

항공전자장비 신뢰성, 안전성 분석 및 관련 성능 개선 방안 연구

서준호*

A Study on Reliability, Safety Analysis and Related Performance Improvement of Avionics Equipment

Joon-Ho Seo*

Hanwha Systems Co.,Ltd. Seongnam 13527, Korea

요 약

항공전자장비는 항공기에 탑재되는 전자장비를 의미한다. 항공전자장비의 고장은 항공기 운용에 중대한 영향을 미칠 뿐만 아니라 조종사와 승객의 안전까지 위협할 수 있다. 이에 항공전자장비는 타 용도로 사용되는 전자장비들 보다 높은 신뢰성과 안전성을 가지도록 요구도로 규정되어 있다. 항공전자장비는 설계 초기 단계에서부터 안전과 관련된 요구사항 충족을 위해 부품 선정과 시스템 설계를 고려해야 한다. 본 논문에서는 항공전자장비의 안전성, 신뢰성 성능 분석 방법을 설명하고, 안전 요구 성능 충족을 위해 수행할 수 있는 여러 설계 개선 방법을 실제 항공전자장비 개발 사례를 들어 소개한다. 마지막으로 설계 개선된 항공전자장비의 안전 성능 수치를 재분석하고, 개선 전 값과 비교하여 제시한 설계 변경의 유효성을 입증하였다.

ABSTRACT

Avionics electronic equipment refers to the electronic equipment installed on an aircraft. Failure of avionics equipment can have a significant impact on aircraft operations as well as threaten the safety of pilots and passengers. Therefore, avionics electronic equipment is required to have higher reliability and safety than electronic equipment used for other purposes. Avionics equipment must consider various component selection and system design to meet reliability and safety-related requirements from the initial design stage. In this paper, we describe safety, reliability performance analysis method of avionics equipment, and introduce various design improvement methods that can be performed to meet safety requirement performance. Finally, the safety performance of the improved avionics equipment was reanalyzed and compared with the value before the improvement, the validity of the proposed design change was verified.

키워드 : 항공전자장비, 안전성, 신뢰성, 스마트다기능시현기

Key word : Avionics, Safety, Reliability, SMFD

Received 25 June 2018, Revised 20 July 2018, Accepted 14 Aug 2018

* Corresponding Author Joon-Ho Seo(E-mail:joonho75.seo@hanwha.com, Tel:+82-31-8091-7334)

Hanwha Systems Co.,Ltd. Seongnam 13527, Korea

Open Access <http://doi.org/10.6109/jkiice.2018.22.9.1220>

print ISSN: 2234-4772 online ISSN: 2288-4165

©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.
Copyright © The Korea Institute of Information and Communication Engineering.

I. 서론

오늘날 항공기에는 많은 전자장비들이 탑재된다. 2011년 조사에 따르면 전체 항공기 가격에서 전자장비 가격의 비중은 이미 40%를 넘는 것으로 파악되고 있다. 인공지능과 자동화가 대세인 오늘날의 기술 추세를 감안할 때 항공기에 탑재되는 전자장비의 비중은 계속 증가될 전망이다. 항공기에 장착되는 대표적인 전자장비에는 스마트다기능시현기(Smart Multi Function Display, 이하 SMFD), 레이더 등이 있으며, 이들 장비들은 서로 연동되어 항공전자시스템을 구성하게 된다.[1-2]

항공전자시스템에 고장이 발생되면 항공기 운용에 중대한 영향을 미칠 뿐만 아니라 최악의 경우에는 조종사와 승객의 인명 손실을 초래할 수 있다.



Fig. 1 Example of various information through SMFD

그림 1과 같이 조종석에 장착되는 SMFD는 항공기 운항에 반드시 필요한 비행, 항법정보를 조종사에게 제공한다. SMFD의 고장은 망망대해를 비행하는 항공기가 정상경로로 비행하는 것을 어렵게 하여 조종사 및 승객의 비행안전을 위협하게 된다. 이에 항공전자장비는 타 컴퓨터 시스템보다 높은 신뢰성을 가지도록 설계되며, 비행 안전을 위해 설정된 안전성(Safety), 신뢰성(Reliability) 요구 성능을 반드시 충족하도록 하고 있다.

