

## 2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품 APD 제어보드의 피로수명 평가

전영현 · 오현웅<sup>†</sup>

조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구소

## Estimating Fatigue Life of APD Electronic Equipment for Activation of a Spaceborne X-band 2-axis Antenna

Young-Hyeon Jeon, Hyun-Ung Oh<sup>†</sup>

Space Technology Synthetic Laboratory, Dept. of Aerospace Engineering, Chosun University

## Abstract

While a satellite is carried into orbit by a launch vehicle, it is exposed to the severe launch environment with random vibrations and shock. Accordingly, these vibration sources affect electronic equipment, particularly the printed circuit board (PCB) in the satellite. When the launch load impacts the PCB, it causes negative behavior. This causes perpendicular bending around the boundary of fixation points that finally leads to the failure of solder joints, lead wires, and PCB cracks. To overcome these issues, the electronic equipment design must meet reliability requirements. In this paper, Steinberg's method is used to derive allowable and maximum deflection to verify design from a life perspective concerning the control board of the Antenna Pointing Driver (APD) mounted on KOMPSAT-3.

## 초 록

위성은 임무수행을 위하여 발사체에 탑재되어 목표하는 궤도상에 도달하게 된다. 발사체의 비행동안 위성은 사인, 랜덤, 충격과 같은 극심한 발사 진동환경에 노출되게 되며, 이에 따라 위성체 내부에 위치한 전장품 및 전장품 기판에는 각 진동요소에 의한 발사 하중이 작용하게 된다. 발사하중 작용시, 전장품 내부에 장착된 기판은 체결부를 경계로 수직방향의 굽힘 거동을 주로 일으키게 되며, 이로 인한 상대변위로 기판 위 소자의 납땀부 파괴와 도선의 단선, 기판 자체의 균열을 초래한다. 성공적인 임무 수행을 위해서, 위성의 전장품 설계는 상기 현상들에 대해 기판의 구조 건전성 및 파괴파괴 신뢰도가 확보되어야 한다. 본 논문에서는 기존에 구조해석이 기 수행되었던 다목적실용위성 3호에 탑재되는 고해상도 위성카메라용 X-band 안테나 구동장치인 APD(Antenna Pointing Driver) 전장품의 제어 보드를 대상으로 하여, 스테인버그의 식을 통해 진동 하중에 의한 허용 처짐과 최대 처짐을 도출해내고, 팔머그렌 마이너 방정식을 이용하여 수명관점에서 파괴파괴 예측의 유효성을 입증하였다.

**Key Words :** Launch Environment(발사 환경), Electronic Equipment(전장품), PCB(Printed Circuit Board), Steinberg's Method(스테인버그 이론), Fatigue Life, Palmgren-Minor's Cumulative Damage Theory(팔머그렌-마이너의 누적 손상 이론)

## 1. 서 론

인공위성은 목표궤도에 진입하기 위하여 발사체에 탑재되게 되며, 발사체의 비행시간동안 극심한 발사 진동환경에 노출되게 된다. 이와 같은 발사 진동환경 하에서 발사체 추진에 의한 비행 가속도 및 중력의 영향으로 발생하는 정적하중과 이와 더불어 대기와의 충돌, 발사체 엔진의 추진 중단, 추진 시 음압 등의 동적 외란요소에 의한 사인, 랜덤진동이 조합된 준정적 하

