

# 항공기 고강도전자장(HIRF) 보호 설계와 인증 프로세스에 대한 연구

정진평\* · 유승우\* · 이백준\*

## Study on Aircraft HIRF Protection Design and Certification Process

Jinpyong Jung\* · Sungwoo Yoo\* · Baeckjun Yi\*

### ABSTRACT

This paper describes and analyzes the HIRF protection standards of the helicopter category focused on external RF environments. In addition, this paper presents an ideal process of airplane design to accomplish the successful certification. Furthermore, this paper proposes practical recommendations to reduce RF energy on aircraft using specific EMI/EMC techniques such as shielding, grounding and filtering methods. Most of the proposed methods in this paper were key issues during the certification process of KC-100 small airplane which is Korea's first trial aircraft for civil airplane certification.

Key Words : HIRF, EMI, EMC, Certification, KC-100

### 1. 서 론

최신 항공기에서 전기/전자 시스템의 기능적 비중이 더욱 증대되고 있다. 따라서 비행 안전에 직접적인 영향을 미치는 전기/전자 시스템에 대한 신뢰성 확보가 필수적으로 요구되고 있다. 하지만, 전자기술의 발달로 항전시스템에 고속 및 고집적 회로를 많이 사용함으로써 장비자체의 전자기적(Electromagnetic) 내성(Immunity) 확보가 점점 어려워지고 있다. 또한, 항공기 경

량화 목적으로 복합재(Composite) 사용이 많아짐으로 항공기 외피(Skin)의 전자기 감쇄(Attenuation) 효과를 기대하기도 어려워지고 있다. 외부환경 측면에서 레이더(Radar), 방송 중계기, 위성통신기와 같은 고출력 RF 에너지를 사용하는 지상시스템이 증가함으로 항공기 내의 항전시스템에 대한 전자기적 위협이 증가하고 있다.

HIRF(High Intensity Radiated Field, 고강도 전자장) 환경에 대한 연구는 1990년 대 미군에서 전자파가 항공기 연료에 미치는 영향을 연구하는 과정에서 시작 및 발전되었으며 그 결과 2007년 경 FAA(미연방항공국)에서 민간 항공기

†2013년 6월 24일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

\* 정회원, 항공우주연구원 항공우주안전인증센터

연락처, E-mail : jjjung@kari.re.kr

에 대한 HIRF 보호 기술기준을 공표하였다[1, 2].

항공기 카테고리 중 대형 회전익기에는 가장 엄격한 HIRF 보호 기술기준이 적용된다. 본 논문에서는 대형 회전익기에 적용되는 Part 29.1317에 대해 RF 신호 특성과 항공기에 미치는 영향측면에서 분석하였고, 국내에서 최초로 민간 항공기 인증을 받은 KC-100 인증과정에서 적용된 전반적인 인증프로세스와 항공기 설계기법을 기술하였다.

## 2. HIRF 보호 기술기준

### 2.1 감항 기준 및 관련 지침

대형 회전익 항공기에 대한 HIRF 보호 기술기준은 미국의 경우 FAR §29.1317 및 Part 29 Appendix L에 규정되어 있으며, 우리나라에서도 KAS(Korea Airworthiness Standard) 기준에 동일하게 규정하고 있다. 유럽의 경우에도 EASA(European Aviation Safety Agency)가 규정한 CS-29 기술기준에 동등하게 요구하고 있다.

HIRF 보호에 대한 적합성 입증방법은 FAA Advisory Circular AC 20-158 "The Certification of Aircraft Electrical and Electronic Systems for Operation in The High-Intensity Radiated Fields (HIRF) Environment" 문서에서 전반적인 지침을 제시하고 있다. 또한, SAE ARP 5583A "Guide to Certification of Aircraft in HIRF Environment" 문서에서 구체적인 입증절차와 시험방법을 설명하고 있다. 일반적으로 HIRF 적합성 입증은 대규모의 전기체 시험수준까지 요구하고 있으므로 시험계획을 수립하는데 있어 시험시설에 대한 가용성 확인은 매우 중요하다 [3].

