

통합모듈형항공전자(IMA) 기술동향

I. IMA 개요

1. 항공전자기술 동향

“항공기술의 역사는 비용, 성능, 크기, 무게 등을 개선하기 위하여 종래의 기계식/유압식 제어에서 항공 임베디드 시스템을 이용하는 전자식 제어로 발전하고 있다. 또한 항공 임베디드 시스템은 각 기능단위별로 Line Replacable Unit (LRU)를 만들고 네트워크로 연결한 연방형 구조에서 표준모듈을 제작하여 필요한 기능을 탑재하고 고속네트워크로 연결하는 통합모듈형구조 (integrated modular architecture or IMA)로 발전하고 있다.”

항공 임베디드 시스템은 마이크로프로세서가 처음 시장에 출시되기 시작한 60년대부터 사용되기 시작하다가 임베디드 시스템의 특징, 즉, 기능성, 경제성, 신뢰성 등의 장점 때문에 항공기에서 활용이 매년 증가해왔다. 무어의 법칙이 항공 임베디드 시스템 분야에도 지난 40여 년간 적용되어 항공 소프트웨어가 전체 항공기에서 차지하는 비중이 계속적으로 증가하였으며, 이제는 복잡한 항공 소프트웨어를 정확하고 안전하게 처리하는 것이 중요한 이슈가 되었다^[1].

기존의 항공전자에서는 항공기의 종류 및 수행 목표에 따라서 개별적으로 Line Replaceable Unit (LRU)를 제작하고 이들을 연결하는 연방형 (federated) 구조를 활용하였다 (<그림 1> 왼쪽). 그러나 항공전자의 비중이 급속하게 증가하면서 이러한 연방형 항공전자체계의 항공기에서는 개발 및 유지보수에 어려운 문제들이 점차 부각되었다. 연방형 구조의 주요 단점은 (1)전용 LRU를 사용하기 때문에 다른 탑재장치와 SW, OS, PCB 등이 호환이 불가능하고, (예를 들면, A320 항공기의 연료관리 컴퓨터는 A330의 연료관리 컴퓨터로 활용이 불가능함) (2)각 LRU가 각각의 다른 장비들과 연결되어



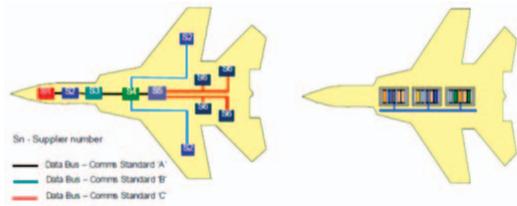
나 종 화
한국항공대학교
항공전자및정보통신공학부



양 상 우
한국항공우주산업(주)
개발본부 항공소프트웨어팀



이 규 택
한국산업기술평가관리원
임베디드SW PD



〈그림 1〉 연방형 vs 모듈형 항공전자시스템 구조^[2]

야 하므로 데이터 전송을 하려면 기내에 수백 km에 달하는 배선이 요구되는 경우도 발생하며, (3)항공기 유지보수를 위한 각 LRU의 부품을 여러 사이트 별로 보관해야 하며, (4)부품단종이나 기능개선 요구사항이 발생하는 경우에 변경비용이 너무 높은 점 등이 나타나게 되었다.

2. Integrated Modular Avionics (IMA) 특징

이러한 LRU를 사용하는 연방형 구조의 항공전자체계의 문제점을 해결하기 위하여 통합모듈형항공전자(Integrated Modular Avionics: IMA)가 등장하였다(〈그림 1〉의 오른쪽). IMA구조의 항공전자 시스템에서의 주요 장점들은 다음과 같다^[3].

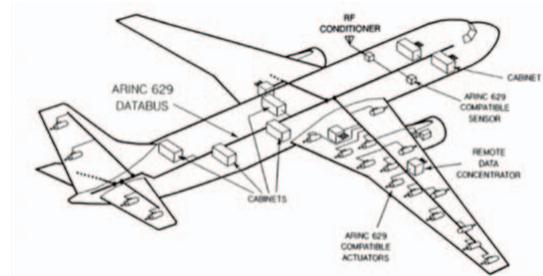
- 통합수행으로 크기, 무게, 전력소모 감소
- 모듈간의 연결 케이블 길이 감소
- 한 장비에 여러 인증수준의 소프트웨어 실행가능
- 공통 모듈적용으로 유지보수 개선
- 항공기 개조개량 및 기능개선이 용이함
- 항공전자 하드웨어, 소프트웨어의 재사용성이 높음

3. IMA 구성요소

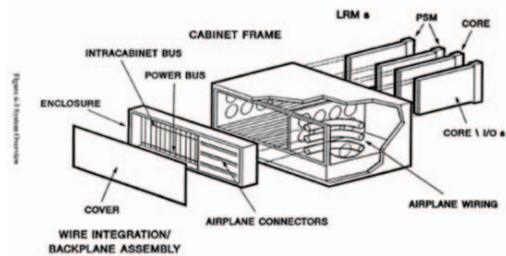
IMA의 4가지 주요 구성요소는 다음과 같다.

