

상용파생 군용항공기의 전자기 환경 효과(E3) 시험 평가에 관한 연구

김정훈^{*,1)} · 정인환¹⁾ · 이광일¹⁾ · 이규송¹⁾ · 오 성¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제2기술연구본부

A Study on Electromagnetic Environmental Effects(E3) Test and Evaluation of a Commercial Derivative Military Aircraft

Junghoon Kim^{*,1)} · Inhwan Jung¹⁾ · Kwangill Lee¹⁾ · Kyusong Lee¹⁾ · Seong Oh¹⁾

¹⁾ The 2nd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 7 January 2019 / Revised 25 February 2019 / Accepted 22 March 2019)

ABSTRACT

This paper presents guidelines for the verification test on electromagnetic environmental effects of a commercial derivative military aircraft. To prove the safety-of-flight of a renovated aircraft and appropriate working of electronic system/device, E3 test and analysis at the system level should be performed prior to its operations on real warfare. For the aircraft modified with Falcon 2000S, we concentrate on intra-system EMC, EMRADHAZ (Electromagnetic Radiation Hazards), electrical bonding, P-Static as test and lightning as analysis from a airworthiness certification point of view based on MIL-STD-464, MIL-HDBK-516. As a result, it is verified that the modified aircraft has enough electromagnetic compatibility capabilities under EME(Electromagnetic Environment). In the process, test and analysis methods considering shielding effectiveness(SE) are applied.

Key Words : E3(전자기 환경 효과), Intra-system EMC(상호 전자기 적합성), EMRADHAZ(전자기 복사 위해도), Lightning(낙뢰), Airworthiness Certification(감항 인증)

1. 서론

최근 군용 항공기의 경우 빠른 전략화와 개발 비용의 감소 요구 및 개발 단계에서의 위험을 줄이고자, 개발이 완료된 항공기를 일부 개조하여 전략화하는 경

우가 점차로 증가하는 추세이다. 항공기를 개조하여 전략화를 진행하는 경우 군용기의 개조와 민항기의 개조로 크게 두 경우로 분류될 수 있다. 두 경우 모두 항공기가 비행하기에 적합한 안전성과 신뢰성을 보유하고 있는지를 확인하는 감항 인증을 진행하여야 하며, 감항 인증은 기체 구조 및 재료분야, 항공전자 및 컴퓨터, 승객안전, 전자기환경효과 등 광범위한 범위에서 다각도로 이루어진다. 그 중 본 논문에서는 감항인

* Corresponding author, E-mail: jhkim1@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

증을 고려한 상용과생 군용항공기의 전자기 환경 효과 시험 평가에 초점을 맞추었다. 항공기는 이륙전 단계에서부터 착륙에 이르기까지 다양한 전자장비들이 작동하고, RF 송수신이 지속적으로 이루어진다. 따라서, 기존 항공기에 추가로 장착된 개발 장비 및 시스템이 운용 전자기 환경(EME : Electromagnetic Environment)에 노출되어도 비행 안전성이 보장되는지 검증하여야 하며, 추가 장착으로 인한 기존 시스템의 악영향 및 오작동 여부를 확인하여야 한다. 민항기의 경우 승객안전과 기체안전성을 우선하지만 군용항공기의 경우 생존장비 기동성, 무장기능 등 다양한 관점에서 접근하여야 한다. 또 민항기의 경우 일반적으로 ICAO(International Civil Aviation Organization)라는 국제 민간 항공 기구를 중심으로 미연방항공청 감항인증기준(FAR)을 모든 항목에 대해 적용하나, 군용항공기의 경우 미국방부 감항인증기준(MIL-HDBK-516)을 사업별 특성에 맞게 Tailoring을 하고, 기종별 감항인증 기준 설정 후 Tailoring한 기준 충족을 확인 후 감항인증을 획득하게 된다. 일반적으로 상용과생 군용항공기의 경우 기존 항공기에서 새로 장착되는 전자기기 및 무장, 기체 개조 부분 및 수정/업데이트 되는 소프트웨어에 대해 안전성을 추가 입증하는 방향으로 감항 인증을 진행한다.

본 논문에서는 민항기인 Falcon2000S를 군용 항공기로 개조하면서 전자기환경효과 분야에 대한 감항 인증 기준으로 MIL-HDBK-516B^[1] 13장을 준용하였으며 그중 전자기 환경 효과 분야의 검증을 위해 MIL-STD-461F^[2]와 MIL-STD-464C^[3]를 준용하였다. 우선 고정익 항공기 플랫폼에 탑재되는 개발 장비의 전자기 적합성을 검증하고, 항공기 전자기 환경 효과 중 상호 전자기 적합성, 외부 무선 주파수 전자기 환경, 전자기 복사 위해도, 전기적 접속(Electrical bonding), 낙뢰(Lightning), 정전기(P-Static) 분야의 시험과 분석을 통해 검증하였으며, 민항기를 군용항공기로 개조하는 과정에서 전자기환경효과 분야의 고려 사항을 제안하였다.

2. 항공 탑재 장비의 전자기 적합성

항공기 시스템의 전자기 환경 효과 평가에 앞서 항공기에 장착되는 장비 혹은 서브시스템은 전자기 적합성 시험이 선행되어야 한다. 본 연구에서는 MIL-STD-461F를 준용하여 개발 장비를 시험하였다. 플랫폼은 군용 항공기(Fixed Wing, 항공기 길이 25 m 이하)로 분류

되었으며, 전자기 복사내성(RS : Radiated Susceptibility, RS103), 복사방출(RE : Radiated Emission, RE102), 전도내성(CS : Conducted Susceptibility, CS101, CS114, CS115, CS116), 전도복사(CE : Conducted Emission, CE102, CE106) 시험을 진행하였다.

