

무인기 항공전자 체계의 아키텍처 개발 동향연구

김성우^{*,1)} · 심재익¹⁾ · 이왕국¹⁾ · 이우진¹⁾ · 원대연¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제7기술연구본부

A Study on the Trend of an Avionics System Architecture Development for UAV

Sung Woo Kim^{*,1)} · Jae Ick Sim¹⁾ · Wang Gug Lee¹⁾ · Woo Jin Lee¹⁾ · Dae Yeon Won¹⁾

¹⁾ The 7th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 10 September 2013 / Revised 5 June 2014 / Accepted 13 June 2014)

ABSTRACT

The major elements of avionics system architecture are requirements, Real Time Operating System, message communication, memory, and data format etc. Herein describes a state-of-the-art development trend for the avionics system architecture, system requirements and data bus among the major elements of avionics system. While, domestic technology has been tried to Integrated Modular Avionics(IMA) system based on the Avionics Full Duplex Switched Ethernet(AFDX) technology during Light Attack Helicopter(LAH) project in Korea, but not yet proved as the product case in Full Scale Development Phase. The avionics system architecture considering the domestic inexperience of the IMA system architecture are suggested for the Next-generation Corps Unmanned Aircraft System.

Key Words : Unified Avionics Network(통합 항공전자 네트워크), Vehicle Management Computer(비행체 관리 컴퓨터), Integrated Modular Avionics(통합 모듈러 항공전자), Autonomy Flight(자율 비행)

1. 서론

항공전자는 항공기에 장착하는 구성품이나 세부계통들 중에 전자기술에 의해 동작하는 것들을 통칭하는 용어로 사용된다. 일반적으로 항공전자 장비란 통신장비, 항법장비, 피아식별장비, 레이더, 전자전장비,

사격통제장비, 조종석 통제 및 지시기, 디지털 비행조종 장치 등을 의미한다. 항공전자 체계 통합은 항공전자 개별적인 장비의 성능 및 기능의 구현보다는 임무수행을 위한 보다 상위 개념의 계통별 성능 구현이 중요함에 따라 각각의 임무 기능을 여러 장비의 종합된 성능으로 나타내게 하는 일련의 구성품 체계통합 행위이다. 항공전자 체계는 실시간 처리가 요구되며 하드웨어 기술과 소프트웨어 기술이 병행하는 고도의 복합 체계로 항공기에서 항공전자 장비의 의존도가

* Corresponding author, E-mail: sabal7086@naver.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

갈수록 증가하고 있다. 시스템결함의 영향성에 따라 다음과 같이 안전필수, 임무필수, 사업필수 시스템으로 분류한다^[1].

- 안전필수 시스템 : 시스템에서 발생한 결함이 인명 손실, 물리적 손실 및 환경적 피해를 유발하는 계통으로서 화학공장의 제어시스템, 원자력발전의 제어시스템, 항공기 비행조종시스템, 고속전철의 제어시스템 등이다.
- 임무필수 시스템 : 시스템의 결함이 임의의 목적 달성을 완수하지 못하는 영향을 가지는 시스템으로서 항공기 및 우주왕복선의 항법시스템, 항공전자 시스템 등이다.
- 사업필수 시스템 : 비행체필수 시스템이라고도 하며 고장비용이 막대한 경제적 손실을 가져오는 시스템으로서 무인기, 통합 디지털 엔진제어 등이다.

항공전자 체계 통합의 기본적인 행위는 항공전자 체계 아키텍처의 통합개념 설계이다. 유·무인기의 항공전자 체계 아키텍처를 설계할 때 안전, 임무, 사업필수 시스템에 따른 신뢰도 요구를 고려해야 한다. 역사적으로 살펴보면 1950년대는 항공전자 분배형 아날로그 아키텍처, 1980년대는 항공전자 연방형 아키텍처, 1990년대는 통합형 항공전자 네트워크를 이용한 통합 모듈러 항공전자 아키텍처로 발전하였다. 민수용 항공기 아키텍처도 이와 유사하게 1970년대의 Arinc 429를 이용한 항공전자 분배형 디지털 아키텍처, Arinc 629를 이용한 연방형 아키텍처, 그리고 항공전자 데이터 버스용 전 이중 이더넷 스위치(Avionics Full Duplex Switched Ethernet)를 이용한 통합모듈러 항공전자 아키텍처로 발전하여 왔다. 항공전자 체계 아키텍처를 구성하는 요소들은 요구도, 하드웨어, 실시간운영체제(Real Time Operating System), 메시지 통신, 메모리, 데이터 포맷 등이 있다. 본 논문은 체계 아키텍처 구성 요소들 중 체계 요구사항, 데이터버스, 그리고 항공전자 체계 아키텍처의 최신 개발 동향을 살펴보았다. 국내에서는 소형무장헬기 개발 사업을 수행하면서 항공전자 데이터버스용 전 이중 이더넷 스위치를 이용한 통합 모듈러 항공전자 시스템 개발을 시도하였으나 아직 체계개발 입증 사례가 없다. 차군 무인정찰기의 항공전자 체계 아키텍처는 기술적인 구성요소들과 함께 사업적인 위험요소를 함께 고려하여 무인기 고유의 체계 요구 기능에 적합한 아키텍처를 개발하였다.

2. 유인기 항공전자 체계

2.1 유인기 항공전자 체계 아키텍처

전투기 항공전자 장비는 레이더가 획득한 목표정보(목표의 방위, 고도, 거리, 움직이는 방향 등)와 관성항법 장비가 측정한 자세 및 자 항공기 자세, 항로, 대지 속도 등의 항법 제원, 그리고 대기자료 컴퓨터가 감지한 대기 밀도, 온도, 기압고도 등의 탄도계산에 필요한 제원이 중앙 디지털 컴퓨터에 입력되어 목표물의 미래위치와 무장 발사에 필요한 계산을 수행한 후에 레이더 스크프와 헤드업디스플레이(Head Up Display)를 통해 조종사에게 시현 시켜 준다. 조종사는 목표의 거리와 상황에 따라 무장 제어 패널이나 조종간, 스로틀(throttle) 스위치로 사용할 무장을 선택하여 레이더 스크프 및 헤드업디스플레이상에 목표가 사정권 안에 들어온 것이 표시되면 발사 버튼을 누른다. 공중전뿐 아니라 지상 공격, 대함 공격에서도 마찬가지로 목표에 대한 공격이 상대의 반격이 미치지 못하는 먼 거리에서 공격하는 것이 이상적이므로 전투기의 항공전자시스템은 이를 목표로 하여 발전되었다. 군용 항공전자시스템은 세부임무를 수행하는 기능 단위별 서브시스템으로 구성된다(Fig. 1)^[2]. 항공전자시스템은 시현시스템, 통신 및 식별시스템, 임무시스템, 비행제어시스템, 항법시스템, 레이더, 생존시스템, 무장제어시스템 등 주요 모듈들과 기타 장비들로 구성된다. 1960년대 항공전자 분배형 아날로그 아키텍처로부터 출발하여 디지털 연산 기술을 적용한 항공전자 분배형 디지털 아키텍처가 1970년대에 등장하였다. 양 방향 자료 버스 MIL-STD-1553B의 개발로 인해 1980년대 연방형 아키텍처가 출현할 수 있게 되었다.