- 캐비닛 : 모듈들을 적재하며 백플레인(backplane)에 연결됨
- 데이터 버스 (ARINC 629, ARINC 665)
- 버스에 연결된 센서 및 액추에이터 디바이스
- 버스에 연결된 데이터 집합장치

각 요소들의 구성도는 〈그림 2〉와 같다. 상세한 사항은 ARINC 651-1 6장 System Architecture에 설명



〈그림 2〉 IMA functional description overview^[4]



〈그림 3〉 IMA 캐비닛 예시^[4]

되어 있다^[4].

IMA에서 활용 가능한 캐비닛의 예시가 〈그림 3〉에 있다. IMA 캐비닛은 백플레인으로 연결되는 Line Replaceable Modules (LRMs)들을 장착하고 Power Supply Module (PSM)에서 전원을 공급받고, 케이블을 이용하여 캐비닛 간에 데이터를 전송한다.

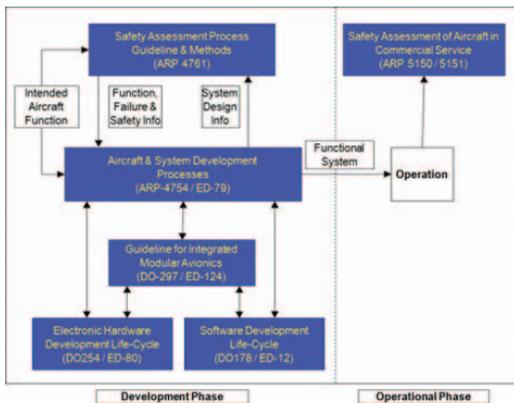
4. IMA 규격

“항공 임베디드 시스템 개발은 고장으로 인하여 사고가 발생하면 인명과 재산의 손실이 발생하므로 고장이 발생하여도 감내할 수 있도록 안전한 고신뢰성 시스템으로 설계/제작되어야 한다. 이를 보증하기 위하여 군용 및 민간용 항공기에 관련된 FAA/RTCA, SAE, ARINC 기관에서는 항공 임베디드 시스템에서 요구되는 안전성을 충족시킬 수 있는 고신뢰성 항공 임베디드 시스템의 설계/제작 절차를 공시하여 이의 준수를 권고한다.”

IMA의 인증개발에 관련 규격은 〈표 1〉에 정리하였다. IMA의 개발은 RTCA의 항공 소프트웨어 인증 규격인 DO 178C, 항공 하드웨어 인증 규격 DO 254 및 IMA 규격인 DO2 97, 그리고 SAE의 ARP 4754 및 ARP 4761 규격이 필요하다. 또한 IMA의 각 모듈

〈표 1〉 IMA 개발 관련 표준 요약

표준	내용
ARP 4754	항공기 시스템 인증 개발을 위한 안전설계 규격
ARP 4761	민항기 시스템 및 장비의 안전성 평가 방법 및 가이드라인
DO 178C	항공 임베디드 소프트웨어 인증을 위한 고신뢰성 소프트웨어 개발 규격
DO 254	항공 임베디드 하드웨어 인증을 위한 고신뢰성 하드웨어 개발 규격
DO 297	IMA 설계 가이드라인
ARINC 650	IMA 캐비닛의 Line Replacement Module, 커넥터 등 패키지 규격
ARINC 651	IMA 설계 및 구현을 위한 고장감내, HW, SW 및 인증에 대한 규격
ARINC 653	OS와 응용SW (Application/Executive) 간의 인터페이스 및 자원관리 규격
ARINC 655	IMA 센서의 아나로그 및 디지털 인터페이스 표준
ARINC 661	항공기 조종실 디스플레이 및 그래픽 서비스 규격
ARINC664	AFDX 네트워크 규격 정의
ARINC 629	양방향 다중접속 버스기반 데이터 통신 규격



〈그림 4〉 IMA 항공전자장비의 개발에 필요한 SAE 및 RTCA 규격들의 연관도

HW, SW, OS 및 네트워크 등에 대한 상세한 개발 지침은 ARINC 규격들에 정의되어 있다.

〈그림 4〉와 같이 IMA 개발은 DO-297 규격과 ARP 4754 규격을 중심으로 DO-297의 중간 및 최종결과물인 항공 임베디드 하드웨어 및 소프트웨어를 DO-178C와 DO-254 규격을 참조하여 개발해야 한다. 한편, 항공기와 시스템 개발을 위한 ARP 4754 규격은 ARP 4761 규격의 고장분석 및 위험분석 가이드라인을 수행하여 분석결과를 항공기 및 시스템 개발

에 반영함으로써 고신뢰성 (dependable) 및 고장감내 (fault-tolerant) 특성을 보유한 안전하고 인증된 항공 전자 장치 및 항공기를 설계할 수 있다.

미국 유럽 등의 항공 선진국 IMA 적용 사례들은 크게 3가지로 구분된다. 첫 번째는 미국 군용기에 주로 적용된 JIAWG(Joint Integrated Avionics Working Group)와 JAST(Joint Advanced Strike Technology) IMA, 두 번째는 민간 항공기에 주로 적용된 ARINC(Aeronautic Radio INC) IMA, 마지막으로 유럽 군용기에 적용되었던 ASAAC(Allied Standardized Avionics Architecture Council) 주도의 STANAG(STANdardization AGREement) 4626 IMA가 있다⁵⁾. 본고에서는 민항기에서 사용되는 ARINC 규격을 위주로 설명한다.

