

M&S를 이용한 항공기용 통합형 전기식 구동장치의 동적 안전성 연구

The study of dynamic safety using M&S for Integrated Electro-Mechanical Actuator installed on aircraft

†이석규‡·이병호*·이증*·강동석*·최관호**

Sock-Kyu Lee, Byoung-Ho Lee, Jeung Lee, Dong-Seok Kang, and Kwan-ho Choi

Key Words : Electro-Mechanical Actuator(전기식 구동장치), Natural frequency(고유진동수), Natural Mode(고유모드), Response Analysis(응답해석), modal damping(모달 댐핑), Equivalent Stress(등가 응력)

ABSTRACT

Electro-Mechanical Actuator installed on aircraft consists of a decelerator which magnifies the torque to rotate an axis connected with aircraft control surface, a control section which controls the motor assembly through receiving orders from cockpit and a motor assembly which rotates the decelerator. EMA controls aircraft attitude, position, landing, takeoff, etc. It is important part of a aircraft.

Aircraft maneuvering make vibration of EMA. Vibration may cause the vibration fatigue. For that reason, it is necessary to analyze the system safety.

In this paper, first EMA is modeled in finite element method and analyzed the response from input vibration. second EMA is tested and analyzed from modal experimental data. third EMA FEM model is updated and re analyzed. and EMA is verified safety with 3σ stress and S/N curves.

1. 서 론

항공기의 날개에 장착되는 조종면 구동장치는 조종사의 조종에 따라 항공기의 방향 전환, 이/착륙 및 고도 조종을 위해 날개 뒤 조종면의 각도를 조절하도록 하는 항공기 필수 핵심 장비이다. 대형 항공기의 경우 소요 토크가 높으므로, 현재에도 전기-유압식으로 조종면의 각도를 조절하고 있으나, 소형 및 무인항공기의 경우 중량 감량에 유리한 전기-기

계식으로 대체되고 있는 추세이다. 현재 개발되고 있는 항공기용 통합형 전기식 구동장치(이하 EMA 구동장치)는 전기-기계식이면서, 제어기와 구동기가 일체형으로 통합된 구동장치이다. 제어기와 구동기가 통합되면서, 기존 신호전송을 위한 케이블이 제거되어 중량 감량에 더욱 유리하다. 본 과제의 목표 중량을 만족하기 위해 구조의 최적화 감량 설계와 아울러 항공기 운행에 의해 유발되는 진동외란에 대한 구조적 안전성을 동시에 고려하여 설계 되어야 했다.

본 논문에서는 유한 요소 해석법(FEM)을 이용하여 EMA 구동장치의 해석모델을 구축하고, 이를 통해, 적용 항공기의 진동외란에 대한 구조적 영향을 분석하고, 실험을 통해 검증하였다.

† ‡ 교신저자, 발표자; 정회원, LIG넥스원(주)

E-mail : sockkyu.lee@lignex1.com

Tel : 031-8026-4893 , Fax : 031-8026-7084

* LIG넥스원(주)

** 국방과학연구소

2. FEM 해석

2.1 외란 정의

(1) 진동 외란 정의

개발중인 EMA 구동장치의 장착 대상 항공기는 소형의 프로펠러기로 진동외란은 MIL-STD-810G, METHOD 514.6 VIBRATION Category13. Fixed wing propeller aircraft(1)를 따라 그림1과 같이 정의되었으며, 15~2000Hz 범위의 광대역 랜덤 가진원과 프로펠러로 유발되는 113Hz 근방의 협대역 랜덤 가진원과 그 하모닉 성분으로 존재한다.

