

항공기 낙뢰 간접영향 인증시험 동향

글 / 한상호 shhan@kari.re.kr, 서장원

한국항공우주연구원 항공우주안전인증센터 항공인증그룹

초 록

오늘날 항공기 설계와 제작은 다국적인 산업의 형태로 이루어지고 있다. 즉 항공기 서브시스템은 세계 각국에서 독립적으로 설계, 제작 및 시험한 후 한 곳으로 납품되어 조립·제작되는 때 이 때 중요한 것이 표준화이다. 항공전자장비의 낙뢰 간접영향에 대한 인증의 경우 RTCA DO-160E, Section 22 Lightning Induced Transient Susceptibility(낙뢰 유도 과도현상 적응성)로 표준화 되어 있다. 이 Section 22는 낙뢰 간접영향에 대한 항공전자장비 단위 즉, LRU (Line Replaceable Units)와 같은 부품단위의 시험 요건을 규정하고 있으며 이 규격은 현재 전 세계적으로 통용이 되고 있다. 1980년대 초 상용 수송기에 디지털 “Fly by Wire” 비행 시스템과 엔진제어시스템(EEC, Electronic Engine Control)의 도입 이후, 항공기 시스템이 낙뢰 환경에서 운용시 신뢰성을 보증할 필요성이 대두되었다. 데이터 처리를 통하여 제어되는 각종 항공전자장비에는 다중타격(MS)과 다중파열(MB) 기법에 의한 시험 사항이 최근 추가 되었다. 실제 낙뢰 환경과 유사한 시험실 모사를 위해 계속적인 연구가 진행 중이며 신규 시험 규격서가 새로이 출간되고 있다.

주제어 : 단일타격(SS, Single Stroke) 다중타격(MS, Multiple Stroke), 다중파열(MB, Multiple Burst), 장비내성 설계기준(ETDL, Equipment Transient Design Level), 과도현상 제어수준(Transient Control Level), 실제 과도현상 수준(ATL, Actual Transient Level), 개구부 결합(Aperture Coupling), 저항성 결합 (Resistance Coupling)

1. 서론

오늘날 항공기 설계와 제작은 다국적인 산업의 형태로 이루어지고 있다. 항공기 서브시스템은 세계 각국에서 독립적으로 설계, 제작 및 시험한 후 한 곳으로 납품되어 조립·제작되고 있다. 이 세계적인 프로세스는 세계 어디에서 수행하든지 시험 내역이 동일한 결과를 나타낼 수 있어야 하는 데 이것은 시험 방법 및 장비의 표준화를 통하여 가능하다. 항공전자장비의 낙뢰 간접영향에 대한 인증의 경우 RTCA DO-160E, Section 22 낙뢰 유도 과도현상 감수성(Lightning Induced Transient

Susceptibility)으로 표준화 되어 있다. 이 Section 22는 낙뢰 간접영향에 대한 항공전자장비 단위 즉, LRU(Line Replaceable Units)와 같은 개별 부품 단위의 시험 요건을 규정하고 있으며 이 규격은 현재 전 세계적으로 통용이 되고 있다.

1980년대 초 상용 수송기에 디지털 “Fly by Wire” 비행 시스템과 엔진제어시스템(EEC)의 도입 이후,

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

항공기 시스템이 낙뢰 환경에서 운용시 신뢰성을 보증할 필요성이 대두되었다. 주로 구름내부 또는 구름과 구름사이의 낙뢰로 발생이 되는 다중타격(MS)과 다중과열(MB) 환경은 데이터 처리와 제어 기능에 오류 신호를 만들 가능성이 있다. 이러한 사례는 디지털 방식으로 자료를 처리하는 통합 조종석 표시장치(integrated cockpit)나 FADEC과 같은 전자식엔진 제어에도 해당이 된다 1).

판에서는 항공전자장비의 낙뢰 시험 기준이 되는 장비 내성 설계기준(ETDL, Equipment Transient Design Level)의 기준을 그림 2와 같이 종래에는 과도현상 제어수준(TCL, Transient Control Level)을 기준으로 하던 것을 실제 과도현상 수준(ATL, Actual Transient Level)을 기준으로 하여 종래의 margin 개념을 완화한 것이 특징이다. 또한 ETDL의 증명 개념도 종래의 시험으로 일관하던 것을 비교에 의한 증명 방안도 인정하도록 하고 있다.

2. 낙뢰 시험규격 개정 동향

2.1 낙뢰 시험규격의 변천

여기서 군사규격을 포함한 낙뢰시험과 관련한 기술기준의 변천을 살펴보면 그림 1과 같다.

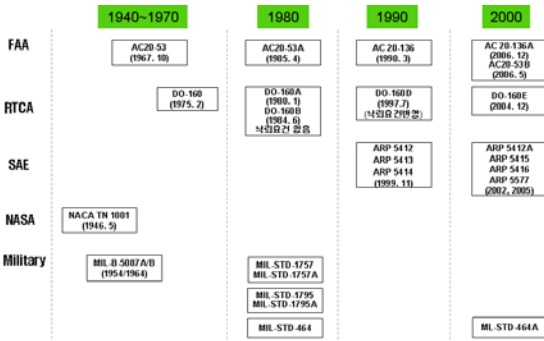


그림 1. 낙뢰시험 관련 기술기준의 변천

그림 1. 예서와 같이 근대적 낙뢰 시험방법이 정리되기 시작한 것은 1990년대 중반부터이며 후속적인 구체적 인증방법이 정착된 것은 아주 최근의 일임을 알 수 있다.

