

항공전자 부품의 인증동향

한상호*

Avionics Parts Certification Trend

Han, Sang-ho*

ABSTRACT

Avionics technologies have been developed with a development of an airplane since 1903. Historically, radio communication was started in 1910's, radio navigations in 1920's and autopilot was applied first in 1930's. Glass cockpit was initiate on MD-80 in 1979 first and now spreaded widely and similar with GPS navigation. Avionics in modern aircraft has a great deal of importance in view of flight safety and maintaining comfortableness. As avionics develops, so do the certification technologies. This paper introduces update avionics certification technologies developed recently.

초 록

1903년 항공기가 개발된 이래 항공전자(Avionics)는 항공기의 발달과 함께 발전해 왔다. 역사적으로 1910년대 무선통신을 시작으로 1920년대의 무선항법, 1930년대의 자동조종 도입 등 꾸준히 발달해 왔으며 GPS의 등장과 1979년 MD-80의 전자식 조종실 시현장치[1]의 등장으로 획기적인 전환을 이루게 된다. 현대 항공기에서 항공전자의 위치는 컴퓨터 이용 기술로 비행 안전성, 쾌적성 등의 측면에서 큰 비중을 차지하고 있다. 항공전자의 발달과 더불어 인증기술도 연동하여 개발이 되고 있다. 이 글에서는 최근 개발된 항공전자 인증기술을 소개한다.

Key Words : MOPS(Minimum Operational Performance Standard, 최소운용성능표준), CEH(Complex Electronic Hardware, 복합 전자하드웨어), Databus(데이터버스), RFID(Radio Frequency IDentification, 무선인식), ETDL(Equipment Transient Design Level, 장비내성 설계기준)

* 한상호, 한국항공우주연구원 항공우주안전인증센터 항공인증팀
shhan@kari.re.kr

1. 서론

1903년 항공기가 개발된 이래 항공전자(Avionics)는 항공기의 발달과 함께 발전해 왔다. 역사적으로 1910년대 무선통신을 시작으로 1920년대의 무선험법, 1930년대의 자동조종 도입²⁾ 등 꾸준히 발달²⁾해 왔으며 GPS의 등장과 1980년대의 전자식 조종실 시현장치의 등장³⁾으로 획기적인 전환을 이루게 된다. 현대 항공기에서 항공전자의 위치는 컴퓨터 이용기술로 비행안전성, 쾌적성 등의 측면에서 큰 비중을 차지하고 있다. 항공전자의 발달과 더불어 인증기술도 연동하여 개발이 되고 있다. 이 글에서는 최근 개발된 항공전자 인증기술을 소개한다.

2. 본론

2.1 항공전자부품의 인증 고려 사항

미 연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)은 원활한 항공전자 부품의 인증을 위하여 관련업체와 협력하여 2001년 4월 “항공전자부품 인증에 대한 FAA와 산업계의 지침서(The FAA and Industry Guide to Avionics Approvals)”를 마련하였다[3]. 이 지침서는 이후 2004년 9월 “The FAA and Industry Guide to Product Certification”으로 개정 보완되어 오늘에 이르고 있다. 이 중 항공전자 부품 개발자가 개발제품을 인증 받으려고 할 때 고려하여야 할 사항을 네 가지의 범주로 나누어 간추리면 다음과 같다.⁴⁾

(1) 증명 프로젝트 진행 관련

통상 증명당국에 신규제품을 승인 신청할 때 이를 증명 프로젝트(Certification Project)라 칭하며 증명

업무의 추진을 위한 기술행정업무에서 고려해야 할 사항을 말한다.

- 증명 프로젝트 운영 개념에 대한 정리: 증명신청 배경, 프로젝트의 목적, 제품의 안전에 관한 타당성, 프로젝트 진척 개념 및 신청자의 인증관련 관심사 등을 준비한다.
- 프로젝트 특징점. 예를 들어, 안전성 향상 및 효율성 내역 등을 제시한다.
- 프로젝트와 장비에 예상되는 제약사항. 장착제한 사항 등을 제시한다.
- 프로젝트에 특정한 운영 절차. 새로운 특수 용어, 업무 분석 내역, 우발사건에 대한 절차 및 비상사태에 대한 절차 등을 제시한다.