중을 경험하게 된다. 또한 발사체 단 분리 및 페어링 분리 등에 의한 충격하중 하에 노출되게 된다. 성공적인 임무수행을 위해 위성의 탑재 전장품은 위와 같이 발사 시 수반되는 다양한 형태의 하중으로부터 생존하도록 설계되어야 한다. 특히, 상기 발사환경 중, 페어링의 외벽에 작용하는 음압이 위성체 구조물로 전이되어 발생하는 랜덤진동은 10Hz에서 2000Hz의 넓은 주파수 범위를 지니며, 높은 수준의 가속도와 변위가 유발되는 주된 요인으로 작용한다[1]. 상기 랜덤 진동환경 하에서 탑재 전장품 내에 장착된 기관은 체결부를 경계로 수평 및 수직 방향으로 굽힘 거동을 반복하게 되고, 이에 따른 소자와 기관 간의 상대변위 차이로 인해 탑재 전장품 자체에 피로가 누적되게 되며, 최종적으로는 납땜부 피로파괴나 도선의 단선 또는 기관 자체의 균열을 초래하게 된다. 비록 탑재 전장품이 위성시스템이 필요로 하는 기능적 요구조건을 만족하거나 설계하중에 대한 구조적 설계가 충분한 마진을 지니더라도, 지상 시험부터 발사까지 누적되는 피로로 인한 기관의 손상은 전장품의 기능장애를 일으켜 위성의 임무수행 성공 확률을 현저히 낮추는 주된 요인으로 작용한다. 따라서 설계자는 탑재 전장품의 지상시험부터 위성발사 단계에 이르는 동안에 누적되는 전장품의 피로에 대한 안정성을 확보해야하며, 이를 위해 일시적으로 전장품에 가해지는 응력 및 변위에 관한 MoS(Margin of Safety) 분석뿐만 아니라 피로수명관점에서도 분석이 요구된다.

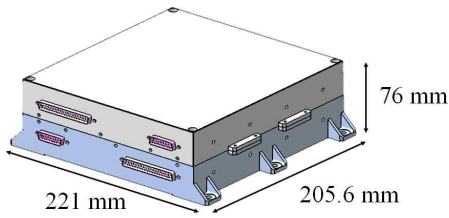
종래까지 국내 연구에서는 우주 전장품의 구조 설계시, 전자 소자의 안정성을 주로 실험적 수식을 통해 평가해왔으며, 허용 처짐 및 응력에 의거한 MoS 값을 도출함으로써 구조 건전성을 확보해왔다. 그러나 상기와 같은 접근방법의 경우, 기관의 반복적인 굽힘 거동에 의한 동적 피로수명측면에서 고려하였을 때 피로파괴까지의 시간을 알 수 없기 때문에 신뢰성 확보에 있어서 한계가 존재한다. 또한 국내 연구동향을 살펴봐도 피로수명 관점에서의 전장품의 신뢰도 분석이 부족한 실태이다. 하지만 이에 반해 해외에서는 피로수명 관점에서의 연구가 활발히 진행되고 있다. 대표적인 예로, Thakur et al.[1]는 동적하중에 의한 피로파괴에 초점을 두어, Steinberg의 허용 처짐 및 최대 처짐 수식과

Palmgren Minor의 점진적 누적손상 이론을 이용하여 기관에 장착된 GP-250 릴레이 소자를 대상으로 한 피로수명 예측을 실시하여 전장품의 발사 진동환경에 대한 신뢰성을 확보한 바 있다.

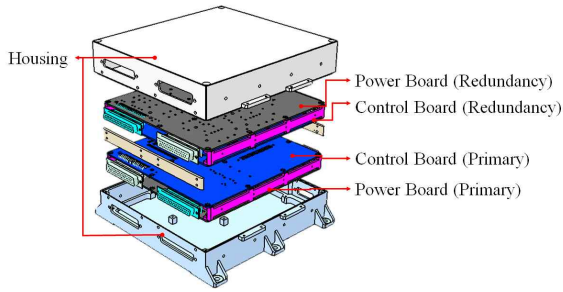
본 논문에서는 다목적실용위성 3호에 탑재되는 고해상도 관측 카메라 탑재체의 영상 데이터 전송 X-band 안테나 구동장치인 APD(Antenna Pointing Driver) 전장품의 제어보드를 대상으로 하여 기 수행되었던 구조 해석을 피로파괴 관점에서의 해석적 접근방법을 통한 피로수명예측을 실시하였다. 기관 수준에서 소자 납땜부의 구조 건전성을 Thakur et al.[1]가 제안한 수명 예측기법을 이용하여 상기 전장품의 지상시험 및 발사체 비행시간 동안 누적되는 피로에 대해 충분한 신뢰도가 확보됨을 입증하였다.

