

# 일 반 투 고

## 고강도 전자장 환경에서의 항공전자부품의 품질인증

한 상 호

한국항공우주연구원 품질인증센터 항공인증그룹

### 요 약

항공기 운용기술이 점차 항공전자 부품에 의존하는 수준이 높아지고 있으며 항공전자부품은 저전력 소모의 기술로 발전하여 외부의 전자장 환경에 취약성이 증대되고 있다. 또한 항공기 기체 구조를 형성하는 부분도 일정부분 알루미늄에서 복합소재로 대체됨에 따라 외부 전자장 환경에 취약성 요인이 되고 있다. 따라서 고강도 전자장 환경에서 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에 대한 대책이 요구되고 있다. 이러한 기술의 변모에 따라 고강도 전자장 환경에 대비한 감항기준이 제정되고 있으며 이에 따른 감항인증 절차도 제정이 되고 있다. 개발 항공기는 항공기의 제작 수준에 맞는 인증 절차를 밟아야 하며 이러한 인증의 수행은 항공기 개발 경험과 신기술에 맞는 인증절차의 개발이 병행되어야 한다.

### I. 서 론

#### 1. HIRF의 대두

HIRF는 High Intensity Radiated Field의 약어로 내용적으로 “고강도 전자파방사 영역” 또는 “고강도 전자장” 등으로 번역된다. HIRF 용어가 처음 생겨난 것은 미국연방항공청 (FAA)이 미국자동차기술자협회 (SAE)의 AE4R 위원회에 외부의 무선신호가 상용항공기의 전자부품에 미치는 영향에 대한 문제를 요구한 때부터이

다. 이 외부 전자파 방사에 대한 연구는 1990년 경 군 당국에서 연료에 미치는 전자파 방사의 위험에 대한 연구를 시작한 때부터이며 당시에는 HERF (Hazards of Electromagnetic Radiation to Flight) 즉, “전자파 방사가 비행에 미치는 위험”이란 용어로 시작되었다. 이후 이 분야에 대한 부단한 연구를 거치면서 이 용어는 현재의 HIRF로 고쳐서 쓰게 되었으며 미연방항공청과 미국자동차기술자협회간에 다음과 같이 정의되었다.

“Non-ionizing electromagnetic energy external to the aircraft that may cause adverse effects upon the electrical and electronic systems of the aircraft that affect the continued safe flight and landing of that aircraft.”

“항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에 영향을 주는 항공기의 전기 및 전자 시스템에 극심한 영향을 줄 수 있는 항공기 외부의 비이온성 전자기 에너지”

여기서 항공기에 영향을 미치는 전자파는 외부의 전자파로서 전자파 양립성 (EMC) 분야에서 다루는 부품간의 상호간섭은 제외된다. HIRF 환경으로 간주되는 주파수대는 10 KHz에서 18 GHz대를 고려한다. 본 기술자료의 특성상 낙뢰 환경은 제외하였다.

#### 2. HIRF에 대한 인증 연구의 필요성

미연방항공청에서는 낙뢰 또는 HIRF로 기인하는 항공기 사고가 최근에는 없었지만 순항(順向)의 전자기 시험 및 분석 연구 프로그램을 유

지하였다. 그 이유는 다음과 같은 요인들의 복합된 것으로 항공전자기술의 발달과 함께 지속적으로 연구해 나가야 할 분야로 여겨진다.

1) 새로운 항공기 설계 및 개선의 내용이 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에 필요한 기능을 수행하기 위하여 전기 및 전자 시스템에 점점 더 의존하고 있다.

2) 게다가, 전기 및 전자 시스템에 사용되는 전자장치의 전력 수준이 감소하여 그 회로가 낙뢰의 간섭효과 및 무선 주파수(RF)에 민감하여 전압 및 전류 발생으로 기능의 고장 및 실패가 되게 하고 있다.

3) 많은 승객들이 노트북 컴퓨터나 CD 플레이어, 전자 게임기와 같은 배열이 넓은 이동식 전자장치(PED: Portable Electronic Device)를 가지고 탑승하여 이것들이 항공기 전자 시스템에 무선주파수 에너지를 방사하게 된다.