미연방항공청(FAA)에서는 낙뢰 간접영향에 대한 인증기준서로서 1990년에 AC20-136을 발행한 이래 2006년 12월에 개정판 AC20-136A 2)를 내놓는데 여기서는 시험의 구체적인 절차로서 SAE ARP series를 사용할 것을 권장하고 있다. 그리고 이 개정

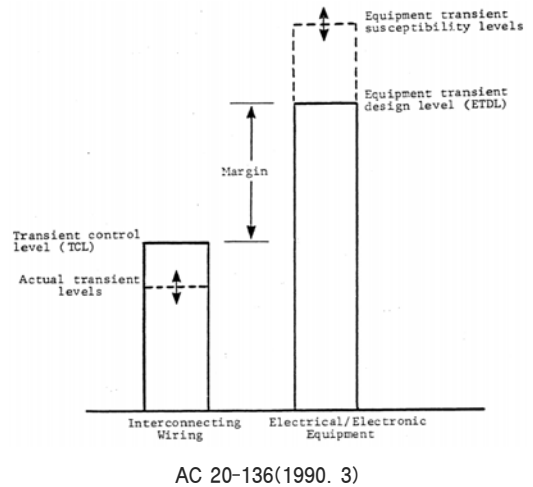
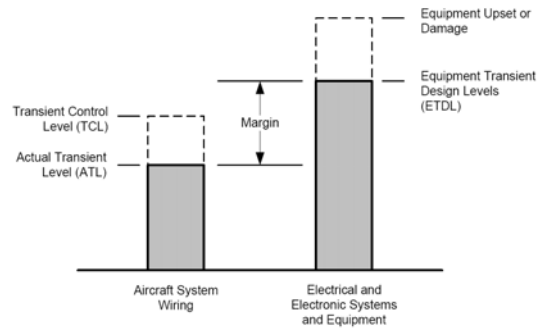


그림 2. AC 20-136A, ETDL 산정기준의 개정내역 비교

민간에서는 RTCA가 1984년 DO-160B를 발행하면서 처음으로 낙뢰 간접영향 인증기준으로 제시하였다. SAE에서는 1963년 보잉 707기가 낙뢰로 인한 연료탱크 폭발 사고를 계기로 감항당국의 요청으로 항공기에 대한 낙뢰의 모사 시험을 진행하였고 SAE(AE4L)의 연

1) Cosimo J. Bosco, "Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls", p1

2) AC20-136A, pp 10, 13 and 19

구결과는 FAA AC(AC20-53)로 채택이 되어 활용되고 있다. 그러나 이 당시에는 주로 낙뢰의 직접영향에 대한 연구가 이루어졌다. SAE에서는 1970년대 초기 연구의 결과를 토대로 2건의 산업 규격과 낙뢰시험과형을 고안한 2건의 기술보고서를 내놓았다.

군사 부문의 경우 낙뢰 피뢰의 기본이라 할 수 있는 접지에 관한 규정이 1954년 개발되어(MIL-B-5087) 1997년 MIL-STD-464에 흡수 반영되기까지 민군분야에 사용되어 왔다.

NASA는 항공기 개발초기 낙뢰에 의한 항공사고가 계속되자 NASA의 전신인 NACA에서 1938년 낙뢰에 대한 특별 소위원회(Sp SC, 1938~1945)를 구성하여 항공기에 대한 낙뢰의 위험(Lightning Hazards to Aircraft)에 대한 본격적인 연구에 착수하였다³⁾. 이 위원회에서는 낙뢰 방전에 대한 항공기의 위험을 개선하고, 낙뢰로 인한 항공기 승객의 위험을 경감하고 낙뢰 방전이 예상되는 조건을 회피하는 방안을 찾는 데 주력하였으며 연구 결과로서 1946년 5월 NACA TN No. 1001, "Lightning Discharges to Aircraft and Associated Meteorological Conditions"을 내놓았다. 이후 NASA에서는 낙뢰와 관련한 항공기 보호 대책에 대한 연구를 꾸준히 진행하여 많은 연구 보고서를 발행하는 데 여기서는 대표적인 것만을 소개한다⁴⁾.

2.2 RTCA DO-160 요건의 개정 동향

RTCA가 1975년에 항공전자장비에 대한 환경 적응성 시험 규격으로 DO-160을 발행할 당시에는 총 17가지의 환경시험 대상을 정하고 구체적인 시험 절차를 제시하는 데 낙뢰시험에 대한 절차는 직접영향에 대한 것이든 간접영향에 대한 것이든 어느 것도 제시되지 않았다. 오늘날 사용하고 있는 DO-160E 판으로 시험 방법이 정립된 낙뢰 간접영향에 대한 시험 절차가 제정되기 시작한 것은 1984년의 DO-160B 판 때부터이다. 여기서는 초기의 17종의 시험 항목을 19종으로 인증범위를 확대하면서 낙뢰 간접영향에 대한 요건을 최초로 제시하였다. 그러나 이때는 단지

시험 과형을 장시간파(Long Wave), 단시간파(Short Wave) 그리고 감쇄사인파(Damped Sinusoidal Wave)의 3개 과형으로 구분하여 시험방법도 주로 cable induction 기법에 의한 시험법만이 제시되었다. 이어서 1989년 12월 DO-160C 개정판에서 이 부분은 개정되지 아니하였으며 이후 근대적 시험법이 고안된 것은 1997년 7월의 DO-160D 개정판에서 부터 인데 여기서 비로소 핀주입 시험과 케이블 번들 시험이라는 시험 기법이 등장하며 시험 과형은 단일타격(SS, Single Stroke) 과형만을 적용하였다. 2001년 6월 개정된 chg 2에서 소폭 개정이 이루어지는 데 장비 시험의 범주로서 2개의 과형 세트로 정리되는 4가지의 핀 주입 과형이 있고 4개의 과형 세트로 정리되는 6종의 케이블 번들 과형 시험법으로 대별하고 모든 과형에 대해서는 5가지의 적용 강도 수준을 정하였다. 시험 카테고리의 지정 방법도 도입되었는데 핀 주입 시험과 케이블 시험 과형과 시험 수준을 표시하는 4자리 글자로 표시하였다. 예를 들면 카테고리 A3E3는 과형 세트 A로 수준 3의 핀 주입 시험을 그리고 과형 세트 E로 수준 3의 케이블 번들 시험을 해야 함을 나타낸다. 카테고리 부여에서 일부 Z로 표시하는 것은 비표준형임을 나타내며 X는 시험이 필요치 않음을 나타낸다.

