

블레이드 피치제어 전기식 작동기 피로해석

김현기*

*한국항공우주연구원

e-mail: shotgun1@kari.re.kr

Fatigue Analysis of EMA for Blade Pitch Control

Hyun-gi Kim*

*Aircraft Technical Department, Korea Aerospace Research Institute

요약

본 연구에서는 전기수직이착륙 항공기에 적용되는 블레이드 피치 제어 전기식 작동기의 피로수명을 분석하였다. 구조해석을 통해서 전기식 작동기의 취약부위들을 선정하고, 각 취약 부위들에 대한 단위하중 응력표를 구축하였다. 그리고, 단위하중 응력표를 이용하여 각 하중 프로파일에 대한 대표응력을 계산하였다. 이 후, 대표응력 그룹에 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일을 추출하고, 해당 프로파일의 진폭, 평균값, 최대 및 최소응력 그리고, 응력비를 계산하였다. 그리고, MMPDS와 참고문헌에서 제공하는 수명식을 사용하여 개별 프로파일의 수명을 계산한 후, 선형누적손상법칙에 따라 전기식 작동기 취약 부위들에서의 손상을 계산하였다. 최종적으로 구조해석을 통해 블레이드 피치 제어에 사용되는 전기식 작동기의 취약 부위들에 대한 피로수명을 평가하였다.

1. 서론

최근, 지구온난화의 대표적인 원인인 온실가스를 절감하기 위한 노력과 에너지의 효율적 사용을 위한 연구개발이 다양하게 진행되고 있다. 이러한 세계동향에 따라 국내외 항공분야에서도 전기동력 추진시스템 [1], 하이브리드 시스템 [2,3] 그리고 태양광 무인기와 같은 친환경 기술을 개발하기 위한 연구가 진행되고 있으며[4], 무인기 개발에 있어서도 친환경적인 요소가 강조되어 그 일환으로 전기식 작동기가 다양한 용도로 적용되고 있다[5].

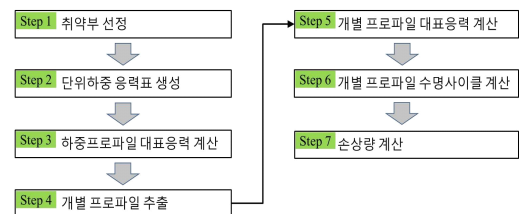
본 연구에서는 전기수직이착륙 항공기의 블레이드 피치를 제어하는 전기식 작동기(Electro-Mechanical Actuator)에 대한 피로해석을 수행하였다. 이를 위해서 전기식 작동기의 취약부를 선정하고, 하중 프로파일에 낙수계수법(Rainflow Counting Method)을 적용하여 개별 프로파일들을 추출하였다[6]. 그리고, 추출된 개별 프로파일의 응력진폭과 평균응력, MMPDS [7] 등에서 제공하는 S-N 선도를 적용하여 전기식 작동기의 수명을 계산하였다. 최종적으로, 선형누적손상법칙[8]을 적용하여 최종적인 손상을 평가함으로써, 피로관점에서 블레이드 피치제어용 전기식 작동기의 구조 건전성을 평가하였다.

2. 피로해석

2.1 피로해석 절차

그림 1은 피로해석 절차이다. 먼저, 구조해석을 통해

피로해석을 수행하기 위한 전기식 작동기의 취약부위들을 선정한다. 다음 단계에서는 단위하중을 적용한 구조해석을 수행하여 취약부위들에 대한 단위하중 응력표(Unit Load Stress Table)를 구축한다. 그리고 단위하중 응력표를 이용하여 연속하중 프로파일 각 항목에 대한 대표응력을 계산한다. 다음 단계에서는 하중 프로파일에 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일과 진폭, 평균값, 출현횟수를 추출하고, 각 프로파일의 진폭비, 최소 및 최소응력을 계산한다. 그리고, MMPDS 등에서 제공하는 S-N 데이터를 사용하여, 개별 프로파일의 수명과 손상을 계산한다. 마지막 단계로, 선형누적손상법칙을 사용하여 전기식 작동기의 취약 부위에 대한 최종 손상을 계산한다.



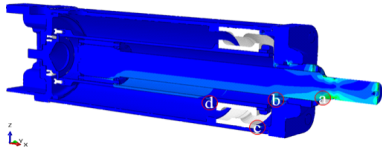
[그림 1] 피로해석 절차

2.2 취약부 대표 응력

그림 2는 전기식 작동기의 피로수명을 검토하기 위해 선정한 부위으로써, 총 네 지점을 선정하였다. 표 1은 선정된 부위의 명칭과 해당부분에 적용된 소재 정보이다.

표 2는 단위하중 응력표의 예이다. 단위하중 응력표는 단위하중을 인가하여 계산된 취약부위의 응력 성분들을

정리한 표로써, 해당 부위에서의 응력 성분을 구하는데 사용된다. 본 연구의 전기식 작동기는 x 방향과 y 방향에 대한 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.



