

論文

스마트 스킨 샌드위치 시편의 설계, 제작 및 시험 평가

김용범*, 김영성*, 박훈철**, 윤광준***, 이재화***

Design, Fabrication and Test of Smart Skin Sandwich Specimen

Yong Bum Kim*, Young Sung Kim*, Hoon Cheol Park**, Kwang Joon Yoon***, and Jae Hwa Lee***

ABSTRACT

Smart skin, a multi-layer structure of composed of different materials, was designed and fabricated. Tests and analyses are conducted to study the characteristics of its behavior under compression and bending loads. The designed smart skin failed due to premature buckling before compression failure. It was confirmed that shear moduli of honeycomb core affect structural stability of smart skin. A new test method and device were designed for better measurement of shear moduli of honeycomb core. Numerical prediction of structural behavior of smart skin by NASTRAN agreed well with experimental data.

초 록

이종 재료의 다중 적층 구조인 스마트 스킨을 설계 및 제작하였고, 그 기계적 거동 특성을 규명하기 위하여 압축 및 굽힘 거동에 대하여 시험 및 해석을 수행하였다. 시험 결과 본 연구에서 설계된 스마트 스킨은 압축 허용 하중에 비해 좌굴 허용 하중이 작게 나타났으며, 구조적 안정성에 하니컴 심재의 전단 탄성 계수가 크게 영향을 주는 것을 확인하였다. 하니컴 심재의 전단 탄성 계수 측정을 위하여 개선된 시험법을 고안하여 본 연구에 사용하였다. 또한, 상용 유한 요소 해석 프로그램인 NASTRAN을 이용하여 예측한 압축, 굽힘 거동이 실험 결과와 잘 일치하였다.

1. 서 론

수 십 년 전부터 미국을 비롯한 선진국에서는, 적의 레이더에 탐지될 가능성이 적은, 이른 바 스텔스 항공기를 개발하기 위한 연구를 수행하였고, 현재에는 스텔스 항공기들이 실전에 배치되고 있다. 무인기 개발에 박차를 가하고 있는 현재의 세계적 추세를 고려하면, 스텔스 성능은 항공기 개발에 있어서 매우 핵심적인 요소라 할 수 있다. 최초의 실용적인 스텔스 전투기라 할 수 있는 F-117은 그 특이한 외형으로 널리 알려져 있으며, 걸프전에서 대부분

의 공격 임무를 수행한 바 있다. 스텔스 성능을 대표하는 기준인 레이더 피탐지 면적(Radar Cross Section, RCS)을 축소시키기 위해서는 항공기의 외형뿐 아니라 구조재료의 선택, 특수도료의 사용, 무장의 배열 등 여러 가지 사항을 동시에 검토하여야 한다.

한편, 일반적인 항공기에 존재하는 여러개의 돌출형 안테나는 RCS를 증대시키는 단점이 있는데, 이러한 문제를 개선하기 위해 미국의 항공기 생산업체, NASA, 공군연구소 등에서는 1980년대부터 돌출형 안테나를 대신할 수 있는 기능성 구조재, 일명 스마트 스킨(smart skin)을 개발하

* 건국대학교 항공우주공학과 대학원

** 건국대학교 항공우주공학과

*** 건국대학교 항공우주공학과, 교신전자(E-mail:kjyoon@konkuk.ac.kr)

*** 국방과학연구소

기 시작했다. 스마트 스킨은 탐지용 레이더, 통신용 안테나 등의 기능을 갖춘 기능성 부재를 항공기 외피 구조물에 삽입한 일체형 외피 구조물로서, 스마트 스킨을 장착하면 RCS 축소는 물론 항공기 개발비 절감의 효과도 얻을 수 있다.

