

# 항공전자장비의 구조해석 및 설계에 대한 연구

최인호<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

## A Study on the Structural Analysis and Design of Avionics Equipment

In-Ho Choi<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

**요약** 본 논문은 항공전자장비의 구조해석을 통한 하우징과 인쇄회로기판의 해석과 설계에 관한 것으로 대기자료 컴퓨터 개발 사례를 통한 연구결과이다. 항공기에 장착되는 전자장비는 전기적인 특성 외에도 운용환경에 따른 구조 설계가 매우 중요하고 설계 단계에서부터 해석을 통한 입증되어야 한다. 본 연구에서는 장착되는 항공 장비의 응력과 진동 요구도를 분석하여 해석 결과를 통하여 설계에 적용하고 요구도에 대해서 입증하는 방법에 대한 것이다. 구조 해석은 상용 소프트웨어를 사용하였으며 하우징의 내부 리브 설계에 대한 적합성을 확인하고 인쇄회로 기판의 변위를 계산하여 전자 부품 배치에 활용하는 방법에 대해서 제시하였다.

**Abstract** This paper is about the analysis and design of avionics equipment's housing and PCB(Printed Circuit Board) such as air data computer. Avionics equipment's structural design as well as electrical properties is very critical and should be proved from design phase by analysis method. First, analyze the static load and vibration requirement for the installed equipment, and then proved it satisfy with its requirement using the computational structural analysis. Commercial tools were used for computation and the rib design of housing was verified and the placement of electrical component was proposed using the PCB's local displacement information.

**Key Words** : Air data computer, Static analysis, Vibration analysis, Natural frequency

### 1. 서론

최근 무인기, 회전익기 항공기등 국내 항공 산업이 많이 발전하고 있다[7]. 본 연구는 항공 전자장비 개발시 항공 전자장비의 구조 진동 환경 안정성에 관한 연구이다. 기계적인 환경 요구도는 진동, 충격, 가속도 하중시험으로 구성된다. 이 중에서 진동 환경 요구도는 항공 전자장비에서 가장 중요하고, 설계단계에서부터 요구도를 만족하도록 진동 안정성에 대한 해석을 수행하여 입증하여야 한다. 항전장비는 항공기의 운용 특성상 다양한 동적 환경에 노출될 수 있으므로 이와 같은 환경에서도 정상적으로 작동할 수 있어야 한다. 이를 위해서 전자소자들이

마운팅되는 인쇄회로기판(Printed Circuit Board) 및 인쇄회로기판이 장착되는 하우징 설계 시 이러한 비행환경을 고려하여야 한다[1].

본 연구에서는 항공 전자장비의 구조 진동 환경을 예측하고 설계 요구조건과 비교하여 다양한 비행 환경에서 정상적인 작동을 보장 받을 수 있는지 분석해 보았다. 효율적인 전산해석을 위해 상용 유한요소 해석 프로그램인 ALGOR를 활용하여 항공 전자장비의 유한요소 모델링과 진동 해석을 수행하여 진동 특성 및 안전성을 검토하였다[2]. 설계결과를 입증하기 위하여 대기자료 컴퓨터(Air Data Computer : ADC)를 제작하여 진동 시험을 수행하였고, 설계결과가 타당함을 확인하였다.

본 논문은 지식경제부 KHP 민군겸용 핵심구성품 개발사업의 일부로 수행되었음.

\*Corresponding Author : In-Ho Choi

Tel: +82-10-4017-8443 email: inho@kari.re.kr

접수일 12년 02월 21일

수정일 12년 04월 27일

게재확정일 12년 05월 10일

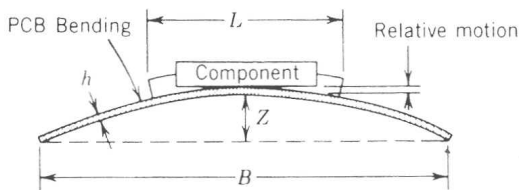
## 2. 이론적인 배경

항공 전자장비는 랜덤 진동에 노출된 시스템의 높은 신뢰도를 만족하기 위해 환경조건과 전자소자의 용량, 그리고 지지 구조물의 특성을 고려하여 설계되어야 한다 [3].

