

# 항공기 전륜 조향용 전기식 구동장치 치명부품 분석

김현기  
한국항공우주연구원

## Analysis of Critical Component of EMA for Nose Wheel Steering of Aircraft

Hyun-Gi Kim  
Korea Aerospace Research Institute

**요 약** 최근, 항공기 개발에 있어 친환경적인 요소가 강조되고 있으며, 그 일환으로 전기식 구동장치(Electro-Mechanical Actuator, EMA)가 유무인 항공기에 다양하게 적용되고 있다. 하지만, 전기식 구동장치는 전통적인 유압 구동장치보다 짧은 연구개발 기간으로 인하여 적용하는 전기식 구동장치의 신뢰성을 분석하고 검증하는 것은 중요한 사항이다. 본 논문에서는 고장유형 및 영향분석(Failure Mode and Effect Analysis, FMEA)을 통해 항공기의 전륜 조향용 전기식 구동장치를 구성하는 부품들의 치명도를 분석하였다. 먼저, 전륜 조향용 전기식 구동장치를 구성하는 각 부품들의 기능 분석을 수행하고 고장모드와 그 영향성을 파악하였다. 그리고, RTCA DO-160을 기반으로 전기식 구동장치가 운용되는 환경에 대해 217-Plus와 NSWC-11와 같은 신뢰성 평가문헌과 각종 고장유형 및 영향분석 자료를 사용하여 각 부품의 고장률을 분석하였다. 이후, 기능 분석과 고장률 분석으로 도출된 결과를 통해 위험 우선수(Risk Priority Number, RPN) 분석에 필요한 지수들을 점수화 한 후, 주요 부품들의 위험 우선수를 계산하였다. 최종적으로, 고장유형 및 영향분석을 통해 계산된 위험 우선수를 사용하여 전륜 조향용 EMA에 대한 치명부품을 선정하였다.

**Abstract** Environmentally friendly considerations have recently been emphasized in the context of aircraft development, and as a result, EMAs (Electro-Mechanical Actuators) are being applied to manned and unmanned aircraft for various purposes. However, EMAs have shorter research and development times than traditional hydraulic actuators, and thus, it is essential that their reliabilities be analyzed and verified. In this paper, the criticality of all parts of the EMAs of an aircraft nose-wheel steering assembly was analyzed by FMEA (Failure Mode and Effect Analysis). First, functional analysis was performed on each part, and failure types and effects of corresponding EMAs were identified. In addition, based on RTCA DO-160, the failure rate of each component was analyzed using a reliability evaluation document, such as 217-Plus or NSWC-11, and FMEA data for the environment in which the EMAs were operated. Subsequently, the indices required for RPN (Risk Priority Number) analysis were scored using functional analysis and failure rate results, and then the RPNs of main components were calculated. Finally, the critical components of nose-wheel steering EMAs were selected using RPNs calculated by FMEA.

**Keywords** : Electro-Mechanical Actuator(EMA), Failure Mode and Effect Analysis(FMEA), NSWC-11, Risk Priority Number(RPN), 217-Plus

본 연구는 2024년도 산업통상자원부 및 한국산업기술기획평가원(KEIT)의 연구비 지원으로 수행되었습니다(과제번호 20015920).