이에 미국 항공우주 산업계에서는 스마트 스킨에 대한 연구가 활발히 진행되고 있는데, 웨스팅하우스(Westinghouse)에서 개발하고 있는 스마트 스킨[1], Northrop-Gruman과 TRW 및 미국 공군연구소(Dryden Airforce Laboratory)가 공동으로 개발하여 NASA/Dryden F/A-18의 수직 꼬리 날개 끝에 장착한 스마트 스킨[2] 등이 있으며, 미국의 차세대 전투기 F-22 스텔스 전투기에는 미국 공군연구소에서 개발한 안테나 기능성 외피 구조물(Conformal Load-bearing Antenna Structure, CLAS)[3]이 탑재되어 있는 것으로 알려져 있다. 또한, 국내의 경우 무선 랜 시스템용 스마트 스킨에 대한 좌굴[4]에 대하여 발표된 바 있다.

스마트 스킨 설계시 중요한 점은 스마트 스킨의 구조적인 측면과 전자기적인 측면의 성능을 동시에 고려해야 한다는 것이다. 비행 및 임무에 필요한 구조적 역할 및 전자기적 역할을 수행할 수 있어야 하며, 또한 두 가지 역할을 담당하는 부재가 상호간에 간섭을 일으키지 않고 각각의 기능을 제대로 발휘할 수 있어야 하므로, 이는 통상 매우 어려운 일이며, 오랜 시간과 체계적 연구를 필요로 한다.

일반적으로 안테나가 삽입된 복합재료 구조물이 비행하중에 의하여 변형이 크게 일어날 경우, 안테나의 성능이 떨어지는 경향이 있으므로, 스마트 스킨 구조물의 경우 비행시 발생하는 하중에 대한 구조물의 변형 예측이 스마트 스킨 구조물 설계에 있어 매우 중요하다고 할 수 있다.

본 연구에서는 지금까지 알려진 전형적인 스마트 스킨의 기본적인 구조적 특성을 파악하기 위하여, 우선 일방향 하중을 받는 스마트 스킨을 설계 및 제작하였고, 그 구성 재료인 탄소/에폭시, 유리/에폭시, 노멕스 하니컴 등에 대해 각각 물성 시험을 수행하였으며, 스마트 스킨의 기계적 거동 특성을 규명하기 위하여 압축 및 굽힘 거동에 대하여 시험 및 해석을 수행하였다.

2. 스마트 스킨 설계 및 제작

2.1 스마트 스킨 설계 개념

스마트 스킨의 제작성 및 수치적 거동 예측의 가능성을 확인하기 위해 안테나 기능을 보유하면서 동시에, 구조적 기능을 갖춘 단순 형태의 스마트 스킨 시편을 Fig. 1과 같

이 설계하였다.

스마트 스킨 외표면은 평면 방향 하중을 감당해야 하는 동시에, 스마트 스킨 내부에 삽입된 기능성 부재의 성능을 발휘하기 위해 송수신파를 투과시킬 수 있어야 한다. 따라서, 외표면은 저유전성을 지녀야 하며 두께가 얇아야 하므로, 전도성이 없는 유리/에폭시 적층판을 사용하였다. 안테나 요소 층의 역할을 하도록 설정한 구리 박판은 일방향 줄무늬 형상으로 유전체 층에 에칭하여 부착되었고, 유전체는 구조적 강도와 강성이 작으므로 탄소/에폭시 층으로 유전체 층을 보호하도록 하였다. 구리 전극 박판을 일방향 줄무늬 형상으로 한 것은, 참고문헌[3]과 같은 실제 스마트 스킨의 경우 spiral 형상으로 구리 전극 박판이 유전체층에 부착되어 있는데, 본 연구에서는 이를 고려하여 무늬를 하중방향으로 단순화한 것이다. 하니컴 심재는 굽힘 강성을 높여줄 뿐 아니라 안테나를 위한 빈 공간을 만들어 주는 역할을 한다. 내표면 면재 또한 평면 방향 하중을 전달하고, 전체 패널의 좌굴에 대한 저항에 기여해야 하며 전자파를 투과시킬 수 있어야 하므로 유리/에폭시를 사용하였다.

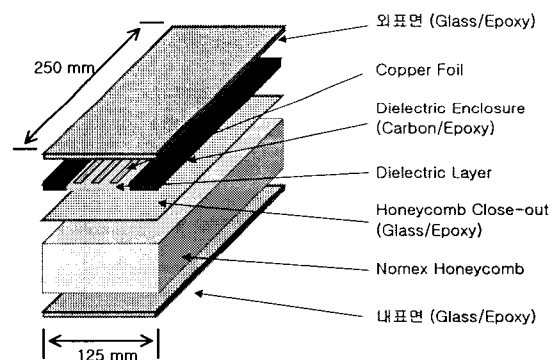


Fig. 1 Composition of smart skin specimen.

