

군용 항공기 인터컴 성능개량의 전기시스템 설계 요소 연구

A study on the electrical system design elements for the military aircraft intercom performance improvement

윤 인 복[★]

In-Bok Yoon[★]

Abstract

In this paper, we proposed a performance improvement to replace the aged intercom of military aircraft with a new intercom ICS, and briefly designed and presented a interface block diagram and electrical wiring path for the connection between the new intercom ICS and the other avionics equipment. However, due to the absence of a guide necessary for the proposed design, this paper derived 15 main design elements by using the QFD technique based on the military aircraft airworthiness certification criteria and military aircraft work instructions. As a result, it is meaningful that the interface block diagram, wiring path diagram, and the 15 main design elements proposed in this paper can be applied as an electrical system design guide for the performance improvement of the aged military intercom in the future.

요 약

본 논문에서는 군용 항공기의 노후된 인터컴을 신규 인터컴 ICS로 교체하는 성능 개량을 제안하고 기체 내부 신규 인터컴 ICS와 연동 장비 간 연결을 위한 블록도 및 전기 배선 경로 방안을 간략하게 설계하여 제시하였다. 그러나 제시된 설계에 필요한 가이드가 부재하여 본 논문에서는 군용 항공기 표준감항인증 기준과 군용항공기 작업 지침서를 기준으로 QFD 기법을 적용하여 15종의 주요 설계 요소를 도출하였다. 결과적으로 본 논문에서 제안된 연동 블록도와 배선 경로, 그리고 도출된 15종의 전기 시스템 주요 설계요소는 향후 노후된 군용 인터컴 성능개량의 전기 시스템 설계 가이드로서 적용 가능성에 그 의미가 있다.

Key words : intercom, electrical system, design elements, military, aircraft performance improvement

1. 서론

군용 항공기에 탑재되는 C-1611D/AIC 인터컴 장비는 조종석과 보조조종석 및 승객실 또는 화물실에 설치되어 비행 준비부터 착륙 후 엔진 정지 전까지 모든 비행 과정에서 항공기 내/외부 통신을 수행한다. 그런데 C-1611D/AIC 인터컴 장비는 1970년도 정비 매뉴얼이

공개되어 있을 정도로 노후 되었으나 현재까지도 국내의 일부 군용 항공기에서 운용되고 있다[1]. 이제는 장비 노후화로 인해 통신 성능 저하가 발생해서 비행 임무에 불편함이 있어도 장비 내부 부품들의 단종 때문에 고장탐구를 통해 수리가 필요한 부품을 식별해도 해당 부품을 조달하여 적기에 수리하는 것이 매우 어렵다. 만일 동등품 이상의 유사 부품 재고를 시장에서 확인하더라도 비

* Chief Research Engineer, Avionics R&D center, Hanwha systems

★ Corresponding author

E-mail : ibplus.yoon@hanwha.com, Tel : +82-31-629-2904

※ Acknowledgment

Manuscript received Jul. 8, 2024; revised Jul. 24, 2024; accepted Jul. 29, 2024.

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

용이 고가여서 예산 반영을 통해 즉시 조달하기도 매우 어려운 실정이다[2]. 이렇게 약 50년 이상 사용 노후화로 인해 발생하는 문제점을 개선하기 위해서는 노후된 C-1611D/AIC 인터컴을 신규 디지털형 인터컴으로 교체하는 항공기 성능개량을 하여야 한다. 이 경우 기존 인터컴 장비와 연동되는 장비들 간에 연결되어 있던 전기 배선들도 모두 교체하게 되는데 그 이유는 항공기 정비성에 따라 도면과 형상 일치성을 위해 모든 개별 전선마다 식별번호를 부여하고 일정 간격으로 전선 외부 피복에 인쇄가 되기 때문에 신규 장비로 교체 시 기존 전선을 유지할 수 없다. 또한 구형 장비와 신규 장비의 핀 맵도 달라서 기존 배선은 모두 제거하여야 한다. 이러한 전기 배선과 관련된 사항들 외에도 군용 인터컴 장비 성능개량 시 신규 장비의 소모전력 관련된 사항도 설계 단계에서 반드시 확인하여야 한다. 그 이유는 신규 장비의 소모 전력이 기존 항공기의 발전기 여유 용량내에서 타 장비에 영향을 주지 않고 안정적으로 동작할 수 있어야 하는 비행 안전성 기준 때문이다. 그런데 일반적으로 군용 항공기 성능개량 사업의 설계 단계에서 전기 시스템의 주요 설계 요소들을 분석하는 방안이나 정리된 설계 가이드 자료가 부족해서 통상 전기 시스템 설계 담당자가 전임자의 노하우를 통해 설계하는 경우가 많다. 그러다 보니 개조 후 체계통합 단계를 거쳐 비행시험까지 종료된 뒤 분과별 감항인증 심사 단계가 되어서야 비로소 입증자료의 내용을 보완하느라 많은 추가 시간이 소요되고 심사기간도 길어지게 되어 전력화 일정을 맞추기에 빠듯한 경우도 발생된다. 그래서 본 논문에서는 군용 항공기 인터컴 장비를 교체하는 성능개량의 설계 단계에서 전기 시스템 설계 요소들을 도출하기 위해 품질기능 전개 QFD(Quality Function Deployment) 기법을 적용하는 방안을 제시한다[3]. 이를 위해 군용 항공기 감항인증 기준과 항공기 개조 현장 작업 지침 가이드를 분석에 적용하였고 이를 통해 결론적으로 노후된 군용 인터컴 성능개량에서 전기 시스템의 주요 설계 요소들을 도출하여 제안 하였다. 그런데 본 연구에 적용하는 QFD 기법은 통상 3단계의 분석을 거쳐 최종 결론을 도출하는 일반적 방식을 적용하지 않고 1단계에서 바로 결론을 도출하는 방식을 적용하였다. 그 이유는 군용 항공기 성능개량 사업의 설계단계에서 구조, 항전, 전기등의 각 시스템별로 반드시 고려하여야 하는 설계 요소들을 도출하는 경우, 각각의 설계 항목별로 적용하는 기준들이 많아도 내용들이 유사하거나 동일한 것이 많기에 실제 사용하는 기준은 대부분 정해져 있어서 QFD 기법을 적용할 때에

적용 단계를 단순화 할 수 있기 때문이다. 따라서 군용 인터컴 성능개량에 대한 전기 시스템 주요 설계요소 분석에서도 앞서 기술된 2가지 기준 즉, 군용 항공기 감항인증 기준과 개조 설치 현장의 작업 지침서를 적용하여 QFD 기법의 1단계 분석으로도 결론을 도출할 수 있게 되는 것이다.

