Transactions of the KSNVE, 23(12) : 1045~1055, 2013
http://dx.doi.org/10.5050/KSNVE.2013.23.12.1045

한국소음진동공학회논문집 제23권 제12호, pp. 1045~1055, 2013
ISSN 1598-2785(Print), ISSN 2287-5476(Online)

유한요소법 및 다구찌 기법에 의한 소형항공기용 HUMS 하우징 경량화

Weight Lightening of HUMS Housing for Small Aircraft by Using FEM and Taguchi Method

김 진 수* · 윤 대 원** · 박 태 상* · 정 재 은* · 오 재 응†
Jin-Su Kim, Dae-Won Yoon, Tae-Sang Park, Jae-Eun Jeong and Jae-Eung Oh

(Received September 23, 2013 ; Revised November 12, 2013 ; Accepted November 29, 2013)

Key Words : HUMS(안전진단시스템), Finite Element Method(유한요소법), Taguchi Method(다구찌 기법)

ABSTRACT

It is true that the dependency on import is currently high in case of the safety checkup system of domestic airplanes, and it is at the point of time that localization of HUMS for small airplanes is required. In this study, the design factors were selected for the lightweight of HUMS for small airplanes by using Pro-Engineer which is a design tool and Abaqus. 9 models were made through experiment plans with Taguchi method for this, and the each model for weight lightening was selected through vibration analysis and shock analysis while in operation with experiment profile values. After fabricating HUMS, it was verified that as a result of experiment with the same profile values as the analysis, there was similarity between the analyzed values and values of the experiment. As a result of performing weight lightening which is the purpose of the study, electronic performance for small airplanes is assured and a design plan reducing 15 % weight compared to the targeted weight was deduced. Besides, it could be verified that the light weight model satisfied the maximum allowable displacement value of PCB[printed circuit board] and accordingly satisfied electronic properties of HUMS. In this study, the reliability of a product was certified through the result of an experiment on ground. If the reliability of HUMS were verified through a test flight in the future, it is considered that it would make a big contribution to localization of aerospace electronic equipment.

1. 서 론

HUMS(health usage monitoring system)는 실시간으로 소형항공기의 운항 상태를 수집하여, 조종사와 정비사에게 전달하는 장치로, 1980~1990년대는 주로 회전익 항공기의 안전진단을 위하여 적용 되었으며, 최근 국내 항공기술이 점진적으로 발전함에 따라 소형항공기를 비롯한 무인 항공기, 회전익 항공기 등에도 항공 안전진단 시스템 도입을 위한 연구가 증가하는 추세에 있다[1,2]. HUMS 장착의 장점은 항공기 고장진단, 고장예측, 피로도 해석을 통한

† Corresponding Author ; Member, Hanyang University
E-mail : jeoh@hanyang.ac.kr
Tel : +82-2-2294-8294, Fax : +82-2-2299-3153
* Dept. of mechanical engineering
** DANAM systems Inc.

‡ Recommended by Editor SungSoo Na

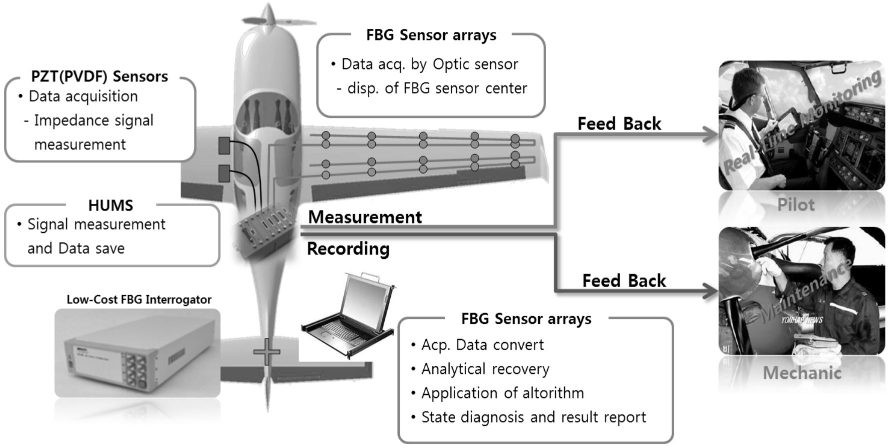


Fig. 1 Function of HUMS

문제를 조기 발견하여 고장에 따른 항공사고 및 수리비용을 감소시키는 효과가 예상된다. 소형항공기용 HUMS의 장착 위치를 검토한 결과, 소형항공기 내부 공간이 부족한 관계로 HUMS의 장착위치는 연료탱크 위쪽에 장착하기로 하였으며, 연료탱크의 소재인 FRP를 고려하여 HUMS 장비 전체 기준 중량을 5 kg 미만으로 설계 할 필요가 있다.

HUMS 장비는 항공기의 운용 특성상 다양한 동적 환경에 노출 될 수 있으므로, 이와 같은 환경에서도 정상적으로 작동할 수 있어야 한다. 이때 고려되어야 될 사항은 전자소자들이 마운팅되는 PCB 및 인쇄회로기판이 장착되는 하우징 설계이다. 소형항공기에 탑재된 HUMS장비 내의 마운팅되는 전자부 인쇄회로기판(printed circuit board : PCB)의 최대허용변위를 만족하는 HUMS 하우징의 경량화가 필요하다. 경량화를 위한 방법으로 부품의 선정 및 하우징의 재질 선정 등의 방법이 있으나 항공기 탑재 장비인 HUMS 장비의 특성상 부품 및 재질의 선택은 제한적이다. 이로 인해 HUMS 경량화의 방법은 HUMS 하우징의 형상 설계를 통해 이룰 수 있으나 단순한 동 강성 특성의 최적화 외에 진동에 의한 인쇄회로기판의 최대허용변위가 고려되어야 한다.