4) 마지막으로, 항공기 제작에 복합소재 채용율이 점점 증가된 비율을 보이고 있어 낙뢰 및 강력한 무선주파에 취약성을 드러내고 있다.

### 3. 민간항공의 고강도 전자장 환경 감항요건의 배경

#### 1) 배경

과거에는 EMC에 대한 평가를 항공기의 시스템이 비양립성의 문제를 일으키지 않고 공존하는데 두었다. 양립성 문제에 대한 가장 큰 원천중 하나는 항공기상의 HF 송신기이었다. 그러나 차세대 민간항공기의 안전 치명 시스템에 전자기술이 도입됨에 따라 감항당국은 이러한 시스템에 외부의 송신 요인이 발생하는 고강도 전자장(HIRF: High Intensity Radiated Field)의 잠재적인 방해효과에 대하여 관심을 갖게 되었다. 외부적인 HIRF 위협의 주요인은 지상, 해상 또는 공중의 레이더 또는 통신용 송신에 기인한다.

#### 2) 위원회의 활동

1986년 일련의 회의 후에 유럽의 감항당국(JAA: Joint Aviation Authority)과 미국의 FAA는 항공기에 대한 감항절차와 문서화 제정을 위해 유럽에는 EUROCAE<sup>1</sup>를 미국에는 SAE에 각각 임무를 주었다. 양 위원회는 민간항공 운용에 대한 HIRF 전자장 환경에 대하여 정의하도록 임부가 부여됐다.

EUROCAE와 SAE<sup>2</sup>는 산업체 및 감항당국의 대표자들로 새로운 위원회를 구성하였다(EUROCAE는 Working Group 33, SAE는 AE4R). 이 위원회는 다음과 같이 세 개의 하위 그룹으로 나누었다.

- Subgroup 1: HIRF 전자장 환경에 대한 정의에 대하여 책임을 짐
- Subgroup 2: 최종 항공기 시스템의 적합성 증명을 위한 절차를 설명해 주는 적합성 증명 절차 초안을 AC<sup>3</sup>(Advisory Circular: SAE)나 AMJ(Advisory Material Joint: EUROCAE)로 작성하는 책임을 짐.
- Subgroup 3: AC/AMJ에 대하여 기술적인 문제를 지원하는 사용자 안내서/사용자 교범에 대한 초안을 작성하는 책임을 짐.

1: EUROCAE(Europe Organization for Civil Aviation Electronics: 유럽민간항공전자기구)

EUROCAE는 미국의 RTCA와 유사한 기구로서 항공전자부품의 최소성능요건을 정한 기술문서를 발행하고 있으며 일부 기술분야에 대해서는 RTCA와 공조체제를 유지 단일의 기술문서를 발행하기도 한다.

2: SAE(Society of Automotive Engineers: 미국자동차 기술자 협회)

자동차를 비롯 항공기, 트랙터 및 내연기관 등에 대한 기술 기준을 발행하고 있으며 총 발행 기술문서중 항공관련 사항은 절반에 이른다. 항공관련 기술문서중 일부는 미연방항공국(FAA)에서 TSO 부품에 대한 감항기준으로 활용되고 있다.

3: AC(Advisory Circular)

미연방항공국(FAA)이 항공기 및 부품을 제작하는 업자들이 감항기준을 충족시키는 방안을 제시한 책자로서 강제적 구속력 또는 규정 성격이 없는 단순 정보를 담고 있음. AC에 기술된 사항이 승인된 유일한 절차임을 뜻하지는 않음. AC는 법적 구속력은 없으나, AC에 따라 인증 업무를 수행 시에는 FAA에서 의문을 제기하지 않음.

추가하여, 항공 장비에 대한 환경시험 기술규격서의 EMC 부분도 개정해야 하게 되었다. 유럽에서는 EUROCAE Working Group 14를 본따서 ED 14로 알려져 있으며 여기서는 Working Group 33 Sub Group 3에서 EMC 부분에 대한 일을 담당하고 있다. 미국에서는 RTCA<sup>4</sup> Committee 135에서 DO160을 발행하고 있다. 이 위원회를 통하여 ED 14와 DO 160의 동일한 기술 문서가 작성되었다.