II. 본론

1. 관련 연구

항공기 인터컴 교체 성능개량 사업으로 전기시스템 설계요소 연구와 관련되어 국내외에서 공개되어 논의된 바는 없다. 그러나 유사 사례를 살펴보면 국내에서는 항공기 기체 개조를 통한 성능개량은 아니지만 3차원 오디오를 항공기 헤드셋으로 구현하는 연구가 있었고 국외의 연구사례로 미국 West Virginia 대학에서 정찰용 센서 파드(POD)를 개발하고 이것을 제어 및 모니터링 하기 위한 제어실을 개발하여 C-130H 항공기 내부 화물실(CARGO)에 탑재하는 사업으로 기존 C-130H 항공기내 인터컴과의 통신이 원활하기 위해 상용 헤드셋의 임피던스(Impedance)를 분석 연구한 사례가 있었다[4], [5]. 이 연구는 기존의 항공기 인터컴 배선에 임시 시험용 상용 인터컴을 연결함에 있어 오디오 임피던스의 중요성을 확인하고 헤드셋 별로 임피던스를 분석하여 통신을 원활하게 한 사례로 기체 성능개량을 위한 전기 시스템 설계 요소를 분석하지는 않았다.

2. 군용 항공기 인터컴 교체 성능개량에 대한 전기 시스템 주요 설계요소 분석

2.1. 군용 인터컴 교체 성능개량 개요

노후된 C-1611D/AIC 군용 인터컴 장비는 그림 1에서 보는 바와 같다[6]. 이 장비는 UH-1H 항공기에 탑재되어 운용되었으나 UH-1H 항공기가 퇴역하고 이후 국내



Fig. 1. C-1611D/AIC Intercommunication Equipment[6].
그림 1. C-1611D/AIC 인터컴 장비[6]

에서 일부 특정 군용 항공기에 탑재하여 운용되고 있으나 세부 내용은 보안상 공개 불가이다[7], [8]. 군용 항공기 내 탑재되어 다른 임무 장비와 연동되는 C-1611D/ AIC 인터컴 장비의 신호 연동 블록도는 그림 2와 같다[1].

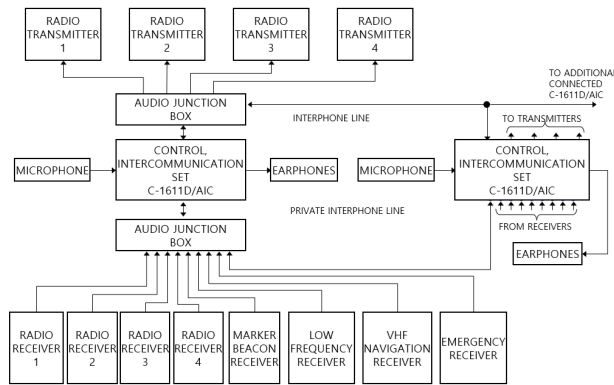


Fig. 2. C-1611D/AIC Typical system block diagram[1].
그림 2. C-1611D/AIC 일반적인 시스템 블록도[1]

블록도에서 보는 바와 같이 C-1611D/AIC 군용 인터컴 장비는 4 채널의 수신 장비, 마커 비콘 장비, 저대역 수신 장비 및 VHF 장비 그리고 기타 긴급 수신 장비로부터 수신된 마이크, 오디오 및 경고 톤(Tone) 등의 신호를 4 채널의 라디오, 그리고 인터폰 라인으로 연결된 또 다른 C-1611D/ AIC 인터컴 장비와 연동하여 오디오 정션(Junction) 박스를 통해 신호를 송수신 처리한다. 여기서 4 채널의 라디오 신호 송신은 조종석과 부조종석에서만 가능하다. 그러나 긴급 장비로부터 출력되는 오디오 또는 경고 톤과 같은 출력 신호는 이어폰으로 출력되어 인터컴 장비에 연결된 모든 이어폰에서 바로 들을 수 있게 되어 있다. 개별 인터폰 라인(Private interphone line)은 두 조종사간에 통신할 수 있는 기능으로 연결은 선택적으로 할 수 있다. 만약 개별 인터폰 라인으로 두 조종사 간 통신이 시작된다면 화물실이나 승객실에서는 모니터링이 불가하다[1]. 또한 C-1611D/AIC 인터컴 장비는 각각의 인터컴 장비가 동시에 제어권을 가질 수 있게 되어있다. 그런데 이러한 인터컴 시스템 연동 구조는 항공기내 마스터(Master) 제어권이 분산되어 좋을 것 같으나 오히려 인터컴 내부 신호처리 특성상 불필요한 백업 기능 등의 부가적인 제어기능으로 인해 추가적인 신호처리 지연 등의 문제가 발생되므로 비권고 된다. 결국 항공기 인터컴 장비는 양방향 통신이긴 해도 원활한 음성신호 처리를 위해 마스터 제어권을 분산시켜 동시에 잡기 보다는 하나로 처리 하는 것이 장비 특성 상 권고 된다는 것이다. 그래서 본 논문에서는 신규 인터컴 ICS(Intercommunication

Control System) 장비의 연결 블록도를 그림 3과 같이 제안한다.

