

論文

무선 랜 시스템용 스마트 스킨의 좌굴 특성 연구

전지훈*, 유치상*, 황운봉**, 박현철**, 박위상***

Characteristics of Smart Skin for Wireless LAN system under Buckling Load

Ji Hoon Jeon*, Chi-sang You*, Woonbong Hwang**, Hyun-Chul Park**, and Wee-Sang Park***

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.

초 록

무선 랜용 시스템에 응용할 수 있는 스마트 스킨의 좌굴에 따른 성능변화에 대하여 살펴보았다. 스마트 스킨 구조물은 샌드위치 구조물을 응용한 것으로써 3층의 면재가 있으며 각 면재 사이에는 하니콤 심재가 있다. 좌굴하중을 Rayleigh-Ritz방법에 의하여 예측하고 실험결과와 비교하였다. 압축시 심재를 둘러싸고 있는 면재만 하중을 지지한다고 가정하여 좌굴이 발생하지 않는 시편의 길이를 계산하였으며, 그 근방에서는 좌굴 현상이 명확히 발생하지 않음을 확인할 수 있었다. 시편의 길이가 길어 좌굴이 명확하게 발생한 경우 예측식과 잘 일치하였다. 좌굴의 진행정도에 따른 반사계수와 방사패턴을 측정하여 안테나의 성능변화에 대하여 살펴보았으며, 하중지지능력이 상실된 후에 안테나의 기능이 상실됨을 확인하였다.

1. 서 론

무선 통신 기술의 발달과 더불어 다양한 통신 서비스에 대한 요구가 날로 증대됨에 따라 각 통신 시스템에 적합한 안테나에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 지금까지 연구되어온 안테나는 구조체 표면에 부착되는 형태로써 구조

적으로 안정하지 못한 단점이 있다. 운송수단에 사용되는 구조물은 구조적으로 안정해야 하며 경량화가 필수적이기 때문에 단위 중량 당 강도가 월등히 우수한 복합재료가 각광을 받고 있는 추세이다. 이에 하니콤을 이용한 샌드위치 구조물을 스마트 스킨에 적용하여 통신을 필요로 하는 운송체 및 노트북을 비롯한 여러 이동통신기기에 사용되는

* 포항공과대학교 기계공학과 대학원
 **+ 포항공과대학교 기계공학과, 교신전자(E-mail:whwang@postech.ac.kr)
 ** 포항공과대학교 기계공학과
 *** 포항공과대학교 전기전자공학과

안테나 부착에 의한 돌출부와 결합을 근본적으로 제거함으로써 항력 저항 및 구조적인 기능뿐만 아니라 안테나의 기능도 동시에 만족시키는 기능성 적응구조 스마트 스킨 안테나가 연구 개발중이다[1-2]. 스마트 스킨 구조물은 기존의 샌드위치 구조물을 응용한 형태이다. 샌드위치 구조물이란 탄소섬유/에폭시 또는 금속 등의 재료를 외피로 하고, 노멕스나 알루미늄 하니컴을 심재로 하는 구조물로써 항공 우주 산업과 같은 무게 감소가 중요한 비용 절감 요소가 되는 운송 산업에서 크게 늘고 있는데 이는 지나친 무게 증가 없이 얻을 수 있는 샌드위치 패널 구조물의 높은 굽힘강성에 기인한다. 샌드위치 구조물은 굽힘 하중을 지탱할 수 있어야 하며 심재는 전단하중을 지탱하고 하중을 외피에 전달하며 좌굴과 크러싱에 대한 저항을 가지고 있어야 하기에 샌드위치 구조물의 좌굴에 관한 연구가 많이 진행되어 있는 상태이다[5-9]. 하지만 이를 응용한 스마트 스킨 구조물의 기계적인 거동에 관한 연구가 많이 되어 있지 않은 상태이다. 따라서 스마트 스킨 구조물이 받을 수 있는 하중에서 압축에 따른 좌굴하중과 좌굴에 따른 안테나의 성능변화에 대하여 살펴보고자 한다.

