

Integrated Modular Avionics 컴퓨터 아키텍처의 설계방안

박한준*, 고광춘*, 김재현^o

Design Method for Integrated Modular Avionics System Architecture

Han-Joon Park*, Kwang-Chun Go*, Jae-Hyun Kim^o

요 약

본 논문에서는 항공전자 아키텍처 발전 동향을 조사하고 최신 항공전자 아키텍처 주요 특징을 파악한다. 이를 토대로 향후 국내 항공기 항공전자 성능개량과 미래 항공기 개발에 적용할 수 있는 통합 모듈형 항공전자(IMA: Integrated Modular Avionics) 시스템 아키텍처를 IMA Core 시스템 중심으로 제안한다. 제안된 아키텍처 시스템의 구현 가능성을 판단하기 위해 공통하드웨어 모듈과 IMA 소프트웨어를 적용한 IMA Core 시스템 프로토타입(Prototype)을 개발하였다. 본 프로토타입 개발을 통해 IMA 시스템 제작 시, 공통하드웨어 모듈을 적용하면 기존 방식에 비해 시간과 비용을 줄이고 시스템 구성 하드웨어 모듈의 종류를 감소시켜 성능개량 및 정비성 향상에 기여함을 확인하였다. 또한, IMA 소프트웨어에서 제공하는 통합처리 기능을 사용할 경우, 여러 항공전자 소프트웨어 기능을 단일 프로세싱 모듈에서 처리함으로써 필요 하드웨어 수를 감소시키고 시스템 무게, 부피, 전력소모를 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Integrated Modular Avionics, IMA Core System, ARINC 653

ABSTRACT

In this paper, we survey the works related to the system architecture of avionics and extract characteristics from the related works. On the basis of the investigation, we propose an integrated modular avionics (IMA) architecture that can be used for current avionic upgrades and future avionic developments based on the IMA Core system. To verify the feasibility of the proposed IMA architecture, we have developed the prototype of the IMA Core system that consists of both the common hardware module and the IMA software. It was verified that the developed prototype with the common hardware module contributes to the improvement of maintainability because it can save the time and expenses for the development and can reduce the number of types of hardware modules when compared with Federated architecture. It was also confirmed that the developed prototype can save not only overall system weight, size, and power consumption but also the number of hardware types because the IMA software can support the integrated processing where the single processing hardware module can process multiple software applications.

* 본 연구는 미래창조과학부 및 정보통신산업진흥원의 대학 IT연구센터 지원사업의 연구결과로 수행되었음 (NIPA-2014-(H0301-14-11))

◆ First Author : Samsung Thales, hanjoon_park@naver.com, 정회원

◦ Corresponding Author : Ajou University Department of Electronic Engineering, jkim@ajou.ac.kr, 정회원

* Co-Author : Ajou University Department of Electronic Engineering, light3754@ajou.ac.kr, 학생회원

논문번호 : KICS2014-08-290, Received August 4, 2014; Revised October 10, 2014; Accepted October 10, 2014

I. 서론

정보화 시대의 도래와 짧은 개발 사이클을 가지는 상용 기술의 급속한 발전으로 항공전자 시스템의 기술 수명 주기는 짧아지는 추세이다. 특히 군용 항공기의 경우 5년에서 10년의 개발 기간으로 인해 실제 운용 시에는 수명이 다한 부품의 수급 지연으로 인해 항공기 운행이 중단될 가능성이 높아지고 있다. 이러한 문제에 대한 해결 방안으로 새로운 제품 개발, 신제품 대체, 성능 개량이 고려되고 있다. 성능 개량의 경우 새로운 제품 개발에 비해 10배 이상 비용이 절감되고, 신제품 대체에 비해 5배 이상 비용을 감소 할 수 있다는 보고가 있기 때문에, 경제적으로 현재 운용성을 유지하기 위한 방법으로 항공전자 성능개량이 우선적으로 검토되고 있다¹⁾.

항공 전자 성능 개량의 경우 기존 시스템이 업그레이드 가능성을 고려하여 시스템을 설계해야 효율적으로 업그레이드를 진행할 수 있으므로 세계적으로 통합 모듈형 항공전자(IMA: Integrated Modular Avionics)가 활발히 연구되는 추세이다²⁻⁶⁾. 해외에서는 F-22, F-35, 유로파이터 등이 IMA 개념을 적용하는 것으로 알려져 있으며 대표적인 규격으로 ARINC 653과 STANAG 4626 이 보고되고 있다. 국내의 경우에는 수리온이 대표적인 국내 개발 항공기이지만 IMA 개념을 적용한 사례로는 볼 수 없으며, IMA에 대한 국내 연구 또한 초기 단계로 볼 수 있다. 따라서, 본 논문에서는 IMA의 연구 개발 동향을 분석하고 국내 개발 항공기에 적용할 수 있는 IMA 아키텍처를 제안하고자 한다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2장에서는 해외 항공기에 적용된 IMA 기술 관련 연구 소개하고, 3장에서는 국내 항공기 성능 개량을 고려한 IMA Core 시스템을 중심으로 한 IMA 아키텍처를 제안한다. 4장에서는 제안한 IMA 개념이 적용된 IMA Core 시스템 프로토타입 개발을 기술하고 개발된 프로토타입 시스템과 기존 항공 전자 시스템을 비교한다. 마지막 5장에서 본 연구에 대한 결론을 기술한다.

II. 관련 연구

본 장에서는 항공전자 시스템 발전 동향과 IMA 기술특징에 대해 기술한다. IMA는 항공기에 탑재되는 전자장비 시스템을 통합 모듈화 관점에서 구성하는 것을 의미한다^{2,7)}. 최초 항공전자 시스템은 독립형이

System)을 거쳐 통합 모듈형 항공전자 시스템으로 발전하였다.