(2) 기술적 문제에 관한 사항

- 인적 요소와 관련한 사안들. 디스플레이의 요건, 계기시현 관련 승무원 교육에 관한 사항, 부가적인 작업부하 소요, 승무원 자원 관리 등.
- 장비 양립성에 관한 문제.
- 기술적 요건. 최소운용성능표준(MOPS), 벤치시험 및 비행시험, 감항성 유지지침 등.
- 운용 안전성 평가. 제안된 안전성 목표 수준, 고장 모드 분석 등을 수행한다.
- 운용 시험 및 평가 계획
- 잠정적 고려사항: 최종 결정이 나기까지 심도 있는 의견교환이 요구되는 사항을 말한다.
 - 운용, 정비, 항공기평가그룹(AEG, Aircraft Evaluation Group) 승인이 요구되는 사항 등
 - 비행시험관련: 특별한 진입방식 등과 같은 비행 절차 조정의 필요성을 제시한다.

(3) 합치성 증명과 관련한 사항

증명과정에서 핵심이 되는 사항이다.

- 인증 기준(Certification Basis)과 이에 대한 적합성 입증방법 제시.
- 인증 프로젝트 계획 및 관리에 관한 사항. 형식 설계 및 생산과 관련한 문제 등.
- 중요한 사안들, 주요사안 검토서, 면제 조항, 특수 조건, 동등한 안전성 제안, 감항 제한사항, 해당 사용 중 정비/운용 이력 등을 제시한다.
- 가능한 한 명확하고 분명한 합격/불합격 기준.

2) Ron Smith, “Aerospace Systems & Avionics, Introduction”, Moir & Seabridge, 2006, pp 4~ 5

3) <http://www.wikipedia.org/>, “Glass Cockpit, History”

4) FAA, “The FAA and Industry Guide to Product Certification”, 2nd Ed, 2004, 9, pp A3-50~ A3-51

- 치명적인 가정 사항, 장착 인터페이스 문제, 감항 제한사항에 대한 자료.
- 치명도가 높은 생산 프로세스, 신규 자재, 신기술, DER 위임 (대상, 선임 사유, 감독 기준) 등에 관련된 합치성 요구조건.

(4) 생산과 관련한 사항

- 공동생산 문제, 평가에 과도한 부담을 필요로 하는 외국 공급업체의 검사에 관한 사항, 기타 감항 당국 관여, 확인 필요사항 등.
- 모든 이해 당사자의 최대도 가능한 범위까지 제공하는 자원 소요/제약사항.
- FAA의 자원을 필요로 하는 외국에서의 장비승인 및 장착승인 프로세스.
- 제작자와 신청자가 다른 경우, 장비 제작자와 인증 신청자의 역할, 책임, 의사소통 경로 등의 확인.

2.2 CEH의 인증

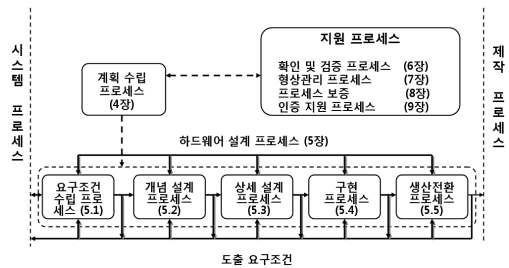
CEH(Complex Electronic Hardware)란 ‘복합 전자 하드웨어(이하 CEH라 한다)’로 번역되며 고밀도의 프로그램 가능한 집적회로(IC)를 말한다. 항공기에 기능 보장 등의 목적으로 CEH의 사용이 일반화 되고 있으며 점차 이용 빈도가 증가할 것으로 추정된다[4],[5]. 이러한 현장에서 회로를 가변시켜 사용할 수 있는 전자 하드웨어의 등장으로 항공전자부품의 인증은 소프트웨어의 인증에 이어 새로운 국면을 맞고 있다. 2000년 4월 인증 지침서로 RTCA DO-254 (Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware)가 발행[6]된 이래 FAA에서는 이를 2005년 6월 AC20-152로 채택하여 복합 전자소자에 대한 인증기준으로 활용하도록 하고 있다 [7]. 이와 같이 복합 전자 하드웨어의 인증을 위한 지침이 마련됨에 따라 향후 항공용으로 개발되는 복합 전자 하드웨어는 소프트웨어와 마찬가지로 인증을 받아야 한다. 우리나라에서 항공전자 부품 개발 시 소프트웨어의 인증과 더불어 하드웨어의 인증 문제가 대두될 것이며 이에 대한 대비가 필요한 시점이다.

