

스마트 스킨 구조물의 좌굴 특성 연구

전지훈*, 유치상(포항공대 대학원 기계공학과),
황운봉, 박현철(포항공대 기계공학과),
박위상(포항공대 전자공학과)

Characteristics of smart skin under buckling load

Ji Hoon Jeon*, Chi-sang You(Mech. Eng. Dept., POSTECH),
Woonbong Hwang, Hyun-Chul Park(Mech. Eng. Dept., POSTECH)
and Wee-Sang Park(Elec. Eng. Dept., POSTECH)

ABSTRACT

The characteristics of smart skin for wireless LAN system under compression load are investigated. The smart skin structure is composed of 3 layers of face material and 2 layers of core material. Theoretical formula for determining buckling load is derived by Rayleigh-Ritz method and compared with experimental result. The maximum length of specimen that buckling does not occur is determined by assuming that the compression load is sustained by only face material. In the experiment, if buckling occurs obviously then it follows the theoretical result well. In the process of buckling, the load supporting capability and the antenna property such as radiation pattern and reflection coefficient were examined.

Key Words : Buckling Load(좌굴하중), Smart Skin(스마트 스킨)

1. 서론

최근 무선 통신 기술이 급속하게 발달함에 따라 다양한 통신 서비스에 대한 요구가 날로 증대되고 있는 추세이다. 이에 각 통신 시스템에 적합한 안테나에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 기존의 안테나는 다이폴이나 반사판 안테나형으로써 돌출부가 존재하여 외관상으로도 좋지 않을 뿐 아니라 구조적으로 매우 불안정하다. 이러한 단점을 극복하기 위해 안테나와 구조물의 역할을 동시에 수행하는 CLAS(Conformal Load-bearing Antenna Structure)에 대한 연구가 진행되어오고 있으며 이러한 구조물을 스마트 스킨이라 한다.[1-2] 운송수단에 사용되는 구조물은 구조적으로 안정해야 하며 경량화가 필수적이기 때문에 단위 중량 당 강도가 월등히 우수한 복합재료가 각광을 받고 있는 추세이다. 스마트 스킨 구조물은 기존의 샌드위치 구조물을 응용한 형태이다. 샌드위치 구조물이란 탄소섬유/에폭시 또는 금속 등의 재료를 외피로 하고, 노멕스나 알루미늄 하나

를 심재로 하는 구조물으로써 항공우주 산업과 같은 무게 감소가 중요한 비용 절감 요소가 되는 운송 산업에서 크게 늘고 있다. 샌드위치 구조물은 굽힘 하중을 지탱할 수 있어야 하며 심재는 전단하중을 지탱하고 하중을 외피에 전달하며 좌굴과 크러싱에 대한 저항을 가지고 있어야 한다. 이번 연구에서는 샌드위치 구조물을 응용한 스마트 스킨의 좌굴에 따른 기계적인 거동과 안테나의 성능변화에 대해서 알아 보았다.

2. 이론

2.1 스마트 스킨의 구조

스마트 스킨 안테나의 구조는 Fig. 1과 같다. 위 부분의 얇은 유전층은 보호층인 레이돔의 역할을 하며, 그 아래 부분에 방사 소자인 패치가 위치한다. 패치와 개구면을 포함한 접지면 사이에는 허니컴이 위치한다. 패치의 필드는 접지면 밑의 높은 유전층

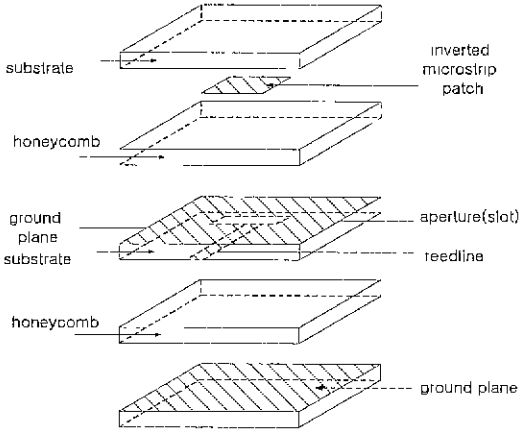


Fig. 1 Smart skin antenna structure

에 위치한 마이크로스트립 피드라인으로부터 개구면으로의 결합으로 이루어지게 된다. 레이돔층과 슬롯, 피드층은 유전율이 3.38인 Rogers 사의 RO4003기판이며 무선 렌용 안테나 각층 사이에는 심재로 Hexel 사의 하니컴을 사용하였다.