국내에서는 IMA를 항공전자 분야에 적용하기 위해 많은 연구가 이루어졌다. 최근 IMA에 대한 조사와 향후 국내 항공기에 적용하기 위한 발전 전망을 모색하기 위한 연구가 이루어졌다^{4,6)}.

그림 1은 독립형 항공전자 시스템(Independent Avionic System)을 나타내고 있다. 이 시스템은 항공전자 시스템을 구성하는 RALT(Radar ALTimeter), EGI(Embedded GPS INS), 센서 등 각종 전자장비들이 독립적으로 동작하며, 각 장비마다 독립된 계기판을 통해 조종사에게 필요한 정보를 제공한다. 많은 계기들로 인해 조종석 구성은 복잡하며, 조종사는 모든 계기를 확인 후 종합적인 상황 판단이 가능하므로 시스템 운용이 어렵다.

1960-70년대부터 조종사 부담을 줄이고, 임무 수행 능력 향상을 위해 기능 단위 별로 장비를 나누어 연동시키고, 이들 장비 간 정보교환을 통해 통합된 정보를 제공하는 연방형 항공전자 시스템이 개발되었다. 임무 컴퓨터, 무장컴퓨터 등이 조종사를 대신하여 필요한 정보를 취합하고 다기능 시현기(MFD: Multi-Function Display)에 상황을 도시함으로써, 조종사는 임무 수행에 좀 더 집중할 수 있게 되었다. 그림 2의 연방형 항공전자 시스템에서 임무컴퓨터, 무장컴퓨터와 비행제어컴퓨터는 컴퓨터와 연동된 센서 및 항법 장비에서 입수한 데이터를 처리하고 MIL-STD-1553 데이터 버스를 통해 데이터를 교환한다⁸⁾. 임무 컴퓨터에 연동된 HUD(Head-Up Display), MFD에는 통합 처리된 데이터를 조종사가 쉽게 인지할 수 있도록 시현하여 조종사 임무수행을 돕게 된다. 하지만, 연방형 항공전자 시스템의 경우 1Mbps의 저속 MIL-

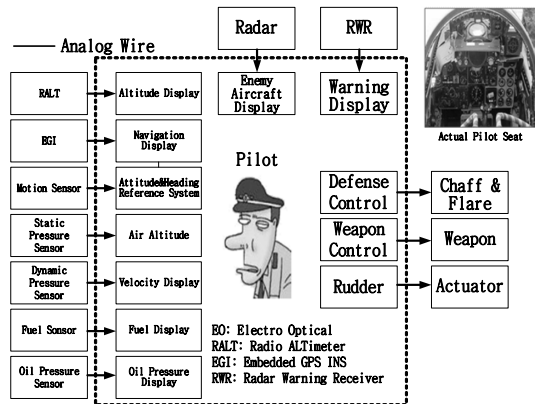


그림 1. 독립형 항공전자 시스템
Fig. 1. Independent system architecture

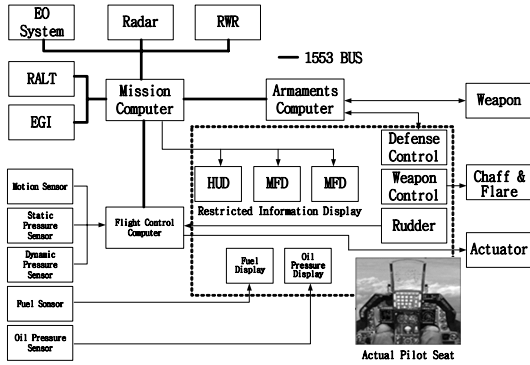


그림 2. 연방형 항공전자 시스템
Fig. 2. Federated system architecture

STD-1553 데이터 버스를 사용함에 따라 컴퓨터와 장비 간 대용량 데이터 교환이 어렵고, 현대 항공작전에서 요구하는 영상, 음성 정보 교환에 한계가 있다. 또한, 구성장비 개발과 제작에 대한 표준화 미비로 각 장비 별로 상이한 하드웨어/소프트웨어 플랫폼을 채택하는 경우가 많으며, 항공기 임무가 다양해짐에 따라 탑재되는 장비가 늘어나면서 복잡하고 운용비용이 많이 들어가는 시스템이 되었다. 각 장비들은 제조사 고유의 하드웨어 플랫폼과 독자적인 군용 소프트웨어 개발 방식에 따라 제작되어 향후 성능개량을 위해서는 해당 장비를 새로 개발하거나, 시스템 전체를 재설계해야 하는 문제점이 있다.

1980년대 이후 항공전자 시스템을 구성하는 하드웨어를 줄이고, 공통 모듈화 하려는 연구가 항공 신진국에서 진행되었다. 여러 항공전자 장비는 그림 3과 같이 CPU 보드, 전원 보드, Graphic 보드, I/O 보드 등으로 동일하게 구성되며, 이들 보드들을 시스템 설계 시부터 여러 장비에 사용할 수 있도록 공통 모듈형 보드로 설계하면 시스템 구성에 필요한 하드웨어 보