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 하니컴이 위치하는데, 이는 적은 방사 손실과 낮은 유전율을 갖고 있어 표면파를 방지할 뿐만

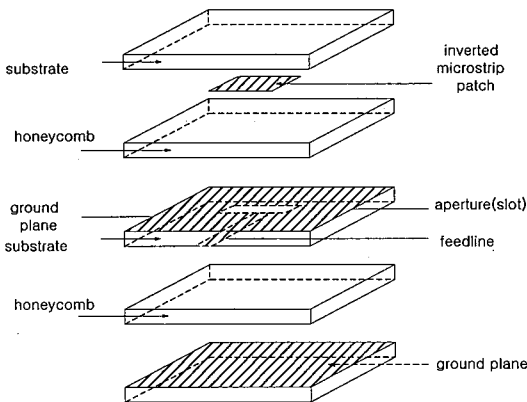


Fig. 1 Smart skin antenna structure.

아니라, quality factor가 작아 대역폭을 증가시키는 역할을 하게 된다. 패치의 필드는 접지면 밑의 높은 유전층에 위치한 마이크로스트립 피드라인으로부터 개구면으로의 결합으로 이루어지게 된다. 이 부분의 높은 유전율은 급전선의 크기를 작게 할 뿐만 아니라 급전 손실을 작게 하여 효율을 좋게 하지만 접지면 위의 유전율과의 차이가 크면 정합이 어려워지는 단점을 갖는다.

무선 랜 시스템용 스마트 스킨은 기존의 안테나와는 달리 화면의 뒤쪽에 안테나를 삽입하여 구조체를 이루어 물리적인 영향에도 안테나가 손상되지 않도록 설계되어 있다. 무선 랜 시스템의 실내 환경은 다양한 다중 경로로 인하여 신호의 간섭이 심하다. 이를 해결하고자 적합한 빔패턴과 이중편파를 사용한 설계된 안테나를 참조하였다. 이 안테나는 우리나라에서 무선 랜 시스템을 위해 허가된 주파수 5.725~5.825GHz 대역 중 5.78GHz에서 작동하도록 설계되었다. 안테나 설계 시 심재의 두께는 최소 100mil(2.54mm)부터 시작하여 100mil 단위씩 증가한다. 무선 랜용 안테나는 최소한의 두께를 요하므로 심재는 100mil로 설계되었다.

이 안테나가 쓰일 실내의 크기는 Fig. 2와 같이 15m × 12m 이며 높이는 3m라고 설정하였다. 사용자의 노트북이 0.7m의 높이에 있다고 가정하였다. 빔 경사각은 30~35°로써 사용자가 일반적으로 노트북을 약 15°내외로 기울여 사용한다는 조건 하에서 노트북 화면 뒤쪽의 안테나가 지면에 대해 상향 15~20°의 빔을 갖도록 계산한 것이다. 이 무선 랜용 안테나는 패치를 5 × 2 형태로 배열한 안테나이다. 레이돔층과 슬롯, 피드층은 유전율이 3.38인 Rogers사의 RO4003기판이며 높은 주파수나 높은 온도에서도 비교적 일정한 유전율을 유지하며 삽입손실이 작은 장점이 있다. 무선 랜용 안테나 각층 사이에는 심재로 Hexel사의 HRH-10-1/8-6.0 하니컴을 삽입하였으며 물성을 표시하였다. 여기서 HRH-10은 제품의 일련번호이며, 1/8은 육각형의 지름이 1/8inch 임을 나타내고, 6.0은 하니컴의 밀도로 6.0 lb/ft³이다. 하니컴의 유전율은 1.1로 매우 낮으며, 가벼울 뿐만 아니라, 외부 충격에도 잘 견디고, 높은 압축강도를 지니는 등 기계적 특성이 우수하다.