본 논문의 서론에서는 대표적인 항공전자장비인 SMFD를 설명하고, SMFD와 관련된 안전성, 신뢰성 요구도 사례 및 SMFD의 요구 성능 만족 여부를 분석하는 방법을 소개한다. 본문에서는 안전성, 신뢰성 향상을 위해 수행할 수 있는 장비의 설계 변경 내용을 설명한다. 안전성 요구도 향상을 위해 중복 설계를 적용할 경우 신뢰성 성능 수치가 저하되어 요구도를 만족시키지 못하는 결과를 얻었으며 이에 따라 중복 설계를 더불어 신뢰도 개선을 위한 추가 설계 변경이 필요함을 파악하게 되었다.

었다.

최종적으로 설계 변경된 SMFD에 대해 안전성, 신뢰성 성능 수치를 재 분석하여 모든 요구도를 만족시키는 지 확인하였으며 수행된 설계 변경의 유효성을 입증하였다.

본 논문에 언급된 장비는 군용 항공전자장비로서 해당 장비가 사용된 프로그램 명칭이나 안전성, 신뢰성을 포함한 각종 성능 요구도 및 실제 성능 수치는 군사보안 사항에 해당된다. 그러므로 본 논문에서 제시된 각종 그림과 데이터는 실제 값이 아닌, 연구 결과 평가에 영향을 미치지 않는 범위에서 삭제되거나 변경 되었다.

II. 항공전자장비 설계, 안전 요구도 분석 사례

2.1. 항공전자장비 설계 사례

SMFD는 그림 2와 같은 형상으로 항공기 조종석에 탑재되어 조종사에게 필요한 다양한 정보를 시현하고 조종사 명령을 수신하여 시스템을 제어하는 장비이다.



Fig. 2 Example of SMFD Configuration

SMFD는 전면에 내장된 LCD 패널을 통해 속도, 고도와 같은 비행정보와 항법정보를 시현하여 조종사의 임무 수행을 돕는다. 조종사는 SMFD의 LCD 베젤에 위치한 여러 버튼을 조작하여 원하는 기능을 수행할 수 있으며 항공전자시스템을 제어할 수 있다.

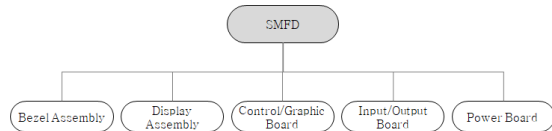


Fig. 3 Prototype SMFD System Configuration

그림 3은 개발 초기 단계에서 Prototype으로 설계된 SMFD 구성을 나타내고 있다. SMFD는 베젤조립체, 디스플레이 조립체, 제어그래픽보드, 입출력보드 및 전원 보드로 구성된다.

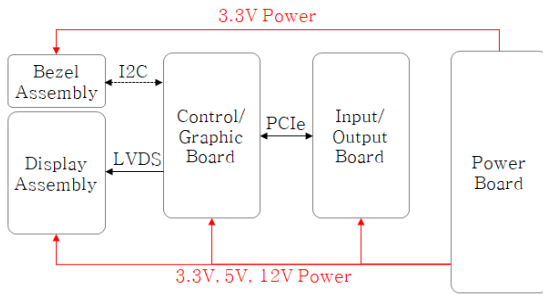


Fig. 4 Architecture of Prototype SMFD

그림 4는 Prototype으로 설계된 SMFD 아키텍처를 나타내고 있다. 제어그래픽보드에는 SMFD 운용소프트웨어가 탑재된다.[3] 제어그래픽보드는 입출력보드와 PCIe 통신을 수행하고 입출력을 제어하여 외부 연동장비로부터 다양한 데이터를 수신한다. 외부 연동장비로부터 입력된 비행데이터는 제어그래픽보드에서 연산을 통해 조종사가 쉽게 이해할 수 있는 그래픽 심볼 형태로 변환되어 디스플레이조립체의 LCD 패널에 시현된다.

2.2. 항공전자장비 신뢰성, 안전성 요구도 사례

안전과 관련된 대표적인 항공전자 요구도에는 신뢰성과 안전성 요구도가 있다. 신뢰성은 항공전자장비가 주어진 환경에서 고장 없이 원래의 기능 및 성능을 유지하는 특성이나 확률, 즉 장비의 가동률로 고장 간 평균 시간(Mean Time Between Failure, 이하 MTBF)을 산출하여 측정한다.[4] MTBF는 고장 발생 간 장비의 평균 운용시간으로 정의될 수 있다. 장비에 고장이 발생되고 다음 고장이 발생될 때까지 평균 운용시간이 길다면 해당 장비는 고장이 자주 발생되지 않는 안전한 시스템으로 판단될 수 있다. SMFD의 경우 1,000시간 이상의 MTBF를 만족해야 한다.