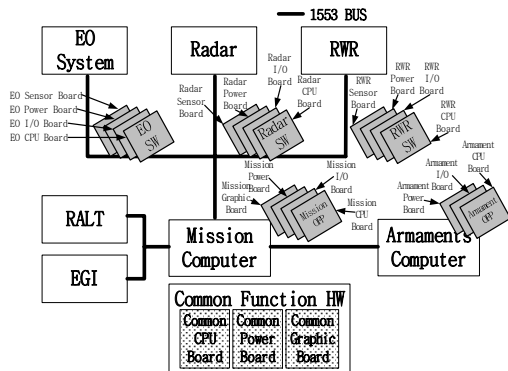


그림 3. 공통 모듈형 하드웨어
Fig. 3. Hardware common module

드 종류를 줄일 수 있다. 그림 4는 공통 모듈형 보드를 사용하여 그림 3의 시스템을 재구성한 사례로 보드 종류를 19종에서 12종으로 줄였다. 고속 직렬 데이터 버스의 탄생으로 대용량 데이터를 원격 전송할 수 있게 됨에 따라 센서에서 생성된 원천 데이터를 별도 처리 없이 통합 임무컴퓨터에 고속 전송할 수 있게 되었다. 이 경우 센서에서 CPU 보드를 제거할 수 있으며 통합임무컴퓨터(IMA Core 시스템)에 장착된 고성능 CPU 보드를 사용하여 센서 처리 소프트웨어와 임무처리 소프트웨어를 통합 처리할 수 있다. 이와 같이 통합임무 컴퓨터를 활용할 경우 다음의 측면에서 향후 항공전자 시스템을 개발하는데 많은 이점이 있다.

- 데이터 전송 성능: 항공기에서 수행하는 다양한 기능을 지원하기 위해 많은 물리적인 장비가 탑재되며, 장비 간 수집된 데이터와 가공 처리된 데이터의 전송을 위해 독립적인 연결이 존재한다. 이는 각 기능 별 정보의 수집과 배포가 개별적으로 수행되기 때문에 수집된 정보의 공유 및 접근이 용이치 않다. 통합 모듈형 시스템은 소프트웨어 측면에서 데이터에 접근 및 공유가 가능하여 물리적인 데이터의 전송 및 교환이 감소하고, 각 장비를 연결하는 통신선로를 효과적으로 줄일 수 있다.
- 장비 관리 및 보수: 기존 시스템은 각 기능 별 CPU가 별도로 정보를 수집 분석하여 처리한다. 또한 각 기능 별 정보 공유 및 연결성을 제공하기 위해 항공기 내에는 많은 통신 선로가 존재한다. 따라서 일부 장비의 성능 개량 또는 교체 위해서는 모든 시스템의 재설계가 필요하다. 이는 많은 비용 및 인력이 투입되어야 하며 시스템 최적화를 위해 많은 시간이 소요된다. 통합 모듈형 시스템은 하드웨어의 수 감소를 통해 전체 시스템을 관리하고 유지하는 비용을 감소시킬 수 있다. 하드웨어 보드 개수와 종류 감소

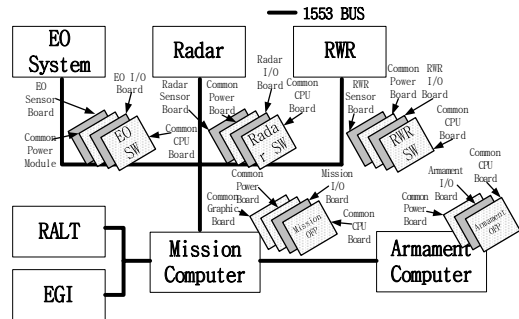


그림 4. 공통 모듈형 하드웨어 적용 시스템
Fig. 4. System consisting of hardware common module

는 항공기 업그레이드 및 유지 보수 비용을 감소시켜 경제성이 강조되는 오늘날 IMA 시스템의 중요성을 더욱 확고히 하고 있다.

- 사용자의 장비 제어 효율성 증대: 공통 모듈화, 통합화를 통해 항공전자 시스템을 구성하는 하드웨어 보드 개수와 종류를 동시에 감소시키며, 임무 수행에 필요한 다양한 정보를 IMA Core 시스템에서 처리하여 조종사에게 제공함으로써 조종사는 항공기 조작 부담을 줄이고 본 임무에 집중할 수 있도록 한다.

그림 5는 EO(Electro Optical) System, Radar, RWR(Radar Warning Receiver) 장비에서 CPU 보드를 제거하고 IMA Core 시스템이 EO, Radar, RWR 소프트웨어와 임무 소프트웨어를 통합 처리하는 개념을 설명한다. PowerPC와 같은 고성능 CPU 등장으로 소프트웨어 처리 능력이 증가되고 그림 6의 ARINC 653 표준 IMA 소프트웨어를 적용함에 따라 통합 모듈형 항공전자 시스템에서는 연방형 항공전자 시스템에서 불가능했던 통합 다중 소프트웨어의 실시간 처리가 가능하다^{9,10)}.

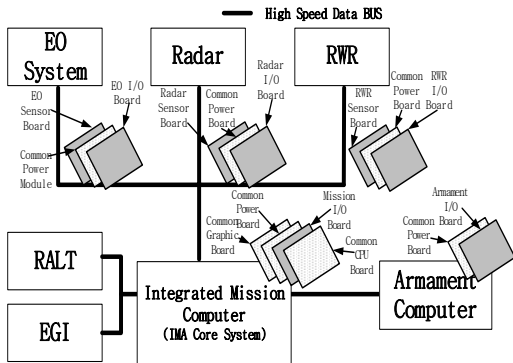


그림 5. 통합 모듈형(IMA) 시스템
Fig. 5. IMA system architecture

III. 항공기용 IMA 아키텍처 제안

본 장에서는 선진국 IMA 아키텍처 연구¹¹⁾를 바탕으로 향후 항공전자 시스템 개발에 적용 가능한 항공용 IMA 아키텍처를 IMA Core 시스템 설계 관점에서 제안한다. IMA Core 시스템은 향후 항공기에 새로운 센서 및 기능이 추가가 용이한 IMA 아키텍처 구현이 가능하며, 이를 통해 성능 개량 및 유지 보수에 소요되는 비용과 인력을 최소화할 수 있다.

