

## 항공기 시스템 및 항공전자 장비의 낙뢰 간접영향에 대한 감항성 인증

한상호\*

### Certification of Aircraft System and Avionics Equipment against Lightning Indirect Effect

Sang-Ho Han\*

#### Abstract

The interactions of natural atmospheric electricity with aircraft reveals many flight safety problems. It is estimated that on average, each commercial airplane is struck by lightning more than once each year. Thus the lightning strike to aircraft poses an appreciable threat to flight safety. Upset or damage of electrical and electronics equipment by the induced voltages is defined as indirect effect. The protection of aircraft electronics from the indirect effects of lightning can be accomplished first by determining the specific threats to the aircraft and systems contained within, and second, by designing protection methods to the aircraft components.

#### 초 록

자연대기 전기의 항공기에 대한 상호 작용은 비행안전 상에 많은 문제를 초래하고 있다. 상용 항공기는 연간 1회 이상의 낙뢰를 맞는 것으로 보고되고 있으며 낙뢰는 항공기의 운항안전에 큰 위협이 되고 있다. 낙뢰 유도 전압은 항공기 전기·전자장비의 기능 장애 또는 손상을 가져다 주는 데 이것을 낙뢰의 간접영향이라 한다. 이러한 항공기의 낙뢰 간접영향으로부터 항공전자장비를 보호하기 위해서는 항공기에 대한 낙뢰의 영향과 항공기 내부 시스템을 분석하고 해당 부품에 대한 위협 내용에 대한 보호 설계를 통해 달성한다.

키워드 : 유발 낙뢰(triggered lightning), 기능장애(upset), 저항성 결합(resistive coupling), 개구성 결합(aperture coupling), 핀주입(pin injection), 케이블 유도 시험(cable induction test), 과도현상 제어수준(TCL : Transient Control Level), 장비내성 설계기준(ETDL : Equipment Transient Design Level), 단일 타격(SS : Single Stroke), 다중 타격(MS : Multiple Stroke), 다중 파열(MB : Multiple Burst)

\* 항공인증그룹/shhan@kari.re.kr

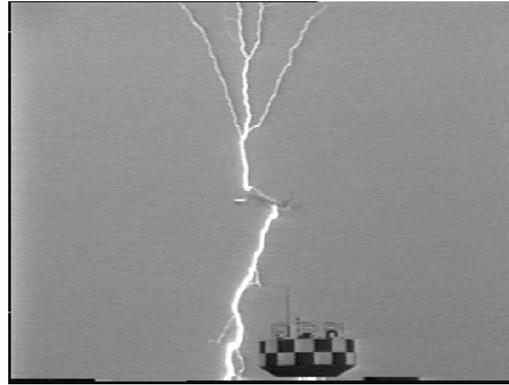
## 1. 서 론

자연 현상으로 발생하는 낙뢰는 운항중인 항공기에 용융, 소손 및 아크 발생 등 물리적인 손상 외에도 낙뢰의 직격으로 항공기체에 낙뢰 전류가 관통하는 과정에서 빠른 속도로 변화하는 기체 외부에 자기장을 생성하며 다시 이 자기장이 기체 내부를 투과하여 내부 배선을 관통하는 과정에서 전기/전자 장비 또는 부품에 전압과 전류 형태의 과도현상을 야기한다. 또한 항공기를 흐르는 전류로 인한 기체 구조상의 저항에 의한 IR 전압을 생성하는 데 이러한 것을 낙뢰의 간접 영향이라 한다. 대기 중의 낙뢰 전기는 실질적으로 항공기에 장착된 비행 치명/비행 필수 시스템의 취약부위에 부가될 경우 기능장애 내지는 손상을 일으켜 비행 안전에 위협적 요소로 대두되고 있다. 항공기의 성능 향상, 제조가격의 절감 및 정비의 용이성 등의 사유로 비행제어와 엔진제어 그리고 항법 및 계기에 대한 디지털화가 진전되고 복합소재가 다량으로 채용됨에 따라 낙뢰에 대한 취약성은 상대적으로 증가하고 있으며 항공기 제조시 효과적인 낙뢰 보호 대책을 설계하고 반영할 것이 요구되고 있다.

## 2. 항공기에 대한 낙뢰 타격 현상

### 2.1 유발 낙뢰

항공기에 대한 낙뢰 타격은 항공기가 낙뢰가 구름에서 지상으로 전파되는 과정에서 항공기에 낙뢰가 맞는 경우보다는 낙뢰가 항공기 자체에서 유발된다는 사실은 이해하기 시작한 것은 1980년대에 들어서 부터이다. 대기권을 운항하는 항공기가 낙뢰를 맞게 되는 것은 주로 강력한 전하가 형성이 되어 있는 구름 속을 지나가는 과정에서 전계 영역과 충돌하면서 발생하는 유발 낙뢰(triggered lightning)(그림 1 참조)가 주종으로 전체 항공기가 맞게 되는 낙뢰의 90%를 차지하며 나머지는 구름 지상간의 낙뢰가 진전되는 과정에서 맞는 것으로 보고되고 있다.



일본 Kamatzu 공군기지에서 촬영된 이륙중인 항공기의 낙뢰 타격장면, 낙뢰가 항공기를 중심으로 윗방향과 아랫방향으로 진전되는 모습을 볼 수 있다

그림 1. 유발낙뢰의 발생 장면

### 2.2 낙뢰 비행시험

낙뢰 비행시험 내역을 요약하면 다음과 같다.

#### 2.2.1 F-100F

1964~1966년 Fitzgerald에 의해 수행되었으며 항공기를 폭풍속을 관통하게 함으로서 낙뢰 사진을 촬영토록한 것으로 총 49회의 낙뢰 촬영이 있었으며 낙뢰 전류에 대한 분석이 이루어짐.