2.2 좌굴 하중 계산

스마트 스킨 구조물의 좌굴하중은 샌드위치 구조물의 좌굴하중을 구하는 가정을 참고하였다.[3]

Fig. 3과 같이 길이가 L 이고 폭은 b 이며 옆에서 좌굴 하중 P 를 받고 있는 스마트 스킨을 나타내었다. 맨 위 레이돔층에 해당하는 부분을 윗 면재 라고 하였고, 가운데

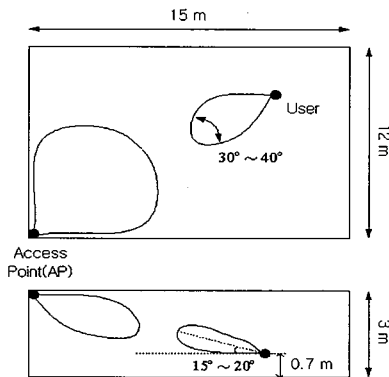


Fig. 2 Indoor environment of wireless LAN system.

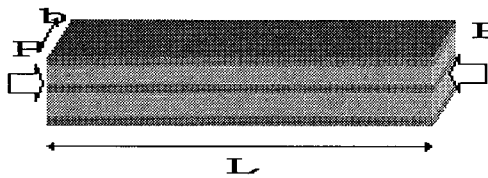


Fig. 3 Specimen for buckling test.

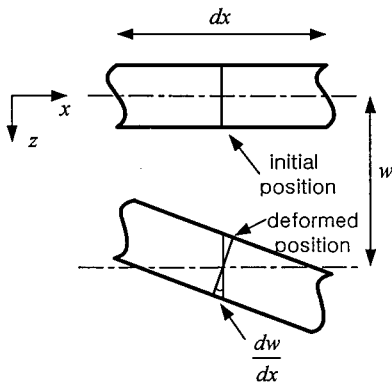


Fig. 4 Deformation of face.

피드, 슬롯층을 중간 면재라고 하였으며, 맨 아래 접지층에 해당하는 부분을 아래 면재라 하였으며 각 면재의 두께는 t , 영률은 E 로 설정하였다. 윗 면재와 중간 면재사이의 하니킴을 윗 심재라고 하였고 두께는 C_1 , 중간 면재와 아래 면재 사이의 하니킴을 아래 심재라고 하고 두께는 C_2 라고 하였다. 그리고 심재의 전단 변형 시 곱해지는 계수를 λ 라고 하였다. 중립축이 중간 면재, 아래 심재에 있는 2가

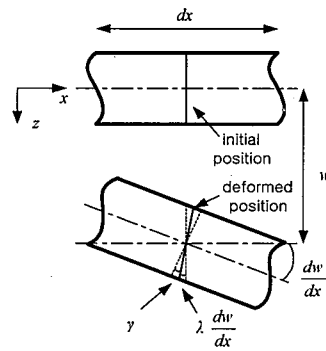


Fig. 5. Deformation of core.

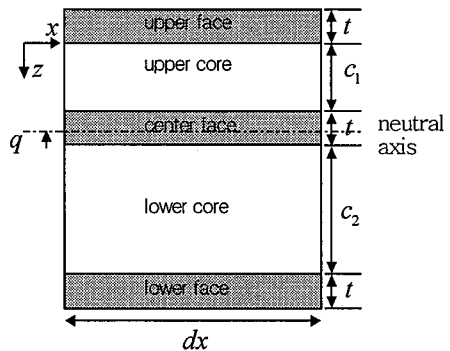


Fig. 6. Dimension of specimen for buckling test when neutral axis is on center face.

지 경우를 가정하여 변형에너지와 포텐셜에너지를 계산한 후 Rayleigh-Ritz 방법으로 좌굴하중을 구한다. 그 이후 해의 타당성을 검증한다.

면재의 거동은 Fig. 4와 같이 굽힘에 의한 변형만 한다고 가정을 하며, z 축의 중심이 면재의 중앙면에 위치한다고 하면, z 축의 변위를 w 라고 하였을 때, x 축의 변위를 u 라 하면 $u = -z dw/dx$ 인 관계가 있다. 심재의 거동은 Fig. 5와 같이 전단에 의한 변형만 한다고 가정하며, z 축의 중심이 심재의 중앙면에 위치한다고 하면, z 축의 변위를 w 라고 하였을 때, 상수 λ 에 대하여 $u = -\lambda dw/dx$ 의 관계가 성립한다.