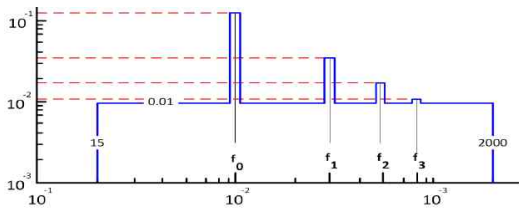


그림 1 Propeller aircraft vibration exposure

2.2 해석 모델 구축

(1) EMA 구동장치 구성

EMA 구동장치는 그림2,3과 같이 감속기 조립체부, 모터조립체부, 제어기 조립체부로 구성되며, 제어기 조립체 내부는 2중화를 위해 제어 보드부 2개가 상하 대칭으로 있으며, EMI 필터 보드부가 후면에 부착되어 구성되며, 전면 7개소에 1/4"-20 Screw로 날개 내부 보강 프레임에 체결된다.

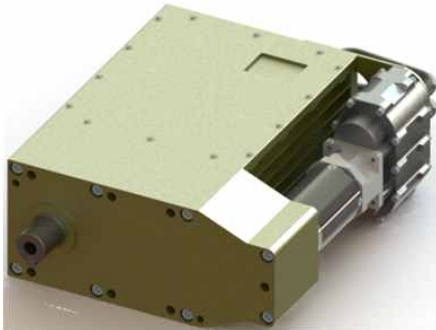


그림 2 EMA Equipment

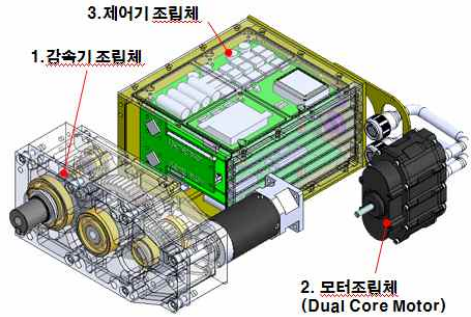


그림 3 Components of EMA

(2) 유한 요소(FE) 모델 구축

그림 4와 표1과 같이 FE 모델은 주로 Solid 요소로 구조물을 구성하였고, 체결점은 각각 나사에 의해 결합되는 면적을 서로 구속시켰으며, 보드부는 밀도를 조절하여 중량을 일치시켰다. Mesh 개수는 표2에 나타내었다. 경계조건으로는 실제 항공기 날개 보강 프레임에 체결되는 곳 주변을 고정조건으로 가정하였다. 해석에 사용된 분석 S/W는 Ansys Workbench V15.0 이다.(2)

오류 3:17

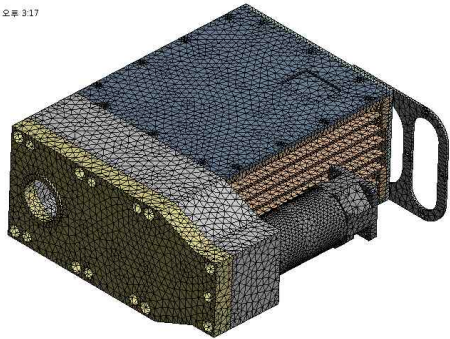


그림 4 FE Model of EMA

표 1 Components of FE Model

구분	Element type	재질
감속기부 하우징	Solid	Al 7075 T6
감속기내 기어류	Point Mass	-
제어기부 하우징	Solid	Al 6061 T6
제어보드1,2	Solid	Epoxy Glass Fiber
EMI 필터보드	Solid	Epoxy Glass Fiber
모터부	Point Mass	-
모터고정브라켓	Solid	Al 6061 T6

표 2 Mesh Number

구분	갯수	Mesh type
Nodes	225992	-
Elements	115208	Tet10

2.3 해석 결과

(1) Normal Mode 해석

그림 5 와 6은 Global 벤딩 모드중 X방향과 Z방향으로 기여도가 가장 큰 모드이며, Z축 방향으로는 367Hz X축 방향으로는 546Hz 이다.