SMFD의 MTBF는 장비의 고장률(Failure Rate)에 역수를 취하여 다음과 같이 계산된다.

$$MTBF = \frac{1}{Total\ Failure\ Rate\ of\ SMFD} \quad (1)$$

고장률은 백만 시간(10⁶hour) 당 고장이 발생하는 횟수를 나타낸 수치이다. 만일 특정 전자부품의 고장률이 1이라면 해당부품은 백만 시간당 1번씩 고장이 발생할 수 있다는 것을 의미한다.

Table. 1 Example of Major Part Failure Rate for Prototype SMFD

Part Type	Part Number	Failure Rate
Washer	MSI*795-**3	0.0125E-06
Capacitor	MAL2**69910*E3	0.0010E-06
Inductor	IHLP*020B**2R2M01	0.0037E-06
Resistor	R****8F102CS	0.0035E-06

표 1은 Prototype SMFD에 사용되는 주요 부품의 고장률 사례를 나타내고 있다. 부품의 고장률은 Windchill 라는 툴을 사용하여 구할 수 있다. 표준품이나 여러 장비에 사용되는 부품의 경우 Windchill 데이터베이스에 해당부품의 고장률이 있으며, 데이터베이스에 없는 부품의 경우에도 부품에 대한 성능 파라미터를 부품데이터시트를 참조하여 입력하면 Windchill 툴이 고장률을 계산해 준다.

MIL-STD-756과 MIL-HDBK-217에 따라 Prototype SMFD의 고장률은 장비를 구성하는 모든 부품의 고장률 합으로 계산된다. 실제 SMFD는 수천여개가 넘는 부품으로 구성되어 있으므로 마이크로소프트사의 엑셀을 사용하여 표 2와 같이 Prototype SMFD를 구성하는 주요 항목별 고장률을 산출하고 합산한 후 9.71E-04라는 전체 Prototype SMFD 고장률을 도출 하였다. [5-6]

Table. 2 Failure Rate of Prototype SMFD subassembly

Subassembly	Failure Rate
Bezel Assembly	1.46E-06
Display Assembly	2.04E-06
Control/Graphic Board	1.94E-06
Input/Output Board	2.23E-06
Power Board	1.84E-06
ETC	0.19E-06
Prototype SMFD Total	9.71E-04

Prototype SMFD의 MTBF는 식(2)와 같이 계산되며

$$Prototype\ SMFD\ MTBF = \frac{1}{9.71E-04} \quad (2)$$

실제 계산한 Prototype SMFD의 MTBF는 1,030시간으로 신뢰성 요구도를 만족한다.

안전성은 시스템 또는 사람의 안전에 영향을 미치는 고장이 발생될 확률을 의미하며, SMFD의 안전성 요구

도는 항공전자 시스템 또는 조종사의 안전에 영향을 미칠 수 있는 SMFD 주요 기능 고장에 대해 표 3과 같이 규정한다.

Table. 3 Example of safety requirement of SMFD

Failure Condition	Safety Objective (Probably of Occurrence)
Loss of SMFD Display/Calculation Control	$\leq 1.0 \times 10^{-6}$
Loss of SMFD Flight Information Display	$\leq 1.0 \times 10^{-5}$
Loss of SMFD Backup Function	$\leq 1.0 \times 10^{-4}$

Prototype SMFD가 본 요구 성능을 만족시키는지 확인하기 위해 고장유형 영향분석 (Failure Mode Effect Analysis, 이하 FMEA)과 고장 트리 분석(Fault Tree Analysis, 이하 FTA)을 수행한다.[7] FMEA는 장비에 발생 가능한 고장을 표 형식의 테이블로 정리, 분석하는 기법으로 식별된 고장에 대한 원인, 시스템 영향성과 고장률 등을 기록하게 된다.[8] SMFD와 같이 다양한 기능을 보유한 항공전자장비의 경우 수백 개의 고장유형이 식별된다.

