

적층제조 공법이 적용된 소형 항공 플랫폼용 슬롯 배열 초고주파 안테나의 진동피로수명평가에 대한 연구

김기승*[#], 김효태*, 최혜윤*, 정화영*

*LIGNEX1

Vibration Fatigue Life for Slot Array RF Antenna Applied to Small Aviation Platform

Ki-Seung Kim*[#], Hyo-Tae Kim*, Hye-Yoon Choi*, Hwa-Young Jung*

*LIGNEX1

(Received 20 October 2021; received in revised form 2 November 2021; accepted 3 December 2021)

ABSTRACT

Sensors are applied to small aviation platforms for various purposes. Radio frequency (RF) antennas, which are representative sensors, are available in many forms but require the application of slot array RF antennas to ensure high performance and designation. Slot RF array antennas are applied to dip brazing techniques, but the yield and production time are determined by the proficiency of production personnel in a labor-intensive form. Unmanned aerial vehicles or drones, which are representative small aviation platforms, are continuously exposed to various random vibrations because propellers and multiple power sources are used in them.

In this study, the fatigue life of slot array RF antennas applied with additive manufacturing was evaluated through the cumulative damage method (Miner's rule) in a vibration environment with a small aviation platform. For the evaluation, an S-N curve obtained from a fatigue strength test was used.

Keywords : Additive Manufacturing(적층 제조), Slot Array RF Antenna(슬롯 배열 초고주파 안테나), Random Vibration(무작위 진동), Fatigue Strength(피로 강도), Miner's Rule(누적손상법)

1. 서 론

최근 많은 영역에서 무인화 기술이 널리 사용되고 있다. 특히 항공 및 군사영역에서 많은 부분들 무인화하고 있는 추세이다. 군사영역에서는 기존의 대형 UAVs (Unmanned Aerial Vehicle)에서 소규모 부대에서 운용할 수 있는 소형 UAVs를 제작하는

추세이다. 이런 군사용 소형 UAVs 는 기존에는 E/O (Electrical Optics) 센서를 주로 장착하였으나, 최근에는 합성개구레이다 (SAR, Synthetic Aperture Radar) 등을 통해 매우 다양한 관측 정보를 획득하려고 시도하고 있다.

현재 군사용 레이더 센서는 지향 특성이 좋은 슬롯 배열 안테나로 제작되어지며, 이러한 안테나는 딥 브레이징 (Dip Brazing) 제작 방식을 통해 제작된다.

Corresponding Author : kimkiseung@lignex1.com

Tel: +82-31-8026-4927, Fax: +82-31-8026-7084

Copyright © The Korean Society of Manufacturing Process Engineers. This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution-Noncommercial 3.0 License (CC BY-NC 3.0 <http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

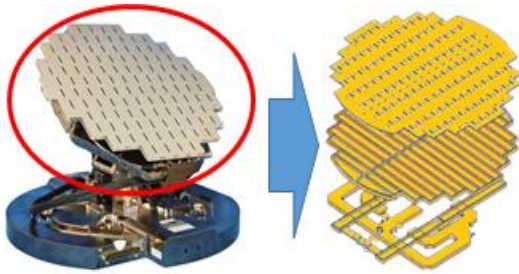


Fig. 1 The Structure of RF Slot Array Antenna

딥 브레이징 제작 방식은 안테나 내부의 전파 흐름을 유지하기 위한 관로를 만들기 위해서 Fig. 1과 같이 다층 (Multi-Layer) 으로 이루어지는 형태로 만들어지게 된다.

딥 브레이징은 다층으로 이루어진 복잡한 구조물을 만드는데 많이 사용되는 제조방식이지만, 제작 중에서 발생하는 모든 작업이 작업자에 의해서 이루어지게 되어 제품의 정밀도에 따라서 수율이 급격하게 떨어지게 되어 단가 및 작업 일정이 증가하게 된다.

본 논문에서는 이러한 단점을 보완하기 위해서 슬롯 배열 안테나를 적층 제조(Additive Manufacturing) 방식을 통해 알루미늄 재질을 이용하여 제작을 하였다. 적층 제조에 사용되는 알루미늄 재질은 일반적인 재질인 아닌 유동성을 확보하기 위해서 규소 (Si) 가 다량으로 포함된 AlSi10Mg 혹은 AlSi7Mg를 사용한다.