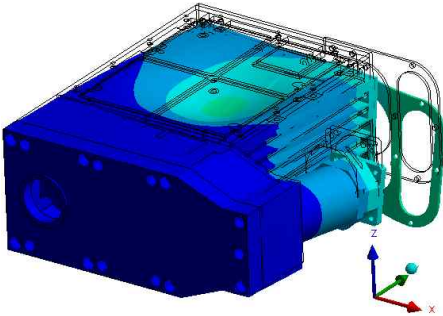


그림 5 Z-dir Global Bending Mode

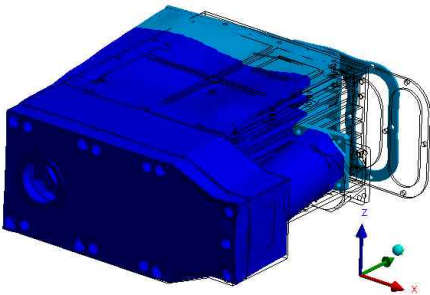


그림 6 X-dir Global Bending Mode

(2) Response 해석

Random Vibration Response 해석은 Modal Superposition법을 이용하였고, 그림 1의 값을 X방향과 Z방향으로의 입력 값으로 적용하였고, 감쇠는 모달감쇠 3%를 적용하였다. 그림 7은 제어기 조립체 뒷단의 가속도 Response 값을 나타내었다. Y방향은 상대적으로 외란에 강인할 것으로 판단되어 생략하였다.

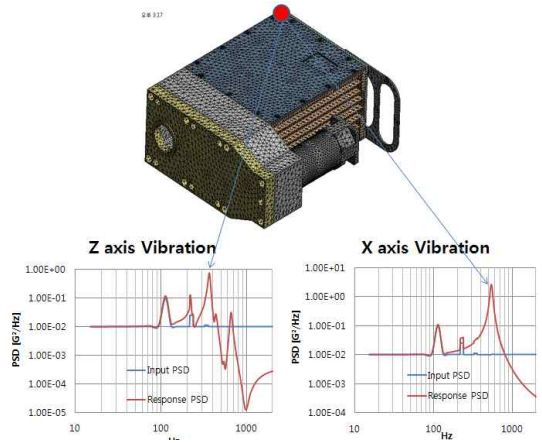


그림 7 Random Vibration Response

X축 방향으로 Stress 해석결과 그림 8과 같이 제어부를 감속기부에 장착을 위한 체결 포인트중 모터 쪽 체결 포인트에서 12.7Mpa의 응력이 나타남을 관찰할 수 있었다.

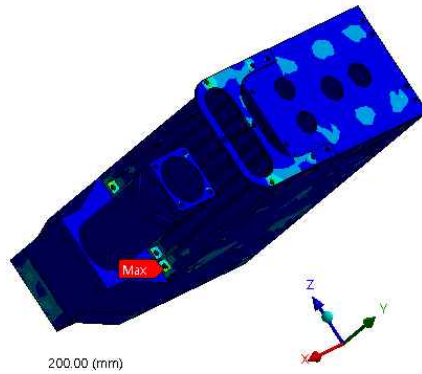


그림 8 X-dir Equivalent Stress

Z축 방향으로 Stress 해석결과 그림 9와 같이 모터고정 브라켓부에서 11.9Mpa의 응력이 발생함을 관찰 할 수 있었다.

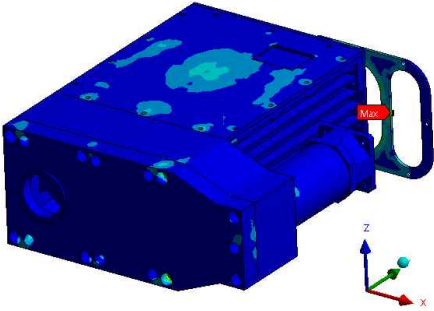


그림 9 Z-dir Equivalent Stress

(3) 피로 파손 분석

진동의란이 랜덤진동이므로, 시험체에 부과되는 응력은 최대응력을 1σ 로 정의하는 정규분포로 존재한다. 가장 큰 값이 나온 X축 장착포인트 12.7Mpa을 기준으로 고려해 보면, 참조한 그래프가 영국 단위계여서 단위계를 환산하여 적용한다. 1.84Ksi의 응력은 1σ 기준으로 68%의 발생확률을 가지며, 3.68Ksi의 응력은 2σ 기준으로 27%의 발생확률을 가지며, 5.52 Ksi의 응력은 3σ 기준으로 4%의 발생확률을 가진다.