그때까지 FAA/Industry 현장용 절차는 항공법 초안을 대체함: (ARAC: Aviation Rule-making Advisory Committee). 한 때 EUROCAE 및 SAE가 아주 성숙한 문서의 초안을 작성하므로 ARAC의 작업집단은 1994년엔 EEHWG(Electromagnetic Effects Harmonization Working Group)을 조직하고 EUROCAE 및 SAE로부터 출력을 접수받아 조화된 문서를 작성하기로 하였다. EEHWG는 대부분의 SAE HIRF 활동자료를 접수받았고 EUROCAE 및 SAE는 AC/AMJ 및 사용자 지침/교범을 작성하는 일을 중지하였다. 게다가, EEHWG는 전기중에 공통적인 요건인 XX.1317을 제정하고 경제분석을 지원하기로 하였다.

EEHWG에서 작성이 되어 해당 감항당국에 검토를 위해 전달된 첫 번째 문서는 여러 기종에 대한 FAA에서는 NPRM(Notice of Proposed Rulemaking)이고 JAA에서는 NPA(Notice of Proposed Amendment)이다. 이 문서들은 조화된 규칙과 배경정보에 대한 지원을 개괄하고 있다. 나머지 조화 문서는 금년(1998) 안에 완성될 예정이며 그 때에 공중에 열람을 위하여 감항당국에 전달될 때 정이다.

EUROCAE 및 SAE의 Working Group 1은 HIRF 환경에 대하여 동의하였으며 그 수준을 ARAC EEHWG로 최종문서 반영을 위해

4: RTCA(Radio Technical Commission for Aeronautics: 미국항공무선기술위원회). 반관반민의 조직으로 1935년 창설됨. 업무 기능은 항공통신, 항행항법(Air Navigation)에 관한 기술 문서를 발행하고 있으며 미연방항공국에서 TSO 품목의 승인 기술기준으로 상당수를 채택하고 있다.

전달됨.

여러 위원회에서 필요한 문서화를 추진하는 동안 감항당국에서는 임시 HIRF 요건을 만들었는데 “특수조건”이란 명목으로 각 증명 프로그램에 적용하였다. JAA와 FAA는 그들 자체의 특수조건을 제정하였다.

- JAA의 특수조건은 “치명기능(Critical Function)”을 수행하는 시스템과 “필수 기능(Essential Function)”을 수행하는 시스템에 적용하였다.

- FAA의 특수조건은 “치명기능(Critical Function)”을 수행하는 시스템에만 적용함.

“치명기능(Critical Function)”과 “필수 기능(Essential Function)”의 정의는 다음과 같다.

- 치명기능(Critical Function): 그 고장이 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙을 방해하는 고장인 것.
- 필수 기능(Essential Function): 그 기능의 고장이 항공기의 성능을 떨어뜨리거나 조종사가 극심한 운항조건을 대처하는 능력을 떨어뜨리는 고장인 것.

HIRF 문서에 정의된 시험절차는 더 깊은 시험 요건이 적용되는 치명기능을 수행하는 시스템의 치명도에 따라 극심하게 변동된다; 따라서 어떤 경우에는 항공기 전기 시험을 요구하게 된다.

### 3) 장비 기술규격서의 변동

RTCA SC 135 및 EUROCAE WG 14는 그들의 장비의 EMC 기술규격 DO160/ED14를 업그레이드하였다. 이 변경사항은 HIRF 환경의 심각함에 대한 평가를 반영하였다. 1997년 발행된 최신버전 D는 장비의 방사 감응성 시험 요건을 600V/m로 상향하였다.