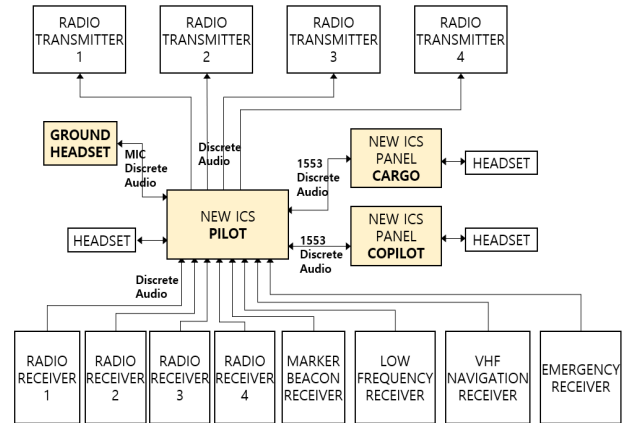


Fig. 3. New ICS block diagram proposed on this paper.
그림 3. 본 논문에서 제안하는 신규 ICS 블록도

신규 ICS는 그림 3에서 보는 바와 같이 오디오 정션 박스의 사용 없이 조종석에서만 주(Main) 신호처리 인터컴 장비를 두고 부조종석과 화물실 등의 장소에는 본체가 없는 단순 패널만으로 설치한다. 그리고 신규 ICS의 전면 패널은 사용자 편의성을 고려하여 기존 C-1611D/ AIC 장비와 유사하게 스위치나 볼륨 조정 knob(Volume knob)등으로 구성한다. 또한 부조종석과 화물실의 단순 패널 전면 형상도 조종석 ICS 패널의 전면형상과 동일하게 맞춘다. 조종석의 주 신호처리 인터컴 장비는 MIL-STD-1553 통신과 이산(Discrete) 신호 및 오디오 신호를 처리하게 된다[9]. MIL-STD -1553 통신은 인터컴 장비의 운용 프로그램 OFP(Operational Flight Program)를 장비로 이식할 때 사용하기도 하고 연동장비 간 경고 음성이나 톤 데이터 그리고 오디오 볼륨 데이터를 송수신할 때 사용한다. 이산 신호는 각 제어패널로부터 입력되는 PTT(Push-to-talk) 신호나 UHF/VHF 무전기 및 기타 연동 장비간의 이벤트 신호들이다. 신규 ICS로 입력되는 마이크 음성 신호를 포함한 아날로그 오디오 신호들은 디지털로 변환되어 헤드셋으로 출력하기도 하고 장비에 따라 아날로그 신호 그대로 해당 라디오 장비로 송신하기도 한다. 헤드셋으로 출력되는 디지털 오디오 신호는 저 잡음 처리기술이 적용되어 ‘찌~’하는 화이트 노이즈(White noise)가 기존 노후된 ICS에 비해 획기적으로 줄어들게 된다. 이것이 바로 신규 ICS로 교체되어야 하는 이유이기도 하다. 단, 데시벨로 표현되는 노이즈 레벨의 세부 사항은 항공기내 연동되는 장비들에 따라 다르므로 본 논문에서는 더 이상 다루지 않는다. 그리고 신

규 ICS는 주 신호 처리 장비만 마스터 제어권을 가지고 마이크로 초(Microsecond, μs)단위의 시스템 내부 처리 속도에서 이산 신호 및 MIL-STD-1553 통신으로 오디오 신호에 대한 우선순위 결정에 따라 송수신을 처리함으로 오디오 신호 처리지연에 따른 하울링과 같은 불필요한 기능을 제거하여 음성 품질을 최적화 할 수 있다. 기존과 신규 ICS 장비 사양을 간략하게 비교 정리하면 표 1과 같다.

Table 1. aged and new ICS specification.

표 1. 기존과 신규 ICS의 사양

Parameters	(aged) C-1611D/AIC [1]	(Proposed) New ICS
Space utilization	W*L*H (cm) 14.6 * 14.6 * 7.62 [10]	W*L*H (cm) Main equipment 20 * 14 * 10 each sub panel 20 * 5 * 10
Weight	total 6 pounds (2 pounds per unit, 3 ea)	total units 10 pounds including sub-panel 2 pounds
Power consumption	total 16.8 watt 5.6 Watt, each (3 ea)	main equipment 16 watt max
Input voltage	27.5 ± 0.5 VDC	28 ± 0.5 VDC
Radio Facilities	4 max	8 max
Receiver equipment	8 max	12 max
Power output (Transmitter)	60 mW	60 mW
Power output (Headset)	200 mW	200 mW
Input impedance (Receiver)	150 ohms (Microphone 8 ohms)	Red/Black 100, 150, 300, 600, 1000 ohms
Output impedance (Transmitter)	150 ohms (Headset 8 ohms)	Red/Black 100, 150, 300, 600, 1000 ohms

표 1과 같이 본 논문에서 제안되는 신규 ICS 장비는 소모 전력이 16 Watt 로 기존 인터컴 3대의 16.8 Watt 에 비해 0.8 Watt 감소한다. 이것은 신규 장비가 주 신호처리 인터컴 본체 1대에 전력소모가 거의 없는 패널만으로 구성되었기 때문이다. 이렇게 소모 전력이 감소하게 되면 성능개량 후, 항공기 발전기의 여유 전력이 영향을 주지 않아서 전기 부하 분석에도 큰 이점이 된다. 또한 음질에 중요한 임피던스는 100, 150, 300, 600, 1k 옴(ohm)을 선택할 수 있게 된다. 이것은 기존 연동장비들과 헤드셋 입출력을 고려하여 운용 프로그램 OFP가 해당 연동장비 별로 최적의 값으로 적용할 수 있도록

되어 있기 때문이다. 이렇게 함으로서 신호 대 잡음비 SNR(Signal to Noise Ratio)에 대해서도 최적화가 가능하다. 여기서 신호 대 잡음비 SNR은 오디오 신호 전력이 잡음 전력을 초과하는 데시벨(dB)로 표현되는 오디오 신호 처리 특성중 하나로 SNR이 클수록 잡음이 줄어들게 되므로 상대적으로 음질이 좋아지게 되는 것이다 [4]. 그리고 Red와 Black은 오디오 신호 간섭비(Crosstalk)의 데시벨 값을 기준으로 구분하는데 임무에 따른 음성 신호의 암호화 때문에 Red 신호는 Black 신호로부터 유기되는 간섭을 받지 않도록 구성하게 된다[4]. 그래서 세부 데시벨 값은 보안으로 비공개이며 그 외 추가적인 세부 장비사항은 본 논문에서는 더 이상 논의하지 않는다.

