

論文

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*, W. S. Park**

ABSTRACT

The objective of this work is to design Surface Antenna Structure (SAS) and investigate fatigue behavior of SAS that is asymmetric sandwich structure. This term, SAS, indicates that structural surface becomes antenna. Constituent materials are 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, Experimental results were compared with single load level fatigue life prediction equations (SFLPE) and in good agreement with SFLPE. SAS concept is the first serious attempt at integration for both antenna and composite engineers and promises innovative future communication technology.

초 록

본 논문은 비대칭 샌드위치 구조체인 표면안테나 구조의 설계 및 제작 그리고 피로거동의 관한 연구이다. 사용될 재료는 전기적 특성, 유전율 그리고 기계적 특성을 동시에 만족하여야 한다. 안테나의 전기적 특성을 위해 샌드위치 구조 층 사이에 마이크로스트립 안테나를 삽입시켰고, 위성통신을 목적으로 적절한 대역에서 설계하였다. 최종 제작된 표면 안테나 구조물은 16 x 8개의 배열안테나로 설계시의 목적에 부합하는 특성을 나타내었다. 4점 굽힘실험을 통하여 표면 안테나 구조물의 정하중 및 피로거동을 분석하였다. 피로하중은 0.75(1.875 kN) 하중수준을 나타내었다. 파단 시 변위는 굽힘실험 변위량인 5 mm 보다 많은 5.42 mm에서 파괴가 발생함을 볼 수 있었다. 피로실험결과와 단일하중 시의 피로 수명 예측 식을 비교하였다.

Key Words: 복합재료(composite material), 샌드위치 구조물(sandwich structure), 마이크로스트립 안테나(microstrip antenna), 굽힘 피로(bending fatigue), 허니컴(honeycomb)

1. 서 론

현재 국내의 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

* 포항공과대학교 기계공학과

** 포항공과대학교 전자공학과

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

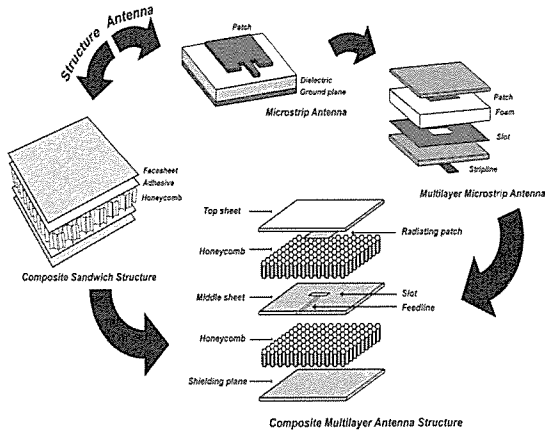


Fig. 1 Basic concept.

군사용 항공기의 표면을 안테나로 이용하여 구조, 공기역학적으로 효율을 증가시키고 동시에 안테나의 기능을 향상시키고자 하는 연구가 1990년대 초부터 시작되어 현재까지 활발히 진행되고 있다. 표면안테나 구조란 구조체의 표면이 안테나기능을 할 수 있도록 설계된 구조물을 정의한다. 표면안테나 구조물 개념은 안테나와 복합재료를 접목하는 첫 번째 시도로서 미래 통신기술의 신 개념이다. 이러한 개념의 구조를 스마트 스킨(smart skin) 또는 CLAS (conformal load-bearing antenna structure)라고하며, 안테나의 기능을 가지면서 구조 자체에 부과되는 강도 및 강성 등의 요건을 만족하는 구조의 설계 및 제작에 대한 기술의 축적이 이루어지고 있다[1]. 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(surface antenna structure, SAS)를 설계 제작하고 구조해석을 수행함으로써 안테나의 성능을 입증하고 구조적인 거동을 예측하는 것이다.