이 연구에서는 이론적 방법을 통해 PCB의 최대허용 변위 값을 도출하고, HUMS 하우징의 경량화를 위해 다구찌 기법을 사용하여 설계인자와 허용수준 한계를 정한 후, HUMS 하우징에 대한 구조해석을 수행하여 경량화된 HUMS 하우징이 여러 동적 운항 조건에서도 안전함을 확인한다. 또한 운용 중 진동시험과 충격시험을 수행하여 유한요소 해석을 통해 최적 설계된 HUMS 모델에 대한 해석과 실험의 유사성을 확인하고, HUMS가 구조적으로 안전함을 실험적 방법으로 검증하고자 한다.

2. HUMS 개요 및 구성

HUMS는 실시간 안전진단 시스템으로 항공기의 안전도 향상을 위해서는 항공기의 주요 사고 원인을 파악하고 최적의 진단 파라미터를 선정하는 것이 중요한 요소이다. 항공기의 사고원인을 살펴보면 엔진의 결함에 의한 사고 및 항공기의 구조물중 날개 및 조종면 파손에 대한 사고가 높게 나오는 것으로 확인 되었다. Fig. 1에서처럼 항공기 날개부와 엔진부에 각종센서를 부착하여 HUMS를 구성하는 8종의 계측 모듈을 통하여 계측 값을 수집하여 조종사와 정비사에게 정보를 전달한다.

HUMS의 구성 요소는 Fig. 2와 같이 측정모듈(measuring module), 톱 커버(top cover), 하우징(housing), 바텀 커버(bottom cover) 등의 기계적 구성 요소와 계측 모듈의 전자 구성품으로 구성 되어 있다. HUMS의 하우징은 데이터 수집을 위한 인쇄회로기판이 조립되는 구조물로 HUMS의 전자적 기능에 가장 큰 영향을 주는 부품인 동시, HUMS 구성품 중 가장 큰 중량(重量) 부품이다. 경량화를 진

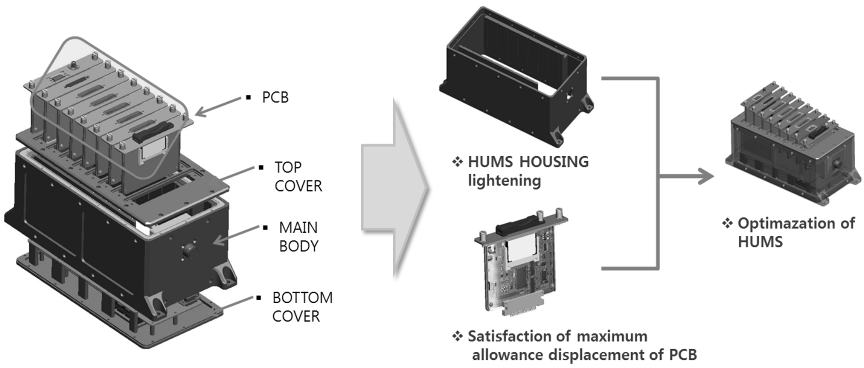


Fig. 2 Configuration of HUMS set-up

행하기 전인 기초 모델의 경우, HUMS 전체의 무게는 5.2 kg, HUMS 하우징의 무게는 2.4 kg으로 HUMS 총 중량 중 46 %가 하우징의 무게이다.

이 연구 목표인 HUMS 하우징의 경량화와 더불어 PCB 최대허용변위를 보증하는 소형항공기용 HUMS 연구 개발이 필요하다.

이 연구목적에 따라 HUMS 하우징의 경량화가 PCB에 미치는 영향을 확인 설계인자를 선정하고, HUMS의 전자적 기능을 보증하는 경량화 모델을 설계해야 한다.

3. 다구찌 기법을 이용한 HUMS 하우징 최적화

3.1 PCB 최대허용 변위 값 도출

이 연구는 앞에서 기술한 바와 같이, HUMS 하우징의 경량화 설계가 목적이며 동시에 HUMS의 안전성 연구이다. 기계적인 환경 요구도는 진동, 충격 시험으로 구성된다. HUMS의 기계적 요구 시험에는 가속도시험과 하중시험도 있지만, 이 연구에서는 RTCA DO-160F(민간 항공기 환경시험 인증체계)에서 가장 중요하게 여기는 진동환경과 충격환경에 대한 해석 및 실험을 통해 HUMS 하우징 경량화시 HUMS의 전자적 성능을 검증하였다.

HUMS는 항공기의 운용 특성상 다양한 동적 환경에 노출될 수 있다. 이에 따라 HUMS의 비행환경인 RTCA DO-160F 환경에서 정상적으로 작동할 수 있도록 설계 되어야 한다. 이를 위해서 전자소자들이 마운팅되는 인쇄회로기판과 PCB가 장착되는 하우징 설계 시 운용 중 환경 조건에 대한 고려가 필요하다[3].

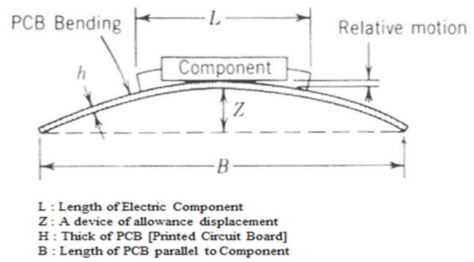


Fig. 3 Deformation of component for printed circuit board

HUMS의 전자시스템은 다양한 유한요소 해석과 시험을 통해 전자시스템의 신뢰성을 평가할 수 있다. HUMS의 전자적 기능성은 PCB의 피로수명과 직접적인 관련이 있다. 그 중 전자소자들이 납땜 되는 PCB의 동적 변위 값이 가장 큰 영향을 주는 설계요소이다. PCB의 최대 변위는 인쇄회로기판의 형상과 인쇄회로기판의 강도, 하중의 크기에 의해 결정되기 때문에 수치 해석적 관점에서 전자소자의 납땜에 영향을 주는 요소에 대한 분석이 요구된다.