2.2 스마트 스킨 제작 방법

스마트 스킨 제작에 사용된 재료는 모두 각각 따로 성형 후 준비하여, 접착필름의 접착 조건에 따라 2차 접착(secondary bonding)하여 샌드위치 구조의 스마트 스킨 시편을 제작하였다.

유리/에폭시 직조 프리프레그(glass/epoxy fabric prepreg, 한국화이버 HG181/RS1222)와 탄소/에폭시 직조 프리프레그(carbon/epoxy fabric prepreg, 한국화이버 HPW193/RS1222)는 제조사로부터 추천된 경화 사이클에 따라 7기압에서 오토클레이브(autoclave) 전공 성형하였다. 외부 면재로 쓰인 유

리/에폭시 직조물은 각 5장(5 plies), 내부 면재인 유리/에폭시 직조물은 1장으로 성형하였으며, 유전체 층을 보호하는 탄소/에폭시 직조물은 7장(7 plies)을 적층하여 유전체층 양쪽으로 옆면에 밀착, 성형하였다. 본 연구에 사용된 복합재료의 경화 사이클은 프리프레그 제조업체에서 제공한 것으로 Fig. 2와 같다.

유전체 층은 국내에서 재료를 구할 수 없어 참고문헌[2]에서 사용된 유전체층의 탄성계수 범위에 있고 125℃에서 성형될 수 있는, 1.5mm 두께의 페놀수지판을 사용하였고, 안테나 요소인 구리 박막 층은 Fig. 3 중앙의 그림과 같이 줄무늬 모양으로 유전체에 에칭하였다.

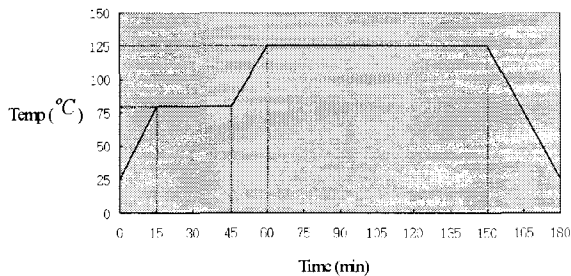


Fig. 2 Cure cycle of composites.

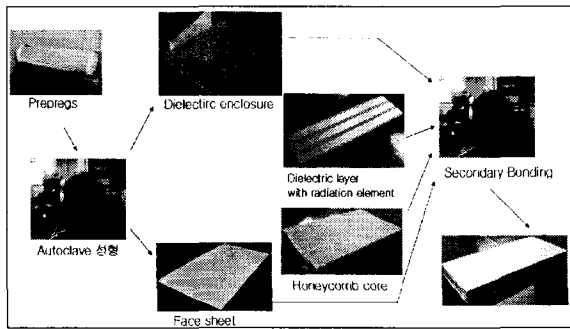


Fig. 3 Fabrication process.

샌드위치 패널은 각 구성 재료를 성형, 준비한 후 각 층 사이에 접착필름(3M, AF126)을 놓고 경화 사이클에 따라 오토클레이브내에서 3기압, 125℃로 2시간 동안의 과정을 거쳐 접착하였다.

스마트 스킨에 압축 하중을 가하면, 심재(하니컴)의 평면 방향 강성도가 작아서 시편 끝단에서 심재가 무너지는 문제가 발생한다. 이를 해결하기 위하여, Fig. 4와 같이 하니컴 심재층의 끝단에 하니컴과 같은 두께의 페놀수지 블

릭을 끝에서부터 25mm 길이로 채워 넣어 압축시험시 이 부분이 그림에 고정되도록 하였다.