2. 설계 개념

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

Table 1 Material properties

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

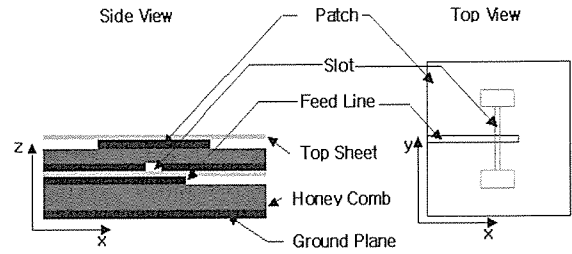


Fig. 2 Single antenna element.

구조적인 안정성을 지닌다[2]. 따라서 본 논문에서 제안된 SAS는 SSFIP 안테나에 구조적 특성을 높이기 위해 Al 2024 T3접지면을 덧붙인 구조로 설계된다. 즉 2개의 복합재료 층, 2개의 하니콤 층, 2개의 전도물질 그리고 Al 2024 T3 접지면 층으로 구성된다. Fig. 1과 Table 1은 SAS의 기본개념과 각 층의 기계적 특성을 나타낸다.

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 GHz이며 50-100 MHz의 대역폭을 요구한다. 빔폭은 azimuth, elevation 방향 모두 5 미만이고 선형편파를 사용하며 부엽은 -16 dB 미만의 사양을 요구한다.

3.2 16 x 8 배열 안테나 설계

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

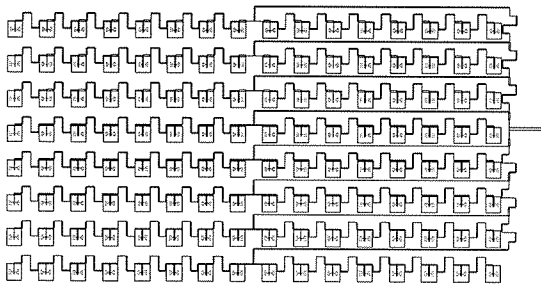


Fig. 3 Whole 16 x 8 array antenna.

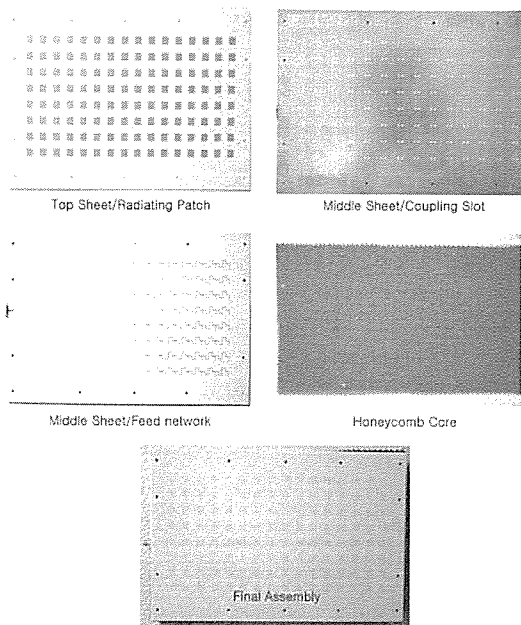


Fig. 4 Appearance of layers and assembly.

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

3.2 제작 및 측정

SAS의 제작은 방사소자 층과 급전선 층의 에칭 후 하니컴(honeycomb)과 Al 2024 T3를 적층하여 autoclave의 진공압을 이용하여 curing 하였다. Fig. 4는 각 층과 제작된 안테나의 모습이다.

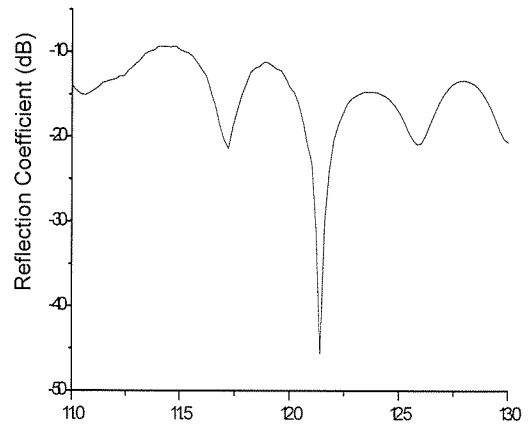


Fig. 5 Measured return loss.