그림 10에 MIL-HDBK-5J(3)의 AL-7075-T6의 S/N curve와 각 응력의 수준을 나타내었다. 3σ 의 응력까지 고려하였으나, S/N curve와 만나는 점이 없으므로, Random Vibration 외란에 대해서는 무한 수명이 예상됨을 알 수 있었다.

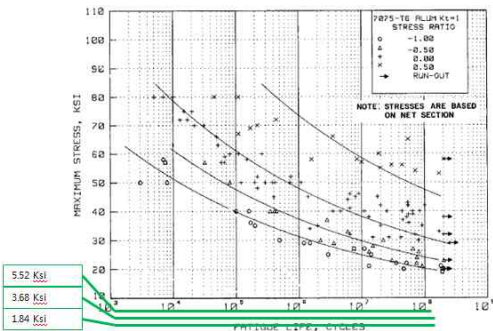


그림 10 Al 7075-T6 S/N curves

2.4 실험 모델 구축 및 해석 보정

(1) EMA 구동장치 Z축 실험 및 해석 보정

Z축 모달 TEST를 위해 FFT(Dp700, Data Physics co.)와 가속도센서 5개(3220E, Dytran co.) 및 STAR Modal V6.4(Modal S/W)(4)를 구성하여

가진기(V8, B&K co.)에 설치후 20~2000Hz flat random 파형으로 가진하였다. 아래 그림11은 6회에 걸쳐 부착한 센서의 위치이며, 100번 센서는 계속 같은 곳에 고정되어 있었고, 1~4번 센서를 6회 지정위치로 옮겨가며 측정하였다. 추후 6회 때 4번 위치(그림12, 24번점)에서의 Z축 실제 운용 스펙 일때의 실측값과 해석상의 값을 비교하여 Modal 감쇠의 차이를 분석하고 실측된 Modal 감쇠 값으로 재해석하여 응력분포를 관찰하는데 이용하였다.

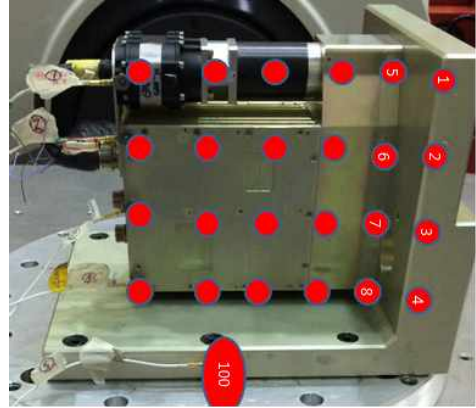


그림 11 Z-axis accelerometer position

그림 12는 Z축 측정DATA를 가공하여 STAR Modal S/W에서 ODS(operational deflection shape)를 나타내었고, Z축 1차 Global모드는 330Hz에서 관찰할 수 있었다.

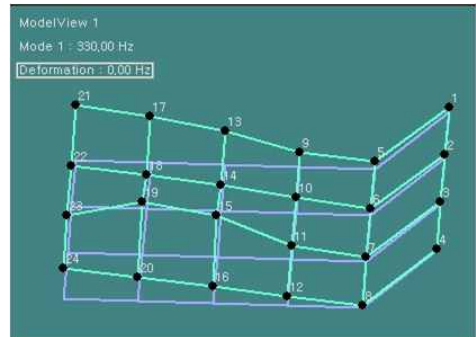


그림 12 EMA Z Mode

그림13의 6회째 4번점(제어부 후면 모터 반대단 모서리)에서의 실제 g 값은 $1.33 g^2/Hz$ 의 값을 나타내며, 그림 7의 Z축 해석 값은 감쇠 3%에서 $0.75 g^2/Hz$ 이었다. Z축의 모달감쇠를 약 2.2%로 조정

했을 때 약 $1.39g^2/Hz$ 가 나왔으며, 이때의 최대응력은 같은 위치인 그림 9의 모터고정 브라켓부이며, 응력값은 11.9Mpa에서 13.6Mpa로 증가하였다.