전자시스템의 다양한 유한요소 해석과 진동시험을 통해 여러 형태의 전자소자들의 피로수명은 이러한 전자소자들을 지지하고 있는 인쇄회로기판의 동적인 변위와 관련이 있다. 하중에 의한 인쇄회로기판의 최대 변위는 하중의 크기와 인쇄회로기판의 강도에 의해 결정되므로 수치 해석적 관점에서 소자의 접합에 영향을 주는 것에 대한 분석이 필요하다. 변위가 크고, 부품과 인쇄회로기판 사이의 관련 거동이 클 때, 납땜부에 크랙(crack)이 발생하고 전자리드선이 떨어지는 현상이 발생된다. 인쇄회로기판의 동적 변위의 감소에 의해 이런 부품들의 피로수명은 증가된다. 인쇄회로기판의 중심에서 동적 단일거동 변위가 아래 식 (1)을 만족하는 전자소자는 랜덤 진동 환경에서 약  $2 \times 10^7$  스트레스 반복하중에 견딜 수 있는 피로 수명을 가진다. 랜덤 진동 가진시 실제 보드 중간의 변위는 식 (2)와 같다. 표 1은 식 (1)과 (2)에 사용되는 변수를 설명하고 있다. 허용 변위값을 최대로 할수록 큰 가속도에 견딜 수 있으므로 이를 크게 하기 위해서는 장착 소자를 DIP 타입이나 PGA 타입의 소자를 적용하는 것이 좋다. 또한 인쇄회로기판상의 부품의 배치를 가운데 보다는 지지부에 가깝게 배치해야 한다[1, 3].

$$Z = \frac{0.00022B}{Chr \sqrt{L}} \tag{1}$$

$$Z_s = \frac{9.8 G_s}{f_n^2} \tag{2}$$



[그림 1] 인쇄회로기판의 변형과 실장된 부품  
[Fig. 1] Disp. and component of PCB

가진되는 가속도 값은 RMS 값으로 실제 순간 가속도 값은 표준정규분포를 따르며 실제  $3\sigma$  수준까지 기대되므로 실제 가진되는 가속도 값은 RMS 값에 3배를 해준

다[1].

$$G_s = 3 \sqrt{\frac{\pi}{2} P^* f_n^* Q} \tag{3}$$

여기서, P: 파워 스펙트럼 밀도,  $f_n$ : 고유주파수, Q: 전달률

[표 1] 소자의 변위관련 파라미터 정의  
[Table 1] Disp. parameter definition

Z	소자의 허용변위
$Z_{RMS}$	인쇄회로기판 최대 변위량
B	부품에 평행한 인쇄회로기판의 길이
L	전자부품의 길이
h	인쇄회로기판의 두께
C	전자 부품 타입별 상수 - 1.00 : Standard dual inline package(DIP) - 1.26 : DIP with side-brazed lead wires - 2.25 : Leadless ceramic chip carrier(LCCC) - 1.75 : Ball grid array(BGA) - 0.75 : Axial-leaded component resistor, capacitor, and fine pitch semiconductors
r	인쇄회로기판위의 부품의 상대적인 위치 상수 - 1.0 : when component is at center of PCB - 0.707 : when component is at 1/2 point X and 1/4 point Y on PCB - 0.5 : When component is at 1/4 point X and 1/4 point Y on PCB
$G_{RMS}$	가속도
$f_n$	인쇄회로기판의 고유주파수

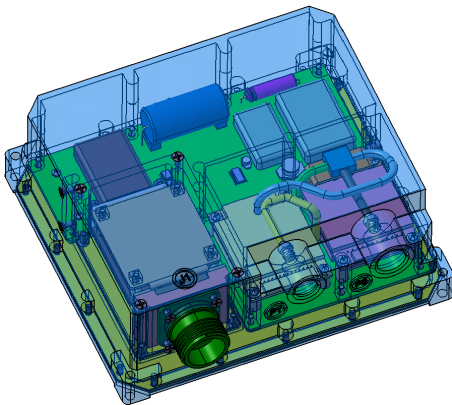
$$\sigma_{ij} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} \tag{4}$$

