

원형 안테나 구조를 갖는 스마트 스킨 구조 설계, 해석 및 시험

조준성*, 구남서**, 박훈철**, 윤광준***

Design, Analysis and Test of Smart Skin structure with a round shape antenna

June Sung Joe*, Nam Seo Goo**, Hoon Cheol Park** and Kwang Joon Yoon***

ABSTRACT

Smart skin, a multi-layer structure of composed of a round shape antenna, was designed and fabricated. Tests and analyses was conducted to study its behavior under compressive loads. It was confirmed that the designed smart skin failed due to premature buckling before compression failure. Numerical prediction of structural behavior of smart skin by MSC.NASTRAN agreed well with experimental data.

Key Words: Smart skin, antenna, MSC.NASTRAN

1. 서론

일반적인 항공기에 존재하는 여러개의 돌출형 안테나는 RCS를 증대시키는 단점이 있는데, 미국의 항공기 생산업체, NASA, 공군연구소 등에서는 이러한 문제를 개선할 수 있는 기능성 구조재, 일명 스마트 스킨(smart skin)을 개발하여 왔다. 구체적인 사례로는 미국 항공우주 산업계의 웨스팅하우스(Westing house)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.

본 연구에서는 동체보다 유연한 부분에 장착 가능한 스마트 스킨의 구조적 특성을 파악하기 위하여, 우선 원형 안테나 구조가 탑재된 스마트 스킨의 설계, 제작하였고, 스마트 스킨의 기계적 거동 특성을 규명하기 위하여 좌굴에 대하여 시험 및 해석을 수행하였다.

2. 스마트 스킨 설계 및 제작

스마트 스킨 제작에 사용된 재료는 외표면재와 유전체 보호층, 그리고 내부면재는 동시에 성형을 하였고, 내표면재는 따로 성형을 하였으며, 각 성형된 구성재료는 접착필름의 접착 조건에 따라 2차 접착(secondary bonding)하여 샌드위치 구조의 스마트 스킨 시편을 Fig.1과 같이 제작하였다.

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

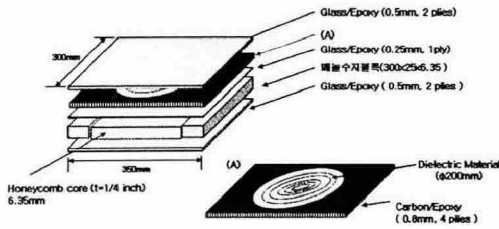


Fig. 1 Dimension of smart skin specimen

유리/에폭시 직조물(glass/epoxy fabric prepreg, 한국화이바 HG181/RS1222)과 탄소/에폭시 직조물(carbon/epoxy fabric prepreg, 한국화이바 HPW 193 / RS1222)은 주어진 경화 사이클에 따라 5기압에서 오토클레이브(autoclave) 진공 성형하였다. 외·내표면재로 쓰인 유리/에폭시 직조물은 동체보다 유연할 수 있도록 각2장(2plies), 내부 면재인 유리/에폭시 직조물은 1장으로 성형하였으며, 유전체층을 보호하는 탄소/에폭시 직조물은 4장(4plies)을 적층하여 성형하였다. 여기서 유전체는 0.8mm 두께를 사용하였다. 본 연구에 사용된 복합재료의 경화 사이클은 Fig. 2와 같다.

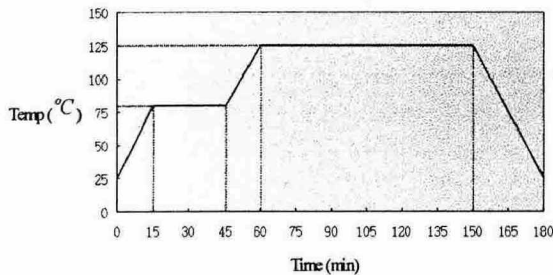


Fig. 2 Cure cycle

샌드위치 패널은 각 구성 재료를 성형, 준비한 후 1차 성형층 사이에 접착필름(3M, AF126)을 놓고 주어진 사이클에 따라 오토클레이브내에서 3기압, 125°C로 2시간 동안의 과정을 거쳐 접착하였다.

