

충격 하중에 대한 헬리콥터용 전자보드의 강건설계

Robust Design of the CCA in a Helicopter against Shock Load

이종학† · 양성철* · 박영필** · 박노철** · 박경수** · 김갑동***

Jong-Hak Lee, Sung-Chul Yang, Young-Pil Park, No-Cheol Park, Kyung-Su Park and Kap-Dong Kim

1. 서론

기동형 헬리콥터에 장착되는 전자장비(Avionics Component)는 기체로부터 전달되는 정현파가 합성된 불규칙 진동(Sine on Random Vibration)과 운용 환경 및 취급 시 전달되는 충격에 의해 매우 열악한 환경에 놓이게 된다. 진동은 외부공력특성 및 기체의 내부 구성품에 의하여 발생하는 가진 하중이고 충격은 운반 및 운용 중 빈도수가 낮고 비반복적으로 발생하는 가진 하중이다. 진동 및 충격에 의한 가진 하중은 전자장비의 내부에 장착된 CCA(Circuit Card Assembly)의 PCB(Printed Circuit Board) 및 전자부품(Electronic Component)에 영향을 미쳐, 전자장비의 기능저하 및 파괴를 유발할 수 있다.

헬리콥터 항전베이(Avionics Bay)에 장착되는 전자장비는 구조적으로 박스형태를 가지며, 내부에 여러 장의 CCA가 리테이너(card-loc retainer)에 의해 고정된다. 전자장비는 장, 탈착의 편의성을 위하여 슬라이딩 타입의 마운트를 이용하여 헬리콥터에 장착된다. 또한, PCB에는 각각의 기능에 따라 여러 종류의 전자부품들이 부착되어 있다. 따라서, 전자장비가 운용 시 받게 되는 진동과 충격에 의한 가진 하중은 PCB에 부착된 전자부품에 까지 전달되어 피로파괴 및 기능저하를 유발할 수 있다. 그러므로 헬리콥터 탑재 전자장비의 설계 및 제작과정에서는 운용환경이 전자장비에 미치는 영향에 대한 안정성 평가가 이루어져야 한다.

일반적으로 전자부품의 안정성은 CCA의 고유진동수와 모드형상 및 동적변위와 관련된다고 알려져 있다 [1]. 따라서, 본 연구에서는 헬리콥터에 탑재되는 전자장비 중 하나인 MC(Mission Computer)에 장착된 VIOM(Video Input Output Module)을 모델로 하여, 1 자유도 시스템으로 모사하고, 해석적인

방법을 이용하여 충격가진조건, 동적변위 및 고유진동수와 VIOM 전자부품 안정성 사이의 관계를 규명하였다. 이 과정에서 충격하중에 최적화된 VIOM의 고유진동수를 산출하였으며 실제 고유진동수를 확인하기 위해 전자부품이 포함된 유한요소모델을 구축하였다. 또한, VIOM에 대한 고유진동수 및 충격 시험의 결과와 유한요소해석 결과를 비교 분석하여 해석의 신뢰성을 검증함과 동시에 VIOM의 안정성을 평가하였다.

2. 본론

본 연구에서 설계하고자 하는 전자장비의 형상과 구성품은 Fig. 1과 같다. 헬리콥터에 탑재된 전자장비가 신뢰성 평가 시 적용 받게 되는 충격 하중 조건은 Fig. 2와 같이 20g(Peak Acceleration), 15~23msec(Test Duration), 45Hz(Cross-over Frequency)의 SRS(Shock Response Spectrum) 또는 20g, 11msec의 톱니파형 규격이다 [2]. VIOM과 같은 CCA의 고장은 부품과 부품 리드선 파손 및 납땜 접합부 균열에 의해 발생한다. 다양한 전자부품이 장착된 CCA의 많은 실험 결과로부터 산출된 경험식에 의한 동적변위를 기준으로 충격 하중에 대한 CCA의 고장여부를 예측할 수 있다 [1].

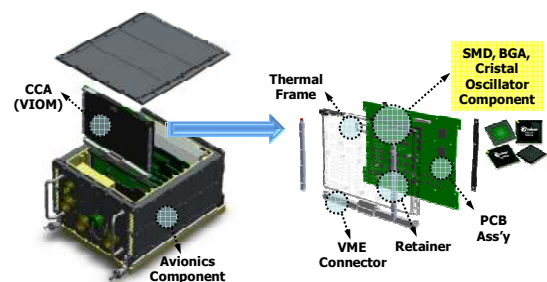


Fig. 1 Avionics Component

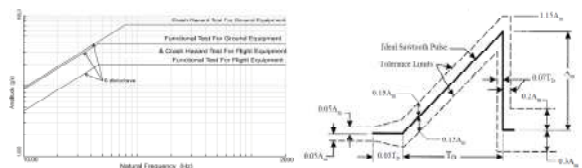


Fig. 2 Specification for Shock Test

† 이종학; 정회원, LIG 넥스원

E-mail : leejonghak27@gmail.com

Tel : (031) 288-9772, Fax : (031) 284-4542

* LIG 넥스원

** 연세대학교

*** 국방과학연구소

2.1 VIOM의 고유진동수 최적화

동적변위를 계산하기 위하여 CCA는 Fig. 3과 같은 1 자유도 시스템으로 모사할 수 있으며, 본 연구에서 적용한 경험식은 Eq. 1과 같고, 충격하중에 대한 실제 동적변위 관계식인 Eq. 2와의 상관관계를 이용하여 Eq. 3과 같이 충격 하중에 대하여 최적화된 VIOM의 고유진동수를 계산할 수 있다 [1].