항공 탑재 장비의 경우 내부/외부 장착 위치에 따라 검증 기준이 다르다. RE102의 경우 외부 장치의 방출 제한치가 10 or 20 dB 낮으며, RS103은 외부 장비가 내부 장비에 비해 약 10.45 ~ 20 dB 더 가혹한 조건에서 시험한다^[4]. 항공기의 내부라도 환경적(공조) 측면과 전자과적 측면에서 구분되어야 한다. 예를 들면, 조종석과 객실은 공조적 측면(여압, 온도 컨트롤 등)에서 내부로 분류되지만, Wind shield와 Passenger window, 금속이 아닌 복합재 사용 등으로 전자과 환경에서는 외부로 분류되어야 한다. 전자과 환경 측면에서 외부로 분류되면 항공 탑재 장비는 차폐 등 여러 측면에서 대책을 세워야 하며, 이로 인한 무게 증가는 항공 비행임무시간 감소 및 최대 착륙 하중 측면에서 불리하다. 본 논문의 대상 항공기는 비즈니스 제트 여객기로 여압 구간은 조종석이 있는 Pilot Compartment와 승객이 탑승하는 부분을 장비실로 개조한 Passenger Compartment로 나뉘어 있다. 조종사 시야 간섭으로 인해 Wind-shield를 차폐 하는 것은 불가능하며 따라서 Pilot Compartment에 장착되는 장비는 외부 장착 장비로 분류하여 시험을 수행하였다. 하지만, 장비실은 탑재 장비의 수량 및 EMI 성능 향상을 위한 예상 무게 증가와 passenger windows의 SE(전자과 차폐) 중 일정소요와 비행시간 단축 등 여러 측면을 고려하여 window 차폐로 결정하였다. 탑재 장비가 항공기 내부 장비로 분류되기 위한 항공기 차폐 성능은 Table 1과 같으며, 항공기의 passenger window 차폐를 위해 금속 mesh를 적용하였다^[4]. 이때 사용된 금속 mesh는 항공기 여압, 요구 전자과 차폐 성능, 장착성, 무게, 가시 투과율을 고려하여 설계되었으며, Fig. 1은 적용된 항공기의 window 형상과 차폐를 위한 mesh, 차폐 측정 과정을 보여주며, Fig. 2 금속 mesh 적용 전/후 전자과 차폐율의 측정 결과를 나타낸다.

시험대상의 임무 장비중 특정 장비는 특성상 RE102의 제한치를 10 dB 완화하였으며, 본 논문 3.2절 상호 전자기 적합성 시험을 통해 시스템의 다른 장비 정상 동작에 영향을 주지 않음을 확인하였다. 특정 장비를 제외한 모든 장비는 시험 결과 모두 검증 요구 레벨을 만족함을 확인하였다.

Table 1. Required SE for internal equipment test in aircraft

주파수	항공기 전자파 차폐율
2 MHz ~ 1 GHz	20 dB 이상
1 GHz ~ 40 GHz	10.45 dB 이상

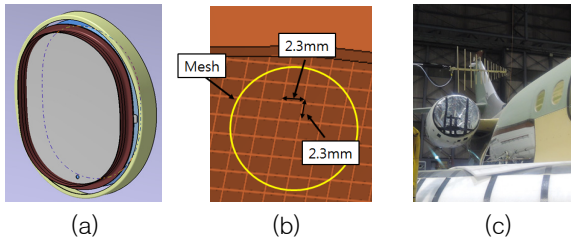


Fig. 1. (a) Shape of passenger window, (b) applied mesh on it, and (c) measurement of SE

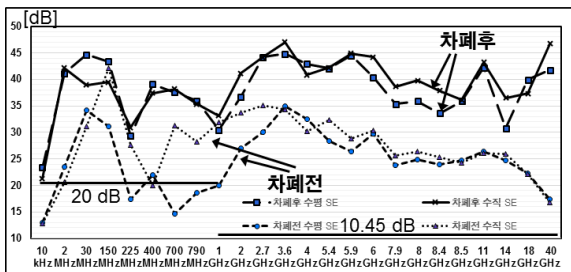


Fig. 2. Measurement results of SE for passenger windows

3. 항공기 시스템의 전자기 환경 효과

3.1 항공기 특징 및 전자기 환경 효과 시험 항목

Fig. 3은 개조된 항공기 모델을 보여준다. 여기에 추가로 데이터/음성 통신 장비, 자체보호 장비, 입무 장비, 추가 발전기 및 각종 송수신 안테나, 센서, 케이블이 개조 장착된다.

Table 2는 군용 항공기 감항인증에 요구되는^[1] 전자기 환경 효과 시험 항목과^[3] 본 논문의 대상 개조 항공기에 대하여 적용 대상 및 그 사유를 나타내며, Fig. 4는 감항 인증 기준 MIL-HDBK-516B^[1]의 적합성 요구 성능 검증을 위한 전자기 환경 효과 분야의 검증 시험 방법 MIL-STD-464C^[3]의 연관 관계를 보여준다.