스마트 스킨에 압축 하중을 가하면, 심재(하니킴)의 평면 방향 강성도가 작아서 시편 끝단에서 심재가 무너지는 문제가 발생한다. 이를 해결하기 위하여, 하니킴 심재층의 끝단에 하니킴과 같은 두께의 페놀수지 블럭을 끝에서부터 25mm 길이로 채워 넣어 좌굴 시험시 이 부분이 그림에 고정되도록 하였다.

3. 기계적 시험 및 해석

3.1 좌굴 시험

샌드위치 구조체는 인장하중보다 압축이나 좌굴 하중에 의해 쉽게 파괴되므로, 스마트 스킨 시편에 대한 좌굴 시험을 수행하였다. 좌굴시험을 위한 지그를 Fig.3과 같이 설계를 하였다. 지그에서 고정부는 MTS 만능시험기에 고정을 하여 구동부가 가이드 포스트를 기준으로 구동하여 시편에 압축하중을 가할 수 있도록 하였다.

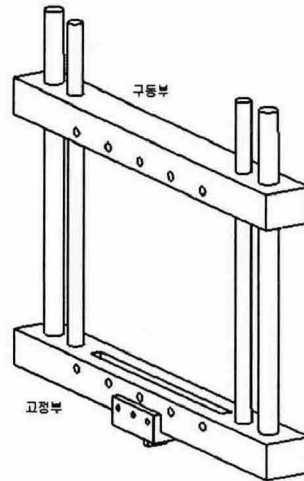


Fig. 3 A design of Zig

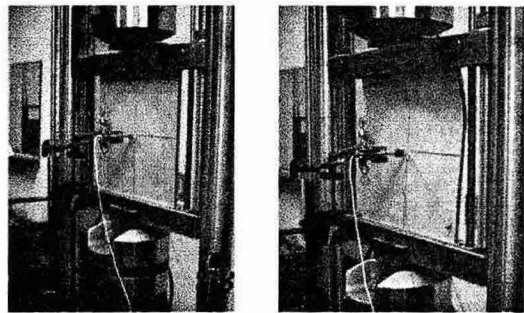


Fig. 4 Buckling Test

시편의 하니킴 심재 층에는 양 쪽 끝단에서 25mm 가량 페놀수지 블럭으로 채웠으므로, 이 부분 즉 시

편의 양 끝 25mm가 그립(grip)에 고정되도록 지그를 설계하였다. 준비된 시편의 외표면(탄소에폭시/유전체층에 가까운 표면)의 중앙에 축방향으로 스트레인 게이지를 부착한 후, Fig. 4와 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 Fig. 5에 나타내었다.

Table 4 Compression test result

구 분	좌굴 하중(kN/mm ²)	외표면의 스트레인(μ)
시편 1	21.5	-1900
시편 2	20.0	-1700
시편 3	15.0	-1685
평 균	18.83	-1761.6

시험 결과, 압축하중으로 인한 시편의 파괴 이전에 국부적 좌굴이 발생하였으며, 압축시 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. 5에서 시편 외표면 중앙에 부착한 스트레인의 변화를 보면 압축하중 증가에 따라 스트레인이 음(-)의 방향으로 증가하다가 -1500 ~ -1900(μstrain) 부근에서 변곡점이 생기는 것을 볼 수 있는데, 이것은 이 순간 시편에 국부적 좌굴이 발생하여 굽힘 변형으로 인해 외표면에 인장스트레인이 더해지기 때문으로, 본 연구에서는 이 하중을 좌굴하중으로 정의하였다.

