

논문

항공기 적용 샌드위치 복합재 구조의 충격 손상 거동 연구

박현범*, 공창덕**+

Study on Impact Damage Behavior of Sandwich Composite Structure for aircraft

Hyunbum Park*, Changduk Kong**+

ABSTRACT

In this study, low velocity impact analysis on composite sandwich structure was performed. Sandwich structure configuration is made of Carbon-Epoxy face sheets and foam cores. For validating study, the results of an experimental and a finite element method analysis were compared previously. From the finite element method analysis results of sandwich panel, it was confirmed that the results of analysis was reasonable. Impactor velocity to initiate damage was estimated, and in order to investigate the damage at the predicted velocity, impact analysis using finite element method was performed. According to the impact analysis results of sandwich panel, it was confirmed that the damage was generated at the estimated impact velocity. Finally, The comparison of the numerical results with those measured by the experiment showed good agreement.

초 록

본 연구에서는 복합재 샌드위치 적층판의 저속 충격 해석을 수행하였다. 샌드위치 구조 형상의 스킨은 탄소/에폭시(Carbon-Epoxy) 재질이 채택되었고 코어(Core)의 재질은 폼(Foam)이 적용되었다. 연구의 타당성을 입증하기 위해 관련 문헌에서의 연구 결과에서 제시한 실험 결과와 유한 요소 해석 결과의 비교가 선행되었다. 타당성 검증을 바탕으로 본 연구에서 손상이 시작되는 충격체의 속도를 평가하고, 예측된 충격 속도에서 충격 거동을 분석하기 위해 유한요소법을 이용하여 충격 해석을 수행하였다. 샌드위치 복합재 적층판의 충격 해석 결과 예측된 충격 속도에서 손상이 발생함을 확인하였다. 최종 시편 시험 결과와 수치 해석 결과의 비교 값이 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : 샌드위치 구조(sandwich Structure), 충격 해석(impact Analysis), 충격 속도(impact Velocity), 손상 거동(damage Behavior)

1. 서론

복합재료는 최소한의 무게로 재료의 효율적 조합에 의해 비강성과 비강도가 높고 우수한 피로 특성과 내마모성 등의 특성을 가지고 있어 경량화에 유리하며 설계 단계에서 부품을 일체화하여 부품 개수를 줄일 수 있는 장점을 지니고 있

다. 따라서 항공 우주 분야를 중심으로 적용되던 복합재료가 최근에는 수송기 분야, 스포츠 등 전반적인 수요가 확대되고 있다. 특히 면재(Face sheet)와 심재(Core)로 구성되는 샌드위치 구조는 가볍고 굽힘 강도 및 강성이 크며, 진동에 대한 감쇠성도 뛰어나 항공기는 물론 선박 등 대형 구조물에 다양하게 적용되고 있다.