Fig. 3. Falcon2000S aircraft before modification

Table 2. Range of E3 Test for the modified aircraft

시험 항목	적용 대상	사유
Intra-System EMC	0	추가장착된 RF 송수신 장비 및 전자장비와 기존 전자항법장비 간섭성 검증 필요
External RF EME	0	항공기 OML(Outer Mold Line) 변화에 따른 영향성 검토 필요
Lightning	0	추가로 외부에 장착되는 장비의 돌출 부위에 대해 낙뢰 영향성 분석 필요
EMI	-	단품 EMI 전자기 적합성은 MIL-STD-461로 사전 시험 완료
Electrostatic charge control	0	추가로 외부에 장착되는 돌출 장치에 대해 P-static 점검 필요
EMRADHAZ	0	추가 RF 송출 장비에 대한 HERP, HERF 및 자체보호장비에 HERO 시험 분석 필요
Margin	0	추가 장착되는 자체보호장비 HERO에 대한 Margin 16.5 dB 이상 확보 검증 필요
Electrical bonding	0	추가 장착 장비에 한하여 접속 저항 시험 필요
EM Spectrum	0	데이터 링크 통신장비에 대한 추가 주파수 할당 필요
External grounds, TEMPEST, System radiated emissions, HPM, EMP Life cycle	-	요구/해당 사항 없음

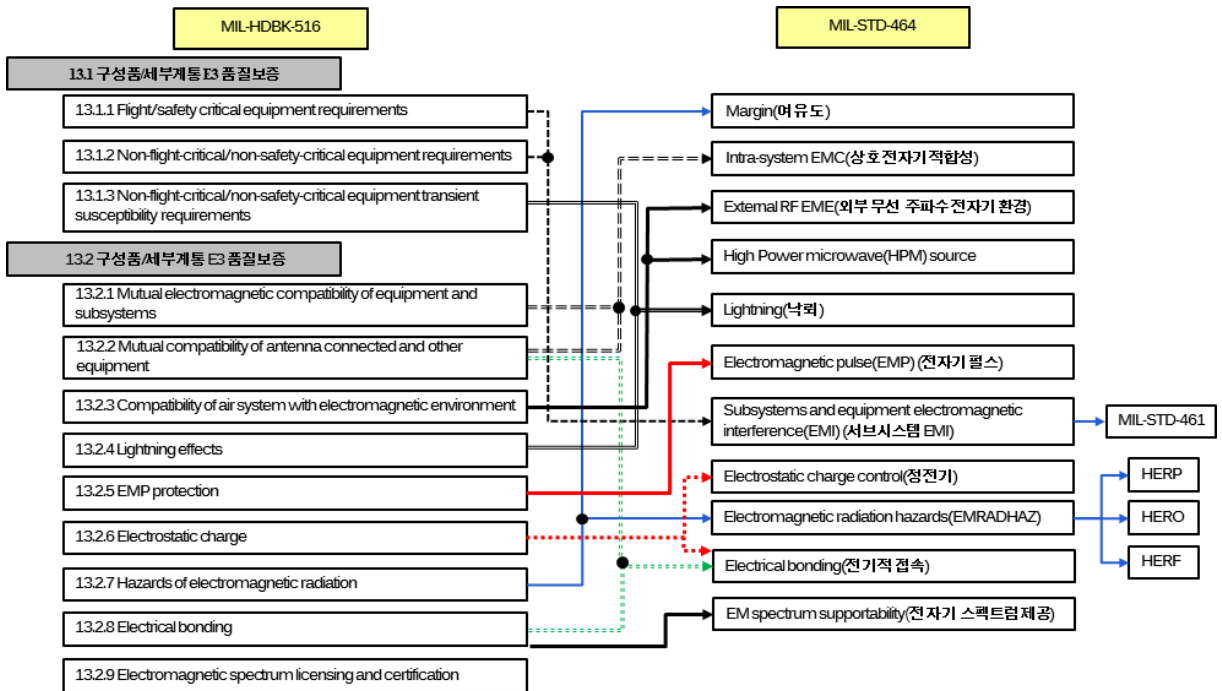


Fig. 4. Type Certificate for E3 & MIL-STD-464

3.2 Intra-System EMC(상호 전자기 적합성)

상호 전자기 적합성 시험은 장치/장비단위의 전자기 적합성 시험^[2] 완료 후 모든 장치/장비가 항공기에 장착된 상태에서 수행하는 시험으로 항공기 운용환경에서 탑재된 전자장비들 간의 상호 전자기 적합성을 확인하는 순서로 진행된다. 시험절차는 가해 장비(Source)를 차례로 동작시키며, 나머지 장비들을 피해 장비(Victim)로 정상 동작을 확인하는 시험이다. Table 3은 가해 장비와 피해 장비 목록을 나타낸다. 시험은 외부 전자파의 영향을 받지 않는 전자파 무반사실에서 진행되는 것이 가장 좋지만, 항공기를 SUT(System Under Test)로 수용 가능한 대형 시설(국방과학연구소 해미)의 일정을 고려하여, 지상 시험은 전자파 무반사실, 항공기 행거(hangar)와 엔진런(Engine-run)을 위한 장소로 구분하여 시험 일정과 시험 항목을 결정하였다. 마지막으로 비행시험은 실제 운용 환경과 동일한 환경에서 수행되며, 이때는 동시에 다중 가해 장비 동작이 이루어진다. Fig. 5 ~ 7은 순서대로 전자파 무반사실, 행거, 엔진런 야외 시험 구성도를 보여준다. 전자파 무반사실에서는 HF, VHF, UHF 등 획득이 어려운 다양한 시험 주파수 가해 장비를 위주로 시험하였

고, 행거에서는 ATC, DME, TCAS 등 항공 전자장비 모의기를 통해 시험 가능하며, 시험 주파수 획득을 필요로 하지 않는 장비, 엔진런을 위한 야외 시험 패드장에서는 항공기 엔진 동작중에만 시험 가능한 발전기 및 Flight Controls 계통의 시험을 진행하였다.