## 2. APD 전장품 및 제어보드 구성

X-band 안테나 구동을 담당하는 전장품인 APD는  $221 \times 205 \times 76$  mm 크기를 가지며, 전장품의 하우징과 제어보드와 전력보드로 구성되어있다. 각 보드들은 Primary & Redundancy 개념으로 각 2장씩 배치되어 총 4장의 보드가 하우징에 결합된다. 전력 보드는 스페이서를 통해 구조체 바닥면에 직접적으로 체결되며, 전력보드 위에 동일하게 스페이서를 통해 제어보드가 장착되고, 그 위에 각각의 Redundancy 보드들이 장착된다[2]. APD 전장품과 제어보드의 형상 및 구성을 각각 Fig. 1에 나타내었다. 일반적으로 기관이 굽힘을 받아 변위가 발생할 때, 무게가 상대적으로 높은 소자에서 기관의 굽힘 거동이 크게 발생하기 때문에 구조건전성 확보에 있어서 핵심적으로 다루어진다. 본 논문에서는 Fig. 2와 같이, 제어보드에 구성된 소자 중 상대적으로 무게가 높은 핵심소자 1, 2, 3을 선정하여 해당 소자 연결부에 대한 기관의 피로수명을 예측하였다. 2번 소자 우측에 배치된 도터보드의 경우 차후 제거되었기 때문에, 해석이 불필요 하여 대상에서 제외하였다.



(a) External Configuration



(b) Internal Configuration

Fig. 1 X-band Antenna Pointing Driver Configuration[2]

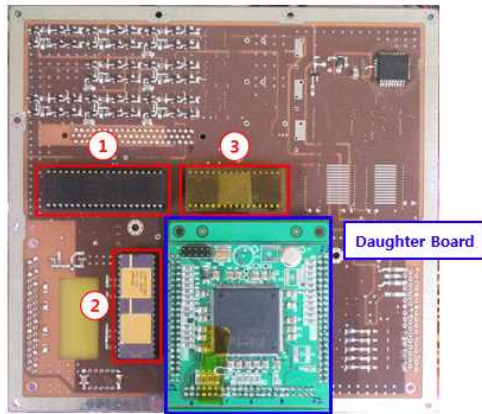


Fig. 2 Control Board Configuration

### 3. 각 소자의 피로수명 예측

Thakur et al.[1]는 기판에 장착된 GP-250 릴레이 소자의 피로수명 예측을 위해 변위 기초와 응력 기초의 수명예측기법을 제안하였으며, 본 논문에서는 앞서 언급한 2가지 기법 중 변위 기초를 토대로 하여 접근하였다. 변위 기초의 피로수명 예측 기법은 크게 3가지의 단계로 구성되며 다음과 같다. 먼저, 기판의 고유 진동수를 예측하고, 급힘 발생 시 Steinberg의 수식을 통해 허용 및 최대 처짐을 구한 후에, 도출된 값을 Palmgren Minor의 누적 손상 법칙에 적용하여 최종적으로 예측되는 피로수명을

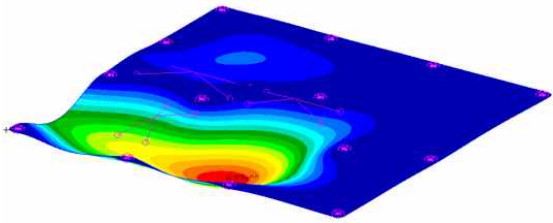
계산한다. 이후 계산된 피로수명을 위성이 실제로 진동환경에 노출되는 시간과 비교함으로써 피로수명관점에서 피로파괴 마진 값을 확인한다. APD 제어보드의 피로수명 예측 또한 이와 동일한 방식으로 접근하여 3개의 핵심소자가 피로파괴에 대한 마진이 확보됨을 입증하였다.