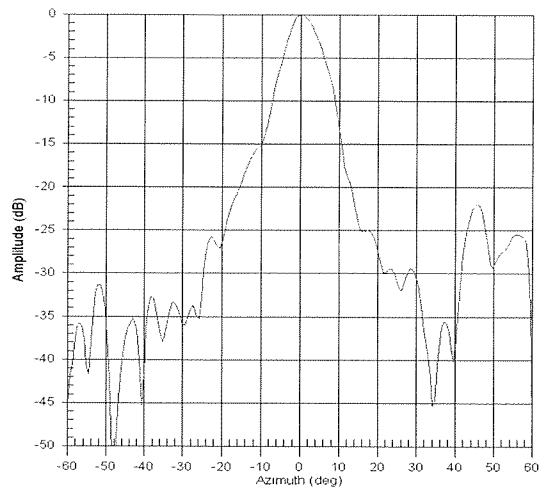


Fig. 6 Beam patterns (azimuth plane).

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

12.1 GHz에서 45 dB로 공진이 일어났으나 공진주파수가 옮겨진 것을 알 수 있는데 이는 직병렬혼합급전방식을 사용하였기 때문이다. 대역폭은 VSWR 1.5를 기준으로 약 800 MHz의 특성을 보인다. Fig. 6, 7은 azimuth, elevation 방향의 방사패턴을 나타내는 그림이다. Fig. 6, 7로부터 3 dB 빔폭은 azimuth, elevation 방향 모두 5 미만을 알 수

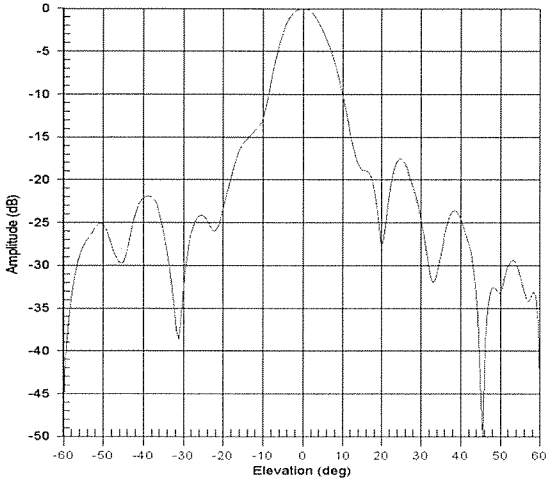


Fig. 7 Beam patterns (elevation plane).

있다. 부엽은 azimuth, elevation 방향으로 22 dB, -17 dB가 측정되었다. 이와 같은 결과들로부터 설계, 제작된 SAS는 위성통신 안테나 사양을 잘 만족 시키는 것을 알 수 있다.

4. 피로실험 및 해석

4.1 실험방법

MTS 810 실험장치를 이용하여 4점 굽힘 및 굽힘피로시험을 ASTM C 393-62[3]을 이용하여 실시하였다. 4점 굽힘실험은 변위제어를 이용하여 1 mm/min의 속도로 실시하였고 피로실험은 하중제어를 이용하여 sine 파형의 하중을 1 Hz의 주기로 실험을 실시하였다. 피로실험의 피로한도는 10^6 이고 파괴기준은 정적실험을 통하여 얻어진 최대굽힘양을 그 기준으로 하였다. Fig 8은 시편과 실험 jig의 모습이다.

4.2 결과 및 토의

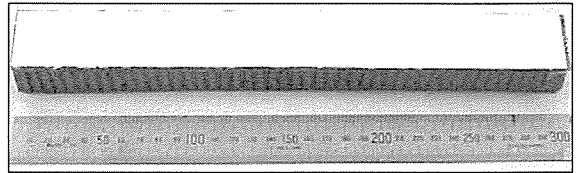
Fig. 9는 정하중 굽힘실험의 하중과 변위의 관계를 나타내는 그래프이다.