인쇄회로기판의 변위가 크고, 전자부품과 PC사이의 관련 거동이 커지게 되면, 전자부품의 납땜부에 크랙(crack)으로 인하여 전자리드선이 떨어지는 현상이 발생하게 된다.

PCB의 변위 값을 제어함으로 전자부품의 피로수명을 증가시킬 수 있다. PCB의 중심에서 동적 단일 거동 변위가 식 (1)을 만족하는 전자소자는 랜덤 진동환경에서 20 MPa 스트레스 반복하중에 견딜 수

Table 1 Definition of parameters related to displacement of device

Z	Allowance range of element
Z_{RMS}	Maximum displacement of PCB
B	Length of PCB parallel to the component
L	Length of electronic components
h	Thickness of PCB
C	Constants of each electronic components -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	Relative position constant of part of the above PCB -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}	Acceleration
f_n	Natural frequency of PCB

있는 피로 수명을 가진다. 랜덤 진동 가진 시 실제 보드 중간의 변위는 식 (2)와 같다[4].

$$Z = \frac{0.00022B}{Chr\sqrt{L}} \quad (1)$$

$$Z_s = \frac{9.8G_S}{f_n^2} \quad (2)$$

Table 1은 식 (1)과 (2)에 사용되는 변수를 설명하고 있다. 허용 변위 값을 최대로 할수록 큰 가속도에 견딜 수 있으므로 이를 크게 하기 위해서는 장착소자를 DIP 타입이나 PGA타입의 소자를 적용하는 것이 좋다. 또한 PCB의 부품의 배치를 가운데 보다는 지지부에 가깝게 배치해야 한다[4,5].

이 연구에 사용된 PCB의 재질은 FR-4, 4층 기판으로 두께는 2 mm이다. 각각이 전자소자는 PCB에 납땜으로 장착 된다. Fig. 4는 실험 대상 PCB의 부품 배치 형상이다. 주요 소자들에 대한 허용 변위를 식 (1)을 통해 구할 수 있다.

PCB에 납땜된 전자소자는 DIP 타입 소자이므로 전자 부품 타입별 상수 C는 1.26이다. 각 전자소자가 PCB에서의 위치에 따라서 부품의 상대 위치 상

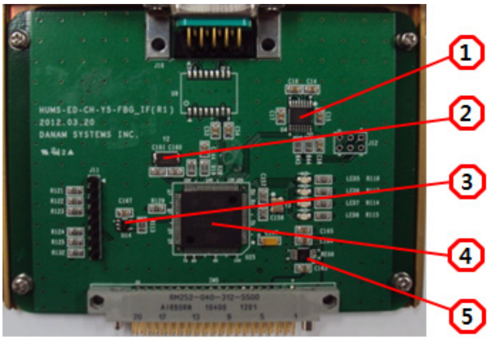


Fig. 4 Configuration of component layout for PCB

Table 2 Displacement of electronic device

No.	Classification	Maximum allowance displacement of element	Element type
1	STPEX 3232EE 137L	0.051	DIP
2	080 AHIG	0.067	DIP
3	LM3S8962 IQ C50A2SD	0.048	DIP
4	AEBJ	0.039	DIP
5	L35	0.093	DIP

수 r값을 계산하였다. Table 2는 주요 소자의 허용 변위이다.

실험대상 PCB 전자소자의 변위를 확인한 결과 “AEBJ” 소자의 최대 허용변위 값이 0.039 mm로 가장 작은 값으로 확인 되었고, 이에 따라 HUMS에 하우징에 장착되는 각 모듈의 PCB의 최대 허용 변위는 0.039 mm 이하로 설계 되어야 한다.

3.2 HUMS 경량화를 위한 실험계획법 적용[6,7]

다구찌 기법은 업무를 분석하여 제어할 수 없는 경우는 오차인자로 두고, 제어 가능한 요소(제어인자)를 적당히 조작하여 원하는 목적을 달성한다[8]. 다구찌 기법의 목표는 기술개발, 제품설계, 공정설계 등에 필요한 변수의 최적 값을 얻는데 있다. 이를 위해서는 안정성을 높여야 하는데 이는 S/N비의 값을 크게 함으로써 가능하며, 안정성을 높이면 강건설계가 가능해진다. S/N비는 소음에 대한 데이터의 흩어짐 정도를 평가하기 위한 값으로, S/N비의 값이 클수록 산포가 작으며 안정성이 높음을 의미한다.

즉, 다구찌 기법을 이용하면 S/N비를 크게 하는 인자를 찾아 설계를 강건하게 함과 동시에 목표

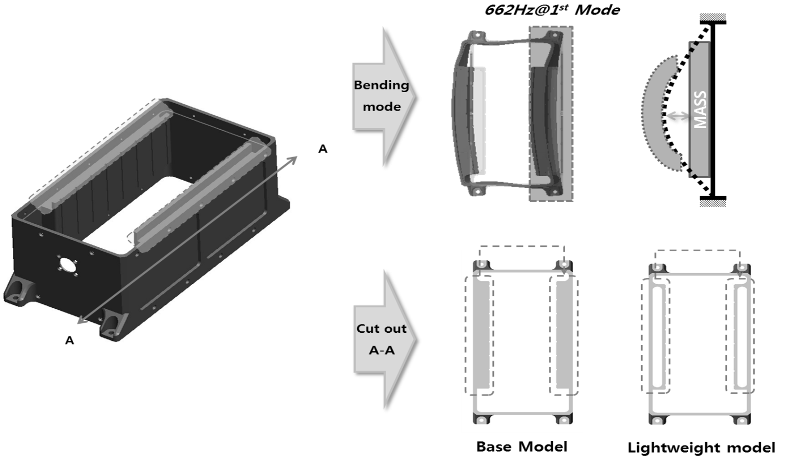


Fig. 5 Modal analysis of HUMS housing

값에 가장 큰 영향을 미치는 주요 파라미터를 선정할 수 있다. 또한, 이 과정을 통해 경량화를 하기 위한 파라미터 값을 도출 할 수 있다.