IMA Core 시스템은 센서에서 수집된 데이터를 바탕으로 항공기 운용에 필요한 다양한 연산을 수행하고 연동된 타 항공전자 장비에 필요한 데이터를 제공하는 역할을 수행한다. 이런 관점에서 IMA Core 시스템에 필요한 모듈과 연동에 필요한 인터페이스를 정의하고자 한다. IMA Core 시스템 설계에서 IMA 시스템 탑재 응용 소프트웨어 구동에 필요한 계산 자원과 인터페이스를 고려하여 8종류의 공통 모듈을 설계하였다. IMA Core 시스템을 구성하는 공통 모듈을 설계하기 위하여 향후 항공기에 적용 가능한 IMA 항공전자 아키텍처와 IMA Core 시스템의 기능을 분석하였다. IMA 시스템을 구성하는 하위 시스템은 크게 6가지로 구분 가능하며 각 시스템의 기능은 다음과 같다.

- 센서 시스템: IRST(Infra Red Search and Track), 레이더, EOTS(Electro-Optical Targeting System) 등으로 구성되며 항공기 주변 상황을 감지하여 시스템에 전달한다.
- 무장 및 생존 시스템: 전자전 컴퓨터와 무장관리 컴퓨터 및 주변 장비로 구성되며 무장 통제/발사 및 생존을 위한 Chaff, Flare 발사 기능을 담당한다.
- 통신 및 식별 시스템: 무선통신, 피아식별, Data-Link 장비 등으로 구성되며, 타 항공기와의 무선통신, 피아 식별 및 데이터 교환을 수행한다.
- 항법: 정밀항법 장비와 TACAN(Tactical Air Navigation)/ILS(Instrument Landing System) 등으로 구성되며 항공기가 원하는 장소로 비행할 수 있도록 정보를 제공한다.
- IMA Core 시스템: 센서, 통신, 항법, 무장/생존 시스템에서 전달되는 데이터와 명령을 통합/제어하고 조종사가 인지할 수 있는 정보로 변환하여 출력한다.
- 시현 및 제어: HUD, MFD, Data Record 등으로 구성되며 IMA Core 시스템에서 전달되는 정보를 시현하고, 조종사 명령을 받아서 IMA Core 시스템에 전달한다.

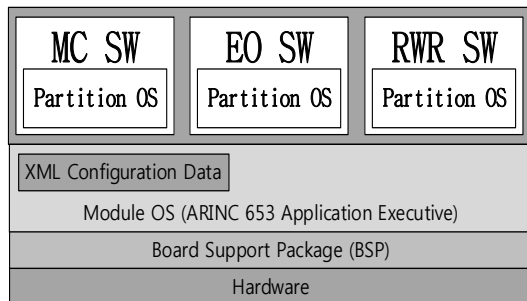


그림 6. ARINC 653 통합 다중 처리 소프트웨어
Fig. 6. Software architecture of ARINC 653

IMA Core 시스템 기능에는 타 장비들과 연동을 위한 인터페이스 기능, 센서/무장 영상 처리를 위한 영상/임무데이터 처리 기능이 있다. 또한 처리된 임무 데이터를 조종사에게 제공하기 위한 출력영상 생성 기능이 있다. IMA Core 시스템의 주요 기능을 구현하기 위한 하드웨어를 식별하고 이를 공통 모듈로 구현한다. 표 1은 IMA Core 시스템을 구성하는 공통 모듈 하드웨어를 나타내고 있다. IMA Core 시스템과 IMA 구성 장비 간 데이터 연동을 위하여 그림 7과 같이 주요 구성 장비들의 요구 데이터 대역폭을 분석하였으며, IMA 시스템을 구성하는 데이터 인터페이스로 ARINC-818, AFDX(Avionics Full-Duplex Switched Ethernet)와 MIL-STD-1553B를 선정하였다¹²⁾. 영상 신호 전송을 위해 900Mbps 이상의 고속 데이터 인터페이스가 필요하므로 최대 2Gbps의 영상 전송을 보장하는 ARINC 818을 선정하였다. IMA

표 1. IMA Core 시스템 공통 하드웨어 모듈
Table 1. Hardware module used for IMA Core system

Module	Function
Data Processing Module (DPM)	- ARINC 653 OFP Loading. Data processing, System management, Graphic data conversion
Graphic Processing Module (GPM)	- Graphic data generation and input/output function - OpenGL/ARINC818 Interface support
Input Output Module (IOM)	- MIL-STD-1553B interface between Survival, communication, identification, navigation system and IMA Core system
Mass Memory Module (MMM)	- Global data support between modules, Storing of situation information, OFP storing of DPM
AFDX Switch Module (AFDX SWM)	- Switching between Sensor/ Display system and DPM
Power Supply Module (PSM)	- Power support for IMA Core system module - Compose of two PSM redundancy
VPX Data Switch Module (VPX Data SWM)	- Switching between IMA Core system modules
VPX Control Switch Module (VPX CTL SWM)	- Switching between IMA Core system modules by Ethernet