중립축이 중간 면재에 있다고 가정한 후 중간 면재 아래로부터 중립축까지의 거리를 q 라고 하였을 때 시편의 미분요소를 Fig. 6에 표시하였다.

이때 각각의 변위는 다음과 같이 계산된다.

· 윗 면재 ($-t \leq z \leq 0$)

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

· 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.

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

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)

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

· 고정지지 (clamped)

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

각각의 변형에너지와 포텐셜에너지의 합을 전체에너지 Π 라 하면 이는 미지변수 a_n, λ, q 에 대한 함수이다. 이 시스템이 평형상태에 도달하려면 미지변수 a_n, λ, q 에 대하여 아래식을 만족해야 하고, 식(9)에서 $n=1$ 이라 하고, 식(11)로 좌굴하중 P 를 계산하면 식(12)와 같은 형태로 나온다.

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

$$P = \frac{a_1 L^2 + a_2}{a_3 L^4 + a_4 L^2} \quad (12)$$

이때 a_1, a_2, a_3, a_4 는 상수이며 복잡하기 때문에 표기를 생략하였다. 마찬가지로 중립축이 심재에 있다고 가정 한 후 에 좌굴하중을 계산할 수 있고, 어떤 가정이 타당한지 확인하기 위해서는 어느 가정에서 다음의 행렬이 positive definite인지 확인하면 된다.

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\partial^2 \Pi}{\partial a_n^2} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial \lambda \partial a_n} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial q \partial a_n} \\ \frac{\partial^2 \Pi}{\partial a_n \partial \lambda} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial \lambda^2} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial q \partial \lambda} \\ \frac{\partial^2 \Pi}{\partial a_n \partial q} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial \lambda \partial q} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial q^2} \end{pmatrix} \quad (13)$$

3. 실험

3.1 좌굴 실험

앞 장에서 구성한 식이 타당한지 검증하기 위해 폭이 길이에 비해 비교적 짧은 스마트 스킨에 대하여 좌굴 실험을 하였다. Fig. 7에는 각각의 경계조건에 대한 사진을 보였다. 왼쪽 그림은 완전 고정일때의 사진이고 오른쪽은 단

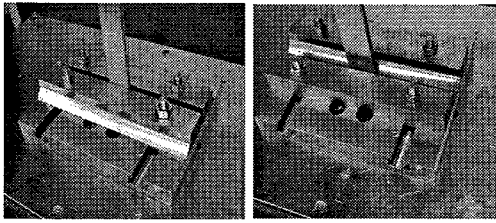


Fig. 7 Boundary condition (left figure: clamped condition, right figure: simply supported condition).

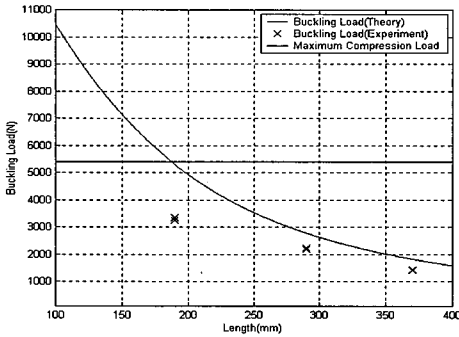


Fig. 8 Load at $C_1=C_2=2.54\text{mm}$, $b=25\text{mm}$ for clamped condition.

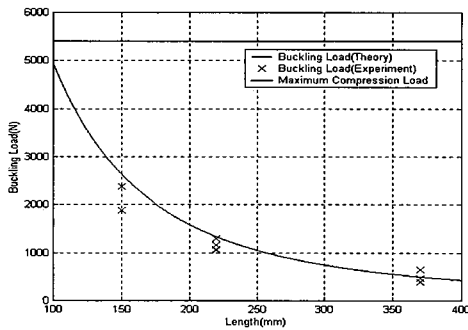


Fig. 9 Load at $C_1=C_2=2.54\text{mm}$, $b=25\text{mm}$ for simply supported condition.