Table 3. Equipment list for intra-system EMC test

장비 목록	
Source (가해 장비)	ATC, HF, ICS, LSS, Radio Altimeter, TCAS, VHF 1, VHF 2, Weather Radar, Engines/3rd Generator System, Internal/External Lights, EFB, ECS, Flight controls, IFF, TACAN, UHF B, VHF A, 임무 장비
Victim (피해 장비)	ADF, ATC, Autopilot, DME, GS, LOC, GPS, HF, Honeywell ICS, FORCE ICS, LSS, Marker Beacon(MB), Radio Altimeter, TCAS, VHF, VOR, Weather Radar, Engines Instruments, Flight Controls, Flight Deck Instruments, Internal/External Lights, Warning/Caution System, EFB, ECS, IBU, IFF, TACAN, EGI, 자체 보호 장비, UVHF Transceivers(2), 임무 장비

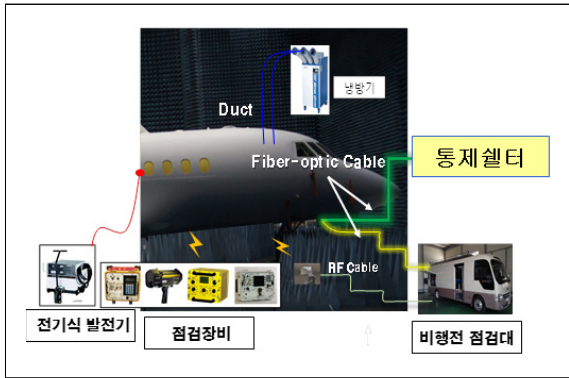


Fig. 5. Test setup of intra-system EMC in a anechoic chamber

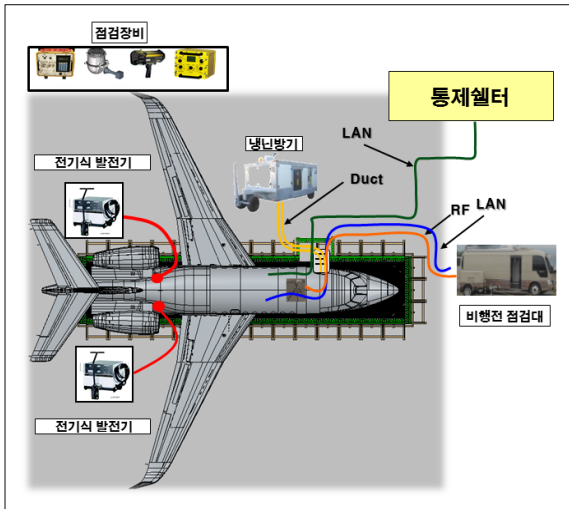


Fig. 6. Test setup of intra-system EMC in a hangar

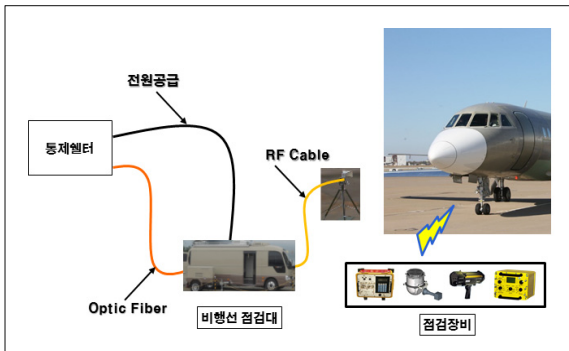


Fig. 7. Test setup of intra-system EMC during engine-run

항공기에 탑재된 다수의 임무장비는 정상 동작 확인을 위해 통제 센터와 FLTM(Flight Line Test Module : 비행 점검선 시험 모듈)에 LAN 케이블을 이용하여 연결을 하였으나, RWR(Radar Warning Receiver) 동작 확인을 위해 △ GHz 대역의 모의 위협신호 발생시 통신 두절 현상이 발생함을 확인하였고, Fiber optic 케이블로 교체 후 정상 동작을 확인하였다.

3.3 External RF EME(외부 무선주파수 전자기환경)

외부 무선 주파수 전자기 환경은 외부의 강한 RF 전자기 환경에서 항공기의 지속적 안전 비행과 이/착륙을 수행 능력을 확인하는 것이다. 개조된 항공기의 OML 변경은 미세할 뿐 아니라 2장에 언급된 것처럼 차폐가 강화되는 것으로 변경되었으므로, SAE 5583^[5] Table 3. HIRF(High intensity radiated field) environment I에서 인증 요구를 만족하고 최초 14CFR 25의 25.1317 (외부 무선 주파수 전자기 환경 요구 항목)에 영향성 없음을 확인하였다.

