

# 복합재료 표면안테나 구조의 굽힘 피로특성 연구

김동현\* · 황운봉\* · 박현철\* · 박위상\*\*

## Bending Fatigue Characteristics of Surface-Antenna-Structure

D. H. Kim, W. Hwang, H. C. Park and W. S. Park

**Key Words** : Composite, Sandwich Structure, Microstrip Antenna, Honeycomb, Satellite Communication, Bending Fatigue

### ABSTRACT

The Objective of this work was to design Surface Antenna Structure (SAS) and investigate fatigue behavior of SAS that was asymmetric sandwich structure. This term, SAS, indicates that structural surface becomes antenna. Constituent materials were selected considering electrical properties, dielectric constant and tangent loss as well as mechanical properties. For the antenna performance, SSFIP elements inserted into structural layers were designed for satellite communication at a resonant frequency of 12.5 GHz and final demonstration article was 16 x 8 array antenna. From electrical measurements, it was shown that antenna performances were in good agreement with design requirements. In cyclic 4-point bending, flexure behavior was investigated by static and fatigue test. Fatigue life curve of SAS was obtained. The fatigue load was determined experimentally at a 0.75(1.875kN) load level. SAS concept is the first serious attempt at integration for both antenna and composite engineers and promises innovative future communication technology.

### 1. 서론

현재 국내외 복합재료 및 지능구조 연구소에서는 자동차, 항공기 등 운송체의 중량감소, 성능향상, 스텔스 기능 강화 등을 위한 신개념의 재료에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 연구의 일환으로 미국의 국방연구소에서는 군사용 항공기의 표면을 안테나로 이용하여 구조, 공기역학적으로 효율을 증가시키고 동시에 안테나의 기능을 향상 시키고자 하는 연구가 1990년대 초부터 시작되어 현재까지 활발히 진행되고 있다. 이러한 개념의 구조를 스마트 스킨(smart skin) 또는 CLAS

(conformal load-bearing antenna structure)라고 하며, 안테나의 기능을 가지면서 구조 자체에 부과되는 강도 및 강성 등의 요건을 만족하는 구조의 설계 및 제작에 대한 기술의 축적이 이루어지고 있다 [1][2][3][4]. 이와 같이 국외에서는 전자통신분야와 구조역학분야가 하나로 통합하여 통신기능을 수행하는 지능구조물에 대한 연구가 활발히 진행되고 있는 반면, 국내에서의 이러한 복합적인 분야에서의 연구실적은 아직까지 전무하다. 이러한 복합재료 다층 안테나구조는 자동차와 선박 등 항공기 이상으로 많은 수의 안테나를 필요로 하는 운송체로 확산시켜 적용 가능하다.

본 연구의 목적은 구조체 표면이 안테나의 기능을 하는 복합재료 표면 안테나구조(SAS: Surface Antenna Structure)를 설계 제작하고 구조해석을 수

\* 포항공과대학교 기계공학과

\*\* 포항공과대학교 전자전기공학과

행함으로써 안테나의 성능을 입증하고 구조적인 거동을 예측하는 것이다. 향후 연구의 최종 목적은 차량에 설치해야 할 안테나의 위치, 크기 및 성능에 제한을 받지 않기 위해, 구조적인 안정성을 갖는 안테나를 설계, 제조하여 자동차의 표면에 적용했을 때, 자동차 내에서의 위성방송 및 위성인터넷 등, 다양한 통신활동을 가능하게 하는 것이다.

## 2. 설계개념

마이크로스트립 안테나는 가볍고 부피가 작을 뿐만 아니라 집적화가 가능하고, 표면 부착력이 탁월하여 많은 통신 시스템 안테나로 응용되고 있으며, SSFIP(strip-slot-foam-inverted patch)는 동작 대역폭이 넓고 다층 구조로써 구조적인 안정성을 지닌다[5]. 따라서, 본 논문에서 제안된 SAS 는 SSFIP 안테나에 구조적특성을 높이기 위해 Al 2024 T3 접지면을 덧붙인 구조로 설계된다. 즉 2 개의 복합재료 층, 2 개의 하니콤 층, 2 개의 전도물 질 그리고 Al 2024 T3 접지면 층으로 구성된다. Fig.1 과 Table 1 은 SAS 의 기본개념과 각 층의 기계적 특성을 나타낸다.

