

개별 블레이드 피치제어용 전기식 작동기 치명부품 분석

김현기^{1*}, 한창운²

¹한국항공우주연구원, ²한국뉴욕주립대학교

Analysis of Critical Component of EMA for Individual Blade Pitch Control

Hyun-gi Kim^{1*}, ChangHoon Han²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Department of Mechanical Engineering, SUNY Korea

요약 전기 수직 이착륙 항공기는 도심 운용에 적합한 항공기로 주목받고 있으며, 도심과 주변 광역권을 아우르는 차세대 교통수단으로써 친환경적 요소가 강조되고 있다. 그 일환으로 기존의 유압유를 사용하지 않는 전기식 작동기를 적용하는 연구개발이 진행되고 있다. 하지만, 전기식 작동기는 전통적인 유압 방식을 사용하는 작동기보다 개발 기간과 사용이력이 짧기 때문에, 전기식 작동기의 신뢰성 확보는 중요한 문제이다. 본 논문에서는 고장모드 및 영향 분석을 통해 전기 수직 이착륙 항공기의 개별 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기를 구성하는 각 부품들의 치명도를 분석하였다. 먼저, 개별 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기에 대해 최소한의 부품 단위로 기능 분석을 수행하고, 각 부품 단위의 고장모드와 그에 따른 영향을 파악하였다. 그리고, RTCA DO-160을 기반으로 전기식 작동기가 운용되는 환경에 대해 신뢰성 평가 자료인 217-Plus와 NSWC를 적용하여 각 부품들의 고장률을 분석하였다. 기능분석 및 고장률 분석으로 도출된 결과와 고장유형 영향분석 자료를 통해 치명부품 선정에 필요한 지수들을 점수화한 후, 주요 부품에 대한 위험 우선수를 계산하였다. 본 연구를 기반으로, 고장모드 및 영향분석에서 제시한 위험 우선수를 반영하여 전기 수직 이착륙 항공기의 개별 블레이드 피치 제어용 전기식 작동기에 대한 신뢰성 치명부품을 선정하였다.

Abstract Electric vertical take-off and landing aircraft (eVTOL) are attracting attention as suitable aircraft for urban operation, and eco-friendly factors are being emphasized for next-generation transportation. As part of this, research is being conducted to apply electro-mechanical actuators (EMA) that do not use hydraulic oil. However, since EMAs have had a short development period and history of use, reliability confirmation of EMAs is an important issue. In this study, the criticality of each component of an EMA for individual blade pitch control for eVTOL was analyzed through failure mode and effect analysis. First, functional analysis was performed on the EMA, and the failure modes of each component were identified. 217-Plus and NSWC reliability-evaluation data were applied to analyze the failure rate of each component for the operating environment of the EMA. Then, through the results derived from functional analysis, failure rate analysis, and failure effect analysis data, indices necessary for selecting critical components were determined, and the risk priority number (RPN) for major components was calculated. The reliability and critical components of the EMA were selected using the RPN presented in the failure mode and effect analysis.

Keywords : EMA, FMEA, NSWC, Risk Priority Number, 217-Plus

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

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

email: shotgun1@kari.re.kr

Received April 7, 2023

Revised May 31, 2023

Accepted June 2, 2023

Published June 30, 2023

1. 서론

도심과 주변 광역권을 아우르면서 도심운용에도 적합한 차세대 교통수단으로 친환경, 경량화, 소형화, 저소음 그리고 높은 안전성을 목표로 하는 전기수직 이착륙 항공기(Electric Vertical Take-off and Landing, 이하 eVTOL)의 개발이 활발히 진행되고 있다. 특히, eVTOL은 도심 운용을 위해 친환경 요소가 강조되고 있으며, 그 일환으로 기존의 유압유를 사용하지 않는 전기식 작동기(Electro-Mechanical Actuator, 이하 EMA)를 적용하는 연구개발이 진행 중에 있다. EMA 적용 연구로, 무인 비행체의 비행 조종면 제어[1,2], 민간항공기의 전기식 조향 제어장치[3], 우주발사체 자세 제어[4], 차세대 항공우주분야 구동장치[5] 개발이 수행되어 왔다. 최근에는 eVTOL의 개별 블레이드(blade)에 대한 회전수 및 피치 각도 제어기술을 적용하여 기존 헬기보다 낮은 진동과 소음을 구현하고, 천이 비행시 기체 안정성을 유지할 수 있는 EMA 개발이 진행되고 있다. 하지만, EMA는 전통적인 유압 작동기보다 짧은 개발기간으로 인하여 현재까지는 그에 대한 신뢰성 연구가 부족한 상황이다.