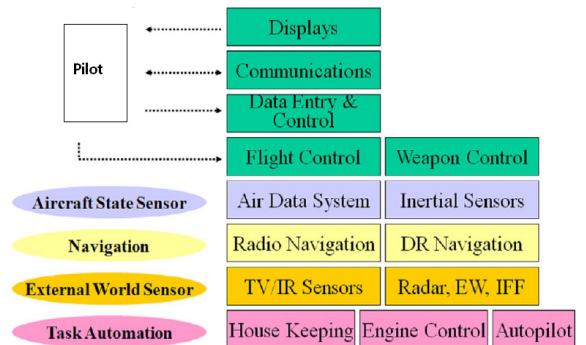


Fig. 1. Avionics system compositions

1990년대 초 냉전의 종결로 인하여 세계의 군수 산업과 미국의 국방 획득 정책에는 큰 변화가 일어났다. 국방비의 삭감으로 인하여 군수 분야 시장이 자생력을 상실하여 민간겸용 기술이 요구되었다. 이 같은 국방 항공 산업계의 상용화 압력이 국방 항공전자 체계에도 영향을 미쳐 통합 모듈러 아키텍처 개념이 시작되었다. 통합 모듈러 아키텍처는 주요 항공기 체계 및 통합 연산 자원들 간에 자료 버스 연결 제공에 개방 표준들과 견고한 상용 기술을 이용한다. 1980년대 초에 디지털 항공전자의 모듈화, 개방, 고장허용, 유연한 아키텍처를 목표로 하여 미 공군의 페이브 필라 규격이 만들어 졌다. 이 프로그램은 특별히 레이더, 통신/항법/피어식별, 전자전, 적외선 탐색 및 추적 센서, 전자광학 센서, 대 잠수함 전에서의 신호처리 적용을 목표로 하였다. 합동 통합 항공전자 실무그룹(Joint Integrated Avionics Working Group)의 개선 항공전자 아키텍처(Advanced Avionics Architecture)는 페이브 필라 아키텍처를 구현한 것이다. 합동 통합 항공전자 실무그룹의 아키텍처가 통합 모듈러 항공전자(Integrated Modular Avionics)를 구현한 것이다. 통합 모듈러 항공전자 접근방법의 기본적인 이점은 항전체계를 항공기 레벨 체계에서 사용하는 표준 빌딩 블록으로 간주하는 것이다³⁾. 공동 프로세서 모듈들, 공동 메모리 모듈들, 공동 입출력 모듈들이 광범위한 체계 아키텍처를 빠르게 구상하고 구축하는 수단으로 제공된다. 이 접근 방법은 개발 단계 동안의 위험 감소와 지원성의 이점을 갖는다. F-22 랩터 전투기 등에 JIAWG 아키텍처를 적용하였다. 2005년 이후에 적용할 군용 항공기의 통합 항공전자 아키텍처는 항공전자 체계 비용의 급격한 증가로 항공전자 아키텍처 중 큰 비용 비중을 차지하는 아날로그/센서 영역에서 최대한의 디지털 통합 개념 적용을 압박받았다. 기존의 페이브 필라 아키텍처도 통합 항공전자체계이긴 하지만 모든 신호 및 자료 처리 수행을 항공기의 편리한 곳에 위치시킨 랙에 모듈러 부대정비 교환품목(LRU)의 작은 패밀리를 한 곳에 모아놓고 사용하는 특징이 있었다. 또한, 페이브 필라 아키텍처는 전자전 및 통신과 같은 센서 기능들은 유사한 그룹 내에서 통합하였다. 페이브 페이스 아키텍처는 5 가지 주요 부분 항공전자들로 구성한다. 페이브 페이스 아키텍처는 기본적으로 페이브 필라 아키텍처와 동일한 통합 개념이지만 특히 RF 기능에 대한 통합 개념 활용이 강화된 특징이 있다. 1993년 말에 미 해군의 A-6 공격기를 교체하기 위한 A-12 항

공기와 공군의 F-16을 교체하기 위한 다중 역할 전투기 프로그램의 개발이 취소되어 이들 프로그램들을 대체하기 위해 JAST(Joint Advanced Strike Technology) 프로그램이 시작되었다. 1995년에 JAST 프로그램에 해병대와 영국 해군 사용을 고려하여 개선된 수직 이착륙 능력을 추가하여 개발토록 변경되었으며, 차세대 전투기/공격기의 합동 개발에 초점을 두어 1995년 후반에 JAST 프로그램 명칭이 JSF(Joint Strike Fighter) 프로그램으로 변경되었다. JSF(F-35) 항공전자 아키텍처는 통합 RF 센싱, 통합 EO/IR 센싱, 무장 스테이션, 코어프로세싱 및 무장관리, 비행체관리시스템, 시현의 주요부분으로 구성되며 주요 서브시스템들은 고 대역폭 광섬유 버스인 파이버 채널로 연결된다(Fig. 2)⁴⁾. On-board 센서들과 코어 프로세서, 그리고 시현장비 및 입력 장비들을 통하여 조종사와 인터페이스 하여 조종사가 on-board 상에서 판단하고 처리하기 위한 센서 및 코어프로세싱, 시현과 비행제어시스템이 있다. 통합모듈러 항공전자 아키텍처에서 비행제어시스템은 비행체관리시스템으로 발전하였다.

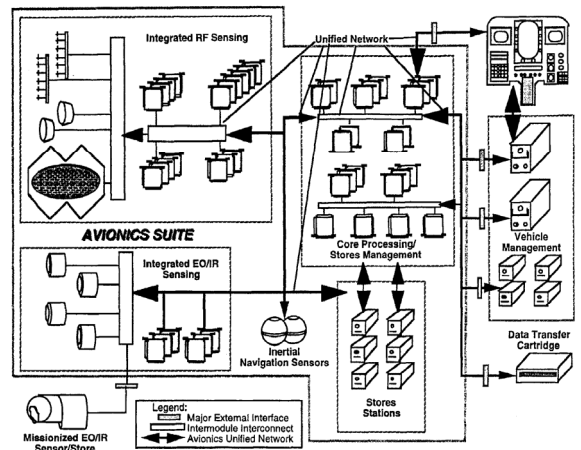


Fig. 2. F-35 avionics architecture

JSF로 개발된 F-35 항공기의 경우 임무시스템을 제외한 항공기 전체 부 시스템을 비행체관리시스템이 제어한다. 비행체관리시스템(Vehicle Management System)의 개념은 디지털 전자식비행제어시스템에서 획득된 경험을 바탕으로 발전되어 왔으며, 주요 목적은 비행체를 제어하는데 필요한 모든 서브시스템(비행제어, 대기자료, 엔진 등)과 유틸리티 서브시스템(연료, 유압 등)을 기능적으로 통합하는 데 있다. 통합모듈러 항공

전자 아키텍처는 크게 조종사가 on-board에서 판단하고 처리하기 위한 센서, 코어 프로세서, 시현장비 등의 임무시스템을 관리하는 항공전자 모듈과 비행체관리시스템 모듈로 구성된다. F-35 항공전자 구성품 중 센서들이 주요 비용 비중을 차지하며 자료 및 신호처리가 상대적으로 적은 영향을 끼친다.