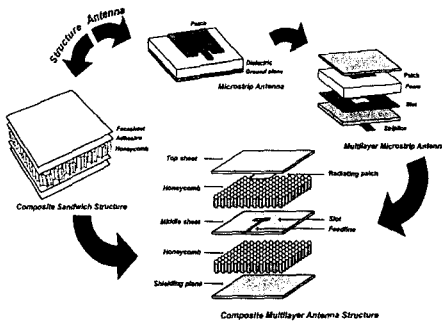


Figure 1. Basic concept

Table 1. Material properties

Materials	Properties
Woven Glass /Hydrocarbon Polymer (Rogers co.)	Elastic Modulus: 26 GPa Tensile Strength: 141 MPa Dielectric Constant: 3.38 Loss Tangent: 0.0027
2024 AL T3	Elastic Modules: 72 GPa Tensile Strength: 482 MPa
Nomex Honeycomb (Hexcel co.)	Compressive Strength: 4.8 MPa Dielectric Constant: 1.1

## 3. 안테나 설계 및 제작

### 3.1 위성통신용 안테나

본 논문에서 설계하고자 하는 안테나는 무궁화 위성의 위성체 제원을 이용하는 위성방송이나 위성인터넷서비스를 위한 안테나로 중심주파수는 12.5 GHz 이며 50-100 MHz 의 대역폭을 요구한다. 빔폭은 azimuth, elevation 방향 모두 5° 미만이고 선형편파를 사용하며 부엽은 -16 dB 미만의 사양을 요구한다.

### 3.2 16 x 8 배열안테나 설계

12.5 GHz 의 중심주파수를 갖는 8.22mm 의 정사각형 방사소자를 이용하여 단일안테나소자를 설계하였다. 급전선과 방사소자 간의 효율적 전기적 결합을 위하여 H 형의 개구면을 설계하였다. Fig. 2 설계되어진 단일안테나의 모습이다.

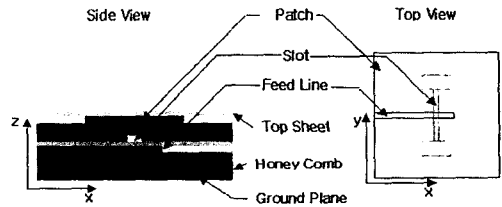


Figure 2 Single Antenna Element

설계된 단일안테나소자를 16 x 8 배열안테나에 적용하였다. 16 x 1 배열안테나소자를 부 배열로 16 x 8 전체 배열안테나를 설계하였다. 소자간 간격은  $0.7 \lambda$  로 grating lobe 제거하기 위함이다. 또한 부 배열간의 전기적 결합을 제거하기 위해 직병렬혼합 급전방식을 사용하였고 부엽의 크기를 줄이기 위해 tapered 급전방식을 사용하였다. Fig. 3 은 설계된 16 x 8 배열안테나의 모습이다.

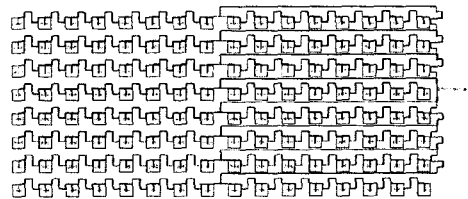


Figure 3. Whole 16 x 8 Array Antenna

### 3.3 제작 및 측정

SAS 의 제작은 방사소자 층과 급전선 층의 예칭 후 하니콤(honeycomb)과 Al 2024 T3 를 적층하여 autoclave 의 진공압을 이용하여 curing 하였다. Fig. 4 는 각 층과 제작된 안테나의 모습이다.

SAS 의 안테나 성능측정은 반사손실과 방사패

턴의 측정을 통하여 이루어졌다. 반사손실은 안테나의 공진주파수를 나타내며, 방사패턴은 안테나로부터 송수신하는 전파의 세기를 극좌표를 이용해서 나타내는 것이다. Fig. 5 는 설계된 안테나의 반사손실을 보여준다.

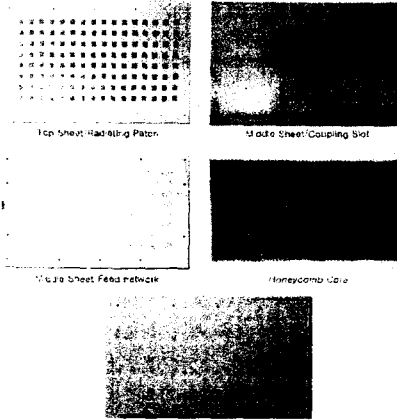


Figure 4. Appearance of Layers and Assembly

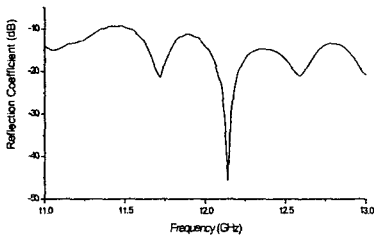


Figure 5. Measured Return Loss

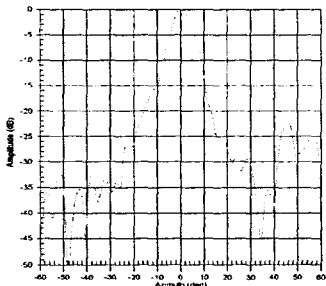


Figure 6. Beam Patterns (Azimuth Plane)