RTCA DO-254는 항공전자 하드웨어를 제작

하는 업체가 개발한 제품이 규정된 환경에서 의도된 기능을 안전하게 수행할 수 있도록 항공 전자 하드웨어의 개발에 대한 설계보증 지침을 제공하는 데 있다. 적용 대상은 다음과 같이 정하고 있다.

- 현장 교환 품목 (LRU)
- 회로기관 조립체
- 관련 매크로 기능을 포함한 주문형 반도체 (ASIC) 및 프로그램 가능 로직 장치 (PLD)와 같은 주문형 마이크로 코드가 삽입된 구성품
- 하이브리드 및 멀티 칩 모듈과 같은 집적 기술 구성품
- 상용 기성품 (COTS)

이중 설계보증수준이 A, B 및 C등급인 PLD, ASIC, FPGA에 대해서 RTCA DO-254를 적용할 것을 권고하고 있다. 이 표준에서 제시하고 있는 하드웨어의 설계프로세스는 그림 1과 같으며 하드웨어의 설계 전 과정에 걸쳐서 확인 및 검증 프로세스, 형상관리 프로세스, 프로세스 보증 및 인증지원 프로세스가 병행됨을 볼 수 있다.



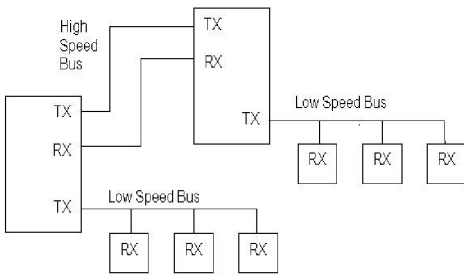
자료 : "DO-254 ED 80 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware", Pascal Pampagnin (2008. 10. 8~10), p13

그림 1. 하드웨어 설계 프로세스

2.3 데이터버스의 인증

1960년대 이래로 고정익 및 회전익 민간 항공에서 디지털 비행제어 및 항공전자 시스템이 이용되어 왔다. 가장 오래된 디지털 시스템 중 하

나로 INS가 있으며 후속적으로 다른 디지털 시스템이 개발 되었다. 다중 시스템이 항공기에 도입이 됨에 따라 시스템간의 디지털 통신에 대한 필요성이 제기되었다. 이 디지털 시스템은 신뢰성이 있어야 하며 비용대비 효과적이어야 한다. 데이터 버스는 항공기내에서 LRU와 LRM(Line Replaceable Module) 또는 항공전자 모듈 간에 정보를 전달하는 역할을 한다. 그림 2는 ARINC 429 데이터버스 아키텍처를 보여준다[8]. 이 데이터 버스는 항공기, 항공기 엔진 그리고 항공전자 제조업자가 더 많은 항공전자 부품에 대해 항공기, 항공기 엔진 데이터 자원에 더 많은 자료의 전송 공간을 요하면서 전체로 통합함에 따라 점점 더 복잡해지고 있다.



자료 : Avionics Databases, Harri Tilvis, 2001. 4, p17
 그림 2. ARINC 429 아키텍처

시스템 엔지니어가 데이터 버스를 설계할 때 항공 시스템 구조(airborne system architecture), 자료 장치(data units) 또는 패킷(packets), 프로토콜, 메시지 소통(message traffic) 등에 대해 항공전자 제조업자, 데이터 버스 판매업자 그리고 시스템 통합자들에게 데이터 버스를 형상화 할 때 더 많은 허용범위를 부여함으로써 물리적이고 논리적인 형상이 많이 있게 되어서 상당한 유연성을 가지게 되었으나 이는 상대적으로 검증의 대상이 되고 있다. 미연방항공청에서는 2006년 8월 AC20-156 (Aviation Databus Assurance) 을 발행하여 이 분야에 대한 인증에 착수하였다 [9]. 항공기 및 항공기 엔진의 증명 신청자는 항공기 또는 항공기 엔진에 대한 감항성 요구조건

에 합치하는 데이터 버스를 승인을 받고자 할 때 이 AC의 지침을 언급하여야 한다. 이 승인 획득을 지원하기 위해 8 가지 지침을 제시하는 데 그 내용은 다음과 같다.