순지지일때의 모습이다. 단순지지의 경우는 시편이 날카로운 끝과 맞닿도록 하여서 구현하였다. 레이돔층에 해당하는 윗 면재의 영률은 26900 MPa, 중간 퍼드, 슬롯면의 영률은 30300 MPa, 아래 방사면의 영률은 33500 MPa이다. 식 (13)을 적용한 결과 중립축은 중간 면재인 퍼드, 슬롯층에 존재함을 확인하였다. 하니컴의 두께는 모두 2.54 mm 이고 시편의 폭은 25 mm로 하여 시편의 길이에 따른 이론치와 실험치를 비교한 결과를 Fig. 8, Fig. 9에 보였다. Fig. 8

에는 경계조건이 완전고정일 때, Fig. 9에는 단순지지일 때의 결과를 보였다. 같은 길이에 대하여 5개의 시편을 사용하여 실험을 하였으며, 이중 좌굴이 비교적 잘 발생한 경우에 대하여만 표시하였다. 이론치는 가는 실선으로 표시하였고 실험치들은 x표시를 하였다. 굵은 실선은 최대 압축하중이며 면재의 최대 인장강도는 141 MPa, 두께는 0.51 mm이다. 압축시 면재만 하중을 지지한다고 가정을 하고, 인장강도를 최대압축강도로 가정하여 계산하였다.

대체적으로 이론치보다 실험치가 작게 나오지만 잘 일치하는 경향을 보인다. 시편의 길이가 짧을수록 하중이 클수록 이론치와 실험치에서 벗어나는 경향을 보이는데, 좌굴이 일어나기 전에 재료의 최대 압축하중에 도달하여 파괴되기 때문이다. 예를 들어 Fig. 8에서 시편의 길이가 190 mm로 짧을 경우에는 최대압축하중에 의한 파괴가 일어나는 길이 근방이었고 실제 좌굴이 명확하게 관측되지 않았고 좌굴하중이 이론치보다는 매우 낮게 측정되었다.

실제 안테나 크기로 제작한 구조물에 대해서도 좌굴 실험을 수행하였다. 폭 140mm, 길이 300mm, 하니컴의 두께는 각각 2.54mm이다. 좌굴하중을 예측한 식과 실험과의 비교를 Fig. 10에 나타내었으며, 잘 일치함을 확인할 수 있었다.

3.2 안테나 성능 실험

Fig. 10과 같은 결과를 보인 스마트 스킨의 구조는 다음 Fig. 11과 같고 5.78 GHz에서 공진하도록 설계되었다. 하중-변위 곡선을 Fig. 12에 표시하였으며 굵은 실선이 좌굴 후 안테나가 파손되기 직전에 하중을 제거할 때이고, 가는 실선은 좌굴 후 제일 약한 레이돔층이 파손된 후 하중을 제거할 때의 곡선이다. 좌굴은 탄성범위에서 일어난다고 가정하였고 면재가 상당히 취성이 강하기 때문에 좌굴이 발생하기 전까지는 하중변위 곡선은 직선의 형태를 이루어야 하는데 Fig. 12에서는 다소 비선형적인 요소가 나타난다. Fig. 10을 보면 실험치와 예측치가 근접하지만 실험치가 예측치보다 다소 적은 것을 보면 시편의 제조시 각 층을 접

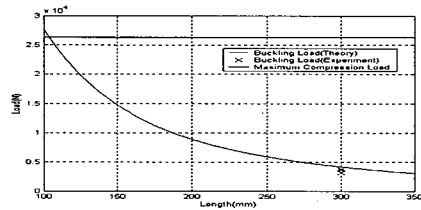


Fig. 10 Load at $C_1=2.54\text{mm}$, $C_2=2.54\text{mm}$, $b=140\text{mm}$ for simply supported condition.

