

# eVTOL 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기 피로수명 해석

김현기  
한국항공우주연구원

## Fatigue Life Analysis of Electro-Mechanical Actuator for Blade Pitch Control in eVTOL

Hyun-gi Kim  
Korea Aerospace Research Institute

**요약** 최근, 급격한 메가시티화에 따라 도심 운용에 적합한 개인항공기로 친환경, 저소음 그리고 높은 안전성을 추구하는 전기식 수직 이착륙 항공기의 개발이 활발하게 진행되고 있다. 관련 세부기술 중 하나로 국내외 항공분야에서 전기식 작동기와 같은 친환경 기술에 대한 연구개발이 수행되고 있다. 본 연구에서는 전기수직이착륙 항공기의 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기에 대한 피로수명을 분석하였다. 먼저, 구조해석을 수행하여 피로수명을 분석하기 위한 전기식 작동기의 취약부위들을 선정하고, 선정된 각 취약 부위들에서의 단위하중 응력표를 생성하였다. 그리고, 단위하중 응력표를 이용하여 각 프로파일 하중에 대한 대표응력을 계산하였다. 이후, 대표응력 그룹에 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일을 추출하고, 개별 프로파일의 진폭, 평균값, 최대 및 최소응력 그리고, 응력비를 계산하였다. 그리고, 금속 재료특성 개발 및 표준화 핸드북과 참고문헌에서 제공하는 전기식 작동기 적용 소재에 대한 수명식을 적용하여 개별 프로파일의 피로수명과 손상을 계산하고, 선형누손상법칙에 따라 각 손상값들을 더하여 전기식 작동기 취약 부위들에서의 손상량을 계산하였다. 최종적으로 구조해석을 통해 선정된 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기의 취약 부위들에 대한 피로수명을 평가하였다.

**Abstract** Recently, with the rapid mega-urbanization, the development of eVTOL (Electric Vertical Take-off and Landing) that pursue eco-friendly, low noise, and high safety as personal air vehicles suitable for urban operation are actively underway. As one of the related detailed technologies, the research and development on eco-friendly technologies, such as electromechanical actuators, is being carried out in domestic and foreign aviation fields. In this study, the fatigue life of an electromechanical actuator for blade pitch control of eVTOL was analyzed. First, the vulnerable parts of the electromechanical actuator were selected for fatigue analysis, and the unit load stress table of the selected area was constructed. The representative stress for each profile load was calculated using the unit load stress table. By applying the rainflow counting method to the representative stress group, the individual profiles were extracted, and the amplitudes, average values, maximum and minimum stresses, and stress ratios for the individual profiles were calculated. After calculating the damage and the life cycle of each profile using MMPDS (Metal Material Properties Development and Standardization) and reference literature, the damage to the vulnerable parts of the electromechanical actuator was calculated by adding the damage values of each profile according to the linear cumulative damage law. Finally, the fatigue life of the vulnerable parts of the electromechanical actuator for blade pitch control selected through structural analysis was evaluated.

**Keywords** : Electro-Mechanical Actuator, eVTOL, Fatigue Analysis, Linear Cumulative Damage Rule, MMPDS, Rainflow Counting Method

본 연구는 2023년도 산업통상자원부 및 한국산업기술평가관리원(과제번호 20015907)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

\*Corresponding Author : Hyun-gi Kim(Korea Aerospace Research Institute)