- 안전성
- 데이터 보전성 (Data integrity)
- 데이터 버스 실행 (Databus performance)
- 소프트웨어 및 하드웨어 보증 (Software and hardware assurance)
- 전자기 적합성 (Electromagnetic compatibility)
- 검증 및 확인 (Verification and validation)
- 형상 관리 (Configuration management)
- 안전성 보증 (Security assurance)

(1) 안전성

항공기 또는 항공기 엔진 증명 신청자는 데이터 버스 설계가 항공기 또는 항공기 엔진의 안전한 운용에 영향을 미칠 것인가를 결정하여야 한다. 이 증명을 성공적으로 획득하기 위해서는, 연방 규칙(연방규정집 14) §§ xx.1301, xx.1309 (xx는 해당 파트 23, 25, 27, 29를 지칭)와 §§ 33.28 그리고 §§ 33.75의 요구조건에 합치하여야 하고 데이터 버스의 설계와 기능에 대한 관련된 권고 자료를 준수하여야 한다. 항공기 또는 항공기 엔진에 장착한 데이터 버스의 안전 평가를 위해서는 안전성평가를 수행하여야 하며 신뢰성 요건, 데이터 버스의 감시 등의 요건에 합치하여야 한다.

(2) 데이터 보전성

LRU, 노드, 스위치, 모듈 또는 다른 기기 사이를 통과하는 자료는 정확하여야 하며 데이터 버스가 지원하는 항공기 기능의 데이터 보전성 요건을 충족하여야 한다. 데이터 버스 구조에서 생기는 오차 검출 및 보정을 통한 데이터 보전을 보증하기 위해 바이트당 최대 오차율을 평가하고 데이터 버스 부하 분석 및 쌍방향의 오차 검출 등을 실행한다.

(3) 데이터 버스 실행

다음과 같은 데이터 버스 실행 항목을 평가하

여야 한다. 데이터 버스 운용 속도 및 메시지, 데이터 버스 접속을 단락 또는 개방을 통한 데이터 버스의 손실, 데이터 버스 또는 네트워크 토폴로지, 구성품 사이의 통신 프로토콜 및 다른 어느 관점을 포함하는 시스템 상호 운용성 등이 있다.

(4) 소프트웨어 및 하드웨어 보증

항공기의 시스템, 장비 또는 엔진은 적절한 소프트웨어 및 하드웨어 설계 보증 요건을 충족하여야 한다. CEH의 검증은 전술한 바와 같다. 데이터 버스 구조에서 소프트웨어를 적용하는 경우 AC 20-115, RTCA/DO-178B, Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification(1992. 12. 1)의거 검증하여야 한다.

(5) 전자기 적합성

데이터 버스에서 데이터는 전기 선로를 통해 전송되므로 데이터 선로는 전자기장에 영향을 받지 않아야 한다. 그러기 위해서는 데이터 버스 및 데이터 버스 구성품은 전자기 방출 및 전자기 내성이 있어야 한다. 전자기 적합성 평가는 RTCA/DO-160F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment (2007. 12. 6)에 의거 수행한다[10].

(6) 검증 및 확인 요건.

신청자는 데이터 버스가 지원하는 각각의 치명도 기능에 대한 수준에 따라 데이터 버스가 RTCA/DO-160F의 환경 표준을 충족시키는지 평가한다. 데이터 버스가 그 의도된 기능을 충족하도록 하기 위해 통합 데이터 버스 기능 시험을 수행한다.

(7) 형상관리

신청자는 데이터 버스 형상관리 프로그램을 설정하고 유지하여야 한다. 설계에서 생산 및 정비에 이르기까지 증명과정에서 설정한 표준 및 문서화된 절차를 준수하여 데이터 버스의 형상관리를 설정하고 유지하여야 한다.

(8) 안전성 보증

많은 근대의 데이터 버스는 종래의 네트워크 시스템에서는 볼 수 없었던 잠재적인 보안 위험성을 내포하고 있는 데 그것은 접근 기밀 보호와 데이터 보호이다. 액세스 기밀 보호는 항공 시스템이 데이터 버스 또는 네트워크를 통하여 외부와 상호 작용할 때 소프트웨어 바이러스 같은 잠재성 악의가 있는 공격에 취약할 수 있다는 점이고 정보 및 데이터 보호는 네트워크 또는 최근의 데이터 버스를 이용할 때 항공 시스템에 이용되고 저장 되는 중요한 정보를 보호하여야 하는 것이다.