이 연구에서 설계인자를 선정하기 위해 초기 모델은 Pro-Engineer로 모델링을 하고, 상용 해석 툴인 Abaqus로 모드해석을 수행하였다. HUMS 하우징은 양단 고정보의 중심에 질량이 매달려 있는 구조로 모델링이 가능하며, 이 경우 1차 모드에서 중심부의 변위가 가장 크게 발생한다. 물성치는 HUMS 하우징에 사용한 AL6061-T6에 대한 데이터를 입력하였다. 격자는 헥사 요소와 테트라 요소를 사용하였고 수행결과 절점 수는 161,574개 와 104,753개의 요소 수에 대한 조건으로 해석하였고, 그 결과 HUMS 하우징의 1차 모드는 662 Hz에서 X방향으로의 움직임을 가짐을 알 수 있었다.

Fig. 5에서 확인되는 것처럼, 양 끝단이 고정된 보의 중심에 큰 질량이 매달려 있는 구조로 질량 효과가 극대화 되어 동강성에 취약함을 알 수 있다.

따라서 Fig. 5의 단면 A-A영역에서 동강성에 영향을 미치는 하우징 중앙부의 두께를 줄여 끝단부의 강성은 유지하되 질량효과를 저감함으로써 하우징의 경량화를 진행하였다.

경량화를 위한 하우징 설계 인자로 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 5의 단면도에서 알 수 있듯, 선정된 설계 인자 부분은 HUMS 하우징에서 가장 큰 중량을 차지하고 있는 부분이다. X1은 절삭 가공 시 엔드밀 tool의 지름 길이와 동일하며, 지름 크기에 따라

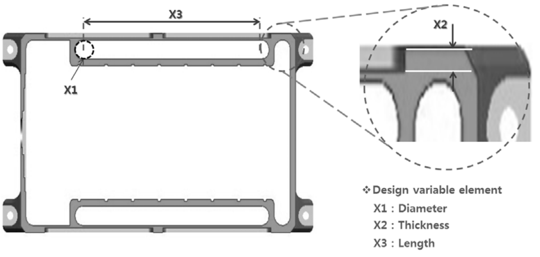


Fig. 6 Design variable element of HUMS housing

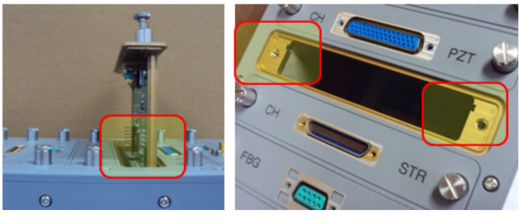


Fig. 7 Fabrication of HUMS housing

중량이 변화한다. X2, X3은 길이와 두께 영역으로 각 파라미터 값의 변화에 따라 중량이 증가되며 하우징에 bending이 일어 날 수 있다.

HUMS 하우징의 가공 방법은 모두 절삭가공으로 크게 머시닝가공, 방전가공, 와이어 가공으로 나뉜다. HUMS 하우징 설계인자로 선정한 위치의 경우, PCB 고정용 모듈이 조립되는 부분으로 가공공차는 ±0.1 mm 만족해야 한다.

가공공차를 만족하지 못할 시 Fig. 7과 같이 모듈 조립불량에 대한 문제가 발생한다. 모듈 조립 부 형

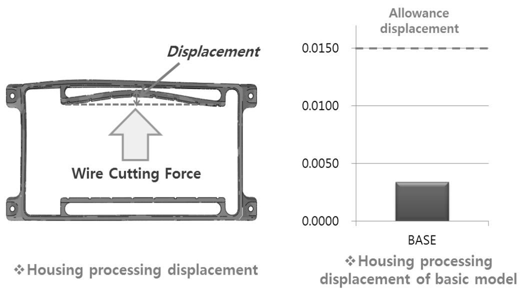


Fig. 8 Allowable limitation of design variable for HUMS housing

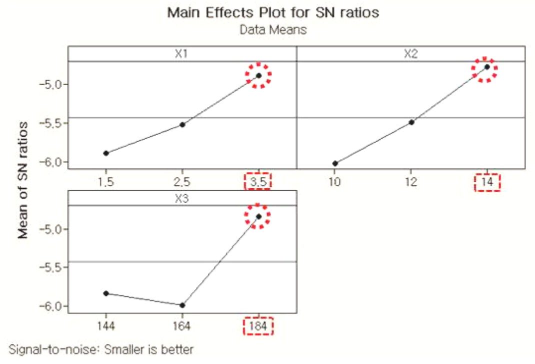


Fig. 9 Maximum characteristic of HUMS

Table 3 Machining displacement of HUMS

Type	X1	X2	X3	Weight (kg)	S/B ratio	Displacement
Base	-	-	-	2.76	-	0.0034
1	1.5	10	144	2.17	-6.73	0.0114
2	1.5	12	164	1.98	-5.94	0.0106
3	1.5	14	184	1.77	-4.97	0.0105
4	2.5	10	164	2.01	-6.04	0.0109
5	2.5	12	184	1.80	-5.12	0.0107
6	2.5	14	144	1.85	-5.38	0.0106
7	3.5	10	184	1.83	-5.29	0.0105
8	3.5	12	144	1.86	-5.40	0.0110
9	3.5	14	184	1.57	-3.94	0.0131

상은 와이어가공으로 가공된다.