접수: 2012년 10월 23일, 수정: 2013년 1월 03일, 게재승인: 2013년 1월 15일

* 호원대학교 국방기술학부 항공정비기술학전공

**+ 조선대학교 항공우주공학과, Corresponding author(E-mail:cdgong@chosun.ac.kr)

일반적으로 복합재 구조는 충격에 약한 특성이 있어서 샌드위치 복합재 구조는 환경적 요인 또는 운용 중 외부에서 작용하는 하중에 의해 손상이 발생하였을 때 기계적 특성이 저하되고 위험한 결함으로 발전할 수 있다. 그러나 복합재 구조는 알루미늄 합금과 같은 등방성 재료와 달리 손상에 대한 예측이 어렵고, 손상 거동이 매우 복잡한 양상을 지닌다. 따라서 샌드위치 복합재의 충격 거동의 이해는 매우 중요하다[1, 2, 3]. 최근 샌드위치 복합재 평판 구조의 저속 충격 해석 및 실험에 관한 연구가 다양하게 진행 중이다. Abrate는 복합재 구조의 충격 모델링에 관한 연구를 수행하였고[4], Meo 등은 항공기에 적용되는 샌드위치 판의 저속 충격에 대한 수치적 시뮬레이션을 제시하였다[5]. 국내에서는 초기 연구 단계에서 복합재료 패널에 대한 충격 거동과 충격 손상 연구가 많이 이루어졌다. 1995년에 김태원 등은 Taylor의 수정을 가한 비적합 유한요소와 연속좌표변환 기법을 사용한 수치해석 기반의 충격 거동 연구를 수행하였다[6]. 1996년에 이승호 등은 부직포 복합재료의 기계적 물성과 충격 특성에 관한 연구를 수행하여 편침밀도에 따른 충격 에너지 흡수 능력을 연구하였다[7]. 윤성호 등은 1999년에 샌드위치 복합재 구조의 저에너지 충격 손상 연구를 수행하였는데 본 연구에서 코어의 두께에 따른 영향을 분석하였다[8]. 이재열 등은 2007년에 바이모달 트랩의 차체와 바닥재 구조 재료로 적용되는 샌드위치 구조의 충격 손상 시험과 수치 해석에 관한 연구를 수행하였다[9]. 2008년에 신광복 등은 저상버스 개발 과정에서 허니컴 샌드위치 복합재를 적용한 저상버스의 충돌 및 전복 특성 연구를 수행하였다. 저상버스 차체가 충돌할 때 상태를 모사하여 수치 해석적 연구를 수행한 바 있다[10]. 공창덕 등은 2009년에 탄소섬유/에폭시, 알루미늄 허니컴 코어 샌드위치 복합재 구조의 압입 손상에 의한 잔류강도 연구를 수행한 바 있다[11].

국내에서 기존에 연구한 샌드위치 충격 손상 논문은 코어의 두께 영향을 고려한 연구 결과이거나 개발된 구조물의 충격 손상을 분석한 연구로서 샌드위치 구조의 충격 해석 모델을 통해 실험 전에 분석할 수 있도록 제시한 연구는 활발하게 수행되지 않았다. 따라서 본 연구에서는 폼(Foam) 코어 샌드위치 복합재 구조의 손상이 예상되는 충격체의 속도를 예측하여 충격 후 예측한 속도에서 손상이 발생하는지 확인하였으며, 속도를 변화시키면서 손상의 발생 여부를 수치 해석적으로 접근하였다. 제시된 충격 해석 방법을 적용하여 예측한 결과와 시험 시험 결과를 최종 비교하여 검토하였다.

2. 이론적 배경

복합재 적층판의 저속 충격 해석에는 수정된 Hertz의 접촉 법칙(Contact laws)을 적용하여 충격 하중 해석을 수행하는 경우가 있고, 다른 접근 방법은 시스템의 에너지 평형을 고찰하여 충격 하중 해석을 하는 경우가 있다[12, 13].

2.1 접촉법칙

두 가지 물체의 충격 거동의 분석을 위해서 적용된 Hertz의 접촉 법칙은 두꺼운 무한 등방성 평판에 등방성 재질의 충격체가 접촉하는 경우에 대해 충격 하중을 유도한 식이다. 충격에 따른 접촉 하중 P 는 아래식 (1)과 같다.

$$P = k\alpha^{3/2} \quad (1)$$

여기서 k 는 접촉 강성, α 는 압입량이다.

한편 복합재의 경우 등방성 재질이 아니기 때문에 복합재 적층판의 저속 충격 해석을 위해서는 두께 방향의 등가 탄성 계수를 계산하여 k 값을 식 (2)와 같이 수정된 Hertz의 접촉 법칙을 적용한다.

$$k = 4/3E \left(\frac{1-\nu^2}{E} + \frac{1}{E_T} \right)^{-1} \sqrt{R} \quad (2)$$

여기서 E 는 충격체의 탄성계수, ν 는 포아송비, E_T 는 복합 소재의 두께 방향의 탄성 계수, R 는 충격체의 반지름을 의미한다.