email: shotgun1@kari.re.kr

Received November 30, 2022

Revised January 5, 2023

Accepted February 3, 2023

Published February 28, 2023

## 1. 서론

전 세계는 메가시티화(mega-urbanization)로 인해 도시 거주자들의 이동 효율성이 급격히 저하되고 있으며, 기존 교통수단의 도시 집중화로 교통·주거·환경·에너지 등 여러 측면에서 문제를 초래하고 있다. 이에 대한 근본적인 해결책으로 도심과 주변 광역권을 아우르면서 새로운 이동성을 제공할 수 있는 차세대 교통수단인 개인항공기(personal air vehicle)의 요구가 폭발적으로 증가하는 추세이다. 하지만, 현재까지의 개인항공기는 소음이나 매연, 비용, 활주로 사용 등의 문제로 도심운용에 부적합한 것으로 평가되고 있다. 이러한 단점을 보완하고 도심운용에 적합한 개인항공기로 친환경, 경량화, 소형화, 저소음 그리고 높은 안전성을 보장하는 전기수직 이착륙 항공기(eVTOL: Electric Vertical Take-off and Landing, 이하 eVTOL)의 개발이 필요하다. 관련 세부기술로, 국내외 항공분야에서 전기동력 추진시스템 [1] 또는 하이브리드 시스템 개발[2,3], 태양광 무인기 개발[4], 탄소를 배출하지 않는 수소연료전지 추진시스템 [5] 같은 친환경 기술에 대한 연구가 지속적으로 진행되고 있다. 그 일환으로 전기식 작동기(EMA: Electro-Mechanical Actuator, 이하 EMA)도 다양한 용도로 사용되고 있다. EMA의 적용 예로써, 무인 비행체의 비행 조종면 제어[6,7], 민간항공기의 전기식 조향제어장치 [8], 우주발사체 자세 제어[9], 차세대 항공우주분야 구동장치[10] 등 다양한 분야에 적용되고 있다. 최근에는 국내에서 eVTOL 항공기에 적용하는 블레이드(blade) 피치(pitch) 제어용 EMA 개발을 진행 중에 있다. 해당 eVTOL 항공기는 동일한 로터 4개를 전후방 날개에 배치하여 안정성을 높이고, 추력편향(vectored thrust) 방식을 사용하여 수직 이착륙과 순항시 고성능, 고효율 구현을 목표로 하고 있다. 또한, 로터 회전수와 개별 로터의 최적 제어기술을 적용하여 헬기보다 낮은 소음 성능을 구현하고자 한다. 이를 위해, 각 블레이드에 설치되어 있는 EMA는 연결링크와 피치컨트롤 레버를 이용하여 블레이드 피치를 제어하게 된다. 이를 통해, 블레이드 회전 중 피치각도를 독립적으로 가변시켜 진동 및 소음 저감 효과를 기대할 수 있고, 천이 비행시 기체의 자세 안정성을 유지할 수 있다. 이 과정에서 EMA는 고속, 고풍력으로 운동하면서 높은 신뢰성이 요구되므로 내구수명 관점에서 구조 건전성에 대한 확인이 필요하다.

본 연구에서는 eVTOL 블레이드 피치 제어용 EMA에 대한 피로수명을 분석하였다. 이를 위해 구조해석을 수

행하여 EMA의 취약부를 선정하고, 각 하중 프로파일의 대표응력에 낙수계수법(rainflow counting method)을 적용하여 개별 프로파일들을 추출하였다[11]. 그리고, 각 개별 프로파일의 응력진폭과 평균 응력값을 사용하여 최대 및 최소 응력 그리고 응력비를 계산하였다. 그리고, 금속 재료특성 개발 및 표준화 핸드북(MMPDS: Metal Material Properties Development and Standardization, 이하 MMPDS)[12] 등에서 제공하는 S-N 선도를 적용하여 EMA의 수명을 계산하고, 선형누적손상법칙(linear cumulative damage rule)[13]을 적용하여 최종적인 손상치를 평가함으로써, 피로수명 관점에서 블레이드 피치제어용 EMA의 구조 건전성을 평가하였다. 참고로, Fig. 1은 적용 eVTOL 개념도와 블레이드 피치 제어용 EMA가 설치되는 위치들을 보여주고 있다.