#### 2.2.2 F-106B

1980~1986까지 NASA가 F-106B를 이용 고도 5,000~40,000ft에서 1500여회의 폭풍우속 비행시험이 수행되었으며 714회의 낙뢰를 맞음. 고도 6 km를 중심으로 높은 고도에서 낮은 고도보다 10배 많은 낙뢰 타격이 있음이 확인됨.

#### 2.2.3 CV-580

1984~1985에 USAF/FAA가 수행한 시험으로 항공기에 field mill을 장착하여 전계의 변화를 측정함.

#### 2.2.4 C-160

1984~1988까지 프랑스에서 수행됨. 낙뢰 최초부착에 대한 연구가 있음. 항공기에 대한 전계 특성을 수십 밀리초에서 마이크로 초단위로

측정함.

### 2.2.5 시험결과

항공기 낙뢰 현상의 비행 실험은 항공기에 2 종류의 낙뢰가 있는 것을 확인하였다. 90%의 경우 항공기가 강렬한 정전계가 있는 지역으로 침투 할 때 유발되는 낙뢰로 확인되었으며 나머지 부분은 항공기가 자연의 낙뢰가 구름에서 지상으로 전파되는 과정에서 낙뢰 선도의 가치를 차단하여 통과하는 경우인 것으로 확인되었다. 항공기가 유발하는 낙뢰의 경우 낙뢰 사건의 주요 시간 순서를 전계 감지 장치를 단 항공기에서 전계의 변화를 측정하여 조사하였다. 이 측정에서 다음과 같은 항공기 낙뢰가 있음이 입증되었다. 즉, 양방향 선도 개시와 전개 특성이자. 이 단계는 항공기가 정전계가 50~100 kV/m의 치명적인 상태의 뇌우 지역에 진입할 때 시작된다. 전기의 방전(정극성 선도)이 항공기에서 시작( $t_a$ )되고, 주위의 전계 방향으로 퍼진다. 이 선도가 진전하는 동안(그림 2에서  $t_a$ 에서  $t_b$ 까지), 음전하가 항공기 표면에서 축적되어 정(+의 변동 E-전계를 생성하면서 대전된다. 잠시 후 수 밀리초 후에, 부극성 계단형 선도가 시작되는 전기적 상태에 도달하게

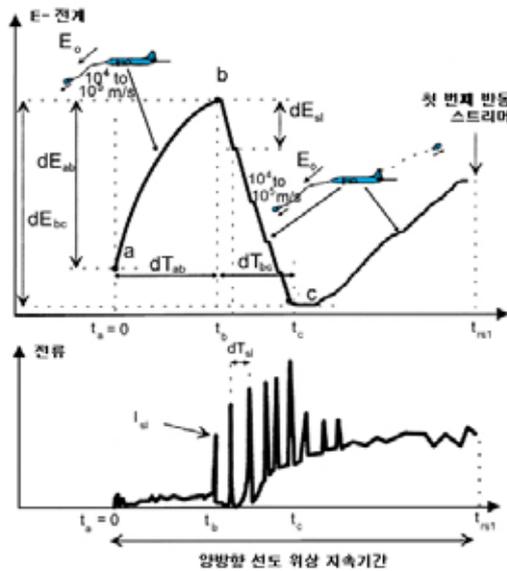


그림 2. 선도가 진행되는 동안 전계와 전류의 변동 내역

된다. 이것은 항공기로부터 전계가 되어 주변 전계 벡터와 정전하의 반대 방향으로 퍼진다. 부극성의 선도 개시는 항공기의 총 부전하를 감소시켜 E 전계가 부(-)로 변화하여  $t_b$ 에서  $t_c$ 과 같이 생성 한다. 부극성의 선도 발생 후 항공기는 다시 정(+극성으로 대전되어 E 전계가 증가하게 된다.

### 2.3 다중 파열 낙뢰

이어서 반동 스트리머(recoil streamers)의 개시에 의해 양방향 선도의 전파가 시작된다. 이것은 파열(burst)이라고 부르는 수 십 밀리 초로 분리되는 높은 충격 전류의 그룹으로 나타난다(그림 3). 이것은 낙뢰 모사시험에서 다중 파열시험으로 분류하여 적용하고 있다.

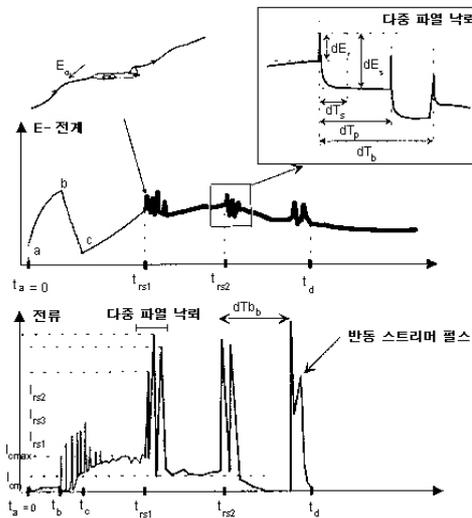


그림 3. 반동 스트리머(recoil streamer) 단계에서의 E전계와 전류의 변동 내역

## 3. 인증 기준

### 3.1 감항 기준

이러한 낙뢰의 간접영향은 크게 항공기에 대한 감항기준과 부품에 대한 감항기준으로 대별되며 항공기에 대한 감항기준은 표 1과 같다.