3.4 낙뢰

항공기에 장착된 전자장비들과 외부 돌출물들은 지상/해상 장비들에 비해 낙뢰의 가능성이 높으며, 비행 중 낙뢰에 피격되더라도 비행에 필수 장비는 절대 오동작을 일으켜서는 안된다. 항공기는 낙뢰 전류가 금속 도체로 이루어진 항공기 기체 표면을 따라 외부로 쉽게 빠져 나갈 수 있도록 설계되지만, 안테나 및 Radar를 보호하는 레이돔과 비금속의 Composite 재료의 사용은 증가하는 추세이다. Fig. 8은 낙뢰 보호를 위한 설계 및 분석 과정을 보여준다. Fig. 9와 같이 Lightning Strike Zone(Step 1 of Fig. 8)을 분류 후, 해당 영역에 낙뢰가 유입될 경우 전압/전류 특성(Step 2 of Fig. 8)에 따라 설계된 current path(Step 3 of Fig. 8, Fig. 10)를 분석 후, 상세 전류 경로(Step 4, 5 of Fig. 8, Fig. 11)에 존재하는 모든 Bonding Strap과 Diverter에 대하여 온도 상승 및 전압 강하를 수식 (1), (2)에 따라 분석한다^[6](Step 6 of Fig. 8, Table 4).

$$\Delta T = \frac{0.2389\rho_{20}[1+\lambda\Delta T]}{cDA^2} \int I^2 dt \quad (1)$$

$$\text{where } A^2 = \frac{0.2389\rho}{cD\Delta T} \int I^2 dt$$

$$V_{drop} = 2 \times 10^5 \times \rho_{20} [1 + \lambda \Delta T] \times L / A \quad (2)$$

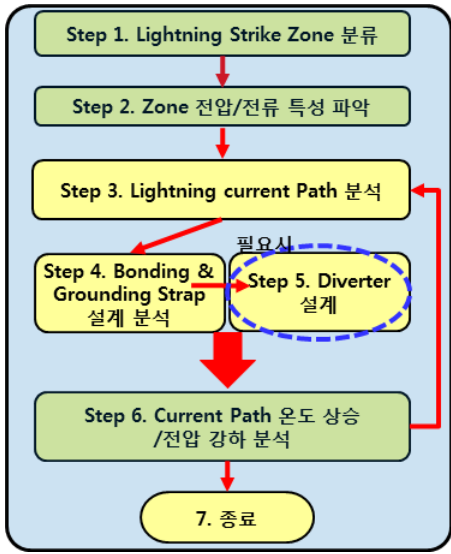


Fig. 8. Design & analysis process of lightning protection

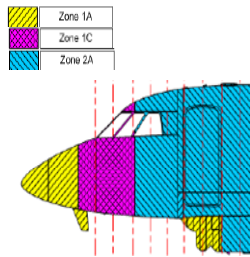


Fig. 9. Analysis of lightning strike zone

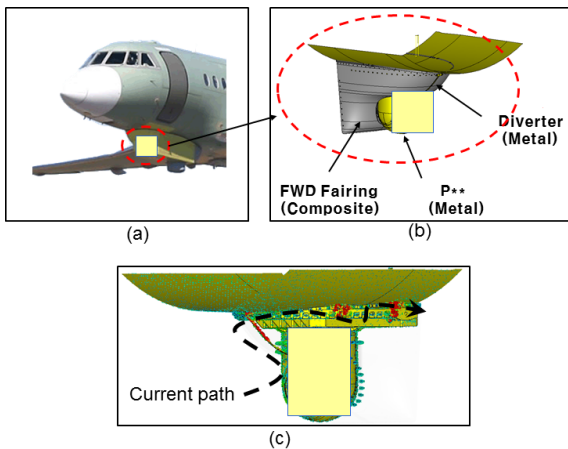


Fig. 10. (a) Lightning zone, (b) zoom of lightning and (c) current path analysis

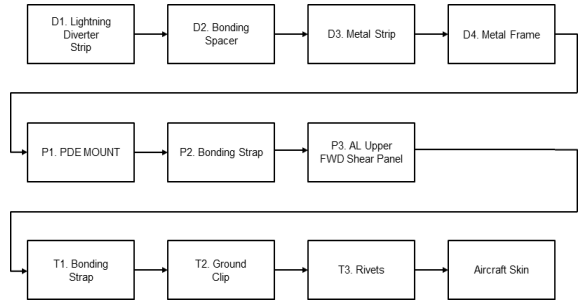


Fig. 11. Critical current path of Fig. 10 (c)

고정의 항공기에 대한 표준 감항 적합성 검증을 위한 규정은 14CFR Part 25 25.581, 25.594, 25.1316이다. Table 4 분석 결과로서, 온도 상승 변화는 최고 76.21도로서 구리의 녹는점 섭씨 1084도 보다 낮으며, 전압 강하 최고값 역시 254 V로 전압강하 기준 500 V 미만인 것을 확인하여 감항기준을 충족함을 확인하였다.

Table 4. Results of temperature rise and voltage drop for bonding strap & lightning diverter

Zone	경로	Part No.	Material	Area* (cm ²)	Length (in)	Wire의 수	온도 변화 (°C)	전압강하 [V]
1A	D1	406797-	Aluminum	0.2032	15.26	1	76.21	141.74
1A	D2	N/A	Aluminum	0.1847	0.21875	2	18.78	0.91
1A	P2	D5340-	Copper	0.1330	30	1	75.88	254
1A	T1	D5340-	Copper	0.1330	12	1	75.88	62
1A	T2	406757-	Aluminum	2.4113	N/A	1	0.41	N/A*
1A	T3	MS9E5-X	Aluminum	0.1217	N/A	5	6.58	N/A*