EUROCAE WG 14는 ED14-ED90에 대한 사용자 지침을 제정중이다. 이 사용자 지침(User Guide)은 시험절차를 더 상세하게 한 것으로 특히 개정판 “D”에 반영된 새로운 Mode Stirred

또는 반향(Reverberation) 방사 감응성 시험이 포함되었으며 가능한 함정(pitfall)을 강조하였다. 부가하여, 이 지침은 항공기 HIRF 환경의 전류와 직접적인 영향을 미치는 시험 한계를 채택한 추가적인 범주의 사용에 대한 지침을 제시하였다. 외부 HIRF 환경과 동일한 최고의 수준은 시험 시설에 도전을 주고 있다. 이러한 한계의 목적은 장비 제작자에게 제작자의 제품이 항공기에 장착된 때 HIRF 요건을 충족시킬 수 있는 더 좋은 증거를 제공하는 한계를 가지는 치명 시스템을 제공한다. 이러한 한계는 수많은 항공기에 대해서 기내에 장착된 시스템에 대한 외부 HIRF 환경의 결합을 측정치를 분석하여 얻은 것이다.

## II. 항공기 감항기준 및 인증 절차

### 1. 미연방항공규정(FAR)

현재 HIRF를 대상으로 감항기준으로 채택한 것은 1994년 채택된 FAR 25.1316이 있으며 낙뢰보호와 같은 개념으로 적용하고 있다.

#### §25. 1316 System lightning protection.

(a) For functions whose failure would contribute to or cause a condition that would prevent the continued safe flight and landing of the airplane, each electrical and electronic system that performs these functions must be designed and installed to ensure that the operation and operational capabilities of the systems to perform these functions are not adversely affected when the airplane is exposed to lightning.

(b) For functions whose failure would contribute to or cause a condition that would reduce the capability of the airplane or the ability of the flight crew to cope with

adverse operating conditions, each electrical and electronic system that performs these functions must be designed and installed to ensure that these functions can be recovered in a timely manner after the airplane is exposed to lightning.

(c) Compliance with the lightning protection criteria prescribed in paragraphs (a) and (b) of this section must be shown for exposure to a severe lightning environment. The applicant must design for and verify that aircraft electrical/electronic systems are protected against the effects of lightning by:

- (가) Determining the lightning strike zones for the airplane;
- (나) Establishing the external lightning environment for the zones;
- (다) Establishing the internal environment;
- (라) Identifying all the electrical and electronic systems that are subject to the requirements of this section, and their locations on or within the airplane;
- (마) Establishing the susceptibility of the systems to the internal and external lightning environment;
- (바) Designing protection; and
- (사) Verifying that the protection is adequate.

[Doc. No. 25912, 59 FR 22116, Apr. 28, 1994]

번역하면 다음과 같다.

#### §25. 1316 시스템 낙뢰 보호

(a) 비행기의 결합이 비행기의 지속적인 안전비행과 착륙을 막는 데 기여하거나 그러한 상태를 야기하는 기능에 있어서, 이러한 기능을 수행하

는 각 전기 및 전자 시스템은 비행기가 낙뢰에 노출되었을 때 그 시스템의 운용 및 운용능력이 극심하게 영향을 받지 않도록 설계하고 장착하여야 한다.

(b) 비행기의 결함이 비행기의 성능을 감소시키거나 조종사가 극심한 운용 상태를 대처하는 능력을 저감시키는 데 기여하거나 그러한 상태를 야기하는 기능의 경우에 있어서, 이러한 기능을 수행하는 각 전기 및 전자 시스템은 비행기가 낙뢰에 노출된 후에 시간 적절한 방법으로 그 기능을 회복할 수 있도록 설계하고 장착하여야 한다.

(c) 위 (a) 및 (b)에 제시한 낙뢰 보호 기준에 대한 합치성 증명은 극심한 낙뢰 환경에 노출시켜서 입증하여야 한다. 신청자는 항공기의 전지/전자 시스템이 낙뢰 영향에 대하여 보호되도록 설계하고 아래와 같은 방법으로 입증하여야 한다.

- (가) 비행기에 대한 낙뢰 타격 영역을 결정함.
- (나) 각 영역에 대한 외부 낙뢰환경을 설정함.
- (다) 내부 환경을 설정함.
- (라) 이 부분의 요건에 해당되는 전기 및 전자 시스템을 식별해 내고 비행기 상 또는 비행기내의 위치를 구별함.
- (마) 내부 및 외부 낙뢰 환경에 대한 시스템의 적응성을 설정함.
- (바) 낙뢰 보호를 설계함.
- (사) 보호가 적절한지 확인함.

[1994. 4. 28.]