II. ARINC IMA 규격

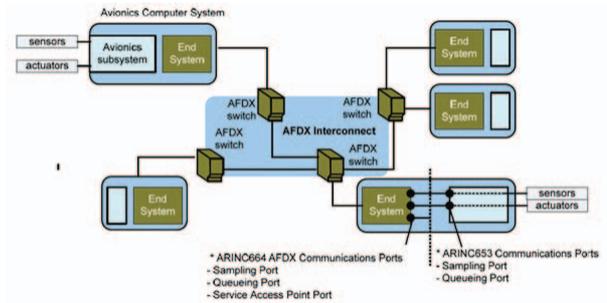
민항기에서 주로 사용되는 ARINC IMA 시스템 개발을 위한 주요 표준 규격으로는 ARINC 651(Design Guidance for IMA), ARINC 650(IMA Package and Interface), ARINC 653(Avionics Application Software Standard Interface) 등이 있다. ARINC IMA 시스템의 네트워크 또는 데이터버스 규격으로는 ARINC 629, ARINC 664 AFDX(Avionics Full-Duplex Switched Ethernet), ARINC 659 (SAFEbus) 등이 적용된다. ARINC 653은 IMA 시스템에 적용되는 시공간 분할(Partitioning)을 지원하는 운영체제 표준규격으로서 현재 윈드리버사의 VxWorks 653, Green Hills사의 INTEGRITY-178B 등 상용 RTOS(real-time operating system)가 개발되어 항공기에 적용되고 있다.

1. ARINC 651

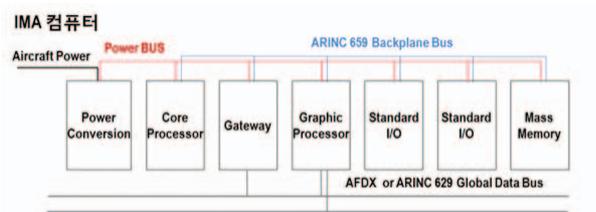
ARINC 651에서 권장 IMA 컴퓨터의 구성모듈은 Core Processor, Mass Memory, Power 모듈과 4 종류의 I/O 모듈로 구성된다. 각 모듈의 기능은 〈표 2〉에 요약되어 있고, 각 모듈을 탑재한 IMA 컴퓨터 구조

〈표 2〉 ARINC IMA 모듈 및 기능

모듈	기능
Core processor	항공기운항, 통신, 정보처리
Gateway	이중 I/O간 데이터 교환
Bus bridge	동종 I/O간 데이터 교환
Special purpose I/O	비표준 I/O 간 인터페이스
Standard I/O	표준 A/D I/O 인터페이스
Mass Memory	운항정보, 주요데이터 저장
Power Supply	전원 공급



〈그림 6〉 ARINC 665 AFDX 구성[7]



〈그림 5〉 IMA 컴퓨터 구조 예시

는 〈그림 5〉에 설명되어 있다.

2. ARINC 664

ARINC 664 AFDX 기술은 실시간 전송이 가능한 항공용 이더넷 스위치 기술로써, 2개의 물리적 링크를 사용하며, 100Mbps의 송수신이 동시에 가능한 항공용 네트워크 기술이다^[6]. 〈그림 6〉에 설명되어 있는 AFDX는 비행 제어, 조종석 항공, 전력 시설, 연료시스템과 같은 항공전자의 백본망으로 사용되고 있으며, 현재 A380, Boeing 787등에서 다양한 민/군 항공기에서 사용되고 있다^[7]. 이더넷 스위치 기반의 네트워크 구조의 AFDX는 다음과 같은 특징을 가진다.

- Full duplex Switched Network : 100Mbps급의 스타형 연결, 최대 24개 단말이 접속가능
- Redundancy : 이중전송링크를 사용하여 신뢰도를 향상
- Virtual Link : 하나의 물리링크에 여러 가상링크 설정하여 다중화 처리
- Deterministic : 가상링크 별로 대역폭을 보장.
- Profiled Network : 필요한 대역폭, 경로 등을 미리 설정한 후 동작

3. ARINC 653

ARINC 653은 최신의 IMA에서 요구되는 고성능, 고신뢰성, 및 고장감내 기능을 지원하기 위한 항공 임베디드 소프트웨어를 위한 운영체제 표준 규격이다. 일반 RTOS는 process 기반 dynamic 스케줄링을 지원한다. 그러나 ARINC 653기반 RTOS는 time/space partitioning에 근거한 fixed 스케줄링을 지원하며 동시에 health monitoring (HM) 기능을 지원함으로써 최신 항공기에 탑재되는 복잡한 IMA의 응용 소프트웨어를 안전하게 처리하는 고장감내 기능을 보유한 고신뢰성 OS이다^[8].

653기반 RTOS의 3가지 특징을 살펴보면, 먼저 space partitioning은 OS가 개별 프로그램을 독자적인 메모리 영역에 데이터, 코드, 관련 정보들을 보관하고, 오로지 ARINC 653의 서비스 (API) 들을 이용하도록 제한하여 시스템이 안전하게 운용되는 개념이다. 두 번째로 time partitioning은 모든 프로그램들이 사용해야 하는 전체 사용시간을 확보한 후, 각 개별 프로그램들에게 고정된 시간을 할당하여 주기적으로 자원을 사용하도록 함으로서 시간으로 인한 문제가 발생하는 것을 원천적으로 차단하여 시스템이 안전하게 동작하게 만드는 개념이다.

