

'09 추계학술대회 우수 논문

저속충격을 받는 복합적층판의 충격거동에 대한 확률분포 특성

하승철*, 김인걸**, 이석제*, 조상규*, 장문호***, 최익현***

Probability Analysis for Impact Behavior of Composite Laminates
Subjected to Low-Velocity Impact

Seung-Chul Ha*, In-Gul Kim**, Seokje Lee*, Sang-Gyu Cho*, Moon-Ho Jang***, and Ik-Hyeon Choi***

ABSTRACT

In this paper, we examined impact force and impact behavior through low velocity impact tests of composite laminates. And through c-scan as nondestructive inspection, explored the damaged area being difficult to examine with the visual inspection. Through CAI tests, we also measured the compression strength of composite laminates subjected to low velocity impact. To examine the characteristics of impact behavior measured from low velocity impact test, nondestructive inspection, and CAI test, the simulated data are generated from the test data using Monte-Carlo simulation, then represented it by probability distribution. The testing results using visible stochastic distribution were examined and compared.

초 록

본 논문에서는 복합적층판의 저속충격실험을 통하여 충격력과 충격거동의 관계를 확인하였다. 또한 육안으로 확인하기 어려운 손상영역을 탐지하기 위하여 비파괴검사인 c-scan을 이용하였다. CAI실험을 통하여 저속충격을 받은 복합적층판의 압축강도를 측정하였다. 저속충격실험, 비파괴검사, CAI실험을 통한 복합적층판의 저속충격거동 특성을 확인하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션을 적용하여 가상의 확률분포를 나타냈다. 가시화된 통계적 확률분포를 이용하여 주요변수들을 비교 및 분석하였다.

Key Words : 저속충격(low velocity impact), 복합적층판(composite laminates), CAI(compression after impact), 몬테카를로 시뮬레이션(Monte-Carlo simulation), 확률분포(probability distribution)

1. 서 론

복합재료는 일반 금속재료에 비해 비강도와 비강성이 우수하고 피로 특성이 좋기 때문에 무게에 민감한 항공기 구조물에 많이 사용되고 있다.

또한 섬유의 적절한 배치를 이용하여 강도와 강성을 조절할 수가 있어 최근에는 항공기 분야는 물론 자동차, 선박 및 스포츠 분야에 이르기까지 다양하게 응용되고 있다.

그러나 복합재료는 연성이 좋은 금속재료와 달리 탄성 변형 에너지를 초과하는 하중을 받으면 소성 변형 단계를 거치지 않고 곧바로 손상을 발생시키며 기계적 성질이 급격히 저하된다. 따라서 육안으로 확인되지 않는 미미한 저속충격 손상일지라도 구조체 내에 큰 결함을 야기시킬 수 있다.

복합재료의 저속충격 손상 발생원인으로는 구조체의 제조, 수리 혹은 정비중에 일어나는 공구낙하나 항공기의 운용중에 일어나는 조류충돌, 활주로 상에서의 파편이나 우박등에 의한

* 충남대학교 대학원 항공우주공학과

**+ 충남대학교 항공우주공학과, 교신저자(E-mail: igkim@cnu.ac.kr)

*** 한국항공우주연구원

충돌이 있다.

복합재료는 방향성에 따라 강도와 같은 특성들이 크게 변하며, 같은 재료로 만든 시편이라도 측정할 때마다 측정값에 많은 오차를 보여 구조재의 특성을 예측하는데 많은 어려움이 있다.

그렇기 때문에 예측한 복합재료의 특성이 구조체의 손상거동특성과 정확히 일치한다고 보기 어렵다. 최근에는 복합재료의 저속충격에 대한 수치적 해석과 실험을 병행하여 해석, 실험 간의 연관성을 찾아내는 연구들이 수행되고 있다 [1-4].

복합재료는 적층각에 따라 특성 차이가 많이 나기 때문에 많은 실험을 통하여 신뢰도를 높여야 하지만 복합재료의 제작/시험비용이나 인력문제등의 이유로 제한적일 수밖에 없다.

본 논문에서는 저속충격을 받은 복합적층판에 대하여 충격 에너지와 복합적층판의 손상상태를 확인하고, 비파괴 검사인 C-scan을 통해 육안으로 확인하기 힘든 손상 영역을 탐상하였다. 또한, CAI(compression after impact)실험으로 저속충격을 받은 복합적층판의 압축강도를 측정하였다.