2.4 낙뢰 간접영향시험 동향

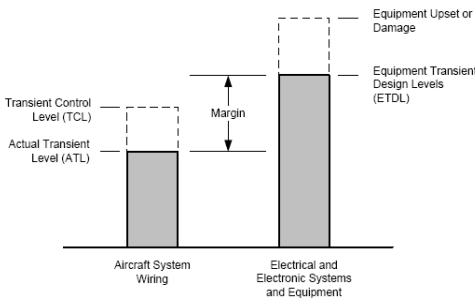
항공전자 장비의 환경적합성 시험 규격인 RTCA DO-160은 E 버전(2004. 12)에서 F버전(2007. 12. 6)으로 개정되었다. 이중 전기전자 환경에 대한 사항으로서 section 22의 낙뢰간접 영향시험이 부분 개정되었다. 개정 내역을 살펴보면 아래와 같다.

(1) 항공기 기체구조에 복합소재의 채용이 증가함에 따라 이러한 항공 환경에 적합하도록 내용을 일부 개정하였다.

- 복합소재는 금속소재와 달리 낙뢰전류를 통전하지 못하므로 고전압 및 고전류가 항공기의 배선과 장비에 유입될 가능성이 있다.
- 금속제 항공기의 경우 항공기 기체는 “패러데이의 새장효과”에 의해 낙뢰 전류는 저항이 적은 항공기 표피를 통해 관통하며 낙뢰 에너지가 항공기 내부로 침투하여 내부 전자 장비를 손괴할 가능성(직접영향)이 적다.
- 반면 복합재 기체의 경우 전기저항이 크므로 낙뢰전류가 관통할 때 전압이 유기되며 이 전압이 항공기 기체나 내부 배선 그리고 항전장비에 결합하여 영향을 주게 된다.

이번 개정은 주로 복합소재에 장착되는 항공전자장비를 대상으로 작성되었다. 장비내성 설계기준(ETDL)은 시스템 내의 장비가 감내하여야 하는 수준을 설정한 것으로 장비가 승인 받을 수

있는 과도현상의 최대치를 말한다. 기능 장애의 가능성을 최소화 하기 위해, ETDL은 장비 접속부에 나타나는 TCL보다 높게 정하고 있다(그림 3 참조). 그러나 이러한 값은 항공기마다 다르기 때문에 전기체 항공기를 대상으로 한 낙뢰간접영향시험을 수행하여야 한다.



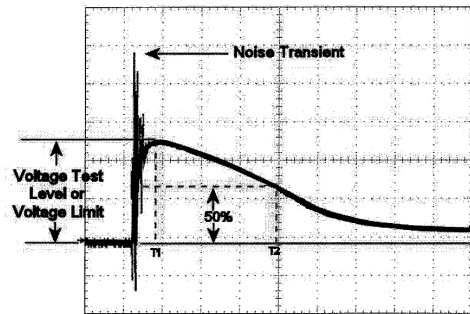
자료 : AC 20-136A, 그림 2. (2006. 12. 21), p5
그림 3. 과도수준의 관계

(2) 주요 개정 내역

- 국부접지(Local Ground)는 E 판에서는 “장비와 장비에 장착되는 항공기 기체구조와 동일한 부분에 연결되는 임의의 접지 스트랩 또는 접지선”로 정의하고 있으나 F 판에서는 길이를 “1m” 이내로 한정하여 과형의 인가경로에서 손실이 없도록 하였다.
- 전달임피던스 (Transfer Impedance)가 추가됨. 전달임피던스는 선형수동회로망에서의 트랜스미턴스로서 출력단에서의 전압응답을 입력단에서의 전류로 나눈 것을 말하는 데 여기서는 중심 배선의 개방회로전압을 차폐전류로 나눈 값으로 정의하고 있다. F 판 22.5.2c에서는 “케이블 번들 시험과정에서 실지 케이블 번들에 차폐 케이블이 들어 있는 경우 시험과정에서 이 차폐를 제거하지 못하는 경우 실지 회로의 특성을 나타내는 전달임피던스를 결정하여 전압과형을 적용할 것인지 전류과형을 적용할 것인지를 결정하고 해당 시험수준을 결정하도록” 하고 있다.
- 표시방법은 E 판과 동일하나 F 판에서는 “편주입시험의 시험수준과 케이블번들 시험의 시험수준이 같을 필요는 없다”는 문구가 들어 있어 시험 수준의 선택은 항공기의 조건에 따

라 선택할 수 있도록 하고 있다.