2.2 에너지 평형 모델

충격 하중 해석을 위한 다른 접근 방안은 시스템의 에너지 평형을 기반으로 충격체의 운동에너지가 충격이 일어나는 동안의 구조물의 변형 에너지와 동일하다고 가정하는 이론이다. 구조물의 반응을 준정적으로 가정하여 구조물에 접촉되는 충격체의 속도가 0으로 감소될 때 최대 변형이 일어났다고 가정한다. 즉 모든 운동 에너지가 구조물을 변형시킨 것이다. 지배 방정식은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{1}{2}MV^2 = E_b + E_s + E_m + E_c \quad (3)$$

여기서 M 은 충격체의 질량, V 는 충격체의 속도, E_b 는 굽힘 변형 에너지, E_s 는 전단 변형 에너지이다. E_m 은 막응력(Membrane) 변형 에너지로서 얇은 막 구조 형태에 압축 응력이나 인장 응력으로 인해 발생하는 변형 에너지를 의미한다. E_c 는 압입되는 동안 접촉 부위의 축적되는 에너지를 의미한다.

구조물의 충격체에 의한 국부적 압입량을 도출하기 위해 특별히 두꺼운 시편의 충격시에 전체 구조물의 변형은 무시할 수 있고, 이때 최대 압입량은 초기 에너지가 모두 압입 에너지에 기여한다는 가정으로부터 최대 접촉 하중은 식 (4)와 같이 유도된다. 임의의 충격 시간 동안 에너지 평형 방정식으로부터 접촉 시간은 (5)식에 의해 얻을 수 있다.

$$P = \left(\frac{5}{4}\right)^{3/5} [M^3 V^6 k^2]^{1/5} \quad (4)$$

$$T_c = 3.2145 \left[\frac{M^2}{Vk^2}\right]^{1/5} \quad (5)$$

여기서 P 는 충격시 접촉하중 T_c 는 충격시 접촉 시간을 의미한다.

2.3 손상 판정식

본 연구에서 적용한 손상 판정식은 식 (6)에 명시한 Hashin의 판정식을 이용하였다.

$$\frac{1}{Y_t^2} (\sigma_{yy} + \sigma_{zz})^2 + \frac{1}{S_t^2} (\sigma_{yz}^2 + \sigma_{yy}\sigma_{zz}) + \frac{1}{S_l^2} (\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2) = e_M^2 \quad (6)$$

여기서 Y_t 는 횡방향 강도, S_t 는 횡방향 전단 강도, S_l 는 종방향 전단강도, σ 는 응력 성분을 의미한다.

3. 충격 손상 해석

3.1 해석 모델의 타당성 검증

본 연구에서는 폼 코어 샌드위치 복합재 판의 유한 요소 수치 해석을 통하여 예측한 속도에서 충격 손상에 대한 연구를 수행하였다. 충격 해석을 위한 유한 요소 해석 소프트웨어는 Dytran이 적용되었다. 본 연구에 앞서 해석 모델의 타당성 검증을 위해 Anderson이 충격 손상 실험을 분석한 폼 샌드위치 판 모델을 동일한 조건하에 수치 해석을 수행하여 결과를 비교하였다[14].

본 연구에서 모델링된 샌드위치 복합재 판 구조물의 경계 조건은 판의 네 변을 단순 지지 조건으로 적용하였다. 샌드위치 구조의 상하면 면재에는 사각형 쉘 요소(Shell element)인 CQUAD4 요소를 적용하였으며, 심재는 고체 요소(Solid element)에서 가장 신뢰성 있는 육면체 요소인 CHEXA 요소를 사용하여 모델링 하였다. 샌드위치 판의 크기는 가로와 세로가 동일하게 $76.2 \times 76.2 \text{mm}^2$ 이고, 면재는 탄소/에폭시 재질로 면재의 적층 형태는 $[0_2/90]_s$ 이며, 한 층의 두께는 0.0635mm 이다. 심재는 PMI Foam 재질로서 심재의 두께는 12.7mm 이다. 세부적인 물성치는 Table 1에 명시하였다. 충격체는 구 형태로 직경 25.4mm 이며, 질량은 1.8kg 인 강체 요소로 적용하여 해석을 수행하였다. 샌드위치 복합재 구조와 충격체에 대한 유한요소 모델링된 형상은 Fig. 1에 나타내었다. Table 2와 같이 참고문헌[14]의 실험결과와 비교했을 때 전체적인 거동이 유사한 결과임으로 본 연구에 적용한 해석 모델의 타당성을 확인하였다.