### 2.2 HIRF 기준 RF 에너지 분석

HIRF 환경 기준은 지상, 해상, 공중 그리고 고정형, 이동형의 모든 고출력 RF 송신원을 대

상으로 설정되었다. 미국과 서유럽에서 운용 중인 500,000 개 이상의 송신원의 신호특성을 FCC(Federal Communication Commission, 미국 연방통신위원회), DoD(Department of Defense, 미국 국방부), Janes 연감의 데이터베이스 자료를 사용하였다[2]. 주요 변수로는 송신기 출력, 안테나 이득, 항공기 운용 규정에 정의된 송신 안테나와 항공기 간의 이격거리 등이 있다. Eq 1. 공식은 HIRF 기술기준에 정의된 RF 에너지를 산출하기 위한 신호 전달손실(Propagation Loss) 기본식이다 [5].

$$P_d = \frac{P_t G}{4\pi r^2} (W/m^2)$$

- ※  $P_d$  = power density(watts/meter<sup>2</sup>)
- $P_t$  = transmitter output power(watts)
- $G$  = antenna gain
- $r$  = distance or range for antenna(meters)
- $\pi$  = the constnat  $\pi$ (3.1415...)

Eq. 1 RF Propagation Loss Calculation

기본 RF 에너지 전달손실 공식에서 Far Field 기준으로 자유공간에 대한 전계(Electric Field)를 구하는 공식은 Eq. 2와 같다. 최종적으로 Eq. 2를 이용하여 Table 1의 주파수 대역별 HIRF 환경기준을 결정하였다. VFR(Visual Flight Rules)을 따라 시계비행을 주로 하는 헬기의 경우, 교통관제 레이더(Air Traffic Control Radar)와 같은 고출력 송신원에 근접하여 비행할 가능성이 높으므로 가장 엄격한 HIRF 기준이 적용되고 있다.

$$E = (P_d Z)^{(1/2)} (v/m)$$

- ※  $E$  = electric field intensity(volts/meter)
- $P_d$  = power density(watts/meter<sup>2</sup>)
- $Z$  = impedance of free space air( $120\pi$  or  $377\Omega$ )

Eq. 2 Power Density to Field Strength

Table 1. Rotorcraft HIRF Environment vs. Coupling Effects

주파수	Field Strength (volts/meter)		적용 변조	커플링 현상
	Peak	Average		
10 KHz - 100 KHz	150	150	CW, SW	CS**
100 KHz - 100 MHz	200	200		
100 MHz - 400 MHz	200	200		CS**, RS**
400 MHz - 700 MHz	730	200	CW*, SW*, PM*	RS**
700 MHz - 1 GHz	1,400	240		
1 GHz - 2 GHz	5,000	250		
2 GHz - 4 GHz	6,000	490		
4 GHz - 6 GHz	7,200	400		
6 GHz - 8 GHz	1,100	170		
8 GHz - 12 GHz	5,000	330		
12 GHz - 18 GHz	2,000	330		
18 GHz - 40 GHz	1,000	420		

\* CW : Continuous Wave, SW : Square Wave,

PM : Pulse Modulation

\*\* CS : Conducted Susceptibility,

RS : Radiated Susceptibility

HIRF 환경기준의 주파수 대역별 필드세기(Field Strength)는 전계강도인 Volts/Meter 형태이다. 주파수 대역별 RF 세기는 Peak와 Average 값으로 구분하여 정의하였다. Peak와 Average로 구분한 이유는 10 KHz ~ 400 MHz 대역의 SW 에서는 Peak 값을 적용하고 CW에서는 Average 값을 적용하라는 의미이다. 400 MHz ~

18 GHz대의 SW 변조, PM에서는 Peak 값을 적용하고 CW에서는 Average 값을 적용하라는 의미이다.

항공기에서 일반적으로 발생하는 주파수 대역별 커플링 현상(Coupling Effects)을 분석해보면 10 KHz - 100 MHz 대에서는 항공기 동체와 내부 케이블에 의한 CS 문제가 주로 발생하고 400 MHz 이상 대역에서는 항공기 개구부(Aperture)의 직접적인 노출에 의한 RS가 주로 발생한다. 100 MHz - 400 MHz 대역에서는 CS, RS가 혼재한다.