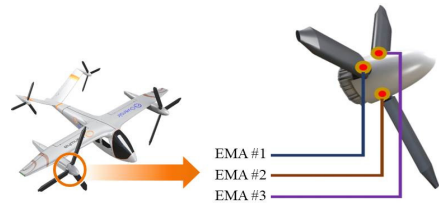


Fig. 1. Installation locations of EMA in eVTOL

## 2. 본론

### 2.1 피로해석 개요

Fig. 2는 피로해석을 수행하는 절차를 보여주고 있다. 먼저, 구조해석을 통해 피로해석을 수행하기 위한 EMA의 취약부위들을 선정한다. 다음 단계에서는 단위하중을 인가하여 구조해석을 수행하고 그 결과로 취약부위들에 대한 단위하중 응력표(unit load stress table)를 구축한다. 그리고 단위하중 응력표를 이용하여 연속하중 프로파일 각 항목의 대표응력(representative stress)을 계산한다. 다음 단계에서는 각 하중 프로파일에 낙수계수법을 적용하여 진폭에 따른 개별 프로파일과 출현횟수를 추출하고, 추출된 개별 프로파일의 하중 진폭, 평균값, 진폭비, 최대응력, 최저응력 등을 계산한다. 그리고, MMPDS 등에서 제공하는 데이터를 적용하여, 개별 프로파일의 수명사이클(cycle)을 계산하고 출현횟수를 고려하여 손상값을 계산한다. 마지막 단계로, 선형누적손상법칙에 의해 개별 프로파일들의 손상값들을 더하여 EMA의 취약 부위에 대한 최종 손상값을 계산한다. 참고로,

MMPDS는 국제적으로 인정받는 항공우주재료의 분석과 선택을 위한 항공기 재료 데이터 핸드북이다. 또한, MMPDS에 포함된 금속소재의 물성은 검증된 시험방법으로 추출된 물성치로 별도의 시험 없이 활용 가능하다.

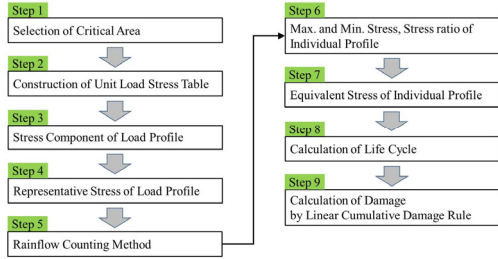


Fig. 2. Procedure of Fatigue Analysis

### 2.2 피로해석 부위 선정

Fig. 3은 EMA의 해석 모델로써, 구조해석을 위한 경계조건 부가 지점과 인가 하중을 확인할 수 있다. 참고로, 인가 하중은 Fig. 4와 같이 다물체 동역학 해석을 통해 EMA 정격 운용조건에서 축방향과 측면방향의 최대하중을 산출하여 적용하였다.

Fig. 5는 구조해석에 의한 등가응력 분포와 EMA의 피로수명을 검토하기 위해 선정된 부위를 나타내고 있다. 선정 부위는 EMA를 구성하는 각 부품들에서 최대 등가응력이 발생하는 부위로 선정하였다. 그 결과, 취약 부위로 총 4군데를 선정하였고, 구체적인 해당 부위는 Fig. 6에 나타내었다. Table 1은 선정된 부위의 명칭과 해당부위에 적용된 소재 정보를 제공한다.

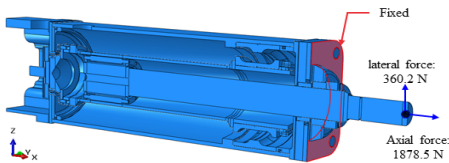


Fig. 3. Analysis Condition of EMA

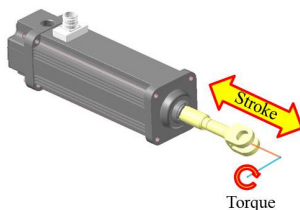


Fig. 4. Analysis Condition of EMA

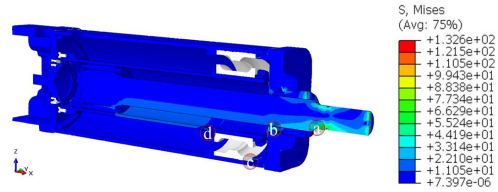


Fig. 5. Critical Area of EMA

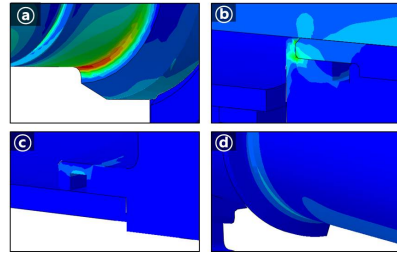


Fig. 6. Critical Positions for Fatigue Analysis

Table 1. Material Property of Critical Area

Critical Area	Part Name	Material Property
(a)	Actuator rod	4330M
(b),(c)	Front housing	Al 7075-T6
(d)	Roller screw	17-4PH