2.2 좌굴하중 예측

레이돔 층에 해당하는 부분을 윗 면재라고 하였고, 가운데 피드, 슬롯층을 중간 면재라고 하였으며, 맨 아래 접지층에 해당하는 부분을 아래 면재라 하였으며 각 면재의 두께는 t , 길이가 L 이고 폭은 b 이며, 맨 위 윗 면재에 해당하는 레이돔층은 t , 영률은 E 로 설정하였다. 윗 면재와 중간 면재사이의 하니컴을 윗심재라고 하였고 두께는 c_1 , 중간 면재와 아래 면재 사이의 하니컴을 아래 심재라고 하고 두께는 c_2 라고 하였다. 그리고 심재의 전단 변형 시 곱해지는 계수를 λ 라고 하였다. 중립축이 중간 면재, 아래 심재에 있는 2가지 경우를 가정하여 변형에너지와 포텐셜에너지를 계산한 후 Rayleigh-Ritz 방법으로 좌굴력을 구한다. 그 이후 해의 타당성을 검증한다 [3]

중립축이 중간 면재에 있다고 가정한 후 중간 면재 아래로부터 중립축까지의 거리를 q 라고 하였을 때 시편의 미분요소를 Fig.2에 표시하였다. 이때 각각의 변위는 다음과 같이 계산된다.

- 윗 면재 ($-t \leq z \leq 0$)

$$u = (t - q + c_1\lambda - z) \frac{dw}{dx} \quad (1)$$

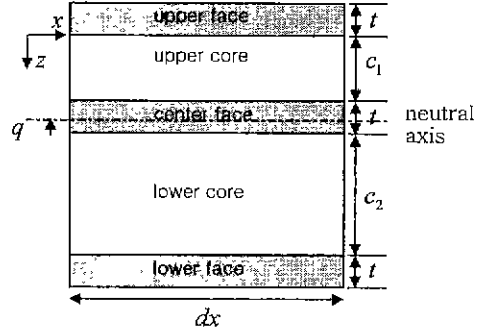


Fig.2 Dimension of specimen for buckling test when neutral axis is on center face

- 윗 심재 ($0 \leq z \leq c_1$)

$$u = (t - q + \lambda c_1 - \lambda z) \frac{dw}{dx} \quad (2)$$

- 중간 면재 ($c_1 \leq z \leq c_1 + t$)

$$u = -(z - c_1 - t + q) \frac{dw}{dx} \quad (3)$$

- 아래 심재 ($c_1 + t \leq z \leq c_1 + c_2 + t$)

$$u = (-q - \lambda z + \lambda c_1 + \lambda t) \frac{dw}{dx} \quad (4)$$

- 아래 면재 ($c_1 + c_2 + t \leq z \leq c_1 + c_2 + 2t$)

$$u = (-q - \lambda c_2 - z + c_1 + c_2 + t) \frac{dw}{dx} \quad (5)$$

각 면재의 변형에너지는 다음과 같다.

$$U_f = \frac{1}{2} \int \epsilon_x \sigma_x dV = \frac{E}{2} \int \left(\frac{dw}{dx} \right)^2 dV \quad (6)$$

심재는 전단 변형만 한다고 가정을 하였기 때문에 심재의 변형에너지는 다음과 같다.

$$U_c = \frac{G}{2} \int \gamma^2 dV = \frac{G}{2} \int \left((1 - \lambda) \frac{dw}{dx} \right)^2 dV \quad (7)$$

포텐셜에너지는 다음과 같다.

$$V = -\frac{P}{2} \int_0^L \left(\frac{dw}{dx} \right)^2 dx \quad (8)$$

양 끝점의 지지 조건에 따른 x 축 변위는 다음과 같이 가정한다

· 단순지지(simply supported)

$$w = a_n \sin \frac{n\pi x}{L}, \quad n = 1, 2, 3, \dots, \infty \quad (9)$$

· 완전 지지(clamped)

$$w = a_n \sin^2 \frac{n\pi x}{L}, \quad n = 1, 2, 3, \dots, \infty \quad (10)$$

각각의 변형에너지와 포텐셜에너지의 합을 전체 에너지 Π 라 하면 이는 미지변수 a_n , λ , q 에 대한 함수이다. 아래 방정식으로부터 좌굴하중 P 를 계산할 수 있다

$$\frac{\partial \Pi}{\partial a_n} = 0, \quad \frac{\partial \Pi}{\partial \lambda} = 0, \quad \frac{\partial \Pi}{\partial q} = 0 \quad (11)$$