최종적으로 저속충격실험, 비파괴 검사 및 CAI 실험을 통해 얻어진 결과들이 어떠한 특성을 나타내는지 확인하기 위하여 몬테카를로(Monte-Carlo) 시뮬레이션을 이용하여 가상의 실험데이터를 얻어내고 이를 다수의 실험군에 대한 통계적분포로 나타내었다. 실험데이터의 가시화된 통계적분포를 이용하여 저속충격실험, 비파괴검사, CAI실험 결과에 대한 통계적 특성에 대하여 비교 및 분석을 수행하였다.

2. 실험 및 결과

2.1 저속충격실험

2.1.1 저속충격실험 장치

본 논문에 사용된 저속충격실험 장치는 Fig. 1과 같으며, 상단부의 가이드를 따라 충격체가 낙하하는 방식이다. 충격체는 지름이 15.75mm인 반구형상을 가진 강철재질로서 하중센서 하단에 부착하였다.



Fig. 1 Photograph of drop weight impact tester.

충격체가 낙하하게 되면 속도 측정을 위해 레이저 센서(M5L/50, MEL) 신호를 측정하고, 이것을 트리거 신호로 하여 하중신호 및 변형률신호를 획득하였다. 얻은 신호는 NI-PXI와 LabVIEW 프로그램을 통해 저장하였다.

2.1.2 시편제작

실험에 사용된 시편은 SACMA Recommended Test Method에 기입된 내용을 기준으로 제작되었으며 Gr/Ep 프리프레그(USN150B)를 사용하였다. 크기는 100×150mm로 동일하며, 적층순서는 [45/0/-45/90]_{2S}, [45/0/-45/90]_{3S}, [45/0/-45/90]_{4S}의 3종류로 제작하였다. 복합재료의 물성치는 Table 1과 같다. 경계조건은 시편의 모서리 네 곳을 클램프를 이용하여 고정하였고, 시편의 크기와 센서의 위치, 클램프로 고정된 위치는 Fig. 2와 같다.

Table 1 Material properties of Gr/Ep [0n] unidirectional laminate

	Symbol	Unit	Value
Young's modulus along the fiber direction	E_{11}	GPa	129.1
Young's modulus along the transverse direction	E_{22}	GPa	8.1
Axial shear modulus	G_{12}	GPa	3.6
Axial Poisson's ratio	ν_{12}		0.28
Thickness	h	mm	0.125

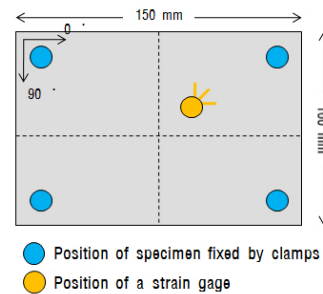


Fig. 2 Dimensions of specimen and the position of a strain gage and specimen fixed by clamps.

2.1.3 실험 결과

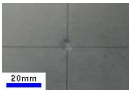
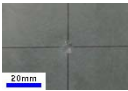
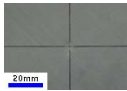


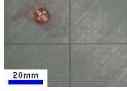
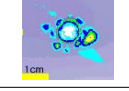
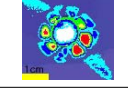
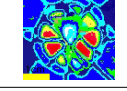
저속 충격 실험은 3종류의 적층수를 가진 시편들을 얇은 순서대로 SACMA1, SACMA2, SACMA3로 시편번호를 정하고, 각각 8장씩 실험하였으며, 충격 에너지는 6.7J/mm로 계산하였다. 충격체 질량은 SACMA1과 SACMA2 실험시 3.021kg 이고, SACMA3 실험시에는 4.664kg으로 하였다.

Fig. 3은 레이저 센서(M5L/50, MEL)를 통해 획득한 충격체의 변위신호와 하중 센서(M208A33, PCB)를 통한 하중신호의 그래프이다. 하중신호와 변위신호 모두 1MHz로 샘플링 하였다.