#### 3.1 고유 진동수 및 모드 형상

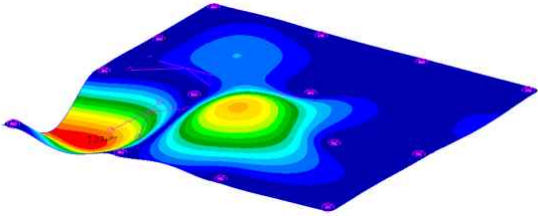
실제 기관 모델에서 기관이 하우징에 장착되기 위해서는 여러 체결부들이 존재하게 되고, 다양한 소자가 기관위에 마운트 됨에 따라 경계조건이 달라지기 때문에 간단한 수식적 접근으로 정확한 고유 진동수를 파악하는 것은 불가능하다. 이와 같은 복잡한 경계조건 및 다자유도 모델의 경우에는 일반적으로 유한요소모델 구축하고 구조해석 상용 툴에 적용하여 고유 진동수를 파악한다. APD의 제어보드는 14개의 체결부가 존재하고, 3개의 핵심소자가 기관위에 마운트 되기 때문에 고유진동수 및 모드형상 도출을 위해 구조해석 상용 툴인 MSC/Nastran을 이용하였다. Table 1에 제시된 각 기관 및 소자에 대한 특성들을 상기 해석 툴에 적용하여 각 모드에 따른 고유진동수 및 모드형상 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 일반적으로 응력에 의한 기관의 최대 처짐 값은 1차 모드에서 가장 높고 지배적이다. 하지만 상기 제어보드의 1차 모드는 소자 인근에 위치한 체결부로 인해 핵심소자에 미치는 응답의 영향이 상대적으로 적다. 때문에 Fig. 3에 제시된바와 같이 이후의 차수 모드형상을 소자 위치에 빔대었으며, 소자1은 4차, 소자2는 2차, 소자3은 3차로 각각 가장 지배적인 차수로 고려하였다.

Table 1 Specification of PCB and Core Components

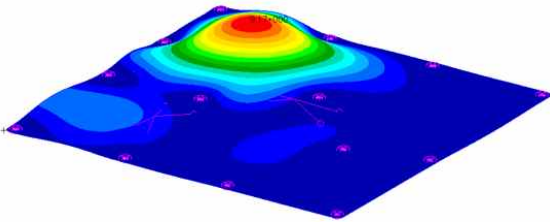
Items	Properties	Value
PCB(FR4)	Young's Modulus [ $Gpa$ ]	38.0
	Poisson's Ratio	0.25
	Density [ $kg/m^3$ ]	3200
	Dimension [ $mm$ ]	190×180×1.6
Component 1	Mass [ $g$ ]	6
	Dimension [ $mm$ ]	53×16×8.8
	Type of Component	Standard Dual Inline Package (DIP)
Component 2	Mass [ $g$ ]	8
	Dimension [ $mm$ ]	42×16×8.8
	Type of Component	DIP with side-brazed lead wire
Component 3	Mass [ $g$ ]	6
	Dimension [ $mm$ ]	42×16×8.8
	Type of Component	DIP with side-brazed lead wire



(a) Second Mode Shape (720.04Hz)



(b) Third Mode Shape (793.83Hz)

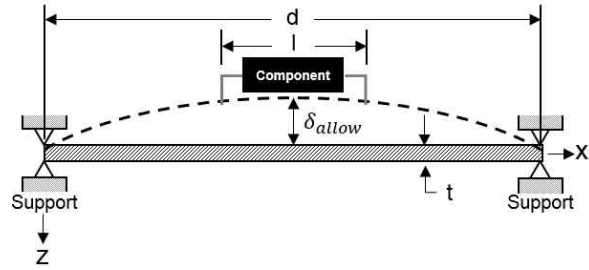


(c) Fourth Mode Shape (879.83Hz)