안테나와 같이 정밀한 형상이 요구될 경우 금속 분말을 한 층씩 도포하고 레이저로 선택적으로 용융시켜 3차원 형상을 만들 수 있는 PBF (Powder Bed Fusion) 방식의 3D프린팅 기술이 활용되고 있다.^[1] 본 논문에 적용된 정밀 슬롯 배열 안테나도 위와 언급한 바와 같이 PBF 방식을 통해 안테나를 제작하였다.

현재 군사용으로 제작되는 슬롯 배열 안테나는 Aluminum 6061-T6 (이하 Al6061-T6)로 만들어지게 된다. Al6061-T6 재료에 대한 기계적 성질 및 피로강도는 Material Handbook^[2] 등에 소개되어 있지만 적층 제조에서 사용하는 재질에 대해서는 국내에서 설계의 기초자료로 활용하기에는 부족함이 있을 것으로 예상된다. 특히 높은 신뢰성 및 안전

성이 요구되는 항공 플랫폼의 경우 장시간의 운용 환경에서도 높은 건전성을 확보하도록 요구되고 있어, 실제 제작품의 피로강도에 대한 평가는 필수적이라 할 수 있다.

항공 플랫폼에 탑재되어 운용 중 발생할 수 있는 하중조건은 비행을 위한 엔진 혹은 구동부에서 발생하는 하중이 주요 요인이 된다. 이와 같은 하중은 비행 플랫폼에 장착되는 모든 구성품의 신뢰성에 많은 영향을 미치게 된다. 그렇기 때문에 비행 플랫폼에 장착되는 모든 장비는 비행 플랫폼에서 기인하는 진동 환경 하에서 성능을 지속적으로 유지할 수 있는 내구성능이 요구된다.

본 논문에서는 비행 플랫폼 내 안테나 재료로 사용된 AlSi10Mg 및 AlSi7Mg 의 피로강도를 평가하고, 안테나의 공진주파수에서 발생하는 최대응력을 주파수응답해석을 통해 획득 후, 누적손상법 (Miner's rule)을 이용한 수명평가를 수행하였다.

2. 이론 및 구조 건전성 해석

2.1 소형 비행 플랫폼의 하중조건

소형 비행 플랫폼은 드론으로 대표되며, 드론은 대부분은 프로펠러(Propeller) 형태로 적용된다. 이러한 프로펠러에 의해서 발생하는 진동은 일반적으로 프로펠러의 회전축의 회전 속도와 프로펠러의 블레이드(Blade) 의 개수에 의해서 결정이 되게 된다.^[3]

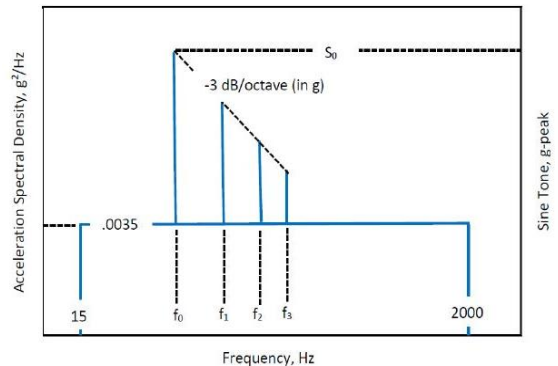


Fig. 2 The Exposure Vibration Level On The Propellered Aircraft (MIL-STD-810H)

현재 많은 비행 플랫폼들이 제작되어서 매우 다양하게 존재하기 때문에 비행 축의 회전 속도를 한 개로 국한하기는 매우 어렵다. 본 논문에서는 축 당 회전수를 7500RPM, 125Hz로 설정하였으며, 블레이드의 숫자는 2개로 분석하였다.^[4]

이와 같은 회전축 및 회전 속도, 블레이드 숫자를 바탕으로 하여 미 군사규격을 기준으로 Fig 2의 형태와 같이 소형 비행 플랫폼의 하중 조건을 설정하였다. Fig. 2 형태는 MIL-STD-810H에서 제공하는 프로펠러 항공기에 대한 무작위 진동(Random vibration) 프로파일로서 프로펠러 회전축의 회전 속도로 인해 발생하는 하모닉(Harmonic) 성분과 더불어 백색잡음(White Noise)에 대한 규격을 제시하고 있다.

2.2 주파수응답 해석을 이용한 진동피로수명평가

소형 비행 플랫폼에 장착되어 장시간 임무를 수행하는 장비는 운영되는데 있어 플랫폼에서 발생하는 진동피로손상에 대한 평가가 필수적으로 진행되어야 한다.