직교좌표계의 탄성범위 내에서 수직응력(Normal stress), 각 면의 접선방향은 전단(Shear)성분으로 부하를 받고 있다. 여기서 9개의 응력 성분 중 세 개의 수직응력 성분인  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ , 그리고 여섯 개는 전단성분인  $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{xz}, \tau_{zy}, \tau_{yx}$ 로 구성되고 응력 텐서(tensor)는 식 (4)와 같다. 본 연구에서는 강도해석을 위해 Von-Mises 응력 기준식을 사용하였으며, 식 (5)와 같은 이론식에 근거하여 유한요소해석을 통해 구해지게 된다[4].

$$\begin{aligned} \sigma_c &= \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \\ &= \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2] + 6(\gamma_{xy}^2 + \gamma_{yz}^2 + \gamma_{zx}^2)} \end{aligned} \quad (5)$$

### 3. 하우징 및 인쇄회로기판 설계

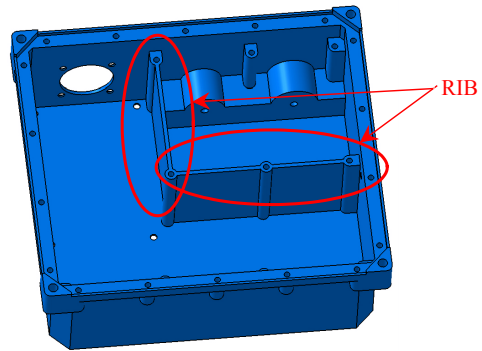
본 연구에 사용된 대기자료 컴퓨터는 직육면체 구조의 하우징, 메인 보드, 전자파 필터 조립체, 덮개 등으로 구성된다. 항공용 전자장비는 무게가 설계 요구도에 할당되므로 필요한 강성을 충분히 반영하기 어렵다. 하우징은 중량 감소를 위해 다이캐스팅용 알루미늄합금인 ALDC12종을 적용하였고 하우징의 외곽 두께는 1.7~2.0mm이다.



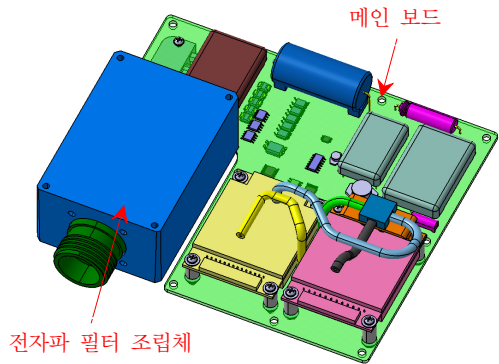
[그림 2] 대기자료 컴퓨터 형상  
[Fig. 2] ADC outer structure

그림 2는 대기자료 컴퓨터의 형상이고 메인 보드는 볼트를 이용하여 하우징에 장착되는 구조로 설계하였다. 진동 하중이 장비에 가해지면 인쇄회로기판의 처짐이 발생하게 되고, 이러한 처짐은 전자소자 납땜부의 크랙을 발생시킨다. 크랙의 발생으로 전자소자의 기능이 상실되어 항공 전자장비의 성능에 큰 영향을 미친다.

압력센서를 장착하는 부위는 그림 3과 같이 하우징 내부에 Rib를 가지고 있어 이를 통해 압력 센서로 들어오는 외부 노이즈(Noise)를 차폐하고, 메인 보드의 진동 및 충격 등의 외부환경에 의한 인쇄회로기판의 처짐을 방지하여 인쇄회로기판에 장착되는 전자소자들의 파손을 방지하도록 설계하였으며 그림 4는 메인보드 형상이다.