단일타격에 의한 시험방법 외에 다중타격과 다중과열에 의한 시험방법을 도입한 것은 2002년 12월 발행된 DO-160D chg 3에서 부터이며 다중타격(MS, Multiple Stroke) 및 다중과열(MB, Multiple Burst) 기법이 도입되어 적용하게 되며 오늘날까지 이르고 있다. 다중타격과 다중과열 환경에 대한 공학적 정의는 1985년에 감항성 증명 기준에 도입되었고, 1990년대에 수정보완 되었으며 MS와 MB가 유발하는 과도현상을 생성하여 조종 및 표시 시스템에 주입하는 시험 방법이 개발되기 시작했다. 이 시험은 작동상태에 있는 시스템에 적용되며 변압기 결합(transformer coupling) 또는 과도현상을 상호연결 케이블에 직접 주입(direct injection)하는 방법들이 있다. 여기서 다중타격의 적용은 항공기 배선에 외부 낙뢰인 다중타격 과형에 의한 유도효과를 나타내기 위해 만든 한 세트의 과도 과형으로서 이 다중타격의 적용은 외부 환경이 만드는 각 전류 펄스에 대한 유도 과도현상을 포함한다. 다중타격의 적용에

3) NASA/TM-1999-209734, p 1

4) 한상호, "낙뢰와 항공사고", 항공진흥, 통권32호, pp.175-194

는 14개의 과도파형으로 구성된다. 첫 번째 과도파형은 외부 낙뢰 환경 중 첫 번째 복귀뇌격에 대한 반응이고 이어서 발생하는 13개의 과도현상은 이어서 발생하는 외부 낙뢰환경에 대한 반응이거나 외부 낙뢰 환경의 다중 복귀뇌격에 대한 반응이다. 다중파열(MB)의 적용은 항공기 배선에 외부 낙뢰인 다중파열 파형에 의한 유도효과를 나타내기 위해 만든 한 세트의 과도 파형으로 이 다중파열의 적용은 외부 환경이 만드는 각 전류 펄스에 대한 유도 과도파형을 포함한다. 다중파열의 적용에는 20개로 구성된 다중타격 파형 3개를 한 조로한 파형그룹으로 구성된다. 시험 사항이 더욱 세분화 되면서 시험 카테고리의 지정 방법도 4자리 표기 방식에서 5자리 표기 방식으로 바뀌었다. 예를 들면 카테고리 시험 카테고리가 B3G43으로 지정된 경우 그 의미는 그림 3과 같다. 즉, 시험 카테고리 B3G43에서 앞의 두자리 “B3”은 파형 세트 B를 이용한 수준 3의 핀주입 시험을 수행함을 나타내고, 뒤의 세자리인 “G43”은 케이블 번들 시험으로서 파형 세트 G를 이용한 수준 4의 단일타격 및 다중타격 시험과 수준 3의 다중파열 시험을 수행함을 나타낸다. 다른 예로 B3XXX는 수준 3의 핀주입 시험만을 수행함을 나타낸다. 시험을 전혀 수행하지 않을 경우 지정번호는 XXXXX가 된다 5).

B	3	G	4	3
Pin Test Wave form Set	Pin Test Level	Cable Bundle Test Wave form Set	Cable Bundle Single and Multiple Stroke Test Level	Cable Bundle Multiple Burst Test Level

그림 3. 낙뢰 시험카테고리의 지정

2.3 낙뢰 시험규격 현황

항공전자장비에 대한 낙뢰 간접영향 적응성 인증과 관련한 발행문서의 내역을 살펴보면 다음과 같다.

(1) FAA AC 20-136A, “Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning”, FAA, 2006. 12. 21.

(2) RTCA DO-160E, Environmental Conditions and Test Procedure for Airborne Equipment, Section 22, Lightning Induced Transient Susceptibility (2004. 12. 9.)

(3) SAE Publications

- SAE AIR 1208, Bibliography-Lightning & Precipitation Static (1973. 1. 1.)
 - SAE AIR 1407, Lightning Protection & Static Electrification (1976. 1. 1.)
 - “Lightning Test Waveforms and Techniques for Aerospace Vehicles and Hardware”, Report of SAE Committee AE-4L, Society of Automotive Engineers, 1978. 6. 20
 - “Lightning Test Waveforms and Techniques for Aerospace Vehicles and Hardware”, Report of SAE Committee AE-4, Special Task F, Society of Automotive Engineers, 1976. 5. 5.
 - SAE ARP 1870, Aerospace Systems Electrical Bonding and Grounding for Electromagnetic Compatibility and Safety (1987. 1. 12)
 - AE4L-97-4, “Protection of Aircraft Electrical /Electronic Systems Against the Indirect Effects of Lightning”, 1997
 - SAE ARP 5412A, “Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms”, 2005. 2.
 - SAE ARP 5413, Certification of Aircraft Electrical /Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning (1999. 11)
 - SAE ARP 5414, Aircraft Lightning Zoning (1999. 12.)
 - SAE ARP 5415A, “User’s Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning”, 2005. 2.
 - SAE ARP 5416, Aircraft Lightning Test methods(2005. 3.)
 - SAE ARP 5577, Aircraft Lightning Direct Effects Certification (2002. 9.)
- (4) NASA.
- NACA TN No. 1001, “Lightning Discharges

5) RTCA DO-160E, p 22-3

to Aircraft and Associated Meteorological Conditions” 1946. 5.

- NASA Contractor Report 3329, Improved Test Methods for Determining Lightning Induced Voltages in Aircraft, K. E. Crouch and J. A. Plumer, 1980. 9.
- NASA Contractor Report 3762, Lightning Protection Guidelines and Test Data for Adhesively Bonded Aircraft Structures, j. E. Pryzby and J. A. Plumer, 1984. 1.