HUMS 하우징 설계인자 부분은 와이어 커팅(wire cutting)으로 가공하며 가공 시 가공변위를 고려하여 제작해야 함으로 Fig. 8에서 처럼 와이어 커팅 힘에 대한 HUMS 하우징의 가공 허용한계에 대한 해석을 수행하였다. 해석 결과 가공시 허용한계 변위는 0.015 mm인 것으로 나타났다. HUMS 경량화 설계안의 경우 가공 면의 변위가 0.015 mm 이하로 만족해야 함을 확인할 수 있다

HUMS 하우징 설계변수와 설계 수준 허용범위를 직교 배열표 및 다구찌 기법을 통하여 실험계획법을 수립하였다. 경량화에 대한 설계변수와 수준은 3인자 3수준으로 정하여, Minitab 상용프로그램에 3인자 3수준의 값을 입력하여 나타난 결과 Fig. 9와 같은 그래프로 나타났으며, S/N ratios의 망소 특성을 통하여 질량이 작아지면 더 큰 값을 나타냄을 알 수 있었다.

HUMS 하우징의 설계 인자별 가공변위 값을 도출하기 위해 Table 3의 직교 배열표를 통하여 나타내었다. 3인자 3수준의 경우 총 실험횟수가 27회 이지만 다구찌 기법을 통한 실험계획법을 통하여 실험 횟수를 9번으로 줄였다.

최종적으로 실험계획법에 의해 PCB의 최대 허용변위 값이 0.039 mm인 경우 모드해석을 통해 하우징 경량화를 위한 설계 변수 인자를 선정하였다.

4. 유한요소 해석을 통한 HUMS 하우징의 경량화 설계

이 연구는 다구찌 기법에 의해 최적화된 HUMS 하우징에 대해서 진동해석, 충격해석을 수행하였다. PCB의 최대 허용변위를 만족하는 검토하기 위해 운용시험 절차서(KTL, 한국산업기술시험원)에 의거 HUMS 시스템은 진동시험과 충격시험으로 나누어 시험을 실시하였다. 이 해석에서는 기 수립된 다구찌 기법에 의한 실험 계획을 토대로 진동 및 충격해석 운용시험 절차서에 명시된 프로파일을 가진원으로 하여, FEM 해석을 수행하였다[11].

HUMS 장비는 Table 4의 민간 항공기 환경시험 인증체계인 RTCA DO-160F에서 진동시험과 충격시험에 관한 인증체계를 통하여 유한요소 해석을 시행하였다.

Fig. 10의 프로파일은 RTCA DO-160F sec8. Vibration에서 규정한 “카테고리 S-표준 진동시험”의 항목으로 HUMS 장비에 이 프로파일로 가진하여 해석하였다. 실제 실험과 마찬가지로 시험 중 HUMS 장비의 규정된 성능을 준수하여 작동해야 하기에, 이를 제어하기 위한 설계변수는 PCB의 최대

Table 4 Vibration test condition of RTCA DO-160F

Standard No.	Title	Revision date	Institution
RTCA DO-160F	Environmental conditions and test procedures for airborne equipment	2007.12.6	RTCA

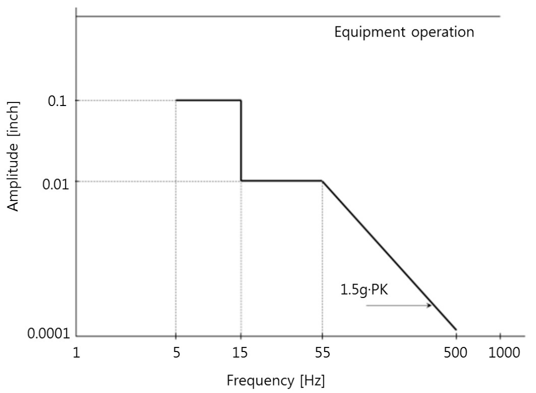


Fig. 10 Profile of vibration test during HUMS operation

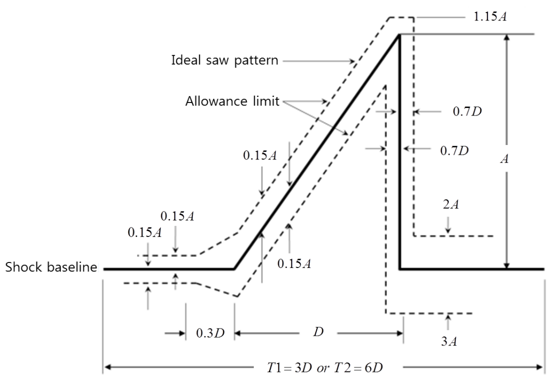
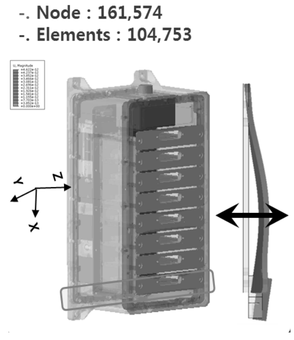


Fig. 11 Profile of shock test during HUMS operation

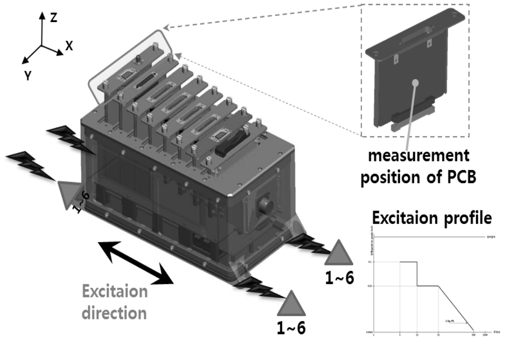
허용변위로 확인하였다[9].