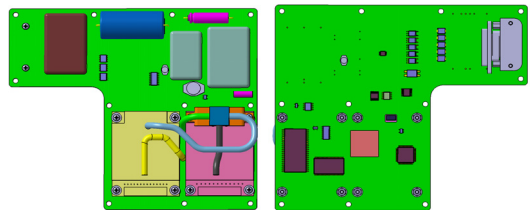


[그림 3] 하우징 내부 형상  
[Fig. 3] Internal structure of housing



[그림 4] 메인 보드 형상  
[Fig. 4] main board structure

인쇄회로기판의 재질은 FR-4, 8층 기판으로 두께는 2mm이다. 각각의 전자소자는 인쇄회로기판에 납땜으로 장착된다. 그림 5는 메인보드의 부품 배치 형상이다.



[그림 5] 부품 배치 형상  
[Fig. 5] Component layout

주요 소자들에 대한 허용 변위를 식 (1)을 통해 구할 수 있다. 소자의 Package는 대부분 DIP과 BGA 타입의 소자이므로 전자 부품 타입별 상수 C는 1.0또는 1.75이다. 소자의 인쇄회로기판에서의 위치에 따라서 부품의 상

대 위치상수 r값을 계산하였다. 표 2는 주요 소자의 허용 변위이다.

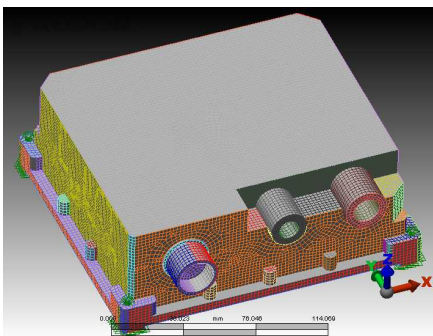
[표 2] 주요 소자의 허용 변위  
[Table 2] Acceptable disp. of main component

구분	소자의 최대 허용 변위	인쇄회로기판 최대 변위	소자 타입
HUGD-50/T	0.1625	0.00216	DIP
222-138-17222	0.4582		DIP
MGDB-04-H-F/T	0.6601		DIP
MGDB-10-H-B/T	0.5905		DIP
S29AL004D70MFI01	0.6902		DIP
IDT71V416S15PHI	0.8074		DIP
TS87C52X2-LIB	0.5718		DIP
A3P1000-FG2561	0.3673		BGA

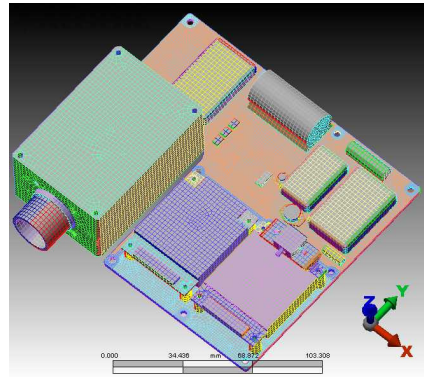
## 4. 유한요소 모델링 및 해석

### 4.1 유한요소 모델링

상용 프로그램인 ALGOR를 사용하여 메쉬를 생성하였고, 사용된 요소는 274,689개이고, Bricks, Wedge, Pyramids와 Tetrahedra Element를 사용하였다. 대기자료 컴퓨터의 유한요소 모델링을 위하여 하우징, 메인 보드, 전자파 필터 조립체, 덮개 등으로 구분하였고 생성된 유한요소 모델은 그림 6, 7과 같다. 대기자료 컴퓨터는 4개의 볼트로 체결된 경계조건에 대하여 해석을 수행하였으며 각 구성품 간의 구속 조건은 Bonding 조건을 사용하였다.



[그림 6] 대기자료컴퓨터 메쉬 생성  
[Fig. 6] ADC mesh gen.



[그림 7] 메인 보드 메쉬 생성  
[Fig. 7] Main board mesh gen.

### 4.2 정적 해석

가속도 하중을 받는 유한요소 구조물에 하중을 부가한 후 구조해석을 수행하여 실제 비행 중 구조물이 받는 가속도의 영향성을 예측하여 설계에 반영하는 것이다. 대기자료 컴퓨터의 정적 해석은 가속도 요구도 조건에 따라 각 X, Y, Z축에 대하여 독립적으로 계산하였다.