Table. 4 Example of Prototype SMFD FMEA result

Failure Type	Cause	Effect	Failure Rate
No display control and generation of flight data symbol related with 1553	Failure of 1553 Circuit	No display of flight data from 1553	1.31E-06
No generation of split display	Failure of Graphic Circuit	No generation of 2 or 3 split display	1.36E-06
No generation of graphic symbol	Failure of Graphic Circuit	No generation of flight/navigation graphic symbol	1.36E-06
No control of display color	Failure of Graphic Circuit	Degration of information readability	1.36E-06
No display control and generation of flight data symbol related with A429	Failure of A429 Circuit	No display of flight data from A429	1.30E-06
No calculation of mission/flight data	Failure of CPU Circuit	No display of mission/flight data	2.17E-06
No calculation of data from bezel input	Failure of CPU Circuit	No processing of pilot input data from bezel	2.17E-06

표 4의 FMEA 결과 Prototype SMFD에 발생 가능한 여러 고장 유형이 파악 되었다. FMEA는 장비에 발생 가능한 여러 고장을 파악하기 용이하나, Prototype SMFD 특정 기능과 관련된 고장과 그 고장 간의 상호관계를 확인하기에는 어려움이 있다.

FTA는 장비에 발생 가능한 고장과 그 원인들, 그리고 그 원인을 제공하는 이차적인 원인들을 나뉘어가지 모양의 다이어그램으로 표현하여 고장의 인과관계를 체계적으로 분석 평가 하도록 돕는 툴이다.[9] 표 4의 FMEA 결과만을 검토할 경우 표에 언급된 고장 유형이 Prototype SMFD 시현/연산 제어 기능 상실과 구체적으로 어떻게 연관 관계를 가지는지 파악하기 어렵다.

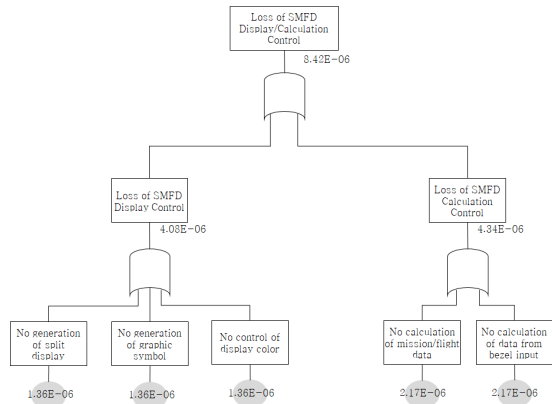


Fig. 5 Example of Prototype SMFD FTA

그림 5는 Prototype SMFD 시현/연산을 제어하는 기능 상실과 관련된 FTA 사례를 나타내고 있다. 본 FTA 분석을 통해 분할 화면 생성 불가, 심볼 생성 불가와 시현 색상 조절 불가는 Prototype SMFD 주요 기능 중 시현 제어 기능 상실에 영향을 주는 요소로 파악된다. 또한 임무/비행 데이터 연산 불가는 궁극으로 Prototype SMFD 시현/연산 제어 기능 상실을 초래함을 확인할 수 있다. 그림 5의 분석 결과 Prototype SMFD 시현/연산을 제어하는 기능 상실 가능성은 8.42×10^{-6} 으로 계산되었으며 이는 요구도를 큰 차이로 만족시키지 못한다.

III. 항공전자장비 설계 개선

3.1. 안전성 요구도 만족을 위한 설계 개선

안전성 요구도를 만족시키기 위해 식별된 고장유형

과 관련된 고장률을 낮추는 설계 변경이나, 해당 고장이 발생되어도 SMFD 비행정보 시현 기능이 가능하도록 허용하는 중복설계 적용을 고려할 수 있다.[10]

Table. 5 Failure type related to loss of Prototype SMFD display/calculation control function

Failure Type	Cause	Effect	Failure Rate
No generation of split display	Failure of Graphic Circuit	No generation of 2 or 3 split display	1.36E-06
No generation of graphic symbol	Failure of Graphic Circuit	No generation of flight/navigation graphic symbol	1.36E-06
No control of display color	Failure of Graphic Circuit	Degradation of information readability	1.36E-06
No calculation of mission/flight data	Failure of CPU Circuit	No display of mission/flight data	2.17E-06
No calculation of data from bezel input	Failure of CPU Circuit	No processing of pilot input data from bezel	2.17E-06

표 5의 분석에서 고장원인으로 파악된 그래픽 처리, 연산처리 회로에 대한 하드웨어 분석 결과, 해당 회로에 적용된 부품들은 성능 요구를 충족할 수 있는 범위에서 이미 높은 신뢰도를 가진 것으로 확인되었다. 특히 회로를 구성하는 핵심 부품인 CPU와 GPU의 경우 기존 부품 대비 신뢰도가 충분히 높은 대체품을 구할 수 없어, 제어그래픽보드를 중복 구성하는 SMFD 설계 변경을 수행하였다.