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

email: shotgun1@kari.re.kr

Received December 14, 2023

Revised January 12, 2024

Accepted February 6, 2024

Published February 29, 2024

## 1. 서론

항공산업은 현재 항공기 전기화(More Electric Aircraft, 이하 MEA)에 주목하고 있다. MEA란 복잡하고 중량이 큰 유압 방식으로 작동되던 각종 항공기의 시스템들을 전기식으로 교체하여 중량, 연료 소비, 유지비용 등을 절감할 수 있는 항공기를 지칭한다. MEA는 유압식으로 구동하는 러더, 스포일러 같은 핵심 시스템, 착륙장치와 문 개폐 등의 각종 시스템을 전기와 모터를 통해 제어하는 시스템으로 변화하고 있다. 이러한 제어 시스템을 전기식 구동장치(Electro-Mechanical Actuator, 이하 EMA)라고 하는데, 최근 항공기 개발에 있어 친환경적인 요소가 강조되고 있으며, 그 일환으로 EMA가 유무인 항공기에 다양한 용도로 사용되고 있다. 그 예로, Fig. 1과 같이 EMA를 사용하여 항공기 전륜의 방향을 조정하고, 이착륙시에는 직진 할 수 있도록 제어하는데 사용된다[1,2]. 또한, 무인기의 조종면 제어[3]나 우주발사체의 롤 자세 제어[4], 차세대 항공우주용 구동장치와 신개념 구동기[5]로 EMA를 적용하는 연구개발이 수행되어 왔다. 최근에는 수직이착륙항공기(Vertical Take-off and Landing, 이하 VTOL)의 블레이드 피치 각도를 EMA로 제어하여 비행체의 안정성을 유지하면서 진동과 소음을 줄이기 위한 연구개발이 진행되고 있다[6,7]. 하지만, EMA는 오랜 기간 사용해 온 항공기 유압 구동장치보다 짧은 사용 이력으로 인하여 신뢰성 연구가 부족하다. 항공기는 한 번의 사고가 엄청난 인명 피해로 이어지기 때문에 EMA의 신뢰성 확보는 중요한 문제이다.

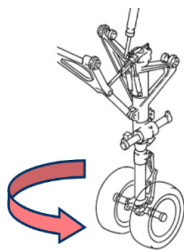


Fig. 1. EMA for Nose Wheel Control

본 연구에서는 EMA의 신뢰성 확보 연구의 일환으로, 고장모드 및 영향 분석(Failure Mode and Effect Analysis, 이하 FMEA)을 통해 항공기의 전륜 조향제어용 EMA의 치명부품 선정 연구를 수행하였다. 먼저, 조향제어용 EMA에 대한 시스템을 정의하고 요구도를 분석하였다. 그리고, 최소한의 부품 단위로 기능 분석을 진행

한 후, FMEA를 통해 시스템에서 발생할 수 있는 고장모드 및 그 영향을 파악하였다. 그리고, 전륜 조향용 EMA가 운용되는 환경에 대해 RTCA DO-160[8] 기반으로 217-Plus[9]와 미국 해상무기센터(Naval Surface Warfare Center, NSWC)의 NSWC-11[10]과 같은 신뢰성 평가 문헌과 각종 FMEA 자료를 통해 위험 우선수(Risk Priority Number, 이하 RPN) 계산에 필요한 지수들을 점수화 하였다. 최종적으로, RPN 계산을 통해 전륜 조향용 EMA의 주요 부품들에 대한 치명부품들을 선정하였다.

## 2. 시스템 분석

Fig. 2는 전체적인 치명부품 분석 절차를 보여주고 있다. 먼저 대상시스템의 목적과 요구조건을 고려하여 시스템 정의 및 구성을 포함한 시스템 분석을 수행한다. 그리고, FMEA를 통해 각 시스템과 부품의 기능을 분석하고 고장 발생 시 나타나는 고장모드와 원인을 파악하여 시스템에 어떠한 영향을 미치는지 분석한다. 최종적으로, RPN을 계산하여 대상시스템의 치명부품을 선정한다.

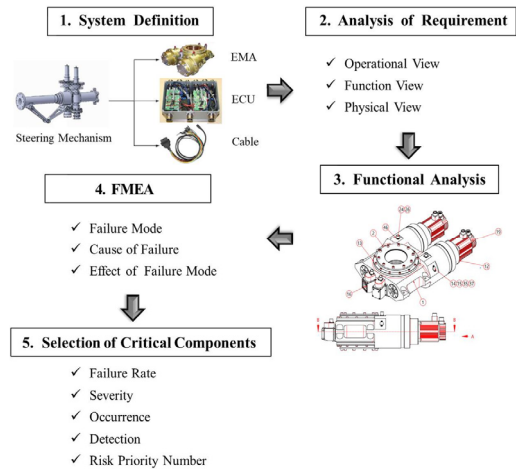


Fig. 2. Selection Process of Critical Components

### 2.1 시스템 정의 및 기능 분석

전륜 조향용 EMA는 크게 조향용 기계식 구동장치, 기계식 구동장치를 전기신호로 제어하는 제어기로 구성되어 있다. Fig. 3은 전륜조향용 EMA 시스템을 구성하는 기계식 구동장치와 제어기를 보여주고 있다.