Table 2 Impact test matrix

Specimen no.	Thickness (mm)	Impactor mass (kg)	Impact energy (J)	Impact velocity (m/s)
SACMA1	2.29	3.021	15.34	3.19
SACMA2	3.44	3.021	23.32	3.93
SACMA3	4.59	4.664	30.73	3.63

Table 3 Photographs and c-scan images of specimen after impact

	SACMA1	SACMA2	SACMA3
Impact Face			
Diameter of Dent (mm)	7.5	7.1	4.0
Back Face			
C-scan images			
Damaged Area (C-scan) (cm ²)	2.83	4.18	7.37

시편의 두께가 증가함에 따라 최대 충격력이 5800N, 8100N, 12600N으로 증가하였고, 충격체와 시편이 충돌한 이후 충격체의 최대 변위는 6.7mm, 6mm, 5mm로 감소하였다. 충격체와 시편의 접촉시간은 7.2s, 4.8s, 4.4s로 측정되었다.

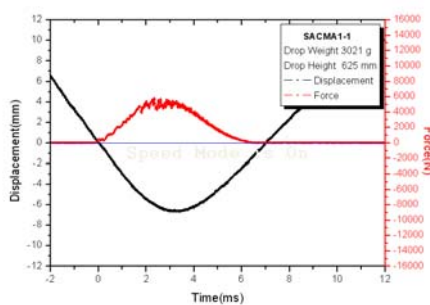


Fig. 3 Impact force, displacement-time history.

2.2 육안검사 및 비파괴 검사

충격실험을 한 뒤 시편의 육안검사 결과 충격면에는 7.5mm, 7.1mm, 4.0mm의 압입흔적을 확인할 수 있었다. 뒷면의 경우

에는 가장 바깥쪽 적층면의 적층각인 45° 방향으로 표면파쇄 및 기지균열이 발생하였다. 육안검사는 SACMA1과 SACMA2에 비해 SACMA3의 경우는 표면손상이 적게 확인되었으나, 시편 내부의 손상영역을 정량적으로 확인하기 위하여 5MHz 초음파센서를 이용하여 C-scan을 수행한 결과 SACMA3의 손상영역이 7.37cm²로 SACMA1과 SACMA2시편의 손상역역인 2.83cm², 4.18cm²에 비해 넓게 측정되었다. 하지만 C-scan 결과는 손상의 세기에 대한 값이 아닌 면적만을 측정하는 것이므로 SACMA3가 다른시편에 비해 손상이 심하다고 단정 지을 수는 없다.

2.3 CAI실험

저속충격실험을 통해 손상이 발생한 시편의 압축강도를 측정하기 위해 CAI실험을 수행하였다[5]. 실험에 사용된 지그는 Fig. 4와 같은 형상이며, 경계조건은 4변 단순지지한 상태에서 압축을 진행하였다.



Fig. 4 Test jig for CAI

시편에 스트레인게이지를 부착하고, 압축력과 변형률을 획득하였다. Fig. 5는 SACMA3 시편의 압축력과 변형률 그래프이다. 압축강도는 80kN, 최대변형률은 4000μ strain이 측정되었다. SACMA1과 SACMA2의 압축강도는 40kN, 67kN이 측정되었다. CAI실험 결과 저속충격 시 압입이 나타났던 시편의 중앙으로 압축에 의한 기지균열이 발생한 것을 확인 할 수 있었다.

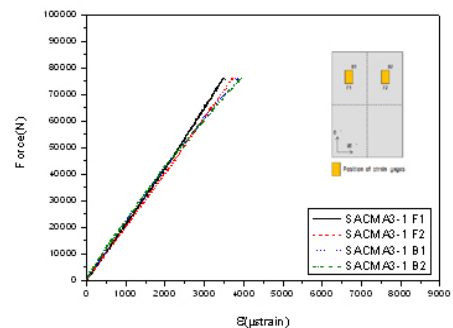


Fig. 5 Compression force - strain history.

3. 불확실성을 고려한 실험결과 분석

3.1 몬테카를로 시뮬레이션

저속충격실험, 비파괴검사, CAI실험을 통하여 SACMA1, SACMA2, SACMA3 각각 8개의 실험 데이터들을 획득하였다. 이전까지 실험데이터의 비교는 평균값의 차이를 단순 비교하는 형태였기 때문에 실험의 횟수가 많지 않거나 불확실성을 띄는 실험의 경우에는 객관적인 비교가 어려웠다.