본 연구에서는 EMA의 신뢰성 확보 연구의 일환으로, 고장모드 및 영향 분석(Failure Mode and Effect Analysis, 이하 FMEA)을 통해 eVTOL에 적용되는 개별 블레이드용 EMA에 대한 취약부품 분석을 수행하였다. 이를 위해, EMA를 구성하는 시스템을 정의하고, 관련 요구도를 분석하였다. 그리고, 최소 부품단위로 기능 분석을 수행하고, FMEA를 통해 시스템에서 발생할 수 있는 고장 모드 및 그 영향을 파악하였다. 또한, EMA의 운용환경에 대해 RTCA DO-160[6]를 참고로 하여 217-Plus[7], 미국 해상무기센터(Naval Surface Warfare Center, 이하 NSWC)[8] 신뢰성 평가문헌과 각종 FMEA 자료를 통해 위험 우선수(Risk Priority Number, 이하 RPN)를 평가하고, 그 결과를 기반으로 EMA의 주요 부품들에 대한 신뢰성 취약 부품들을 분석하였다. 참고로, Fig. 1은 eVTOL 형상과 EMA의 구성을 보여주고 있다.

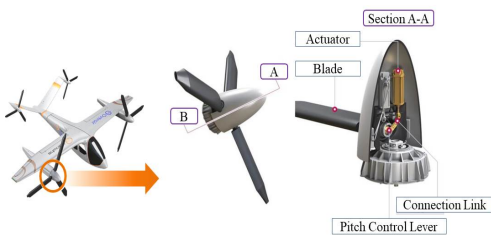


Fig. 1. EMA for IBC in eVTOL

2. 본론

Fig. 2는 EMA에 대한 신뢰성 치명부품 분석 절차를 보여주고 있다. 먼저, EMA의 목적과 요구조건을 고려하여 시스템 정의 및 구성을 포함한 시스템 분석을 수행한다. 다음으로 요구도를 분석하고 그에 따른 각 시스템과 부품의 기능을 분석한다. 그리고, FMEA를 통해 고장모드와 그에 대한 원인을 파악하여 발생한 고장이 시스템에 어떠한 영향을 미치는지 분석한다. 마지막으로, RPN을 계산하여 EMA의 신뢰성 치명부품을 선정한다.

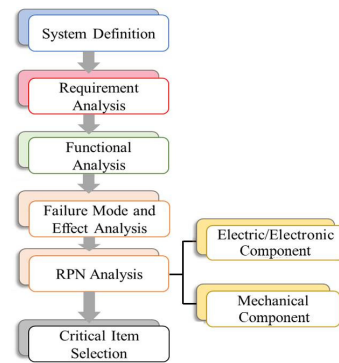


Fig. 2. Process of System Reliability Analysis

2.1 시스템 정의 및 기능분석

EMA 시스템은 전기적 에너지를 기계적 에너지로 변환시켜 모터와 감속기를 통해 중앙의 롤러 스크류(roller screw)의 운동을 직선운동으로 변환하는 기계식 작동기, 제어 및 전원을 공급하고 센서신호를 계측하는 제어기(ECU) 그리고, 케이블 조립체로 이루어져 있다. Fig. 3은 EMA 시스템을 구성하는 하위 구성품들을 보여주고 있다.

하위 구성품들의 기본 기능을 살펴보면, 기계식 작동기는 조종실이나 사용자로부터 하달되는 명령수행과 센서에서 측정되는 작동기 상태 및 내부온도 등을 사용자에서 전달하는 센서 피드백(sensor feedback) 기능을 수행한다. 명령을 수행하기 위해 모터(motor)와 롤러 스크류(roller screw)가 있으며, 리졸버(resolver)가 센서 피드백 기능을 수행한다.