[그림 2] 전기식 작동기 취약부

[표 1] 취약부위 물성

취약부	명칭	명칭
Ⓐ	Actuator rod	4330M
Ⓑ, Ⓒ	Front housing	Al 7075-T6
Ⓓ	Roller screw	17-4PH

[표 2] 단위하중 응력표 예제

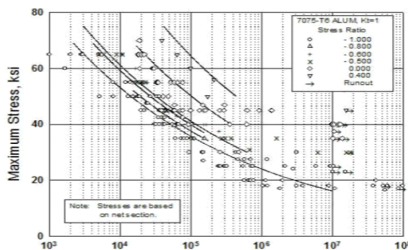
성분	σ_{11}	σ_{22}	σ_{33}	τ_{12}	τ_{23}	τ_{31}
$F_x(1N)$	$\sigma_{11}^{F_x}$	$\sigma_{22}^{F_x}$	$\sigma_{33}^{F_x}$	$\tau_{12}^{F_x}$	$\tau_{23}^{F_x}$	$\tau_{31}^{F_x}$
$F_y(1N)$	$\sigma_{11}^{F_y}$	$\sigma_{22}^{F_y}$	$\sigma_{33}^{F_y}$	$\tau_{12}^{F_y}$	$\tau_{23}^{F_y}$	$\tau_{31}^{F_y}$

3. 해석 결과

그림 3은 알루미늄 7075-T6에 대한 S-N 선도이고, 관련 수명식은 식 (1)과 같다.

$$\text{Log}N_f^i = 14.86 - 5.80\text{Log}(S_{eq}^i) \quad (1)$$

여기서, $S_{eq} = S_{max}(1-R)^{0.49}$, N_f^i 는 i 번째 개별 프로파일의 수명사이클을 의미한다.



[그림 3] Aluminum 7075-T6의 S-N 선도 [7]

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 낙수계수법으로 추출된 개별 프로파일의 갯수를 의미한다.

피로수명을 계산한 결과, 피로해석을 위해 선정된 모든 취약 부위에서 10^6 cycles 이상의 피로수명을 확보하고 있는 것으로 평가되었고, 그에 따른 손상은 표 3과 같다.

[표 3] 피로해석 결과

취약부	수명 사이클	손상
Ⓐ	2.75×10^{22}	3.63×10^{-23}
Ⓑ	9.41×10^9	1.06×10^{-10}
Ⓒ	2.75×10^{14}	3.64×10^{-15}
Ⓓ	2.98×10^{29}	3.36×10^{-30}

4. 결론

본 논문에서는 블레이드 피치제어에 사용되는 전기식 작동기의 피로수명을 계산하였다. 이를 위해 전기식 작동기의 취약부위를 선정하고, 단위하중을 인가하여 단위하중 응력표를 구축하였다. 그리고, 하중 프로파일과 단위하중과의 연산을 통해 각 하중프로파일에서의 대표응력을 계산하였다. 이 후, 낙수계수법을 적용하여 개별 프로파일을 추출하고, 피로수명을 계산하였다. 피로수명을 계산하기 위해 MMPDS 등에서 제공하는 S-N 선도의 수명식을 사용하여 개별 프로파일의 수명사이클을 계산하고, 선형누적손상법칙을 사용하여 최종적인 손상을 계산하였다. 그 결과, 선정된 전기식 작동기의 취약 부위에서 10^6 cycle 이상의 무한수명을 확보하고 있는 것으로 평가되었다.

후 기

이 연구는 2022년도 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT)의 연구비 지원으로 수행되었습니다(과제번호 20015907, eVTOL 모빌리티용 고신뢰도 고속 고효율(1kW급) 다중화 전기식 작동기 개발).

참고문헌

[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, 2007년
- [2] 박부민, 김근배, 차봉준, “전기동력 무인기용 하이브리드 추진시스템 비행시험”, *한국추진공학회지*, 제17권, 4호, pp.49-55, 3월, 2013년
- [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, 2008년
- [4] 박동훈, 황승재, 김상근, 김철완, 이용교, “고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3의 프로펠러 설계 및 성능해석”, *한국항공우주학회지*, 제44권, 9호, pp.759 - 768, 9월, 2016년
- [5] 이인호, 김도형, 서민호, 김길영, 박상준, 양명석, 권준용, “UAV 전기식 비행조종면 구동장치 설계해석 및 인증시험”, *한국항공우주학회 2016년도 추계 학술대회*, pp. 492-493, 11월, 2016년
- [6] 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, 1968년
- [7] *Metallic material properties development and standardization (MMPDS), MMPDS-11, Federal Aviation Administration, United States*, 2016년
- [8] Miner, M.A., “Cumulative damage in fatigue”, *Journal of Applied Mechanics*. 12 pp.149-164, 1945년