2.2 유인기 항공전자 체계요구

유인항공기 비행안전 필수 정보는 비행 기본정보와 상황판단 정보로 구성된다. 비행기본정보는 속도, 자세, 고도, 슬립/스키드, 방위, 상승계, 엔진(토크), 그리고 상황판단 정보는 비행조종, 엔진, 연료, 경보 등의 계기관련 정보이다. 유인항공기 임무필수 기능은 보통 임무컴퓨터와 항공전자 버스에 의해 임무필수 기능장비들을 통합 관리한다. 안전 필수 기능의 실시간 연산은 초기 우주 시대의 우주선 컴퓨터 설계에서 중요한 문제였다. 1960년 초 아폴로 우주 탐사선의 유도, 항법, 제어컴퓨터는 simplex 구조로 엄격한 품질관리를 통하여 신뢰도를 충족시키는 고장회피기법을 안전 필수 기능에 실시간 컴퓨터가 사용되었다. 고장회피기법은 고장발생 원인을 사전에 방지시키는 고 신뢰도를 요하는 방법이다. 1970년대 초에 시스템에 고장이 발생하여도 이중-이중, 또는 3중화 구조를 이용해 시스템 기능을 유지하는 고장허용 구조 안전 필수 방법이 비용 효과적인 방법임을 인식하여 기존의 고장회피 방법을 대체하게 되었다. 고장허용 시스템의 기본적인 방법은 여분의 하드웨어를 중복으로 구성하여 하나의 시스템이 고장을 일으켜도 여분의 하드웨어 채널을 이용하여 기능을 지속적으로 수행한다. 고장허용 시스템이란 시스템을 구성하는 단위 모듈의 고장으로 인해 전체 시스템이 비정상적으로 동작하는 일이 발생하지 않아야 함을 의미한다. 1976년에 이르러 simplex 아폴로 컴퓨터는 각 채널에 IBM AP101 컴퓨터를 이용한 3중화 고장허용 구조로 교체되었다. 고장허용 시스템을 위한 소프트웨어는 자기진단 및 상호 채널 데이터링크(Cross Channel Data Link) 등이 있다. 자기진단시험은 시스템의 임무 수행 및 안전 신뢰성을 보장하기 위하여 비행 전 또는 비행 중 장비의 고장상태를 검출하는 기능이다. 상호채널 데이터링크는 입출력신호의 정상여부와 각 채널의 상태를 서로 모니터링 하는 기능이다. 일반적으로 고장허용 컴퓨터의 신뢰성은 최대 허용 고장 확률로 표시한다. 실시간 고장허용 컴퓨터의 신뢰성은 여객기는 10^{-9} 이하, 6,000

lbs 이하 일반 항공기는 10^{-6} 이하, 군용기는 10^{-7} 미만, 무인기 등의 비행체 필수 기능 컴퓨터는 $10^{-6} \sim 10^{-7}$ 비행시간 당 고장률을 요구한다. 안전 필수 컴퓨터가 아닌 임무 필수 컴퓨터는 $10^{-4} \sim 10^{-6}$ 신뢰성을 요구한다. 체계 레벨 위험에 소프트웨어가 미치는 영향을 분석하는 방법 중 가장 많이 알려진 방법은 MIL-STD-882와 DO-178B이다. 체계안전성 프로그램인 MIL-STD-882는 각 단계별 계획을 수립하고 최종적으로 초도비행검토 회의에서 안전성 검증 확인을 요구하고 있다. MIL-STD-882는 위험 심각성 범주를 치명적 손실, 중대한 손실, 경미한 손실, 무시가능한 손실로 분류하고 발생 수준을 지속 발생, 자주 발생, 가끔 발생, 거의 발생하지 않음, 발생 가능성 없음으로 정의한다. 지속 발생은 10^{-1} 이상, 자주 발생은 $10^{-1} \sim 10^{-2}$, 가끔 발생은 $10^{-2} \sim 10^{-3}$, 거의 발생하지 않음은 $10^{-3} \sim 10^{-6}$, 거의 발생하지 않음은 10^{-6} 이하의 발생 빈도를 요구한다. DO-178B(항공기 시스템과 장비 인증에 관한 소프트웨어 고려사항)는 항공규격생성단체에서 1992년 12월에 공포한 소프트웨어 개발표준이다. 이 표준은 항공규격생성단체와 민수 항공 장비 유럽 기구에서 개발되었고 이를 미연방 항공국이 항공기 소프트웨어 인증을 위한 용도로 사용할 것을 인정하여 현재 상용 항공기 소프트웨어를 위한 일반적인 표준 인증이다. DO-178B의 주목적은 객관적인 신뢰성으로 목표(objective)를 충족시키는 것으로서 레벨에 대한 테일러링이 불가하다. DO-178B의 5가지 소프트웨어 레벨은 Table 1^[5]과 같다.

Table 1. DO-178B software level

레벨	고장영향성	총족 목표의 수	안전/신뢰성
A	Catastrophic	66	10^{-9}
B	Hazardous	65	10^{-7}
C	Major	58	10^{-5}
D	Minor	28	10^{-3}
E	No effect	0	해당 없음

2.3 유인기 항공전자 데이터버스

직렬 디지털 자료 버스의 개발로 인해 주요 항공전자 구성품 간의 자료 전송 및 연결이 용이하게 되었다. MIL-STD-1553B의 개발로 인해 연방형 아키텍처가 시작된 것처럼 통합 항공전자 네트워크(Unified Avionics

Network)로 인해 통합 모듈러 항공전자 아키텍처 활용이 가능해 졌다. 항공전자 아키텍처의 주 인터페이스 관심은 기능적 영역들 내 및 영역들 간의 연결로서 사실상 항공전자의 근거리통신망(Local Area Network)을 형성한다. FLIR 영상 및 레이더 정보 전송 데이터는 빠른 전송속도와 넓은 대역폭 확보를 요구하고 있다. 디지털 자료 버스는 항공기 항공전자 체계의 디지털 전자장비 사용을 가능케 하는 요소 중의 하나로 On-board 운용 항공전자 플랫폼에 활용된 자료 버스 전송률은 현재는 1 Gbit/s에 도달한 파이버 채널(fiber channel) 버스로 발전하였다. 센서 전송자료에 비해 코어 프로세싱과 비행관리시스템 간의 데이터 전송은 아주 느린 속도로 이루어진다. F-22와 F-35는 코어 프로세싱 내, 조종석의 비디오 경로, 비행관리시스템과 연결을 위한 고속자료버스와 센서들을 위한 분리된 센서 자료 버스를 이용한다. 항공전자의 근거리통신망과 같은 역할을 하는 통합 항공전자 네트워크(UAN)를 F-22 및 F-35의 고속자료버스로 이용하고 있다⁶⁾. 통합 항공전자 네트워크의 선택 조건은 각종 서브시스템들을 고속 연결이 가능하고, 짧은 시간의 지연으로 실시간 처리가 가능해야 한다. 또한, 단일 지점 고장이 전체 시스템에 영향을 주지 않아야 하는 고장허용 기능과 무결성 점검과 결함 감지, 결함의 격리를 위한 해결책이 있어야 한다. 자료 송수신의 지연시간 예측 및 메시지의 송수신 확인 기능을 가져야 하므로 자료 전송을 보장하는 결정론적(Deterministic) 방법을 요구한다. JSF 프로그램에서 통합 항공전자 네트워크를 위한 여러 가지 초고속 버스 프로토콜들을 평가한 결과 SCI/RT(Scaleable Coherent Interface/Real Time)와 파이버 채널-항공전자 환경(FC-AE : Fibre Channel-Avionics Environment)이 가장 우수한 평가를 받았다. 파이버 채널 StarFabric 토폴로지가 JSF F-35에 활용되었다. IEEE 1394는 1986년에 애플사가 발표한 고속 직렬 버스 표준으로 빠른 속도로 인해 불전선(firewire)이라는 명칭이 붙었다. AS5643/IEEE 1394는 상용 IEEE 1394에 국방 및 항공우주 분야에 요구되는 결정론적(Deterministic) 타이밍, 중복 관리 기능, 강건함을 추가하였다. 시분할 다중접속 형태 패킷 전송 방식으로 제어 컴퓨터에서 프레임 패킷 시작을 전송한다. 각 노드는 결정론적인 반응으로 프레임 패킷 시작으로부터 편차를 할당받는다. AS5643/IEEE 1394는 3중화 중복 기능 구조로 F-35의 비행체관리시스템에 이용되었다. 이더넷은 1980년대 마이크로컴퓨터의 고 성능 근거리통신망(LAN) 표