기존 노후 인터컴을 신규 인터컴으로 교체할 때 본 논문에서 제안하는 항공기 전기배선 경로는 그림 4에서 간략하게 개념화 하였다. 그림 4의 배선경로 블록도는 항공기를 위에서 본 형상으로 표현한 것이다. 항공기 별로 인터컴과 연동되는 장비 위치는 차이가 있으나 본 연구의 적용 항공기에는 신규 ICS 장비와 연동되는 UHF 및 VHF 등의 일반 라디오 장비 외에 다른 항전 장비들의 설치 위치도 모두 조종실 앞 계기판(Front instrument panel)에 모여 있기 때문에 배선 경로의 간략화가 가능해진다.

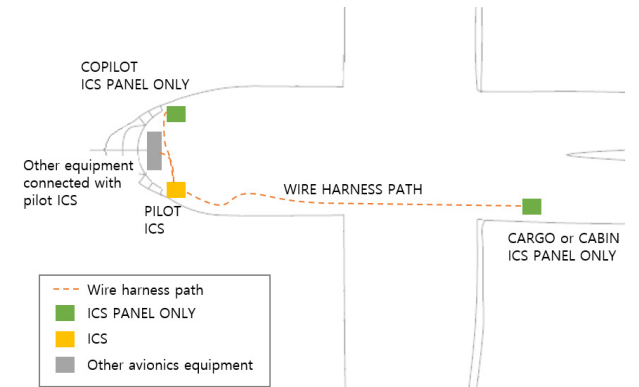


Fig. 4. New ICS wire harness path concept diagram proposed on this paper.

그림 4. 본 논문에서 제안하는 신규 ICS 배선 경로 개념도

그림 4에서 보는 바와 같이 조종석에 신규 ICS 주장비를 두고 나머지 부조종석 및 화물실은 패널만 설치하는 형태이다. 배선 경로는 UHF 및 VHF와 같은 라디오 장비들과 기타 피아식별장비나 항법 장비류 및 기록장치 등의 항전 장비들과 연동하게 되므로 주로 조종실 내부에서 배선경로가 이루어진다. 또한 신규 ICS 장비는 오디오 정선 박스를 통하지 않기 때문에 배선경로가 기존

에 비해 상대적으로 단순해지면서도 장비와 직접 연결하기 때문에 잡음 요소가 줄어서 오디오 음질도 개선된다.

2.2. 군용 항공기 인터컴 성능개량에서 전기 시스템의 주요 설계 요소 분석 방안

앞서 기술한 신규 인터컴 장비와 다른 항전장비 간 연동을 위한 ICS 블록도와 전기 배선 경로도를 설계할 때 필요한 설계요소를 선정하기 위해서는 우선, 주장비의 기능을 저해하지 않고 궁극적으로 비행안전에 문제가 발생되지 않도록 전기 배선을 선정하고 선정된 배선을 기체 내부에 설치 할 때 적용되는 지침 사항에서 도출되어야 한다. 따라서 본 논문에서는 군용 항공기 표준 감항인증 기준(Part 1) 12장 전기 계통(Electrical System)의 기준들과 실제 군용 항공기 개조 작업현장에서 작업 지침으로 적용되는 지침서 TO 1-1A-14를 바탕으로 품질기능 전개 QFD기법을 적용하여 도출하였다[11]. 여기서 TO 1-1A-14 지침서는 미국 육, 해, 공군의 항공기 정비작업 기준으로 사용되며 국내에서도 군용 항공기 정비 시 적용되는 기술기준서이다[12]. 그리고 품질기능 전개 QFD 기법을 적용하는 이유는 민수 분야에서 여러 가지 요구사항들을 전략적으로 정리하고 최적화 하여 제품에 반영하는 형태의 기법으로 군용 항공기 전기 시스템의 여러 가지 요구사항들 중 인터컴 성능개량 사업에 대하여 적용 가능한 요구 사항들을 정리하고 이에 기반한 주요 설계요소를 도출하는 데에도 적합하기 때문이다.

세부적인 QFD 기법의 내용을 보면 사용자의 요구사항인 What과 이 요구사항을 어떻게 충족시킬지에 대한 How에 대해 가중치를 부여하여 요구사항 상관분석 매트릭스(Requirement correlation matrix) 및 관계성 매트릭스(Relationship matrix)를 완성하고 이들 매트릭스로부터 필수적인 요구사항을 도출해낼 수 있는 방법으로 통상 요구사항을 분석하고 결론을 도출하는 과정은 3단계를 거쳐서 수행된다[3]. 그러나 본 논문에 적용하는 접근 방안은 기술적 기준에 대해 접근하는 방식으로 What와 How에 대해 단계별 정의가 불필요하여 1단계에서 분석된 내용을 기반으로 주요 설계 요소를 바로 도출하였다. 이유는 군용 항공기 성능개량 사업은 개조 후 체계통합 시험 및 비행시험을 거쳐 최종 감항인증 심사에서 모든 입증자료가 있는지, 그리고 제시된 입증자료들이 적합한지를 심사하여 비행 안전성 적부를 판정하는데 이 때 적용되는 기준이 군용 항공기 표준 감항인증 12장 전기시스템의 기준들이고 이것이 결국 궁극적인 요구사항이 되기 때문이다. 따라서 What에 해당되는 요구

사항들이 이미 감항인증 기준으로 정해져 있고 How에 해당되는 기술적 특성 또한 군용항공기 개조 작업 지침서인 TO 1-1A-14의 가이드로 특정되어 있기 때문에 1 단계로 단순화가 가능한 것이다. 또한 이러한 형태의 QFD 방안을 적용하여 주요 설계요소를 도출하는 이유는 앞서 서론에서도 기술한 바와 같이 노후된 군용 인터컴 장비 개조 성능개량 관련해서는 정리된 주요 설계요구사항이나 가이드가 없기에 본 연구를 통해 사업에 적용 가능한 전기 시스템의 주요 설계 요소를 정리하여 제안하고자 하기 위함이다. 그래서 QFD 이론의 일반 형태와 본 연구에서 적용하고자 하는 QFD 기법을 그림 5와 같이 정리하여 도식화 하였다.