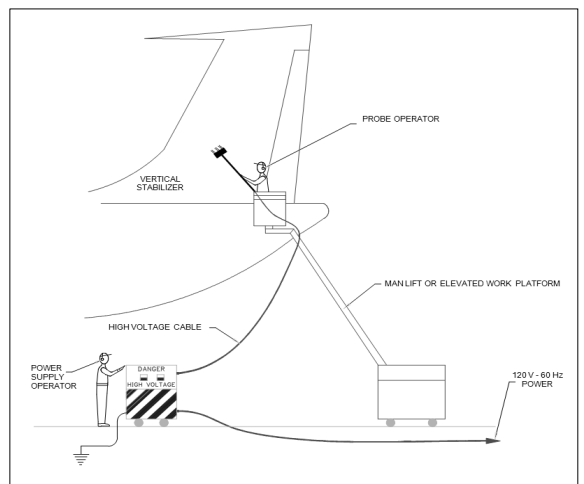


Fig. 12. Measurement setup for precipitation static test

3.5 정전기

항공기 OML에서 개조가 이루어 질 경우 정전기 시험을 통해 적합성을 입증하여야 하며, Fig. 12는 시험 setup을 보여준다. 정전기를 항공기 기체 표면에 주입하며 통신장비(HF, VHF, UHF) 및 DME, MB, LOC/GS, VOR 등 통신 항법장치의 수신 상태를 모니터하며 시험을 진행하였다.

3.6 전자기 복사 위해도

3.6.1 인체 전자기 복사 위해도(HERP)

IEEE Standard for Military Workplaces(IEEE std C95.1-2345-2014)의 1.3.3 Military environmental exposure zones에서는 군사 작업장(Military workplace)을 전자파 환경에 따라 비제한구역(Zone 0)과 제한구역(Zone 1, Zone 2, Zone 3)으로 구분한다. 개조된 항공기는 군용 항공기이므로 잠재적인 전자파 위해성을 인지하고 제한된 인원만 접근이 가능한 Zone 1으로 분류될 수 있다. Fig. 13은 Zone 1에서 최대 노출 기준 레벨을 나타내며, Fig. 14는 인체 전자기 복사 위해도 측정 위치와 측정 setup을 보여준다. 시험 대상 항공기는 모든 RF 송출 장비에 대해 지정된 이격 거리에서 전계 강도를 측정할 결과(Table 5)가 요구 레벨(61.4 V/m 이하)보다 낮은 것을 확인할 수 있었다.

Table 5. Measured electric field maximum levels

[V/m]	측정 포인트						
	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7
측정전계 강도레벨	8.7	25.3	7.6	11.4	11.2	22.7	0.9

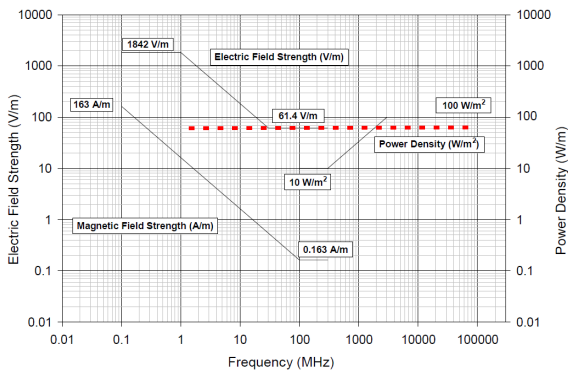


Fig. 13. Exposure reference level of Zone 1

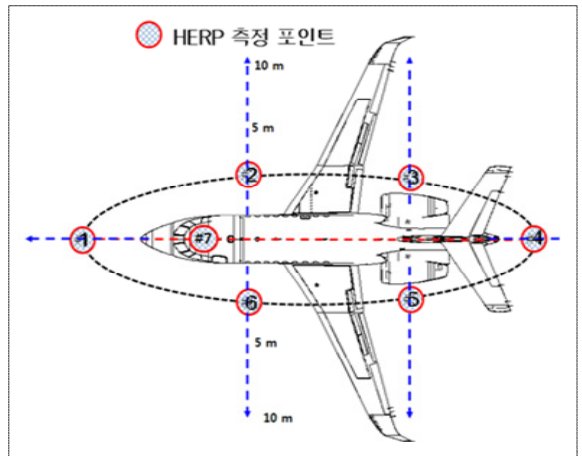


Fig. 14. Measurement points

3.6.2 병기 전자기 복사 위해도(HERO) & Margin

군용 항공기는 전자파로부터 병기의 오작동이 발생하지 않고 잘 보호되고 있음을 시험, 분석, 검사등의 방법을 통해 검증되어야 한다. 병기를 플랫폼에 장착하여 시스템 단위로 시험하는 기존의 시험 방법(Fig. 15)은 높은 레벨의 전자파 발생을 위한 고출력 앰프와 시험 주파수 및 시험 장소 확보가 어렵다. 야외(OATS : Open Area Test Site) 시험은 높은 레벨의 전자파 신호가 주변에 영향을 줄 수 있고, 시험 주파수의 사용 허가가 용이하지 않으며, 전자파 무반사실(Anechoic Chamber) 시설을 사용한 시험이라도 고출력용 전자파 흡수체를 설치하여야 하며, 항공기 시스템을 시험할 수 있는 충분한 수용 공간등 여러 제약이 존재한다. 따라서, 본 논문에서는 전기적 점화장치(EID : Electrically initiated devices)를 사용하는 병기에 대한 전자기 복사 위해도의 새로운 시험/분석 방법을 Fig. 16에 제시하였다.