Fig. 11의 프로파일은 운용 충격 및 충돌 안전 시험은 RTCA DO-160F Sec 7. Operation shocks and Crash safety에서 규정한 '카테고리 A-표준 운용 충격에 대해 해석하였다. 충격 해석 후 HUMS 장비의 규정된 성능을 준수하여 작동해야 하는지 판단하기 위하여 설계변수는 PCB의 최대허용변위를 확인 하였다.

HUMS의 FEM 해석을 위해, 상용 프로그램인 hyper mesh를 사용하여 메쉬를 생성하였고, bricks,



(a) FEM model



(b) Excitation and response

Fig. 12 PCB FEM model and response due to excitation of PCB

tetra 요소를 사용하였다. HUMS의 FEM 모델은 총 161,574개의 절점과 104,753개의 요소로 구성하였다. Solver와 post processing은 Abaqus v6.11 / Abaqus CAE를 사용하였고 재질은 AL6061-T6과 FR-4를 사용하였다. 구성된 FEM 모델은 Fig. 12(b)와 같다.

Table 5의 직교배열표로 얻어진 9개의 설계 모델의 진동 FEM 해석을 수행 한 결과 PCB의 변위 값은 9번 모델이 0.0064로 최적의 변위 값으로 나타났으며 9번째 모델이 최적의 경량화 모델임을 확인하였다[10,11].

이에 따른 PCB 변위 응답을 Fig. 13에서 나타내었다. 기본 모델의 경우, 변위 값이 0.009 mm이며, 9개의 설계안 중 최적 안은 9번 안으로 0.0064 mm의 중심부 변위 값을 갖는다. 이는 최대 허용변위 0.039~0.0364 mm로 만족함을 알 수 있다. HUMS의 운용 중 충격해석은 Fig. 12에 나타낸 진동해석 모델과 같은 격자모델을 사용하였고, 진동해석과 같이 Abaqus Solever를 사용하여 충격해석을 수행하

Table 5 Displacement of PCB during vibration test

Type	X1	X2	X3	Weight (kg)	S/B ratio	Disp.(mm)
Base	-	-	-	2.762	-	0.0090
1	1.5	10	144	2.172	-6.73	0.0087
2	1.5	12	164	1.983	-5.94	0.0084
3	1.5	14	184	1.774	-4.97	0.0091
4	2.5	10	164	2.005	-6.04	0.0091
5	2.5	12	184	1.805	-5.12	0.0104
6	2.5	14	144	1.859	-5.38	0.0095
7	3.5	10	184	1.839	-5.29	0.0110
8	3.5	12	144	1.864	-5.40	0.0099
9	3.5	14	184	1.575	-3.94	0.0064

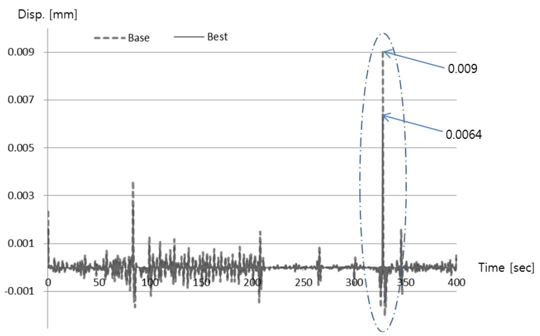


Fig. 13 Displacement of PCB during vibration test

Table 6 Displacement of PCB during shock test

Type	X1	X2	X3	Weight (kg)	S/B ratio	PCB disp.(mm)
Base	-	-	-	2.762	-	0.00277
1	1.5	10	144	2.172	-6.73	0.00266
2	1.5	12	164	1.983	-5.94	0.00260
3	1.5	14	184	1.774	-4.97	0.00280
4	2.5	10	164	2.005	-6.04	0.00280
5	2.5	12	184	1.805	-5.12	0.00317
6	2.5	14	144	1.859	-5.38	0.00290
7	3.5	10	184	1.839	-5.29	0.00337
8	3.5	12	144	1.864	-5.40	0.00303
9	3.5	14	184	1.575	-3.94	0.00197

였다. 경계조건으로는 가속도 극값이 6G인 종단 톱니파형을 갖는 충격지속 시간 11 ms의 충격을 3회 가하였다.

직교배열표로 얻어진 9개의 설계조건으로 충격 FEM 해석을 수행하여, PCB의 중앙부 변위 응답을 도출 한 결과를 Table 6에 나타내었으며, PCB 변위 응답을 확인한 결과 9개의 모델 중 9번 모델의 변위 값이 0.00197로 최적의 변위 값으로 나타났다.

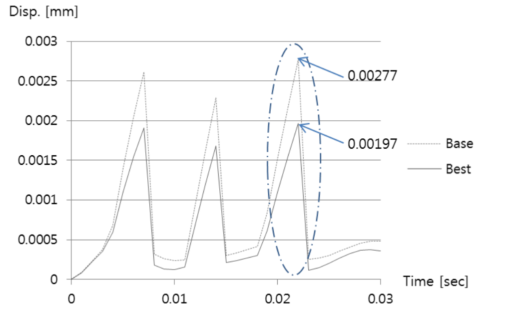


Fig. 14 Displacement of PCB during shock test

PCB 변위 응답을 Fig. 14에서 나타내었다. 기본 모델의 경우, 변위 값이 0.0028 mm이며, 9개의 설계안 중 최적 안은 9번 안으로 0.002 mm의 변위 값을 가진다. 이는 최대 허용변위 0.039~0.037 mm로 만족함을 알 수 있다.

이 연구에 대한 운용 중 진동해석, 운용 중 충격 해석 결과 설계인자 및 수준이 X1 3.5, X2 14, X3 184 인 9번 안이 최대 허용 변위를 만족하는 최소 경량 모델임을 알 수 있었다.