마지막으로 health monitoring (HM) 기능은 하드웨어, 소프트웨어 및 OS의 결함이나 고장을 모니터링하고 보고하여 결함이나 이로 인한 부분적인 고장이 발생하더라도 이를 조기에 격리/차단시켜서 전체 시스템 고장이 발생하는 사태를 방지하는 역할을 수행한다. HM은 process, partition, 및 module level의 3개 계층구



조로 세분화하여 안전성을 강화시켰다. ARINC 653은 이러한 고신뢰성 특성을 지원하기 위하여 Partition 관리, Process 관리, Time 관리, Inter-Partition 및 Intra-Partition 통신서비스 및 Health Monitoring 서비스의 6가지 기본 서비스를 지원하도록 정의하였다^[8]. ARINC 653기반 상용 RTOS는 윈드리버 사의 VxWorks 653, Green Hills 사의 INTEGRITY-178B 등이 항공기에 적용되고 있다.

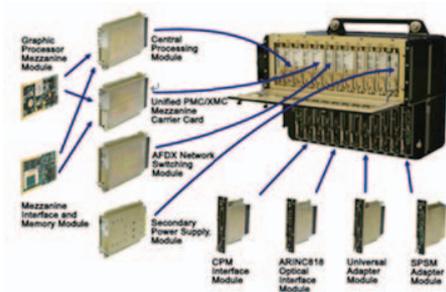
III. IMA 국외기술동향

이 절에서는 여러 나라의 다양한 종류의 항공기에서 IMA 구조의 항전체계를 사용하는 사례를 몇 가지 살펴본다.

1. Unified High-Speed Integrated Modular Avionics Platform

러시아의 Scientific Design Bureau of Computer Systems사는 항공전자체계를 위하여 저가격의 국제인증을 획득한 Unified High-Speed Integrated Modular Avionics Platform을 개발하였다^[9]. UHS-IMA의 특징은 다음과 같다(그림 7).

- 고성능 광 네트워크 구조
- 최신 MPC 8640D 멀티코어기반 하드웨어 플랫폼
- PCI-Express기반 고속 분산처리 모듈환경
- 재구성, 다중화, 클러스터링을 이용한 고 신뢰성 체계구축
- 다양한 RTOS 포팅



〈그림 7〉 러시아 SDB CS사 Unified High-Speed IMA Platform

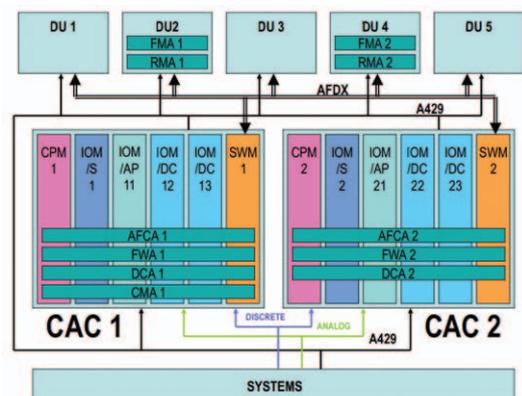
- 공기 또는 액체 냉각방식의 소형의 VPX 3U form-factor 지원

2. Integrated Modular Avionics (IMA) ATA 42

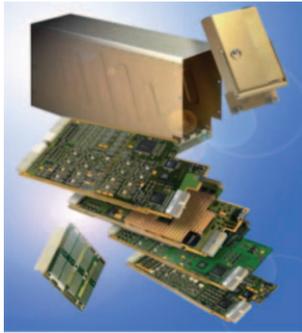
ATR 600 항공기에는 ATA 42 IMA 장비를 개발하였다^[10]. 〈그림 8〉의 ATA 42 장비는 Core Avionic Cabinets (CAC)은 Core Processing Module (CPM), 디지털 신호입출력용 IOM-S (I/O Module), 오토파일럿용 디지털 및 아날로그 입출력용 IOM-AP, 데이터 집합(data concentration)용 IOM-DC, 항공 데이터 네트워크 스위치용 SWM (Switch module) 등으로 구성된다. 각 모듈은 AFDX 네트워크와 SWM를 이용하여 연결된다. CAC는 Flight Warning (FWA), Auto-Flight (AFCA), Centralized Maintenance (CMA), Data Concentration (DCA) 용으로 사용된다. CAC1과 CAC2는 5개의 디스플레이 유닛 (DU1-DU5)과 AFDX와 ARINC429로 연결되어 있으며 이들 중 DU2 와 DU4는 Flight Management Application (FMA), Radio Management Application (RMA)로 활용된다.

3. Airbus A380

탈레스, Diehl, 에어버스가 공동으로 개발한 IMA(〈그림 9〉)는 민항기에서는 A380, A350 XWB, 군용기에서는 A400M에서 사용되었다^[11]. IMA의 핵심모



〈그림 8〉 ATR 600의 IMA 블럭도



〈그림 9〉 Airbus 사의 IMA

둘인 Core Processing I/O Module (CPIOM)과 Common Remote Data Concentrator (CRDC)는 핵심 하드웨어로 사용된다. CRDC는 캐비닛 외부에 장착되어 원격에서 아날로그 및 디지털 신호들을 읽어서 계산 장치에게 전달한다. CRDC는 이전에는 각 장치 별로 다르게 처리했던 많은 I/O 장치들을 대체하는 효과를 갖는다. 에어버스의 IMA는 100Mbps Avionic Full Duplex Switched Ethernet System (AFDX) 네트워크로 연결된다.