**Fig. 3** Mode Shape and Natural Frequency of Control Board

### 3.2 Steinberg의 처짐 계산

Steinberg가 제안한 기판의 상대변위 발생에 따른 처짐 수식은 기판의 피로수명 분석 및 예측을 위하여 다양한 분야에서 적용되어왔으며, 해외에서도 이를 이용한 연구 및 해석이 활발히 진행되고 있다. Steinberg의 수식은 기판이 외란요소에 의한 하중을 받을 때 굽힘을 일으키고, 이때 기판에서 발생하는 상대 변위의 최대 처짐과 본래 기판에 허용되는 허용 처짐 이하로 설계될 경우, 사인 진동은 약 1천만번, 랜덤 진동은 약 2천만번의 주기를 견딜 수 있음을 제시한다. 이러한 원리를 적용하기 위하여 Steinberg는 Fig. 4와 같이 기판 모델의 사면이 모두 단순지지의 형태로 되어있으며, 1차 모드의 경우, 상기 가정으로 인해 굽힘에 의한 기판의 거동이 이상적인 반 사인파의 형태를 형성하고, 최대 처짐이 기판 정 중앙부에서 발생한다는 3가지의 가정 조건을 제시한다.

**Fig. 4** Assumed PCB Configuration

Steinberg는 위와 같은 가정 조건을 바탕으로 기판의 허용 처짐을 구하기 위한 경험적 수식을 유도하며, 식(1) 과 같다.

$$\delta_{allow} = \frac{0.028d}{Ct^2r^{0.5}} \quad (1)$$

$$r = \sin\left(\frac{a}{X}\pi\right) \times \sin\left(\frac{b}{Y}\pi\right) \quad (2)$$

여기에서,

*C*: Component Mounting Factor

*t*: Thickness of PCB

*r*: Position Factor for The Component Mounted at Center of PCB

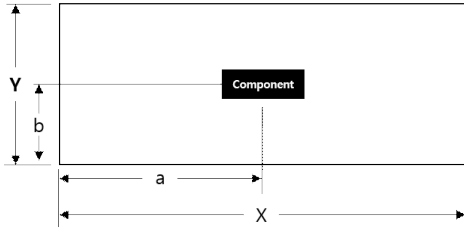
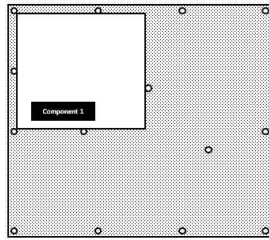
*l*: Length of The Component

*d*: Length of PCB

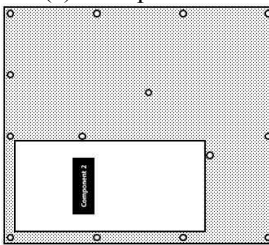
를 의미하며, 수식 (1)에서 *r*의 경우 기판위의 소자 위치에 따른 계수 값으로 Fig. 5와 같은 형태로 다음의 수식 (2)로 정의할 수 있다. 하지만 상기 제어보드를 비롯하여 실제 기판의 경우, Steinberg 가정과 달리 체결 부로 지지된 형태이며, 기판 외곽 이외 소자의 인접한곳에 추가로 배치되는 한계점 때문에, 가정조건에 최대한 근사하고자 본 논문 3.1절과 같이 각 소자에 지배적인 차수 응답을 고려하여 Fig. 6과 같이 체결부에 따라 경계조건을 구분하고 *d*와 *r*값을 각각 적용하였다. *C*의 값은 소자의 마운트 유형에 따라 정의되며, 제어보드 위 3개의 핵심소자의 경우 DIP(Dual Inline Package) 소자유형이다. 소자 1은 표준형, 소자 2, 3은 리드타입의 납땜되는 유형으로 각각 1과 1.26의 계수 값을 가진다. 각 소자별로 정의한 값들을 Table 2에 정리하였으며, 상기 값들을 Steinberg의 허용 처짐 수식에 적용한 결과 1번 소자는 0.5mm, 2번 소자는 0.18mm, 3번 소자는 0.43mm의 허용 처짐 값을 도출하였다. 수식으로부터 도출된 허용 처짐 값의 경우, 앞서 언급한 가정 조건의 한계로 실제 기판의 허용 처짐과는 오차가 있다. 하지만 이 오차는 수식 적용을 위해 감안되었다.