항공기의 RF Field 민감도는 항공기에 전달되는 RF 에너지 세기와 항공기 시스템의 RF 민감도에 따라 결정된다. 항공기 내 장착되는 전기/전자시스템의 RF 민감도(Sensitivity)는 항공기 자체의 차단효율과 내부 시스템 RF 내성(Immunity) 정도에 따라 결정된다. 장비수준의 RF 내성시험 기준은 RTCA/DO-160(Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment) 문서의 Section 20에 상세하게 기술되어 있다[7].

### 3. HIRF 보호 설계

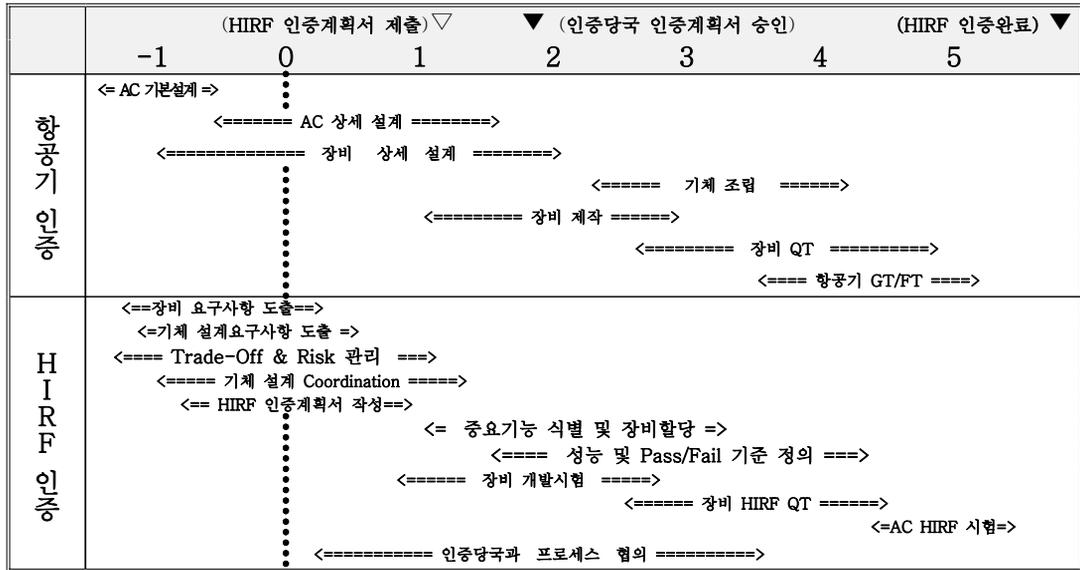
#### 3.1 HIRF 보호 설계 절차

Figure 1은 항공기 전체 설계 프로세스 상에서 효과적인 HIRF 보호 설계를 위한 전반적인 프로세스를 보여주고 있다[4]. 성공적인 HIRF 인증을 위해서는 항공기 기본설계 단계에서부터 통합적이고 지속적인 Trade-off 및 Risk 관리가 필요하다. 예를 들어, 항공기 동체를 복합재료 선정하였다면 항공기 외피의 RF 차폐효과를 보완하기 위한 효과적인 Copper Mesh 및 Electrical Bonding 적용 대책을 고려하여야 한다.