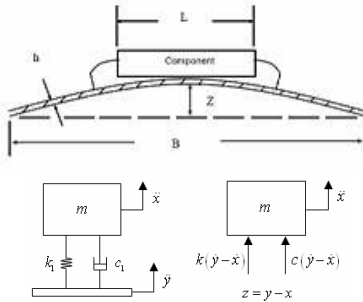


Fig. 3 Schematic and Free Body Diagram

$$Z_{(allow)} = \frac{0.00132B}{ch\sqrt{L}} (in) \quad (1)$$

$$Z_{(max)} = \frac{9.8G_{in}A}{f_n^2} (in) \quad (2)$$

$$f_{n(optimum)} = \left[\frac{9.8G_{in}Ahc\sqrt{L}}{0.00132B} \right]^{0.5} \quad (3)$$

계산결과에 따라 규정된 충격 하중에 최적화된 VIOM의 고유진동수는 50Hz이다.

2.2 유한요소해석 및 고유진동수 실험

본 연구대상 CCA인 VIOM의 고유진동수를 예측하기 위하여 상용소프트웨어인 ANSYS V12를 사용하였으며 결과의 신뢰성을 위하여 모드실험을 실시하였다. 해석의 정확성을 위하여 형상을 기준으로 하여 고차요소인 solid187과 shell181을 혼합하였으며 솔리드요소에는 20절점 육면체 메쉬를 사용하였다. VIOM이 Chassis에 조립되는 부분은 컨택요소를 사용하여 실제상황과 유사한 단순지지조건을 모사하였다. Fig. 4는 모드해석과 실험 결과이다.

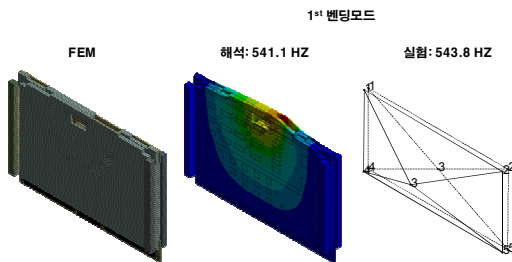


Fig. 4 Modal Analysis using FEM and Experiments

VIOM의 모드해석결과에 따라 전자부품의 피로 파괴를 유발하는 벤딩모드가 1차 모드로 543.8Hz에서 발생함을 알 수 있으며 이는 충격하중에 대한 제한 주파수 50Hz 이상으로 안전영역에 있음을 확인할 수 있다.

2.3 충격 시험

충격 하중에 대한 VIOM의 안정성을 판단하기 위하여 가진기(V860-HD-C)에서 Fig. 5와 같이 20g, 11msec의 톱니파형 프로파일을 적용하여 충격시험을 수행하였다. 시험결과 전기적 및 구조적 안정성을 확인하였다.

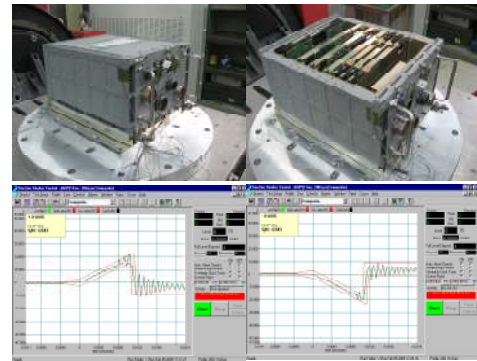


Fig. 5 Test Configuration and Shock Impulse

2.4 충격 하중에 대한 VIOM의 안전률 분석

Eq. 1를 이용하여 구한 충격 하중에 대하여 허용되는 최대 동적변위와 Eq. 2에서 구한 VIOM의 최대 동적변위 및 항공전자장비에 적용되는 안전계수 1.5를 이용하여 Eq. 4에 의해 VIOM의 안전율을 구하면 78이다. 안전율은 0보다 큰 경우 안전함을 뜻한다.

$$\text{Margin of Safety} = \frac{Z_{(allow)}}{1.5 \times Z_{(max)}} - 1 \geq 0 \quad (4)$$

3. 결론

본 연구에서는 충격 하중에 대한 헬리콥터용 VIOM의 최적화된 고유진동수를 계산하였으며 해석과 실험적 방법을 이용하여 VIOM의 안정성을 확인하였다. 추후, 진동 하중에 대한 최적화된 고유진동수와 비교 분석이 필요하다.

참고문헌

- [1] Dave S. Steinberg, "Vibration analysis for electronic equipment", John Wiley & Sons Inc., 3rd Edition, 2000.
- [2] Department of Defense Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Method 516.6 Shock, 2008.