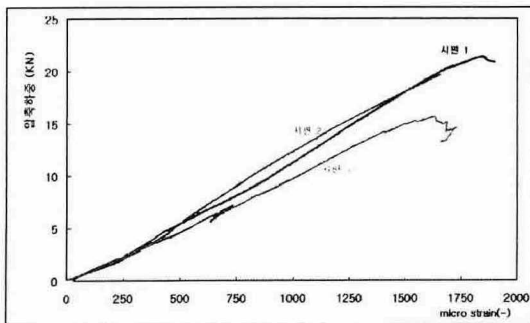


Fig. 5 Load-strain on the outer surface for buckling test

3.2 유한 요소 해석

(1) 사전해석

본 스마트 스킨 구조해석에 앞서 구조해석을 위하여 사용한 MSC.NASTRAN 소프트웨어의 좌굴 해석을 수행하였고, RBE2요소를 사용하여 Pressure로 하중을 주는 경우와, Force로 하중을 주었을 때 2가지 경우와 엄밀해를 비교하여 보았다.

해석을 위하여 스마트 스킨 사이즈와 동일한 한 300 × 300 × 8.5 (mm)의 평판을 3D요소를 이용하여 모델링한 후, 10 × 10 × 2의 Solid요소로 메쉬를 나눴다. 끝단에는 1,2,3방향으로 고정을 하였으며, 하중을 가하는 곳에는 2,3방향만 고정을 하였다. 재료는 알루미늄의 물성치(72 GPa, ν=0.3)를 입력하였고, 1,000 N/mm의 Pressure와 2,550,000 N의 Force를 주어서 좌굴 하중을 구하였다. Table 5는 사전해석을 한 결과를 정리한 표이다

Table 5 Preliminary buckling analysis

구 분	엄밀해	NASTRAN	
		Pressure	Force
좌굴하중	208.96	200.03	233.17

다음은 좌굴 하중을 계산을 위한 엄밀해 이다. 여기서 k 는 참고자료[7]에서 얻은 값으로 스마트 스킨 해석시의 경계조건과 가장 비슷한 경우의 값을 참고하여 4를 사용하였다.

$$N_{cr} = k \frac{\pi^2 D}{b^2}$$

$$P_{cr} = N_{cr} b = k \frac{\pi^2 D}{b} = k \frac{\pi^2}{b} \frac{E h^3}{12 (1 - \nu^2)}$$

$$P_{cr} = 1.75 \times \frac{\pi^2}{0.3} \times \frac{72 \times 10^9 \times 0.0085^3}{12 \times (1 - 0.3^2)}$$

$$= 799,275.27 (N)$$

$$p_{cr} = \frac{P_{cr}}{area} = \frac{233,121.95}{(300 \times 8.5)}$$

$$= 313.44 (N/mm^2)$$

해석 결과와 엄밀해를 비교하면, Pressure의 해석 결과는 엄밀해와 거의 일치하는 것을 볼 수 있으며, RBE2-Force를 이용한 결과는 약간의 차이가 발생함을 볼 수 있으나, 이는 RBE2 요소로 인하여 하중단에서의 경계조건이 완전한 단순지지가 되지 않았기 때문으로 보인다. 이 해석 결과를 볼 때,

Nastran의 선형 좌굴 해석 결과는 신뢰할 수 있으며, Pressure를 이용하는 결과와 RBE2 Force를 이용한 결과가 약간의 차이가 있으나, 실제 스마트스킨 구조물을 해석할 때는 있어서는 사실적인 거동을 더 잘 보여줄 수 있는 RBE2와 Force를 사용하는 방법이 적합함을 알 수 있다.

(2) 모델링

본 연구에서는 스마트 스킨 압축 및 굽힘 거동을 수치적으로 모사하기 위하여 사전해석의 결과를 바탕으로 상용 유한 요소 해석 프로그램인 MSC.NASTRAN의 HEXA8 요소로 모델링하여 해석을 수행하였다. 경계조건은 한쪽은 완전 고정단으로 하였고, 다른 한쪽은 x축 방향으로만 움직일 수 있게 하여 하중을 가할 수 있도록 하였으며, 하중을 가하는 부분의 노드를 압축시험시 그림이 시편의 끝단을 잡아주기 때문에 시편 끝단에 RBE2(Rigid Body Element)를 이용하여 실제 시험에 가깝게 모델링하였다.