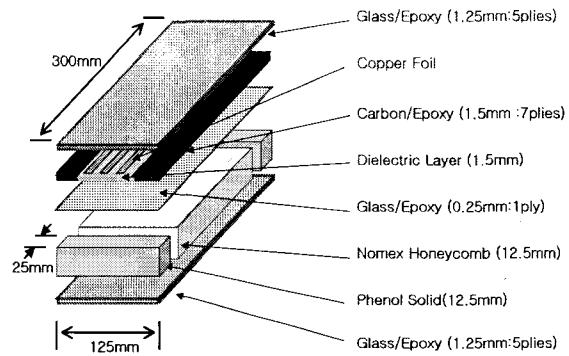


Fig. 4 Dimension of smart skin specimen.

3. 스마트 스킨 거동 시험 및 해석

3.1 재료 물성 시험

외표면 및 내표면, 유전체 보호층에 쓰인 유리/에폭시 직조물과 탄소/에폭시 직조물의 탄성계수 및 전단 탄성계수, 푸아송비(Poisson's ratio) 등의 물성값들을 구하기 위해, 먼저 유리/에폭시 및 탄소/에폭시 직조 프리프레그 각 8장(8 plies)을 적층하여 성형하였다. 전술한 바와 같이 경화 사이클에 따라 7기압 하에서 오토클레이브(autoclave)에서 진공 성형하여 시편을 제작하였다. 각 적층 방향별 5개 시편에 대해 ASTM(D 3039)[5], ASTM(D 3410)[6] 시험법에 따라, 인장 시험 및 압축 시험을 수행하였으며, 시험별 각 5개의 시편에 대해 MTS 810 유압시험기를 통해 인장 시험과 압축 시험을 수행하여, 스마트 스킨 시편 제작에 사용된 탄소/에폭시 직조물과 유리/에폭시 직조물의 기본 물성치를 파악하였다.

심재는 6각형(hexagonal) 셀(cell) 모양의 노멕스(NOMEX) 하니컴(HD332, 1/8-3.0, M.C. GILL Co., USA)을 사용하였다. 일반적으로 하니컴 심재는 물성치 시험이 매우 어려워서 하니컴 심재의 위·아래면에 면재를 접착하여 시험하기도 하는데 본 연구에서는 면재를 접착하지 않은 상태에서 시편의 위·아래에 금속탭을 대고 압축 물성 시험을 하였다. 실험에 사용된 시편의 크기와 형상은 Table 1 및 Fig. 5와 같다.

Table 1 Dimension of core specimen for compression test

시험 방향	W (mm)	L (mm)	T (mm)
E_T 측정 시편	50	50	12.5
E_W 측정 시편	17	17	12.5
E_L 측정 시편	17	17	12.5

E_T , E_W 와 E_L 은 두께방향 탄성계수, W 방향 탄성계수와 L 방향 탄성계수를 의미한다.(Fig. 5 참조)

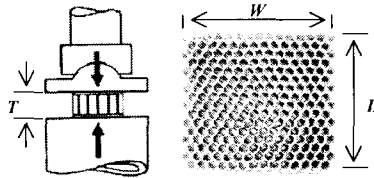


Fig. 5 Compression test of core.

심재의 전단 시험은 주로 ASTM(C 273)[7]의 방법을 사용하나, 이 방법은 지그 제작이 어렵고 전단시험시 시편에 모멘트가 발생할 가능성이 있는 단점이 있다. 따라서, 본 연구에서는 단순하게 지그를 제작할 수 있고 모멘트가 발생하지 않도록 고안된 방법을 사용했다. 본 연구에서 사용한 실험방법은 Fig. 6과 같다.

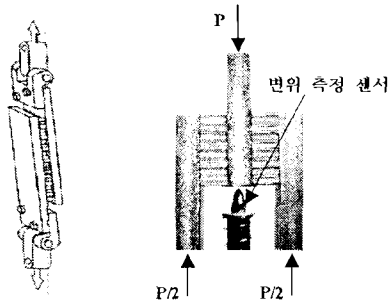


Fig. 6 Shear Tests : ASTM((C273) left) Present test method(right).