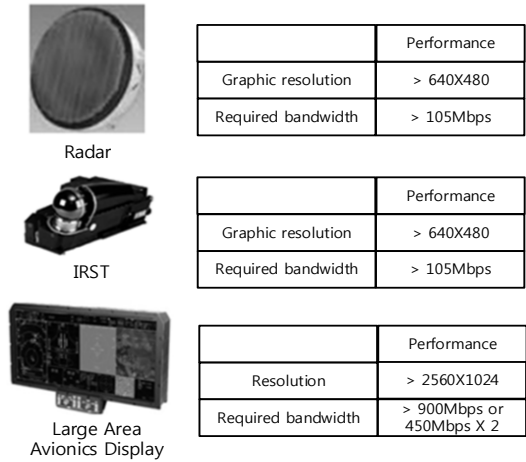


그림 7. IMA 주요 장비 요구 데이터 대역폭
Fig. 7. Required data bandwidth of IMA LRU

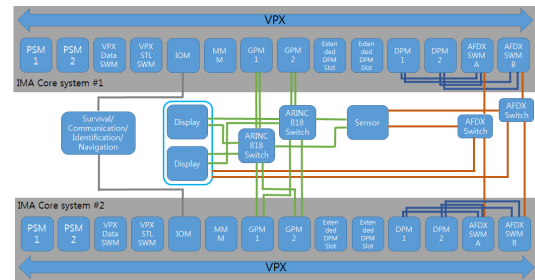


그림 8. IMA Core 시스템 아키텍처
Fig. 8. Architecture of IMA Core system

Core 시스템과 타 장비간 데이터 연결을 위해 AFDX를 선정하였다. AFDX는 100Mbps 전송 속도를 가지며 영상과 음성을 제외한 임무 데이터 교환에 사용된다. AFDX는 물리적인 이중화를 지원하며, 단일 고장이 발생되어도 통신을 지속할 수 있는 장점이 있다^[13,14]. MIL-STD-1553B 데이터 인터페이스는 기존 Legacy 장비와의 호환성을 위해 채택하였다. 선정된 하드웨어 구성모듈과 인터페이스를 바탕으로 3U VPX로 구성된 IMA Core 시스템 아키텍처를 그림 8과 같이 구성한다. IMA Core 시스템에 발생된 고장은 전체 항공전자 시스템의 운용에 큰 영향을 미치게 된다. 그러므로 제안하는 시스템은 IMA Core 시스템 #1, #2로 이중화 구성되며 단일 고장이 발생되어도 운용 가능하다.

IV. IMA 기반 프로토타입 개발

본 장에서는 III장에서 기술된 IMA 아키텍처 시스템의 개발 타당성을 검증하기 위해 공통 하드웨어 모

들을 이용하여 제작한 IMA Core 시스템의 프로토타입에 대해 기술한다. 또한 프로토타입의 구현을 통해 제안한 IMA 아키텍처가 정확하고 정밀하게 동작하는지 검증하도록 한다. IMA Core 시스템 프로토타입은 하드웨어와 소프트웨어로 구분하여 기술하고, 기존 연방형 아키텍처 시스템과 비교 한다.

4.1 하드웨어 구성

IMA Core 시스템 프로토타입 하드웨어는 3U VPX 기반의 공통하드웨어 모듈로 개발 되었다. IMA Core 시스템은 모기판, PSM(Power Supply Module)로 구성되는 틀에 DPM(Data Processing Module), GPM(Graphic Processing Module), IOM(Input Output Module), MMM(Mass Memory Module)이 장착된 형태로 구성된다. 전원이 공급되면 MMM에 있는 IMA 소프트웨어가 내부 버스를 통해 DPM에 장입 되면서 IMA Core 시스템이 동작되고 IOM과 GPM을 통해 외부 장비 및 SMFD(Smart Multi-Function Display)와 CDU(Control Display Unit), EEI(Electronic Engine Indicator), EFI(Electronic Flight Indicator), ICS(Inter Communication System)에 그래픽 영상 및 통신 기능을 제공한다. DPM은 최신 PowerPC 프로세서인 MPC8640D를 탑재하고 표준 규격인 VPX(VITA-46)를 따르는 3U 단일보드컴퓨터(SBC) 형태로 제작되었다. IMA Core 시스템 프로토타입을 포함하는 전체 IMA 시스템 아키텍처를 그림 9와 같이 설계 하였다. 본 아키텍처 설계는 IMA 구현 가능성을 판단하기 위한 것으로 실제 항공기에 탑재되는 시스템에 비해 간략화 하였다. IMA Core 시스템과 연동되는 항공전자 장비 중 SMFD와 CDU에는 공통하드웨어 모듈을 적용하였다. 공통하드웨어 모듈을 적용함에 따라 기존 연방형 아키텍처 설계 방식에 비해 하드웨어 구성 모듈 개수를 15 종류에서 9 종류로 감소시켰다. 또한,

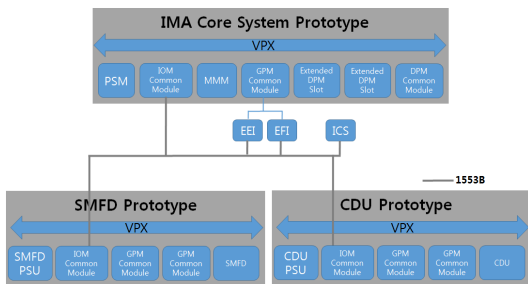


그림 9. 프로토타입으로 구성한 IMA 아키텍처
Fig. 9. IMA system architecture consisting of IMA Core

공통하드웨어 모듈은 표준 VPX 규격을 따르도록 설계되어 추가적인 성능 개량 요청이 있을 시 VPX 표준에 따라 제작된 공통하드웨어 모듈 및 최신 상용 모듈을 선택하여 손쉽게 교체할 수 있다. 이와 같이 제안하는 IMA 아키텍처는 항공기에 탑재되는 장비의 수와 무게를 줄이고 설계 및 개량을 용이하게 한다. 이를 통해 항공기의 관리 및 유지보수에 드는 비용 및 인력 측면에서 효율성을 높일 수 있다.