일반적으로 정현파(Sine Wave) 형태로 가진되는 형태의 경우 매우 직관적으로 진동피로수명평가가 이루어질 수 있다. 즉, 조화 해석을 통해서 응력의 크기를 산출하고, 각 진폭에 해당되는 사이클을 이용하여 수명을 산출할 수 있다.

그러나 비행 플랫폼을 포함한 대부분의 진동은 무작위(Random) 형태로 발생하게 된다. 무작위 진동의 경우에는 정현파 진동 형태와 달리 매 시간대의 진동의 형태가 독립적이기 때문에 단순한 예측이 불가능하다.

이러한 무작위 진동은 직관적으로 표현이 불가능하여 푸리에 변환(Fourier Transform) 통해서 시간 영역에서 주파수 영역으로 변환하여 분석하게 된다. 또한 단순히 푸리에 변환을 통한 여러 사인파의 합의 형태로 나타내는 것만으로는 무작위 진동을 다루는 데 효율적이지 못하다. 그렇기 때문에 무작위 진동이 가우스 확률 분포를 따른다는 것으로 가정하여 각 주파수 대역의 진폭을 평균화하여 분석할 수 있다. 이와 같이 실제의 시간 구

간에서의 무작위 진동 형태를 전체 시간의 특정 값에 대한 발생 횟수 확률 분포 형태인 확률 밀도 함수(Probability Density Function) 형태로 표현할 수 있다.

이와 같이 확률 밀도 함수 형태를 통해 산출된 내부 응력의 평균값을 이용하여 일반적으로 Palmgren에 의해 제안된 누적 피로 파손 이론(Palmgren-Miner's Rule)을 적용하여 피로 손상에 대한 구조적 건전성을 평가하였다.

진동 환경 하 구조 건전성 시험은 3축(x, y, z Axis)에서 수행하게 되며, 3축의 피로 특성을 고려하였을 때 누적 피로 파손 이론식은 식(1)과 같이 규정될 수 있다.

$$\sum \frac{n_{ij}}{N_{fij}} = \sum \frac{n_{1\sigma j}}{N_{f1\sigma j}} + \sum \frac{n_{2\sigma j}}{N_{f2\sigma j}} + \sum \frac{n_{3\sigma j}}{N_{f3\sigma j}} = 1.0 \quad (1)$$

여기에서 n은 장비가 비행 플랫폼의 진동 환경 하에 놓이는 시간을 고려하여 받게 되는 손상 cycle이 되며, N은 장비 내에서 발생하는 응력에 의해 피로 파괴가 일어나게 되는 cycle이다. i는 각 축에서 산출되는 내부 응력에서의 각 확률 값이며 각 축 당 3σ까지 도출하였다. j는 진동이 가진되는 x, y, z 축을 나타낸다. 식 (2)는 x, y, z 축에 대한 누적 피로 파손 이론식을 정리한 것이다.

$$\begin{aligned} \sum \frac{n_{ix}}{N_{fix}} &= \sum \frac{n_{1\sigma x}}{N_{f1\sigma x}} + \sum \frac{n_{2\sigma x}}{N_{f2\sigma x}} + \sum \frac{n_{3\sigma x}}{N_{f3\sigma x}} \\ \sum \frac{n_{iy}}{N_{fiy}} &= \sum \frac{n_{1\sigma y}}{N_{f1\sigma y}} + \sum \frac{n_{2\sigma y}}{N_{f2\sigma y}} + \sum \frac{n_{3\sigma y}}{N_{f3\sigma y}} \\ \sum \frac{n_{iz}}{N_{fiz}} &= \sum \frac{n_{1\sigma z}}{N_{f1\sigma z}} + \sum \frac{n_{2\sigma z}}{N_{f2\sigma z}} + \sum \frac{n_{3\sigma z}}{N_{f3\sigma z}} \quad (2) \end{aligned}$$

2.3 구조 건전성 해석

슬롯 배열 초고주파 안테나의 작용응력을 구하기 위해서 안테나의 유한요소해석을 수행하였다. Fig 3은 유한요소해석 모델을 나타내었다. 슬롯 배열 안테나의 특성상 4분면에 대해서 유사한 구조를 가지고 있으므로 유한요소해석모델은 1/4분

면에 대한 모델링을 수행하였으며, 대칭이 되는 영역에 대해서 경계조건으로서 면내 (In-Plane)에 대해서는 자유거동을 할 수 있도록 하였으며, 면에 수직(Out of Plane)인 거동 및 굽힘(Bending)에 대한 거동은 모두 구속하였다.