물성 시험 결과를 정리하면 Table 6과 같으며, 이 물성치를 이용하여 유한요소 해석을 수행하였다. 음영처리가 된 물성치들은 가정하여 사용된 값을 의미한다.

Table 6 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)	67 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
유연체	14.4 GPa		0.249						
Hexycomb (표준편차)	0.09 MPa	0.08 MPa	64.8 MPa	0.3	0.02	0.02	0.1 MPa	11.5 MPa	19.7 MPa

(3) 해석 및 시험 결과 비교

선형좌굴해석 결과는 Table 6 및 Fig.8에 나타내었다. 여기서는 19.81kN/mm^2 에서 좌굴 현상이 나타나는 것으로 시험 결과 평균치인 18.83kN/mm^2 과 유사함을 알 수 있었다.

Table 6 Buckling analysis result

구분	시험	NASTRAN
좌굴하중(kN/mm^2)	18.83	19.81

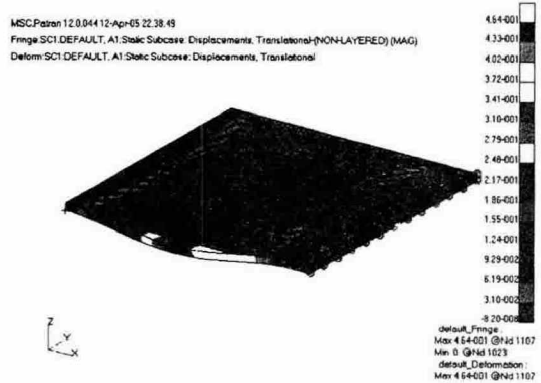


Fig. 8 Linear buckling analysis result

Fig. 9의 그래프에서 x축은 변위를 의미하고, y축은 스마트 스킨에 가해진 하중을 의미 한다. 여기서는 스마트 스킨의 외표면(카본 층)에 대한 시험결과와 선형 해석 결과를 압축 하중과 변위 관계로도 시 하였다. 선형 좌굴해석 결과에서는 시험 결과의 경향성을 따라 가고 있지만, 압축 시험시 시편 중앙에서 대칭적으로 좌굴이 발생되지 않고 비대칭적으로 좌굴이 발생하여, 시편 중앙 변위를 주 관점으로 한 해석 결과와 오차를 보인 것으로 판단된다.

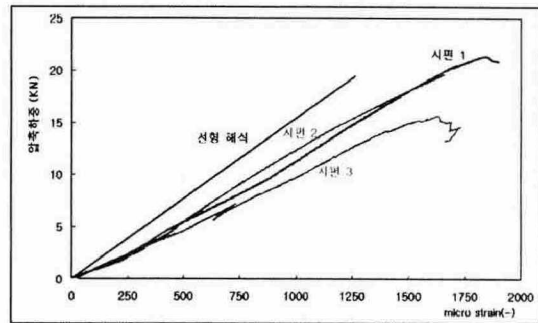


Fig. 9 Comparison of compression test and analysis

결론

본 연구에서는 이중 재료의 다중 적층 구조인 스마트 스킨의 좌굴 특성을 파악하기 위하여, 우선 안테나가 탑재되고 동체보다 유연한 부분에 장착 가능한 스마트 스킨의 설계, 제작을 하였고, 좌굴 시험을 수행하였다.

스마트 스킨의 거동 특성을 규명하기 위하여 좌굴 거동에 대하여 선형 해석을 수행하였다. 그 결과 본 연구에서 설계된 스마트스킨은 압축하중으로 인한 시편의 파괴 이전에 국부적 좌굴이 발생됨을 확인하였고, NASTRAN을 이용한 선형 해석 결과가 시험 결과와 근사적으로 일치하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 2005년도 스마트 스킨 구조 연구II 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) 김용범, 김영성, 박훈철, 윤광준, "스마트스킨 샌드위치 시편의 설계, 제작 및 시험 평가," 한국복합재료학회지, 제 15권 제3호, 2002, pp. 45-51
- 7) Timoshenko, "Theory of Elastic Stability," McGraw-Hill, 1961