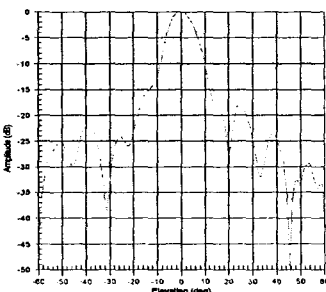


Figure 7. Beam Patterns (Elevation Plane)

12.1 GHz 에서  $-45$  dB 로 공진이 일어났으나 공진 주파수가 옮겨진 것을 알 수 있는데 이는 직병렬 혼합급전방식을 사용하였기 때문이다. 대역폭은 VSWR 1.5 를 기준으로 약 800 MHz 의 특성을 보인다. Fig. 6, 7 은 azimuth, elevation 방향의 방사패턴을 나타내는 그림이다. Fig. 6, 7 로부터  $-3$  dB 빔폭은 azimuth, elevation 방향 모두  $5^\circ$  미만임을 알 수 있다. 부엽은 azimuth, elevation 방향으로  $-22$  dB,  $-17$  dB 가 측정되었다. 이와 같은 결과들로부터 설계, 제작된 SAS 는 위성통신 안테나 사양을 잘 만족 시키는 것을 알 수 있다.

## 구조적 거동 해석

### 4.1 실험방법

MTS 810 실험장치를 이용하여 4 점 굽힘 및 굽힘피로시험을 ASTM C 393-62 [6]을 이용하여 실시하였다. 4 점 굽힘실험은 변위제어를 이용하여  $1$  mm/min 의 속도로 실시하였고 피로실험은 하중제어를 이용하여 sine 파형의 하중을 1Hz 의 주기로 실험을 실시하였다. 피로실험의 피로한도는  $10^6$  이고 파괴기준은 정적실험을 통하여 얻어진 최대굽힘양을 그 기준으로 하였다. Fig 8. 은 시편의 모습이다.

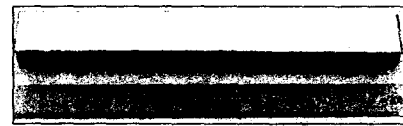


Figure 8. Configurations of Specimens

### 4.2 결과 및 토의

Fig. 9 은 정하중굽힘실험의 하중과 변위의 관계를 나타내는 그래프이다.

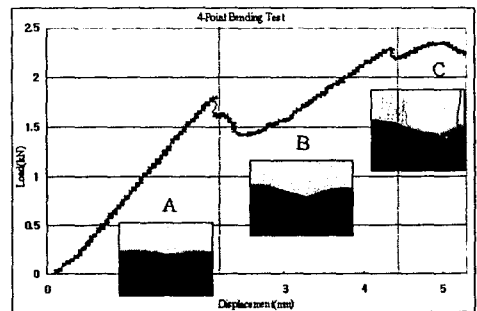


Figure 9. Static Flexural Behaviors of SAS

전체적으로 A, B, C 의 세 구간으로 나누어 지는 것을 알 수 있다. 이것은 샌드위치 구조물이 face sheets, honeycombs 의 다층구조로 되어 있기 때문이다. 파괴거동은 다음과 같다.

1. A 구간: 시편 전체의 굽힘이 진행된 후 A

와 B 구간의 불연속점에서 첫번째 face sheet 이 파괴가 발생한다.

2. B 구간: 첫번째 face sheet 의 crushing 후, 굽힘이 진행되고 B 와 C 구간의 불연속점에서 두 번째 첫번째 honeycomb 은 압축되고 두 번째 face sheet 은 파괴된다.
3. C 구간: 굽힘진행 후, 시편은 최종파괴에 이른다.

face sheet 의 crushing 현상과 core 의 wrinkling 현상이 시편전체에서 발견되는데 이는 SAS 가 비대칭 샌드위치 구조물이기 때문이다. face sheet 보다 shielding plane 의 강성이 월등히 강하기 때문에 시편의 파괴까지 shielding plane 은 인장하중을 받게된다. 최종파괴시 SAS 의 굽힘하중은 2.45 kN, 굽힘변위(deflection)는 5 mm 이다. 굽힘거동은 Ashby[7]등이 제시한 모델의 Mode B(core shear)를 따른다.