(5) Military

- ML-B-5087B, Bonding, Electrical, and Lightning Protection, for Aerospace Systems(1964. 10). 1997. 4. MIL-STD-464에 반영되어 폐지됨.
- MIL-STD-1757A, Lightning Qualification Test Techniques and Hardware.(1983. 7) 1996. 5. 폐지됨.
- MIL-STD 1795A, Lightning Protection of Aerospace Vehicles and hardware.(1989. 6.) 1997. 12. 31. 폐지됨.
- MIL-STD-464A, Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems(2002. 12.)

3. 낙뢰 시험파형과 시험수준

비행중인 금속제 항공기가 낙뢰를 맞을 때, Faraday의 새장 효과(Faraday Cage Effects, 정전차폐효과라고도 함)에 따라 충격 전류는 항공기체 바깥 표면을 따라 윙팁 또는 꼬리 구조를 경유하여 나가므로 내부 탑재 시스템이 보호되고 있다. 그러나 현대 항공기는 기체 구조에 상당한 량의 복합 재료를 채용함에 따라 좌석 제어장치부터 플라이 바이 와이어 시스템에 이르는 각종 시스템이 전자장비에 대한 의존성이 증가하게 되어 과거에 경험되지 않는 문제를 나타나고 있다. 시스템과 항공기체를 통하여 전력 공급과 자료 송수신을 하는 배선은 수 마일에 이르고 있으며 이 케이블은 외부 과도현상에 대해 훨씬 더 높은 장애를 유발하고 있다. 따라서 시험 수준의 결정은 장비의 장착 위치로부터 먼저 도출할 수 있다. DO-160에서는 장비 장착 영역 설정에 대한 일반

가이드로서 다음과 같이 4 가지 장착 보호 영역을 제안하고 있다.

- 영역 a) : 예를 들면 객실 안의 잘 보호되고 있는 환경. 이 환경에 위치하는 장비가 항공기 표면에서 가장 멀고, 그것이 통신 시스템을 통하여 보호를 받기 때문에, 가장 낮은 시험 수준이 적용된다. DO-160에서, 이것은 수준 1에 해당 된다
- 영역 b) : 항공전자장비실 같은 부분적으로 보호되고 있는 환경으로서 다른 영역 또는 또 다른 전자 장비실과 연결돼 있는 케이블과 함께 항공기체 내부에 분포한다. DO-160은 그런 장비와 케이블에 대해 수준 2로 시험할 것을 권고하고 있다.
- 영역 c) : 적절하게 잘 보호된 환경으로서 잠재적으로 직접적인 전자기의 간섭 효과를 받는 것으로 간주된다. 조종실은 이 등급에 분류되며 DO-160은 여기에서 설치되는 장비가 수준 3으로 시험을 받을 것을 권고한다.
- 영역 d) : 혹심한 전자기의 영향을 받는 장비는 보호망이 없는 상당한 량의 복합 재료로 된 항공기체에서 잘 나타난다. 일반적으로 이 등급의 장비는 착륙 장치 또는 추진 시스템 제어장치가 있다. 이것은 수준 4 또는 5로 시험하도록 권하고 있다.

항공전자장비에 대한 낙뢰 시험파형 수준은 해당 항공기 기체구조의 재료와 항공전자장비의 장착위치에 의해 결정되며 이것은 결국 항공기 설계자가 결정한다고 볼 수 있다.



- 탄소 섬유 복합소재
- 타이타늄 및 고기술의 강화 플라스틱
- Glare: 알루미늄 복합소재
- 기타 특수 재료
- 열역학 플라스틱

그림 4. A380 항공기

복합소재 항공기의 경우 다음과 같이 영역을 정의한다.

- 영역 a) 동체의 내부
- 영역 b) 조종실 특히 창, 꼬리부분, 바퀴실, 날개/동체 페어링 및 레이돔에서 1m 이내에서 케이블이 설치되어 있는 지역
- 영역 c) 날개, 꼬리부분, 버팀대(struts)와 엔진
- 영역 d) 착륙 장치

각 경우에 적절한 파형 세트와 시험 수준을 부여한다. 그림 4와 같이 A380은 대표적인 현대 항공기로서 서로 복합재료와 같은 다른 재료의 채택으로 차폐의 정도가 감소되며, 그 결과로서 다른 영역의 장비에 적용되는 위치 분류, 파형 세트와 시험 수준의 결정에 영향을 준다. 여기서, 항공기가 소재의 가벼움과 견고성의 이점을 감안하여 도입하고 있는 복합소재 항공기는 공기역학적 차원에서는 상당한 이점이 있으나 항공전자장비의 입장에서 보면 그다지 바람직하지는 않다. 왜냐하면 복합소재를 채택할 경우 낙뢰의 개구부 결합(Aperture Coupling)으로 항공기 주변에 발생된 낙뢰 유도 자기장이 항공기 내부로 투과할 확률이 높아지기 때문에 항공전자장비에 대한 낙뢰 위협이 증가되는 것이며 또한 항공기 기체의 전기 저항이 증가하게 되어 낙뢰의 저항성 결합(Resistance Coupling)에 의하여 기체 전압의 크기가 증가될 것으로 예측되기 때문이다 6).

4. 낙뢰 시험파형 발생기

4.1 낙뢰 간접영향 시험파형

낙뢰 간접영향 인증 시험에 적용되는 시험 파형은 총 5종으로서 아래 그림 5와 같다. 이러한 개별 파형을 직접 적용하는 것은 단일타격(SS)이라 하며 2002년 RTCA DO-160D Chg 3에서 부터는 이 단일타격 기법 외에 다중타격 기법과 다중파열 기법을 포함하여 확장 적용하고 있다.