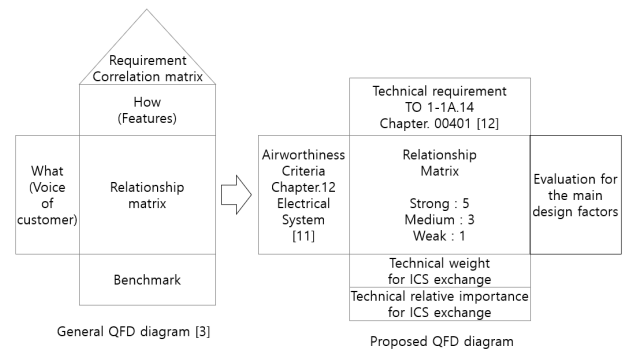


Fig. 5. General QFD diagram[3] and proposed QFD diagram on this paper.

그림 5. 일반적 QFD 다이어그램[3]과 본 논문에서 제안된 QFD 다이어그램

그림 5에서 일반적 QFD 다이어그램은 How 항목 위에 지붕 모양의 상관관계성 매트릭스가 있으나 본 연구에서 제안된 QFD 다이어그램에는 그것이 제외되어 있다. 이유는 전기시스템의 주요 설계요소를 도출하는 과정에 상관관계성 매트릭스는 단순 상호관계성을 보는 역할만을 하므로 본 연구에서는 불필요하기 때문이다. 그림 5와 같이 제안된 QFD 다이어그램에 따라 What 요구사항의 항목으로 군용 항공기 감항인증 기준 12장 전기시스템 26종의 기준을 적용하고 실제 항공기 전기 시스템 설치작업에 따른 기술적 목표 TO 1-1A-14를 How 기준충족 방안으로 할당하여 각 항목별로 관계성 매트릭스를 작성하였다. 이 때 관계성 매트릭스를 구성하기 위해 부여된 가중치(Weight) 값은 인터컴 교체 개조에서 현장 작업 지침을 기반으로 작업한 결과를 군용 항공기 표준 감항인증 기준의 입증 자료로 제시가 되는지 여부를 고려하여 정의하였다. 즉, 감항인증 기준(part 1) 12장 전기시스템의 26종 기준 대비하여 인터컴 개조 작

업 지침 상, 작업 사항이 가장 연관성이 있다면 Strong으로 판단하여 5점을 주고 중간 정도면 Medium 3점, 관계가 있으나 작업 사항이 입증자료에 참고사항으로 포함 가능하다면 가장 작은 Weak 1점, 연관 관계가 없다면 0점 처리하였다. 예를 들어 작업 지침 T01 배선 지지 (Support)는 감항인증 기준 M22 배선지지 항목에 직접적인 입증자료로 사용되므로 가장 관계성이 높아 5점을 주고 M21 채핑(Chaffing)과 M20 배선 분리에도 영향이 있으므로 3점을 부여하였다. 그 외 나머지 기준에는 배선지지 작업이 감항심사 입증 자료로 크게 부합되지 않기에 0점 처리하는 형태이다. 그리고 관계성 매트릭스 아래 부분의 기술적 기준치 값은 군용 항공기 개조 작업 지침 TO 1-1A-14에 따라 인터컴 교체 개조 작업을 함에 있어 반드시 지켜야 할 사항이면 최대 5점을 부여하고 그렇지 않으면 최소 1점으로 부여하였다. 이렇게 제안된 QFD 다이어그램에 따라 전기 시스템의 주요 설계요소를 분석하는 과정은 그림 6으로 도식화 하였다.

그림 6의 절차를 보면 감항인증 기준과 작업 지침서의

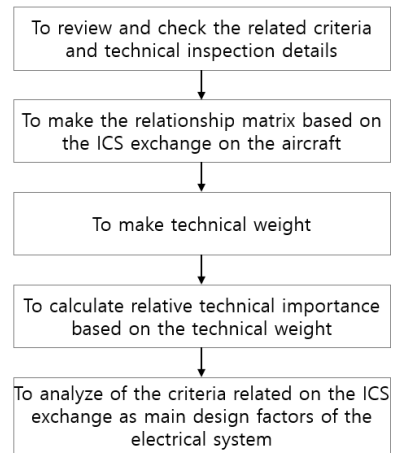


Fig. 6. The procedure of evaluating the criteria related on the ICS exchange as the main design factors of the electrical system.

그림 6. 인터컴 ICS 장비교체에 대해 전기시스템의 주요 설계요소로서 인증기준을 평가하는 절차

내용을 먼저 검토 및 확인하는 것이다. 그래야 각 작업의 지침에서 요구되는 작업 목표가 어느 감항 기준에 부합

		TO 1-1A-14 AIRCRAFT WIRING SYSTEM INSPECTION [12]																					
		T01	T02	T03	T04	T05	T06	T07	T08	T09	T10	T11	T12	T13	T14	T15	T16	T17	T18	T19	T20		
Relationship Matrix Weight		Strong : 5 Medium : 3 weak : 1 no relationship : 0																					
Air worthiness criteria	M01	Power quantity	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0		
	M02	Notification of battery discharge	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M03	Safe operation of generation system	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M04	Safe operation of integrated electrical power system	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M05	Power quality	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3	0	1	5	0	
	M06	Uninterruptible power	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M07	Battery charging	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M08	Lithium batteries	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M09	Subsystem limitations	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M10	Procedures	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M11	Start and reversion to safe state	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
	M12	Selection of components	0	0	0	0	0	1	0	0	3	1	0	0	0	0	3	0	0	3	3	0	
	M13	Capacity	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	3	0	
	Chap 12. Electrical system [11]	M14	Circuit protection	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	1	0	1	5	0	
		M15	Circuit isolation	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	1	3	0
		M16	Avoidance of single point failures	0	0	3	3	0	0	0	0	3	0	1	0	1	0	1	0	1	0	0	0
		M17	Sufficiency of design	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	5	0	0	0	0	0	0
M18		Prevention of ignition	0	1	1	0	0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	3	3	0	
M19		Faults in safety critical wiring	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
M20		Wiring separation	3	3	3	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	
M21		Chaffing	3	1	5	1	0	3	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	
M22		Wiring support	5	1	3	1	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	
M23		Avoidance of damage	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	3	0	1	0	3	0	
M24	Maintainability	1	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0		
M25	Bonding and grounding	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5	0	0	3	0		
M26	Care in modification	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0		
Technical weight for ICS exchange : max 5, min 1		3	1	3	3	2	3	1	1	2	2	2	3	2	1	1	4	1	3	4	0		
Relative technical importance for ICS exchange		0.071	0.024	0.071	0.071	0.048	0.071	0.024	0.024	0.048	0.048	0.048	0.071	0.048	0.024	0.024	0.095	0.024	0.071	0.095	0.000		

Fig. 7. The main design factor analysis of electrical system for the ICS exchange.