4.2 소프트웨어 구성

IMA 개념을 적용한 IMA Core 시스템 프로토타입 소프트웨어는 ARINC 653 규격을 따르는 VxWorks 653을 기반으로 개발 되었다. VxWorks 653은 하드웨어의 변경에 따른 소프트웨어 영향성을 최소화하고 통합처리 기능을 지원하는 상용 운영체제이다. VxWorks653 소프트웨어는 하드웨어에 의존적인 BSP(Board Support Package)/Device Driver와 하드웨어 영향을 받지 않는 Hardware-independent Software로 구성된다. IMA Core 시스템 프로토타입에서는 PCIe, Timer, Ethernet, Nor Flash, I2C, UART Driver를 포함하는 Board Support Package를 개발하였다. 본 논문에서 제안한 IMA Core 시스템 프로토타입 소프트웨어는 개발에 많은 비용과 시간이 소요되는 IMA Core 시스템 OFP(Operational Flight Program)를 Hardware-independent Software 형태로 개발하여, 향후 하드웨어 변경이 발생할 경우 Device Driver 만 교체하면 되도록 소프트웨어를 설계 하였다. 이러한 구조는 STANAG 4626에 언급된 IMA 개념과 일치한다. IMA Core 시스템 OFP 구조는 그림 10에 나타난 것과 같이 5개의 소프트웨어로 구성되며 각 소프트웨어는 독립적인 파티션으로 구성된다. 개별 파티션에 오류가 발생할 경우 독립적인 초기화를 통해 한 파티션에서 발생한 오류가 타 파티션에 영향을 미치지 않도록 VxWorks653 운영체제가 Fault Tolerance 기능을 지원한다. 항공전자 시스템에서 소프트웨어 동작 이상으로 인한 오작동은 인명 손실을 초래할 수 있으므로 기존 연방형 항공전자 시스템에서는 비행안전에 중대한 영향을 미치는 소프트웨어의 경우 개별 하드웨어 보드에서 동작되도록 설계한다. IMA 기반 소프트웨어의 경우, 각 파티션이 독립된 하드웨어 보드에서 동작하는 것과 동일하게 개별 초기화와 고장관리가 수행되므로 단일 프로세싱 하드웨어 모듈에 여러 항공전자 소프트웨어를 동작시켜 필요한 하드웨어 개수를 줄이는 것이 가능하다. IMA Core 시스템 프로토타입에 전원이 인가되면 OFP는 MMM

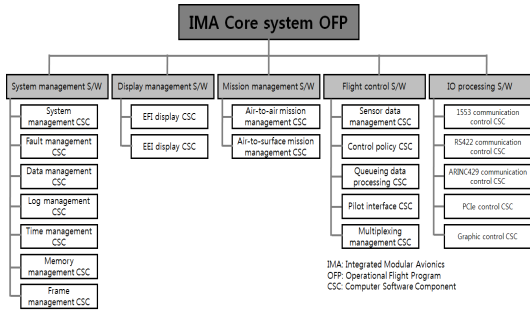


그림 10. IMA Core 시스템 OFF 구조
Fig. 10. OFF architecture of IMA Core system

을 거쳐 DPM에 그림 11과 같은 파티션 구조로 장입되어 동작한다. 기존 연방형 아키텍처 시스템에 탑재된 소프트웨어의 경우 통합처리 기능을 지원하지 않아 임무관리 S/W와 비행 제어 S/W를 별도 컴퓨터 보드에서 구동했다. 그림 12는 개발이 완료된 IMA Core 시스템 프로토타입을 나타낸다. 항공기 플랫폼의 모의를 위해 X-Plane을 사용하였으며 운전자 조작에 의해 변경되는 항법 데이터 정보는 SMFD, CDU, EEI, EFI에 의해 시현된다.

IMA Core 시스템 설계를 통해 물리적으로 독립된 각 장비는 하나의 프로세서에서 처리된다. 이는 모든 수집된 정보의 처리를 위한 응용 프로그램이 공통의 소프트웨어 자원을 사용함을 의미한다. 또한 새로운 응용 프로그램을 개발할 때, 다른 응용 프로그램과의 인터페이스나 정보의 입출력 형식 등의 호환성을 고려할 필요가 없다. 소프트웨어와 하드웨어의 독립적인 운용이 가능하면서 하드웨어 또는 소프트웨어의 보수 및 성능 개량에 드는 비용 최소화가 가능하다. 이는 시스템 개발 비용, 인증, 개량 비용 감소를 가능케 한다.

4.3 IMA Core 시스템 프로토타입 시현

그림 13은 IMA Core 시스템 프로토타입에서 시현하는 SMFD 화면을 나타낸 것이다. 프로토타입을 통

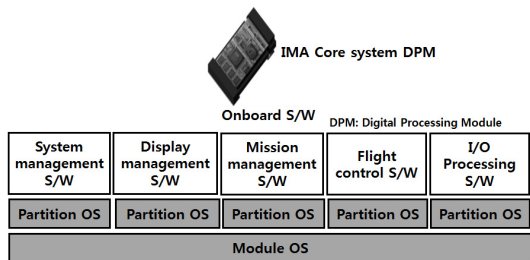


그림 11. IMA Core 시스템 OFF 파티션 구조
Fig. 11. Partition structure of OFF in IMA Core system



그림 12. IMA 프로토타입 운용
Fig. 12. Operation of IMA Core system prototype

해 IMA 아키텍처가 적용된 시스템이 다양한 센서로부터 수집된 데이터가 통합되어 처리되고, 융합된 정보를 사용자에게 제공되는 상황을 시현하였다. IMA Core 시스템 DPM에서 통합 처리된 비행제어 데이터와 임무관리 데이터는 융합된 형태로 조종사에게 제공된다. IMA Core 시스템 프로토타입 시현 데이터와 연방형 시스템에서 제공하는 시현 데이터를 비교한 결과 IMA Core 프로토타입 시현 정보가 판독이 용이하며, 종합적인 항공기 상태를 잘 표시하여 사용자의