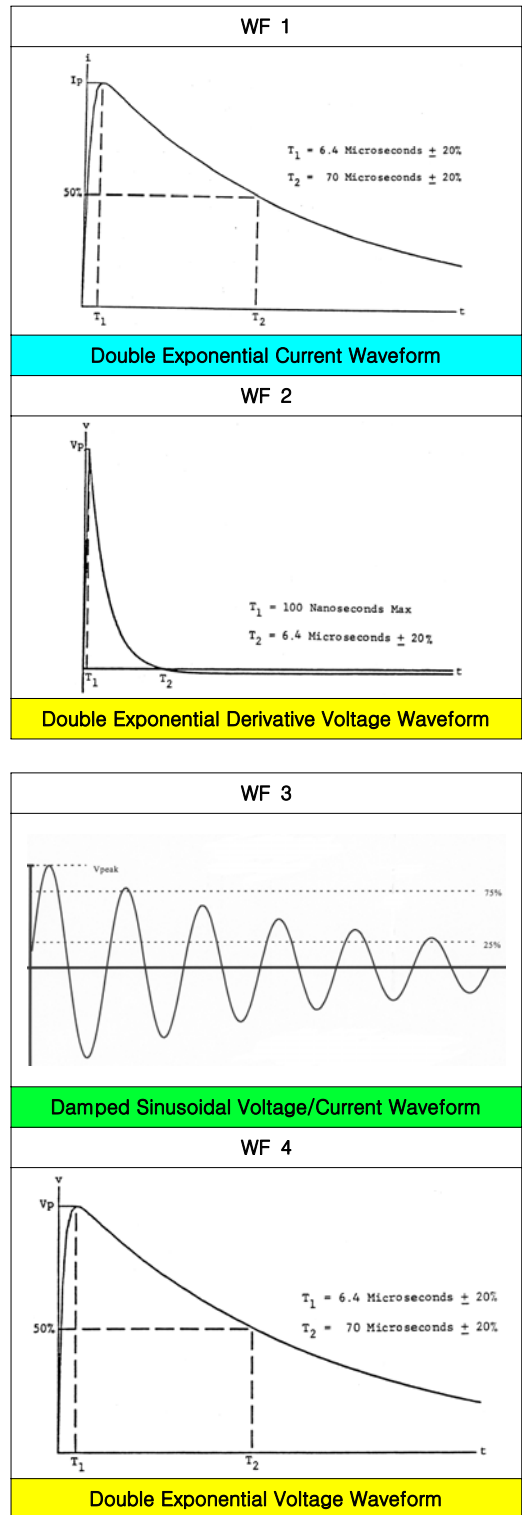


그림 5. 낙뢰 간접영향 파형과 MS, MB 기법(계속)

6) Fisher, F.A., Perala, R.A., and Plumer, J.A., "Lightning Protection of Aircraft", pp 227-229

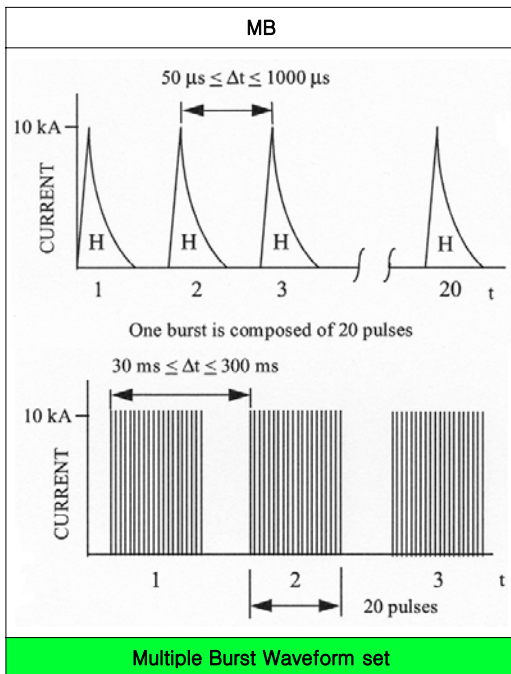
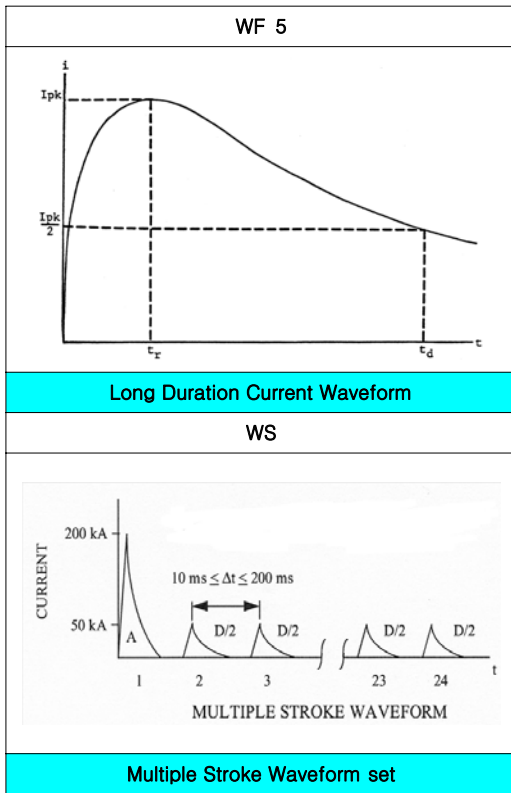


그림 5. 낙뢰 간접영향 파형과 MS, MB 기법

4.2 시험 파형 W2와 W3 파형 발생기

항공전자장비의 상당수는 거의 수준 3이 적용되는 데 이것은 시험 장비 요구조건과 비용에 직접적인 관계가 있다. 임펄스 발생기 적용의 기본적인 전제는 교정 절차에 있으며 케이블 번들 시험에 있어서 특히 EUT(Equipment Under test) 부하를 분명히 정의하고 이해하여야 한다. 발생기 임피던스를 논할 때, 이것은 개회로의 파형을 측정하고 그 다음 단락 조건으로 파형을 측정하는 것으로 특성화 할 수 있다. 이것은 확실히 정의할 수 있는 유일한 두 가지 상태로서 이것 때문에, 파형은 단지 이러한 통제된 환경하에서 규정된다. EUT가 접속된 후, 임피던스는 모르므로 파형은 교정 회로에서와 같지 않을 수 있다.