전체적으로 A, B, C의 세 구간으로 나누어지는 것을 알 수 있다. 이것은 샌드위치 구조물이 face sheets, honeycombs의 다층구조로 되어 있기 때문이다. 파괴거동은 다음과 같다.

1. A구간: 시편 전체의 굽힘이 진행된 후 A와 B구간의 불연속점에서 첫 번째 face sheet에 파괴가 발생한다.
2. B구간: 첫 번째 face sheet의 crushing 후, 굽힘이 진행되고 B와 C구간의 불연속점에서 첫 번째 honeycomb은 압축되고 두 번째 face sheet는 파괴된다.

3. C구간: 굽힘 진행 후, 시편은 최종파괴에 이른다.

face sheet의 crushing현상과 core의 wrinkling 현상이 시편 전체에서 발견되는데 이는 SAS가 비대칭샌드위치 구조물이기 때문이다. face sheet보다 shielding plane의 강성이 월등히 강하기 때문에 시편의 파괴까지 shielding plane은 인장하중을 받게된다. 최종파괴시 SAS의 굽힘하중은 2.45 kN, 굽힘변위(deflection)는 5 mm이다. 굽힘거동은 Ashby[4] 등이 제시한 모델의 Mode B (core shear)를 따른다.



Test Specimen 30(mm) x 3(mm)

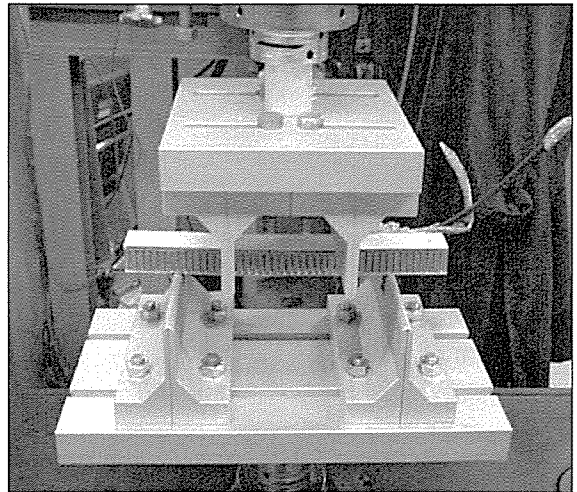


Fig. 8 Configurations of specimens & jig.

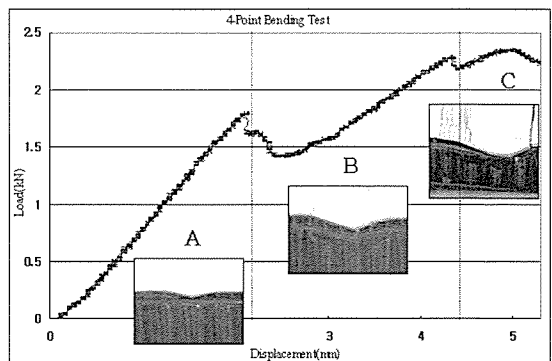


Fig. 9 Static flexural behaviors of SAS.

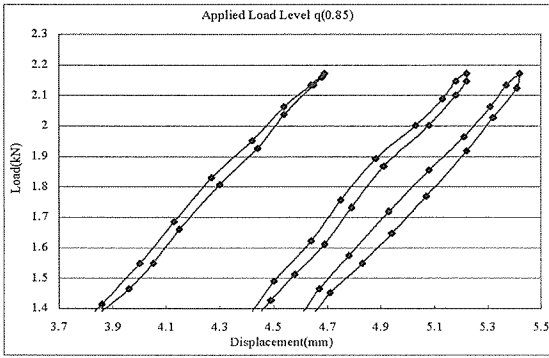


Fig. 10 Cyclic load-displacement of SAS.