## 2. 인증절차-FAA Order 8110.71

고강도 전자장 환경(HIRF: High Intensity Radiated Field)에서의 항공기 운용에 대한 증명 방법으로 제시된 것으로 FAA Notice N 8110.71(사용마감: 1999. 4. 2.)이 있으며 그 내용은 다음과 같다

### 1) 개요

항공기는 운용중 라디오 및 TV방송국의 전파 송신, 레이더 및 지상에서 인공 위성 등으로의 데

이터 등의 송신 등 높은 에너지(high power)의 주파수 송신으로 고강도 전자장에 노출될 수 있다. 이 Notice는 최종 규정이 나오기 전까지 항공기의 HIRF 증명에 대한 표준과 기준을 제시한다. NPRM(Notice of Proposed Rule Making)은 FAA/JAA의 ARAC(Aviation Rulemaking Advisory Committee)의 전자장의 영향에 대한 조화 작업그룹(Electromagnetic Effects Harmonization Working Group)에서 준비중이다. 이 Notice에서는 항공기의 전기 전자시스템은 새로운 설계, 기존 설계에 대한 중대한 개조 또는 기준에 HIRF 증명을 받은 바 없는 기존 시스템 또는 장비의 새로운 적용을 대상으로 한다.

### 2) 배경

이 Notice에서 제시하는 지침은 항공기 증명부서(Aircraft Certification Service)가 기존의 HIRF 정책에 대하여 ARAC측의 전자장의 영향에 대한 조화 작업그룹(WG)의 성과를 토대로 검토한 결과물이다. 이 정책은 산업체와 FAA 증명사무소로부터 접수된 많은 보고사항을 취합하여 제정한 것이다. 따라서 이 지침은 서유럽, UK 및 미국내에서 고에너지의 주파수 송신에 대한 환경영향을 계산한 최근의 값들 뿐 아니라, 시계비행 회전익항공기의 증명에 이용하기 위해 소정의 기준치를 포함시켜서 HIRF 환경을 확장하였다. 전자장의 영향에 대한 조화 작업그룹(WG)은 1997년 11월에 일련의 HIRF 환경수준을 채택하였고 이는 FAA, JAA 및 많은 산업체로부터 인정을 받았다. 따라서 이 Notice의 HIRF 환경은 이 WG에서 권고한 환경 수준을 반영하였다. HIRF 환경은 고에너지의 송신전파로부터 전계강도와 항공기와 전파송신기와의 적당한 분리 거리를 고려하는 것이다. 이러한 HIRF 환경은 NPRM에 반영하였으며 1998년도에 발행될 예정이다. 이 Notice는 항공기의 증명에 있어 시험실에서의 시험수준과 1997년 7월 29일 발행된 RTCA/DO-160D의 Section 20의 변조요건과 상응한다.

## 3) 절차

(a) FAR Part 23, 25, 27 및 29항공기의 증명  
(가) 신청자는 항공기가 고강도 전자장 환경에 노출될 때 항공기의 주요 기능(critical)을 담당하는 전기 및 전자 시스템이 그 기능을 정상적으로 작동되는 것을 <표 1> 또는 <표 2>를 이용하여 증명하여야 한다.

(나) 신청자는 시험실에서 다음을 입증하여야 한다. (Certification Basis)

(가) 치명 기능을 담당하는 전기 및 전자 시스템은 주파수 범위 10 KHz~18 GHz에서 100 V/m의 전자장 강도를 견뎌내야 한다. 이 조건은 계기비행상태에 있는 회전익항공기의 치명 기능(critical)에 대하여도 적용한다.

(나) 치명 기능(critical)을 담당하는 시계비행 회전익항공기의 전기 및 전자 시스템은 주파수 범위 10 KHz~18 GHz에서 200 V/m의 전자장 강도를 견뎌내야 한다. 이를 시험실에서 증명하고자 하는 경우 장착으로 인한 신호감쇄는 고려하지 않는다.

(다) 위의 각 증명은 <표 1> 및 <표 2>의 개별 주파수 범위에 대해서 증명하여야 한다.