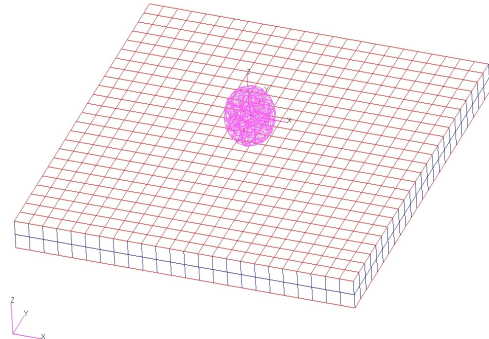


Fig. 1 FEM modeling of Carbon-Epoxy-Foam sandwich plate and steel sphere impactor for impact analysis.

Table 1 Material properties for a sandwich plate structure

Material property	Face sheet	Foam core
E_1	54GPa	180MPa
E_2	54GPa	180MPa
E_3	4.84GPa	180MPa
G_{12}	3.16GPa	70MPa
G_{23}	1.87GPa	70MPa
G_{13}	1.87GPa	70MPa
ν_{12}	0.06	0.286
ν_{23}	0.313	0.286
ν_{13}	0.313	0.286

Table 2 Comparison of max contact force and impact energy

	Max. contact force	Impact energy
Experimental result	6100N	18J
FEM analysis	6210N	19.5J

3.2 손상 거동 해석

본 연구에서는 샌드위치 복합재 판의 해석 결과의 타당성 확인을 바탕으로 충격 손상 속도 예측에 관한 연구를 수행하였다. 참고문헌 [12]에서 제시한 손상을 일으키는 충격 하중 관련 식으로 대상 구조물의 손상이 예측되는 하중을 계산하였다. 예측된 충격 하중을 근거로 식 (4)를 적용하여 충격체의 충격 속도를 추정하였다.

계산된 충격 하중을 수치 해석 모델에 적용하여 예측한 충격 하중에서 파괴가 일어나는지를 확인하였다. 해석 모델에 적용한 손상 판정식은 식 (6)의 Hashin의 기지 균열 판정식을 적용하였다[12]. 손상 예측 충격 속도인 3.6m/s 에서 해석을 수행한 결과 충격 부위에서 섬유파괴(Fiber failure)까지 일어나는 것으로 확인되었다. 따라서 추정된 충격 속도보다 저속에서는 충격 부위의 파괴가 발생하지 않는지 확인하기 위해 3.0m/s , 2.5m/s , 2.0m/s , 1.5m/s 경우에 대한 추가 해석을 수행하였다. 속도별 충격 해석에 대한 분석 결과 3.0m/s 와 2.5m/s 에서는 섬유