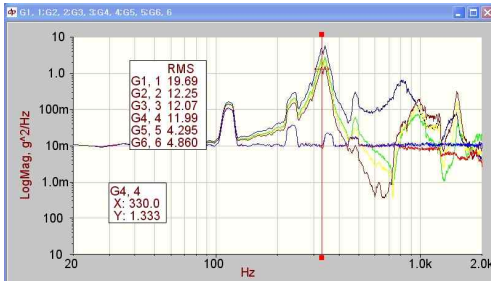


그림 13 real vlaue of 24 point

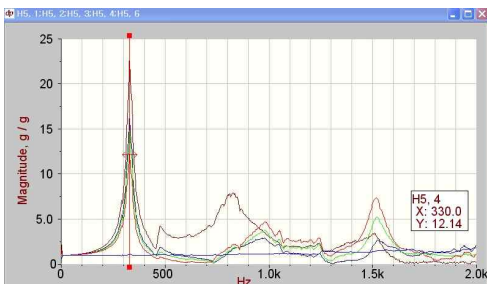


그림 14 transmissibility of 24 Point

(2) EMA 구동장치 X축 실험 및 해석 보정
X축 모달 TEST를 위해 같은 장비를 구성하였고, 센서의 위치는 그림 15와 같이 4개의 센서를 3번에 걸쳐 아래의 위치에서 측정하였고 반대면도 같은 위치에서 3번에 걸쳐 측정하였다. 추후 3회 때 3번 위치(그림16, 11번점)에서의 X축 실제 운용 스펙 일때의 실측값과 해석상의 값을 비교하여 Modal 감쇠의 차이를 분석하고 실측된 Modal 감쇠 값으로 재해석 하여 응력분포를 관찰하는데 이용하였다.

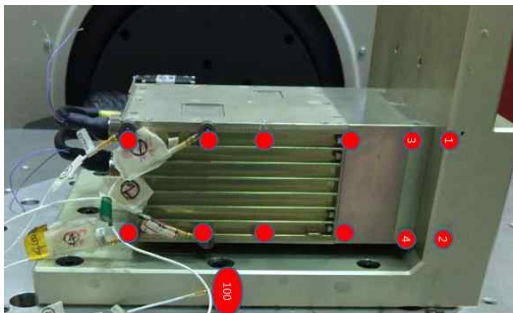


그림 15 X-axis accelerometer position

그림 16은 X축 측정DATA를 가공하여 STAR Modal S/W에서 ODS(operational deflection shape)를 나타내었고, X축 1차 Global모드는 510Hz에서 관찰할 수 있었다.

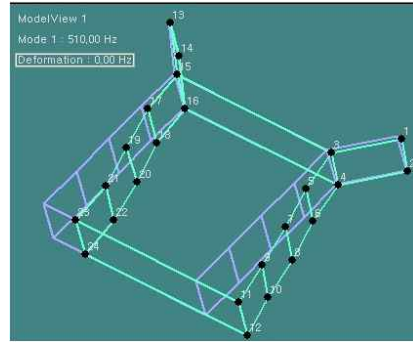


그림 16 EMA X Mode

그림17의 3회째 3번점(제어부 후면 모터 반대단 모서리)에서의 실제 g값은 $1.6 g^2/Hz$ 의 값을 나타내며, 그림 7의 X축 해석 값은 감쇠 3.0%에서 $2.4 g^2/Hz$ 이었다. X축의 모달감쇠를 약 4.0%로 조정했을 때 약 $1.55g^2/Hz$ 가 나왔으며, 이때의 최대응력은 같은 위치인 그림 8의 제어기부를 감속기부에 장착을 위한 체결 포인트중 모터쪽 체결 포인트에서 12.7Mpa에서 11.1Mpa로 감소하였다.