4. Ae270 IMA

Stock Flight Systems사는 경량기 Ae270에 탑재되는 IMA 기반 항공전자장치 CANaerospace flight Data Acquisition and Recording System (CDARS)를 생산한다^[12]. 〈그림 10〉에서 CDARS는 센서, telemetry 장치, 저장장치들을 ARINC 825의 항공 CAN 네트워크로 연결하고, 소형 control and display unit (CDU)를 이용하여 시스템을 설정하고 자료를 조회하는 시스템이다. CDARS는 inertial measurement



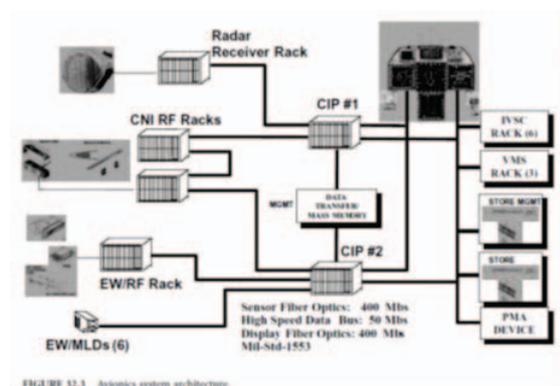
〈그림 10〉 Stock Flight Systems사는 Ae270의 CAN기반 IMA 구성도

unit (IMU)는 비행정보, 에어데이터, GPS정보를 50Hz 마다 표시하도록 설계되었다. CDARS 이외에도 Stock Flight Systems 사는 eurocopter의 All-Weather Rescue Helicopter (AWRH)용 eurocopter의 항법, 비행정보장치 등을 CAN 네트워크로 연결하는 IMA 장치를 에서 사용하고, Pitts S-2B와 eurocopter의 비행정보 저장장치용으로 Stock Flight Systems Data Recording System (FDR1-CAN)에도 IMA 장치를 사용한다.

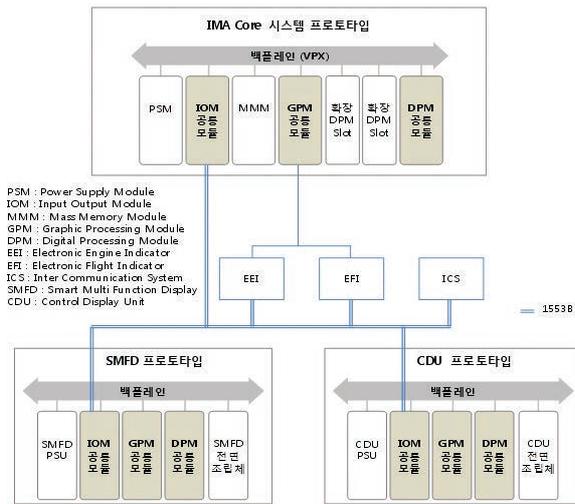
5. Lockheed F-22 Raptor IMA

F-22의 항공전자체계는 Integrated Avionics System (IAS) 모듈 구조로 구성된다^[13]. IAS는 분산병렬처리를 지원하는 고성능의 Standard Electronics Module (SEM) 모듈로 구성된다(〈그림 11〉). IAS의 소프트웨어는 multiblock 절차에 따라 Ada 언어로 개발되어 개발 및 통합 시 발생 가능한 위험을 최소화한다. Block 0는 초기 비행자격시험을 위한 기본 비행기능, block 1은 단일 센서를 사용하는 기능, block 2는 다중센서를 사용하는 기능, 그리고 block 3는 F-22의 전체 기능을 담당한다.

IAS는 두 개의 Common Integrated Processors (CIPs), Electronic Warfare (EW), Radar, Communications Navigation Identification (CNI), Inertial Reference System (IRS), Stores Management System (SMS), 그리고 Controls and



〈그림 11〉 F-22 Integrated Avionics System (IAS) 모듈형 항공전자 체계



〈그림 12〉 IMA 코어 기술데모시스템 구조

Displays (C&D)로 구성된다. 센서에서 수신된 데이터는 전처리 및 디지털화 절차를 수행한 뒤 400Mbps 광 신호로 CIP로 전달된다. CIP는 디지털 신호처리를 수행한 뒤 조종실의 계기판으로 전송된다. 두 CIP간에는 50Mbps급의 High-Speed Data Bus (HSDB) 광 전송장치로 연결된다.

IV. IMA 국내기술동향

이 절에서는 우리나라의 IMA 구조의 향전체계 사례를 살펴본다.

1. IMA Core 기술 데모 시스템

삼성탈레스에서는 IMA 기술 확보를 위하여 IMA Core 기술 데모 시스템을 개발하였다. IMA Core 시스템, smart multi-function display(SMFD), control display unit (CDU) 프로토타입을 개발하고, electronic flight indicator(EFI), electronic engine indicator(EEL) 그리고 inter communication system (ICS)를 연동하였다^[5]. IMA Core 시스템은 전체 IMA 시스템을 통제하고 비행에 필요한 데이터를 처리한다. SMFD, EEL, EFI는 각종 비행정보를 시현하며 CDU는 항공기 운용에 필요한 정보를 표시하고 조종사 명령을 처리한다(〈그림 12〉).