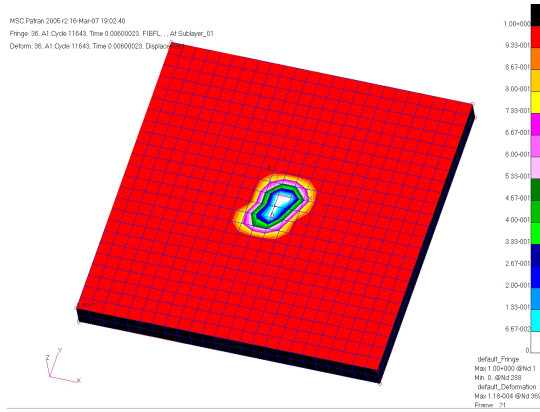


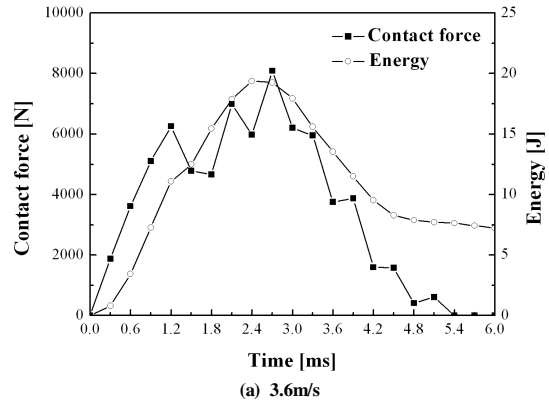
Fig. 2 Failure contour of sandwich plate due to rigid ball impact(3.6m/s).

파괴는 일어나지 않고 기지(matrix)만 미소하게 파괴되었으며, 2.0m/s 이하에서는 손상이 일어나지 않았다. 추정된 충격 속도보다 낮은 영역에서 손상이 일어나지 않은 것으로 확인되었다. 3.6m/s의 충격 속도에서 손상 부위 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 각 속도 영역에서 충격 접촉 하중과 이력곡선은 Fig. 3에 나타내었다.

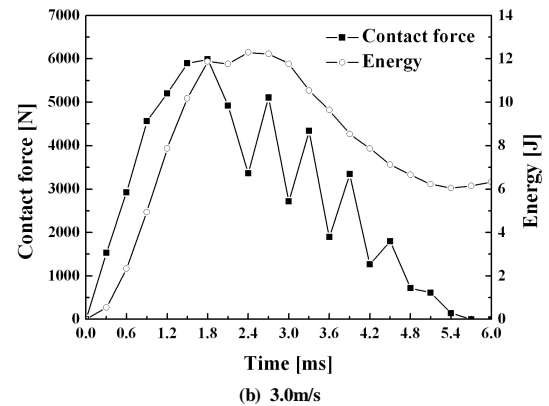
4. 충격 손상 해석 및 시험 비교

본 연구에서 앞서 제시한 충격 해석 모델을 적용하여 이론적 예측 결과와 실제 거동을 비교하였다. 제작된 시편은 소형 항공기의 날개 스킨 부위 샌드위치 구조로 $[(\pm 45/0/90)_2/Cbre]_2$ 의 적층 형태이며 면재는 탄소/에폭시 Fabric prepreg(F6273C-07M, Toray Composites Inc.)가 적용되고, 9.5mm 두께의 Nomex Core(Aramid reinforced phenolic honeycomb core, Hexcel)가 적용되어 제작되었다. 제작된 샌드위치 구조 시편의 형상은 Fig. 4에 나타내었다.

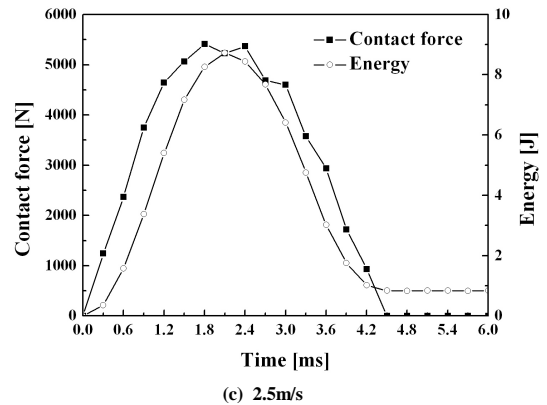
충격 해석 모델을 통해 충격 속도별로 해석을 수행한 결과 3.4m/s의 속도인 10J의 충격 에너지에서 시편이 코어까지 손상되는 것으로 분석되었다. 따라서 시편에 충격 시험을 10J의 영역을 중심으로 8J, 9J, 10J 영역으로 시험한 결과를 비교하였다. 충격 시험기는 Fig. 4의 중량 낙하식 충격 시험기를 활용하였으며 ASTM D7136[15] 규정을 적용하여 충격 시험을 수행하였다. 10J의 충격 에너지에서 샌드위치 구조의 파괴 모드를 분석한 결과 충격 손상이 가해진 면재는 국부적으로 압입이 되면서 섬유가 절단되어 있고, 코어가 시편의 두께 방향으로 손상된 양상을 확인하였다. Fig. 6은 충격 후 시편의 단면 절단 사진으로 손상된 형상을 보여주고 있다. Fig. 7은 해석 결과와 시험 결과의 충격 접촉 하중과 이력곡선을 비교한 결과로서 최대 충격 접촉 하중이 유사한 결과임을 보여주고 있다. 유한 요소 해석 결과에 의한 최대 충격 접촉 하중은 4273N으로 검토되었으며 시편 시험 결과는 4102N