유한요소해석 시 Pre/Post 툴(Tool)로는 MSC사의 APEX 및 PATRAN이 사용되었으며, Solver로는 NASTRAN이 사용되었다. 사용된 유한요소는 모두 TET10을 사용하였으며, 요소 숫자는 총 474,305개이며, 노드의 숫자는 796,881개다.

해석 모델로부터 도출된 공진 해석(Normal Mode Analysis) 결과를 5000Hz 이내 영역에 대해서 Table 1과 Fig. 4에 나타내었다. 무작위 진동 환경이 2000Hz까지 정의되어 있기 때문에 내진동학적으로 영향을 미칠 수 있는 범위인 1옥타브 (Octave)를 고려하여 5000Hz 영역까지 확인하였으며, Fig. 4의 모드형상에서 볼 수 있듯이 면내 거동보다는 면의 수직인 방향에서 더욱 큰 영향성을 가지는 것을 확인할 수 있다.

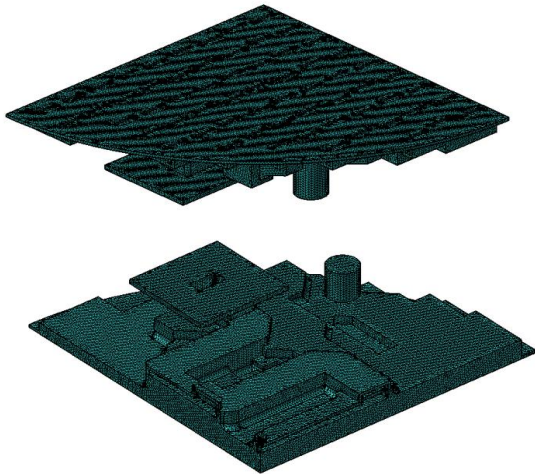


Fig. 3 The Finite Element Model of Antenna

Table 1 The Results of Normal Analysis(Natural Frequency)

	Mode 1	Mode 2	Mode 3
Frequency (Hz)	503.1	3828.4	4830.6

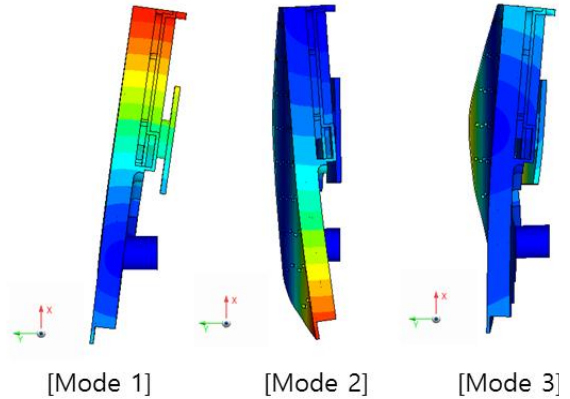


Fig. 4 The Results of Normal Analysis(Mode Shape)

Table 2 Material Properties of Aluminum Alloy for AM

Material Name	Yield Strength (MPa)	Tensile Strength (MPa)
AlSi10Mg	255.3	407.0
AlSi7Mg	261.3	394.2

3. 시험 및 결과 고찰

3.1 재료 화학적 구성 및 기계적 특성

적층 제조로 만들어지는 구성품의 경우 제조 특성상 스캔 속도 및 레이저의 특성에 따라 소결 과정에서 내부에 공극(Porosity) 및 균열 등이 발생할 수 있다. 이와 같이 제작 상 발생하는 결함을 포함하기 위해서 실제 제품을 만들 때 적용되는 제조법(Recipe)을 반영하여 시편을 제작하였다.

시편 제작 시 적용된 적층제조 방식은 PBF(Powder Bed Fusion)이며, 레이저 파워는 350Watt와 스캔 속도 1800mm/sec를 적용하였다. 제조 후 내부응력 제거 공정은 190℃에서 2시간 동안 이루어졌으며, 시험 시 표면의 조도 특성을 제거하기 위해서 기계가공을 적용하였다.

Table 2는 AlSi10Mg와 AlSi7Mg의 인장시험 결과이다.

3.2 S-N 선도

본 논문에서 적용된 안테나를 제작 시 적용하는 적층 제조법과 동일한 공정을 통해서 시편을 제작하였으며, ASTM E466-15를 참고하여 피로시편을 제작하였다. Fig. 5은 S-N 선도를 얻기 위해서 수행된 피로시험의 구성을 나타내었다.