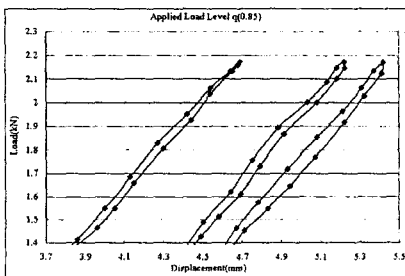


Figure 10. Cyclic Load-Displacement of SAS

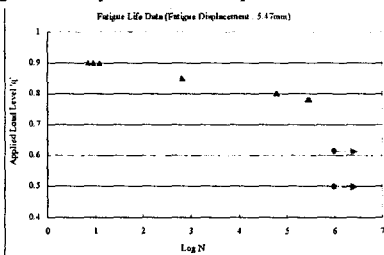


Figure 11. Fatigue Life Data

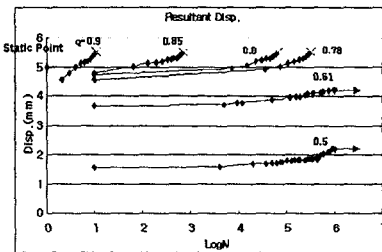


Figure 12. Resultant Displacement versus Cycles

피로주기중 하중수위 0.85 에서의 합변위를 Fig. 10 에 나타내었다. 주기가 증가함에 따라 합변위가 지속적으로 증가함을 알 수 있다. 이는 재료가 피로주기가 진행함에 따라 물성이 변하며 가한 하중에 대한 저항력이 약해짐을 의미한다. 그 결과로

하중-변위량의 관계에서 기울기의 감소와 이력현상을 유발하게 된다. 기울기의 감소율은 하중초기에 급격히 감소한 후, 일정 주기가 지나서는 그 감소율이 둔화되고 파괴직전에 감소율이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 파단 시 변위는 굽힘실험 변위량인 5 mm 보다 많은 5.42 mm 에서 파괴가 발생함을 볼 수 있었다. 이는 Hwang[8] 등이 제안한 정적실험에서의 변위는 피로실험에서의 변위의 상수 배 와 같다는 failure criterion 을 확인하고 있다. Fig. 11 은 0.9-0.5 하중수위 사이에서 피로수명을 나타낸 그림이다. 피로한도는  $10^6$  cycles 로 하였다. 각 하중수위에서 3 개의 시편을 실험하였다. SAS 는 0.75(1.875 kN)하중수위의 피로하중과 5.42 mm 의 피로변위를 가짐을 알 수 있었다.

Fig. 12 는 합변위 (resultant displacement)와 반복하중 수의 관계를 나타낸 그림이다. 하중수위 0.61, 0.5 는 피로한도에서의 합변위가 피로변위 5.42 mm 에 미치지 못 하였고, 나머지는 모두 피로변위 5.42 mm 에 도달하여 파괴가 일어났다. 그림에서 반복하중 수에 따라 합변위는 일정하게 증가하다 파괴 직전에 합변위가 급격히 증가함을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 표면안테나구조물을 설계, 제작 그리고 측정하였다. 안테나 소자는 위성통신용 안테나사양을 적용하였다. 제작된 표면안테나구조물은 300 x 200 x 22.1 mm 의 평면안테나구조물로서 성능측정결과 위성통신안테나사양과 잘 일치하였다.

반복하중 하에서의 4 점 굽힘피로실험을 실시하였다. 피로실험에서 피로하중과 피로변위를 측정하였고 표면안테나구조물이 구조체로써의 역할을 수행할 수 있음을 알 수 있었다.

#### 참고문헌

- (1) A. Hopkins, et al. 1997. *AIAA SDM Conference*: 521-530.
- (2) A. J. Lockyer, et al. 1994. *SPIE Smart Structures and Materials*, 2189:172-183.
- (3) J. Tuss, et al. 1996. *37th AIAA SDM Conference*: 836-843.
- (4) A. J. Lockyer, et al. 1999. *Part of the SPIE Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, 3674: 410-424.
- (5) Zurcher, J.-F., Gardiol, F.E., Artech House, 1995
- (6) ASTM. 1992. 15.03, C393:22-24.
- (7) A.-M.Harte, N.A.Fleck, M.F. Ashby, *Inter J of Fatigue* 23(2001) 499-507
- (8) W.Hwang, C.S.Lee, H.C.Park, and K.S.Han, *J. of Advanced Materials*, vol.26, no.4, pp.3-9, 1995.