대기자료 컴퓨터는 구조적 손상 없이 표 3에 해당하는 극한하중배수를 구조적 파손 없이 견딜 수 있도록 충분한 정적 강도를 가져야 한다.

[표 3] 가속도 시험 요구도  
[Table 3] Accel. test requirement

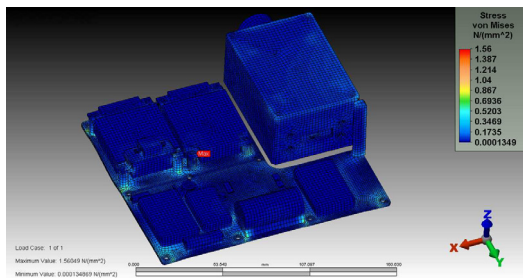
항공기 가속 방향					
Fore	Aft	Up	Down	Lateral	
				Left	Right
3.75g	4.5g	10.5g	4.5g	6.0g	6.0g

표 4는 해석을 통해 얻은 각 축에 대한 최대 응력 및 인쇄회로기판 변위를 나타낸다. 최대 응력은 -Y방향(UP) 하중 시 가장 크게 나타나고, 인쇄회로기판 최대 변위는 +Z방향(AFT) 하중 시 가장 크게 나타났다. 그림 8은 -Y 방향으로 극한하중배수 10.5g를 주었을 때 나타나는 응력 분포를 나타내고 있고, 그림 9는 +Z 방향에서 나타나는 인쇄회로기판의 최대 변위이다. 대기자료 컴퓨터의 재질인 ALDC12의 항복응력은 152N/mm<sup>2</sup>이고, 가속도에 의한 최대 Von mises응력이 1.56N/mm<sup>2</sup>이므로 가속도에 대해 구조적 안정성을 가진다고 판단하였다.

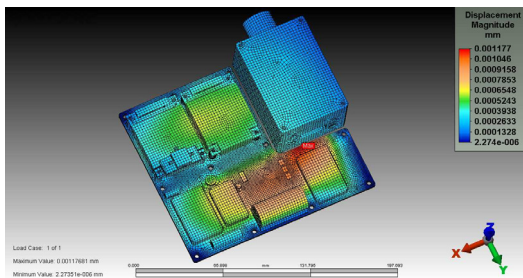
[표 4] 정적 하중시 최대 응력

[Table 4] Max. stress with static load

항공기 기준 하중방향	최대응력 (N/mm <sup>2</sup> )	인쇄회로기판 변위 (mm)	대기자료 컴퓨터 기준 하중방향
Fore	0.409	0.000981	-Z
Aft	0.491	0.001177	+Z
Up	1.56	0.001058	-Y
Down	0.669	0.000445	+Y
Left	0.502	0.000294	-X
Right	0.502	0.000294	+X



[그림 8] -Y(Up) 방향 가속도 시 최대 응력  
[Fig. 8] Max. stress in -Y(Up) accel.



[그림 9] +Z(AFT) 방향 가속도 시 인쇄회로기판 최대변위  
[Fig. 9] Max. PCB disp. in -Y(Up) accel.