표 1. 항공기에 대한 낙뢰 간접영향 감항기준

항공기 형태 구분	고정의 항공기		회전의 항공기	
	소형항공기	대형항공기	소형항공기	대형항공기
항공기 시스템	§23.1309 (e) Equipment, Systems, and Installations	§25.1309 (g) Equipment, Systems, and Installations	§27.1309 (d) Equipment, Systems, and Installations	§29.1309 (h) Equipment, Systems, and Installations
Avionics System	-	§25.1316 System lightning protection	-	-
Engine Controls	전기종 공통: §33.28 Electrical and Electronic Engine Control Systems			

여기서 항공기 부품에 대한 인증 기준은 각 TSO 인증시 RTCA DO-160D(section 22)를 적용하도록 하고 있으며 대부분의 항공전자부품은 이 TSO에 속하고 있다.

### 3.2 인증 지침

낙뢰의 간접영향에 대한 인증 지침서로는 미 연방항공국이 발행한 지침서로 AC 20-136와 RTCA DO-160D가 고시되어 있다.

- (1) AC 20-136, Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning (1990. 3. 5.)
- (2) AC 27-1B, Certification of Normal Category Rotorcraft
- (3) AC 29-1, Certification of Transport Category Rotorcraft
- (4) RTCA DO-160D, Environmental Conditions and Test procedures for Airborne Equipment, Section 22 (Chg 3) Lightning Induced Transient Susceptibility (2002. 12. 5.)

### 3.3 기타 지침

낙뢰 인증에 참고가 되는 문서로서는 주로 미국자동차공학회(SAE)에서 발행한 것이 있으며 아래와 같다.

- (1) SAE ARP 5412, Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms (1999.

11.)

(2) SAE ARP 5413, Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning (1999. 11)

(3) SAE ARP 5414, Aircraft Lightning Zoning (1999. 12.)

(4) SAE ARP 5415A, User Manual for Certification of Aircraft Electrical/ Electronic Systems for the indirect Effects of Lightning (2002. 4.)

(5) SAE ARP 5416, Aircraft Lightning Test methods(2005. 3.)

(6) SAE ARP 5577, Aircraft Lightning Direct Effects Certification (2002. 9.)

## 4. 간접영향의 내역과 인증 시험

### 4.1 낙뢰 간접영향

#### 4.1.1 낙뢰전류 유도 메커니즘

그림 4는 낙뢰의 간접영향을 나타내는 것으로서 항공기의 전단부에 낙뢰가 유입되어 엔진 후방 부분으로 방출되는 사례로서 낙뢰전류가 항공기 동체를 관통하면서 항공기체 외부로 자속을 형성하게 된다. 다시 이 자속이 유리나 복합소재 부위를 지나는 항공기 배선을 끊을 경우 배선상에 개회로 전압 및 폐회로 전류를 생성하여 연결 부품에 영향을 주게 된다.

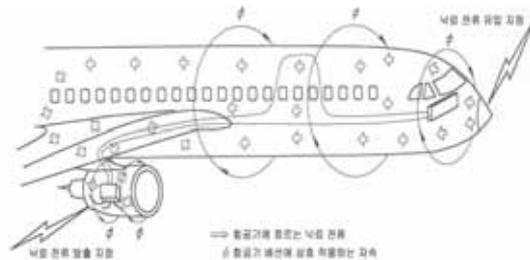


그림 4. 낙뢰전류 유도 메커니즘

#### 4.1.2 낙뢰 부착의 형태

낙뢰가 항공기에 부착하게 되면 낙뢰전류가

항공기를 관통하면서 항공기 형상에 따라 여러 가지 내부 환경을 형성하게 되는 데 대표적으로 저항성 결합 형태(Resistive Coupling)와 개구성 결합 형태(Aperture Coupling)를 갖게 된다.

(가) 저항성 결합: 저항성 결합은 그림 5와 같이 낙뢰 전류가 항공기를 관통하는 과정에서 항공기가 도체로 작용함에 따라 도체가 갖는 저항의 크기에 따라 배선과 기체간에 낙뢰 전류와 저항의 곱이 되는  $I_L \times R$ 의 전압이 형성되는 결합형태이다. 이것은 항공기 내부의 상호 연결 배선에 전압과 전류를 유도하여 장비의 접속에 나타나게 된다. 이 전압은 주로 차폐선에 나타나게 되며 낙뢰의 내부환경으로서 가장 흔하게 나타나는 전류 파형은 전류 성분 A에 대한 결과로서 내부 파형 4와 5가 해당된다. 간단한 예로서 기체의 낙뢰 유입지점에서 출구지점간의 저항이  $2.5m\Omega$ 인 경우 낙뢰 전류 A가  $200kA$ 이므로  $500V$ 의 전압이 생성되게 된다.

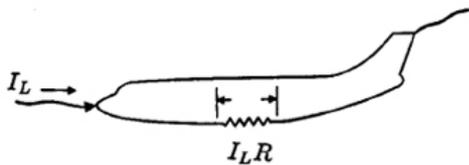
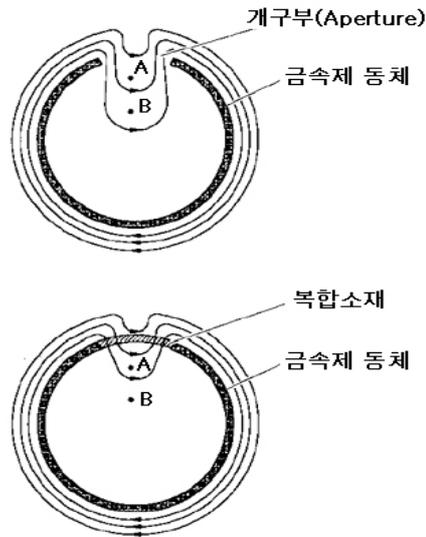