(a) 3.6m/s



(b) 3.0m/s



(c) 2.5m/s

Fig. 3 Contact force histories of sandwich composite plate.

으로 분석되었다.

본 연구를 통한 시편 시험 결과의 검증을 통해 본 연구에서 제안한 샌드위치 구조 유한 요소 모델은 실제 충격 시험을 통해 거동을 분석하기 전에 다양한 충격 에너지에서 충격 손상 거동을 분석할 수 있는 것으로 입증하였다.



Fig. 4 Sandwich structure specimen.

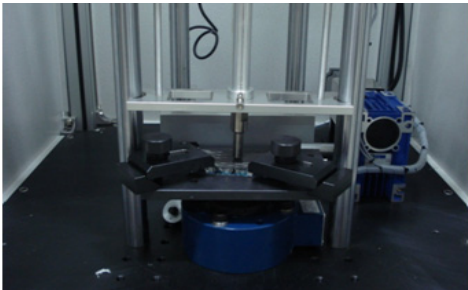


Fig. 5 Impact damaged specimen.

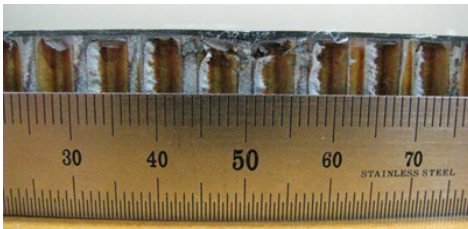


Fig. 6 Section view of damaged specimen at 10J impact energy.

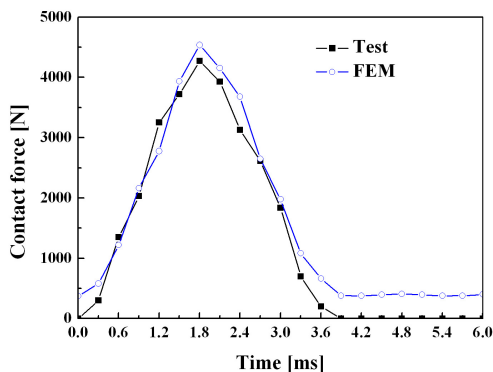


Fig. 7 Contact force versus time histories of sandwich specimen.

6. 결론

본 연구에서는 샌드위치 복합재 구조를 대상으로 충격 손상 거동에 관한 수치 해석 연구를 수행하였다. 참고문헌의 결과를 활용하여 샌드위치 복합재 구조 모델의 해석 결과의 타당성 확인을 바탕으로 충격체가 손상을 일으키는 속도를 예측하여, 예측된 속도에서 손상 여부를 확인하였다. 예측한 속도보다 저속에서 해석한 결과 추정 속도와 근접한 속도 대역에서는 손상이 이루어지며 낮은 속도에서는 손상이 이루어지지 않았다.