- 과형세트 C 및 G에서 과형 4가 삭제되고 과형 세트 D 및 H에서 과형 5A는 과형 4로 대체가 되었음.
- E 판이나 F 판에서 과형세트 F 및 K에서는 과형 1이 포함되지 않고 있는 데 이는 급한 상승시간을 요하는 시험에는 과형 3을 적용하고 높은 에너지를 요하는 시험에는 과형 5A를 적용할 수 있기 때문이다.
- 원격 부하 임피던스 (Remote load impedance)의 정의를 명확히 함. 원격 부하 임피던스란 원격 편과 항공기체 접지의 끝단간의 임피던스로서 원격부하의 절연내력 특성이 과도과형 발생기 개방회로 전압을 감내할 수 있어야 한다. 즉, 정상 항공기 장착시 EUT에 원격 부하 또는 원격 전원이 연결되는 경우 원격 부하 또는



자료 : RTCA DO-160F, section 22, 그림 22-1, (2007. 12), p22-34

그림 4. 전압스파이크 또는 고주파잡음 발생시의 전압결정

- 원격 전원을 시험장비와 EUT 간에 적절한 저항을 삽입하여 모사할 수 있게 한 것이다. 여기서 과형 3의 경우 75옴 이하로 하여야 한다.
- 전압 측정시 스파이크나 고주파 잡음 발생 시 무시한다. (그림 4 참조).
- 케이블 유도 시험(2.5.2.1). E 판에서는 국부 접지선의 길이를 1m 이내로 하도록 하고 있으나 F 판에서는 시험대에 직접 접지된 국부 접지 도선은 시험 중인 번들에 포함되지 않아야 하고 시험도 요구되지 않도록 재확인함.

(3) 낙뢰 간접영향 시험 파형의 적용에 일부 파형이 표1과 같이 개정되었다.

표 1. 낙뢰 간접영향 시험파형 적용 방법⁵⁾

시험방법	RTCA DO-160	적용 파형		차이	
		E 판	F 판		
편주입시험	Direct Injection	그림 22-10	3, 4, 5	3/3, 4/1, 5A/5A	파형 4/1 적용
	Cable Induction	그림 22-11	3, 4	3/3, 4/1	파형 4/1 적용
	Ground Injection	그림 22-12	4, 5A	5A/5A	W4 빠짐
케이블번들시험	Cable Induction	그림 22-16	1, 2, 3	1, 2, 3	SS/M S W4 빠짐
	Ground Injection	그림 22-18	4, 5A	4, 5	W5A W4로 바뀜

2.5 RFID의 인증

최근 RFID가 항공에 이용됨에 따라 이에 대한 인증문제가 대두되고 있다. 현재까지 개발되어 항공에서 사용되는 RFID System에 대한 인증은 태그의 항공기내 부착 여부에 따라 “증명”과 “사용 승인”으로 크게 대별하였다[11]. 여기서 증명이라 함은 형식증명 등을 말하며 태그의 부착이 항공기의 부품의 일부로서 간주되기 때문이며 사용승인은 화물받침대 등과 같이 직접 항공기에 부착하지 않은 상태로써 항공기의 설계 또는 설계변경과는 무관하나 일정부분 항공기의 운항에 영향을 줄 수 있기 때문에 사용전 안전성을 검증하는 것이다. RFID를 항공화물에 적용하고자 하는 시도가 있자 FAA에서 2005년 5월 FAA Policy를 제시하였다. 이후 미연방항공청에서는 RFID를 수동형과 능동형으로 구분하고 각 형태별 인증기준을 제정하는 데 이것이 2007년, 4월 발행된 draft AC20-XX판[11]으로서 항공기에 장착되는 여러 가지 상황을 고려하여 이에 맞는 인증방안을 제시하였으나 실지 사용되지는 아니 하였으며 실 사례에서 위험성이 예상하였던 것보

다 덜하다는 판단아래 내용을 대폭 수정하여 2008년 9월 AC20-162를 발행하여 적용하고 있다[12].