### 2.3 대표응력 계산

Table 2는 단위하중 응력표의 예를 보여주고 있다. 단위하중 응력표는 단위하중을 인가하여 계산된 취약부위의 응력 성분들을 정리한 표로써, 선정된 피로해석 부위에서의 응력 성분을 구하는데 사용된다. 본 연구에서 다루고 있는 EMA는 x방향과 y방향 하중이 인가되기 때문에 각 방향에 대한 단위하중을 인가하여 단위하중 응력표를 생성하였다. 그리고, 생성된 단위하중 응력표와 하중 프로파일과의 연산을 통해 각 하중 프로파일에서의 응력 성분들을 계산한 후, 각 프로파일들의 대표응력을 계산한다. N번째 하중 프로파일이 Table 3과 같이 주어진 경우, 취약부위가 solid 요소일 때는 N번째 하중 프로파일에 대한 응력성분  $\sigma_{11}^N, \sigma_{22}^N, \sigma_{33}^N, \tau_{12}^N, \tau_{23}^N, \tau_{31}^N$  은 Eq. (1)과 같이 계산된다. 만약, shell 요소인 경우에는 Table 2의 단위하중 응력표에서 면내방향 응력( $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \tau_{12}$ ) 성분만을 반영하면 된다. 참고로, 본 연구에서는 대표응력으로 등가응력(von mises stress)을 사용하

였다. Fig. 7은 EMA가 1 스트로크(stroke) 움직일 때, 각 취약 부위 ㉠~㉣에서 대표응력에 대한 프로파일을 보여주고 있다.

Table 2. Unit Load Stress Table

Component	$\sigma_{11}$	$\sigma_{22}$	$\sigma_{33}$	$\tau_{12}$	$\tau_{23}$	$\tau_{31}$
$F_x$ (1N)	$\sigma_{11}^{F_x}$	$\sigma_{22}^{F_x}$	$\sigma_{33}^{F_x}$	$\tau_{12}^{F_x}$	$\tau_{23}^{F_x}$	$\tau_{31}^{F_x}$
$F_y$ (1N)	$\sigma_{11}^{F_y}$	$\sigma_{22}^{F_y}$	$\sigma_{33}^{F_y}$	$\tau_{12}^{F_y}$	$\tau_{23}^{F_y}$	$\tau_{31}^{F_y}$

Table 3. N<sup>th</sup> Load Profile

Profile No.	$F_x$	$F_y$
N <sup>th</sup>	$F_x^N$	$F_y^N$

$$\begin{aligned} \sigma_{11}^N &= (F_x^N \cdot \sigma_{11}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \sigma_{11}^{F_y}) \\ \sigma_{22}^N &= (F_x^N \cdot \sigma_{22}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \sigma_{22}^{F_y}) \\ \sigma_{33}^N &= (F_x^N \cdot \sigma_{33}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \sigma_{33}^{F_y}) \\ \tau_{12}^N &= (F_x^N \cdot \tau_{12}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \tau_{12}^{F_y}) \\ \tau_{23}^N &= (F_x^N \cdot \tau_{23}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \tau_{23}^{F_y}) \\ \tau_{31}^N &= (F_x^N \cdot \tau_{31}^{F_x}) + (F_y^N \cdot \tau_{31}^{F_y}) \end{aligned} \quad (1)$$

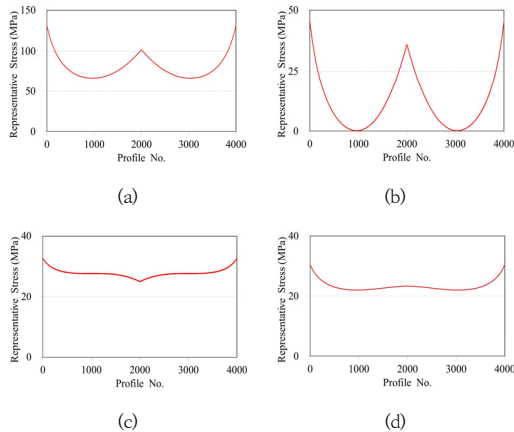


Fig. 7. Profile of Representative Stress in Critical Area  
 (a) Actuation Rod ㉠ (b) Front Housing ㉡ (c) Front Housing ㉢ (d) Roller Screw ㉣

## 2.4 낙수계수법

2.3절의 절차에 따라 계산된 각 하중 프로파일의 대표 응력 그룹에서 피로해석을 위한 개별 프로파일을 추출하기 위해 낙수계수법을 적용하였다. Fig. 8은 낙수계수법의 원리를 보여주고 있다. 낙수계수법은 응력 프로파일

을 지붕에서 빗물이 흘러내리는 모습으로 가정하여 변형 사이클에 대응하는 피로응력 진폭들을 추출한다. 여기서, 빗물이 흐르기 시작하는 점과 멈추는 점에서의 응력의 차이가 응력 진폭을 나타낸다. 참고로, 낙수계수법에 적용되는 기본법칙과 정지조건들은 다음과 같다.