시험 시편의 개수는 KS B ISO 12107에서 제공하는 수식 (3)에 따라 시편 숫자는 16개로 시험을 수행하였다.

$$\frac{n_2}{n_1} = \frac{l+1}{2l-1} \quad (3)$$

여기에서 n_1 과 n_2 는 각각 경사진 직선과 수평선을 얻기 위한 시험 횟수이며, l 은 경사진 직선을 얻기 위한 시험에서의 응력단계수이다.

시험 시 응력비는 -1이며 시험속도는 유한수명 영역에서는 20Hz, 무한수명영역에서는 40Hz로 시험이 수행되었다.

현재 검토되고 있는 안테나의 경우에는 503Hz의 공진점을 가지므로 이를 바탕으로 하여 측당 1시간 씩 총 3시간 동안 구조적 건전성을 보장하여야 한다. 그렇기 때문에 본 피로시험에서 무한수명 영역은 1×10^7 사이클 (Cycle)로 결정하였다.

Fig. 6은 피로파괴 시험을 통해 얻어진 S-N 선도, 유한수명 내에서 AlSi10Mg 및 AlSi7Mg 모두 최대 220Mpa에서 최저 110Mpa로 유사한 특성을 보이고 있다. Fig. 7은 정상 확률지에 결과 값을 표시한 것으로서 유한수명영역에서 직선의 형태로 나오는지의 여부를 통해 시험의 결과가 유의미하였음을 확인하였다.^[5]

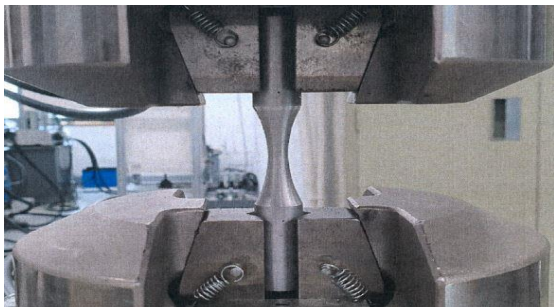
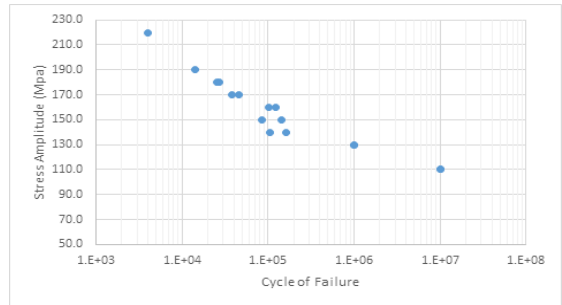
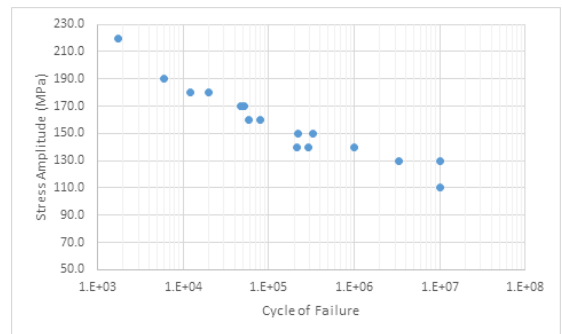