준으로 일대일 직렬 링크와 전화 모델을 교체하기 위해 개발되었다. 전송할 메시지가 있고 매체가 사용되고 있지 않으면 메시지를 전송한다. 메시지 충돌 발생 시 임의의 백-오프(back-off) 시간 이후에 패킷의 재전송이 시도되며, 재전송 시도 횟수의 증가에 따라 전송 지연도 증가한다. CSMA/CD(Carrier Sense Multiple Access with Collision Detection) 전송매체 접근방식을 사용하는 이더넷은 통신망에 연결되어 있는 프로세서들이 동시에 접근을 시도할 경우 데이터 패킷의 충돌이 발생하며, 일시적인 대용량 블록 정보 전송시 다른 정보의 전송 지연을 유발할 수 있다. 이 같이 속박되지 않은 메시지의 잠복 문제로 인해 이더넷을 실시간 중요 정보처리에 사용할 수 없다. 에어버스 A380 프로그램을 위해 개발된 AFDX는 전이중 이더넷 기술을 이용하여 100 Mbps 전송속도를 갖는다⁷⁾. Fig. 3⁸⁾의 민수용 통합모듈러 항공전자 아키텍처에 사용한 고속버스 AFDX는 데이터 전송을 하기위한 스위치와 엔드 시스템으로 구성되며 1024 노드 수를 갖는다.

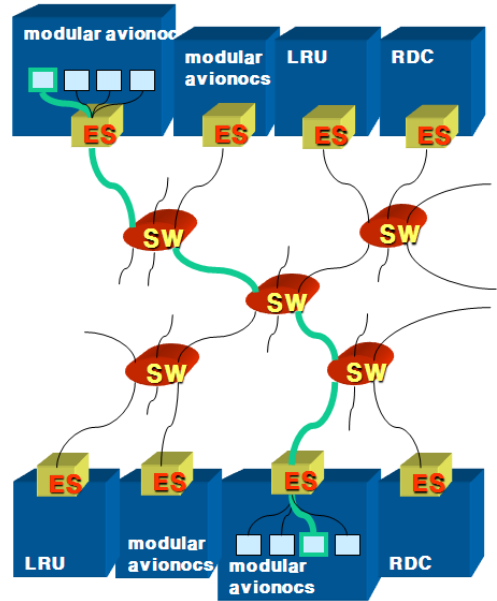


Fig. 3. AFDX basic network architecture

스위치는 수신된 프레임의 목적지 주소 영역에 수납된 가상링크(Virtual Link)를 통하여 여러 시스템을 연결한다. 접근제어리스트(Access Control List) 구조로 구현한 방화벽으로 강건한 분리로 안전을 강화한다. AFDX 네트워크는 기본적으로 중복 관리를 하여 각

엔드 시스템은 독립적 스위치 세트에 각 메시지를 2 번 보낼 수 있다. AFDX는 항공전자 서브시스템간의 데이터 교환을 위한 프로토콜 표준 IEEE 802.3 & Arinc 664 Part 7이다. IEEE 802.3(100 Base-TX) 이더넷 표준에 결정론적(Deterministic) 방법과 중복 관리 기능을 추가하여 여객기의 고속데이터버스에 이용하였다. Arinc 818은 2007년에 발표된 보잉, 에어버스, 록히드 마틴, 하니웰, 탈레스 등에 의해 개발된 항공전자 고속 디지털 비디오버스이다. 항공기에서 비디오 시스템은 이착륙 지원, 화물 선적, 항법, 표적 추적, 충돌회피 등에 이용되며 이미지 형태 정보양이 크게 증가하여 고속버스가 요구되었다. Arinc 818은 조종석 시현, 임무 프로세서, 비디오 집중기, 레이더, 카메라, IR 센서 등과 같은 고속, 저 잡재, 임무필수 시스템에 활용하는데, 발표 전에 이미 보잉 787, 에어버스 A400M에 사용되었다. Arinc 818은 파이버 채널 오디오 비디오 프로토콜로서 F-18 비디오 시스템 등에 널리 이용되었다. Arinc 818은 비디오, 오디오, 데이터 전송을 위한 일대일, 8B/10B 인코드 직렬 통신 프로토콜로서 단순한 비동기 전송으로부터 엄격한 픽셀 동기까지 4 개의 다른 비디오 클래스가 있다. Arinc 818의 최대속도는 3 Gbps, 프로비전 8.5 Gbps 속도로 파이버채널 프레임(패킷)과 순환중복검사 사용으로 높은 자료 무결성을 제공한다.

3. 무인기 항공전자 체계

3.1 무인기 항공전자 체계 아키텍처

무인항공기는 사전에 입력된 프로그램에 따라 비행을 하거나 내부조종사 혹은 외부조종사에 의해 비행한다. 또는 비행체 스스로 주위의 장애물, 항로를 인식하고 판단하여 자율 비행하는 비행체다. 무인항공기는 정찰 등의 임무에 필요한 장비들과 통신장비, 비행 제어 시스템, 항법장비 및 영상감지기 등이 장착된다. 무인항공기 항공전자 체계는 유인 항공기 항공전자 기능에 자율비행과 지상에서 무선통신장비로 통제하는 기능을 추가하는 형태다. 무인항공기 통신의 데이터 전송속도는 일반적으로 비행체 명령 및 제어는 비 압축 2~5 kbps, 영상 센서는 비 압축 50~250 Mbps 압축 8~50 Mbps, 통신 게이트웨이는 비 압축 40~200 Mbps 압축은 10~50 Mbps를 요구한다. 지상통제장비는 무인항공기의 임무계획 및 비행체를 통제하는 장