그림의 장치대로 금속 지그에 하중을 가해주면 하니컴 심재는 전단변형을 일으키게 된다. 변형량 γ 는, 좌우 양쪽 시편사이 중간에 위치한 변위 측정 센서(Fastar FS380, Sentech Inc.)로부터 얻어진 수직 변위 b 와 시편의 원래 가로 길이 a 를 통해 구할 수 있다(Fig. 7 참조).

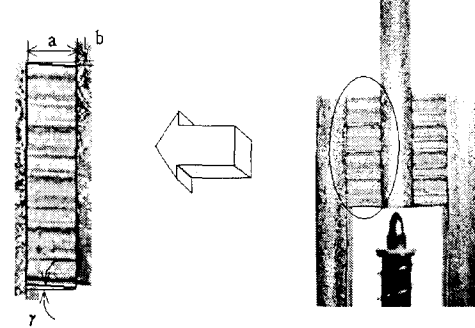


Fig. 7 Shear deformation of core.

하니컴 심재를 아래 Table 2의 크기로 절단하여, Fig. 6의 형상대로 지그를 부착한 후, MTS 810 유압시험기를 사용하여 시험하였다. 얻어진 하중-변위 곡선과 다음의 수식을 이용하여 전단탄성계수를 산출하였다.

$$\gamma = \arctan\left(\frac{b}{a}\right) \quad (1)$$

$$\tau = G\gamma \quad (2)$$

Table 2 Dimension of core specimen for shear test

시험 방향	W (mm)	L (mm)	T (mm)
G_{WL} 측정 시편	25	25	12.5
G_{WT} 측정 시편	25	25	12.5
G_{LT} 측정 시편	25	25	12.5

Table 3 Material test result

구분	E_{11}	E_{22}	E_{33}	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}	G_{12}	G_{23}	G_{31}
Glass/Ep (표준편차)	24 GPa (2.58)	28 GPa (3.78)	10 GPa	0.105 (0.027)	0.02	0.02	4.54 GPa (0.26)	1 GPa	1 GPa
Carbon/Ep (표준편차)	61 GPa (0.65)	57 GPa (7.55)	10 GPa	0.103 (0.040)	0.02	0.02	5.9 GPa (0.16)	1 GPa	1 GPa
Phenol (표준편차)	7.2 GPa			0.3					
Honeycomb (표준편차)	0.09 MPa	0.08 MPa	64.8 MPa	0.3	0.02	0.02	0.3 MPa	11.5 MPa	18.7 MPa

이와 같은 방법으로 얻은 물성치를 정리하면 Table 3과 같으며, 이 물성치를 이용하여 유한요소 해석을 수행하였

다. 심재의 경우 L방향을 1축, W방향을 2축, T방향을 3축으로 주축방향을 설정하였고, 음영처리가 된 물성치들은 해석시 가정하여 사용된 값을 의미한다.

3.2 압축 시험

샌드위치 구조체는 본래 면재와 그에 비해 두껍고 밀도가 낮은 심재를 사용하여, 적절한 굽힘강성을 유지하면서 전체적인 구조체의 무게를 줄이는데 목적이 있다. 이에 평면 방향 하중은 면재가, 굽힘 하중은 심재가 주로 담당하게 되며, 효율적으로 설계된 샌드위치 구조체는 예상되는 평면 방향 하중 및 굽힘 하중을 견딜 수 있어야 한다. 따라서, 먼저 스마트 스킨 샌드위치 시편에 대한 압축 시험을 수행하였다.

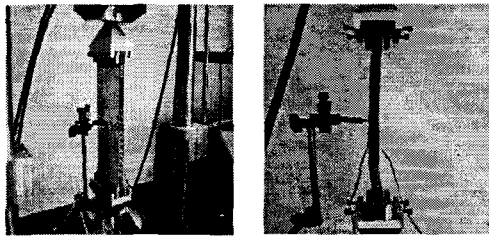


Fig. 8 Compression Test.