**Table 2** Defined Value of Core Components for Allowable Displacement

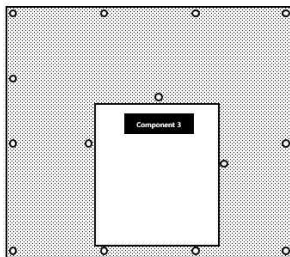
Components	C	t [mm]	a [mm]	b [mm]	X [mm]	Y [mm]	r	l [mm]	d [mm]
1	1	1.6	34.2	14.7	93.4	90.4	0.45	53	93.4
2	1.26	1.6	49.2	39.2	137.4	74.4	0.9	42	74.4
3	1.26	1.6	39.7	92.2	85.4	107.4	0.43	42	85.4

**Fig. 5** Position Factor of Component on the PCB

(a) Component 1



(b) Component 2



(c) Component 3

**Fig. 6** Position Factor of Core Components According to Fixation Points

기판의 최대 처짐은 외란요소에 의해 기판에서 발생하는 가속도 응답과 고유 진동수 관계로써 구할 수 있다. 수식 계산을 위해 Table 3의 PSD (Power

Spectrum Density) 요구조건으로 기판의 외란 입력 시, MSC/Nastran을 통해 각 핵심 소자에서의  $G_{rms}$  값을 도출하여 Table 4에 정리하였다. 기판의 최대 처짐 수식은 다음과 같다[3].

**Table 3** Random Vibration Requirement

Frequency [Hz]	Amplitude
20	0.032
50	0.2
800	0.2
2000	0.06
Overall	$16.81 G_{rms}$

**Table 4** Root Mean Square of Acceleration of the Core Components

Components	$G_{rms}$ (Z-Axis)
1	35.54
2	42.69
3	40.84

$$\ddot{x}_{max} = 3 \times \ddot{x}_{rms} \quad (3)$$

$$\delta_{max} = \frac{250 \ddot{x}_{max}}{f_n^2} \quad (4)$$

수식(3), (4)에서 각각,

$\ddot{x}_{rms}$  : Root Mean Square of Acceleration

$\ddot{x}_{max}$  : Max Acceleration

$f_n$  : Natural Frequency

를 의미한다. 각 소자별 최대 가속도 값( $\ddot{x}_{max}$ )은 Table 4에 제시된 가속도 평균 제공값( $\ddot{x}_{rms}$ )에 3시그마를 적용하여 구할 수 있으며, 고유 진동수( $f_n$ )는 앞서 유한요소모형을 통해 지배적인 차수에 따라 도출한 값을 적용하였다. Fig. 6과 같이 구분한 경계조건을 기준으로 기판에서 발생하는 소자 1, 2, 3의 최대 처짐은 각각 0.03mm, 0.06mm, 0.05mm이다. 앞서 Steinberg의 수식으로부터 도출한 허용 및 최대 처짐을 수식(5)에 적용하여 MoS를 도출하였으며, 각 소자 지점에서의 기판 마진 값을 Table 5에 정리하였다.



$$MoS = \frac{\delta_{allow}}{\delta_{max} \times SF} - 1 \quad (MoS > 0) \quad (5)$$

**Table 5** Margin of Safety of PCB for Core Components

Components	$\delta_{allow}$ [mm]	$\delta_{max}$ [mm]	SF	MoS
1	0.5	0.03	1.2	12.8
2	0.18	0.06	1.2	1.5
3	0.43	0.05	1.2	6.17