그림 5. 저항성 결합의 예시

(나) 개구성 결합: 이것은 낙뢰가 항공기를 도체로 하여 통과하면서 암페어의 법칙에 따라 도선 즉, 항공기체의 주위에 자장을 형성하며 다시 이 자장이 항공기체의 개구성을 투과하게 됨에 따라 이 지역을 지나가는 배선을 관통하여 배선상에 전류가 생성되는 결합형태이다. 그림 6에 개구성 결합형태의 예를 보여주고 있으며 아래 그림의 "B"위치에 자계가 미치지 못하는 것은 복합소재로 자계가 일부 차폐되고 있음을 보여준다. 주로 내부 파형 1, 2 및 3이 나타난다.



a. 개구성 결합의 예시



b. 자계의 비행기 내부 투과 예시

그림 6. 낙뢰전류로 인한 자계의 의 개구성 결합의 예시

#### 4.1.3 낙뢰 간접영향 사례

낙뢰의 간접영향의 사례로는 다음과 같은 것이 있다

- 비행체내의 상호접속 회로에서의 전압 및 전류
  - 케이블 번들 내에서의 전류
  - 비행체의 항공전자장비실 인근과 주요 케이블 행정에 나타나는 자계
  - 과도현상으로 나타나는 기체 구조의 전압차와 내부 기체구조물로 흐르는 전류 등이 있다.
- 이러한 영향은 구체적으로 부품의 손상 (damage)과 시스템의 기능장애 (upset)로 나타난다. 부품의 손상은 영구적인 것이고 기능장애는 일시적인 것으로 나타나는 비행안전에 영향을 미치는 시스템상의 고장을 말한다.

(가) 부품 손상 : 전기의 과도현상 때문에 손상 받기 쉬운 것으로는 다음과 같은 것이 있다.

- 능동 소자, 특히 고주파 트랜지스터, 집적 회로, 마이크로파 다이오드와 전력 공급 장비의 부품
- 수동 전기 전자 소자, 특히 저전력 또는 저

전압 정격의 것들

- 도화폭관 (squibs)과 기폭 장치 (detonators) 같은 전자파열 장치

- 지시계, 작동 장치, 릴레이와 모터 같은 전자 기계적 장치

(나) 시스템 기능장애 : 회로 또는 시스템 구성 부품상의 일시적인 기능장애는 비행안전을 위태롭게 하는 정도로 시스템의 성능에 악영향을 줄 수 있다. 과도현상 때문에 기능적인 기능장애가 일어나기 쉬운 시스템 또는 장치는 다음과 같은 것이 있다.

- 컴퓨터와 자료 또는 신호처리 시스템
- 전자식 엔진제어와 비행 제어 그리고
- 전원 발생장치 및 분배 시스템 등

## 4.2 인증시험의 내역

### 4.2.1 개요

항공기 및 시스템에 대한 낙뢰 간접영향에 대한 인증 시험은 크게 항공기에 대한 시험과 부품에 대한 시험으로 나눌 수 있다. 여기서 항공기 시험은 항공기 전기체에 대한 낙뢰 간접영향 시험으로서 최근 발행된 SAE ARP 5416, Aircraft Lightning Test methods(2005. 3.)에 의한 절차가 이용되고 있으며 이는 항공기에 실제 낙뢰 파형을 가격하여 그 영향도를 판정하는 것으로서 실지 낙뢰 최고전류치(200kA)의 1/200(1000A) 또는 1/67로 감소시킨 크기로 적용하고 있으며 이는 대개 낙뢰 직접영향 시험으로 분류하고 있다.

이에 대해 낙뢰 간접영향 시험이라 불리우는 낙뢰 전자유도 감응성 시험은 운항중인 항공기가 낙뢰를 맞을 경우 낙뢰 전류의 전자유도 현상으로 항공기 내부회로에 전압 또는 전류가 유기될 때의 적응성을 부품단위에서 평가하는 것으로서 항공기 부품이 되는 TSO부품 등에 실지 낙뢰 파형을 모사한 전자유도 파형(파형 1, 2, 3, 4, 5)을 적용하여 규정된 요건대로 정상적으로 작동하는가를 확인하는 것이다. 시험 기법은 크게 두 가지 그룹으로 나눌 수 있다. 첫째는 장비의 손상 내성을 확인하는 것으로서 낙뢰 과도현상을 직접

컨넥터의 pin에 부가하여 시험하는 핀주입 (pin injection) 기법과 둘째는 장비 및 연결 배선에 낙뢰 유도 현상이 적용될 때 부품의 기능장애를 확인하는 케이블 번들 시험(cable bundle tests)이 있으며 이상과 같은 시험은 낙뢰의 적용 현상에 따라 단일 타격 (SS : Single Stroke), 다중 타격 (MS : Multiple Stroke) 및 다중 파열 (MB : Multiple Burst) 등 세 가지 형태의 파형 적용 기법으로 부여된다.

### 4.2.2 핀주입시험

핀주입 시험의 목적은 과도파형을 직접 피시험품(EUT : Equipment Under Test) 상호연결 회로에 주입하였을 때 손상내역을 평가하는 것으로서 시험파형을 피시험품의 컨넥터 지정 핀과 접지점 사이에 걸어준다. 이 때 피시험품에는 전원을 걸지 않는다. 적용 파형으로는 W3, 4 및 5A가 있다.

### 4.2.3 케이블 번들 시험

케이블 번들 시험은 내용적으로 상호연결 케이블에 유도되는 전압/전류의 작용에 대한 시험으로서 케이블 유도 시험(cable induction test)과 장비의 외장과 접지간에 작용하는 유도현상에 대해 시험하는 접지 주입 시험(ground injection test)의 두가지 기법이 있다. 적용 파형으로는 W1, 2, 3, 4 및 5A가 있다.