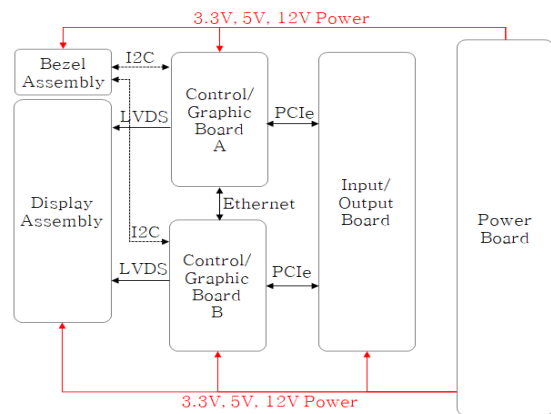


Fig. 6 Suggested architecture for SMFD

그림 6은 중복설계를 적용한 SMFD 아키텍처를 나타내고 있다. 시현/연산 제어 기능을 처리하는 회로를 이중화하기 위해 기존과 동일한 형상의 제어그래픽보드 추가하고 입출력보드, 베젤조립체의 I2C, PCIe 인터페이스를 이중화하여 보드에서 처리된 동일 데이터가 제어그래픽보드 A와 B에 동시에 전달 되도록 하였다.

정상상태에서 제어그래픽보드 A와 B는 동시에 작동하지만, 제어그래픽보드 A가 Primary로 우선권을 가지도록 설계 되었다. 디스플레이 조립체는 제어그래픽보드 A의 신호를 수신하여 LCD 패널에 정보를 시현하지만 A에 고장이 발생되면 그림 7과 같이 제어그래픽보드 B의 정보를 수신하여 화면을 시현한다.

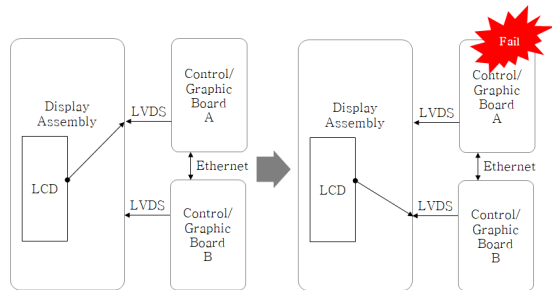


Fig. 7 Selection of LCD input according to failure

제어그래픽보드 A와 B는 Ethernet으로 연결되어 자신의 고장상태를 타 보드와 주기적으로 교환한다.

안전성 개선을 위한 제안한 설계 사항이 유효한지 파악하기 위해 신규 설계에 기반한 FTA를 간략히 수행하였다.

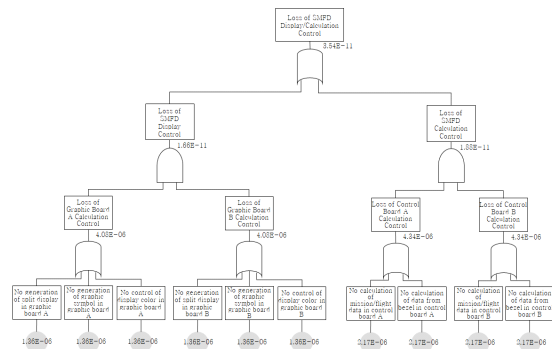


Fig. 8 FTA result reflecting proposed design

그림 8의 FTA 수행 결과 3.54×10^{-11} 으로 신규 목표값을 만족함을 확인하였다. 하지만, 제어그래픽보드를 추가하는 설계 변경에 따라 SMFD를 구성하는 전체 하

드웨어 부품 수 및 고장률이 증가되어 신뢰성 요구도 만족 여부를 다시 분석할 필요성이 제기 되었다. 표 6은 설계 변경 전후의 SMFD 고장률 변경을 설명한다.

Table. 6 Comparison of SMFD failure rate change before and after design change

Subassembly	Failure Rate(before)	Failure Rate (after)
Bezel Assembly	1.46E-04	1.48E-04
Display Assembly	2.04E-04	2.05E-04
Control/Graphic Board A	1.94E-04	1.94E-04
Control/Graphic Board B	N/A	1.94E-04
Input/Output Board	2.23E-04	2.25E-04
Power Board	1.84E-04	1.85E-04
ETC	0.19E-04	0.19E-04
SMFD Total	9.71E-04	1.17E-03

동일 형상의 제어그래픽보드가 추가됨에 따라 고장률이 증가 되었으며, 베젤조립체와 입출력보드 등의 경우에는 인터페이스 이중화에 따라 고장률이 변경되었다.