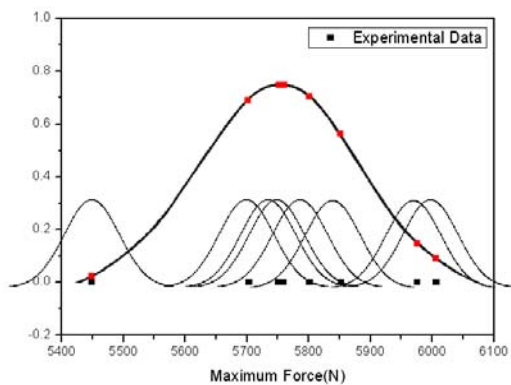


Fig. 6 Applying normal distribution to each experiment data.

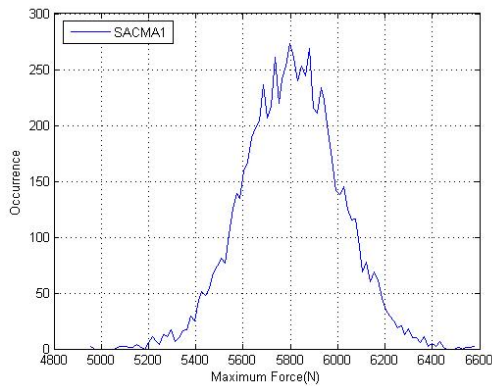


Fig. 7 Stochastic distribution for maximum impact force using the Monte-Carlo simulation.

본 논문에서는 반복횟수가 많지 않은 실험을 분석하기 위하여 몬테카를로 시뮬레이션을 이용하였다[6]. Fig. 6과 같이 각각의 실험군(8개)에 전체 실험군의 표준편차를 이용한 정규분포 특성을 적용하고, 8000개의 데이터를 전체 실험데이터의 확률분포 특성에 따른 비율을 고려한 갯수의 확률변수 집단을 추출하여 Fig. 7과 같은 새로운 통계분포를 만들었다.

새로운 통계분포를 이용한 분석방법은 기존의 평균값만을 가지고 주요변수들을 분석하는 확정론적 방법과 달리 불확실성이 고려된 분석을 통해 설계자에게 신뢰성 있는 설계허용값을 제공할 수 있다.

3.2 실험데이터 분석

저속충격실험에서 획득한 최대충격력, 흡수에너지, 0°방향의 변형률, 비파괴검사를 통해 측정된 손상영역, CAI실험의 압축강도와 압축변형률에 몬테카를로 시뮬레이션을 적용하여 변수들의 상관관계를 비교, 분석하였다.

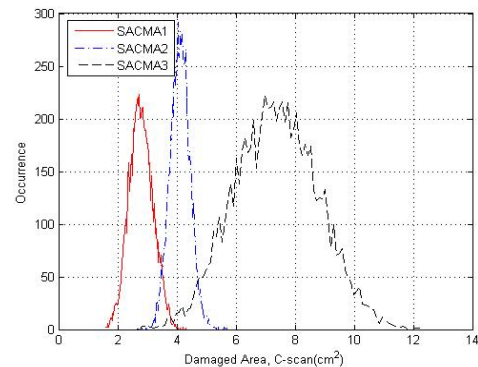


Fig. 8 Damaged area distribution.

Fig. 8을 보면 SACMA3의 경우 다른 시편에 비해 손상영역에 대한 편차가 큰 것을 확인할 수 있는데, 손상영역의 편차가 클 경우 CAI실험 결과에 영향을 미치게 된다. Fig. 9를 보면 SACMA3가 손상영역에 대한 결과에서 편차가 가장 크게 나타났고 CAI실험의 최대압축력에서도 편차가 가장 심하게 나타난 것을 확인할 수 있다. 같은 이유로 CAI실험의 최대 변형률 신호에서도 SACMA3의 결과가 편차가 크게 나오는 것을 확인할 수 있었다.

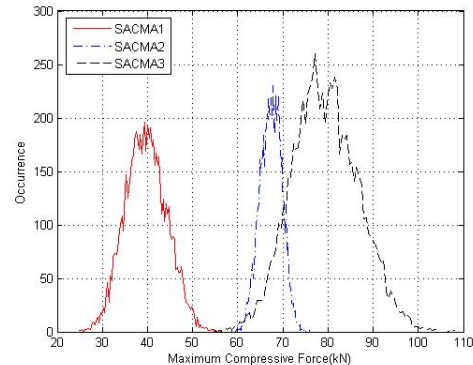


Fig. 9 Maximum compressive force distribution.