기계식 구동장치는 사용자의 명령에 따라 전륜을 제어

하여 비행기의 방향을 결정하는 기능을 수행한다. 또한, 구동장치에서 발생하는 현상이나 상태를 센서를 통해 사용자에게 전달하는 역할을 한다.

제어기는 구동장치를 제어하는 제어부, 구동장치 또는 제어기에 전원을 공급하는 전원부, 그리고 제어기를 보호하는 하우징으로 3가지 부분으로 나눌 수 있다. 제어부의 기능은 조종사의 명령을 디지털 신호로 변화하는 기능과 변환된 데이터를 구동장치로 명령하는 기능과 구동장치로 받는 센서 신호를 확인하는 기능으로 나눌 수 있으며, 전원부는 제어기, 구동장치 및 각 부품의 전원을 공급하고 데이터 통신과 인버터 및 내부 센서로부터 발생하는 데이터를 제어부로 송신하는 기능을 수행한다.

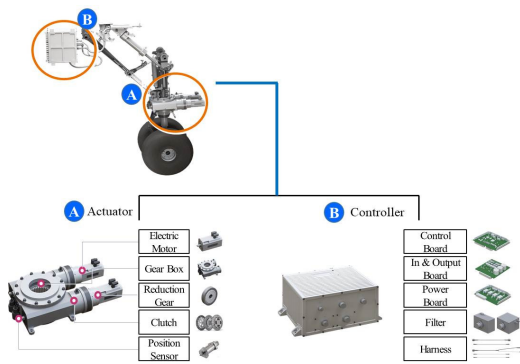


Fig. 3. Sub-system of Steering Control EMA[11,12]

## 2.2 요구도 분석

요구도 분석은 시스템 설계를 위한 고객의 요구사항과 제약조건을 충족하기 위한 분석행위이다. 또한, 요구도 분석을 통해 정의된 기능을 위한 성능 요구를 최적화하고, 사용자의 요구사항 만족여부를 확인하기 위해 시스

Table 1. Analysis of Requirement for System Design

Point of View	Analysis of Requirement
Operational View	- What contribution does the system make? - System performance requirements, system missions, operation procedures, and operating environment.
Functional View	- What must be done to perform the operation required by the system? - Analysis of system functions, internal functional relationships, and system performance constraints.
Physical View	- How is the system structured? - System interfaces, operator-physical equipment relationships, and physical limitations.

템의 동작 기능과 성능 요구사항을 문서화하는 분석 방법이다. 요구도 분석은 운용적 관점(Operational View), 기능적 관점(Functional View), 물리적 관점(Physical View)의 세 가지 관점에서 수행하며, 각 관점의 해당사항은 Table 1과 같다.

## 2.3 고장모드 및 영향분석

FMEA는 제품의 개발 단계에서 발생할 수 있는 고장 모드, 고장영향과 발생요인을 정의하고 이에 관련하여 대책을 수립하는 방법으로써, 제품의 잠재적인 고장을 사전 검토하여 그에 대한 대책을 수립하는 데 목적이 있다. 본 논문에서는 전륜 조향용 EMA에 대해 무기체제 RAM(Reliability, Availability, Maintainability) 업무 편람[13]을 기반으로 FMEA를 수행하였고, 제품의 고장 영향에 따른 고장률은 NSWC-11를 통해 분석하였다.