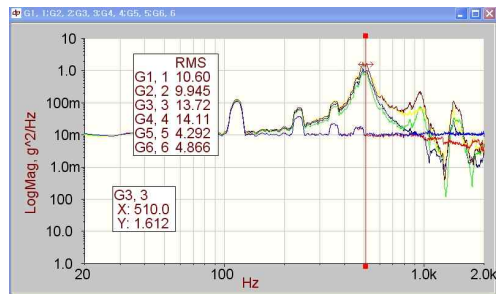


그림 17 real vlaue of 11 point



그림 18 transmissibility of 11 Point

(3) 피로 파손 분석 보정

실험값을 이용하여 보정했을 때 가장 큰 값이 나온 가진 방향과 위치가 Z축 모터고정 브라켓부로 변경이 되었고, 13.6Mpa로 해석 되었다. 단위계 환산을 하면 1σ에서 1.97Ksi, 2σ에서 3.95Ksi, 3σ에서 5.92 Ksi가 부과 될것으로 예상된다.

그림 19에 MIL-HDBK-5J(4)의 AL-6061-T6의(3) S/N curve와 각 응력의 수준을 나타내었다. 3σ의 응력까지 고려하였으나, S/N curve와 만나는 점이 없으므로, Random Vibration 외란에 대해서는 무한 수명이 예상됨을 알 수 있었다.

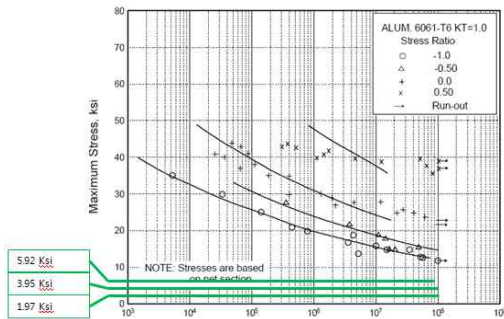


그림 19 Al 6061-T6 S/N curves

2.5 결과

본 연구를 통해 EMA 구동장치의 해석모델은 표 3과 같이 고유진동수 10% 오차내로 구축되었고, 실제 실험을 통해 표 4와 같이 해석모델 감쇠를 변경하여 적용하였고, 응력에 따른 피로 파손 분석을 하여 안정성을 확인하였다.

표 3 Comparison of natural frequencies

구분	Modal 해석	Modal 실험	오차율
X방향	546Hz	510Hz	6.5 %
Z방향	367Hz	330Hz	10 %

표 4 Comparison of Equivalent Stress

구분	1차 해석	2차 해석	감쇠율 변경
X방향	12.7 Mpa	11.1 Mpa	3% -> 4%
Z방향	11.9 Mpa	13.6 Mpa	3% -> 2.2%

3. 결 론

본 연구를 통하여 EMA 구동장치의 유한요소해석 모델을 구축하였고, Response 해석의 결과로 Random Vibration 해석을 수행하여 구조 건전성을

평가하였다. 또한 Modal 실험 및 실제 진동외란에 서의 특정 Point 값을 비교하여 감쇠율을 조정 한 해석을 통해 구조 건전성을 재평가하여 안전함을 확인 하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 핵심기술(응용연구) 연구비 지원에 의해 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) "MIL-STD-810G: Department of Defense Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests" Method 514.6 VIBRATION .
- (2) ANSYS Workbench Training Manual
- (3) "MIL-HDBK-5J: Metallic Materials and Elements For Aerospace Vehicle Structures" 2003.
- (4) Star Modal, 1995, User's Manual, Rev. 3405-0113