### 4.3 진동 해석

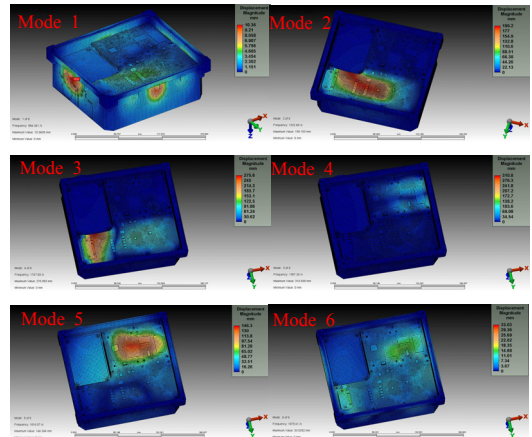
#### 4.3.1 고유진동수 해석

고유진동수는 구조 안정성을 판별할 수 있는 대표 값 중 하나이다. 이와 더불어 고유진동 모드는 외력이 작용하는 경우 구조물의 변위 발생 가능성 및 변형이 발생하기 쉬운 방향성을 제시해 주기도 한다. 첫번째 고유진동수와 고유 모드를 기본 고유 진동수와 진동 모드라고 한다. 외력이 진동 모드의 방향과 완전히 다른 방향으로 가해지지 않는다면 구조물은 거의 기본 진동 모드 방향으로 변형하는 특성을 가진다. 즉 기본 고유 진동 모드 방

향이 이 구조물이 가지고 있는 가장 낮은 에너지를 나타내는 방향이며 이 값이 기본 고유진동수이다. 기본 고유진동 모드와 거의 일치하는 동적응답이 계산된다면 구조물은 공진 현상이 발생하게 된다.

자유진동 해석결과에 따른 고유 모드 형상은 그림 10과 같다.

항공기의 진동을 최소화하기 위한 기본 설계 원리는 가진력의 진동수와 기체구조와의 공진을 피하는 것이다. 따라서 회전익기의 기체구조는 회전의 속도의 조화 배수 특히 1/rev와 N/rev 근처에서의 공진이 발생하지 않도록 설계되어야 한다[5]. 고유진동수 해석 결과에서 볼 수 있듯이 대기자료 컴퓨터의 고유진동수 1차 모드는 984.3Hz의 높은 진동수 영역대에 있으며, 이는 고려 대상 항공기의 진동수(500Hz)와의 중첩이 없는 영역에 위치하고 있는 것으로 분석되었다.



[그림 10] 모드별 고유진동 형상  
[Fig. 10] Natural freq. with modes.

각 모드별 고유진동수는 그림 11과 같다.

mode number	circular frequency (rad/sec)	frequency (Hertz)	period (sec)
1	6.1848E+03	9.8434E+02	1.0159E-03
2	8.3105E+03	1.3227E+03	7.5605E-04
3	8.7164E+03	1.3873E+03	7.2085E-04
4	1.0982E+04	1.7478E+03	5.7214E-04
5	1.1411E+04	1.8161E+03	5.5064E-04
6	1.1785E+04	1.8756E+03	5.3316E-04

[그림 11] 모드별 고유진동수  
[Fig. 11] Max. stress in -Y(Up) accel.

그림 11의 각 모드별 고유진동수는 진동 요구도의 회전수별 주파수 영역에 들어가지 않고 회전수별 고유진동수의 20% 이내의 영역에도 있지 않으므로 공진이 발생할 우려는 없는 것으로 판단된다. 고유진동수 해석을 통해 도출된 하우징과 인쇄회로기판의 고유진동수를 이용하여 인쇄회로기판의 최대 처짐 한도를 계산하였다. 랜덤 진동 RMS값은 식 (3)과 같이 구할 수 있다. P(Power Spectral Density)는 대기자료 컴퓨터에 가해지는 PSD 랜덤 진동 입력값으로 표 6의 진동시험 요구도에 따라  $1.79 G^2/Hz$  이고, 하우징과 메인 보드의 전달률 Q는 식 (6)과 (7)에 의해 구해진다.

$$Q = \sqrt{f_n} \tag{6}$$

$$Q = \frac{1}{1 - R^2} \tag{7}$$

여기서,  $R = \frac{f}{f_n}$ : 주파수 비

표 5는 하우징 및 메인 보드의 전달률 Q,  $G_{RMS}$ 와 최대 허용변위를 보여준다.