Fig. 5 Configuration of Fatigue Test



(a) The S-N Curve of AlSi10Mg



(b) The S-N Curve of AlSi7Mg

Fig. 6 The S-N Curve of Aluminum Alloy for AM

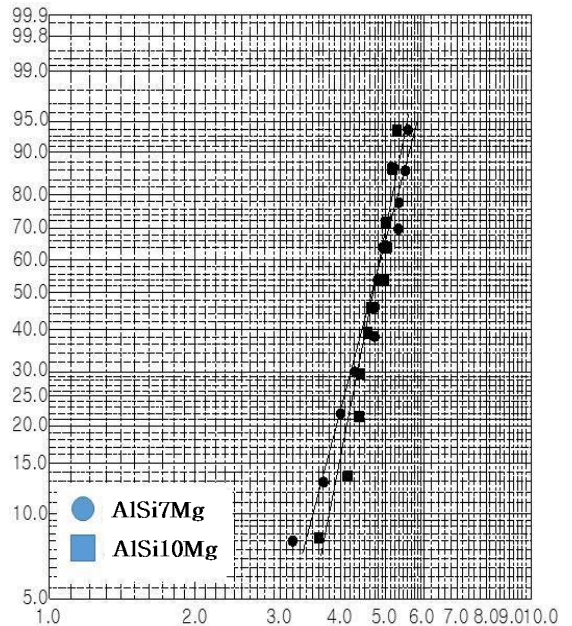
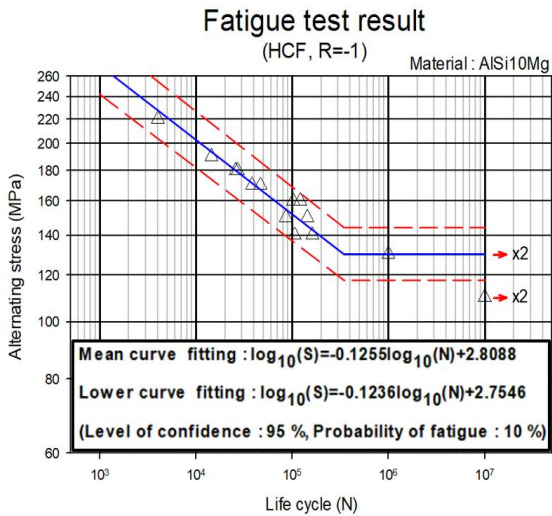
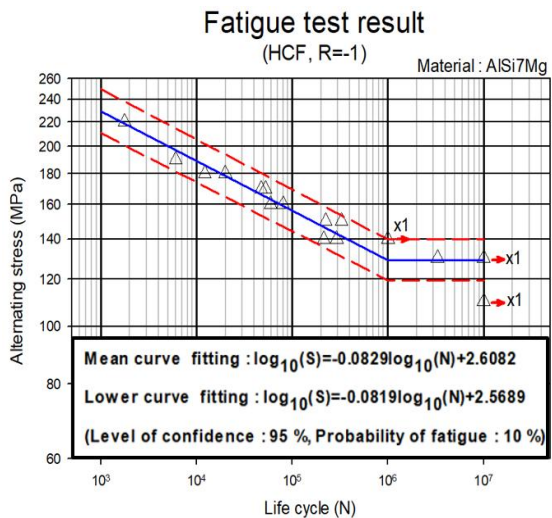


Fig. 7 Log-Log Probability Paper Plot



(a) The S-N Lower Curve of AlSi10Mg



(b) The S-N Lower Curve of AlSi7Mg

Fig. 8 the S-N Curve of Aluminum Alloy for AM

3.3 하한 피로 강도 산정

피로 강도의 정상 분포를 앞서 확인하였으므로, KS B ISO 12107에서 제공하는 파단 확률 P에서 피로 강도의 하한선을 산정하여야 한다. 신뢰 수준 $1 - \alpha$ 에서 대체수에 의해 식 (4)와 같이 정의된다.

$$\hat{y}_{(P,1-\alpha)} = \hat{\mu}_y - k_{(P,1-\alpha,\nu)} \hat{\sigma}_y \quad (4)$$

$\hat{\mu}_y$ 는 평균 피로강도이며, $k_{(P,1-\alpha,\nu)}$ 는 정상분포에 대한 한 쪽 허용 오차이다. $\hat{\sigma}_y$ 는 피로 강도의 표준편차이다.

또한 S-N 곡선의 하한값은 수식 (5)을 통해 산정된다.

$$\hat{x}_{(P,1-\alpha,\nu)} = \hat{b} - \hat{a}y - k_{(P,1-\alpha,\nu)} \hat{\sigma}_x \sqrt{1 + \frac{1}{n} + \frac{(y - \bar{y})^2}{\sum (y_i - \bar{y})^2}} \quad (5)$$

위의 수식에서 \hat{b} 와 \hat{a} 는 S-N 곡선의 가장 가능한 산정에 대한 계수로서 식(6)과 식(7)과 같이 주어진다.

$$\hat{a}_x = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (6)$$

$$\hat{b} = \bar{x} + \hat{a}\bar{y} \quad (7)$$

위의 수식을 통해 도출된 AlSi7Mg 및 AlSi10Mg에 대한 S-N 선도의 하한선을 Fig. 8에 나타내었으며, 이를 통해 유한수명 내에서는 AlSi10Mg와 AlSi7Mg가 유사하나 무한수명 사이클 측면에서는 AlSi7Mg가 6×10^6 사이클 만큼 유리함을 확인할 수 있었다.