새로 산출된 고장률을 바탕으로 MTBF를 산출한 결과 855시간이 계산 되었다. 안전성 개선을 위해 수행한 설계 변경이 신뢰도를 감소시키는 결과를 초래한 것이다. 고장이 발생되어도 타 제어그래픽보드에 의해 기능이 백업되므로 SMFD 시험/연산 제어 기능상실 확률은 낮아지지만 중복설계에 따라 SMFD 전체 부품수와 고장 발생 빈도는 증가되어 MTBF는 감소되었다.

3.2. 신뢰성 요구도 충족을 위한 부품 개선

Prototype SMFD에 적용된 수동 소자 부품들의 경우 산업용 부품이 다수 포함되어 해당 부품들을 군용 부품으로 교체하는 설계 변경을 우선 고려하게 되었다. 저항, 커패시터, 코일과 같은 수동 소자 부품의 경우 전압과 용량 등의 정격 값이 같은 경우 대체 가능한 경우가 많으므로 IC류와 같은 능동 소자의 변경보다 기존 설계 변경 영향성이 낮다.

Table. 7 Example of parts and military specifications

Part Type	MIL SPEC
Resistor	MIL-PRF-22684
Inductor	MIL-PRF-15305
Capacitor	MIL-PRF-55681

표 7은 수동소자 부품 종류와 군용 규격 사례를 나타내고 있다. 위 규격을 만족하는 부품의 경우 별도의 시험을 통해 선별된 제품이므로 일반 산업용 부품 대비 100배 이상의 고 신뢰도를 갖는 경우가 많다.

The image shows a section of a Vishay capacitor datasheet titled 'ORDERING INFORMATION - MILITARY'. It lists various parameters and their military specifications. Key parameters include:

- MILITARY STYLE:** CDR31, CDR32, CDR33, CDR34, CDR35
- DILECTRIC:** BX and BX
- CAPACITANCE NOMINAL CODE:** 102
- DC VOLTAGE RATING (V):** A = 50 V, B = 100 V
- CAPACITANCE TOLERANCE (%):** C = ± 0.25 pF, D = ± 0.5 pF, F = ± 1%, J = ± 5%, K = ± 10%, M = ± 20%
- TERMINATION:** M = silver palladium, Y = Ni barrier with 100% tin, W, Z = Ni barrier with tin / lead plate, min. 4% lead, U = Ni barrier solder coated (min. of 4% lead)
- FAILURE RATE:** M = 1.0%, P = 0.1%, R = 0.01%, S = 0.001%. Note: Consult factory for failure rate status.
- MARKING:** A = unmarked
- PACKAGING:** T = 7" reel / plastic tape, J = 7" reel (low quantity), C = 7" reel / paper tape, R = 11 1/4" / 13" reel / plastic tape, P = 11 1/4" / 13" reel / paper tape, B = bulk.

Fig. 9 Datasheet example of Vishay capacitor

그림 9는 미국 Vishay사 군용 커패시터 데이터 시트 일부를 발췌한 사례이다. 일반 상용 부품 주문 정보와 달리 FAILURE RATE에 대한 주문 정보가 있으며, M, P, R, S 순으로 고장률이 개선된다. S 등급의 경우 M등급에 비해 1,000배 높은 신뢰도를 가진다. 산업용 등급의 수동소자를 모두 군용으로 변경하면 높은 신뢰도 개선을 얻을 수 있지만, 군용 등급 부품의 경우 고 신뢰성 패키지 적용에 따라 성능이 동등한 경우 산업용 부품 대비 크기가 크며, 가격이 매우 비싸기 때문에 Prototype SMFD 부품 대체에 제한이 있다.

3.3. 신뢰성 요구도 충족을 위한 회로 개선

SMFD 고장률을 낮추기 위해 부품 변경 외 회로 설계 개선을 검토하였다.

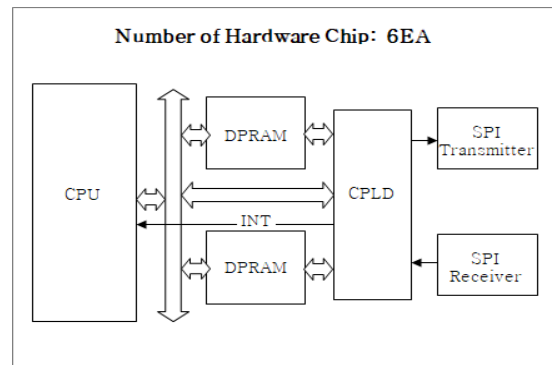


Fig. 10 Before design change of control graphic board

그림 10은 DPRAM, CPLD 및 SPI 칩을 적용한 Prototype 제어보드 설계를 나타내고 있다. 본 제어보드의 고장률은 (3)식과 같이 계산된다.