4.3 핀 주입 시험용 파형발생기

DO-160에서 제시된 핀 주입 시험에 사용되는 낙뢰파형발생기는 단지 핀 주입 시험에 전용되며 케이블 번들 시험에 대해서는 제한적으로 사용된다. 대부분의 파형은 접속 리드선에 거의 영향을 받지 않으며 따라서 발생기 원천 임피던스는 V_{oc}/I_{sc} 로 바로 표현된다. 따라서 DO-160에서 정의된 교정 절차를 따르면, 핀 주입 시험에 대한 발전기를 설치가 상대적으로 수월하다. 핀주입 시험에는 파형 3, 4 및 5A가 적용된다.

DO-160의 표 22-2(그림 6)는 '주입 점'에서 개회로에서는 V_{oc} = 전압 크기이고 폐회로(단락회로)에서는 I_{sc} = 전류 크기로 규정한다. 여기서 임펄스를 EUT로 보내는 데 사용되는 연결 케이블과 시험용 팁을 포함한다는 것을 설명하여야 한다.

그림 6은 파형 W3, W4, W5A 교정 핀 주입 발생기를 어떤 부하에 대해서도 사용될 수 있다는 것을 나타낸다. 케이블 유도 시험(Cable Induction Test)을 위한 발생기의 설계는 훨씬 복잡하며 실제적인 시험의 사용을 위해 시험 요건 뿐 아니라 그 사용 요건을 이해하여야 한다.

DO-160의 다중과열(MB) 시험용 파형 3, 1MHz와 10 MHz는 에너지 요구조건이 비교적 낮고 시험 전압이 현저하게 더 낮으며 시험장비 설계자에게 큰 기술적 도

전을 요하지 않으므로 수준 5까지의 모든 수준에 대해 쉽게 시험할 수 있다. 반면에, 수준 5 단일의 타격과 다중타격 요구조건은 달성하기가 훨씬 더 어렵다.

험(Test)”과 “한계(Limit)” 값 중 먼저 도달하는 것에 대해 큰 영향을 가지게 된다. 다음 그림은 파형 3에 대한 이 점을 잘 설명해 주고 있다.

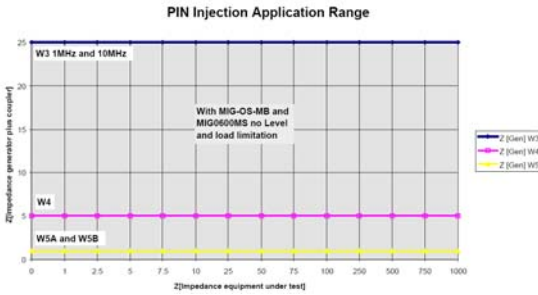


그림 6. 핀 주입 적용 범위

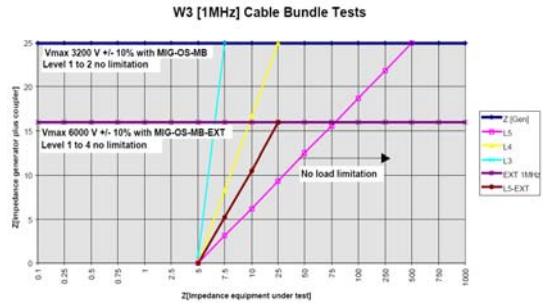


그림 8. W3 [1 MHz] 케이블 번들 시험

DO-160은 여기서 깊이 있는 설명을 필요로 하는 개념을 제시한다. 모든 케이블 번들 시험은 “I 시험(Test)”과 “V 시험(Test)” 또는 “I 한계(Limit)”와 “V 한계(Limit)” 값의 파라미터를 정의하여 그 크기에 대한 임펄스의 EUT와의 연결 배선에 대한 잠재적인 영향을 고려하여야 한다. 가능하면 “시험(Test)” 값이 도달하게 되는 이상적인 값이다. “한계(Limit)” 값은 EUT가 과도하게 압박되는 것을 막기 위해 정한 연결용 케이블 번들에서 측정되는 최대 허용 값이다. 이 값에 도달하면 시험을 중단하여야 한다. “시험(Test)”과 “한계(Limit)” 값은 발생기 임피던스를 정의하는 데 착오되는 수가 있다. 그러나 위에 설명한 바와 같이 발생기 임피던스는 단지 핀 주입 요건에서만 주어지기 때문이다.

DO-160의 표 22-3(그림 7)에서 파형 3에 대한 EUT 임피던스는 5 옴인 것을 알 수 있다. 이것은 다음의 설명에서 잘 알 수 있다. 케이블의 특성 임피던스는 다음과 같이 설명된다 :

$$XL = 2 \times \pi \times f \times L$$

길이 3.3m의 다중 케이블의 경우 인덕턴스는 1MHz에서 대략 L = 1μH이며 이것은 임피던스 XL=6.3Ω으로 환산되므로 이것은 표준에 제시된 5Ω에 매우 가까운 값이 된다. 그러나 10MHz에서는 이 케이블 임피던스는 XL = 62.8Ω이 된다.

다음 그림에 새로운 상황을 나타내었다. 이 상황은 다음 그림9와 같이 나타낼 수 있다. 시험 파형 W1과 W5는 전압을 “한계(Limit)”로 전류를 “시험(Test)”으로 규정하므로 이것은 시스템에 대해 최대 임피던스를 나타내는 EUT와 동일하다.

Table 22-3 Test Levels for Cable Bundles Single Stroke Tests

Level	Waveforms				
	1	2	3	4	5A
	V_T/I_T	V_T/I_L	V_T/I_L	V_T/I_L	V_T/I_T
1	50/100	50/100	100/20	50/100	50/150
2	125/250	125/250	250/50	125/250	125/400
3	300/600	300/600	600/120	300/600	300/1000
4	750/1500	750/1500	1500/300	750/1500	750/2000
5	1600/3200	1600/3200	3200/640	1600/3200	1600/5000

Annotations: V_L =voltage limit, V_T = voltage test level, I_L =current limit, I_T =current test level.