그림 7. ICS 교체에 대한 전기 시스템의 주요 설계 요소 분석

되는지를 확인할 수 있기 때문이다. 다음으로 QFD의 관계성 매트릭스를 완성하고 이를 기준으로 기술적 가중치를 부여한 다음 중요도를 분석한다. 그래서 분석된 기술적 중요도를 근거로 인터컴 장비를 교체하는 군용 항공기 성능개량에서 전기 시스템의 주요 설계요소를 최종도출하게 되는 것이다. 그림 6의 절차에 따라 군용 항공기 인터컴 장비 성능개량에 대한 전기 시스템의 주요 설계요소를 분석한 결과는 그림 7과 같다.

그림 7의 분석결과에서 How 항목으로 적용된 TO 1-1A-14에는 항공기 전기 배선의 지지, 채핑등 에서부터 배선 번들의 위험상황 보고 항목까지 총 20종의 점검 항목이 있다.

이 점검 항목들을 26종의 군용 항공기 전기시스템 감항인증 기준들에 각 항목별로 입증자료로 부합되는지를 판단하고 앞서 정의한 가중치 값들을 부여해서 관계성 매트릭스를 완성한 것이다. 또한 인터컴 개조작업에서 기술적 가중치에 대한 상대적 기술 중요도를 식(1)에 의해 계산하였다.

$$RTI = \frac{T_{n_{weight}}}{\sum_{n=1}^i T_{n_{weight}}} \quad (1)$$

식(1)에서 RTI는 상대적 기술 중요도(Relative Technical Importance)이고 $T_{n_{weight}}$ 는 n번째 기술 가중치를 나타낸다. 식 (1)의 결과로부터 전기 시스템의 주요 설계요소를 도출하기 위해 식 (2)를 적용하였다.

$$MDFE = \sum_{i=1}^n (RTI_i \times T_i) \quad (2)$$

식 (2)에서 MDFE는 전기 시스템 주요 설계요소(Main Design Factors of Electrical system for ICS exchange)이고 T_i 는 작업 지침서의 항목들이다. 그림 7의 분석된 결과에서 인터컴 교체 성능개량의 상대적 기술 중요도를 간략하게 그래프로 도식화 하면 그림 8과 같다.

그림 8의 X축 번호는 그림 7에서 제시된 것과 같이 작업기술 지침서의 항목번호로 T01부터 T20 까지 부여된 것이다. 이 항목 번호별로 인터컴 교체 개조에서 상대적 기술 중요도의 값을 분석한 결과가 Y축의 숫자 데이터들이다. 즉, 인터컴 교체 성능개량에서 전기 시스템의 기술적 상대 중요성이 가장 높은 기준은 0.095 포인트의 T16 전선 접지(Wire grounding)와 T19 회로차단기 검사(Circuit breaker inspection) 이다. 이것은 노후된

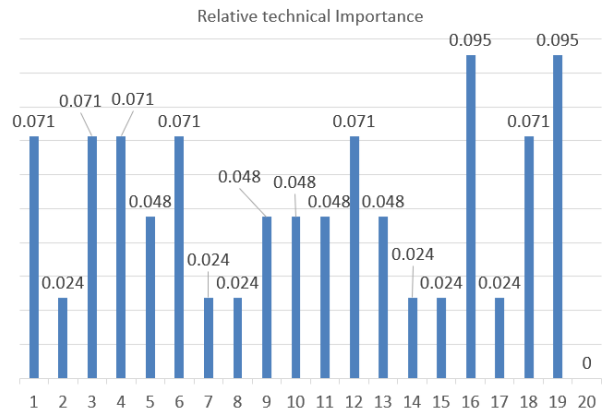


Fig. 8. Relative technical importance for ICS exchange. 그림 8. ICS 교체에 대한 상대 기술적 중요도

군용 인터컴 장비교체 개조 시, 접지와 회로 차단기의 역할이 가장 중요하다는 것을 의미한다. 실제 군용 인터컴 장비에서 접지가 불안정하면 신호에 잡음이 섞여 비행 임무에 불편을 주기 때문에 접지신호를 명확하게 해주는 연구 사례가 있듯이 음성신호의 명료도에 접지가 큰 역할을 하므로 인터컴 장비 주변의 기체 접지를 사용하되 타 전원 신호 접지와 분리하여 사용하는 것이 중요하다 [13]. 회로차단기는 적정 용량의 차단기를 사용해야 장비의 정상동작에 영향을 주지 않게 된다. 그 외 0.071 포인트의 작업 지침 항목들은 배선 설치에서 필요한 배선 간의 간섭을 회피하는 작업(T03), 배선을 지지하고 배선 경로에서 배선 휨(Bending) 정도의 작업기준(T04), 그리고 품질 측면에서 전선의 정상 여부(T06 및 T12), 터미널 리그 작업(T18) 등이 중요함으로 분석되었다. 그 다음 0.048 포인트의 기체 내부 배선경로에서 빗물 등의 물기가 배선 외부에 묻었을 경우를 대비하여 물기가 빠질 수 있도록 하는 Drip loop 유지 작업(T05), 배선 번들 고정용 클램프의 쿠션 상태(T09) 및 체결후의 고정상태(T10), 동일 배선 번들 내에 이중 전선의 묶음등의 배선 번들 상의 작업(T11) 그리고 마지막으로 배선 작업 시 쇠파이프와 같은 먼지 등의 주의(T13) 지침 순으로 분석되었다. 그 외의 항목들은 성능개량 특성 상, 기존 배선경로를 활용하면 큰 문제없이 적용이 되는 항목들이다. 즉, 인터컴 연동 장비간 연결되어 있는 기존 배선경로는 기타 엔진관련 오일배관 또는 유압이나 공압 배관 등으로 부터 모두 이격거리를 두고 떨어져 있고(T02) 엔진룸이나 동체 외부 날개 등의 가혹한 환경에 설치되기도 않으며(T07, T08), 미국 군수 조달청 DLA(Defense Logistics Agency)로부터 QPL(Qualified Product list) 인증된 연결기(Connector)부품을 사용하므로 연결