Critical 시스템으로 분류되는 FADEC(Full Authority Digital Engine Control)을 적용한다면 HIRF 위협으로부터 안정적인 성능을 확보할 수 있는 시스템 아키텍처, 기능할당, 장착위치

선정, 장비 EMI 시험 수준, 항공기 수준 시험방법에 대한 전반적인 대책이 필요하다. 설계 초기부터 EMI/EMC Control Plan과 같은 체계문서에 HIRF 요구사항을 종합적으로 식별/관리하여야 한다.

과 전달된 에너지를 제거하는 방법으로 접근하여야 한다. 구체적으로 금속재로 RF을 Blocking 하는 차폐(Shielding) 기법, 유도된 RF 에너지를 Bypassing 시키는 Grounding 기법, 불필요한 RF를 필터링하는 Filtering 기법 등이 있다.



\* 주지 : 시간단위는 정확하게 정의하지 않았으며 주요이벤트의 전후관계 식별을 위해 Step 수준에서 정의하였음.

Fig. 1 HIRF Certification Process Flow

### 3.2. HIRF 보호 설계 기법

HIRF 위협으로부터 항공기를 보호하는 방법으로는 크게 항공기 자체의 RF 차단효율을 높이는 방법과 내부에 장착되는 전기/전자시스템의 RF 강건성(Robustness)을 높이는 방법으로 구분할 수 있다.

#### 3.2.1 항공기 RF 차단 효율을 높이는 방법

항공기는 Worst Case로 Eq. 2에 정의된 HIRF 환경에 노출되게 된다. 송신원에서 방사된 RF 에너지는 자유공간을 거쳐 Eq. 3 공식과 같은 크기로 항공기에 전달된다. 항공기에서 전달되는 RF 에너지를 감소시키려면 항공기에서 안테나 역할을 할 가능성이 있는 동체, 전선 같은 전도체의 수신안테나 유효단면적을 줄이는 방법

$$P_r = \frac{P_t G_t}{4\pi R^2} A_{er} (W)$$

- ※  $P_r$  = received power(watts)
- $P_t$  = transmitter output power(watts)
- $G_t$  = transmitter antenna gain
- $R$  = distance or range between antennas (meters)
- $A_{er}$  = effective area of receiving antenna
- $\pi$  = the constnat  $\pi$ (3.1415...)

Eq. 3 Receiving RF Energy Calculation

차폐 기법은 Eq. 3의 수신 안테나 단면적(Aer)을 줄이는 방법이고 Bypassing과 Grounding 방법은 전달되는 Power를 감소시키는

방법이다.

#### • 전자기 보호 설계

경험적으로 전기/전자시스템에 대한 전기적 분딩(Bonding)을 통한 접지(Grounding), 전선 번들(Wire Bundle)에 대한 차폐 및 라우팅(Routing) 설계를 항공기 설계 초기에 적절히 반영함으로써 90% 이상의 전자기적 문제를 해결할 수 있다고 한다[6]. 비행체 내부 시스템 보호는 저주파대(통상 100 MHz 이하)에서는 장비 케이블을 보호하는 데 중점을 두고, 고주파대(400 MHz 이상)에서는 장비 자체를 보호하는 데 중점을 두어야 한다. 100 MHz ~ 400 MHz 대에서는 케이블을 통한 전도성 에너지와 장비의 직접적인 피방사성 문제를 모두 고려하여야 한다. 기계방식 장비, 조종면, 조명기기 등과 같이 대전력을 소비하는 시스템인 경우 충분한 전류 Path를 고려하여 설계하는 것이 중요하다.

#### • 동체(Airframe) 차폐

항공기 동체를 전자기파로부터 보호하기 위한 최고의 방법은 알루미늄 같은 금속 재질로 동체를 설계하는 것이다. 중량 이점으로 복합재를 선택하였다면, Copper Mesh와 같은 전도성 재질을 복합재 사이에 추가하는 방법이 있다. Mesh의 크기와 형태는 HIRF RF 주파수 특성을 고려하여 결정하여야 한다. 외장 안테나와 같이 전기적 분딩이 필요한 구성품을 Mesh에 접속하는 방법은 복합재 설계/제작 시 반드시 고려되고 확인되어야 한다.