### ○ 기본 법칙

- 빗물은 위에서부터 순차적으로 흘러내린다.
- 빗물은 아래 <정지조건>과 만나지 않는 한 계속 흘러내린다.
- 빗물이 지나간 자리는 다시 흐를 수 없다.

### ○ 정지 조건

- 빗물이 오른쪽으로 흐르는 경우, 다음 출발점이 더 왼쪽에 있을 때는 꼭지점에서 멈춰야 한다.
- 빗물이 왼쪽으로 흐르는 경우, 다음 출발점이 더 오른쪽에 있을 때는 꼭지점에서 멈춰야 한다.

Table 4는 Fig. 7에 나타난 대표응력 프로파일에 낙수계수법을 적용하여 추출한 각 취약부위에서의 개별 프로파일들의 평균응력, 응력진폭 그리고 출현 횟수를 나타내고 있다.

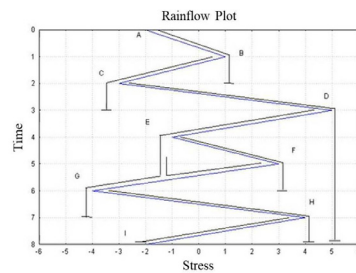


Fig. 8. Principle of Rainflow Counting Method

Table 4. Range, Mean and Cycles of Individual Profile by Rainflow Counting Method

Critical Area	Profile No.	Range (MPa)	Mean (MPa)	Cycles ( $N_{cycle}^i$ )
㉠	1	0.57	130.78	2
	2	34.47	84.45	1
	3	66.11	99.14	1
㉡	1	0.38	45.52	2
	2	35.58	17.98	1
	3	46.29	23.33	1
㉢	1	7.79	28.80	1
㉣	1	1.39	22.65	1
	2	8.56	26.16	1

## 2.5 피로해석 결과

2.4에서는 나수계수법을 통해서 각 취약부위에 대한 개별 프로파일과 각 개별 프로파일의 진폭( $\sigma_{range}$ ), 평균값( $\sigma_{mean}$ ) 그리고 출현횟수( $N_{cycle}$ )를 추출하였다. 구해진 개별 프로파일의 진폭과 평균값을 Eq. (2)~(4)에 적용하여 개별 프로파일의 최대응력( $S_{max}$ ), 최소응력( $S_{min}$ ) 그리고 응력비(stress ratio)를 계산할 수 있다.

$$S_{max} = \frac{\sigma_{range}}{2} + \sigma_{mean} \quad (2)$$

$$S_{min} = \sigma_{mean} - \frac{\sigma_{range}}{2} \quad (3)$$

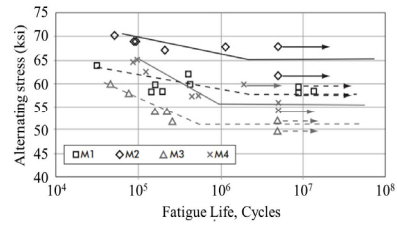
$$stress\ ratio(R) = \frac{S_{min}}{S_{max}} \quad (4)$$

Fig. 9는 본 연구에 적용된 S-N 선도들이다. EMA의 취약부위 물성에 대한 S-N 선도로 전면하우징(front housing)의 AL7075-T6와 롤러스크류(roller screw)의 17-4PH는 MMPDS에서 제공하는 데이터를 적용하였고 [12], 액츄에이터 로드(actuator rod)의 4330M은 참고 문헌의 S-N 선도를 사용하였다[14].