Prototype 제어보드 고장률 = CPU 고장률 + (DPRAM 고장률 * 2) + CPLD 고장률 + SPI Transmitter 고장률 + SPI Receiver 고장률 (3)

신뢰도 계산은 하드웨어 부품의 고장률을 기반으로 하므로 신뢰도 높은 FPGA(Field Programming Gate Array)를 사용하여 여러 부품 기능을 통합시킬 경우 하드웨어 부품 수를 줄여 신뢰도 향상시킬 수 있다.

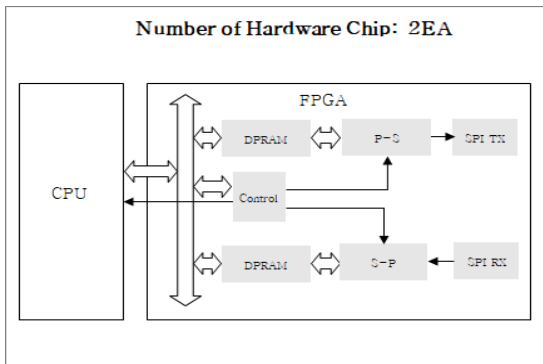


Fig. 11 After design change of control graphic board

그림 11은 FPGA를 적용한 설계 개선 사례이다. DPRAM과 SPI 관련 부품 등을 모두 FPGA 로직으로 구현하여 그림 10와 동일한 기능을 수행한다. 본 제어보드의 고장률은 다음과 같이 계산된다.

제어보드 고장률 = CPU 고장률 + FPGA 고장률 (4)

그림 10, 11에 대한 고장률 계산에서 보드에 탑재되는 부품 수가 적을수록 전체 보드의 고장률은 낮아질 확률이 높다고 판단할 수 있다. 실제 Windchill 툴을 사용하여 CPU, FPGA, DPRAM 등의 부품 고장률을 확인한 결과 부품 수가 적은 그림 11의 경우 보드의 고장률이 그림 10의 보드에 비해 10% 정도 개선됨을 확인하였다.

IV. 신뢰성, 안전성 재분석

4.1. 설계 변경 후 안전성 재분석

앞장에서 제안된 설계 개선 결과를 검증하기 위해 중복설계, 부품 신뢰도 및 회로 개선 설계를 수행한 SMFD에 대해 안전 성능을 재 분석 하게 되었다.

그림 12는 모든 설계 변경을 반영한 SMFD에 대해 최

종 수행한 FTA 결과이다.

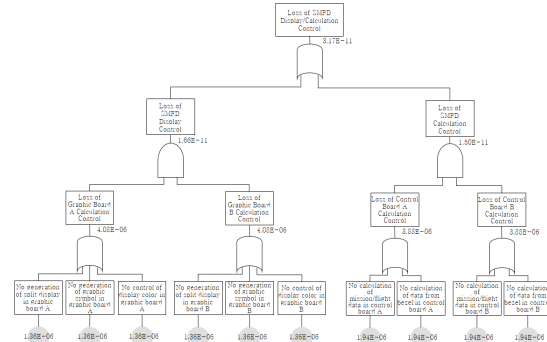


Fig. 12 Final FTA results reflecting all design changes

SMFD 시험/연산 제어 기능 상실에 대한 FTA 분석 결과 최종 값은 3.17 x 10⁻¹¹로 계산되어 요구도를 만족함을 확인하였다. 3절에서 수행한 FTA 결과 보다 개선된 수치를 얻었다. 이는 제어그래픽보드의 중복설계와 함께 산업용 부품을 군용 부품으로 교체하고, FPGA 칩을 적용하는 설계 변경을 동시에 수행했기 때문이다.

4.2. 설계 변경 후 신뢰성 재분석

표 8은 모든 설계 변경을 반영한 SMFD에 대해 최종 고장률 데이터를 산출한 값을 나타내고 있다.