제어기는 기계식 작동기를 제어하고 각 센서의 데이터를 사용자에게 전달하는 제어보드, 파워 모듈을 통해 모터를 구동하는 구동보드, 각 부품이나 기계식 작동기에 필요한 전원을 공급하는 전원보드 등 세 개의 보드로 구성되어 있다.

제어보드는 아날로그 신호를 입력받아 디지털 신호로 변환하여 제어기와 기계식 작동기로 명령을 전달하고, 기계식 작동기 및 제어기 상태의 센서 데이터를 사용자에게 피드백하는 기능을 수행한다. 구동보드는 3상 전압을 생성하여 모터를 구동시키고, 블레이드의 각도를 제어하는 기능을 수행한다. 전원보드는 제어기 및 기계식 작동기의 전원을 공급하고 전원공급에 따른 제어기 상태와 이상 신호를 사용자에게 전달하는 기능을 수행한다. 마지막으로, 케이블 조립체는 제어기와 기계식 작동기를 연결하는 기능을 수행한다.

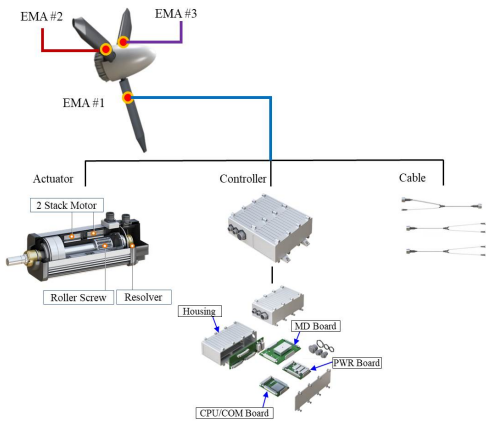


Fig. 3. Sub-system of EMA

2.2 요구도 분석

요구도 분석은 사용자의 만족여부를 확인하기 위해 시스템이 동작하기 위한 기능과 성능 요구사항을 문서화하는 분석 방법으로써, 고객 요구사항에 따라서 시스템 설계에 반영하여 접목시키는 것을 목적으로 한다.

요구도 분석은 운용관점(Operational View), 기능관점(Functional View), 물리적 형상관점(Physical View)의 3가지 관점으로 요구분석을 수행하며, 각 관점의 수행내용은 다음과 같다.

- ① 운용관점
 - ✓ 시스템이 어떠한 기여를 하는가?
 - ✓ 시스템 미션, 성능 요구사항, 동작절차 및 환경.
- ② 기능관점
 - ✓ 시스템이 요구하는 동작을 실시하기 위해서 무엇을 실시해야 하는가?
 - ✓ 시스템 기능, 수행업무와 조치, 내부적 기능 관계,

시스템 성능 및 증명, 성능 제약사항에 대한 분석.

- ③ 물리적 형상관점
 - ✓ 시스템은 어떻게 구성되어 있는가?
 - ✓ 시스템 인터페이스, 작업자와 물리적 장비 관계, 핸디캡, 제한, 물리적 한계.

2.3 고장모드 및 영향분석

FMEA는 제품의 개발 및 공정 단계에서 발생할 수 있는 고장모드, 고장영향과 발생요인을 정의하고, 제품의 잠재적인 고장을 사전 검토하여 대책을 수립하는 데 목적이 있다.

본 연구에서는 무기체계 RAM 업무편람에서 제시하는 표를 통해서 EMA에 대한 FMEA를 수행하였다[9].

2.3.1 기계식 작동기의 고장모드 및 영향분석

Table 1과 같이 EMA의 기계식 작동기의 주요 고장원인은 내부 고온, 외부 충격, 진동 및 피로에 의한 것으로 파악되었다. 주요 고장모드는 모터 권선 오픈(open), 단락(short), 하우징 파손 및 피로파괴 등이 있으며, 기계식 작동기에 나타내는 영향은 모터 스파크로 인한 작동 불능, 외부 누수 및 블레이드 성능 저하 등이 발생할 수 있다.