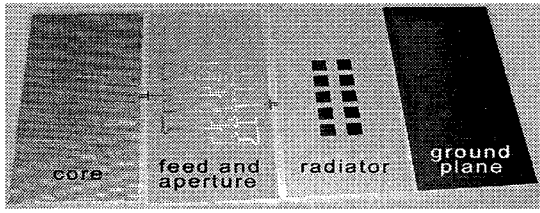


Fig. 11 Component of 5 x 2 array wireless LAN antenna.

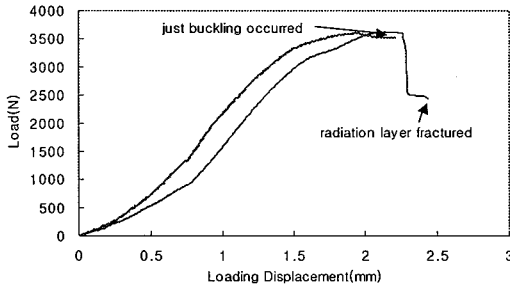


Fig. 12 Load-Displacement curve for 5x2 array wireless LAN antenna.

착하는데 끝이 완전하게 정렬하지 않았기 때문에 부분적인 파손에 기인한 것으로 여겨진다.

좌굴 후 파손되지 않은 상태에서 하중을 제거한 안테나 반사계수(S11)와, 방사패턴은 거의 변화가 없었다. 좌굴 실험 시 레이돔층만 파손되었을 때 파손 전과 파손 후의 반사계수, 방사패턴을 각각 Fig. 13, Fig. 14에 비교하였다. 가는 실선이 파손 전의 모습이고 굵은 실선이 파손 후의 모습이다. S11은 다소 변화였지만, 5.78GHz에서 반사계수가 -14 dB 이하이면 안테나의 역할을 할 수 있으므로 파손 후에도 안테나의 역할을 할 수 있고, 방사패턴을 살펴보면 210°에서 전파를 받도록 설계되었는데, 파손 후에도 210°에서도 방사패턴이 최대가 나왔지만, 배열 중 가운데 부분만 손상을 입었고 나머지 부분은 잘 작동을 하기 때문에 대략 5dB 정도의 전력 손실이 있음을 확인 할 수 있다. 이후 가운데 피드, 슬롯층이 파손된 경우는 더 이상 안테나의 기능을 할 수 없었다.

4. 결 론

Rayleigh-Ritz 방법으로 예측한 스마트 스킨의 좌굴하중은 하중이 크지 않거나 길이가 긴 경우 좌굴현상이 명확하게 나가기 때문에 실험과 비교적 잘 일치하였으며, 시편의

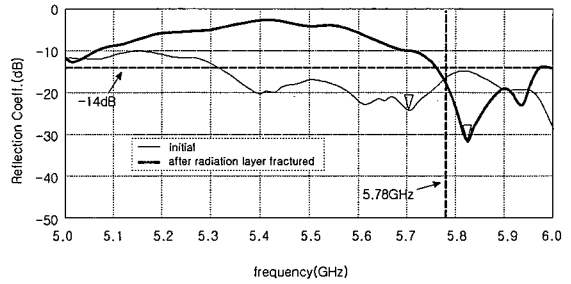


Fig. 13 S11 of 5x2 array antenna of which radom layer fractured.

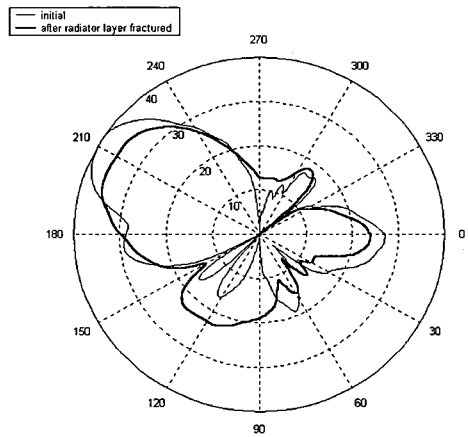


Fig. 14 Radiation pattern of 5x2 array antenna of which radom layer fractured.

길이와 같은 경우는 완전고정일 경우가 단순지지일 때보다 지지 하중이 더 큰 것을 알 수 있었다.

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

후 기

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

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*