시편의 하니컴 심재 층에는 양 쪽 끝단에서 25mm 가량 페놀수지 블럭으로 채웠으므로, 이 부분 즉 시편의 양 끝 25mm가 그립(grip)에 고정되도록 지그를 설계하였다. 준비된 시편의 외표면 및 내표면의 중앙에 축방향으로 스트레인 게이지를 부착한 후, Fig. 8과 같이 장착하여, MTS 시험기를 이용하여 압축하중을 증가시키면서 따른 시편 중앙의 수평 변위 및 외표면, 내표면 중앙의 스트레인 변화를 측정하였다. 이 때, 변위 측정 센서는 외표면 즉, 유전체 층에 가까운 표면에 설치하였다. 측정된 결과는 Table 4와 뒤의 Fig. 9,11,12에 나타내었다.

시험 결과, 압축하중으로 인한 시편의 파괴 이전에 국부적 좌굴이 발생하였으며, 좌굴시 심재에 전달된 전단하중을 견디지 못하고 심재가 무너지는 현상이 관찰되었다. 이는 본 연구에 의해 설계된 형상의 스마트 스킨 시편의 좌굴 거동에 심재의 전단 강성이 매우 큰 영향을 미칠 수 있음을 의미한다. 시험 결과 중, Fig. 9에서 시편 외표면 중앙에 부착한 스트레인의 변화를 보면 압축하중 증가에 따라 스트레인이 음(-)의 방향으로 증가하다가 멈추게 된다. 이는 시편에 좌굴이 발생하여 굽힘변형으로 인해 외표면에

Table 4 Compression test result

구 분	좌굴 하중 (KN)	외표면의 변형률 (μ)	내표면의 변형률 (μ)	두께 방향 변위 (mm)
시편 1	33.2	-2042	-3400	1.74
시편 2	37.5	-1944	-3800	2.16
시편 3	38.3	-1936	-4200	2.11
시편 4	41.7	-2219	-4000	2.13
평균 (표준편차)	37.7 (3.0)	-2035 (114)	-3850 (296)	2.04 (0.17)

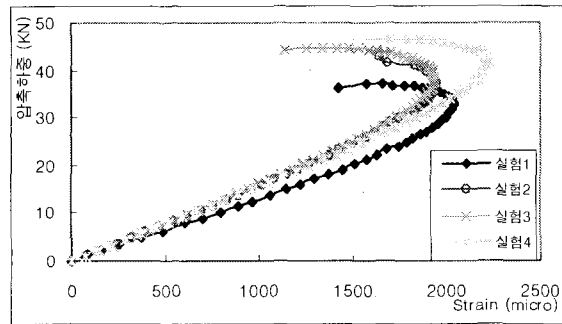


Fig. 9 Load-strain on the outer surface for compression test.

인장 스트레인이 더해지기 때문이므로, 본 연구에서는 이때의 하중을 좌굴하중으로 정의하였다.

3.3 굽힘 시험

굽힘 시험 방법 중, 4점 굽힘 시험법은 시편에 순수 굽힘 하중을 일정하게 가하여 보다 정확한 시험 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려져 있으므로, 본 연구에서는 Fig. 10과 같이 장치하여 MTS 시험기를 이용, 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 시편에는 외표면, 내표면 중앙에 스트레인 게이지를 축 방향으로 부착하고, 외표면을 아래로 하여 변위 측정 센서로 중앙의 수직 변위를 측정하였으며, 시편 위면의 하중지지점에는 시편과 하중전달 롤러 사이에 고무를 놓아 외표면 자체의 압축 손상을 방지하였다.

시험 결과, 외표면의 압축 손상이 일어나지 않았으며, 하니컴 심재에서 전단하중에 의한 심한 전단 변형이 관찰되었고, 역시 굽힘하중에 대해서도 심재의 전단강성이 매우 큰 영향을 미치는 것으로 판단되었다. 시편이 항복한 하중을 최대 하중이라 하여, 그 때의 외표면, 내표면의 스트레인 및 두께 방향의 변위를 Table 5에 나타내었다.

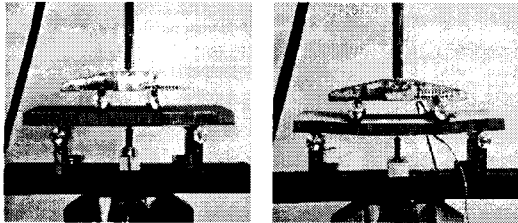


Fig. 10 4-point bending Test.