Table 1. FMEA of Main Component of Mechanical Actuator

Component	Failure Mode	Cause of Failure	Effect of Failure Mode
Motor	-Open winding -Shorted winding	-Excessively high temperature	-Motor won't run -sparking at brushes
Brake	-Cracked housing -Worn seal/bearing -Sticking piston	-Vibration -Fatigue -Aged -Contamination	-External leakage -Low rotary motion -Low output pressure
Resolver	-Incorrect signal from sensor -Calibration error -Complete loss of signal	-Software error -Algorithm error -Broken wire -Reduced signal level -A/D conversion error	-Potential system malfunction -Processing error -Loss of signal
LVDT	-Incorrect signal from sensor -Calibration error -Complete loss of signal	-Software error -Algorithm error -Broken wire -Reduced signal level -A/D conversion error	-Potential system malfunction -Processing error -Loss of signal

Screw housing	-Cracked housing -Reduced fatigue life -Self-Loosening	-Fatigue -External shock -Vibration -Under-torquing	-Leakage of duct into motor shorted/seized -Joint flexure under fatigue
Bracket for fixing connector	-Loose on shaft -Corrosion	-Vibration -Dissimilar materials	-Loose coupling -shaft failure
Screw shaft	-Reduced fatigue life -Self-Loosening	-Under-torquing -Vibration	-Assembly failure -Joint flexure under fatigue

LDO Voltage Regulator	-No Output -Output voltage error	-Bad solder joint -Cold solder joint -Inherent failure -Wrong connection	Output voltage noise and supply voltage error
Voltage Level Converter	-Open -Short -Parameter change	-Bad solder joint -Cold solder joint -Wrong connection -Explosion by high voltage	Cannot generate power

2.3.2 제어기의 고장모드 및 영향분석

EMA 제어기에 대한 주요 고장모드로는 데이터 통신 오류, 부품과 PCB 또는 단자간의 단락, 서로 떨어지는 오픈현상이 있다. 고장 모드에 의해서 제어기가 받는 영향으로는 통신 불능으로 기계식 작동기가 오작동하거나 정격 전압을 공급받지 못하여 제어기 및 기계식 작동기가 불능상태가 되어 항공기 운행에 영향을 줄 수 있다. 또한, 전원관련 부품들은 전압의 출력이 떨어지거나 불능 상태가 된다. 이러한 고장은 솔더 접합부의 파단으로 인한 단락이나 오픈현상이 주요 원인이다. Table 2는 제어기의 주요 고장모드와 그에 따른 영향을 정리한 결과이다.

Table 2. FMEA of Main Component of Controller

Component	Failure Mode	Cause of Failure	Effect of Failure Mode
Controller, DSP	-Data bit loss -Slow data Transfer	-Bad solder joint -Cold solder joint -Inherent failure -Wrong connection	All system not working
Integrated Circuit, RDC	-Data bit Loss -Slow data transfer -Converting Fail -Open -Short	-Bad solder joint -Cold solder joint -Inherent failure -Oscillating problem	Actuator location information cannot be transmitted
Converter	-Open -Short -Parameter change	-Bad solder joint -Cold solder joint -Wrong connection -Explosion by high voltage	Cannot generate power
Motor/Motion /Ignition Controller /Driver	-Data bit loss -Slow data Transfer	-Bad solder joint -Cold solder joint -Inherent failure -Wrong connection	Motor not working

2.4 위험 우선수(Risk Priority Number)