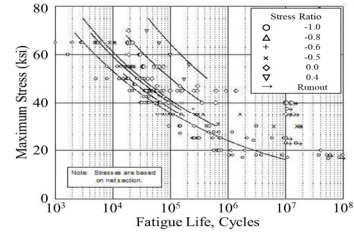
Fig. 9에 나타낸 EMA 적용 소재들의 S-N 선도 수명 식은 Eq. (5)와 같으며, Eq. (5)에 사용되는  $S_{eq}$ 는 Eq. (6)으로 부터 계산된다. 그리고, Eq. (5)에서 계산된  $n$  번째 개별 프로파일에 대한 수명사이클( $N_f^i$ )과 출현횟수( $N_{cycle}^i$ )을 사용하여 개별 프로파일에서 발생하는 손상값을 계산할 수 있다. 참고로, Eq. (6)에 사용되는  $S_{max}$ ,  $R$ 은 Eq. (2)~(4)로부터 구해진다. Table 5는 각 취약부위의 개별 프로파일에 대한 수명사이클과 손상값을 보여 주고 있다.

$$\begin{aligned} \log N_f^i &= 55.99 - 18.153 \log(S_{eq}^i) && \text{for } 4330M \\ \log N_f^i &= 14.86 - 5.8 \log(S_{eq}^i) && \text{for } 7075 - T6 \\ \log N_f^i &= 30.6 - 11.2 \log(S_{eq}^i) && \text{for } 17 - 4PH \end{aligned} \quad (5)$$

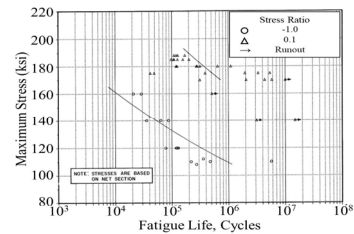
$$\begin{aligned} S_{eq} &= S_{max}(1-R)^{0.63} && \text{for } 4330M \\ S_{eq} &= S_{max}(1-R)^{0.49} && \text{for } 7075 - T6 \\ S_{eq} &= S_{max}(1-R)^{0.52} && \text{for } 17 - 4PH \end{aligned} \quad (6)$$



(a) 4330M



(b) 7075-T6



(c) 17-4PH

Fig. 9. S-N Curves of Applied Materials

Table 5. Life Cycle and Damage of Individual Profile

Critical Area	Profile No.	$N_f^i$	Damage ( $N_{cycle}^i / N_f^i$ )
a	1	$2.44 \times 10^{59}$	$8.21 \times 10^{-60}$
	2	$3.67 \times 10^{27}$	$2.72 \times 10^{-28}$
	3	$2.75 \times 10^{22}$	$3.63 \times 10^{-23}$
b	1	$8.93 \times 10^{21}$	$2.24 \times 10^{-22}$
	2	$5.25 \times 10^{10}$	$1.90 \times 10^{-11}$
	3	$1.15 \times 10^{10}$	$8.73 \times 10^{-11}$
c	1	$2.75 \times 10^{14}$	$3.64 \times 10^{-15}$
d	1	$2.06 \times 10^{38}$	$4.86 \times 10^{-39}$
	2	$2.98 \times 10^{29}$	$3.36 \times 10^{-30}$

Eq. (7)의 선형누적손상법칙을 이용하여 피로손상을 계산한 결과, EMA의 모든 취약 부위에서  $10^9$  cycle 이상의 피로수명을 확보하고 있는 것으로 평가되었고, 그에 따른 손상량과 수명사이클 계산 결과는 Table 6에 제시하였다.



$$D = \sum_{i=1}^m \frac{N_{cycle}^i}{N_f^i} \quad (7)$$

여기서,  $N_f^i$ 는 낙수계수법을 통해 추출된 개별 프로파일들 중  $i$ 번째 프로파일의 수명 사이클,  $m$ 은 낙수계수법으로 추출된 개별 프로파일의 개수,  $D$ 는 누적 손상량으로써  $D \geq 1$  일 경우 파손이 발생하는 것을 의미한다.