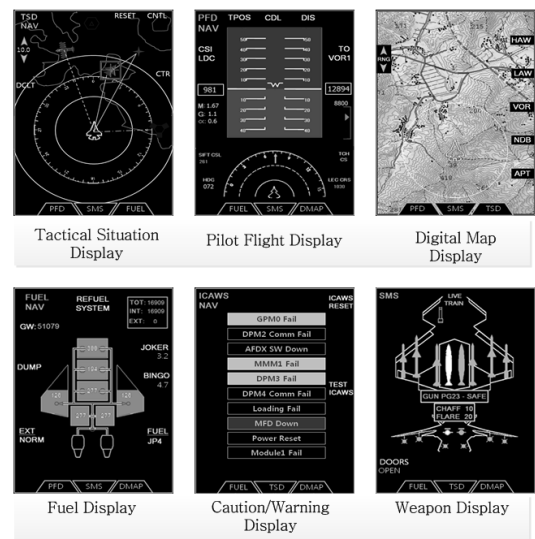


그림 13. IMA Core 시스템 프로토타입 시현 데이터
Fig. 13. Display data of IMA Core system prototype

항공기 관리 제어 편의성을 높일 수 있음을 확인하였다. 이를 통해 사용자는 항공기의 관리 및 제어를 위한 부담을 줄여 임무 수행 효율을 높일 수 있음을 확인하였다. 또한 위 시현을 통해 제한한 IMA 아키텍처가 안정적으로 동작함을 확인하였다.

4.4 IMA와 연방형 아키텍처 시스템 비교

그림 14는 본 논문에서 구현한 IMA Core 시스템 프로토타입과 유사한 기능과 성능을 가지는 연방형 항공전자 아키텍처 시스템을 나타낸다. 임무컴퓨터를 포함한 시스템 구성 장비들은 각 하드웨어 제조사에 의해 독립된 플랫폼 형태로 제작되어 총 15 종류의 하드웨어 보드로 구성되어 있다. 임무컴퓨터에 탑재되는 항공전자 소프트웨어 중, 임무관리 S/W와 비행제어 S/W는 비행안전에 중대한 영향을 미치게 되므로 독립된 임무컴퓨터 프로세싱 보드에 탑재되며 임무컴퓨터는 총 세 개의 프로세싱 보드로 구성된다. 표 2에서 IMA Core 시스템 프로토타입을 기반으로 한 IMA 아키텍처 시스템과 동일 기능을 수행하는 연방형 아키텍처 시스템을 비교 하였다. 연방형 시스템을 구성하는 하드웨어의 종류와 개수는 15종, 17개 인데 반해, IMA 시스템을 구성하는 하드웨어의 종류와 개수는 9종, 15개이다. 여러 종류의 하드웨어로 구성된 연방형 시스템은 각 하드웨어 구성품 개발을 위해 IMA에 비해 상대적으로 많은 시간과 비용을 필요로 한다. 또한 시스템 운용을 위한 예비 부품의 종류도 많아져서 향후 높은 유지 보수 비용을 요구하게 된다. IMA 시스템을 적용할 경우 상대적으로 적은 수의 하드웨어 모듈을 탑재하여 표 2와 같이 연방형 시스템 대비 10% 이상 무게와 부피를 감소시킬 수 있다. 이는 전체 항공기 무게를 감소시켜 기동성을 향상시키고 항공전자 시스템 장착성을 개선하여 항공기 정비성 및 운용성 높게 된다. IMA Core 시스템 프로토타입의 전력 소모는 연방형 시스템 대비 35% 감소되었다. 이는 전

표 2. 연방형과 IMA 아키텍처 시스템 비교
Table 2. Comparison of federated and IMA system architecture

	Federated architecture system	IMA architecture system
The kind of composed HW(Board) module	15	9
The number of composed HW(Board) module	17	15
IMA Core system (mission computer) weight	9500 g	8500 g
IMA Core system (mission computer) volume	14,976cm ³	12,647cm ³
IMA Core system (mission computer) power consumption	235W	145W

력 소모가 많은 프로세싱 보드 수를 감소시킬 수 있었기 때문인데, 시스템 소비전력 감소는 항공기 각 서브 시스템에 전력을 공급하는 발전기 용량을 감소시켜 항공기 중량을 줄이거나, 추가적인 전자 장비 탑재를 가능하게 하여 항공기 성능을 향상시키는데 기여할 수 있다. 표 2의 각 항목을 비교 검토한 결과, IMA 아키텍처 시스템을 적용할 경우 구성 하드웨어 종류와 개수를 감소시키고 이는 시스템 무게, 부피와 전력소모 감소로 이어져 항공기 성능 향상과 운용성을 높이는데 기여하는 것으로 확인되었다. 프로토타입 시스템은 실제 항공기에 탑재될 장비보다 간략화된 시스템으로 IMA 아키텍처를 실제 항공기에 적용 시에는 더 높은 적용 효과를 기대할 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 항공 전자 성능 개량에 적합한 통합 모듈형 아키텍처의 국내 인프라를 구축하기 위해 해외에 공개된 항공전자 아키텍처의 발전 동향을 조사 하였다. 또한 해외 대표적인 IMA 기술을 바탕으로 향후 국내 항공기의 항공전자 성능 개량과 미래 항공기 개발에 적용할 수 있는 항공전자 아키텍처를 IMA Core 시스템 중심으로 새롭게 제안하였다. STANAG 4626에서 정의된 IMA Core 시스템 설계는 IMA 시스템 탑재 응용 소프트웨어 구동에 필요한 계산 자원과 인터페이스를 고려하여 8종류의 공통 모듈을 제안 하였으며 IMA 시스템을 구성하는 하위 시스템은 크