[표 5] 하우징/메인 보드의 전달률  
[Table 5] Trans. rate of housing/main board

구분	고유진동수	전달률 Q	$G_{RMS}$	최대변위 (mm)
하우징	1072.27	128.192	-	-
메인 보드	1242.66	102.774	366.319	0.059

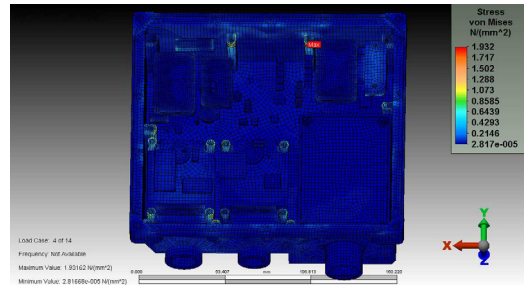
4.3.2 주파수 응답 해석

대기자료 컴퓨터의 주파수 응답은 모달 주파수 응답 해석을 통해 구하였으며 표 6 진동 요구도에 따라 4.5Hz~500Hz 사이에서 응답을 구하였다.  $G_{RMS}$ 는 통계적으로 1σ 수준의 가속도로 설계는 3σ수준으로 보수적으로 진행한다. 그러므로 해석을 위한 입력  $G_{RMS}$ 는 3배수한 값을 이용한다[6]. 해석 결과를 살펴보면 Z축으로의 응답이 크게 나타나고 최대응력은 인쇄배선판과 하우징이 조립되는 하우징 체결부 모서리에 작용하고, 최대 응력값은 1.247 N/mm<sup>2</sup> 이다. 하우징의 항복응력은 152N/mm<sup>2</sup>이므로 안전율은 120이다.

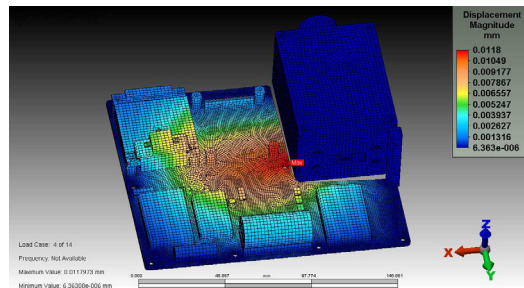
[표 6] 진동 요구도  
[Table 6] Vibration requirement

Random Vibration	$W_0$	$W_1$
General	0.001	0.01
RMS G Level (GRMS)	1.79	
Sinusoidal Vibration	Center Freq(Hz)	Peak sine(G)
1/rev	4.5	0.1
4/rev	18.1	1.8
8/rev	36.3	2.5
12/rev	54.4	1.5

하우징 내부에 RIB 유무에 따른 해석 결과를 비교해 보았다. 그림 12는 RIB 제거시 최대응력 분포이다.



[그림 12] 하우징 내부 RIB 제거시 최대응력(Z축)  
[Fig. 12] Max. stress without RIB(Z-axis).



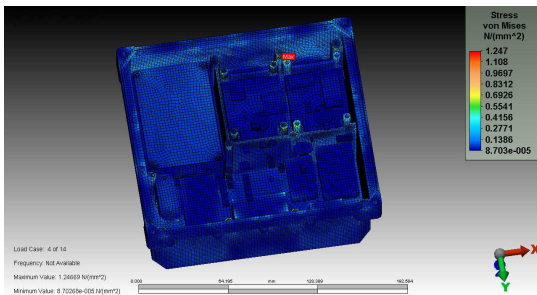
[그림 13] 하우징 내부 RIB 제거시 최대변위(Z축)  
[Fig. 13] Max. disp. without RIB(z-axis)

그림 13은 RIB 제거시 최대 변위로 압력센서가 장착되는 부분에서 최대 변위가 발생되어 압력측정의 성능에 영향을 미치므로 하우징의 RIB가 필요함을 확인하였다.

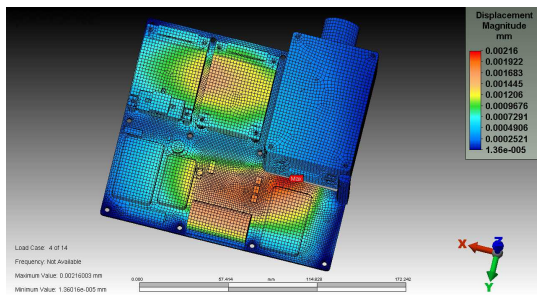
[표 7] RIB 유무에 따른 해석 결과  
[Table 7] Analysis results depending on RIB

구분	RIB 무	RIB 유	증감률(%)
최대응력 (N/mm <sup>2</sup> )	1.932	1.247	54.9
인쇄회로기판 변위(mm)	0.0118	0.00216	446.3

그림 14는 RIB가 있을 시 Z축 방향 응력분포이다. Z축 진동으로 인한 인쇄회로기판의 최대 변형량은 0.00216mm이고, 변형량 결과는 그림 14와 같다.