비로 계획된 경로를 비행하기 위한 비행조종 명령과 각종 임무탑재장비에 대한 제어 명령을 생성한다. 지상통신장비는 지상통제장비로부터 비행조종 명령과 임무탑재장비 제어명령 신호를 받아 무인항공기의 탑재통신장비로 송신하며 항공기상태 데이터와 획득한 정보신호를 수신한다. 지상통신장비는 수신한 정보를 영상 및 상태신호로 분리하여 지상통제장비로 전송한다. 무인항공기의 임무수행 능력 향상 및 지상 운용자에 대한 독립성 증대를 위해 탑재컴퓨터에 의한 상황인식과 추론, 의사결정 및 실행 가능한 수준으로 자율화 기술이 발전하고 있다. 무인항공기가 비행 중에 항로 및 임무를 재설정하거나, 지상 통제소와의 가시선 미 확보시 통신두절, 시스템 고장 등의 동적 상황변화에 자율적으로 대처하고, 다수 무인기를 동시에 운용하기 위해서는 고도의 자율화 수준이 요구된다. 무인기 자율화가 증가할수록 조종사의 업무부하가 감소하게 된다. Fig. 4^[9]는 무인항공기 비행체의 기본 기능적 아키텍처이다. 무인항공기 항공전자 아키텍처는 운용 요구에 따라 변화하지만 일반적 핵심 아키텍처는 항법, 유도, 그리고 제어이다. 무인항공기는 비행체의 임무를 위한 항로를 따라가도록 비행체의 상태변수를 제어하는 자동조종 장치가 필요하다. 자동조종 장치는 항법 알고리즘을 통해서 결정된 자동조종의 속도, 고도, 기수 기준 값을 추종하기 위한 제어기를 설계한다. Pitch, roll 자세 유지, 고도 유지, 방위각 유지, 속도 유지 제어가 있다.

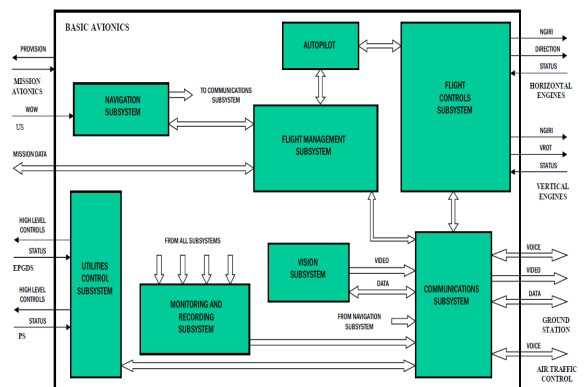


Fig. 4. Basic UAV avionics functional architecture

전자식 비행제어 시스템은 비행제어컴퓨터, 항법센서, 작동기와 작동기 드라이버, 장치간의 통신장치 등 항공기의 비행제어에 필요한 모든 전자장치다. 비행조

종컴퓨터는 전자식비행제어 시스템을 통제하는 주요 전자장비로서, 조종면, 추력조작기, 조향 및 제동력을 제어하는 기능을 수행한다. 비행조종컴퓨터는 비행조종버스를 통하여 비행센서로부터 위치, 고도, 속도, 가속도를 수신 받고, 이에 따른 비행조종을 수행하기 위하여 추력과 조종면을 제어하는 역할을 수행한다. 무인항공기는 조종사 대신 비행관리컴퓨터 또는 임무컴퓨터나 데이터링크를 통해 지상에서 수신 받은 다음 이동점까지 임무에 따라 비행하도록 비행제어를 수행한다. 비행제어 컴퓨터는 조종사 또는 제어기의 명령에 따라 원하는 출력을 생성하여 항공기를 조종한다. 무인항공기는 원하는 비행경로를 따라서 희망하는 목적지까지 자동으로 비행하는 자동조종을 위해 자신의 위치 및 자세를 알아내기 위한 항법기능과 목표지점으로 향하게 하거나 지정된 경로를 따라가게 하는 유도 기능, 그리고 유도 명령에 따라 비행체의 상태변수를 제어하는 제어 기능이 필수적이다. Fig. 5의 글로벌호크 무인항공기 항공전자 체계 아키텍처는 임무컴퓨터와 비행조종컴퓨터를 하나로 합쳐서 구성하였다^[10]. 파이어 스카우트 무인기와 헤르메스 무인기 항공전자 체계 아키텍처 등도 비행체관리시스템에 임무컴퓨터와 비행조종컴퓨터의 두 기능을 통합하였다.

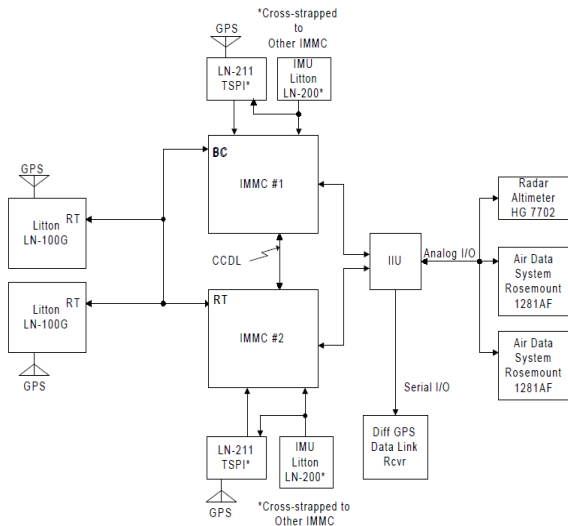


Fig. 5. Global hawk UAV avionics architecture

3.2 무인기 항공전자 체계요구

Fig. 6은 무인항공기 비행안전 필수 기능이다^[9]. 글로벌호크 무인기의 비행 필수 구성품은 관성측정센서,

대기자료 컴퓨터, 비행조종컴퓨터, 위성항법장비, 차분 위성항법장비, 작동기 등이다. Fig. 7은 무인항공기 임무 필수 기능이다^[9]. 비행안전 필수 기능과 비 비행안전 필수 기능은 기능적, 물리적으로 분리한다. 조종 손실률 클래스 A의 사고 발생률(Mishap Rate)은 100,000 비행시간동안 발생한 주요 비행체 손실 등에 의한 사고 발생수로 다음 식과 같이 표시된다.

$$\text{Mishap Rate} = (\# \text{Class A} / \# \text{비행시간}) \times 100,000 \text{ hrs}$$

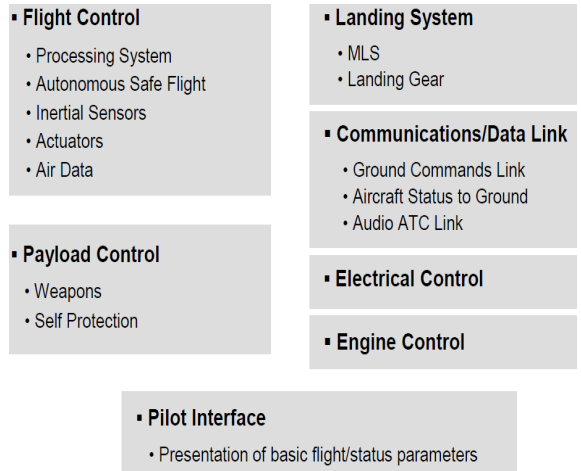


Fig. 6. UAV safety critical functions

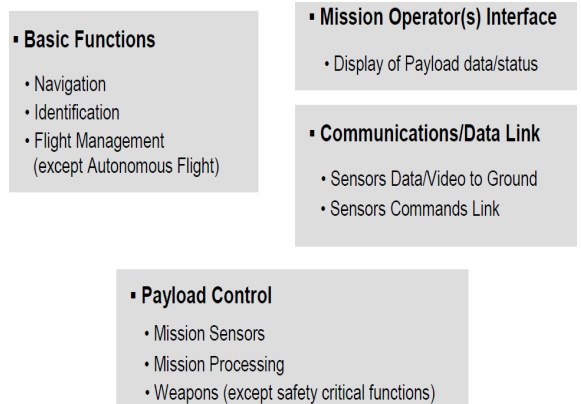


Fig. 7. UAV mission critical functions

Table 2는 유인기와 무인기의 100,000 비행시간 동안의 사고 발생률(Mishap rate)이다. Table 2에서 무인기(RQ-1, 2, 5)는 유인기에 비해 차수가 다른 높은 사고율을 나타낸다^[11].