(가) 케이블 유도 시험 : 이 시험 기법은 상호연결 배선 및 전원 리드선에 낙뢰 유도 과도파형을 적용하기 위해 주입기(injection probe)를 사용한다. 시험 중 유도되는 전류는 높은 결합계수의 전류 측정계(current probe)로 측정하며 이 전류 측정계는 디지털 오실로스코우프에 연결하여 측정 파형을 확인한다. 고전압/고 임피던스 프로브는 모니터 루프 (monitor loop)에 설치하며 이 프로브를 디지털 오실로스코우프에 연결하여 시험파형을 확인한다.

(나) 접지 주입 시험 : 이 시험 기법은 피시험품의 접지선과 이격시키고 접지판과 격리한 후에 낙뢰 유도 과도파형을 피시험품의 외관과 접지판 사이에 적용하는 것을 빼고는 케이블 유도 시험과 유사하다. 이 때 주입된 과도 파형은 케이블 차폐선

과 또 다른 귀환선을 지나 접지판으로 흐르게 된다. 시험중 피시험품과 접지판 사이의 전압과 케이블 번들을 흐르는 전류를 확인한다.

### 4.3 낙뢰 시험 파형

#### 4.3.1 유도 낙뢰 파형

(가) 파형 설정 배경 : 낙뢰는 일반적으로 구름속의 음전하가 지상의 양전하와 대전하는 부극성 낙뢰와 구름속의 양전하가 지상의 음전하와 대전하는 정극성 낙뢰로 대별하며 통계에 의하면 부극성 낙뢰가 90% 정도를 차지한다. 낙뢰는 1회 발생시 평균 10회의 후속 타격이 있게 되는 데 이 때 작용하는 전류의 발생 내역을 그림으로 나타내면 그림 7과 같다.

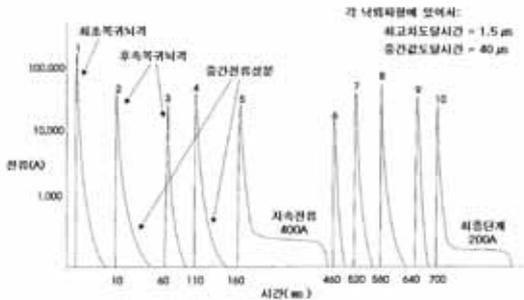


그림 7. 구름-지상간 부극성 낙뢰 전류의 추정 파형

이 그림에서 총 지속시간은 20ms~1초이며 각 너격간의 간격은 60ms이다. 파형 1번의 최초 복귀너격 파형은 상승시간이 2 $\mu$ s이고 최고치의 50%에 이르는 감쇄시간은 40 $\mu$ s인 특성을 가지고 있다. 2번 이후의 후속 복귀너격의 파형은 1번의 최초 복귀너격보다는 최고치의 크기는 작으나 더 빠른 상승률을 가지고 있어 항공기의 배선에 이 변화율에 비례하는 유도 전압을 야기하는 요소가 되고 있다. 이 파형의 중간 부분에 크기는 작으나 지속시간이 수 ms대에 이르는 “중간 전류” 성분과 크기가 100~400A로 상대적으로 적으나 지속시간이 100~800ms로 긴 “지속 전류” 성분이 있으며 지속전류는 긴 체류 시간으로 항공기에 용융을 야기하는 성분이 되고 있다. 이와 같은

전류 파형의 특성을 본떠서 모사한 파형이 AC 20-53A에서 제시하고 있는 4종(그림 8 참조 ; A, B, C 및 D)의 낙뢰 전류 기본 파형으로서 낙뢰 직접영향에 대한 시험에 활용하고 있다.

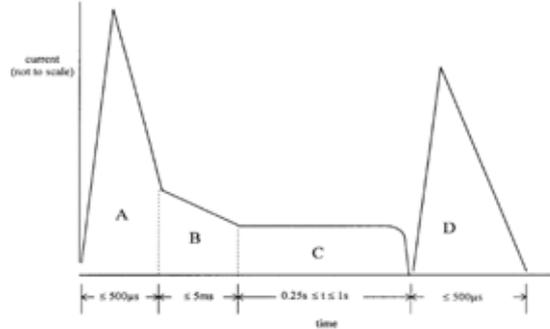


그림 8. 낙뢰전류 모사파형

(나) 유도전압 및 유도전류 파형 : 이러한 낙뢰의 외부파형은 항공기에 부착하면서 그 부착 결합의 형태와 항공기 내부로 전달되는 과정에서 다소의 변형이 이루어져 항공기 내부에서 다음과 같은 세 가지의 형태의 내부 환경으로 나타나게 된다.

- 이중 지수함수 (double exponential)
- 이중 지수함수의 도함수 (double exponential derivatives)

- 감쇄 사인파 (damped sinusoidal)

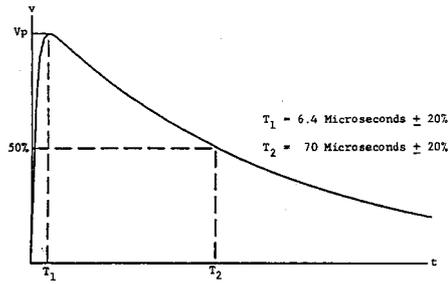
(다) 간접시험에 적용되는 낙뢰전류 파형 : 따라서 낙뢰의 간접영향에 대한 적응성 시험에는 이러한 내부 파형을 적용하게 되는 데 총 5종의 파형으로 모사하여 적용하고 있으며 그 파형의 형태는 그림 9와 같다.