3. 실험

3.1 기계적 성능 실험

Fig.3에는 경계조건이 고정지지일 때, Fig.4에는 단순지지일 때의 무선 랜용 안테나의 좌굴 실험 결과를 보였다. 이론좌굴 하중은 가는 실선으로 표시하였고 실험값들은 x표시를 하였다. 굵은 실선은 최대 압축하중이다. 최대압축하중은 모든 하중을 면재만 받는다고 가정하여 계산하였다. 대체적으로 이론치보다 실험치가 작게 나오지만 잘 일치하는 경향을 보인다. 시편의 길이가 짧을수록 좌굴에 의한 파괴보다는 시편의 최대 압축 하중에 의한 파괴가 일어난다. Fig.5에는 비행기 구조물로 쓰일 수 있는 SAR(Synthetic Aperture Radar) 안테나 두께 시편의 완전지지 조건에서의 좌굴 시험 결과를 보였다. 여기서 x표시는 좌굴하중이 아닌 압축에 의한 최대하중의 실험값이다. SAR 안테나는 하중지지 능력이 중요하다. 이는 좌굴하중보다 최대압축하중이 작기 때문에 쉽게 예측할 수 있다.

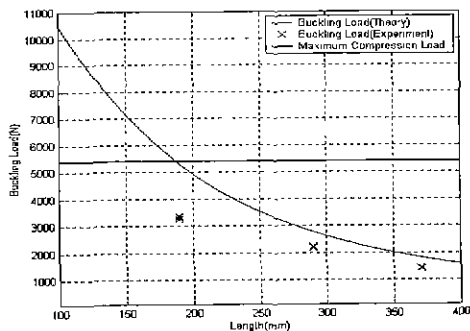


Fig. 3 Load at $c_1=c_2=2.54$ mm, $b=25$ mm

for clamped condition

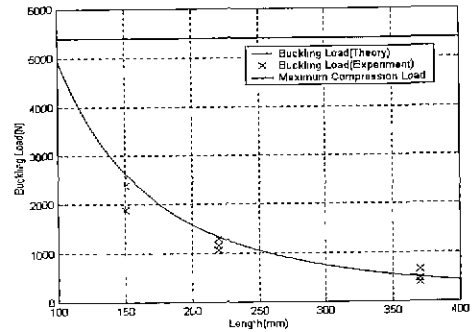


Fig. 4 Load at $c_1=c_2=2.54$ mm, $b=25$ mm for simply supported condition

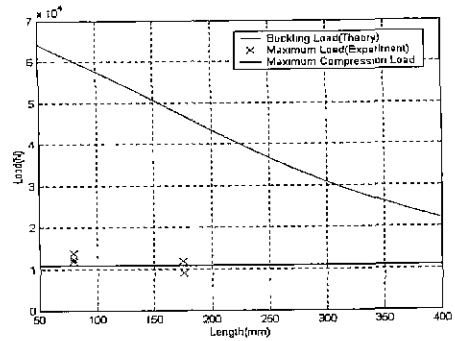


Fig. 5 Load at $c_1=2.54$ mm, $c_2=13$ mm, $b=50$ mm for clamped condition

3.2 안테나 성능 실험

무선 랜용 안테나에서만 좌굴이 발생하였기 때문에 무선 랜용 안테나에 대하여 안테나 성능실험을 수행하였다. 좌굴 후 파손되지 않은 상태에서 하중을 제거한 안테나 반사계수와, 방사패턴은 거의 변화가 없었다. 좌굴 실험 시 레이돔층만 파손되었을 때 파손 전과 파손 후의 방사패턴을 Fig.6에 비교하였다. 가는 실선이 파손 전의 모습이고 굵은 실선이 파손 후의 모습이다. 방사패턴은 다소 변하였지만, 안테나의 역할을 할 수 있었다. 이 안테나는 배열 중간에 부분만 손상을 입었고 나머지 부분은 잘 작동을 하기 때문에 대략 5 dB 정도의 전력 손실이 있음을 확인 할 수 있다 이후 가운데 피드, 슬롯층이 파손된 경우는 더 이상 안테나의 기능을 할 수 없었다.