Table. 8 Final SMFD failure rate results reflecting all design change

Subassembly	Failure Rate (redundancy only)	Failre Rate (all design change)
Bezel Assembly	1.48E-04	1.48E-04
Display Assembly	2.05E-04	2.01E-04
Control/Graphic Board A	1.94E-04	1.39E-04
Control/Graphic Board B	1.94E-04	1.39E-04
Input/Output Board	2.25E-04	1.83E-04
Power Board	1.85E-04	1.52E-04
ETC	0.19E-04	0.19E-04
SMFD Total	1.17E-03	9.81E-04

모든 설계 변경을 수행한 최종 형상 SMFD의 고장률은 9.81E-04으로 분석 되었다. 여러 설계 개선을 반영한 제어그래픽보드의 고장률이 가장 많이 변경되었으며, 입출력보드의 경우 산업용 커넥시터와 저항을 군용 부

품으로 교체하여 고장률 개선을 이루게 되었다.

모든 설계가 반영된 SMFD의 MTBF는 (5)식과 같이 계산되며

$$SMFD\ MTBF = \frac{1}{9.81E-04} \quad (5)$$

실제 계산한 SMFD의 MTBF는 1,019시간으로 신뢰성 요구도 1,000 시간을 만족한다.

V. 결 론

개발 초기 단계에서 제작된 Prototype SMFD의 안전성 요구도를 만족시키기 위해 제어그래픽보드를 중복 구성하는 설계 변경을 수행하였으며, 그 결과 설계 개선된 SMFD는 안전성 요구도를 만족하였지만 중복설계에 따른 하드웨어 부품 수 및 고장률 증가에 따라 신뢰성 요구도를 만족시키지 못하는 부작용이 초래되었다. 이에 SMFD를 구성하는 산업용 등급의 부품들을 군용 등급 부품으로 변경하고 FPGA를 적용하였다. 동일한 개선 특성을 가질 것으로 생각된 안전성, 신뢰성 성능 수치는 장비 설계에 따라 다르게 변경 될 수 있다는 것을 확인 하였다. 안전성 개선을 위해 중복 설계를 수행할 경우 고장이 발생 되어도 여분 하드웨어의 백업에 의해 연속적인 기능 수행이 가능하여 특정 기능 상실에 대해 규정하는 안전성 성능 수치는 향상 시킬 수 있지만, 하드웨어 부품 수와 밀접한 관계를 가지는 신뢰성 성능 수치는 감소된다. 그러므로 항공전자장비의 설계 변경을 수행할 경우 반드시 안전성과 신뢰성 성능 수치를 동시에 확인하여 완성 단계의 최종 제품에서는 요구도 불만족이 발생되지 않도록 해야 한다.



서준호(Joon-Ho Seo)

아주대학교 IT융합대학원 공학석사
 현재 한화시스템(주) 수석 연구원
 ※관심분야 : 항공전자장비, Safety Critical System

REFERENCES

- [1] X. G. Ge, Z. X. Tao and C. Y. Tian, "Analysis of Development Trend of Avionics System," *Advanced Materials Research*, vol. 850-851, pp. 1102-1105, Dec. 2013.
- [2] Su-woon Hong and Young-kil Kim, "Design of TM/TC data protocol of Military Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, vol.22, no.3, pp.506-512, Mar. 2018.
- [3] G. Chandrika, "Study on Software Reliability and Reliability Testing," *Asia-pacific Journal of Convergent Research Interchange*, vol.1, no.1, pp.7-20, Mar. 2015. <http://dx.doi.org/10.21742/APJCRI.2015.03.02>.
- [4] I. T. Cho, "A Study on Reliability Growth through Failure Analysis by Operational Data of Avionics Equipments," *Journal of Society of Korea Industrial and Systems Engineering*, vol. 36, no 4, pp. 100-108, Dec. 2013.
- [5] MIL-STD-756, *Military Standard Reliability Modeling and Prediction*, Department of Defense, United States of America, Nov. 1981.
- [6] MIL-HDBK-217, *Military Handbook Reliability Prediction of Electronic Equipment*, Department of Defense, United States of America, Jan. 1990.
- [7] F. Y. Xiang and Y. Li, "Fault-Tree Analysis for Power Grid Emergency Logistics Systems under Large-Scale Natural Disaster," *Advanced Materials Research*, vol. 986, pp. 311-314, Jan. 2014.
- [8] E.P. Zafiroopoulos and E. N. Dialynas, "Reliability prediction and failure mode effects and criticality analysis of electronic devices using fuzzy logic," *International Journal of Quality & Reliability Management*, vol. 22, pp. 183-200, Feb. 2005.
- [9] S. Kabir, "An overview of fault tree analysis and its application in model based dependability analysis," *Expert Systems with Applications*, vol. 77, pp. 114-135, July 2017.
- [10] W. C. Lu, "Design and Development of a Multifunctional Flight Display System," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 664, pp. 293-297, Oct. 2014.