2. 중형항공기용 IMA 플랫폼 시스템

2012년부터 산업부 지원 사업으로 중형항공기용 IMA플랫폼 시스템 개발프로젝트를 한국항공우주산업진흥협회 총괄 하에 한국항공우주산업, 삼성탈레스 등이 참여하는 컨소시엄이 구성되어 개발하고 있다. 개발 목표는 IMA 탑재 인증시스템 및 검증시스템을 개발하여 IMA 플랫폼 시스템 검증이다. 개발될 IMA 컴퓨터에는 공용 프로세스 모듈(CPM), 비디오 디스플레이 모듈(VDM)과 입출력 모듈(IOM)이 탑재되며, 원격연동유닛과 IMA 컴퓨터간의 통신에는 AFDX를 사용할 계획이다.

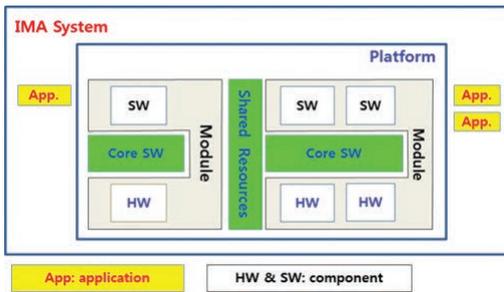
V. RTCA DO-297 IMA 인증

1. DO-297 개요

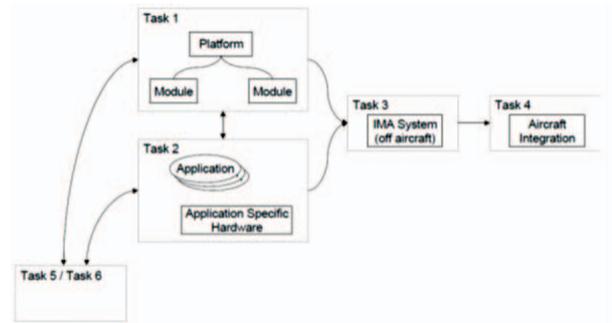
IMA는 RTCA DO-297 (Integrated Modular Avionics (IMA) Design Guidance and Certification Considerations) 문서와 앞서 표에서 설명한 include DO-160, DO-178, DO-254, SAE ARP 4761, ARP 4754, 그리고 Technical Standard Orders (TSO) 문서를 참조하여 인증제품을 개발할 수 있다. DO 문서들은 반드시 준수해야 하는 기술기준 및 절차를 기술한다. DO-297에서 IMA란 유연하고, 재사용 가능하고, 상호호환 가능한 하드웨어 및 소프트웨어 자원들과 그리고 이들을 통합하여 안전 및 성능 요구사항을 구현하도록 설계 및 검증된 항공기능을 수행하는 응용 서비스를 제공하는 플랫폼을 의미한다. 여기서 IMA는 모듈들과 SW들과 시스템들을 단계적으로 통합하면서 검증하고 최종적으로 감항 인증을 받는 절차에 대하여 설명한다^[14].

2. DO-297 용어

〈그림 13〉에 DO-297의 기본 개념을 정의하였다. 먼저 IMA에서 컴포넌트는 HW 부품, SW 부품, 데이터베이스 또는 이들의 조합을 의미하며, 모듈이란 하나 또는 복수개의 컴포넌트를 의미한다. 코어 SW는 RTOS 및 여러 장치들의 관리 SW를 의미한다.



〈그림 13〉 DO-IMA의 컴포넌트, 응용, 모듈, 플랫폼, 그리고 IMA 시스템 용어 설명



〈그림 14〉 IMA system 인증 절차 요약¹⁴⁾

DO-297에서 플랫폼은 코어 SW와 한 개 혹은 여러 개의 모듈과 구성된다. 예를 들면, 물리적인 장치(프로세서, 메모리, 전원 등)와 같은 모듈 혹은 컴포넌트와 논리적인 요소(RTOS, 통신 SW 등)들로 구성된 플랫폼이 가능하다. 〈그림 11〉에는 모듈 i와 j로 구성된 플랫폼의 의미를 그림으로 설명한다. 항공기의 기능들은 이러한 플랫폼에 응용이 포함된 IMA system이 수행한다.

3. IMA 인증

IMA는 모듈들의 집합으로 구성되므로 다음 6단계의 인증절차들로 구성되는 단계적 승인(incremental acceptance)을 받아서 인증된다.

- Task 1: Module 승인
- Task 2: 응용 SW 또는 HW 승인
- Task 3: IMA system 승인
- Task 4: 확인 및 검증된 IMA system의 항공기 통합
- Task 5: 모듈 혹은 응용의 변경
- Task 6: 모듈 혹은 응용의 재사용

인증개발의 주요업무인 Task 1~Task 4로는 모듈, 응용, 그리고 IMA system의 개발 및 인증으로는 일반적인 소프트웨어 공학의 V모델을 원형으로 이용하며, 인증업무 절차는 요구사항 → 규격 → unit 컴포넌트 개발 및 시험 → 통합 개발 및 시험의 순서로 수행된다. 모듈승인의 경우를 예로 들면, 모듈인증 task는 목표 설정, 인증 필수 자료 정의, 인증 계획 수립, 요구사항 규격, 결과물의 확인 및 검증, 품질보증 기록, 형

상관리 색인 및 증빙자료, 승인 완료 보고서, 승인 자료, 문제 보고서, 승인 추가 자료를 구축하는 업무로 구성된다. 모듈승인에서 요구되는 모든 업무, 정의 및 단계별 문서들은 DO-297규격에 명시되어있다. 응용 및 IMA 시스템 인증도 유사한 절차의 업무를 수행하도록 가이드라인을 명시한다.