### 2.3.1 기계식 구동장치

Table 2는 기계식 구동장치의 각 부품들에 대한 고장 원인들을 나타내고 있다. 주요 고장원인은 고온, 기계적 충격 및 진동에 의한 것이고, 주요 고장모드는 모터 과열(overheating), 권선의 단락(short) 또는 개방(open), 오일-실과 링의 누설(leakage), 나사와 볼트의 소성변형 등이다. 이러한 고장모드에 의해 기계식 구동장치는 조

Table 2. FMEA of Mechanical Actuator

Component	Failure Mode	Cause of Failure	Effect of Failure Mode
Motor	-Open -Short of winding -Motor overheating	-High temperature -Mechanical shock -Vibration -Frequent on/off -Insulator breakage -3 phase voltage unbalance -Improper power drive	-Impossible steering -Reduced motor life
Clutch	-Sticking disk -Broken/wear spring -Worn bearing/sealing	-High temperature -Overheating -Contamination -Vibration -Aging -Fatigue	-Clutch pressure drop -Spring breakage -Lubricant leak
Bolt	-Loosen -Plastic deformation	-Over/insufficient Preload -Impact/vibration -Failure -Extreme load -Tight assembly	-Fatigue -Lubricant leak -Assembly error
Oil-Seal	-Leakage	-Wear -Elastic deformation -Shock when assembling	-Lubricant leak

향 불능과 윤회유 누출 및 체결 결함 등의 영향을 받는 것으로 파악되었다.

### 2.3.2 제어기

Table 3은 제어기 부품들의 주요 고장모드와 그에 따른 영향을 나타내고 있다. 제어기의 주요 고장모드는 통신오류, 단락 또는 개방이며, 관련 부품들은 전압의 출력이 떨어지거나 작동불능이 된다. 이러한 고장모드는 대부분이 솔더 접합부의 파단으로 인한 단락이나 개방 때문에 발생하는데, 고장모드에 의해 구동장치가 오작동하거나 제어기 및 구동장치가 작동 불능이 되어 항공기 운용에 심각한 영향을 미칠 수 있을 것으로 파악되었다.

Table 3. FMEA of Controller

Component	Failure Mode	Cause of Failure	Effect of Failure Mode
Switch	-Parameter change -No control short -Open	-Bad/cold solder joint -Wrong connection -Inherent failure	RX/TX communication unavailable
Oscillator	-No output		Clock signal error
Generator	-Unturned frequency -Reduced power		
Controller, DSP	-Data bit loss -Slow data transfer		All system not working
CAN Communication, Transceiver			Upper level communication impossible

## 2.4 중요도 분석

중요도란 고장의 심각도, 발생빈도, 검출의 어려움을 등을 고려하여, 해당 고장이 임무 실패에 얼마나 큰 영향을 끼칠지에 대한 정량적 척도를 의미한다. 심각도와 발생빈도가 높고, 검출 가능성이 낮을수록 중요도는 상승하게 되는데, 이를 수학적 모델로 나타내면 식 (1)과 같다. 참고로, 식 (1)의 정량적인 평가를 위해 217-Plus와 MIL-STD-1629A[14]와 같은 신뢰성 평가문헌에서 제시하는 평가기준을 적용하였다.

$$RPN = Severity \times Occurrence \times Detection \quad (1)$$

### 2.4.1 심각도(Severity)

심각도는 고장모드가 다른 구성요소에 미치는 영향을 나타내는 지표이다. 기계식 구동장치에 대한 심각도는 Table 4의 기준과 FMEA를 통해 분석된 고장모드가 항

공기 또는 EMA에 미치는 영향을 고려하여 선정하였다 [15-17].

Table 4. Level of Severity

Failure Effect	Criterion for Assessment	Level
Dangerous and unexpected	-Safety/environmental impact or non-compliance with legislation -Failure without notice	10
Dangerous and expected	-Safety/environmental impact or non-compliance with legislation -Failure with notice	9
Very high	-System/component inoperable due to loss of main function	8
High	-System/part operation with reduced performance and customer complaints	7
Normal	-System/parts work, but consumers experience inconvenience due to in-operability of convenience parts	6
Low	-System/parts work, but some customers experience dissatisfaction due to in-operability of convenience parts	5
Very low	-Inadequate finish/noise -Most customers recognize defects	4
Slight	-Inadequate finish/noise -Defects perceived by the average customer	3
Very slight	-Inadequate finish/noise -Sensitive customers recognize flaws	2
N/A	No influence	1