Table 2. Manned/unmanned aerial vehicle mishap

A/C	Mishap Rate	A/C	Mishap Rate
일반 항공기	1.22	RQ-2 Pioneer	334
U-2	6.5	RQ-5 Hunter	55
F-16	3.35		
F-18	3.2	RQ-1 Predator	32
보잉747	0.13		

100,000 비행시간에 근거한 미국의 군용 무인기(RQ-1 프리데터, RQ-2 파이오니어, RQ-5 헌터) 시스템 고장 평균의 주요 계통별 비율은 Table 3^[11]과 같다. Table 3에서와 같이 전원/추진과 비행제어가 63%로 전체고장의 절반 이상의 고장을 일으키고 있다. 통신과 휴먼/지상은 28%로서 전체의 1/3을 차지하며, 통신은 항공기와 지상의 데이터 링크, 작동자의 조작 오류, 그리고 불안정한 지상 제어에 의한 고장으로 구성되며 기타는 공역관련 문제이다. 휴먼 오류에 의한 고장은 유인 항공기의 85%와 무인기 17%를 비교할 때 서로 반비례 관계로 나타난다. 이는 무인기가 자율화 기능을 적용함으로써 조종사의 부주의에 의한 실수를 차단하기 때문으로 해석되며, 반대로 유인 항공기의 휴먼 오류에 의한 고장이 높은 이유는 운전자 교육의 부족과 비행시 운영자의 육체적/정신적 건강상태에 따른 집중력의 약화에 기인한 것이다.

Table 3. Average of system failure for military UAV

전원/추진	비행제어	통신	휴먼/지상	기타
37%	26%	11%	17%	9%

무인기가 유인기 공역에 진입하기 위한 필수요건으로 100,000 비행시간 당 현재 20 Class A 이하에서 향후 2015년까지 15 Class A 이하를 목표로 한다. 전원/추진, 비행제어, 운전자 교육의 3개 영역이 무인기 고장의 80%로서, 전체 사고 발생률(mishap rate)을 크게 감소시키기 위해서는 이 영역에 대한 관심을 집중해야 한다. 비행체 관점에서는 전원/추진 및 비행제어 시스템의 신뢰도 향상이 매우 중요하다. 궁극적인 무인기의 안전 목표는 일반 항공기의 안전 값에 이르는 것이다. 미 국방성은 무인기의 시스템 신뢰도를 높이기 위

해 구성품과 시스템의 무결성 향상과 다중화 중복성 설계를 권고하였다. 시스템 신뢰성에 대한 비행조종 컴퓨터의 다중화는 Fig. 8과 같다^[11]. 글로벌 호크 무인기의 시스템 신뢰성은 1.19×10^{-4} 이며 2중화 통합 임무/비행조종 컴퓨터로 구성하였다.

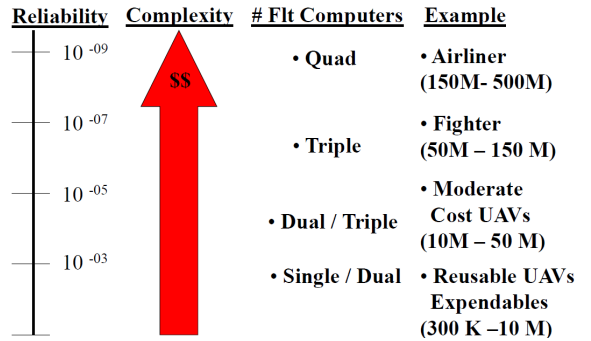


Fig. 8. System reliability - flight critical

Table 4의 나토 무인기 감항인증 요구 STANG 4671 안전 기준에서 빗금 칸은 허용할 수 없음을 나타내며 흰색 칸은 허용함을 나타낸다^[12]. Table 4의 무인기 시스템 레벨에서, 모든 치명적 고장 조건은 비행시간 당 10^{-5} 이하의 발생 빈도를 요구한다.

Table 4. UAV system level risk

		Catastrophic	Hazardous	Major	Minor	No safety effect
Frequent	$>10^{-3}/h$	■	■	■	■	■
Probable	$<10^{-3}/h$	■	■	■	■	■
Remote	$<10^{-4}/h$	■	■	■	■	■
Extremely Remote	$<10^{-5}/h$	■	■	■	■	■
Extremely Improbable	$<10^{-6}/h$	■	■	■	■	■

3.3 무인기 항공전자 데이터버스

무인기 항공전자 데이터버스는 유인기 데이터버스와 큰 차이가 없다. 하지만 비용 및 중량 등의 문제를 해결하기 위해 무인기는 이더넷, CAN(Controlled Area Network) 통신 등으로 발전하고 있는 추세이다. 타임 트리거(Time Trigger) 이더넷은 고장 허용 항공전자를 위해 하니웰과 TTTech사가 공동 개발한 실시간 이더넷 프로토콜이다. 타임트리거 이더넷은 시분할다중접

속 방법을 사용하여 메시지 시간 분할을 하여 안전한 시작, 안전한 동기, 안전한 타임트리거 메시지를 전송한다. 고장 허용 동기 시작과 오차 회복 알고리즘을 추가적으로 제공한다. 자체 검사 명령/구성품 모니터링 기능을 내장하여 비트 단위로 서로 비교하여 일치하지 않으면 그 명령은 버린다. Fig. 9는 오리온 우주선에 사용한 타임트리거 이더넷을 사용한 초기 항공전자 아키텍처다^[13].

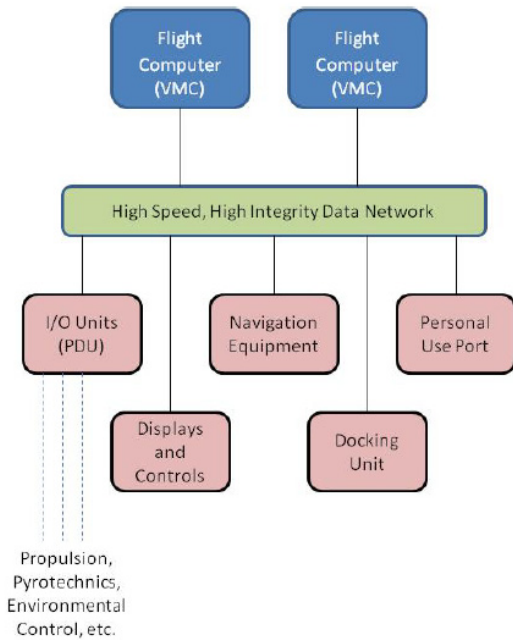


Fig. 9. Orion network unification

오리온 항공전자 체계는 통합모듈러 항공전자 아키텍처 기반으로 비행관리컴퓨터, 전원 및 자료 유닛, 타임트리거이더넷 네트워크로 구성한다. 초기 아키텍처는 전원 및 자료 유닛, 시현 및 제어, 항법장비들을 연결한 안전필수 제어 버스 타임트리거이더넷 버스와 비디오와 조종사 장비와 같은 일반 데이터버스용 타임트리거이더넷, 2개의 통합 항공전자 네트워크를 이용하였다. 데이터 네트워크는 결정론적으로 안전필수 센서에 사용하며 타임트리거, 속도 제한, 최선 노력 트래픽(Best Effort Traffic) 종류로 네트워크 자료의 우선순위를 정한다. 자료 비교를 통하여 안전필수 인터페이스와 네트워크 스위치의 고장 억제를 한다. 오리온은 초기 무인 우주선에서 후에 4명 탑승 유인 우주선으로 개조하였다. 초기 2개의 네트워크를 1개 타임