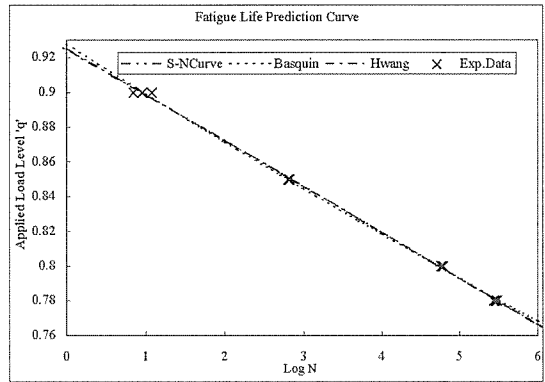


Fig. 13 Fatigue life prediction curve.

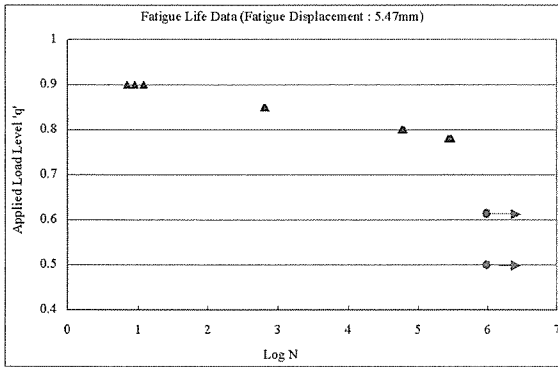


Fig. 11 Fatigue life data.

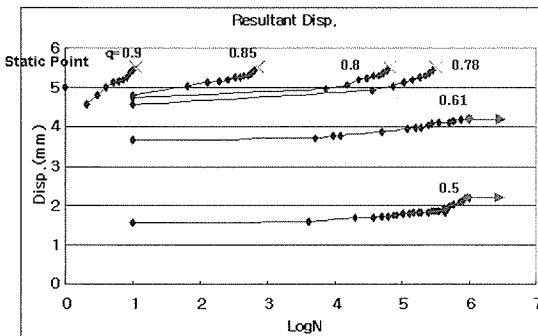


Fig. 12 Resultant displacement. versus cycles.

피로주기 중 하중수위 0.85에서의 합 변위를 Fig. 10에 나타내었다. 주기가 증가함에 따라 합 변위가 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 하중

초기에 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 mm에서 파괴가 발생함을 볼 수 있었다. 이는 Hwang 등[5]이 제안한 정적실험에서의 변위는 피로실험에서의 변위의 상수 배와 같다는 failure criterion을 확인하고 있다. 또한 Hwang[8] 등이 제안한 단일하중 수위의 피로수명 예측식 (single load level fatigue life prediction equation, SFLPE)을 유도하는데 매우 중요한 재료 상수 값을 구할 수 있도록 한다. Fig. 11은 굽힘하중에 대한 피로하중의 비를 하중수위로 나타내어 0.9, 0.85, 0.80, 0.78, 0.61, 0.5의 하중수위에 대한 하중주기를 나타낸 그림이다. 또한 정하중 굽힘거동과 피로거동이 동일한 경향을 나타내어 정하중 굽힘실험의 최종파괴하중을 피로실험의 하중수위 1로 나타내었다. 피로한도는 1×10^6 cycles로 하였다. 각 하중수위별로 3개의 시편으로 측정하였다. 하중주기는 Log 스케일로 표현하였고 측정하중수위를 전체적으로 보면 선형적임을 알 수 있었다. 샌드위치구조물은 0.75 (1.875 kN)하중수위의 피로하중과 5.42 mm의 피로변위를 가짐을 확인했다. 하중수위 0.61과 0.5는 피로한도 1×10^6 cycles를 넘어서 진행되었는데 피로한도에서의 피로변위가 4.19 mm와 2.19 mm로 파괴 시 피로변위인 5.42 mm에는 크게 미치지 못함을 볼 수 있었다.

Fig. 12는 합 변위(resultant displacement)와 반복하중 수의 관계를 나타낸 그림이다. 하중수위 0.61, 0.5는 피로한도에서의 합 변위가 피로변위 5.42 mm에 미치지 못하였고, 나머지는 모두 피로변위 5.42 mm에 도달하여 파괴가 일어났다. 그림에서 반복하중 수에 따라 합 변위는 일정하게 증가하다 파괴 직전에 합 변위가 급격히 증가함을 알 수 있다.