참고문헌의 충격 손상 결과와 본 연구에서 제시한 해석 모델 결과를 비교한 후 최종 입증에 위해 시편 시험을 통해 검증하였다. 시편은 실제 소형 항공기에 적용될 시편의 외부 충격 요인을 분석하여 3.4m/s의 충격 속도로 충돌되는 스킨 부위를 모델링하여 해석을 수행한 후 제작된 시편 시험 결과와 비교하였다. 최종 비교하여 검토한 결과 실제 시편 시험 결과와 유사한 것으로 확인되어 본 연구에서 제시한 해석 모델의 타당성을 입증하였다. 유한 요소 해석 결과에 의한 최대 충격 접촉 하중은 4273N으로 검토되었으며 시편 시험 결과는 4102N으로 분석되었다. 본 연구에서 제시한 유한 요소 충돌 해석 모델은 오차범위 4% 이내로서 샌드위치 복합재 적용 구조의 손상 시험 전에 손상 거동을 충분히 분석할 수 있다.

본 연구에 의한 손상 속도 예측 모델은 복합재료 구조물의 설계나 운용 중에 있어서 외부 충격체나 내부 결함에 의한 손상 상태를 평가하는 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 호원대학교 교내학술연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Park, K.S., *Indentation and low-velocity impact damage of composite panels*, The Graduate Faculty of The University of Akron, 2002.
- 2) Shyprykevich, P., Tomblin, J., Ilcewicz, L., Vizzini, A.J., and Lacy, T.E., *Guidelines for analysis, testing and nondestructive inspection of impact damaged composite sandwich structure*, Final Report, Federal Aviation Administration, 2003.
- 3) Anderson, T.A., "An investigation of SDOF models for large mass impact on sandwich composites," *Composites Part B: engineering*, Vol. 36, No. 2, 2005, pp. 135-142.
- 4) Abrate, S., "Modeling of Impact on composite structures,"

- Composite Structures*, Vol. 51, No. 2, 2001, pp. 129-138.
- 5) Meo, M., Morris, A.J., Vignjevic, R., and Marengo, G., "Numerical simulations of low - velocity impact on an aircraft sandwich panel," *Composite Structures*, Vol. 62, 2003, pp. 353-360.
- 6) Kim, T.W., Goo, N.S., Yu, J.G., and Kim, S.G., "Impact Response and Damage Analysis of Cylindrical Composite Panels," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 8, No. 1, 1995, pp. 34-42.
- 7) Lee, S.H., and Kang, T.J., "Mechanical Properties of Textile Composite(II) - Mechanical and Impact Properties of Nonwoven Glass Fiber Composite," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 9, No. 3, 1996, pp. 58-66.
- 8) Yoon, S.H., Lee, S.J., and Cho, S.H., "Impact Behaviors of Stitched Sandwich composites Under Low Energy Impact Using Drop Weight Tester," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 12, No. 5, 1999, pp. 54-64.
- 9) Lee, J.Y., Shin, K.B., and Jeong, J.C., "Simulation of Low Velocity Impact of Honeycomb Sandwich Composite Panels for the BIMODAL Tram Application," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 20, No. 4, 2007, pp. 42-50.
- 10) Shin, K.G., Ko, H.Y., and Cho, S.H., "A Study on Crashworthiness and Rollover Characteristics of Low-Floor Bus made of Honeycomb Sandwich Composites," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 21, No. 1, 2008, pp. 22-29.
- 11) Kong, C.D., Park, H.B., and Lee, S.H., "A Study on Residual Strength of Carbon/Epoxy Face Sheet and Honeycomb Core Sandwich Composite Structure after Quasi Static Indentation Damage," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 22, No. 2, 2009, pp. 24-29.
- 12) Abrate, S., *Impact on composite structures*, Cambridge University Press, 1998
- 13) Zenkert, D., *Sandwich construction*, EMAS Publishing, New York, 1998.
- 14) Anderson, T., "Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composite," *Composite Structures*, Vol. 50, No. 3, 2000, pp. 239-247.
- 15) ASTM D7136, *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of A Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to A Drop-Weight Impact Event*, 2005.