Table 5 4-point bending test result

최대 하중 (kN)	외표면의 변형률 (μ)	내표면의 변형률 (μ)	두께 방향 변위 (mm)
3.7	1198	-2100	4.35

3.4 유한 요소 해석 및 시험 결과와의 비교

본 연구에서는 스마트 스킨 압축 및 굽힘 거동을 수치적으로 모사하기 위하여 상용 유한 요소 해석 프로그램인 NASTRAN의 HEXA8 요소로 스마트 스킨을 모델링하여 해석을 수행하였다. 또한, 본 연구에서 설계된 스마트 스킨 시편에서는 이방성 재료인 탄소/에폭시 및 유리/에폭시 직조물이 0°, 90° 방향으로 배치되므로 대칭성을 고려하여 1/4로 모델링하였으며, 압축시험시 시험기의 그림이 시편의 끝단을 잡아주기 때문에 시편 끝단에 RBE2(Rigid Body Element)를 이용하여 실제 시험에 가깝게 모델링하였다. 해석 결과는 Table 6 및 Fig. 11,12에 시험 결과와 함께 도시하였다.

해석 결과를 보면 본 스마트 스킨 시편은 압축파괴가 일어나기 전에 좌굴이 발생할 것으로 예상된다.

하중-변형률 곡선(Fig. 11)과 하중-변위 곡선(Fig. 12)에서 알 수 있듯이, 스마트 스킨 시편의 압축 및 굽힘 거동에 대한 시험결과들은 대체로 비선형으로 나타나고 있으며 기하학적 비선형 해석 결과는 이와 같은 시험 결과의 경향성을 잘 따라가고 있다.

선형 압축 해석 결과(Table 6), 압축 허용 하중이 71kN으로 해석되었으나, 실제 압축시험에서는 그 보다 작은 37.7kN의 하중에서 좌굴로 인해 하나씩 심재가 전단 파괴되는 현상이 관찰되었다.

심재의 전단 강성이 좌굴거동에 미치는 영향을 알아보기 위해 심재의 전단 탄성 계수 G_{23} , G_{31} 을 2.2배로 입력하여 해석해 본 결과, 시편의 압축 항복하중에는 거의 영향을 미치지 않았으나, 좌굴하중은 72.5kN으로 2배 가까이

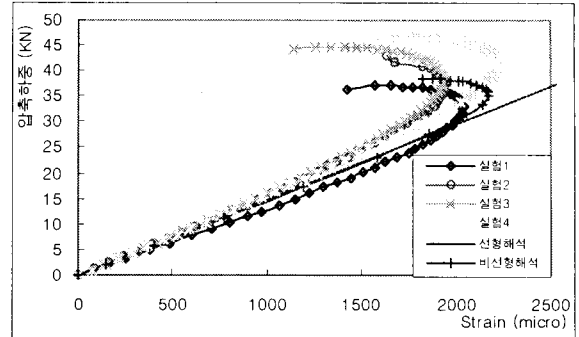


Fig. 11 Load-strain on the outer surface for compression test.

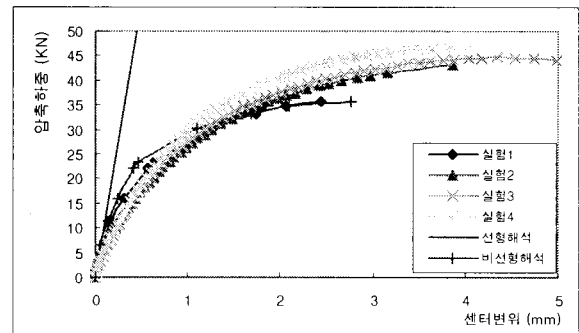


Fig. 12 Deflection of the central point on the outer surface for compression test.