### 2.4.2 발생도(Occurrence)

조항 제어용 EMA를 구성하는 부품에 대한 발생도는 다음 Table 5와 같이 NSWC-11과 217-Plus에서 제시하는 백만 시간당 대비 고장률을 고려하였다. 참고로, NSWC-11는 베어링, 기어 등 25가지의 기계부품에 대해 설계 요소, 고장모드, 고장률 예측 방법, 모델계수 등을 정의하여 각 부품에 대한 고장률 모델을 제공한다. 또한, 실험적 데이터와 고장물리에 기반한 신뢰성 모형을 지속해서 업데이트하고 있기 때문에, 높은 신뢰도를 제공한다. 217-Plus는 미국방부의 신뢰성 정보분석 센터 (Reliability Information Analysis Center, RIAC)에서 개발한 전자부품 고장율에 대한 신뢰도 예측 모형이다. 217-Plus는 관측 고장모드 분포를 기반으로 신뢰도를 모형화하고, 고장 경험 데이터에 근거한 14가지 주요 전자부품의 부품 신뢰도 모형을 통합하여 개발되었기 때문에, 기존에 널리 사용되던 MIL-HDBK-217[18]의 단점들을 개선한 새로운 신뢰성 예측 방법이다.

기계부품 또는 전자부품의 고장률은 각 부품들의 고장률의 합으로 계산할 수 있다. 이와 관련하여 NSWC-11과 217-Plus에서는 모터 고장율과 전자부품 고장율에

대해 식 (2)와 (3)으로 정의하고 있으며[9,10], 식 (2)와 (3)을 구성하는 각 항목에 대한 설명은 Table 6과 7에 주어져 있다.

Table 5. Level of Occurrence

Occurrence	f/10 <sup>6</sup> hours	Failure Rate	Level
Very high : almost inevitable	>3 <sup>6</sup>	$\lambda_p = \frac{\text{failure rate}}{10^6}$	10
	316		9
High : repetitive breakdown	134		8
	46		7
Normal : sometimes broken	12.4		6
	2.7		5
	0.46		4
Low: fewer breakdown	0.003		3
	0.0068		2
Unlikely: Few failures	<0.00058		1

$$\lambda_M = (\lambda_{M,B} \cdot C_{SF}) + \lambda_{WI} + \lambda_{BS} + \lambda_{ST} + \lambda_{AS} + \lambda_{BE} + \lambda_{GR} + \lambda_C \quad (2)$$

$$\lambda_P = \pi_G \pi_C (\lambda_{OB} \pi_{DCO} \pi_S + \lambda_{EB} \pi_{DCN} \pi_{TE} + \lambda_{TCB} \pi_{CR} \pi_{DT}) + \lambda_{SJB} \pi_{SJD} + \lambda_{IND} \quad (3)$$

Table 6. Items of Motor Failure Rate

Item	Explanation	Item	Explanation
$\lambda_M$	Predicted failure rate	$\lambda_{AS}$	Armature shaft failure rate
$C_{SF}$	Motor load service factor	$\lambda_{BE}$	Bearing failure rate
$\lambda_{WI}$	Electric motor winding failure rate	$\lambda_{GR}$	Gear failure rate
$\lambda_{BS}$	Brush failure rate	$\lambda_C$	Condenser failure rate
$\lambda_{ST}$	Stator housing failure rate		

Table 7. Items on Electronic Component Failure Rate

Item	Explanation	Item	Explanation
$\pi_G$	Reliability Growth Failure Rate Multiplier	$\pi_{TE}$	Temperature-Humidity Failure Rate Multiplier
$\pi_C$	Capacity failure rate multiplier	$\lambda_{TCB}$	Temperature cycle basic failure rate
$\lambda_{OB}$	Operation basic failure rate	$\pi_{CR}$	Cycle rate failure rate multiplier
$\pi_{DCO}$	failure rate multiplier	$\pi_{DT}$	Temperature change failure rate multiplier
$\lambda_{EB}$	Environmental basic failure rate	$\lambda_{SJB}$	Soldering basic failure rate
$\pi_S$	Electrical voltage stress failure rate multiplier	$\pi_{SJD}$	Soldering contact temperature change failure rate multiplier
$\pi_{DCN}$	Non-operating failure rate multiplier	$\lambda_{IND}$	Induced stress basic failure rate

### 2.4.3 검출도(Detection)

검출도는 부품의 잠재적인 고장모드와 원인 발견 그리고 검출 가능여부를 나타낸다. Table 8과 9에 나타난 바와 같이 조향 제어용 EMA 부품에 대한 검출도는 고장발생시 검사방법을 기준으로 선정하였다.