### 3.3 Palmgren Minor의 누적손상 법칙

구조물이 준정적 하중에 대하여 구조적 안정이 확보되었다 하더라도, 반복적인 거동에 의해 누적되는 피로로 인하여 종국에는 고장 및 파괴될 가능성이 있다. 위성의 경우 발사 진동환경에서 위성체에 인가되는 동적 하중은 매우 복잡한 시간 변동과 응력 값을 가지기 때문에 정확한 수명을 예측하기에 어렵다. 한편, Palmgren Minor는 하중에 의한 금속의 파손을 금속이 흡수할 수 있는 최대 일의 총량으로 평가하는 누적손상 법칙을 제안한다. 이로 인해 계속해서 변동하는 동적하중 하에서의 피로수명 예측이 가능하게 되었다[4]. 누적손상 법칙은 이러한 복잡한 동적 하중에 대해 피로수명 예측을 위한 대표적 접근 방법으로써, 축적되는 손상계수의 수식을 이용한다. 수식은 다음과 같다[1].

$$R_n = f_n T (0.683/N_{1\sigma} + 0.271/N_{2\sigma} + 0.043/N_{3\sigma}) \quad (6)$$

수식(6)에서,

$R_n$  : Accumulated Damage Factor

$f_n$  : Natural Frequency

$T$  : Limiting Duration of Cyclic Load for Failure of Component

$N_{n\sigma} : (Z/Z_{n\sigma})^b \times 10^7 \text{ cycles}$

를 의미하며, 여기에서  $Z_{n\sigma}$ 는

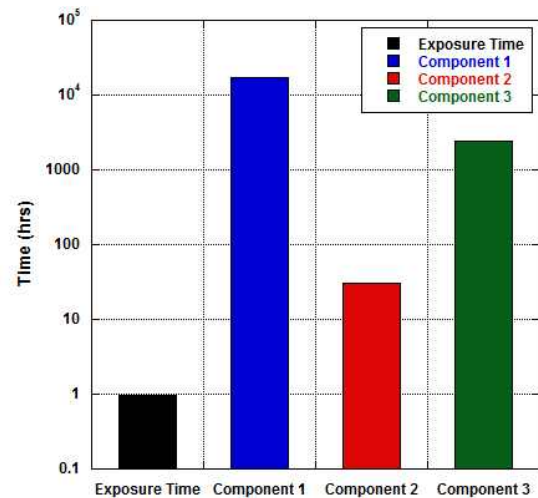
$$Z_{n\sigma} = n \times Z_{rms} \quad (7)$$

로 정의할 수 있다. 일반적인 누적손상계수의 값은 100%의 고장률을 고려한 1을 적용한다.  $N_{n\sigma}$ 의 수식에서  $Z$ 는 Steinberg 수식을 통해 도출한 허용 처짐( $\delta_{allow}$ )을 의미하고,  $Z_{n\sigma}$ 는 최대 처짐( $\delta_{max}$ )에 해당하는  $Z_{rms}$ 에

각각 1, 2, 3 시그마를 적용한 값이다.  $N_{n\sigma}$ 에서의 b는 소자의 리드의 재료 특성의 피로상수로 6.4의 상수 값을 가진다. 위의 수식을 통해 도출한 상기 값들을 수식(6)에 적용한 결과 각 소자들이 누적되는 피로에 대하여 최대 버틸 수 있는 피로수명이 소자별로 각각 16960시간, 31시간, 2450시간임을 알 수 있다. 또한 소자 1, 3의 경우 소자 인근의 체결부로 인해 피로수명이 소자 2에 비해 상대적으로 높음을 확인할 수 있다.

### 3.4 피로수명 분석

피로수명에 대한 신뢰성 평가는 위성이 진동환경에 노출되는 시간과 수식으로부터 도출된 피로수명을 비교분석함으로써 가능하다. 일반적으로 위성이 진동환경에 노출되는 시간은 지상 환경시험, 운반, 발사체의 비행을 포함한다. 발사체가 발사장으로 운반되는 동안 수반되는 진동환경의 경우, 다른 진동환경보다 상대적으로 미약하기 때문에 고려 대상에서 제외하였으며, 지상 환경시험 시간과 발사체의 비행시간에 대해서만 피로수명을 비교 및 평가하였다. APD 전장품이 진동환경에 노출되는 총 시간은 지상 환경시험 37분, 발사체 비행시간 21분을 더한 58분이다. Fig. 8과 같이 앞서 도출된 각 소자의 피로파괴 수명과 노출시간을 비교하였을 때 0.0057%, 3.1%, 0.04%의 고장률로, APD 제어보드의 피로수명이 충분한 마진을 가져 신뢰성이 확보됨을 확인할 수 있다.