5. 실험적 방법에 의한 FEM 해석 검증

이 실험은 HUMS 내부에 장착된 PCB의 변위 값을 측정하기 위한 실험으로 유한요소 해석을 통해 얻어진 경량화 모델을 제작하여, 실제 운용 중 실험을 통해 FEM 해석 검증 및 HUMS의 전자적 성능을 확인하기 위해 실험을 실시하였다.

5.1 실험장치 및 방법

HUMS 운용 중 실험을 통한 인쇄 회로기판의 변위 값 측정을 위해 Fig. 15와 같이 실험 장치를 구성하여 시험을 수행하였다. 실험 장치는 크게 HUMS, LDS Controller, Shaker, Test Jig, Accelerometer, Pulse Analyzer, Lapshop(자료 획득 장치)를 나타내고 있다.

HUMS의 운용 중 실험 방법은 HUMS가 비행운용 환경과 가장 유사성을 지니기 위해, 실험 치구를 제작하여 치구를 LDS Shaker에 장착하였다.

이 실험은 PCB의 변위 값을 받기 위한 실험으로, HUMS 하우징의 전면P와 PCB의 중심에 가속도 센서를 부착 하여 절대변위 값을 받은 후, 그 차를 통

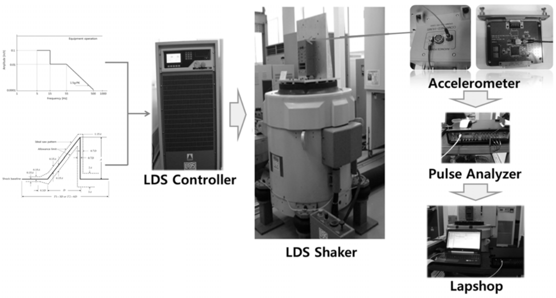


Fig. 15 Experimental set-up

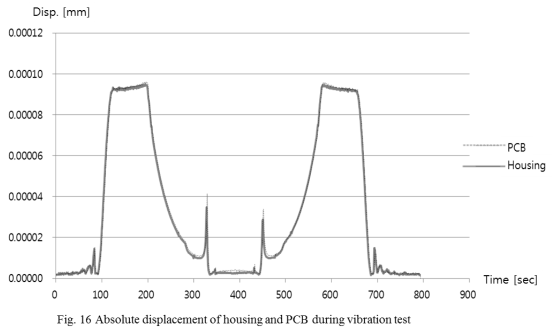


Fig. 16 Absolute displacement of housing and PCB during vibration test

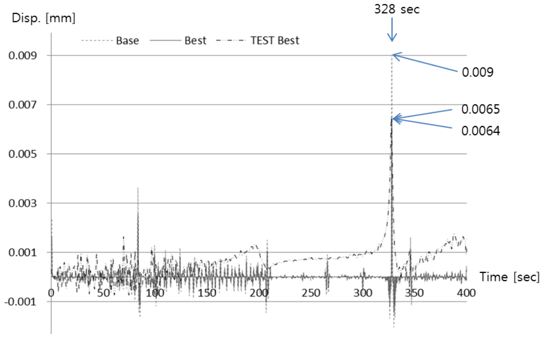


Fig. 17 Comparison between analysis and experiment results with respect to displacement of PCB during vibration test

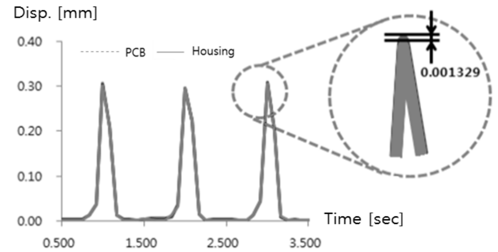


Fig. 18 Absolute displacement of housing and PCB during shock test

하여 PCB의 국부변위 값을 구하였다.

HUMS 장비는 치구와는 4개의 볼트로 체결되었고, 각 구성품간의 고정도 슬롯(slot) 및 볼트결합으로, 볼트결합을 대체하기 위해 MPC 요소를 사용하여 각 구성품간의 구속조건 부여하였다. 운용 중 진동시험 조건을 재현하기 위해 Fig. 12(b)와 같이 진동시험 프로파일을 고정부에 가진 하고, 장비의 진동응답을 측정하기 위한 변위 계측 위치를 선정하였다.

PCB의 변위 계측 위치는 변위 값이 가장 클 것으로 예상되는 PCB의 중심부에서 측정하였다.

5.2 실험결과 및 고찰

(1) 운용 중 진동실험[RTCA DO-160F] 결과 및 고찰

HUMS의 운용 중 진동실험 결과, HUMS 하우징과 PCB 중심에서 받은 변위 값은, Fig. 16은 HUMS 하우징의 절대 변위 값과 PCB의 절대변위 값을 나타낸 것이다.

PCB의 국부적 변위를 구하기 위해 HUMS 하우징과 PCB 위에서의 절대 변위를 측정 차를 나타내면 Fig. 17에서와 같이 나타난다.

운용 중 진동 실험결과 Fig. 17에 나타낸 바와 같이, 328 sec에서 최대 변위가 발생함을 알 수 있었다. 이는 해석결과와 같음을 확인 할 수 있다. 최적화 모델의 해석결과 값과 실험결과 값은 각각 0.0064, 0.0065로 매우 유사함을 알 수 있다. 또한, 최적 모델은 초기모델 대비 28.8 % 개선되었다. HUMS 하우징의 벽면 중심부의 중량 저감으로 인하여 동강성증가가 원인임을 알 수 있다.

(2) 운용 중 충격실험[RTCA DO-160F] 결과 및 고찰

HUMS의 운용 중 충격실험 결과, HUMS 하우징과 PCB 중심에서 받은 변위 값은, Fig. 18에서 확인할 수 있다.