Table 6 Comparison between results of test and analysis

	시험	선형해석	오차 (%)
압축 허용 하중 (kN)	.	71	.
좌굴 하중 (kN)	37.7	39.4	4.5

증가하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 13에는 스마트 스킨 시편의 4점 굽힘 해석 결과를 시험 결과와 함께 나타내었다. 시편의 외표면 및 내표면, 두 위치에서의 측정 변형률이 선형해석에서 얻은 변형률과 매우 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. Fig. 14는 하중과 시편 중앙 변위 관계를 나타내고 있는데, 선형 해석 결과와 시험 결과는 비슷한 경향성을 나타내고 있다. 하지만, 압축 하중 조건이 21kN인 지점에서 최대 16% 정도의 오차가 발생하였다. 이는 4점 굽힘 시험에서 비선형적으로 나타나는

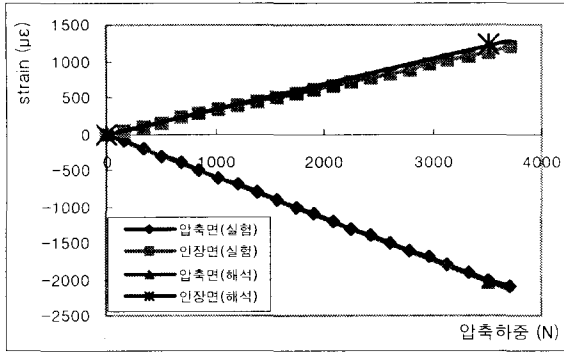


Fig. 13 Load-strain on the surfaces for bending test.

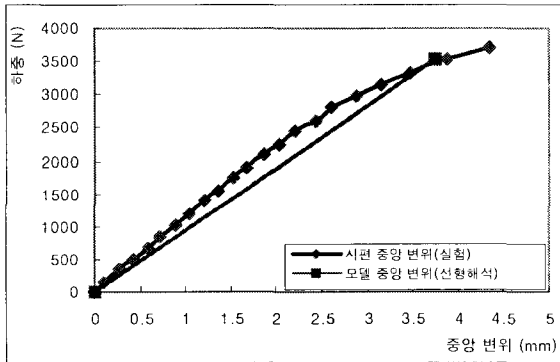


Fig. 14 Deflection of the central point on the outer surface for bending test.

시편의 하중-변형 거동을 선형 해석으로 모사함에 따라 발생 오차라고 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 이종 재료의 다중 적층 구조인 스마트 스킨의 기본적인 구조적 특성을 파악하기 위하여, 일방향 하중을 받도록 단순화된 형태로 스마트 스킨을 설계 및 제작하였고, 그 구성 재료에 대해 각각 물성 시험을 수행하였으며, 특히 하니컴 심재의 전단 탄성 계수 측정에 대해서는 ASTM과 달리 시험법을 고안하여 본 연구에 사용하였다.

스마트 스킨의 거동 특성을 규명하기 위하여 압축 및 굽힘 거동에 대하여 시험 및 해석을 수행하였다. 그 결과 스마트 스킨의 구조적 안정성에 하니컴 심재의 전단 탄성

계수가 크게 영향을 미침을 확인하였고, NASTRAN을 이용한 해석 결과가 시험 결과와 잘 일치하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 2001년도 스마트 스킨 구조 연구 사업의 지원을 받아 수행되었으며, 지원에 대해 감사드립니다.

참고문헌

- 1) *Aviation Week & Space Technology*, June 12, 1989.
- 2) *Aviation Week & Space Technology*, September 2, 1997.
- 3) A. J. Lockyer, K. H. Alt, D. P. Coughlin, M. D. Durham, and J. N. Kudva, "Design and development of a conformal load-bearing smart-skin antenna: overview of the AFRL smart skin structures technology demonstration," *SPIE Conference*, Vol. 3674-March, 1999.
- 4) 전지훈, 유치상, 황운봉, 박현철, 박위상, "무선 랜 시스템용 스마트 스킨의 좌굴 특성 연구," *한국복합재료학회지*, 제14권 제2호, 2001, pp. 43-49.
- 5) Frederik J. Plantema, *The Bending of Sandwich Beams, Plates, and Shell*, John Wiley & Sons, Inc.
- 6) Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM(D 3039).
- 7) Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading, ASTM(D 3410).
- 8) Standard Test Method for Shear Properties of Sandwich Core Materials, ASTM(C 273).