트리거이더넷 통합 항공전자 네트워크로 성능 개량을 하였다. 안전필수 제어 데이터는 타임트리거를 이용하며 비디오와 조종사 장비 데이터는 최선 노력 트래픽을 이용한다. 자동차 분야에서는 갈수록 더 많은 전자장치들이 차량에 탑재되어 차량 네트워크의 필요성이 증대되어 왔다. CAN 통신은 1986년 자동차 내의 서로 다른 3개의 전자장치들 간의 통신을 위한 통신장치 개발을 벤츠사의 요구에 의해 독일의 자동차 부품업체인 보쉬사에서 개발되었다. 실시간 데이터 통신, 케이블 크기의 감소, 표준 입출력 규격 제공 등의 CAN 통신 요구사항이 항공전자 데이터버스 개발 요구와 유사하다. 기존의 일대일(Point-to-Point) 통신방식으로는 이를 해결할 수 없어 다중통신 방식이 필요하게 되어 CAN이 탄생하게 되었다. CAN 통신은 통신 신호 충돌 대책이 있는 다중 마스터 구조다. 각각의 메시지는 자신의 고유 식별자가 있으며 표준 CAN(버전 2.0A)은 11 비트, 확장 CAN(버전 2.0B)은 29 비트 식별자를 갖는다. CAN 통신은 이벤트-트리거 프로토콜로서 최대 1 Mbps까지 속도를 갖는다. 모든 노드는 버스 아이들(Idle) 상태에서 데이터 전송이 가능하며 메시지 충돌의 중재는 식별자를 통하여 우선순위를 결정하는 CSMA/CR(Carrier Sense Multiple Access with Collision Resolution) 방식을 사용한다. 현재 표준 프로토콜로 여러 회사들이 경쟁적으로 CAN 칩을 제작하고 있으며 비용이 저렴한 이점이 있다. 따라서 우선순위가 낮은 메시지는 처리 되지 않을 수가 있으므로 덜 엄격한 타이밍 및 신뢰성이 요구되는 항공전자 시스템에 적합하다. 플라이바이와이어(fly-by-wire)로 운용하는 항공기처럼 드라이브바이와이어(drive-by-wire) 운용 자동차를 위해 TTP(Time Triggered Protocol)와 TTCAN(Time Triggered CAN)이 발표되었다. TTP는 시분할다중접속 방법을 이용하며 결정론적 방식을 적용하였고 신뢰성이 높으며 25 Mbps의 전송속도를 갖는다. TTP는 A380 객실 압력제어시스템 등에 이용되었다. TTCAN은 시간 트리거와 함께 이벤트 트리거를 사용하며 1 Mbps 속도를 갖는다.

3.4 차군 무인기 항공전자 체계 아키텍처

차군 무인정찰기는 200 임무 당 1회의 사고 발생률로서 1회 임무는 12 비행시간이다. 2,400 비행시간 당 1회의 사고 발생률에 기술적 고장에 의한 사고 25 %로 적용하여 차군 무인정찰기의 체계안전 목표는 비행시간 당 1.04×10^{-4} 로 산정하였다. 이는 9,600 비

행시간 당 1회의 사고 발생률(Mishap rate)을 의미한다. 각 계통에 할당된 안전 목표는 Table 5와 같다.

Table 5. UAV system safety target

세부계통	비율	할당안전목표(/FH)
추진계통	18.7%	1.9E-05
연료계통	6.0%	6.2E-06
전기계통	12.5%	1.3E-05
비행조종/항법계통	29.7%	3.1E-05
착륙계통	10.8%	1.0E-05
환경제어계통	0.9%	1.0E-06
제빙계통	0.9%	1.0E-06
데이터링크체계	10.0%	1.0E-05
지상통제체계	8.6%	8.9E-06
EO/IR	0.1%	101E-07
SAR	0.1%	1.0E-07

차군 무인정찰기의 항공전자 아키텍처 설계를 유인 항공기의 통합모듈러 항공전자 아키텍처와 유사한 개념으로 설계하는 것을 방법을 고려하였다. Fig. 10은 보잉 777, F-22, F-35 항공전자 아키텍처와 같은 개념의 통합 모듈러 항공전자 기반 무인항공기 항공전자 아키텍처이다¹⁴⁾. 이 방법의 장점은 유·무인기 항공전자 체계의 공용화다.

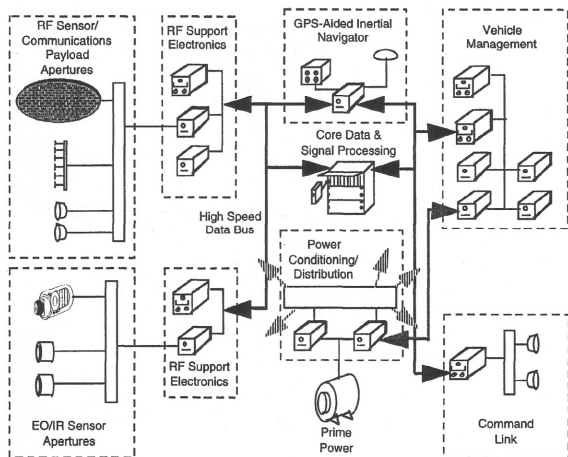


Fig. 10. Generalized UAV avionics architecture

이 접근방법은 과도기적인 통합 항공전자 네트워크가 정리가 되고, 유인항공기와 무인항공기에서 활용 대수가 많아지면 가격경쟁력을 갖는 이점이 있다. 상세연구 결과 이 접근방법은 현 단계에서는 기술적 및 사업적 위험이 크다는 결론을 얻었다. 상세연구 결과에 따라 무인기 고유의 체계 요구 기능에 충실한 Fig. 11과 같은 개략 항공전자 체계 아키텍처 개발을 결정하였다. 개략 항공전자 체계 아키텍처는 비행안전 필수 정보 버스와 임무필수 정보 버스를 분리하여 설계하였다. 임무장비의 대용량 영상 데이터는 이더넷 스위치를 이용하여 데이터링크로 전송되는 별개 경로를 사용한다. 항공전자계통 장비는 비행안전 필수 정보와 분리하여 통합관리컴퓨터에서 관리한다. EO/IR과 영상레이더의 획득정보는 비행안전 필수 정보와 분리하여, 기가비트이더넷 스위치를 이용하여 대용량의 임무영상 데이터를 데이터링크로 전송한다.