3.4 무작위 진동피로수명 평가

앞서 구축된 고유진동수해석에서 도출된 결과에서 진동학적으로 영향을 미칠 수 있는 4개의 모드에 대한 스트레인에너지 밀도(Strain Energy Density)를 분석한 결과 Fig 9에서 확인할 수 있듯이 안테나의 장착부위에 대해서 가장 높은 스트레인에너지 밀도가 발생하는 것을 확인하였다. 이를 통해 응답해석에서도 장착부위에서 가장 높은 응력이 발생할 것이라고 예측할 수 있으며, 이러한 예측을 기반으로 진동응답해석 모델 구축 시 관련 스트레인에너지 밀도가 높은 요소 중 상위 20% 대해서 샘플을 추출한 뒤 2.1절에서 설정된 무작위 진동 입력 값을 이용하여 무작위 진동에 대한 응답해석을 수행하였다.

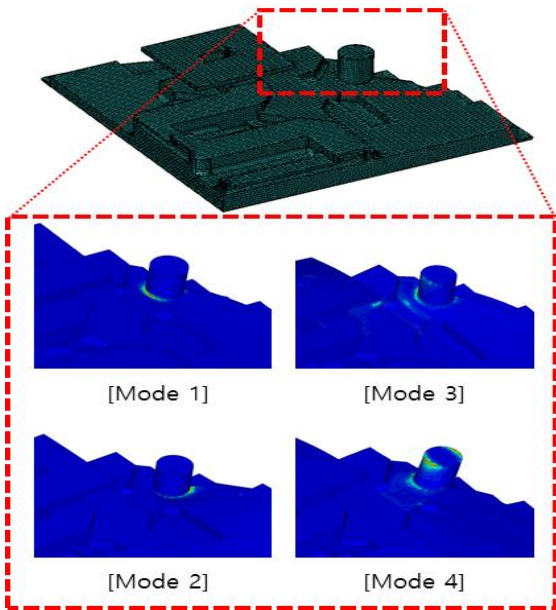


Fig. 9 The Contour of Strain Energy Density for the Each Mode

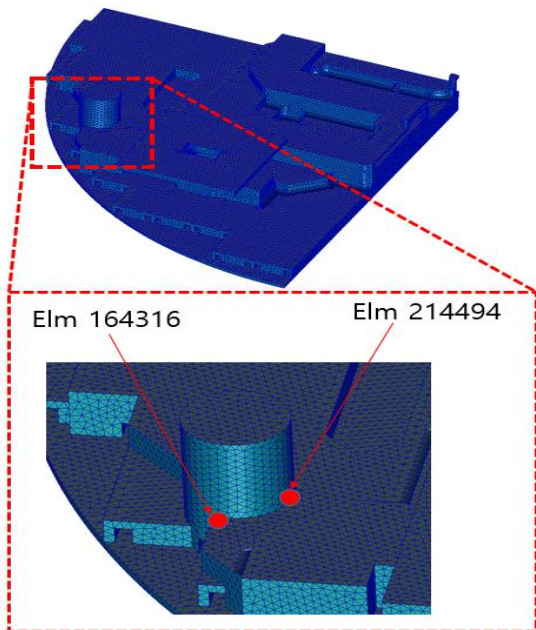


Fig. 10 The Positions of Maximum Stress in Random Vibration Environment

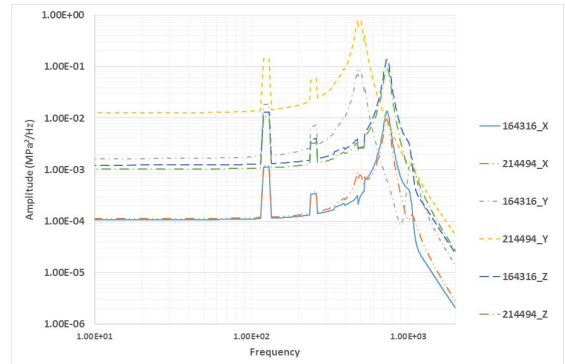


Fig. 11 The Result of Random Vibration Analysis

Table 3 The RMS Value and Apparent Frequency in The Result of Random Vibration Analysis

	Elm 164316			Elm 214494		
	X	Y	Z	X	Y	Z
RMS (MPa, 3σ)	1.27	3.05	4.01	1.09	9.07	3.35
Apparent Frequency	730	500	726	711	482	720

각 축에 대해서 최대 응력이 나오는 요소는 면 내 하중인 X축과 Z축의 경우에는 Elm 164316이며, 면에 수직인 하중인 Y축의 경우에는 Elm 214494이며, 위치는 Fig 10에 나타내었으며, 관련한 요소에 대한 응력에 대한 PSD 선도 및 결과 값을 Fig 11 및 Table 3에 나타내었다.