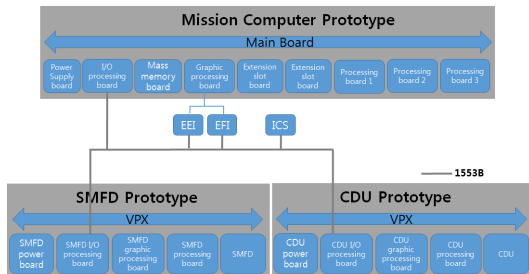


그림 14. 유사 연방형 항공전자 아키텍처 시스템
Fig. 14 Federated avionics system architecture

계 6가지로 구분하여 기능을 정의하였다. IMA Core 시스템 프로토타입 개발을 통해, 제안된 IMA 아키텍처의 국내 개발 가능성을 확인하였으며 공통하드웨어 모듈 및 ARINC 653 규격을 따르는 VxWorks653 운용체제의 적용을 통해 시스템 구성 하드웨어 모듈 종류와 개수를 감소 시킬 수 있음을 확인하였다. IMA 개념을 충실히 따른 IMA Core 시스템 프로토타입은 모듈로 구성되어 있어 고장 모듈의 교체가 용이하고 IMA Fault Tolerance 개념을 문제점 없이 적용할 수 있었다. 또한 VxWorks653을 이용한 소프트웨어 구현에서 계산 지연이나 인터페이스 오류 등이 발생하지 않았으며 하드웨어 변경에 따라 소프트웨어를 변경하는 문제가 제거되었다.

본 논문에서 제안한 IMA 아키텍처는 향후 국내에서 적용될 항공전자 아키텍처의 기본 설계로 적용될 수 있을 뿐만 아니라 향후 시스템 성능개량 및 유지보수를 용이하게 할 것으로 기대된다.

References

- [1] L. M. Nicolai, "Technical Evaluation Report: Aircraft Update Programs. The Economical Alternative," in *Proc. RTO SCI Symp. Aircraft Update Program*, pp. TA1-TA6, 1999.
- [2] L. C. C. Pinney, "Joint Advanced Strike Technology Program Avionics Architecture Definition," *JAST Avionics*, Aug. 1994.
- [3] J. M. Wu and J. Y. Wang, "An Approach Based on Models to the Design and Development for Integrated Modular Avionics," in *Proc. 14th AIAA Aviation Technol., Integration, and Operations Conf.*, Atlanta, USA, Jun. 2014.
- [4] J. Y. Ko, H. J. Park, and J. K. Son, "A Study of Integrated Modular Avionics Development Trends," in *Proc. KSAS Conf.-Fall 2011*, pp. 1753-1757, YongPyong, Korea, Nov. 2011.
- [5] R. Garside and F. J. Fighetti, "Integrating Modular Avionics: A New Role Emerges," *IEEE Aerospace and Electronic Syst. Mag.*, vol. 24, no. 3, pp. 31-34, Mar. 2009.
- [6] H. J. Park, "Study on Design Method for Integrated Modular Avionics Computer Architecture," Master Degree Thesis, Electric engineering, Ajou University, Feb. 2013.
- [7] L. C. C. Pinney, "Joint Advanced Strike Technology Program Avionics Architecture Definition Appendices," *JAST Avionics*, Aug. 1994.
- [8] L. C. C. Pinney, "Joint Advanced Strike Technology Program Avionics Architecture Definition Issues/Decisions/Rational Document," *JAST Avionics*, Aug. 1994.
- [9] Airlines Electronic Engineering Committee, "ARINC Specification 653," *ARINC*, 2005.
- [10] ARINC 653 Standard, *Avionics Application Software Standard Interface*, 2006.
- [11] Military Agency for Standardization(MAS), *STANAG4626 Modular and Open Avionics Architectures*, NATO, 2004.
- [12] R. L. Alena, "Communications for Integrated Modular Avionics," in *Proc. IEEE Aerospace Conf.*, pp. 1-18, Big Sky, USA, Mar. 2007.
- [13] ARINC 664 Standard, *Aircraft Data Network*, 2002.
- [14] Airbus France, *AFDX End System Detailed Functional specification*, 2003.

박한준 (Han-Joon Park)



2013년 2월 : 아주대학교 전자공학과 석사
 1991년 2월~현재 : 삼성탈레스 항공전자그룹 <관심분야> 전자공학, 전술통신체계, 항공전자

고 광 춘 (Kwang-Chun Go)



2008년 2월 : 아주대학교 전자공학부 졸업
2010년 2월 : 아주대학교 전자공학과 석사
2010년 3월~현재 : 아주대학교 전자공학과 박사과정
<관심분야> 무선통신망 종단간 QoS, 다계층 성능 최적화, 국방 기술네트워크 등

김 재 현 (Jae-Hyun Kim)



1987년~1996년 : 한양대학교 전산과 학사 및 석/박사
1997년~1998년 : 미국 UCLA 전지전자과 박사 후 연수
1998년~2003년 : Bell Labs, Performance Modeling and QoS Management Group 연구원
2003년~현재 : 아주대학교 전자공학부 정교수
<관심분야> 무선인터넷 QoS, MAC 프로토콜, IEEE 802.11/15, B4G/5G, 국방 기술네트워크, 위성통신 및 시스템 설계 등