PCB의 국부적 변위를 구하기 위해 HUMS 하우징과 PCB 위에서의 절대 변위를 측정 차를 나타내면 Fig. 19에서와 같이 나타난다. 운용 중 진동 실험결과 Fig. 19에 나타낸 바와 같이, 충격 실험은 모두

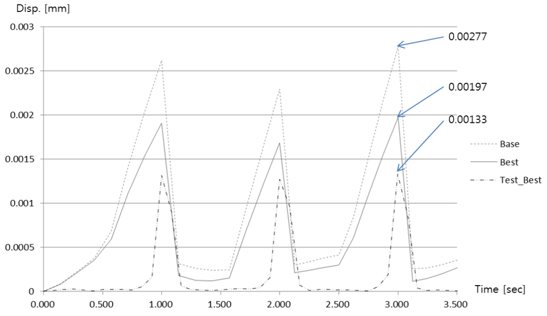


Fig. 19 Comparison between analysis and experimental results with respect to displacement of PCB during shock test

3번째 충격에서 최대 변위가 발생 하였다. 실험결과 운용 중 진동실험 결과와는 달리 실험결과 값과 해석 결과 값은 0.00197과 0.001329로 32.5 % 오차를 보였고, 최적화 모델은 초기모델 대비 약 30.0 %가 개선되었다. 이는 벽면 중심부의 중량 저감으로 인한 동강성의 증가가 원인임을 알 수 있다.

6. 결 론

이 연구에서는 민간 항공기 환경시험 인증체계 [RTCA DO-160]을 HUMS에 가진하였을 때, PCB의 최대허용변위를 만족하면서 HUMS의 경량화를 위해 다구찌 기법과 FEM(유한요소 해석)을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 실험계획법 및 유한요소 해석에 의해 경량화 HUMS모델을 구축하였다

(2) 운용 중 진동시험과 충격시험[RTCA DO-160] 중 HUMS의 PCB의 변위는 0.0064로, PCB에 장착된 전자소자의 최대허용변위인 0.039를 만족하는 HUMS 하우징 경량화 모델을 개발하였다.

(3) 실험계획법과 FEM을 통해, HUMS 하우징은 기초 모델 약 2.4 kg 대비 0.9 kg 중량 저감하여 1.5 kg으로 설계하였고, 이에 따라 HUMS 전체 무게 5.2 kg 대비 4.23 kg으로 18 %의 중량을 저감하였다.

(4) 실험결과를 통하여 HUMS의 경량화에 대한 신뢰성을 검증하였다.

향후 비행시험을 통한 HUMS 신뢰성이 검증 된다면, 항공 전자장비 국산화에 크게 기여하리라 생각된다.

후 기

이 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비지원(07항공-안전02)에 의해 수행되었습니다.

References

(1) Development of Health and Usage Monitoring System(HUMS), 2010, Aviation Safety Technology Development Project 3rd Annual Report.

(2) Development of Health and Usage Monitoring System(HUMS), 2012, Aviation Safety Technology Development Project 5th Annual Report.

(3) Choi, I. H., 2012, A Study on the Structural Analysis and Design of Avionics Equipment, Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, Vol. 13, No. 5, pp. 2015~2022.

(4) Kim, J. H., Jung, H. L., Jeon, S. W., Choi, H. D., 2004, The Static and Dynamic Analysis of the Housing and PCB of Thruster Control Unit, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 3, No. 2, pp. 124~132.

(5) Steinberg, D. S., 2000, Vibration Analysis for Electronic Equipment, Third Edition, John Wiley & Sons.

(6) Jang, J. Y., 2002, Optimum Design of a Low Noise Intake System and Development of a Software Using the Taguchi Method, Master Thesis, Hanyang University.

(7) Choi, J. H., An, J. C., Kim, J. H., Ryu, C. U., Choi, Y. S., 2010, A Study to Determine the Design Parameters of Lifeboat Davit by Using FEM and Taguchi Method, Journal of the Korean Society of Marine Engineering, Vol. 34, No. 4, pp. 554~559.

(8) Guyan, R. J., 1965, Reduction of Stiffness and Mass Matrices, AIAA Journal, Vol. 3, No 2, p. 380.

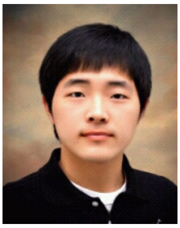
(9) Ha, D. Y., 2002, Optimum Design of Vacuum Interrupter with Axial Magnetic Field by Using FFM and Design of Experiment, Ph.D. Thesis, Hanyang University.

(10) Examination Procedure of Health and Usage Monitoring System(HUMS) [HUMS-TS-EN-PR-06-02],

Korea Testing Laboratory, 2011.

(11) Examination Procedure and Usage Monitoring System(HUMS) [HUMS-TS-EN-PR-05-02], Korea Testing Laboratory, 2011.

(12) Kwon, K. S., 2006, Damage Assessment of Structure Using Taguchi Method, Vol. 16, No. 7, pp. 702~728.



Jin-Su Kim received the B.S. degree in School of Mechanical Engineeing from Hanyang University in 2012. He is currently taking a M.S-Dr. joint course in Dept. of Mechanical Engineering, Hanyang University, Seoul, Korea. His current research interest is energy harvesting using Piezoelectric.

Jae-Eung Oh received the B.S. degree in School of Mechanical Engineering from Hanyang University in 1975, the M.S. degree in Dept. of Safety Engineering from Yokohama National University, Japan in 1980 and Dr.E degree in Dept. of Environmental Engineering from Tokyo Institute of Technology, Japan in 1983. He was vice-president of the Korean Society of Mechanical Engineers and president of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering. He is currently a professor in School of Mechanical Engineering, Hanyang University. His research interests is noise and vibration control.