(1) 이 AC의 적용대상

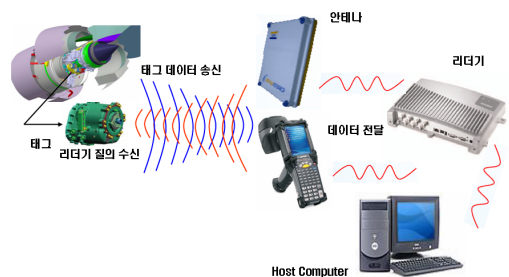
- (가) RFID 장치를 항공기, 항공기 엔진, 프로펠러와 장비에 설치하고자 하는 경우[13].
- (나) RFID 장치를 항공기에 탑재되는 주방 운반구와 수화물, 승객 편의품 (배개, 헤드셋, 담요와 기타 항목) 그리고 서비스용 도구(타월, 커피 서비스와 다른 일회용품)에 사용하고자 하는 경우.

(2) 적용범위.

이 AC에서는 수동 RFID 또는 저출력 능동 RFID 장치를 다루며 휴대폰 또는 위성전화 기술을 이용한 통신용 RFID 장치나, 무선광역네트워크, 고출력 무선 송신기 또는 기타 다른 형태의 추적장치 등과 같은 RFID 장치는 다루지 않는다.

(3) 항공기에 적용되는 RFID 시스템의 예

RFID 시스템은 Tag(Transponder), 안테나, 리더기(Interrogator)와 호스트로 구성된다(그림 5). Tag는 Silicon Chip과 Antenna로 구성되어



자료 : RFID 기반 항공기 부품관리 시스템 인증방안, 항공우주기술 제7권1호(2008. 7. 1), p239
그림 5. RFID 구성 및 작동원리

있으며 정보를 저장하고 있다가 Reader로 부터 RF로 Tag정보 제공을 요청 받으면 Tag가 보유한 정보를 Reader에 제공한다.

5) RTCA DO-160F, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", 2007. 12. 6, p22-19

(5) RFID 시스템에 대한 인증 요건

RFID 시스템에 대한 인증의 기술적 요건은 다음과 같다.

- (가) RFID 장치로부터의 안전 관련사항과 식별 자료의 완전성, 정확성과 확실성.
- (나) 화재 그리고 전기의 안전, 충돌안전 및 환경 영향.
- (다) 항공기 전기전자 시스템 및 부품에 장애를 주는 RFID 장치가 발생하는 RF 의도 송신과 스푸리어스.
- (라) RFID 장치와 리더기에 요구되는 정비 요건.

또한 항공기에 장착되는 RFID 장치와 리더기에 대한 감항성 고려사항으로서 RFID 장치와 리더기를 장착하고자 하는 항공 제품과 장비의 제조업자 및 개조업자는 연방의 규칙(14 CFR) Part 21, 23, 25, 27, 29, 33과 35에 의거 장착 승인을 받아야 한다. 수동 RFID 장치는 최신판 SAE 표준서인 AS5678 (Passive RFID Tags Intended for Aircraft Use)의 요건을 따라야 한다. 아래 표 2는 RFID를 장착할 때 고려해야 하는 요건을 나열한 것이다.

표 2. 장착 RFID 장치의 요건

요건	부품 표시 보조용		치명/시한성부품 표시 및 기타 기능
	수동 RFID	능동 RFID	수동 및 능동 RFID
안전성평가	Para 8.a	Para 8.a	Para 8.a
중요한 변경	Para 8.b	Para 8.b	Para 8.b
형상관리	Para 8.c	Para 8.c	Para 8.c
EMC 입증	해당무	Para 8.d	Para 8.d
소프트웨어 및 복합하드웨어	해당무	해당무	해당무
환경적합성 평가	Para 8.f	Para 8.f	Para 8.f
배터리 안전	해당무	Para 8.g	Para 8.g
인화성 및 화재 안전	Para 8.h	Para 8.h	Para 8.h
장착 및 부착 강건성	Para 8.i	Para 8.i	Para 8.i
계속감항에 관한 지침	Para 8.j	Para 8.j	Para 8.j