IMA에서는 플랫폼 없이는 모듈이 따로 인증을 받을 수가 없기 때문에 모듈, 응용개발과 플랫폼 개발들이 동시에 시작되는 특징이 있다. 최초에는 모듈, 플랫폼 개발이 시작되고, 먼저 모듈이 개발되면 모듈들이 플랫폼으로 통합하고 모듈, 플랫폼을 승인하는 task가 수행된다. 응용(application)의 경우도 플랫폼으로의 통합이 완료되면 응용 승인 task가 수행된다. 복수개의 응용들을 플랫폼으로 통합이 성공하면 IMA를 승인하는 task가 수행된다. 그 다음에는 IMA를 다른 항공체계 및 항공기와 통합하여 항공기에 통합하는 task를 수행한다. 마지막으로 IMA system을 다른 항공기에서 사용하기 위하여 변경하거나 재사용하는 경우 변경 또는 재사용 승인 task를 수행한다. 인증업무에서 요구되는 6단계의 task들 간의 관계, 먼저 시작해야 하는 task, 동시에 시작되어 하는 task, 그리고 각 task 간의 순서 등이 〈그림 14〉에 설명되어 있다. DO-297 규격서에는 6개의 각 task 별로 V-모델의 개발주기에서 생산되는 자료들을 명시하였으며, DO-297규격서 규격의 부록에 각 task별 상세 내역이 나열되어 있다.

4. IMA 인증

IMA 인증은 안전인증 담당인력이 여러 국제안전인증



규격을 복합적으로 처리해야하는 숙련된 기술을 요구하는 업무로서, 기존 제품개발인력이나 기존 QA조직의 물리인증인력이 처리할 수 없는 고난이도 업무이다.

IMA는 많은 장점이 있지만 높은 인증비용을 요구하는 제품이다 그 인증이 어려운 이유들 중 3 가지는 다음과 같다.

- (1) 인증규격들의 복합성 : IMA 인증은 RTCA, SAE 및 ARINC 세 기관의 여러 규격들을 개발주기에 안전관련 절차들을 상호 보완적으로 적용해서 인증문서를 작성하고 이를 관리주체인 인증기관에 제시한 뒤 승인을 받아야 인증을 획득할 수 있다.
- (2) 인증업무의 복합성 : 인증획득을 위한 인증문서는 항공 임베디드 시스템 기술 및 신뢰성기술을 동시에 적용해야 하기 때문에 이 두 가지 분야에 정통한 고급 인력이 기능안전업무를 담당할 수 있다.
- (3) 인증절차의 개방성 : 국제 기능안전인증규격은 관련 제품이 출시되려면 반드시 획득해야 하는 규격이다. 그런데 인증규격의 핵심 점검사안들이 많은 경우에 '무엇 무엇을 해야 한다' 라고 기술할

뿐, '이러한 방법으로 이렇게 해야 한다.'라고 구체적으로 기술하지 않는다. 이렇게 인증절차에서 요구되는 기술을 개방하는 이유는 인증절차에 적용되는 기술이 현재의 기술보다 더 개선된 기술이 사용될 수 있는 가능성을 열어두고 또한 현재 기술이 너무 복잡하여 특정기술로 한정하는 경우에 발생하는 문제를 회피하기 위함이다.

따라서 이러한 인증규격들의 복합성, 인증업무의 복합성, 인증절차의 개방성 이 3가지 이유 때문에 기능안전 인증업무는 숙련된 QA 기능안전담당 요원에 의해서 처리되어야 한다. <표 3>에는 DO 297 규격에서 요구하는 인증문서들의 목록이 나열되어 있다. DO-297 IMA 인증에서 요구하는 문서들을 표3에 요약하였다.

VI. 고찰

이제 항공전자는 항공기 가격의 대부분을 차지하는 핵심부품이 되었다. 본고에서는 최근의 F-22, F-35 군용기 및 A380, Boeing 787 대형기 및 여러 중소형기의 항공전자체계에서 많이 사용되는 통합모듈형항공전자(IMA)체계의 개요, 사례 및 인증을 간략하게 살펴해보았다.

IMA를 개발하려면 우리나라 주력산업에서 사용하던 임베디드 시스템 개발기술 이외에도 기능안전(functional safety) 인증기술을 활용해야 한다. 이 기능안전 인증기술은 인증규격들의 복합성, 인증업무의 어려움, 인증절차의 개방성의 3가지 이유 때문에 고난이도의 업무로 분류할 수 있으며, 이 기능안전 인증업무를 수행하려면 다수의 숙련된 QA 기능안전 담당요원의 투입이 필수적이다.

