

유한요소해석법을이용한 항공기에 장착되는 Display System 의 동특성분석 Dynamic Analysis of a Display System installed in aircraft Using Finite Element Method

이석규† · 이병호* · 최지호* · 김지억* · 신민재**
Lee sockkyu, Lee byoung ho, Choi ji ho, Kim ji euk and Shin min jae

1. (cockpit) (display system) (pilot)

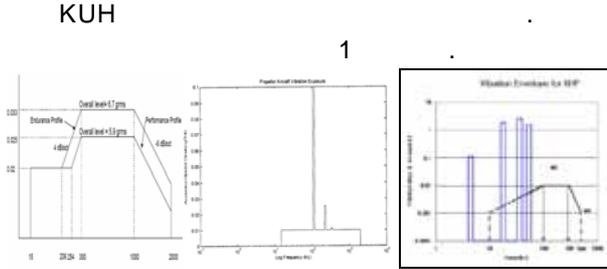


그림 1 제트기,프로펠라기,회전익기 진동의외란

2.2

(1) (display system) LCD, ICM, Gyro, M4 Screw

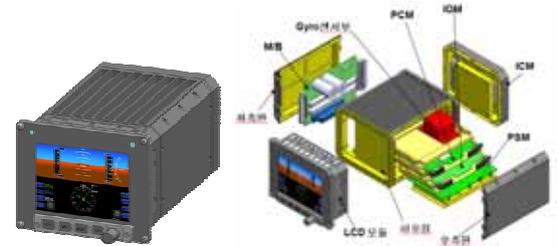


그림 2 시현 시스템 구성

(2) (FE) FE

2.1 가 가 15~2000Hz 가 가 300~1000Hz 가 가 15~2000Hz 가 가 113Hz 가 가 10~500Hz 가 가 4Hz~55Hz .[1] F15K, MUAV,

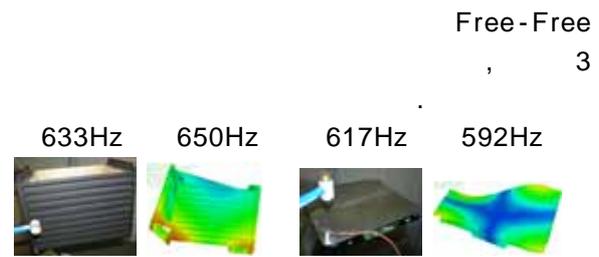


그림 3 하우징과 IOM 조립체 1차 Mode 비교

† ; LIG
E-mail : sockkyulee@lignex1.com
Tel : (031) 288-9771, Fax : (031) 284-4542
* LIG
**

(3) (FE) Solid Shell
4 FE , Shell
가

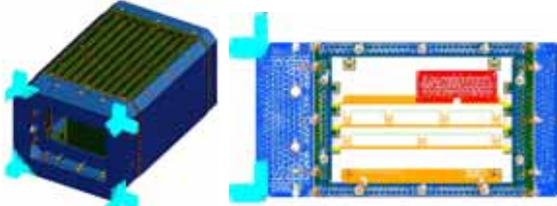


그림 4 시험 시스템 FE 모델

2.3

(1) Normal Mode
5 1 340Hz

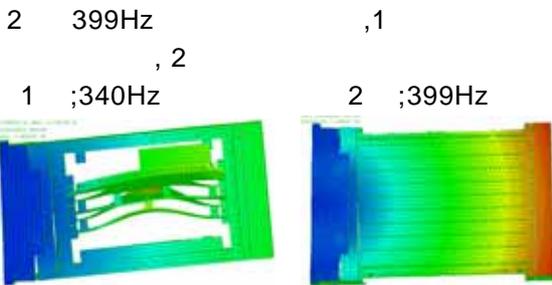


그림 5 1차 및 2차 Normal Mode 해석

(2) Response
Response 가

5.4ksi, 3.2ksi, 2.6ksi
340Hz 가
체트기(11.5g²/Hz)

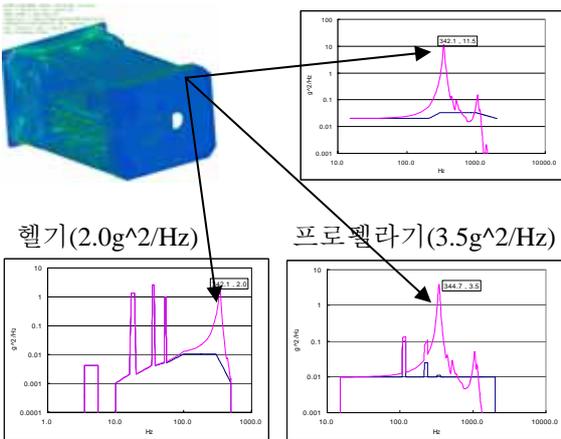


그림 6 Response 해석 및 가속도 그래프

(3)

1

가 , 1
(68%) 5.4Ksi , 2 (27%) 10.8Ksi, 3
(4%) 16.2Ksi 7 MIL -
HDBK-5J S/N curve

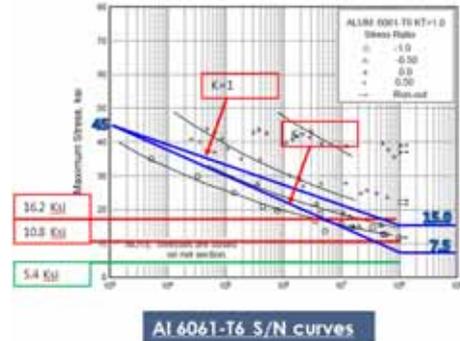


그림 7 Al 6061-T6 S/N curves

Miner

[2] 1 가
3
1 3σ 응력에서 파손이 일어날 횟수이며,
수식 2 는 시험 시간 동안 3σ 응력의 반복횟수이다.
수식 3 은 누적 손상율로 여기서는 3σ 만 고려하였다.
수식 4 는 예측된 피로수명이다.

$$3\sigma N_3 = (1000) \left(\frac{45000}{(3)(5400)} \right)^{6.4} = 6.9 \times 10^5 \text{ ---수식 1}$$

$$3\sigma n_3 = (342 \text{ cycles/s})(3600 \text{ s/h})(3h)(0.0433) = 1.6 \times 10^5 \text{ ---수식 2}$$

$$R_n = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} = \frac{1.6}{6.9} = 0.232 \text{ ---수식 3}$$

$$\text{Expected life} = 3.0h + (3.0)(1.0 - 0.232) = 5.3 \text{ hours ---수식 4}$$

3.

본 연구를 통하여 시험 시스템의 유한요소해석 모델을 구축하였고, Response 해석의 결과로 Miner의 누적 손상 피로를 고려하여 피로수명을 예측하여 시험시간 내 피로파손이 발생하지 않도록 설계되었음을 확인하였다. 추후 시험을 통한 검증 및 최적화 설계의 기초자료로 활용 할 수 있겠다.

[1] "MIL-STD-810G: Department of Defense Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests" Method 514.6 Vibration

[2] Dave S. Steinberg, "Vibration analysis for electronic equipment", John Wiley & Sons Inc., 3rd Edition, 2000.