시스템을 구성하는 부품이 고장나는 경우, 고장 모드와 고장 유형들이 시스템에 미치는 영향 정도를 식별하고, 해당 부품의 중요도를 정량적으로 분석하게 된다. 여기서, 중요도란 고장의 심각도, 발생빈도, 검출의 어려움 등을 고려하여, 해당 고장이 임무 실패에 얼마나 큰 영향을 끼칠지에 대한 정량적 척도를 의미한다. 이는 심각도와 발생빈도가 높고, 검출 가능성이 낮을수록 중요도는 상승하게 된다. 이를 수학적 모델로 나타내면 Eq. (1)과 같다. Eq. (1)을 통해 RPN 지수가 높은 부품을 파악하여, 시스템에서 어떠한 부품이 취약한지를 파악할 수 있다. 참고로, Eq. (1)의 정량적인 평가를 위해 217-Plus와 MIL-STD-1629A[10]와 같은 신뢰성 평가 문헌에서 제시하고 있는 평가표를 적용하였다.

$$RPN = \text{심각도} \times \text{발생도} \times \text{검출도} \quad (1)$$

여기서, 심각도(Severity)는 고장모드가 발생했을 때 어떠한 영향을 미치는지 점수화한 지표, 발생도(Occurrence)는 고장모드가 발생할 확률로써, 고장률을 통한 데이터 분석과 과거 고장 이력을 통해 점수화한 지표, 검출도(Detection)는 고장원인을 탐지할 수 있는가를 나타낸 지표를 의미한다.

2.4.1 심각도(Severity)

심각도는 고장모드가 다른 구성요소에 미칠 수 있는 영향을 나타내는 지표이다. EMA의 구성 부품에 대한 심각도는 Table 3과 같이 FMEA를 통해 분석된 고장모드 영향에 따른 항공기 또는 EMA의 피해에 따라 기준을 적용하여 선정하였다.

Table 3. 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)

발생도는 고장원인 때문에 나타날 수 있는 불량상태의 발생 가능성을 나타낸다. EMA에서 기계식 작동기의 발생도는 NSWC와 217-Plus에서 제시하고 있는 Table 4를 기준으로 백만 시간당 고장률을 고려하여 선정하였다.

Table 4. Level of Occurrence

Occurrence	f/10 ⁶ hours	Failure Rate	Level
Very high : almost inevitable	>3 ⁰	$\lambda_p = \frac{\text{failure rate}}{10^6}$	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

2.4.2.1 기계부품 고장률

기계부품의 경우 부품의 마모 및 기구의 복잡성 등으로 인해 고장률 분석을 위한 NRPD나 OREDA 같은 데

이터들은 충분한 일반성을 얻지 못하고 있다. 반면, NSWC에서는 베어링, 기어 등 25가지의 기계부품에 대한 고장모드, 고장률 예측방법, 모델 계수 등을 정의하고, 각 부품에 대한 고장률 모델을 제공한다. 또한, NSWC는 실험 데이터와 신뢰성 모델을 지속적으로 업데이트하여 신뢰도 높은 데이터베이스를 제공하고 있다. 따라서, EMA의 기계부품에 대한 고장률은 NSWC 데이터를 사용하여 분석을 수행하였다. 참고로, NSWC에서 정의하고 있는 모터에 대한 고장률은 Eq. (2)와 같이 각 부품들의 고장률의 합으로 계산된다. 참고로, Eq. (2)의 부품 고장률 항목 중에서 전기모터 권선 고장률(λ_{WI})은 Eq. (3)과 같이 계산된다.

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

$$\lambda_{WI} = \lambda_{WLB} \cdot C_T \cdot C_V \cdot C_{alt} \quad (3)$$

여기서, Eq. (2)와 (3)의 각 항목에 대한 설명은 다음과 같다.

λ_M : 예측 고장률 (백만 시간당 고장률)