- 파형 1 (waveform 1) : 이중 지수의 전류 파형 (double exponential current waveform)으로 명칭하며 외부 낙뢰 채널의 복귀너격 (return stroke) 전류 파형(성분 A)이 항공기 기체구조상에 저항성 결합 및 개구성 결합시에 나타난다.

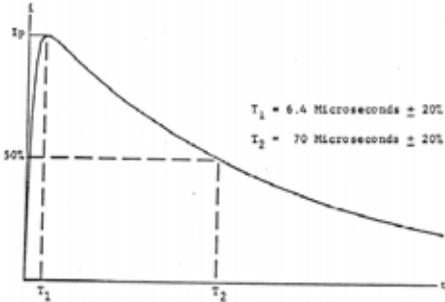
- 파형 2 (waveform 2) : 이중 지수의 도함수 전압 파형 (Double Exponential Derivative Voltage Waveform)으로 명칭하며 이 전압 파형은 내부 자장에 대한 개회로의 응답으로 나타나는 것이다. 이 개회로 전압은 파형 1의 도함수와

유사하여 전압이 영인 지점을 교차하는 시간 T2는 파형 1의 최고점 도달의 시간 T1과 같다. 이 파형은 자기장 결합이 주 요인이며 차폐되지 않은 높은 임피던스 회로에서 잘 나타난다.

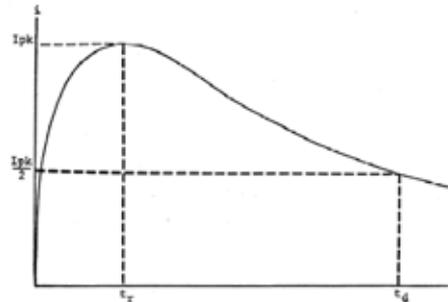
- 파형 3 (waveform 3) : 감쇄 사인과 전압 또는 전류 파형 (Damped Sinusoidal Voltage or Current Waveform)으로 명칭하며 낙뢰 전류 A 성분에 대한 반응 중의 하나로 나타난다. 지배적인 주파수들은 항공기체의 자연 공명과 관련 있



파형 4 : 이중 지수 전압파형

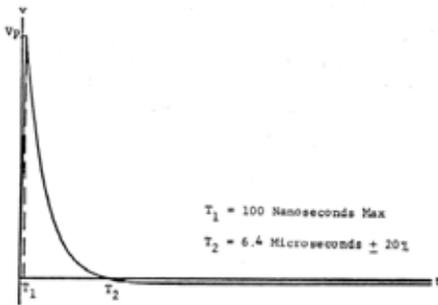


파형 1 : 2중 지수 전류파형

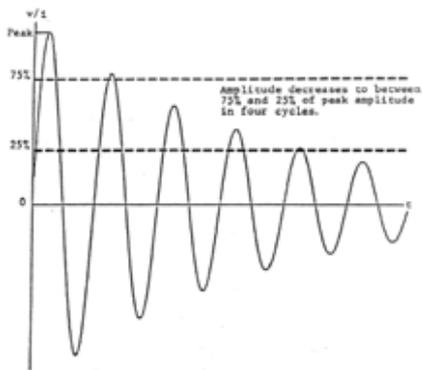


파형 5 : 긴 지속시간 전류 파형

그림 9. 내부 낙뢰 파형



파형 2 : 이중 지수 도함수 전압파형



파형 3 : 감쇄 사인과 전압/전류 파형

다. 상호 연결 케이블의 다양한 배치형태와 항공기체 길이의 크기로 인한 항공기의 공명모드 때문에 1MHz에서 50MHz까지 범위의 많은 다른 주파수가 여진할 수 있다.

- 파형 4 (waveform 4) : 이중의 지수 전압 파형 (Double Exponential Voltage Waveform)으로 명칭하며 낙뢰 전류가 항공기 구조 안을 흐를 때 접속 장비의 접지점 사이에 나타나는 전위차를 나타내는 단극의 파형이다. 이것은 저항성 결합의 결과로 나타나는 것으로 전류 성분 A와 같은 파형을 가진다. 이것은 항공기체 구조를 귀환회로로 사용하는 기체구조와 비금속의 소재 구조를 이용하는 회로에서 자주 지배적으로 나타난다. 파형 4는 또한 차폐 전류와 저항의 곱 때문에 차폐된 도체에 나타나는 전형적인 전압이다.

- 파형 5 (waveform 5) : 긴 지속 기간 전류 파형(Long Duration Current Waveform)으로 명칭하며 낙뢰전류가 항공기 구조체 외부에서 내부로 확산되어 갈 때 나타나는 파형이다.

### 4.3.2 시험 파형의 적용

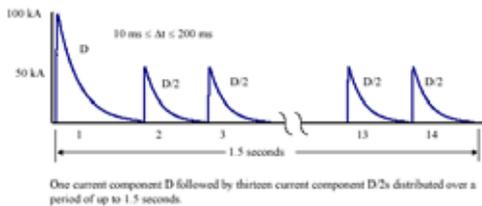
(가) 단일 타격 (SS : Single Stroke) : 단일 타격 시험은 가장 극심한 항공기 외부 낙뢰 타격에 대한 항공기 내부 배선의 반응을 모사하기 위한 것으로서 단일의 지정 파형을 케이블 또는 배선에 가하며 + 및 -의 양극성으로 10회 시험한다. 타격간의 시간 간격은 정해져 있지 않으나 이 10회의 타격은 10분 이내에 적용한다.