그림 7. 핀 주입시험 적용 범위

케이블 번들 임피던스가 역시 매우 중요하기 때문에, 케이블의 타입과 라우팅 또는 주입 임펄스가 “시

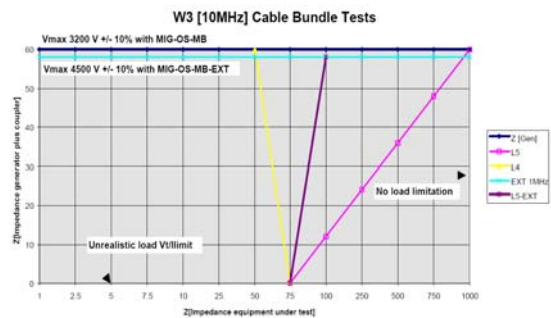


그림 9. W3 [10 MHz] 케이블 번들 시험

파형 W2, W3와 W4는 전류를 “한계(Limit)”로 규정하고 전압을 “시험(Test)”으로 규정하므로 이것은 시스템에 대해 최소 임피던스를 나타내는 EUT와 동일하다. 이러한 사실과 아주 다양한 분포를 갖는 EUT를 고려할 때 DO-160 section 22를 완전하게 시험하는 것은 한 개 이상의 임펄스 발생기를 필요로 한다는 것을 알 수 있다.

4.4 시험파형 W3 발생기 출력전압

DO-160에 의거한 파형 3(1MHz와 10MHz)을 이용하여 시험하는 데에는 적절한 발전을 설계하고 사용하기 위해 특별한 파라메타를 고려하여야 한다. 예를 들면, 감쇄 사인파형의 이 타입은 전자 스위치회로를 이용하여야만 신뢰할만한 파형을 생성할 수 있다. 이 파형은 전압과 전류의 파형이 동일한 하이브리드로 정의되며 핀 주입 시험시 상대적으로 높은 값의 전압과 전류 (3,200V/128A 핀 주입)값을 생성한다. 이것은 발전기 출력 임피던스를 $Z_{out} = 25\Omega$ 으로 정의하고 있다. 그러나 문제는 상대적으로 1MHz와 10MHz의 높은 주파수 때문에 발생기로부터 결합 장치에 에너지를 전달하는 데 동축 케이블 사용이 필요하다는 것이다. 이 방법은 파형 왜곡과 환경에 대한 간섭을 줄이게 하는 효과가 있다. 특히 10MHz 신호의 경우, 50Ω 동축 케이블의 사용은 실패 발생기 임피던스를 올리고 케이블의 커패시턴스는 발전기에 부하를 주므로 요구되는 전류 수준을 얻기 위해서는 더 높은 출력 전압이 필요하다. 그러나 불행하게도, 더 낮은 임피던스의 동축케이블의 사용은 케이블 임피던스를 낮추면 커패시턴스가 증가하고 결합장치로부터 에너지가 손실되기 때문에 별로 도움이 안된다. 게다가 시험 장비 설계자를 더 황당하게 하는 것은 EUT 케이블 임피던스가 0Ω이 결코 아니라는 사실이다. 케이블 번들은 보통 발생기와 연결 장치에 유도 임피던스를 야기한다. 이론적으로, 발생기 임피던스를 낮추는 것이 가능해야 하나 실제적으로 이것은 가능하지 않다. 이러한 요인들 때문에 정상 적용에서 전압은 시험에서 회로에 도달하지만 전류는 그러하지 않게 되는 것이다. 이것은 다음과 같은 예를 보면 이해할 수 있다.

대략 1μH의 인덕턴스를 가진 단일 배선에 1MHz로 W3를 발생할 경우 0.9μH의 인덕턴스 케이블의 경우 전압 = $2\pi f \times LI = 6.28 \times 1 \times 10^6 \times 0.9 \times 10^{-6} \times 640A = 3.6kV$ 가 된다.

0.5μH로 감소된 인덕턴스를 가진 케이블 번들에 1MHz로 W3를 발생할 경우, $V = 2\pi f \times LI = 6.28 \times 1 \times 10^6 \times 0.5 \times 10^{-6} \times 640A = 2kV$ 이고

0.5μH로 감소된 인덕턴스를 가진 케이블 번들에 10MHz로 W3를 발생할 경우, $V = 2\pi f \times LI = 6.28 \times 10 \times 10^6 \times 0.5 \times 10^{-6} \times 640A = 20kV$ 이 된다.

즉, DO-160의 3200V의 시험 전압은 전류 한계에 이르기 전에 도달하게 된다.

4.5 시험파형 W1, W4 및 W5 발생기

파형 W1, W4와 W5는 지속시간이 길며 상당한 량의 에너지를 갖고 있다. 이것을 설명하자면 수준 5의 단일타격 임펄스 발생기는 수준 4보다 2배의 출력 전압과 전류를 요하는 에너지와 비용의 증가를 수반하게 된다. 또한 단일타격 시험수준은 다중타격의 요구수준에 두 배의 수준으로서 다중타격 발생기는 최대 다중타격 수준으로 설계하여야 한다. 다중타격부터 단일의 타격의 간격은(갭) 단지 단일타격 수준으로 최적화되는 분리된 설계를 사용하여 연결하여야 한다. 발생기는 단일타격 수준 5 시험용으로 설계되었다. 그림 9의 경우와 같이 그림 10의 노란선 아래에서 모든 부하 조건에 대해 사용할 수 있다. 주의 할 점은 케이블 번들 시험은 연결용 케이블 임피던스가 발생기가 내는 수준에 영향을 줄 수 있다는 사실이다.

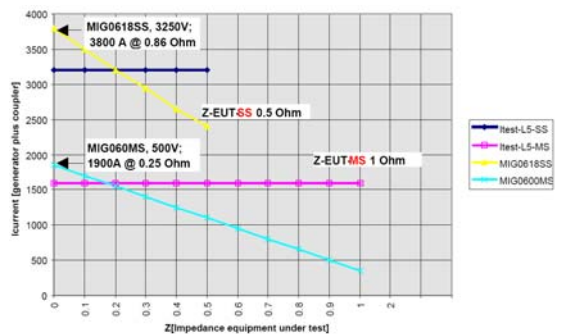


그림 10. W1, Level 5 CB Tests

그림 10은 단일타격(SS)과 다중타격(MS)시험의 수준 5를 수행하기 위한 서로 다른 발생기 요건을 도 시한다.