λ_{MB} : 모터 기본 고장률

C_{SF} : 모터 부하 서비스 계수

λ_{WI} : 전기모터 권선 고장률

λ_{BS} : 브러쉬 고장률

λ_{ST} : 고정자 하우징 고장률

λ_{AS} : 전기자 샤프트 고장률

λ_{BE} : 베어링 고장률

λ_{GR} : 기어 고장률

λ_C : 콘덴서 고장률

λ_{WLB} : 전기모터 권선 기본고장률

C_T : 기본 고장률에 주변 온도영향을 고려한 계수

C_V : 전원 전압 변동의 영향을 고려한 계수

C_{alt} : 극한 고도에서의 작동 효과를 고려한 계수

2.4.2.2 전자부품 고장률

전자부품의 고장률은 미국방부 RIAC(Reliability Information Analysis Center)에서 발행한 217-Plus의 신뢰도 예측 모델을 사용하였다. 217-Plus는 관측 고장모드 분포를 기반으로 신뢰도를 모형화하고, 각종 고장 경험 데이터에 근거한 14가지 주요 전자부품의 부품 신뢰도 모형을 통합하여 개발되었기 때문에, 기존에 사용되어온 MIL-HDBK-217[11]의 단점들을 개선한 신뢰성 예측 방법이다. 217-Plus에서 정의하는 DSP 전자부품의 고장률은 Eq. (4)와 같다.

$$\lambda_p = \pi_G(\lambda_{OB}\pi_{DCO}\pi_{TO} + \lambda_{EB}\pi_{DCN}\pi_{RHT} + \lambda_{TCB}\pi_{CR}\pi_{DT}) + \lambda_{SJB}\pi_{SDDT} + \lambda_{IND} \quad (4)$$

Eq. (4)의 각 항목에 대한 설명은 다음과 같다.

- λ_p : 예측 고장률(백만 시간당 고장률)
- π_G : 신뢰도 성장에 대한 고장률 승수
- λ_{OB} : 동작 기본고장률
- π_{DCO} : 동작 중 duty cycle에 대한 고장률 승수
- π_{TO} : 작동온도에 대한 고장률 승수
- λ_{EB} : 환경 기본 고장률
- π_{DCN} : 비동작 중 duty cycle에 대한 고장률 승수
- π_{RHT} : 온도-습도 대한 고장률 승수
- λ_{TCB} : 온도 사이클 기본고장률
- π_{CR} : 사이클율에 대한 고장률 승수
- π_{DT} : 온도 변화에 대한 고장률 승수
- λ_{SJB} : 납땜 기본고장률
- π_{SDDT} : 납땜접촉부 온도변화에 대한 고장률승수
- λ_{IND} : 유도 스트레스 기본고장률

2.4.3 검출도(Detection)

검출도는 부품의 잠재적인 고장모드 및 원인 발견 또는 검출 여부를 나타낸다. EMA에 대한 검출도는 Table 5와 6에 나타난 바와 같이 고장발생시 검사방법을 기준으로 선정하였다.

Table 5. Level of Detection of Mechanical Actuator

Detection	Possibility	Level
-	Unconfirmed	10
Cannot be reassembled	Destructive test required	9
Can be reassembled after disassembly	Ultrasonic test after disassembly	8
	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
No disassembly required	Visual detection after disassembly	3
	Dye penetrant inspection, microscopic detection	2
	Visually Detected	1

Table 6. 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 선정 결과

EMA의 신뢰성 치명부품 분석은 기계부품과 전자부품으로 구분하여 분석하였다. 이를 위해, 기계식 작동기는 기계부품 규격서인 NSWC가 적용되었고, 제어기는 전자부품에 대한 규격서인 217-Plus를 적용하였다.

3.1 기계식 작동기 치명부품

Table 7과 같이 기계식 작동기에서 치명도가 가장 높은 부품은 모터로 분석되었다. 모터의 주요 고장원인은 모터내부에 있는 권선에 의한 것으로 파악되었고, 모터 고장이 발생하면 EMA를 제어할 수 없게 되어 심각도는 9등급으로 평가하였다. 그리고, NSWC에서 제시한 권선 고장률을 근거로 하여, 모터 고장 발생도는 8등급으로 분석되었고, 권선에서 고장 발생할 경우 EMA를 분해하고 모터를 파괴하여 내부를 확인해야 하는 어려움이 있어 검출도 9등급으로 분석되었다. 따라서, 모터가 EMA의 치명부품으로 파악되었다.