(나) 다중 타격 (MS : Multiple Stroke) : 다중 타격 시험은 첫 번째의 복귀뇌격과 후속 복귀뇌격으로 구성된 항공기 외부 낙뢰 타격에 대해서 항공기 내부 배선에 유도되는 유도효과를 모사하는 것으로서 이 시험 파형은 초기 타격과 초기 타격의 절반 값에 해당되는 13개의 연속타격으로 구성된다. 이 14개의 연속 낙뢰의 파형간의 간격은 10ms에서 200ms이어야 하며 + 및 -의 양극성으로 10회 시험한다. 이 10회의 시험은 10분 이내에 수행하여야 한다. 그림 10 참조.

(다) 다중 파열 (MB : Multiple Burst) : 다중 파열 시험은 다중 파열성 항공기 외부 낙뢰 타격에 대해서 항공기 내부 배선에 유도되는 유도효과를 모사하는 것으로서 이 시험 파형은 개당 20개의 파형을 내포하고 있는 3개의 파열성 파형으로 구성된다. 이 20개의 파열파의 파형간의 간격은 50 μs에서 1000 μs 이어야 하며 3개의 파형간의 간격은 30ms에서 300ms이어야 하며 + 및 -의 양극성으로 5분 동안 반복 시험한다. 적용 파형간의 간격은 3초이다. 그림 10 참조.

### 4.3.3 시험의 적용 및 합격기준

(가) 시험 파형의 적용 기준 : 시험 파형의 적용 기준은 표 2와 같다. 이것은 실지 낙뢰가 항공기에 부착하는 형태에 따라 그리고 해당 부품이 항공기 상에서 장착되는 위치에 따라 선별적으로



다중 타격 파형(MS)

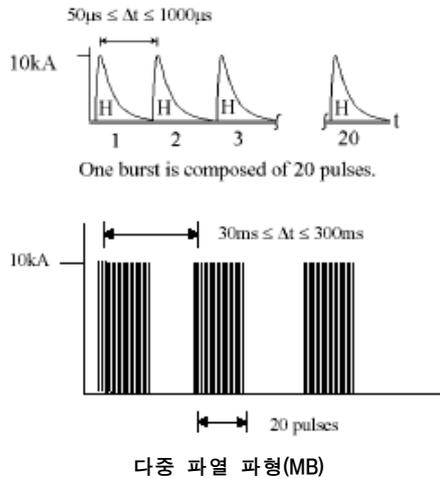


그림 10. 다중 타격 및 다중 파열 전류 파형

표 2. 낙뢰 간접영향 인증시험 요건

파형 세트	시험 구분	낙뢰의 항공기 결합형태	시험 형태	파형 번호
A	Pin	aperture coupling	SS	3, 4
B	"	aperture and resistance coupling	SS	3, 5A
C	cable bundle	unshielded, aperture coupling	SS	2, 3, 4
D	"	unshielded, aperture and resistance coupling	SS	2, 3, 5A
E	"	shielded, aperture coupling	SS	1, 3
F	"	shielded, aperture and resistance coupling	SS	3, 5A
G	"	unshielded, aperture coupling	SS, MS, MB	2, 3, 4
H	"	unshielded, aperture and resistance coupling	SS, MS, MB	2, 3, 5A
J	"	shielded, aperture coupling	SS, MS, MB	1, 3
K	"	shielded, aperture and resistance coupling	SS, MS, MB	3, 5A

적용하게 되며 그 형상을 10가지의 경우로 분류하여 다섯 가지 파형을 적절히 조합한 형태로 적용하도록 하고 있다.

(나) 합격기준 : 장비가 낙뢰에 대한 내성을 가지기 위한 합격 기준은 다음과 같다.

- 장비내성 설계기준(ETDL)은 장비 접속부에 나타나게 되는 과도현상 제어수준 (TCL)보다 높아야 함.
- 회로 또는 구성품의 단락, 소손 또는 주어진 기능을 계속할 수 없는 고장이 아주 없어야 함.
- 시스템에 대한 지정 시험을 마친 후에는 자동적으로 초기 설정상태로 돌아와야 함.

### 5. 낙뢰 영향 보호 절차

AC 20-136에서 제시하고 있는 항공기 시스템에 대한 일반적인 보호 방안은 다음과 같다.

- 낙뢰 피격 부위의 결정
  - 각 피격 부위에 대한 외부 낙뢰 환경 조건 검토
  - 내부 환경의 결정
  - 항공기 비행 치명/필수 시스템 및 장비의 식별
  - 과도현상 제어수준 (TCL : Transient Control Level) 및 장비내성 설계기준(ETDL : Equipment Transient Design Level) 설정
  - 보호 설계
  - 보호 설계 확인
- 이것을 그림으로 나타내면 그림 11과 같다.

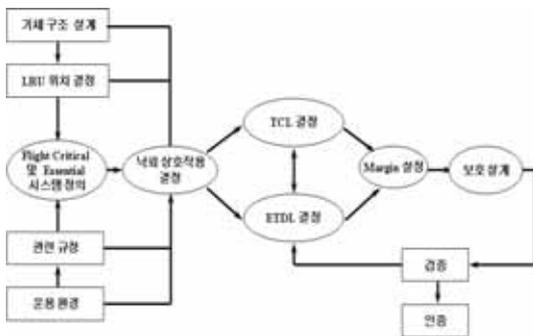


그림 11. 항공기/항공전자부품의 낙뢰 보호 수행 절차

#### 5.1 낙뢰 피격부위의 결정

아래 그림 12는 고정익 항공기의 낙뢰 피격부위를 나타낸 것으로 낙뢰의 직접영향에 대한 평

가에서는 낙뢰가 잘 맞는 부위인 영역 1 및 2가 주 고려 대상인 반면에 낙뢰의 간접영향에서는 낙뢰의 통전 경로가 되는 영역 3이 그 고려의 대상이 된다.

