심하게 나타난다.
- (2) 파단면 관찰에서 손상 개시 하중점을 찾을 수 있었고, 층간분리와 기지파손이 발생하는 충격 에너지 수준을 결정할 수 있다.
- (3) UT C-scan은 시각적으로 감지되지 않는 기지 내에서 일어나는 층간분리까지 손상면적을 구할 수 있고, 손상 면적으로부터 기지 크랙이 발생하여 영역, 층간분리가 발생하여 섬유파손으로 성장하는 영역, 섬유파손과 관통이 발생하는 영역으로 구분할 수 있다.
- (4) 잔류 압축 강도 예측 식을 실험 결과와 비교하면 초기 손상인 기지균열 발생과 초기층간분리 영역에서 잔류압축강도가 급격히 감소하는 천이영역이 있다. 그리고 층간분리 및 섬유파손이 일어나는 부분인 충격에너지 35J~48J 범위에서는 약간의 오차가 발생하고 있다.

후 기

본 연구 결과는 산업자원부와 (주)한국화이바의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

- (1) Boeing, 1979, "BSS 7260, Compressive Pro-

- erties After Impact of Carbon Laminates"
- (2) G. Caprino, 1983, "On the Prediction of Residual Strength for Notched Laminates", Journal of Materials Science, Vol. 18, pp. 2269-2273
- (3) G. Caprino, 1984, "Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 18, pp. 508-518
- (4) 최익현, 최윤록, 홍창선, 1993, "Graphite/Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 저속 충격 후 잔류 압축강도에 대한 실험적 해석", 한국복합재료학회지, 제6권, pp. 69-79
- (5) 전제춘, 1996, 준등방성 복합적층판의 저속 충격 특성에 관한 연구 충남대학교 대학원 박사학위 논문
- (6) 이상연, 2001, 탄소섬유/에폭시 복합적층판의 저속충격특성 및 잔류 압축강도에 관한 연구 충남대학교 대학원 석사학위논문
- (7) J. C. Brewer and P. A. Lagace, 1988, "Quadratic Stress Criterion for Initiation of Delamination", Journal of Composite Materials, Vol 22, No. 12, pp. 1141~1155
- (8) Derek Hull, Yi Bing Shi, 1993, "Damage Mechanism Characterization in Composite Damage Tolerance Investigation", Composite Structure, Vol 23, pp. 99-120
- (9) Gang Zhou, 1997, "Compressive Behavior of Large Undamaged and Damaged Thick Laminated Panels", Composite Structures, Vol 38, pp. 589-597
- (10) B. S. Hwang, 1994, "Damage Initiation During Low-Velocity Impact on Composite Laminates", Ph.D. thesis, Univ. of Dayton