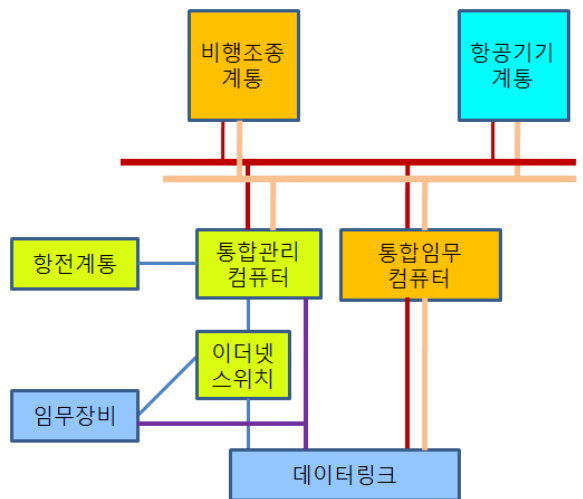


Fig. 11. UAV simplified avionics architecture

데이터링크는 하향 링크로 전송할 데이터를 다중화하여 전송하며, 상향 링크로 수신된 데이터는 역 다중화 하여 통합임무컴퓨터, 통합관리컴퓨터, 임무장비로 전송한다. Fig. 12는 차군 무인정찰기의 개략 아키텍처 개념으로부터 구체화시킨 상세 항공전자 체계 아키텍처이다. 비행조종계통은 비행조종컴퓨터, 1553B 통신 버스, 비행센서 시스템, 복합항법장치, 그리고 항공기 계통의 비행안전 필수 정보 처리를 위해 이중화하여 체계안전 목표를 충족하였다.

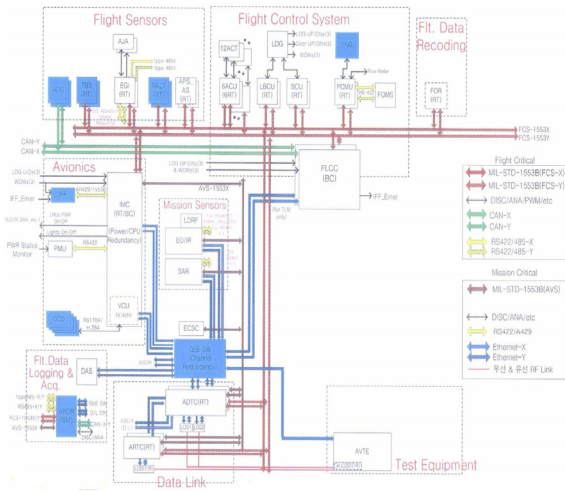


Fig. 12. UAV avionics architecture

이 설계 방법은 비행안전 필수 정보와 항공전자 버스를 분리시켜 임무관리 장비가 변경되면 이에 따른 감항 인증 업무 수행량을 최소화하여 수행하는 이점이 있다.

4. 결론

국방 항공전자 체계 아키텍처의 변화는 1990년대 초 국방비의 삭감으로 인한 군수 분야 시장의 자생력 상실로 인하여 촉발되었다. 국방 항공 산업계의 상용화 압력이 국방 항공전자 체계에도 영향을 미쳐 국방 항공전자 체계의 막대한 비용 감소를 위해 통합 모듈러 항공전자 아키텍처로 발전하였다. 항공전자 아키텍처는 항공전자 네트워크와 함께 발전되어 왔다. 연방형 아키텍처가 1553B 다중화버스의 개발로 인해 시작된 것처럼 통합 모듈러 항공전자 아키텍처도 통합 항공전자 네트워크로 인하여 고속자료버스 구현이 가능하다. 1980년대 1553B, Arinc 429, Arinc 629 네트워크를 이용한 연방형 항공전자 아키텍처로부터 현재는 AFDX 등의 통합 항공전자 네트워크를 이용한 통합모듈러 항공전자 아키텍처로 발전하고 있다. 자동차 산업의 CAN 통신과 근거리통신망의 이더넷 통신은 비용 경쟁력을 무기로 하여 통합 항공전자 네트워크에 활용이 빠르게 확산되고 있다. 항공전자 네트워크는 자료 전송을 보장하는 결정론적 방법을 요구하고 있으므로 이더넷에 이를 보완한 AFDX, 타임트리거이더넷, TTCAN,

TTP 등이 비행안전 필수 정보 분야에 사용되었다. 차군 무인정찰기 항공전자 체계 아키텍처에 유인항공기와 무인항공기의 공용화 개념으로 통합모듈러 항공전자 아키텍처를 검토하였다. 국내는 소형 무장헬기 등에서 AFDX와 Arinc 818을 이용한 통합 모듈러 항공전자 시스템 개발을 시도하였으나 아직 체계개발 입증 사례가 없다. 상쇄연구 결과 통합 모듈러 항공전자 시스템의 적용은 국내 개발 미경험과 구성품들의 활발한 선택이 어려운 단점이 있었다. 통합 항공전자 네트워크를 지원하는 항공전자 구성품들이 성숙기에 진입하기 전, 현 시점에서는 기술적 및 사업적 위험요소를 고려하여 무인기 고유의 체계 요구 기능에 적합한 항공전자 체계 아키텍처로 결정하였다. 이중화 통합 임무컴퓨터를 이용하여 비행안전 필수 정보와 항공전자 버스, 그리고 임무장비 버스를 분리한 차군 무인정찰기 항공전자 체계 아키텍처를 개발하였다. 항공전자 체계 아키텍처의 발전동기는 비용에서 시작되었으나, 머지않아 비용대비 효과적인 방법으로 오리온 우주선의 항공전자 아키텍처와 유사한 개념의 유·무인항공기 항공전자 아키텍처 설계가 예상된다.

References

- [1] Office of the Secretary of Defense, "Unmanned Aerial Vehicle Reliability Study," February 2003.
- [2] Lee Je Uk, Kim Young Il, Song Chan Ho, "Trend of Avionics Development and Analysis of Core Technology," Defence Development Technology Plus Vol. 67, September 2008.
- [3] RTCA DO-297, "Integrated Modular Avionics(IMA) Document Guidance and Certification".
- [4] Yum Chul Moom, Lee Jae Dong, Park Jae Seong, "A Study of Integrated Avionics Architecture Fir Military Aircraft," KSAS KSA06-1416, pp. 274-277, April 2006.
- [5] Alan C. Tribble, Steven P. Miller and David L. Lempia, "Software Safety Analysis of a Flight Guidance System," NASA/CR-2004-213004, 2004.
- [6] John M. Borky, Ralph N. Lachenmaier, James P. Messing, Attila Frink, "Architecture for Next Generation Military Avionics Systems," Aerospace Conference IEEE, Vol. 1, pp. 265-281, March 1998.

- [7] Richard L. Alena, Andre Goforth, "Communications for Integrated Modular Avionics," Aerospace Conference IEEE, pp. 1-18, March 2007.
- [8] Thales, "AFDX Tutorial Session One : AFDX Background," November 2012.
- [9] Workshop, "Unmanned Aerial Systems Reliability and Safety," Nautilus, 2011.
- [10] Greg Loegering, "The Global Hawk Navigation System An Odyssey in the Development of an Unmanned Aerial Vehicle," ION GPS '99, pp. 1107-1113, September 1999.
- [11] Issa Jacob, "A Study of a Reconnaissance Surveillance Vehicle," NPS041003, June 2012.
- [12] NATO Standardization Agency, "STANG 4671 - UAV System Airworthiness Requirements," September 2009.
- [13] Clint Baggerman "Avionics System Architecture for NASA Orion Vehicle," NASA Johnson Space Center TTA Group Open Forum, November 2010.
- [14] John M. Borky, "Payload Technologies and Applications for Uninhabited Air Vehicles(UAVs)," IEEE, July 1997.