#### • Entry Points

항공기 동체를 관통하는 전도체인 전선 번들(Wire Bundle), 유압관, 연료관, 창문, 출입문, 흡/배기구, 구조체 간 결합부위는 RF에 매우 취약하다. RF 에너지는 이런 개구부를 통해 전달되고 이 에너지는 전선을 통해 커플링된다. 해당 시스템의 신호특성과 RF 전달 메커니즘을 분석하여 불필요한 RF 에너지로 인한 영향을 최소화하여야 한다. 금속 메쉬(Metal Mesh)나 허니

콤(Honeycomb) 또는 전도성 가스켓(Conductive Gasket)과 같은 전도체를 개방부 주위에 설치하여 RF 전달을 차단하는 방법이 일반적으로 많이 사용된다. Fig. 2는 흡입구(Intake)에 허니콤을 설치한 형상이다.



Fig. 2 Intake Honeycomb

벌크헤드(Bulkheads)를 관통하는 전도체(유압관, 연료관, 동정압관, 전선 번들 실드)는 Fig. 3과 같이 전기적 분딩으로 접시시켜 불필요한 에너지를 감쇄시켜야 한다. 조립과 장비장착을 하는데 있어 구성품과 구성품 또는 구성품과 동체접지(Ground) 사이에 효과적인 전기적 접속이 필요하다.



Fig. 3 Electrical Bonding at Bulkheads

#### • 케이블 차폐

400 MHz 이하 대역에서 발생하는 커플링 문제의 주된 경로는 케이블 번들이다. 항전장비의 케이블 번들을 섀딩처리하면 전자기적 내성을 강화할 수 있다. 전자기적 관점에서 Fig. 4의 (a)와 같이 장비 백셸(Backshell)에서 쉘드선을 360도 전방위로 종단처리(Termination)하는 것이 최선의 방법이지만 Overbraid 타입 쉘드케이블

블 경우 항공기 중량에 부담을 줌으로 항공기 설계 초기에 해당 기능, 성능, 중요도에 따라 충분한 Trade-off 후 선택적으로 반영할 필요가 있다.

안테나의 근본적인 목적은 자유공간에 존재하는 RF 에너지를 최대한 모으는 것이다. 항공기의 전도체 물질은 안테나와 같은 원리로 동작할 가능성이 있다. 예를 들어, 어떠한 전도체에 공진파장의 1/2 크기인 전파가 유기된다면 이 전도체는 다이폴(Dipole) 안테나로서 2.41 dB 이득을 가지게 된다. 길이/크기가 큰 안테나일수록 유효면적이 넓으며 많은 RF 에너지를 모으게 한다. 안테나 유효면적을 줄여 수신안테나 이득을 줄여야 한다. 효과적인 전기적 본딩은 저 임피던스 회로를 만들어 잠재 전압(Potential Voltage)을 감소시키면 안테나 이득을 감소시키는 역할을 하여 전자기파 간섭을 제거해준다. 또한 케이블 번들을 실딩 처리하면 저 임피던스 경로가 만들어져 이 경로로 불필요한 에너지가 흐르게 하여 소멸시킬 수 있다. 그러면 불요 신호가 케이블 코어(Core)를 통해 장비내부로 들어가 오동작할 가능성을 낮출 수 있다.