제시된 방법의 장점은 시스템 단위의 시험 측정이 비교적 간단하며, 상대적으로 낮은 출력으로 단품 병기 레벨에서 시험이 가능한 장점이 있다. Table 6은 제시된 방법으로 수행 분석된 시험 결과를 보여주며, 항공 플랫폼에 적용된 병기가 감항 인증에서 요구되는 16.5 dB 이상 안전 여유를 충분히 만족(최소 28.4 dB)시키는 것을 확인할 수 있었다.

3.6.3 연료 전자기 복사 위해도(HERF)

HERO와 마찬가지로 군용 항공기는 전자파로 인해 연료 점화가 발생하지 않음을 검증하여야 한다. 개조

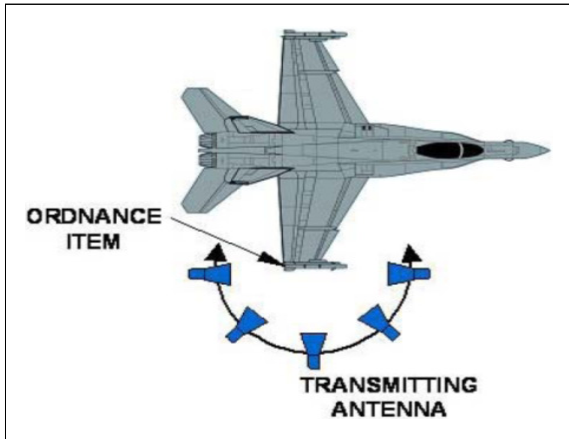


Fig. 15. Generic test setup for HERO verification

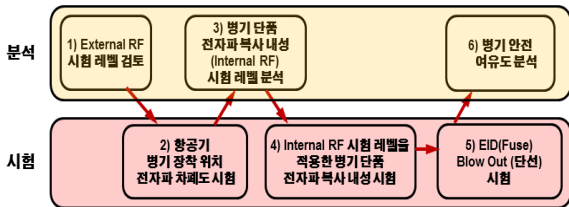


Fig. 16. Proposed test & verification procedure for HERO

Table 6. Results of temperature rise and voltage

순번	주파수 범위 [MHz]	1) MIL-STD-464C Table 6 Maximum external EME Levels [V/m]	2) 항공기 전자파 차폐도 [dB]		3) 항공기 내부 도장 EME levels [V/m]		4) R3103 전자파 복사 내성 시험 레벨		5) 용조 (1A) 마진 [dB]		6) 안전 여유도 (use 마진포함)	
			수평	수직	수평	수직	수평	수직	수평	수직	수평	수직
1	0.01 ~ 2	27	32.45	34.08	0.64	0.93	계량 없음	14.89	계량 없음	계량 없음	계량 없음	
2	2 ~ 30	64	12.21	13.28	15.69	13.87	200.44	14.89	200.44	14.89	36.1	
3	30 ~ 150	13	33.23	36.4	0.29	0.61	202.94	200.44	14.89	72.0	65.9	
4	150 ~ 225	36	30.45		1.08	1.38	200.94	200.5	14.89	60.3	58.8	
5	225 ~ 400	3	34.52				201.13	200.5	14.89	75.9	79.4	
6	400 ~ 700	159	2				202.75	205.51	14.89	45.3	42.7	
7	700 ~ 900	80	5				205.81	210.11	14.89	52.0	48.8	
8	900 ~ 1000	105	3				208.77	209.31	14.89	45.2	47.6	
9	1000 ~ 2000	420	2				247.52	249.75	14.89	34.6	37.1	
10	2000 ~ 2700	209	7				212.7	213.35	14.89	43.4	44.1	
11	2700 ~ 3000	455	3				212.4	199.63	14.89	36.5	37.7	
12	3000 ~ 4000	11	31.2				216.51	208.63	14.89	69.9	1.6	
13	4000 ~ 5400	657	2				226.16	225.79	14.89	34.7	35.8	
14	5400 ~ 5900	657	5				226.56	232.69	14.89	34.8	36.0	
15	5900 ~ 6000	4	6				207.97	212.84	14.89	79.7	81.9	
16	6000 ~ 7900	14	2				207.97	210.82	14.89	68.79	70.14	
17	7900 ~ 8000	4	1				202.53	205.56	14.89	79.49	80.80	
18	8000 ~ 8400	70	8				202.53	208.18	14.89	54.20	57.73	
19	8400 ~ 8500	70	8				215.3	208.18	14.89	54.73	58.49	
20	8500 ~ 11000	238	32.28				207.65	197.67	14.89	45.99	47.41	
21	11000 ~ 14000	94	32.28				207.65	197.98	14.89	54.05	51.73	
22	14000 ~ 18000	655	28.02				206.26	197.98	14.89	32.9	38.4	
23	18000 ~ 50000	32										

항공기의 경우 OML의 변화가 많지 않을 경우 External RF에 대한 HERF 안전도 검증은 감항 형식 인증서 (TC : Type Certificate) 획득 단계에서 진행된 것을 인정하고, 개조시 새로 장착되거나 RF 송신 안테나의 위치가 변경된 장비의 경우 검증이 필요하다. 본 논문에서는 시험 항공기에 대해 연료 유증기 발생 확률이

Table 7. Received powers and safety margins of fuel injection position vs transmitter

	장치	출력 [W]	이격 거리 [m]	주파수 [MHz]	연료 주입구 수신 전력 [W/cm ²]	안전 여유 [dB]
1	IFF	500	4.7	1030	1.21×10 ⁻⁶	66.1
2	TACAN	500	10.17	1025	2.62×10 ⁻⁷	72.8
3	Data Link	*	5.8	*	2.21×10 ⁻⁸	83.5
4	U/VHF Radio	25	2.8	118	1.32×10 ⁻⁵	55.8

가장 높은 연료 주입구를 분석 대상으로 새로이 장착된 UVHF, Data Link, TACAN, IFF 송출 장비 위치로부터 연료 전자기 복사 위해도를 분석하여 그 결과를 Table 7에 나타내었다.