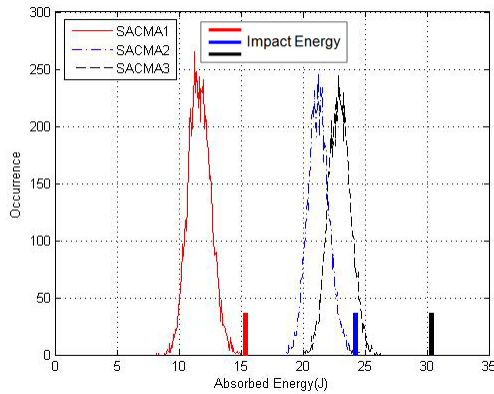


Fig. 10 Absorbed energy distribution.

저속충격실험의 흡수에너지는 Fig. 10과 같은 분포를 보였다. SACMA1과 SACMA2에 비해 SACMA3가 저속충격실험에서 가한 충격에너지와 흡수에너지와의 차이가 크다는 것을 확인할 수 있다. 육안검사를 통해 보면 SACMA3가 충격면의 압입흔적의 크기나 뒷면의 표면파쇄 및 기지균열의 정도가 적기 때문에 충격에너지와 흡수에너지의 차이가 크게 나타난 것으로 볼 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 저속충격에 의한 Gr/Ep 복합적층판의 손상과 비파괴검사, CAI실험을 통한 실험 데이터들의 연관성을 분석하기 위하여 확률분포 특성을 적용하였다. 시편번호는 [45/0/-45/90]_{2s}, [45/0/-45/90]_{3s}, [45/0/-45/90]_{4s}의 순서대로 SACMA1, SACMA2, SACMA3로 하였고, 한 시편번호는 8개의 시편으로 구성되어 동일한 실험을 수행하였다. 6.7J/mm의 충격에너지로 각 시편에 저속충격실험을 수행하여 5800N, 8100N, 12600N의 최대충격력을 측정할 수 있었고, CAI실험에서는 40kN, 67kN, 80kN의 최대압축력 신호를 확인할 수 있었다. 동일한 실험을 8회 수행하였기 때문에 다수 실험군에 대한 통계적 결과를 획득하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션을 이용하여 가상의 실험 데이터를 획득하여 통계적 분포형태를 가시화하였다. 가시화된 통계분포는 기존의 확정론적 분석방법과 달리 불확실성을 고려하여 주요변수의 분석이 가능하며, 설계자에게 신뢰성 있는 설계허용값을 제공할 수 있다. 통계분포를 이용하여 복합적층판의 저속충격거동에 대한 분석을 수행하였다. 그 결과 C-scan을 통해 탐상한 손상영역과 CAI실험 결과와의 연관성을 알아낼 수 있었으며, SACMA3시편이 충격에너지와 흡수에너지와의 관계와 육안검사를 통해 본 시편의 손상정도와의 연관성도 얻을 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 수행중인 전문연구사업의 지원 및 방위사업청과 국방과학 연구소의 지원(계약번호 UD070041AD)으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) T. Anderson and E. Madenci, "Experimental Investigation of Low-Velocity Impact Characteristics of Sandwich Composites", *Composite Structures*, Vol. 50, 2000, pp. 239-247.
- 2) G.A.O. Davies and X.Zhang, "Impact Damage Prediction in Carbon Composite Structures", *Int.J.Impact Engng*, Vol. 16, No. 1, 1995, pp. 149-170.
- 3) X.Zhang, G.A.O. Davies and D. Hitchings, "Impact Damage with Compressive Preload and Post-Impact Compression of Carbon Composite Plates", *Int.J.Impact Engng*, Vol. 22, 1999, pp. 485-509.
- 4) Giovanni Belingardi and Roberto Vadori, "Low velocity impact tests of laminate glass-fiber-epoxy matrix composite material plates", *Int.J.Impact Engng*, Vol. 27, 2002, pp. 213-229.
- 5) 이정환, 공창덕 and Soutis C, "충격시 CFRP 복합재 판의 거동과 충격후 압축강도에 관한 실험적 연구", 한국복합재료학회지, 제16권 제4호, 2003, pp. 66-73.
- 6) G. Van Vinckenroy and W.P. de Wilde, "The Use of Monte Carlo Techniques in Statistical Finite Element Methods for the Determination of the Structural Behaviour of Composite Materials Structural Components", *Composite Structures*, Vol. 32, Nos. 1-4, 1995, pp. 247-253.