5. 다중타격 및 다중파열 시험

DO-160 다중타격과 다중파열 시험에서 단일 파형(임펄스)의 배치 순서의 특징은 표준에 의하면 임 펄스가 불규칙 하게 분포한다는 점이다. 이 불규칙 분포는 그림 5의 MS 파형세트에서와 같이 다중타격 임펄스의 경우 초도 임펄스 이후 부터 10내지 200ms 사이에서 분포를 가지게 된다. 실지로 항공기 제조사 에서는 실무 운용경험과 고객의 요구조건을 토대로 이 불규칙성에 대해 회사 고유의 표준을 설정하고 있 는 데 아래 표 1은 이 파형의 간격 배치에 대해 항공기 제작사별로 표준과는 다른 값을 취하여 자사의 표 준으로 삼고 있는 것을 볼 수 있다.

표 1. 낙뢰 간접영향 시험의 다른 표준 들

Standard	Parameter	MS Pattern	MB Pattern (Bx)	MB Pattern (Ax)
DO 160D	No of transients	14 strokes	20 of (WF3)	3 bursts of (B1)
	Distribution	random	random	random
	Impulse spacing	10 - 200ms	50 - 1000µs	30ms - 300ms
	Event duration	1.5s		3s
	Test time			5min
NH90	No of transients	24 strokes	20 of (WF2 & 3)	24
	Distribution	random	random	random
	Impulse spacing	N/D	N/D	N/D
	Event duration	2s	1ms	2s
	Test time			
Airbus A380	No of transients	24		500
	Distribution	random		random
	Impulse spacing	10 - 200ms		10µs - 10ms
	Event duration	2s		2s
	Test time			
SAE-ARP5412	No of transients	14 strokes	20 of (WF3)	3 bursts of (B1)
	Distribution	random	random	random
	Impulse spacing	10 - 200ms	50µs - 1000µs	30ms - 300ms
	Event duration	1.5s		3s
	Test time			5min.
Boeing D6	No of transients		20 of (WF3)	24
	Distribution		random	random
	Impulse spacing		20µs - 50µs	10ms - 200ms
	Event duration			
	Test time			0.5 - 2s

이 불규칙성은 각 제조사가 정한 것으로 시험에서 실제 상황을 정확히 모사해 주는 것이라고는 볼 수 없으나 다소 근접한 것이다. 낙뢰의 자연적인 성질 때문에 어떠한 임펄스 간격 배치가 고장의 원인이 되는가를 확인하는 는 것은 가능하지 않다. 따라서 임 펄스의 불규칙적인 간격 배치의 불확실성 때문에, DO-160에서와 같이 고정 임펄스 간격의 반복성이 있는 패턴을 사용하게 되는 것이다.

6. 결 론

근대적인 항공전자장비에 대한 낙뢰 간접영향 시 험 기법은 2002년에 정착되었으며 시험장비도 이러 한 요건에 맞추어 제작 공급되기 시작하였다. 그러나 자연 낙뢰를 시험에 아주 근사하게 적용하기 위해서 아직도 많은 연구가 진행 중이며 이 연구 결과에 따 라 기술규격도 개정 내지는 신규 작성되고 있다.

이러한 기술규격 요건에 합당하는 낙뢰 시험파형 발생기는 시험파형 2 및 3용과 시험 파형 1, 4 및 5 를 적용할 수 있는 장비로 구분되어 공급되고 있으며 기존의 단일 타격장비에 다중타격 장비를 연결하여 사용하고 있다. 대부분의 항공전자장비 시험에서 수 준 3이하가 적용되고 있으나 아주 드물게 수준 5를 적용하는 때가 있다. 시험 파형 발생기의 출력 전압 또는 전류를 수준 5로 증강하는 것은 발생기 제작에 상당한 진보적 기술이 필요하며 또한 결과적으로 비 용 또한 증가하게 된다. 잘 수행하지도 않는 수준 5 시험에 대해 독립적인 완전한 시스템을 갖춘다는 것 은 경제적이지 못하며 기존의 수준 3, 4 시스템을 확 장하는 것이 더 유리하다.

DO-160에서는 다중파열(MB) 적용에 단지 파형 3 만을 사용하도록 지정하고 있다. 그러나 자체 결합으 로부터 기인하는 전류를 모사하는 파형 요건에 있어서는 EUROCAE의 경우 파형 6H와 같은 부가적인 기 준이 있다. EUROCAE에서 요구하는 파형 6H의 요건 은 쉽게 모듈화 시스템에 채용할 수 있다. DO-160의 1MHz와 10MHz 이외의 주파수에서 지배적인 플랫폼 공명 (platform resonance)이 존재하는 경우 추가 주파수 모듈은 쉽게 구성할 수 있다. 자연 현상을 유사하게 모사한 낙뢰 인증 기준은 2000년대에 비로서 완성되 어가고 있다.

참고문헌

1. Cosimo J. Bosco, "Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls", SAE Aerospace Technology Conference and Exposition, 1987. 10.
2. AC 20-136A, "Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning", FAA,

2006. 12

3. C.C. Goodloe, NASA/TM-1999-209734, "Lightning Protection Guidelines for Aerospace Vehicles", Marshall Space Flight Center, Alabama, NASA
4. 한상호, "낙뢰와 항공사고", 항공진흥, 통권32호, 2003년 제4호, 2003. 11, pp.175-194
5. RTCA DO-160E/EUROCAE ED 14 "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment" Section 22 "Lightning Induced Transients", RTCA, 2004. 12. 9
6. Fisher, F.A., Perala, R.A., and Plumer, J.A., "Lightning Protection of Aircraft" Lightning Technologies, Inc. 1999