(라) 시계비행 증명을 받고자 하는 회전익항공기의 HIRF 환경의 시험실내 증명은 항공기 장착 후에 대한 추가 증명을 부과하지 않으며 회전익항공기의 저고도 운용에 대한 증명에도 적용된다.

(마) 고강도 전자장환경 및 시험실내의 시험수준에서의 전계강도치는 실효치(자승의 평방근)로 한다. 이것을 통상 최대-실효치(Peak-rms value)라 하며, 실지 최대 전계강도의 값은  $\sqrt{2}$ 배가 된다.

## (b) 증명 방법

다음 절차는 신규 형식증명, 수정 및 추가 형식 증명시의 고강도 전자장환경에 대한 증명방법이다.

## (가) 증명계획서

신청자는 관할 FAA ACO에 HIRF 요건에

대한 증명 방안을 기술한 증명계획서를 제출한다. 이 계획서에는 고강도 전자장환경하에 있는 치명기능(critical) 시스템에 대한 합격/불합격 기준을 제시하여야 한다.

## (나) 시스템의 치명도(criticality)

항공기 운항에 치명적인 기능을 수행하는 전기 시스템 및 전자시스템은 신청자가 식별하여 FAA ACO에 제시하여야 한다. 이 것은 기능에 대한 위험평가(functional hazard assessment) 또는 예비 시스템 안전평가(preliminary system safety assessment : SAE ARP 4761)로 하여야 한다. 여기서 치명도라 함은 그 기능 상실시 항공기의 안전한 연속비행과 착륙을 막는 직접 요인이 되거나 위험한 고장 상태(catastrophic failure condition)를 유발하는 것을 의미한다.

## (다) 고강도 전자장환경에 대한 대상 시스템(candidate system)

위험분석(hazard analysis)에 의해 식별된 치명기능 시스템은 고강도 전자장환경에 대한 적합성 증명 신청에 대한 대상이 된다. 전자식 비행 지시계기 및 FADEC는 치명적 기능에 대한 일레이다. 이 치명적 시스템의 확인을 위해 위 (3) (a)의 절차를 적용한다. 한 개의 시스템이 치명적 기능과 비치명적 기능의 두 가지 기능을 수행할 수 있다. 고강도 전자장 환경 요건은 장착되는 시스템이 수행하는 치명적 기능에만 적용한다.

## (레) 증명의 확인 검사

고강도 전자장 환경에 대한 내성증명은 시험, 분석, 모델에 의한 증명, 기존 시스템과의 유사성 또는 이들의 조합에 의하여 입증하여야 한다. 정상적인 비행운항 경험은 고강도 전자장 환경에 노출되는 경우를 포함하지 않으므로 적합한 방법이 될 수 없다.

## (마) 합격/불합격 기준

시스템 성능의 합격은 고려 대상 환경 하에서 의도된 기능을 연속적으로 수행하는 것을 입증하면 된다. 그 기능이 손상되면 상당한 실패 상태(catastrophic failure condition)이르게 되는 전기 및 전자시스템에 의해 작동되는 것은 항공기가 일정 수준의 전자장에 노출될 때 치명적인

영향(adversely affected)을 입지 않도록 보호 조치가 요구된다. 이러한 기능들은 항공기가 노출되는 도중과 노출된 후에도 연속적으로 작동하여야 한다. 기능이 다중 시스템으로 작동하는 경우 항공기가 전자장에 노출되는 동안에 하나 이상의 시스템 기능의 상실이 전체기능의 상실로 가서는 아니 된다. 항공기가 전자장의 노출을 벗어난 후에 기능을 수행하는 각 상실된 시스템은 이것이 시스템의 다른 작동요건 또는 기능요건과 상충되지 않는 한 자동적으로 정상기능을 회복하여야 한다. 시스템 기술기준을 다소 벗어나는 것은 인정되나 개별적으로 감항당국으로부터 확인을 받아야 한다.

(바) 시험 방법 및 절차

RTCA DO-160D Section 20에 의함. 다음 기법 중 하나를 채택한다.

(가) 전자장 및 유기전류에 의한 항공기 내부 환경을 결정하기 위한 저수준 흐름 결합 시험(low level swept coupling test) 시험. 신청자는 항공기 내부환경이 상호 결합 케이블 전류 및 내부 자계강도를 포함하여 시스템 실험실 인정시험 수준이하라는 것을 보여야 한다.