진동 환경 하에서 응력집중에 의한 피로 파괴를 검토하기 위해서 3축에서 가진된 결과에 모두 누적손상평가를 수행하였으며, 그에 대한 결과를 Table 4에 나타내었다.

Table 4에서 확인할 수 있듯이 모든 값들이 매우 큰 여유를 가지고 설계되어 있는 것으로 확인할 수 있으며, 정량적인 결과 값으로만 분석하였을 때는 과도한 설계의 형태를 가지는 것으로 판단되어질 수 있다. 그러나 3D프린팅 기법을 통해 구조물을 제작할 때 경험적으로 정확한 조형성을 보장하기 위해서는 최소 0.5mm 두께를 가져야 분석하고 있으며, 본 논문에 적용된 안테나는 모든 영역에서 최소 두께로 제작이 이루어져 있는 형태로

Table 4 The Cycle of Damage

	Elm 164316			Elm 214494		
	X	Y	Z	X	Y	Z
AlSi10Mg	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
AlSi7Mg	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

충분히 경량화되어 있는 형태로 설계 및 제작이 이루어졌다.

이에 대해서 누적손상평가가 수행된 결과를 검토하였을 때 적층제조 기법이 고려된 안테나는 큰 안전 여유를 가지는 것으로 확인되었으며, 큰 안전 여유는 과도한 설계로 인식될 수 있으나, 본 논문에서 적용된 안테나는 경량화를 위해 적층제조 공법에서 실현될 수 있는 최소 두께로 제작되어 있으므로 진동환경 하 피로파괴수명 측면에서의 구조적 건전성에 대해서 의미를 부여할 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 적층제조 공법을 고려하여 설계된 슬롯 배열 초고주파 안테나에 대해서 적용된 재질인 AlSi10Mg 및 AlSi7Mg에 대한 시험편을 대상으로 피로강도를 획득하고, S-N 선도 및 피로강도를 평가하였다. 또한 유한요소해석법을 통해 안테나 내부의 응력을 평가하였다. 이를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 피로강도 시험을 통해 적층 제조 공법에 적용되는 재질인 AlSi10Mg 및 AlSi7Mg에 대한 피로강도 시험을 통해 S-N 선도를 다음과 같이 도출하였다.

$$\begin{aligned} & \text{AlSi10Mg} \\ & \log(S) = -0.1255\log(N) + 2.8088 \\ & \text{AlSi7Mg} \\ & \log(S) = -0.0829\log(N) + 2.6082 \end{aligned}$$

2. 피로수명에 대한 더욱 신뢰성을 확보하기 위해서 S-N 선도에 대한 하한 선도를 아래와 같이 도출하였다.

AlSi10Mg

$$\log(S) = -0.1236\log(N) + 2.7546$$

AlSi7Mg

$$\log(S) = -0.0819\log(N) + 2.5689$$

3. 소형 항공 플랫폼에 대한 고유진동수 해석 및 주파수응답해석을 수행하여 적용응력을 구한 후 누적피로파손이론식을 이용하여 피로수명을 예측한 결과 피로강도에 대한 구조물의 높은 신뢰성이 확보되었음을 확인하였다.

후 기

“이 논문은 2021년도 정보통신산업진흥원의 3D프린팅 제조혁신 실증지원 사업을 통해 연구되었음.”

REFERENCES

1. Son, Y., “DfAM Process Design for PBF Type Metal 3D Printing,” Journal of KSME, 60:2 34-37, 2020.
2. MIL-HDBK-5H, “Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structure,” pp. 3-480~3-483, 1996.
3. MIL-STD-810H, “Environmental Engineering Considerations And Laboratory Tests,” Method 514.8, Annex D, 514.8D-5~514.8D-6, 2019.
4. Verbeke, J. and Debruyne, S., “Vibration Analysis of a UAV Multirotor Frame,” Proceeding Of ISMA2016 Including USD2016, pp. 2329~2338, 2016.
5. KS, KS B ISO 12107:2004, “Metallic materials - Fatigue testing-Statistical Planning and Analysis of data,” pp. 7~9, 2004.