4점 굽힘 실험을 통하여 얻어진 데이터를 기본으로 SFLPE의 예측정도를 확인하여 보았다. 비교한 SFLPE은

Hwang's equation, S-N curve, Basquin's relation이다. S-N curve와 Basquin's relation은 선형 예측식으로 미지상수는 2개이다. 그러나 Hwang's equation[5]은 비선형 예측식으로 미지수는 4개이다. 실험데이터를 이용하여 예측식을 구하기 위하여 공학용 소프트웨어인 Matlab 6.5을 이용하여 curve fitting하였고 최적 상수 값을 찾는 알고리즘은 Trust-Region 알고리즘을 사용하였다. 알고리즘을 통하여 구하여진 예측식의 신뢰성은 상관계수(R^2) 값으로 증명되는데, 상관계수는 다음과 같이 정의 된다.

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST} \tag{1}$$

$$SSE = \sum (X_i - \bar{X}_i)^2, \quad SST = \sum X_i^2 - \frac{(\sum X_i)^2}{n} \tag{2}$$

Where X_i : 각 실험값, \bar{X}_i : 실험값의 평균, n: 실험값 수

$R^2=1$ 인 경우가 모든 실험값들이 fitted curve 위에 있음을 의미한다. 구해진 피로수명 예측식의 R^2 값은 S-N curve는 0.998, Basquin's relation은 0.99848, 그리고 Hwang's equation은 0.99866으로 3식 모두 신뢰성이 확보된다. 그리고 예측식은

$$\text{S-N curve} : q = -0.02649 \log N + 0.9253 \tag{3}$$

$$\text{Basquin's relation} : \sigma_a = 0.9368(2N)^{-0.01366} \tag{4}$$

$$\text{Hwang's equation} : N = \left[\frac{0.542^{0.01315}}{0.01} (0.9225^{0.01315} - q^{0.01315}) \right]^{1/0.0157} \tag{5}$$

이다.

Fig. 13은 위의 세 식과 실험결과를 비교한 그래프이다. 실험결과는 4개의 하중수위의 12개 data를 이용하였다. 3식 Hwang's equation, Basquin's relation, S-N curve 모두 데이터와 잘 일치한다. 즉 위의 식들을 이용하여 임의의 단일 하중수위에서의 피로수명 예측이 가능함을 알 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 표면안테나구조물을 설계, 제작 그리고 측정하였다. 안테나 소자는 위성통신용 안테나사양을 적용하였다. 제작된 표면안테나구조물은 300 x 200 x 22.1 mm의 평면안테나구조물로서 성능측정결과 위성통신안테나 사양을 잘 만족시킴을 확인 하였다.

반복하중 하에서의 4점 굽힘피로실험을 실시하였다. 피로실험에서 피로하중과 피로변위를 측정하였고 표면안테나

구조물이 구조체로써의 역할을 수행할 수 있음을 알 수 있었다.

피로실험결과와 피로수명 예측식들을 비교한 결과 예측식이 실험결과와 잘 일치하였고 이를 통해 임의의 단일 하중수위에서의 피로수명 예측이 가능함을 알 수 있었다.

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 1999*; 3674: 410-42.
- 2) Zurcher, J.-F., Gardiol, F.E., *Broadband Patch Antennas*, Artech House, 199.
- 3) Standard Test Method for Flexural Properties of Flat Sandwich Constructions, *ASTM*, Vol. 15.03, C393, 1992, pp. 22-24.
- 4) A.-M.Harte, N.A.Fleck, M.F. Ashby, "The fatigue strength of sandwich beams with an aluminium alloy foam core", *Inter J of Fatigue*, Vol. 23, 2001, pp. 499-50.
- 5) W.Hwang, C.S.Lee, H.C.Park, and K.S.Han, "Single- and multi-stress level fatigue life prediction of glass/epoxy composites", *J. of Advanced Materials*, Vol. 26, No. 4, 1995, pp. 3-9.