Table 6. Results of Fatigue Analysis

Critical Area	Part Name	Damage	Predicted Cycle
㉑	Actuation Rod	$3.63 \times 10^{-23}$	$2.75 \times 10^{22}$
㉒	Front Housing	$1.06 \times 10^{-10}$	$9.41 \times 10^9$
㉓	Front Housing	$3.64 \times 10^{-15}$	$2.75 \times 10^{14}$
㉔	Roller Screw	$3.36 \times 10^{-30}$	$2.98 \times 10^{29}$

### 3. 결론

본 논문에서는 eVTOL의 블레이드 피치제어용 EMA에 대한 피로수명을 분석하였다. 이를 위해 구조해석을 통해 EMA의 취약 부위를 선정하였고, 단위하중을 인가하여 단위하중 응력표를 구축하였다. 그리고, 하중 프로파일과 단위하중과의 연산을 통해 각 하중프로파일에서의 대표응력을 계산하였다. 획득한 대표응력 그룹에 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일을 추출한 후, 피로수명을 평가하였다. 피로수명을 평가하기 위해 MMPDS와 참고문헌에서 제공하는 S-N 선도의 수명식을 적용하여 각 개별 프로파일의 수명사이클과 손상을 계산하였다. 그리고, 선형누적손상법칙에 따라 개별 프로파일에 의해 발생하는 손상을 더하여 최종적인 손상값을 계산하였다. 그 결과, 블레이드 피치제어용 EMA에 대한 피로해석 선정부위에서  $10^9$  cycle 이상의 수명을 확보하고 있는 것으로 평가되었다.

### References

- [1] T.H. Bradley, B. A. Moffitt, D. N. Mavris, D. E. Parekh, "Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft", *Journal of Power Sources*, Vol.171, No.2, pp.793-801, 2007.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2007.06.215>
- [2] P. Park, K. Kim, B. Cha, "Flight test of hybrid propulsion system for electrically powered UAV", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.17, No.4, pp.49-55, 2013.  
DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.049>
- [3] M. Santin, A. Traverso, A. Massardo, "Technological aspects of gas turbine and fuel cell hybrid systems for aircraft: a review", *The Aeronautical Journal*, Vol.112, No.1134, pp.459-467, 2008.  
DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000002426>
- [4] D. Park, S. Hwang, S. Kim, C. Kim, Y. Lee, "Design and performance analysis of propeller for solar-powered HALE UAV EAV-3", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44, No.9, pp.759-768, 2016.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.759>
- [5] J. S. Bae, "R&D Planning to establish certification system for hydrogen fuel cell propulsion system in normal category aircraft report", 21RDPP-C165303-01, Korea Aerospace University, Korea, 2022.
- [6] S. J. 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, 2014.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.11.968>
- [7] I. H. Lee, D. H. Kim, M. H. Seo, G. Y. Kim, S. J. Park, M. S. Yang, J. Y. Kwon, "Design analysis & certification test of electro-mechanical actuation system for the flight control used to UAV", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, Jeju, Korea, pp.492~493, November 2016.
- [8] H. B. Lee, K. S. Kim, H. Y. Park, C. M. Yeo, "Development of electric steering control unit for aircraft using DSP-based redundant control system", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Gangwon, Korea, pp.509~513, April 2015.
- [9] S. B. U, M. W. Choi, M. S. Park, E. S. Kim, M. H. Seo, G. Y. Kim, J.C. Lee, S.J. Park, B.J. Min, "Design of electro-mechanical actuator for KSLV-II roll control", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, Jeju, Korea, pp.884~885, November 2017.
- [10] G. J. Yoon, H. Y. Park, K. W. Jang, "The State of the art and application of actuator in aerospace", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.14, No.6, pp.89-102, 2010.
- [11] Matsuishi, M., Endo, T., "Fatigue of metals subjected to varying stress-fatigue lives under random loading", *Proc. Kyushu District Meeting*, JSEM, Fukuoka, Japan, pp.37-40, 1968.
- [12] Metallic material properties development and standardization (MMPDS), MMPDS-11, Federal Aviation Administration, United States, 2016.

- [13] Miner, M. A. "Cumulative damage in fatigue", *Journal of Applied Mechanics*, Vol.12, No.3, pp.159-164, 1945.  
DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4009458>
- [14] A. Martínez, A. Jaimes, A. Serna, I. Uribe, "Development of a correlation to estimate the fatigue strength for steels based on low-cost test", *CT&F-Ciencia, Tecnología y Futuro*, Vol.4, No.2, pp.71-81, 2010.
- 

김 현 기(Hyun-gi Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (석사)
- 2006년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (박사)
- 2006년 2월 ~ 2007년 12월 : 현대중공업 선임연구원
- 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조해석, 구조최적화