**Fig. 7** Vibration Environments Exposure Time and Fatigue Life of Core Components

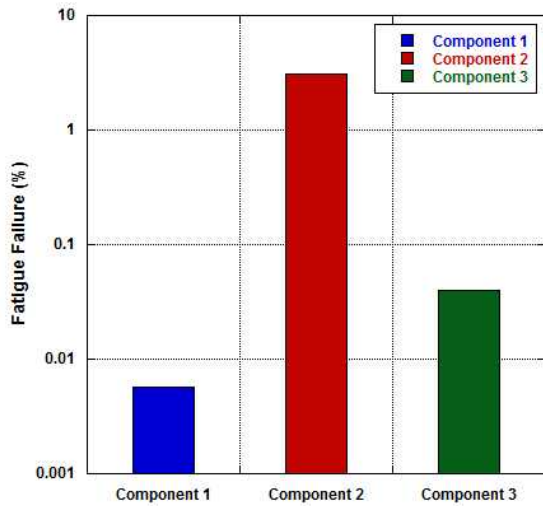


Fig. 8 Fatigue Failure of Core Components

#### 4. 결 론

위성 및 위성 전장품은 발사체에 탑재되어 비행하는 발사환경 동안 극심한 진동환경에 노출된다. 이때, 다양한 외란요소에 의해 전장품 내에 장착된 기관은 체결부를 경계로 수평 및 수직 방향의 굽힘 거동을 반복하게 되며, 기관의 균열, 기관 위 소자의 납땀부 파괴나 도선의 단선을 초래한다. 이러한 현상을 위하여 국내에서는 변위 처짐에 대한 MoS를 통해 안정성을 확보해왔지만, 이는 피로파괴에 대한 피로수명 관점에 있어서 한계가 존재한다. 이러한 이유로 본 논문에서는 Thakur et al.[1]가 제안한 수명예측기법 중 변위를 기초로 한 기법을 토대로 하여 2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품인 APD 제어보드를 피로파괴에 대하여 피로수명을 예측 및 안정성을 평가하였다. 먼저 Steinberg식을 이용하여 3개의 핵심 소자에서 발생하는 기관의 허용 및 최대 처짐을 도출하였다. 하지만, 도출된 값은 Steinberg 수식의 한계로 인하여 오차가 있음을 감안하였다. 다음으로, 이를 이용하여 Palmgren Minor의 점진적 누적손상이론에 적용하여 피로수명을 구하고, APD 전장품이 진동환경에 노출되는 시간과 비교하였을 때 충분한 마진을 가져 신뢰성이 확보됨을 입증하였다.

#### 후 기

본 연구는 2013년 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행했습니다.  
(NRF-2012M1A3A3A03033597)

#### References

- [1] Mukund Kumar Thakur, Rajeev R Badagandi, M R Thyagaraj and K V Govinda, "Estimating Fatigue Life of Space Electronic Package Subjected to Launch Loads," J. of Materials Science & Surface Engineering, Vol. 3(1), pp. 181-184, July 2015.
- [2] H. W. Ha, S. J. Kang, T. H. Kim and H. U. Oh "Thermal Analysis of APD Electronics for Activation of a Spaceborne X-band 2-axis Antenna," Journal of Aerospace System Engineering, vol. 10, No. 2, pp. 1-6, June. 2016.
- [3] D. Steinberg, (2000) Vibration Analysis for Electronic Equipment John Wiley & Sons.
- [4] Y. H. Kim. "An Expert System for Fatigue Life Prediction with Using a Generalized Cumulative Damage Rule," Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2007.