기 내부의 품질 문제도 자재 입고 수검 절차에 따라 사전에 확인(T14, T15)이 되며 연결기 내부 미사용 핀에 대한 밀봉 플러그도 기본적으로 적용(T14)하여 먼지 등에 의한 오동작 위험성을 차단한다. 그리고 개조 부위의 기존 배선 경로는 기 점검되어 안정성이 확인된 경로를 활용하고 또 작업 시, 추가로 확인하여 작업(T15)하며 신규 인터컴으로 교체 시 기존 배선 번들은 모두 제거하고 신규 배선으로 작업하게 되므로 기존 배선의 수리(T17)도 문제가 되지 않기 때문에 상대적으로 중요도가 낮게 분석되었다. 이를 바탕으로 식 (2)로부터 도출된 MDFE 결과를 간략하게 나타내면 그림 9와 같다.

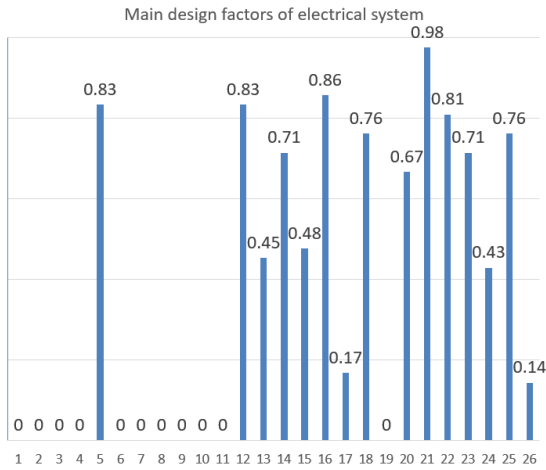


Fig. 9. Main design factors of electrical system(MDFE) for ICS exchange.

그림 9. ICS 교체에 대한 전기시스템 주요 설계 요소(MDFE)

그림 9의 X축은 군용 항공기 표준 감항인증 기준 (Military aircraft airworthiness criteria) 26종의 순번으로 M01부터 M26까지 부여한 것이다. 그림 9의 Y축은 그림 7의 관계성 매트릭스로 부터 주요 설계 요소로 도출된 결과값을 의미한다. 그림 9의 분석된 결과를 보면 M21 채핑(0.98)과 M16 싱글 포인트 오류(Single point failure) 회피(0.86)가 설계요소로 고려되어야 함으로 선정되었다. 이것은 항공기 배선경로 상에서 전선 간 지속적인 간섭(Rubbing)에 따라 스크래치 등의 발생으로 인해 어느 지점의 스팟 포인트(Spot point)가 형성되어 문제된 배선 번들이 다른 배선경로로 번지게 되는 등의 위험한 상황으로 가는 것을 반드시 주의하여 설계 및 설치작업을 해야 함을 의미한다. 따라서 배선 경로상의 이러한 채핑은 반드시 설계 시 및 작업 후에도 확인하여야 한다는 것이다. 다음으로 M12 컴포넌트(Component) 선택(0.83)과 M5 전력 품질(0.83)이다. 컴포넌트 선택은

항공기에 설치해도 되는 인증된 부품을 사용해야 한다는 것이다. 앞서 그림 8의 작업지침서 T14 항목에서도 기술된 바와 같이 미국 군수 지원청 DLA으로부터 군용 항공기용으로 제작을 인증 받은 업체에서 생산된 QPL 제품을 적용하여야 한다는 것이다. 그리고 전력 품질은 항공기 발전기의 여유 전력 내에서 장비가 동작하여 기존의 타 장비 동작에 영향을 주지 않아야 한다는 것이다. 이것은 신규 장비가 기존 장비보다 소모 전력이 큰 경우 MIL-E-7016F 가이드를 참조하여 비행 모드 별로 소모 전력 분석을 통해 비행 임무 시 기존의 기체 발전기 용량으로 정상임무가 가능함을 입증해야 한다는 것이다 [14]. M22 배선지지(0.81)는 기체 내부에 배선 번들을 적절하게 고정시켜 주어야 항공기 비행에서 진동이나 승무원 또는 승객 및 화물의 이동에 의한 손상이 발생하지 않기 때문에 기체 프레임에 클램프를 사용한 1차 지지와 배선 번들을 묶어 주는 2차 지지를 구간 별로 지침에 따라 수행하도록 설계사항으로 고려해야 한다는 것이다. 다음, M18 점화 방지(0.76)는 배선 번들 경로상 또는 배선의 종단과 장비 연결점에서 잠재적인 발화점이 형성되지 않도록 설계상에 고려하여야 한다. 즉, 배선 경로상 주로 폭발성 증기나 인화성 액체가 있는 경로에 해당되긴 하나 설계 도면에서도 그리고 작업 간에도 연결점의 +극과 -극의 혼선이 발생하지 않도록 해야 한다는 것이다. 다음 M25 접지관련(0.76)이다. 앞서 T16에서 기술된 바와 같이 인터컴 장비의 음성통신 품질에 접지가 중요 역할을 하므로 주요 설계요소로 선정된 것이다. 또한 M14 회로 보호(0.71) 역시 앞서 기술된 T19 적정용량의 회로차단기를 사용해야 한다는 것과 동일 내용이다. 그 외 M23 배선 경로상의 손상이 발생되지 않는 경로 및 설치를 위한 손상회피(0.71), M20 유압이나 가스 배관등과 배선 경로 간 이격 거리를 두고 설치가 되어야 하는 배선 분리(0.67), M15 배선 경로를 통한 신규 장비의 문제 발생 시 타 항전 장비나 전원시스템에 영향을 주지 않도록 해야 하는 회로격리(0.48), M13 신규 장비의 소모 전력을 고려하여 적정 굵기의 전선을 적용해야 하는 전류용량(0.45), M24 정비 작업의 편의성을 위한 정비성, M17 전체 배선 설계가 항공기에 적절한지에 대한 설계충족(0.43), M26 신규 배선으로 인해 기존 배선 절연 성능의 저하가 발생되지 않도록 해야 하는 개조 주의(0.14) 등이 설계 도면상에 반영될 수 있도록 고려되어야 함으로 선정되었다. 정리하면 결국 26종의 전기 시스템 감항인증 기준들 중 15종이 군용 인터컴 성능개량 사업에 적용되는 전기 시스템 설계 요소라는 것을 의미한다.