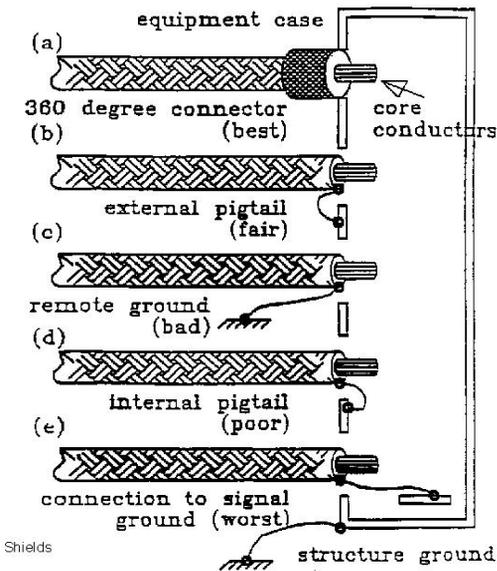


Fig. 4 Types of Grounding for Shields

• Electrical Bonding

전기적 본딩의 궁극적 목적은 장비 또는 구성품을 항공기 동체에 Grounding 시켜 불요 에너지를 제거하는 것이다. 장비와 기체구조 또는 기체구조물 간의 전기적 접촉을 하는 방법은 일반적으로 아래와 같이 4 가지가 있다.

- 전도면 간 직접 접속
- 본딩점퍼(Jumpers) 또는 스트랩(Strap) 사용
- 구조물 간 리벳(Rivet) 결합
- 장비 케이스를 컨택터 점접(Contact) 또는 터미널(Terminal)으로 접지

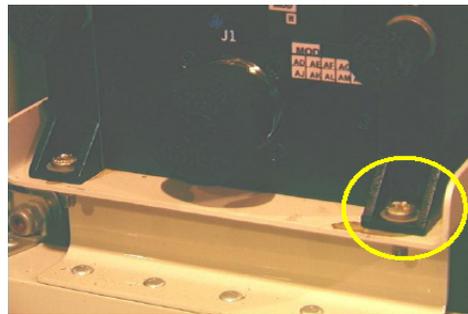


Fig. 5 Equipment Chassis Bonding

조종석과 같은 개방부위에 장착되는 장비인 경우 항공기 기체의 차폐효과를 기대하기 어렵다. 따라서 Fig. 5와 같이 장비 케이스의 가능한 많은 면적에 대한 영구적인 본딩이 필요하다.

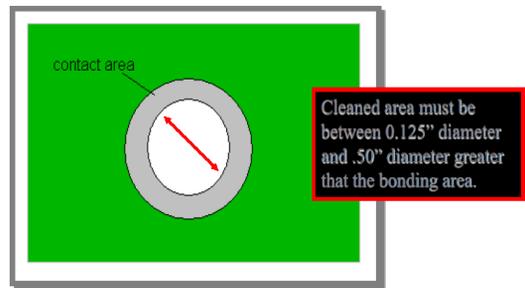


Fig. 6 Contact Area

정확한 본딩 효과를 측정하기 위해서는 접촉

면을 세정하여야 하고, 구조 금속면과 본딩 접퍼 연결부위는 페인트, 프라이머(Primer), 그리스(Grease), 포일(Foil), 부식방지제(Corrosion Proofing) 등과 같은 절연 물질은 완전히 제거되어야 한다. 또한, 접촉면을 매끄럽게 만드는 작업도 중요하다. Fig. 6과 같이 접촉면의 세정면적은 실제 접촉면의 직경보다 0.125 ~ 0.50 inch 이상 커야 한다.

#### • 전원용 리턴(Return)선에 대한 본딩

대부분 항공기에서 각각의 시스템은 독립된 회로 기준점지(Reference Ground) 없이 항공기 동체를 통해 전류 회로를 형성한다. 특히, 직접 낙뢰에 항공기가 노출될 때 고전류가 항공기 동체를 통해 흐르게 된다. 따라서 Single Point Grounding 방법은 일반적으로 추천되지 않는다.

Fig. 7과 같이 각각의 장비를 최단거리로 개별적으로 동체에 접지시키는 Local Grounding 방법이 효과적이다.

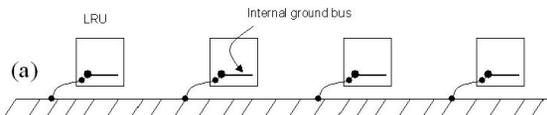


Fig. 7 Multiple Point Grounding

#### • Filter 적용

때로는 Filtering이 Shielding 보다 구현이 현실적이며 효과적일 경우가 있다. 하지만, 차단주파수(Cut-off Frequency)에 대한 정확한 설정과 필터 적용으로 인해 발생하는 삽입손실(Insertion Loss)은 반드시 고려되어야 한다. Fig. 8과 같이 장비 최종단에 Filter를 설치하여야 효과가 높으므로 Filterd Connector 타입이 많이 사용된다.