Table 8. Level of Detection of Mechanical Actuator

Detection	Possibility	Level
-	Unconfirmed	10
Cannot be reassembled	Destructive test required	9
	Ultrasonic test after disassembly	8
Can be reassembled after disassembly	Magnetic particle inspection after disassembly	7
	Thermal imaging after disassembly	6
	Eddy current inspection after disassembly	5
	After disassembly, detection by dye penetrant, inspection and microscopy	4
	Visual detection after disassembly	3
	Dye penetrant inspection, microscopic detection	2
No disassembly required	Visually Detected	1

Table 9. Level of Detection of Controller

Detection	Possibility	Level
Very uncertain	Undetectable	10
Very rare	Can be detected by destructive inspection/SEM confirmation	9
Rare	Can be detected by destructive inspection/X-ray confirmation	8
Very low	Can be detected by destructive inspection/microscopic confirmation	7
Low	Can be detected by destructive inspection/visual inspection	6
Normal	Can be detected by non-destructive testing	5
Rather high	Detectable by X-ray	4
High	Detectable by microscope	3
Very high	Can be detected with a multimeter	2
Almost certainly	Detectable with the naked eye.	1

## 3. 치명부품 분석

전륜 조향용 EMA의 치명부품 분석은 기계식 구동장치와 제어로 구분하여 수행하였다. 그리고, 기계식 구동장치는 기계부품 규격서인 NSWC-11, 제어기는 전자부품 규격서인 217-Plus를 적용하였다.

### 3.1 기계식 구동장치

Table 10과 같이 기계식 구동장치에서 치명도가 가장 높은 부품은 모터로 분석되었다. 모터의 주요 고장 원인은 모터내부에 있는 권선에 의한 것으로 파악되었는데, 모터 고장이 발생하면 EMA를 제어할 수 없게 되므로 심각도 9등급으로 평가하였다. 또한, NSWC-11에서 제시한 권선 고장률을 근거로 하여 발생도는 9등급으로 평가하였고, 권선에서 고장 발생할 경우 EMA를 분해하고 모터를 파괴하여 내부를 확인해야 하므로 검출하는데 어려움이 있어 검출도 9등급으로 평가하였다. 따라서, 모터가 조향제어용 EMA의 치명부품으로 분석되었다.

Table 10. Critical Component of Mechanical Actuator

No.	Component	Failure Rate	Severity	Occurrence	Detection	RPN
1	Motor	146.928	9	9	9	729
2	Clutch	2.24	9	5	8	360
3	Resolver	1.5	7	5	9	315
4	Pulley Belt	230.75	7	9	4	252
5	Reducer	1.5567	8	5	6	240

### 3.2 제어기

Table 11은 제어기에 대한 치명부품 분석 결과이다. 제어기에서는 DC-DC 컨버터가 가장 치명 부품으로 분석되었다. DC-DC 컨버터에서 고장이 발생할 경우, 제어기 전원 및 구동 불능으로 EMA가 작동되지 않는 현상이 발생하므로 심각도 9등급으로 평가하였다. DC-DC 컨버터 내부가 고장나는 경우, 컨버터를 파괴하여 현미경이나 다른 방법으로 확인을 해야 하므로 검출이 어려움이 있어 검출도 6등급으로 평가하였다. 다만, 217-Plus에서 제시한 DC-DC 컨버터 고장률은 높지 않았다. 따라서, DC-DC 컨버터가 조향용 EMA 제어기의 치명부품으로 분석되었다.

Table 11. Critical Component of Controller

No.	Component	Failure Rate	Severity	Occurrence	Detection	RPN
1	Converter	0.2442	8	4	6	192
2	Controller and Driver	0.0103	9	3	6	162
3	Amplifier	0.0076	8	3	6	144
4	Voltage regulator	0.0133	8	3	6	144
5	Integrated circuit	0.0076	7	3	6	126

## 4. 결론

본 연구에서는 항공기의 전문 조향용 EMA의 치명부품에 대한 분석을 수행하였고, 구체적인 수행내용과 그 결과는 다음과 같다.