장착한 RFID 시스템의 안전성을 CFR §§ 23, 25, 27 또는 29.1309에 의거하여 평가한다. 형

상 관리를 하여야 한다. 수동 RFID의 경우 전자기환경시험은 필요하지 않으나 능동 RFID 장치는 다른 항공기의 전기, 전자 및 무선 시스템에 악영향을 주지 않는다는 것을 입증하기 위해서 RTCA/DO-160 section 21에 의거 실험실 RF 방출시험 및 항공기 EMC 시험을 수행하여야 한다. 소프트웨어를 사용하고 있는 RFID 장치에 대해서는 RTCA DO-178B에 의거한 소프트웨어 검증을 복합 전자 하드웨어를 사용하는 경우 AC 20-152에 의거하여 해당 하드웨어 수준을 고려한다. 그 외 능동 RFID 장치의 배터리의 경우, 안전 관심은 리튬 이온 또는 니켈 수소 전지의 고장으로 인한 폭발의 가능성 등이 있으므로 RTCA/DO-160F Section 9에 의거 폭발 방지 요건을 충족하여야 한다. 능동 RFID 장치의 배터리는 14 CFR 25.853(a)와 부록 F, part I. i. Mounting and attachment integrity에 의거 인화성 요건을 충족하여야 한다. 항공기 상에서의 휴대용 RFID 장치(휴대용의 전자 장치 또는 PED라 함)의 허용 사용범위를 결정하기 위해서는 14 CFR §§ 91.21, 121.306, 125.204, and 135.144 을 이행하여야 한다. 여기서 말하는 휴대용의 RFID 장치와 리더기는 필수 장비가 아닌 비필수 장비를 말한다.

3. 결론

집적회로와 메모리소자의 발달로 항공전자부품은 저전력 대용량화하고 있으나 이는 상대적으로 전자파 장애 등 외부 위협요소에 대해 취약성을 가지게 된다. 더욱이 항공기 중량절감의 목적으로 항공기체구조에 복합소재가 다수 채택됨에 따라 상대적으로 전자장비들은 전자파의 위협에 노출이 심해지고 있다. 이는 단지 전자소자나 부품의 영역에만 제한되는 것이 아니고 테이터버스의 선로에까지 영향을 미치고 있다. 그러므로 항공 전자장비의 신뢰성에 대한 대비가 한층 필요하게 되었다. 또한 종래에 전자장비에 대한 소프트웨어의 인증이 수행되었으나 일부 현장 프로그램기능을 가지는 하드웨어도 앞으로는 검증을 받아야 한다. 또한 RFID 보급이 확산됨에 따라 장착 적

절성이 판단되어야 한다. 앞으로 새로이 개발되는 TSO를 비롯한 항공전자장비 및 시스템은 새로이 적용되는 각종 안전기준에 의거 검증을 받아야 한다.

참고문헌

1. <http://www.wikipedia.org/>, "Glass Cockpit", History
2. Ron Smith, "Aerospace Systems & Avionics, Introduction", Moir & Seabridge, 2006, pp 4~ 5
3. FAA, "The FAA and Industry Guide to Product Certification", 2nd Ed, 2004. 9.
4. Lee H. Harrison (Galaxy Scientific Corporation, Pleasantville, NJ), Peter J. Saraceni, Jr (FAA Technical Center, Atlantic City International Airport, NJ), "Certification Issues for Complex Digital Hardware", 1994. 10. 30.
5. Tom Dewey, "Demystifying DO-254", Mento Graphics Corporation, 2008. 3.
6. RTCA DO-254, "Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware", 2000. 4. 19
7. FAA AC20-152, "Document, RTCA/DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware", 2005. 6. 30.
8. Harri Tilvis, "Avionics Databuses", TTK, 2001. 4.
9. FAA AC20-156, "Aviation Databus Assurance", 2006. 8. 4.
10. RTCA DO-160F, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", 2007. 12. 6.
11. draft FAA AC20-XX, "Radio Frequency Identification Systems for Aircraft Use", FAA, 2007. 4. 30.
12. FAA AC20-162, "Airworthiness Approval and Operational Allowance of RFID Systems", 2008. 9. 22.
13. Daryl J. Remily, "Automated Identification and Data Capture - The Airline Industry Boeing", The Boeing Company, 2005. 10.