#### 3.2.2 전기/전자시스템 RF 강건화

비행 안전에 직접적인 영향을 미치는 중요 기능에 대해서는 시스템 다중화(Redundancy) 설계

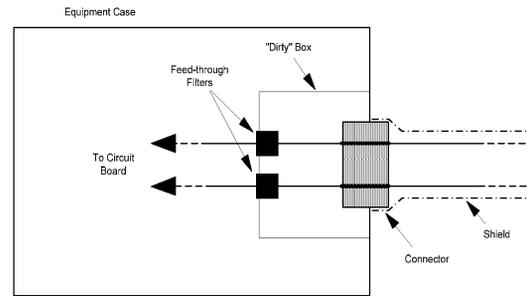


Fig. 8 Filters Mounted in Shielded Compartment

가 필요하다. HIRF 위협은 외부환경으로 인한 위협이므로 단순한 이중화 개념으로는 동시에 모든 이중화 기능이 손실될 가능성이 높다. 따라서 동일 기능을 수행하는 시스템에 대한 다른 설계개념을 적용하는 Dissimilar 개념의 설계가 필요하다. 그 방법으로는 백업(Back-up) 장비를 광(Optic)방식 또는 순수 기계방식과 같은 비전기적 신호를 사용하여 설계하는 방법이 있다. 또한, 소프트웨어를 Dissimilar하게 설계하는 방법과 데이터소스, 장착위치, 케이블 배치를 다르게 설계하는 방법이 있다.

## 4. 결 론

전자시스템에서 고속 및 고집적 회로 사용 및 항공기 동체에서 복합재 사용이 증가함으로써 전자시스템에 대한 전자기적 위협이 증가하고 있다.

본 논문에서는 가장 엄격한 HIRF 환경 기준인 Part 29.1317을 적용측면에서 분석하였다. 또한, 국내에서 최초로 민간 인증을 받은 KC-100 항공기 인증과정에서 인증엔지니어로서 필요성을 확인한 항공기 HIRF 보호 기법을 기술하였다. HIRF 기술기준을 만족하는 항공기를 개발하기 위해서는 기본설계 단계에서부터 항공기 동체 설계, 장비 장착설계, 안전에 직접적인 영향을 미치는 시스템의 식별 및 기능할당, 시험방법 등의 통합적이고 유기적인 설계 프로세스가 필요하다. 향후 과제로 장비수준에서 필요한

HIRF 보호 설계기법을 연구할 예정이다.

### 참 고 문 헌

- [1] Advisory Circular, AC No. 20-158, "The Certification of Aircraft Electrical and Electronic Systems for Operation in the HIRF Environment", FAA, July 30 2007
- [2] SAE Aerospace Recommended Practice (ARP) 5583A, Guide to Certification of Aircraft in a High Intensity Radiated Field (HIRF) Environment, June 2010
- [3] 배중원, 정진덕, 이해창, 이대성 "Part 25 급 항공기 고강도전자장(HIRF) 적합성 입증 시험방안 연구", 항공우주시스템공학회, 2010년 추계학술대회 논문집(2010.11.11)
- [4] NASA Contractor Report, "Consistent Approach to Describing Aircraft HIRF Protection", NASA, March 1995.
- [5] Technical Memorandum, "High Intensity Radiated Field External Environments for Civil Aircraft Operating in the United States of America", Naval Air Warfare Center, December 1998.
- [6] Billy Martin, 2012 오클라호마 주립대 HIRF 세미나, "Electromagnetic Protection Design", October 2012
- [7] RTCA/DO-160G, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, December 2010