Table 7. Critical Component of Mechanical Actuator

No.	Component	Failure Rate	Severity	Occurrence	Detection	RPN
1	Motor	108.47	9	8	9	648
2	Brake	5.00	10	6	8	540
3	Resolver	5.00	9	6	9	486

4	LVDT	7.50	7	6	9	378
5	Screw housing	0.52	10	4	9	360
6	Bracket for fixing connector	0.72	9	4	6	216
7	Screw shaft	0.70	10	4	4	160

3.2 제어기 치명부품

Table 8은 제어기에 대한 치명부품 분석 결과이다. 제어기에서는 DSP 전자부품이 가장 치명 부품인 것으로 분석되었다. DSP 전자부품에서 고장이 발생할 경우, 제어기의 전원 및 구동기능이 불능이 되어 EMA가 작동하지 않게 되므로 9등급으로 선정하였다. DSP 전자부품의 주요 고장원인은 솔더 접합부의 파단인데, 217-Plus에서 제시하는 DSP 전자부품의 고장률은 수준 4로 발생도는 상대적으로 높지 않다. 하지만, DSP 전자부품의 내부가 고장날 경우, 다수의 핀을 갖고 있는 DSP 전자부품의 고장을 검출하기 위해서는 DSP 전자부품을 파괴하여 확인해야 하므로 검출도 9등급으로 선정하였다. 결과적으로, EMA의 제어기에 대한 신뢰성 치명부품은 DSP 전자부품으로 파악되었다.

Table 8. Critical Component of Controller

No.	Component	Failure Rate	Severity	Occurrence	Detection	RPN
1	Controller, DSP	0.017	9	4	9	324
2	Integrated Circuit, RDC	0.022	9	4	8	288
3	Motor/Motion /Ignition Controller/ Driver	0.014	9	4	8	288
4	Voltage Regulator	0.022	8	4	8	256
5	Converter	0.176	9	4	6	216
6	Voltage Level Converter	0.176	8	4	6	192

4. 결론

본 논문에서는 eVTOL IBC용 EMA의 치명부품에 대한 분석을 수행하였다. 이에 대한 구체적인 사항은 다음과 같다.

첫째, EMA에 대한 정의 및 구성, 요구조건을 파악하고, 요구분석에 따른 각 시스템 및 부품 기능을 분석하였다.

둘째, 부품에 따른 고장모드 및 주요 원인을 파악하고,

각 고장모드가 시스템에 어떠한 영향을 미치는지 파악하였다.

셋째, DO-160 기반으로 217-Plus와 NSWC를 적용하여 EMA 운용환경에서 각 부품의 고장률을 분석하였고, FMEA 자료를 점수화하여 각 부품에 대한 RPN을 평가하였다.

넷째, EMA에 대한 신뢰성 취약부품 분석 결과는 다음과 같다.

Table 9. Selection Result of Critical Component in EMA

Sub-system	Critical Component	Severity	Occurrence	Detection	RPN
Mechanical Actuator	Motor	9	8	9	648
Controller	DSP	9	4	9	324

References

- [1] 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>
- [2] 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, Nov. 2016.
- [3] 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, Apr. 2015.
- [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, Nov. 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] Radio Technical Commission for Aeronautics, "DO-160, Environmental Conditions and Test

Procedures for Airborne Equipment,” 2014.

- [7] Reliability Information Analysis Center, “Handbook of 217Plus, Reliability Prediction Models,” RIAC-HDBK-217Plus, 2006.
- [8] Naval Surface Warfare Center, “Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment,” Logistics Technology Support, NSWC-11, May 2011.
- [9] Defense Acquisition Program Administration, “Weapons System RAM LAW & Guide Book,” 2018.
- [10] MIL-STD-1629A, “Military Standard: Procedures for Performing a Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis,” Department of Defense, USA, 24 Nov. 1980.
- [11] 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

한 창 운(Changwoon Han)

[정회원]



- 1993년 2월 : 서울대학교 기계설계학과 (학사)
- 1995년 2월 : 서울대학교 기계설계학과 (석사)
- 2005년 5월 : U. of Maryland Mechanical Engineering (박사)
- 2005년 4월 ~ 2017년 2월 : 한국전자기술연구원 수석연구원
- 2017년 3월 ~ 현재 : 한국뉴욕주립대 기계공학과 교수

<관심분야>

PoF 기반 신뢰성 예측/해석