첫째, 전문 조향용 EMA를 구성하는 부품들의 기능을 분석하고, 고장모드와 그에 대한 영향성을 파악하였다.

둘째, 217-Plus와 NSWC-11를 기반으로 EMA 운용 환경을 고려하고 각 부품의 고장률을 분석하였다.

셋째, FMEA 자료를 점수화하여 각 부품에 대한 RPN를 계산하고, 그 결과를 통해 치명부품의 우선 순위를 선정하였다.

넷째, 전문 조향용 EMA에 대한 치명부품 분석 결과, 기계식 구동장치에서는 모터가 심각도 9, 검출도 9, 발생도 9, RPN 729로 구동장치 및 EMA 전체의 치명부품으로 파악되었다. 그리고, 제어기에서는 DC-DC 컨버터가 심각도 8, 검출도 6, 발생도 4, RPN 192로 제어기에 대한 치명부품으로 파악되었다.

## References

- [1] G. Iordanidis, "Dress: Distributed and redundant electro-mechanical nose wheel steering system," *SAE International Journal of Aerospace*, vol. 2, no. 1, pp. 46-53, 2022.  
DOI: <https://doi.org/10.4271/2009-01-3110>
- [2] 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.
- [3] 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>
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] J. Jin, "Dynamic Models of Blade Pitch Control System Driven by Electro-Mechanical Actuator," *Journal of*

*The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*,  
vol. 50, no. 2, pp. 111-118, 2022.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.2.111>

- [7] Y.C. Kim, D.H. Kim, S.W. Kim, J.H. Kang, D. Kim, "Structural Safety Evaluation of Basic Design Model of Linear Actuator for Blade Pitch Control of eVTOL Aircraft," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 16, no. 6, pp. 106-113, 2022.  
DOI: <https://dx.doi.org/10.20910/JASE.2022.16.6.106>
- [8] Radio Technical Commission for Aeronautics, "DO-160, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment," 2014.
- [9] Reliability Information Analysis Center, "Handbook of 217-Plus, Reliability Prediction Models", RIAC-HDBK-217Plus, 2006.
- [10] Naval Surface Warfare Center, "Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment", Logistics Technology Support, NSWC-11, May 2011.
- [11] J.W. Bennett, "A fault tolerant electric drive for an aircraft nose wheel steering actuator", IEEE Xplore. Retrieved August 3, 2022.  
<https://ieeexplore.ieee.org/document/5522475/>
- [12] J. Liscouët, J.-C. Maré, M. Budinger "An integrated methodology for the preliminary design of highly reliable electro-mechanical actuators: Search for Architecture Solutions", *Aerospace Science and Technology*. Retrieved August 3, 2022.  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S127096381100085X>
- [13] Defense Acquisition Program Administration, "Weapons System RAM LAW & Guide Book", 2018.
- [14] MIL-STD-1629A, "Military Standard: Procedures for Performing a Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis," Department of Defense, USA, 24 Nov. 1980.
- [15] S.Y. Kim, W.Y. Yun, H.G. Kim, "Reestablishment of RPN Evaluation Method in FMEA Procedure for Motors in Household Appliances," *Journal of the Korean Society for Quality Management*, vol. 35, no. 1, pp. 1-9, 2007.
- [16] C.H. Lee, K.W. Yang, S.B. Kim, "Reestablishment of RPN Evaluation Method in FMEA Procedure for K21," *Journal of Korean Society for Quality Management*, vol. 40, no. 3, pp. 306-315, 2012.  
DOI: <https://doi.org/10.7469/JKSQM.2012.40.6.306>
- [17] T.H. Kim, J.S. Jang, E.Y. Lee, "Practical Criteria for Process FMEA," *Journal of Applied Reliability*, vol. 10, no. 2, pp. 123-135, 2010.
- [18] MIL-HDBK-217, "Military Handbook: Reliability Prediction of Electronic Equipment," Department of Defense, USA, 02 Dec. 1991.

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