최근 아마존, 구글 등의 시도에서 볼 수 있듯이 상용 무인기 시장이 급성장할 것으로 많은 전문가들이 예측하고 있다. 항공전자시장은 장주기 고수익 사업으로서 유인기 시장은 이미 오래전부터 선진국이 독점해서 기술개발의 사업화가 어려운 분야이다. 그러나 무인기 항공전자시장은 항공사고를 우려하는 FAA가 공중 및 지

<표 3> 인증에 요구되는 Life Cycle Data 목록^[13]

1	Module Acceptance Plan (MAP)
2	Module Configuration Index (MCI)
3	Module Acceptance Accomplishment Summary (MAAS)
4	Module Acceptance Data Sheet
5	Plan(s) for Hardware Aspects of Certification (PHAC)
6	Plan(s) for Software Aspects of Certification (PSAC)
7	SW Configuration Indices (SCIs)
8	HW Configuration Indices (HCIs)
9	SW Accomplishment Summary (SAS)
10	HW Accomplishment Summary (HAS)
11	Safety Assessment Analysis/Report
12	Hosted Application Acceptance Data Sheet
13	IMA Certification Plan (system&aircraft-level)
14	IMA Verification and Validation Plan (system&aircraft-level)
15	IMA Configuration Index (system&aircraft-level)
16	IMA Accomplishment Summary (system&aircraft-level)
17	Environmental Qualification Test (EQT) Plan
18	Environmental Qualification Test (EQT) Reports

상충돌 규격을 2015년 이후에 공표할 예정이므로 2020년 초반까지 시간적 여유가 있다. 우리나라는 전자/통신/반도체 기술을 보유하고 있기 때문에 이들을 전략적으로 활용하여 무인기용 임베디드 시스템 및 SoC 제품을 적시에 연구개발 및 제품화하면 높은 수익이 예상되는 세계 무인기 시장에 진입할 가능성이 있으므로 많은 관심이 요구된다.

참 고 문 헌

- [1] Butz, Henning. "Open Integrated Modular Avionic (IMA): State of the Art and future Development Road Map at Airbus Deutschland." Signal 10 (2008): 1000.
- [2] Military Agency for Standardization (MAS), "STANAG4626 Modular and Open Avionics Architectures," NATO, 2004
- [3] Ananda, CM (2007) Civil Aircraft Advanced Avionics Architecutres – An Insight Into Saras Avionics, Present and Future Perspective13. In: Symposium on Aircraft Design, 14th June 2007, Bangalore, India.
- [4] ARINC Report 651-1 Design Guidance for Integrated Modular Avionics, 1997
- [5] 박한준, 통합 모듈형 항공전자 컴퓨터 아키텍처의 설계방안 연구, 아주대학교 (2013)
- [6] 어준, IEEE 1588 기반의 고정밀 AFDX트래픽 모니터링 시스템의 구현 및 성능분석, 항공대학교 (2012)
- [7] 김승, 이중 트래픽 조절기능이 있는 항공데이터버스용 전이중 인터넷 교환시스템의 성능 분석, 항공대학교 (2009)
- [8] Diniz, N., and J. Rufino. "ARINC 653 In Space Dasia 2005, EUROSPACE, Edinburgh, Scotland." (2005)
- [9] <http://web.nkbvs.ru/>
- [10] <http://www.atraircraft.com/>
- [11] <http://www.diehl.com/>
- [12] <http://www.stockflightsystems.com>
- [13] The Avionics Handbook, Ch. 32 Lockheed F-22 Raptor, Edited by CARY R. SPITZER, CRC Press, 2001
- [14] RTCA DO-297, Integrated Modular Avionics

Development Guidance and Certification Considerations 2005



나 종 화

- 1985년 서강대학교 전자공학과 학사
- 1988년 Wayne State University 컴퓨터공학과 석사
- 1995년 University of Arizona 컴퓨터공학과 박사
- 1998년~2005년 한세대학교 컴퓨터공학과
- 2005년~현재 한국항공대학교 항공전자전공 교수

〈관심분야〉

안전필수 임베디드시스템/SoC 설계, 신뢰성 평가, 안전인증



양 상 우

- 1982년 2월 한국항공대학교 항공전자공학 학사
- 1982년 2월~1986년 5월 대한항공 항공전자 연구원
- 1986년 5월~1999년9월 삼성항공 항공전자 책임연구원
- 1999년 10월~2006년12월 한국항공 T-50 항공전자 개발총괄
- 2007년 3월~2012년 3월 한국항공 임베디드시스템 개발총괄책임자
- 2012년 10월~현재 한국항공 IMA 개발 총괄 책임자
- 2011년 9월~현재 경상대학교 정보과학과 겸임교수
- 2012년 8월~현재 한국항공우주산업진흥협회 전문위원

〈관심분야〉

항공기 임베디드시스템(IMA 중심), 항공전자 HW/SW 안전인증



이 규 택

- 1989년 2월 서울대학교 공학사 (제어계측공학)
- 1991년 2월 서울대학교 공학석사 (제어계측공학)
- 1995년 8월 서울대학교 공학박사 (제어계측공학)
- 1991년 3월~1999년 4월 대우전자 책임연구원
- 1999년 10월~2005년 5월 (주)디지털엔지니어링 대표
- 2001년 10월 Stanford University GSB eMBA
- 2005년 6월~2007년 12월 (주)디지털웨이 부사장
- 2007년 12월~2013년 6월 (주)인터브로 대표
- 2013년 7월~현재 임베디드SW PD

〈관심분야〉

주력산업 (자동차 항공 조선 전자 의료 로봇 등)
임베디드SW