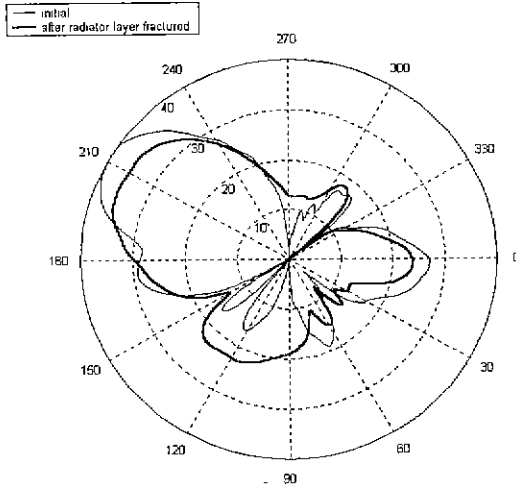


Fig. 6 Radiation pattern of 5x2 array antenna of which radom layer fractured

4. 결론

스마트 스킨의 좌굴력은 하중이 크지 않은 경우, 길이가 긴 경우 좌굴현상이 명확하게 나타나기 때문에 실험과 비교적 잘 일치하였으며, 시편의 길이가 같은 경우는 고정지지일 경우가 단순지지일 때보다 지지 하중이 더 큰 것을 알 수 있었다.

스마트 스킨의 좌굴 후 성능변화 과정은 제일 약한 레이어층이 파손되면서 하중 지지능력이 상실되고 안테나는 가운데 패치가 손상되고 나머지 패치는 좌동을 하여 전체적인 성능만 약간 감소하게 되고, 이후 피드, 슬롯층이 파괴되면서 안테나의 기능이 상실됨을 알 수 있었다.

후기

본 연구는 1999년도 과학재단 목적기초연구(1999-2-304-004-3, 과제명: 기능성 적용구조 시스템 개발 및 제조)에 의하여 연구되었으며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1. 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 (S3TD)," Part of the SPIE Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, Vol. 3674, 1999, pp. 410-424
2. R. M. Lee, "A Study on Dual-polarized Load-bearing Microstrip Antennas," M.S. Thesis, Pohang University of Science and Technology, 2001
3. Howard G. Allen, "Analysis and Design of Structural Sandwich Panels," Pergamon Press, 1969
4. Stephen P. Timoshenko and James M. Gere, "Theory of Elastic Stability," McGraw-Hill, 1983
5. T. R. A. Pearce and J. P. H. Webber, "Experimental Buckling Loads of Sandwich Panels with Carbon Fibre Faceplates," *Aeronautical Quarterly*, Vol. 24, 1973, pp. 295-312
6. C. Kassapoglou, S. C. Fantle and J. C. Chou, "Wrinkling of Composite Sandwich Structures Under Compression," *Journal of Composites Technology & Research, JCTRER*, Vol. 17, No. 4, 1995, pp. 308-316
7. Y. Frostig and M. Baruch, "High-Order Buckling Analysis of Sandwich Beams with Transversely Flexible Core," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 119, No.3, 1993, pp. 476-495
8. H. K. Yang, J. W. Lee and Y. H. Kim, "Buckling Analysis of Sandwich Plate with Thin Faces," *Transactions of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp. 87-96
9. Y. W. Lee, M. S. Chun and J. K. Paik, "An Experimental Study on the Behavior of Aluminum-Honeycomb Sandwich Panels," *Transactions of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 33, No. 4, 1996, pp. 106-123
10. S. Benson and J. Mayers, "General Instability and Face Wrinkling of Sandwich Plates-Unified Theory and Applications," *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 4, 1967, pp. 729-739
11. Y. W. Kwon, M. C. Murphy and V. Castelli, "Buckling of Unbalanced, Sandwich Panels With Titanium and GRP Skins," *Transactions of the ASME*, Vol. 117, 1995, pp. 40-44
12. A. Muc and P. Zuchara, "Buckling and Failure Analysis of FRP faced Sandwich Plates," *Composite Structures*, Vol. 48, 2000, pp. 145-150
13. A. Petras and M. P. F. Sutcliffe, "Failure Mode Maps for Honeycomb Sandwich Panels," *Composite Structures*, Vol. 44, 1999, pp. 237-252