[그림 14] Z방향 진동시 최대응력  
[Fig. 14] Max. stress with z-dir. vib.



[그림 15] Z방향 진동시 인쇄회로기판 최대 변위  
[Fig. 15] PCB max. disp. with z-dir. vib.

표 8은 X, Y, Z축에 대한 주파수 응답 해석 결과이다. 주파수 응답 해석결과, 진동에 의한 최대응력은 재료의 인장강도를 초과하지 않고, 인쇄회로기판 최대 허용 변위 0.059mm를 초과하지 않으므로 진동에 의한 충분한 동적강성을 가진다고 판단된다.

[표 8] 주파수 응답해석시 각 축의 최대 응력  
[Table. 8] Max. stress in freq. analysis

방향	최대응력 (N/mm <sup>2</sup> )	안전율	인쇄회로기판 변위 (mm)
X	0.184	825	0.00035
Y	1.069	141	0.00091
Z	1.247	120	0.00216

## 5. 결론

본 연구에서는 항전장비의 정적 해석과 진동해석을 통한 구조적 안정성을 수치적으로 확인하였으며 본 연구를 통해서 확인한 결과는 다음과 같다.

- 1) 해석 모델은 구조적 기능과 해석의 효율성을 고려하여 단순화 및 이상화 시켰다.
- 2) 정적 해석을 통하여 항공기의 가속에 따른 정하중에 파괴가 일어나지 않는 구조적 강성이 충분함을 확인하였다.
- 3) 진동 해석을 통하여 고유 진동수는 회전수별 진동 영역에 있지 않으므로 공진이 발생될 우려는 없음을 알 수 있었다.
- 4) 주파수 응답 해석 결과 장비의 하우징과 인쇄회로기판은 소성변형에 의해 파괴되지 않을 만큼의 충분한 동적 강성을 가짐을 확인 하였다.

## References

- [1] J.H., Kim, et al, "Static and vibration analysis of Thruster Control housing and PCB", KARI, Aerospace Engineering and Technology, Vol. 3, no.2 2006.
- [2] Y.S., Kim, et al, "Computational Vibration and Characteristic Analyses for Tilt-Rotor Vehicle Considered 3-Dimensional Supporting Equipment Structures", Proc. of the KSNVE Conf., pp. 1000-1007, April, 2007.
- [3] Dave S. Steinberg, Vibration Analysis for Electronic Equipment, Third Edition, John Wiley & Sons, 2000.
- [4] D.G., Kwag, et al, " Structural Vibration Analysis of Smart UAV 4-Degree of Freedom Ground Test System", Proc. of the KSNVE Conf., pp.601-605, April 2009.
- [5] D.H., Kim et al., "New concept aircraft structure aeroelastic and vibration analysis", 21C frontier

technical development report, 2005.

- [6] H. B., Park, et al. "Statistical comparison analysis based on Monte Carlo simulation between PSD random analysis and it's equivalent static analysis for avionics equipment", Proc. of the KSNVE Conf., pp. 119-126, April, 2008.
- [7] S.B. Park, "An Analysis on the economic and technological effects of Smart UAV Development Project," J. of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, v.12, no.7, pp. 2996-3005, July, 2011.1.

---

**최 인 호**(In-Ho Choi)

[정회원]



- 1996년 2월 : 전북대학교 전자공학  
학과 (공학석사)
- 2012년 2월 : 한국과학기술원 항  
공우주공학전공 (공학박사)
- 1996년 3월 ~ 현재 : 한국항공  
우주연구원 선임연구원

<관심분야>

제어, 전자, 항공