송신 출력과 거리 및 자유 공간 감쇠율(Free space path loss) 송신 안테나의 Gain을 고려하여 분석하였으며, 그 결과 Peak 출력에서 유증기의 발생 및 점화 확률이 가장 높은 연료 주입구 부근의 수신 전력은 최대 1.32 × 10⁻⁵ [W/cm²]로 POL(Petroleum Oil and Lubricant)의 안전 기준 5 [W/cm²]를 기준으로 안전여유를 최소 55.8(기준 16.5 dB)로 충족함을 확인할 수 있었다. 따라서 개조시 추가 장착된 RF 소스에 의한 연료 전자기 위해도는 감항 기준을 충족함을 확인할 수 있었다.

3.7 전기적 접속

전기적 접속저항(Electrical Bonding) 시험의 목적은 개조된 항공기에 대한 전기적 접속저항 측정값이 기준치를 만족하는 것을 확인하는 데 있으며, 기본 항공기에서 개조된 부분에 한해 전기적 접속저항 측정을 실시한다. 전기적 접속저항은 3.4에 언급된 낙뢰 검증 조건을 만족시키기 위해 선행되어야 한다. 개조항공기의 전기적 접속저항의 검증 요구는 14CFR Part 25 §25.581, §25.899, §25.1715에 있으며, 이를 만족시키기 위한 세부 요구 조건은 군용기의 경우 MIL-STD-464C §5.11(A 5.11 포함)에 표현되어있다. 측정을 위해 일반적으로 밀리움 미터를 사용하며, 도장이 되어있는 경우 정확한 측정을 위해 표면 도장을 최소한으로 긁어낸 후 측정을 실시하고, 시험 완료 후에는 해당 표면의 부식방지를 위해 긁어낸 표면을 다시 덧칠(Touch-up)한다.

3.8 EM Spectrum

항공기에 탑재되는 무선 송수신장비의 경우 E3시험에 앞서 주파수 사용 신청후 승인을 받아야 하며, 개발 완료후 전락화 이전에 최종 주파수 사용 승인을 획득하여야 한다.

4. 결 론

본 논문에서는 상용과생 균용 항공기의 개조할 때 감항을 위한 E3 분야 인증항목을 확인하고 각 항목의 검증 방법을 요약하였다. 특히, 항공기에 장착된 장비 단위의 EMI 시험시 내부 장비와 외부 장비의 기준을 항공기의 차폐도가 1 GHz 이하에서 20 dB, 이상에서 10.45 dB 이상일 경우 내부 장비 완료된 레벨로 시험 가능함을 제시하였으며, 낙뢰 항목은 낙뢰 피격후 전류 경로상의 온도 상승 76.21도(요구 성능 : 1084도 미만) /전압강하 254 V(요구 성능: 500 V 미만)를 분석하여 낙뢰 안정성을 확인하였고, HERP 시험 결과 최고 전계강도가 25.3 V/m(요구성능 61.4 V/m 이하)였으며, HERO 검증의 경우 고출력 시험장비(예: 인가 레벨 657 V/m)를 사용하는 기존의 시스템 단위 시험 방법대신 단순화된 시스템 단위 측정(항공기 차폐도) 과 단품 장비 시험으로 구분하여 낮은 레벨(예: 인가 레벨 232 V/m)로 시험이 가능한 새로운 검증 방법을 제시하고 시험 결과 안전 여유도 최소 28.4 dB(요구 성능: 16.5 dB 이상) 이상을 만족하였음을 확인하였다. 새로이 추가된 전자장비에 의한 HERF 항목 분석결과 안전 여유도 최소 55.8 dB(요구 성능: 16.5 dB 이상) 이상을 충족시켰다. 제시된 검증 방법은 추후 SOJ를

장착한 전자전기 및 상용 과생 균용기의 감항 인증 E3 분야에 유용하게 적용될 수 있을 것이다.

References

- [1] MIL-HDBK-516B, Airworthiness Certification Criteria Expanded Version, Sep. 2005.
- [2] MIL-STD-461F, Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment, Dec. 2007.
- [3] MIL-STD-464C, Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems, Dec. 2010.
- [4] J. H. Kim, I. H. Jung, K. S. Lee and S. C. Ryu, "EMI Test limits of Radiated Susceptibility and Shielding of Passenger Window for Equipment and Subsystems installed in Aircraft, Air Force," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 691-692, Nov. 2016.
- [5] SAE ARP 5583, Guide to Certification of Aircraft in a High Intensity Radiated Field(HIRF) Environment.
- [6] J. H. Kim, I. H. Jung, K. I. Lee and K. S. Lee, "Lightning Protection Design of Non-Metallic Mountings on Aircraft Skin," JKEES Annual Conference Proceedings, p. 382, Aug. 2017.
- [7] J. H. Kim, I. H. Jung, K. I. Lee K. S. Lee and S. C. Ryu, "Safety Margin Test and Analysis CMDS in Aircraft, Air Force," JKEES Annual Conference Proceedings, pp. 794-795, Nov. 2017.