(나) 치명 시스템 장착후 HIRF 환경 노출에 대한 전기(全機) 시험.

(다) 제안한 시스템 및 장착물들이 임시 HIRF 요건을 이미 충족하고 있다고 하는 문서의 동질성에 대한 주장. 장비와 장착물들이 임시 HIRF 요건을 충족하고 있다고 하는 동질성에 근거한 승인이 수행되어야 한다. 동질성에 대한 주장은 장비의 형태, 기능, 디자인 및 설치의 동질성에 근거하여야 한다. 동질성에 대한 주장이 충분히 만족스럽지 못한 경우 동질성을 확인하기 위하여 관할 ACO는 주파수 범위 10 KHz~400 MHz에 대하여 대량 전류유입시험(bulk current injection test)을 행한다.

(라) (3)(a)(b)의 시험실 시험수준은 RTCA DO-160D Section 20 Category W (100V/

m 및 150mA) 및 Category Y (200 V/m 및 300mA)에 따라서 정의하였다. RTCA DO-160D Section 20에 규정한 바와 같이 시험 수준은 rms값의 최대치로 정의하였다. 최소한 RTCA DO-160D Section 20 Category W 및 Y에서 요구하는 변조도를 적용하여야 한다. 설계특성에 의거 신호가 시험중인 장비의 기능이 중단시키게 되는 경우 다른 변조도를 적용하여야 한다. 예를 들면, 비행조종 시스템은 3Hz의 구형파 변조에 적합한 반면 CRT 표시를 위한 영상 신호는 400 Hz의 사인파 변조여야 한다. 가장 극심한 변조도가 알려져 있지 않거나 결정하기 곤란한 경우 RTCA DO-160D Section 20의 default 변조도를 적용한다. 시스템 제조자가 FAA에서 승인받은 RTCA DO-160D Section 20의 시험실 시험을 수행한 경우 제조자는 제조자의 장착 기준대로 조립될 수 있도록 승인된 시스템에 대한 장착 기준을 정의하고 항공기상에서의 배선구조를 정의하여야 한다.

(마) 시험중 시스템의 치명 기능이 연속적으로 가용하지 않은 경우 항공기상에 이 임계기능을 대체하는 방안이 있어야 한다. 이 임계기능을 제공하는 대체 시스템은 시험, 분석 또는 HIRF 요건을 중단 없이 충족시키는 유사성으로 입증하여야 한다. 시험중 중단 상태가 발생되면 시스템은 오신호를 내지 않아야 하며 실패의 원인을 즉시 규명하여야 한다. 시험전과에 노출이 종료된 후 시스템은 정상적인 치명 기능을 자동적으로 복구하거나 조종사가 행할 수 있는 방법에 의해 복구되어야 한다. 합격/불합격기준을 조금 벗어난 것은 그 효과가 무시할 만하거나 항공기의 정상기능을 수행하는 데 원인이 되지도 기여하지도 않는 경우 허용이 된다. 조금 벗어난(minor deviation) 현상이 발생되면 신청자는 자체 평가를 수행하고 수락

가능에 대한 타당성을 제시하여야 한다.  
 관할 ACO는 이러한 지지 근거자료를 토  
 대로 최종 승인을 내린다.

(사) 자료의 제출

HIRF 요건에 대한 시험 종료후 FAA ACO  
 에 시험 결과, 분석자료 및 기타 시험계획서에 명  
 시한 자료들을 제출하여야 한다.

(c) 정비 요건

신청자는 장착 시스템의 연속적인 감항성을 보  
 장하기 위하여 정비요건을 제출하여야 한다. 이  
 정비 요건에는 주기검사 기체 구조의 차폐, 전선  
 의 차폐, 연결구 및 장비 보호구 등에 대한 시험  
 등을 수록하여야 한다. 신청자는 이러한 정비 요  
 건에 대한 기술적인 정당성 입증자료를 제시하여  
 야 한다.

3. HIRF 인증에 적용하는 주파수 범위와  
 전계강도

인증에 적용하는 주파수 범위와 전계강도는  
 <표 1> 및 <표 2>와 같다.

