

# eVTOL 블레이드 제어용 전기식 구동장치 피로수명 분석

김현기  
한국항공우주연구원  
e-mail: shotgun1@kari.re.kr

## Fatigue Life Analysis of EMA for Blade Control of eVTOL

Hyun-gi Kim  
Korea Aerospace Research Institute

### 요약

본 연구에서는 전기수직이착륙 항공기(eVTOL)의 블레이드를 제어하는데 사용되는 전기식 구동장치에 대한 피로수명을 분석하였다. 먼저, 구조해석을 통해 피로수명 분석을 위한 취약부위들을 선정하였다. 그리고, 각 취약부위의 단위하중 응력표를 이용하여 하중 프로파일에 대한 대표응력을 계산한 후, 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일을 추출하였다. 이후, MMPDS에서 제공하는 적용소재의 S-N 선도로 개별 프로파일들에 대한 수명 사이클을 계산하고, 선형누적손상법칙에 의해 전기식 구동장치 취약 부위들에서의 피로수명을 분석하였다. 최종적으로 피로관점에서 eVTOL 블레이드 제어용 전기식 구동장치의 취약 부위들에 대한 구조 건전성을 평가하였다.

### 1. 서론

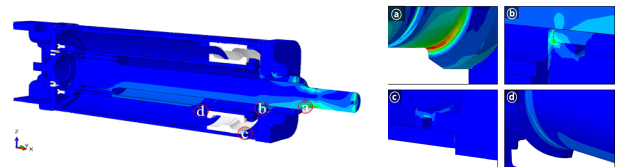
전기식 구동장치(Electro-Mechanical Actuator, EMA)는 모터동력을 사용하여 기계적인 직진운동과 회전운동을 제어하는 장치이다. 최근 항공기 개발에 있어 친환경적인 고려가 강조되고 있으며, 그 일환으로 EMA는 전기수직이착륙 항공기(Electric Vertical Take-Off and Landing Aircraft, eVTOL)의 로터 제어[1], 유무인 항공기 조종면 제어[2,3], 항공우주용 구동장치[4] 등 다양한 용도로 항공기에 적용되고 있다. 이러한 EMA는 항공기를 운항하면서 접힘이나 펼침에 의한 반복하중을 받게 되므로 피로손상의 가능성이 존재한다. 따라서 EMA는 설계시 피로 요구도가 고려되어야 하고, 수치해석 등을 통해 피로수명에 대한 검토가 필요하다.

본 연구에서는 eVTOL 블레이드 제어용 EMA에 대한 피로수명을 분석하였다. 이를 위해, 낙수계수법(rain-flow counting method)과 MMPDS(Metallic Materials Properties Development and Standardization)[5]에서 제공하는 S-N 선도, 그리고 선형누적손상법칙(Palmgren-Miner Rule)[6]에 따라 EMA 취약 부위의 피로수명을 분석하여 피로관점에서 eVTOL 블레이드 제어용 EMA의 구조 건전성을 확인하였다.

### 2. 취약부 선정

그림 1과 같이 EMA의 네 지점을 선정하여 피로수명을 검토하였다. 표 1은 선정부위 명칭과 해당부분에 적용된 소재

정보이다. 블레이드 제어용 EMA는  $x$  방향과  $y$  방향에 대한 하중이 인가되기 때문에, 각 방향으로 단위하중을 인가하여 단위하중 응력표를 생성하였다. 그리고, 생성된 단위하중 응력표를 적용하여 각 하중 프로파일에 대한 응력성분과 대표응력(등가응력 또는 주응력)을 계산하였다.



[그림 1] 전기식 구동장치 취약부

[표 1] 선정부 물성

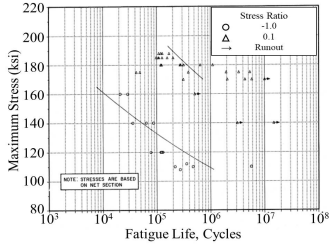
취약부	명칭	명칭
(a)	Actuator rod	4330M
(b), (c)	Front housing	Al 7075-T6
(d)	Roller screw	17-4PH

### 3. 피로해석

그림 2는 17-4PH에 대한 S-N 선도이고, 관련 수명식은 식 (1)과 같다.

$$\text{Log}N_f^i = 30.6 - 11.2\text{Log}(S_{eq}^i) \quad (1)$$

여기서,  $S_{eq} = S_{max}(1-R)^{0.52}$ ,  $N_f^i$ 는  $i$ 번째 개별 프로파일의 수명사이클을 의미한다.



[그림 2] 17-4PH S-N 선도[5]

최종적으로, 수명사이클  $N_f^i$ 와  $i$ 번째 개별 프로파일의 출현횟수( $N_{cycle}^i$ )를 식 (2)에 입력하여,  $i$ 번째 개별 프로파일에서 발생하는 손상을 계산할 수 있다.

$$D = \sum_{i=1}^m \frac{N_{cycle}^i}{N_f^i} \quad (\text{if } D > 1, \text{ failure}) \quad (2)$$

여기서,  $D$ 는 누적 손상,  $m$ 은 나수계수법으로 추출된 개별 프로파일의 갯수를 의미한다.

피로수명을 계산한 결과, 피로해석을 위해 선정된 모든 취약 부위에서 무한 피로수명을 확보하는 것으로 평가되었다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 eVTOL 블레이드 제어용 EMA에 대한 피로수명을 분석하였다. 구조해석을 통해서 EMA 취약부위를 선정하고, 선정부위에서 개별 프로파일에 대한 수명사이클을 계산하였다. 그리고, 선형누적손상법칙을 적용하여 최종적인 손상량을 계산하였다. 그 결과, eVTOL 블레이드 제어용 EMA는 취약 부위에서 충분한 피로수명을 갖는 것으로 평가되었다.

#### 후 기

본 연구는 2023년도 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT)의 연구비 지원으로 수행되었습니다(과제번호 20015907, eVTOL 모빌리티용 고신뢰도 고속 고효율(1kW급) 다중화 전기식 작동기 개발).

#### 참고문헌

[1] 김근택, 김재무, “스마트무인기 드라이브장치의 개발”, 항공우주기술, 제7권, 1호, pp.49-60, 2008년

[2] S. Lee, H. S. Choi, K. J. Seong, “Automatic Flight Control System Development for Optionally Piloted Vehicle”, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol.42, no.11, pp.968-973, 2014년

[3] 이인호, 김도형, 서민호, 김길영, 박상준, 양명석, 권준용, “UAV 전기식 비행 조종면 구동장치 설계해석 및 인증시험”, 한국항공우주학회 2016년도 추계학술대회, pp.492-493, 11월, 2016년

[4] 윤기준, 박호열, 장기원, “항공우주용 구동장치 개발 동향”, 한국추진공학회지, 제14권, 6호, pp.89-102, 2010년

[5] Metallic material properties development and standardization (MMPDS), MMPDS-11, Federal Aviation Administration, United States, 2016년

[6] Miner, M.A., “Cumulative damage in fatigue”, Journal of Applied Mechanics, vol.12, pp.149-164, 1945년