III. 결론

본 논문에서는 군용 항공기의 노후된 인터컴 장비를 교체하는 성능개량 사업에서 군용 항공기 표준 감항인증 기준 12장 전기 시스템의 기준들과 군용 항공기의 전기 시스템 개조 작업의 가이드인 TO 1-1A-14 지침을 기준으로 전기 시스템의 주요 설계요소를 도출하기 위해 QFD 기법을 통해 분석하였다. 분석을 통해 도출된 15종의 주요 설계요소는 감항인증 기준의 입증자료로도 활용이 가능하다. 이것은 군용 항공기 감항인증 절차에 따라 제출되어야 하는 입증자료를 고려하여 사업 초기 전기시스템 분야의 감항인증 기준 TA CC(Tailored Airworthiness Certification Criteria)를 수립하는 데에도 도움이 되기 때문이다. 그리고 약 50년 이상 사용으로 노후된 군용 인터컴 장비는 비행 임무에 매우 불편을 주므로 개선되는 방향으로 추진되어야 한다. 이 경우 전기 시스템의 주요 설계요소에 대한 가이드가 부재하므로 본 논문에서는 QFD 기법을 활용하여 주요 설계요소를 도출하는 분석 방안을 제안하였고 이 방안을 통해 도출된 15종의 주요 설계 요소는 추후 군용 인터컴 개조 성능개량 설계 가이드로서 참조 적용 가능하다. 이유는 도출된 15종의 주요 설계요소가 비록 정성적인 데이터에 기반한 결과이나 실제 군용 항공기 개조 시 기존 경로를 대부분 재활용하는 성능개량의 현실적인 작업 특성을 반영한 것이기 때문이다. 따라서 본 논문에서 제시된 15종의 설계 요소는 노후된 군용 인터컴 장비의 개조 시 설계 단계에서 작업성 및 정비성을 고려한 기체 내부 배선 설치 설계와 반조립품의 케이블 조립체 설계에 적용 가능한 참조 설계 가이드를 제시함에 그 의미를 가진다.

References

- [1] Head quarters, Department of the ARMY, *Technical Manual, DS, GS, And Depot Maintenance Manual, Control, Intercommunication Set C-1611D /AIC and Discriminator Discrete signal MD-736 /A, TM 11-5831-201-35*, January. 1970.
- [2] Ramjyu, Kim, "A Study on measures to maximize military strength operation in the air force weapon system - focusing on the air force's aging aircraft availability," Master thesis, Kyonggi University, 2014.
- [3] Jae-Won Lee, Yong-Soo Kwon, Nam- Kyoung Ko, "Derivation of Critical Functions of the Future Attack Helicopter Using QFD," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, vol.16, no.3, pp.348-357, 2013. DOI: 10.9766/KIMST.2013.16.3.348
- [4] Emersys Co.,LTD, *A development of the 3D audio module and software to be applied on aircraft intercom(10060483)*, Korea Ministry of Trade Industry and Energy, January. 2017.
- [5] Jay Paul Wihelm, "Aircraft Intercom System Design for Project Oculus", Master Theses, West Virginia University, 2005.
- [6] ebay, "Control Intercommunication Set C-16 11D/AIC F-4 Phantom, AH-1G Cobra" <https://www.ebay.at/itm/Control-Intercommunication-Set-C-1611D-AIC-F-4-Phantom-AH-1G-Cobra/263022921328>
- [7] Head quarters, Department of the ARMY, *Operator's Manual, Army Model UH-1H/V Helicopters, TM 55-1520-210-10*, 15 February. 1988.
- [8] The JoongAng, Politics : Military, "The Korean Army's UH-1H helicopter, after flying a distance equivalent to circling the Earth more than 3,500 times, is entering retirement, 27 July. 2020". <https://www.joongang.co.kr/article/23834221#home>
- [9] Department of Defense USA, Department of Defense Interface Standard, *Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, MIL-STD -1553C(Superseding MIL-STD-1553B, 21 September 1978)*, 28 February. 2018.
- [10] PartTarget, "5831-00-933-9822(C-1611D/AIC) Data-5831-00-933-9822 Features", https://www.parttarget.com/5831-00-933-9822_5831009339822_C-1611D-AIC.html
- [11] DAPA, *Airworthiness Certification Criteria (Part 1)*, 29 April. 2021.
- [12] Direction of the Commander, Naval air system Command, *Technical Manual, Installation and Repair practices, Volume 1 Aircraft Electric and Electronic Wiring, NAVAIR 01-1A-505-1, TO 1-1A-14, TM 1-1500-323-24-1*, 15 September.

2009.

[13] Min Joon Seok, Yong Seok Nam, "A Research on the Application of Single Point Ground for Intercom of T-50 Advanced Trainer", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.42, no.9, pp.773-778, September. 2014. DOI: 10.5139/JKSAS.2014.42.9.773

[14] Naval Air Engineering Center, *Military Specification, Electric load and power source capacity aircraft, analysis of, MIL-E-7016F*, 20 July 1976.

BIOGRAPHY

In-bok Yoon (Member)



2001 : BS degree in Mechanical Engineering, ChungAng University.
2003 : MS degree in CG&VR Engineering, ChungAng University.
2008~2024 : Chief Research Engineer, Hanwha systems. Avionics R&D Center