<표 1> 시제비행 상태의 회전익항공기

주파수	전계강도 (V/m)	
	최대치	평균치
10 kHz - 100 kHz	150	150
100 kHz - 500 kHz	200	200
500 kHz - 2 MHz	200	200
2 MHz - 30 MHz	200	200
30 MHz - 70 MHz	200	200
70 MHz - 100 MHz	200	200
100 MHz - 200 MHz	200	200
200 MHz - 400 MHz	200	200
400 MHz - 700 MHz	730	200
700 MHz - 1 GHz	1400	240
1 GHz - 2 GHz	5000	250
2 GHz - 4 GHz	6000	490
4 GHz - 6 GHz	7200	400
6 GHz - 8 GHz	1100	170
8 GHz - 12 GHz	5000	330
12 GHz - 18 GHz	2000	330
18 GHz - 40 GHz	1000	420

전계강도는 실효치의 최대값으로 함.

<표 2> 모든 항공기

주파수	전계강도	
	최대치	평균치
10 kHz - 100 kHz	50	50
100 kHz - 500 kHz	50	50
500 kHz - 2 MHz	50	50
2 MHz - 30 MHz	100	100
30 MHz - 70 MHz	50	50
70 MHz - 100 MHz	50	50
100 MHz - 200 MHz	100	100
200 MHz - 400 MHz	100	100
400 MHz - 700 MHz	700	50
700 MHz - 1 GHz	700	100
1 GHz - 2 GHz	2000	200
2 GHz - 4 GHz	3000	200
4 GHz - 6 GHz	3000	200
6 GHz - 8 GHz	1000	200
8 GHz - 12 GHz	3000	300
12 GHz - 18 GHz	2000	200
18 GHz - 40 GHz	600	200

전계강도는 실효치의 최대값으로 함.

III. 결 론

항공기 운용기술이 점차 항공전자 부품에 의존  
 하는 수준이 높아지고 있으며 항공전자부품은 저  
 전력 소모의 기술로 변천하여 외부의 전자장 환  
 경에 취약성이 증대되고 있다. 또한 항공기 기체  
 구조를 형성하는 부분도 일정부분 알루미늄에서  
 복합소재로 대체됨에 따라 외부 전자장 환경에  
 취약성 요인이 되고 있다. 따라서 고강도 전자장  
 환경에서 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에  
 대한 대책이 요구되고 있다. 이러한 기술의 변모  
 에 따라 고강도 전자장 환경에 대비한 감항기준  
 이 제정되고 있으며 이에 따른 감항인증 절차도  
 제정이 되고 있다. 개발 항공기는 항공기의 제작  
 수준에 맞는 인증 절차를 밟아야 하며 이러한 인  
 증의 수행은 항공기 개발 경험과 신기술에 맞는  
 인증절차의 개발이 병행되어야 한다. 본 기술자  
 료는 이러한 급변하는 항공기술에 대비하여 고강  
 도 전자장 환경에 적합한 항공기의 인증을 위한



첫단계로 시도하였다. 앞으로 항공기의 운용별 기종별 인증절차는 이러한 기본 원칙에 입각하여 개발하여야 하며 인증절차의 개발에 활용될 수 있다.

#### 참 고 문 헌

- [1] RTCA DO-160C, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", 1990. 11. 15.
- [2] Gerald L. Fuller, "Understanding HIRF High Intensity Radiated Fields", Avionics Communications Inc. , 1995
- [3] FAA Notice 8110. 71, "Guidance for Certification of Aircraft Operating in High Intensity Radiated Field(HIRF) Environments", 1999. 4. 2.

#### 저 자 소 개



韓 湘 鎬

1972년 3월~1980년 2월 인하대학교 전자공학과 졸업(학사), 1992년 3월~1985년 2월 충남대학교 산업대학원 전자공학과 졸업(석사), 1980년 3월~1990년 3월 : (주) 대한항공 항공우주사업본부 품질관리부 과장, 1991년 1월~2002년 현재 : 한국항공우주연구원 품질인증센터 항공인증그룹 선임기술원, <주관심 분야: 항공전자 부품의 품질인증>