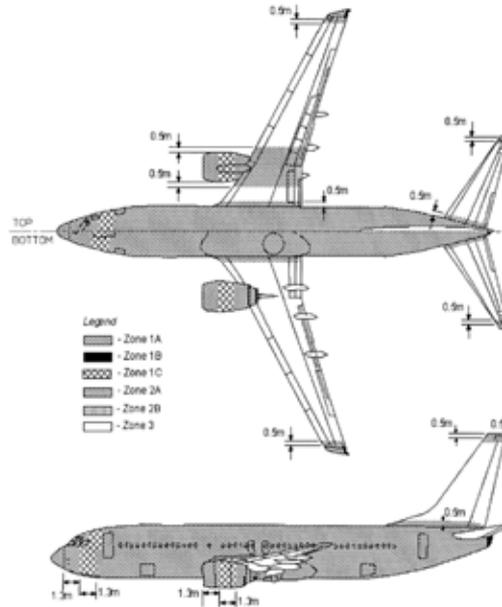


그림 12. 고정익항공기의 낙뢰피격부위 예

#### 5.2 인증 대상 부품

인증 대상 부품은 항공기에 장착이 되는 항공 전자부품 중 비행에 “치명기능(critical function)”을 담당하는 부품과 “필수기능(essential function)”을 담당하는 부품을 대상으로 하고 있다. 이러한 부품들은 대개 TSO 부품 또는 PMA 부품으로 선별되어 있으며 동 부품의 인증과정에서 이 시험을 필수적으로 수행하도록 하고 있다. 여기서 치명 기능이란 부품에 고장발생시 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙을 막는 기능을, 필수 기능은 부품에 고장 발생시 항공기의 운용 성능을 떨어뜨리거나 조종사가 극심한 운항조건을 대처하는 능력을 떨어뜨리게 하는 기능을 말한다. 항공전자 TSO 부품의 인증 시험 사례는 표 3과 같다.

시험 수행 내역에서 A3E3의 표기내역은 앞의 두 자리는 편주입 시험 수행을 뒤의 두 자리는 케이블 번들 시험을 수행한 것을 나타낸다. A3E3는 과형 세트 A로 Level 3의 편주입 시험을 수행하고 과형세트 E로 Level 3의 케이블 번들 시험을 수행한 것을 나타내며 이와 같이 4자리 단위 표기는 RTCA DO-160D 1997년 판에 의한 한 시험을 수행한 것임을 알 수 있다. 여기서

표 3. 항공전자 TSO 부품의 낙뢰시험 수행 사례

TSO 번호	부품 명칭	낙뢰간접 시험 내역
TSO-C4c	Bank And Pitch Instruments.	A3E3
TSO-C6d	Direction Instrument, Magnetic (Gyroscopically Stabilized)	A3E3
TSO-C43c	Temperature Instruments.	A3E3
TSO-C44b	Fuel Flowmeters.	A3E3
TSO-C47	Pressure Instruments - Fuel, oil, and Hydraulic	A3E3
TSO-C49b	Electric Tachometer; Magnetic Drag (Indicator and Generator)	A3E3
TSO-C50c	Audio Selector Panels and Amplifiers.	XXF2
TSO-C55	Fuel and Oil Quantity Instruments (Reciprocating Engine Aircraft)	A3E3
TSO-C91a	Emergency Locator Transmitter (ELT) Equipment	XXE43
TSO-C106	Air Data Computer.	A3E3
TSO-C113	Airborne Multipurpose Electronic Displays	A3E3
TSO-C123a	Cockpit Voice Recorder System.	XXE43
TSO-C124a	Flight Data Recorder Systems	XXE43
TSO-C145a	Airborne Navigation Sensors Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS).	A3E3

XXE43과 같이 5자리 단위로 표기 된 것은 RTCA DO- 160D 2002년 판(Chg 3)에 의거 시험 수행한 것으로 편주입 시험은 수행하지 않고 케이블 번들 시험을 과형 세트 E로 Level 4의 단일 타격과 다중 타격 시험을 Level 3의 다중 과열 시험을 수행한 것을 나타낸다.

항공기 시스템의 시험 대상으로는 대개 다음과 같은 것이 있다.

- Engine parameters
- Wing anti-ice system

- Aircraft power
  - Fuel flow electrical
  - Flight instruments
  - Warning light power
  - Stall barrier
  - Audible tone generator
  - Communication systems
  - Engine fire determination
  - Navigation systems
- 실지 보잉사의 B-737 항공기의 경우 낙뢰 간접영향 시험을 수행한 부품에는 다음과 같은 것이 있다.
- Electronic Engine Control
  - APU Electronic Control Unit
  - Air Data Inertial Reference Unit
  - Display Electronics Unit
  - Instrument Landing System
  - Radio Altimeter
  - Standby Power Control Unit
  - Air Data Module
  - Display Unit
  - Flight Control Computer
  - Multi-Mode Receiver
  - Stabilizer Trim Motor/Actuator

### 5.3 TCL 및 ETDL

#### 5.3.1 TCL

TCL(Transient Control Level) 즉 과도현상 제어수준은 외부 낙뢰 환경의 결과로 장비 접속부에 나타나는 허용 가능 과도현상 수준의 최고치를 말한다. 과도현상 제어수준은 전력장에서 변압기의 충격전압에 대한 절연강도의 표준화를 위해 절연등급을 정하고 각 등급에 대응하는 표준 과형의 충격파에 대한 내전압(耐電壓) 충격값을 제정하여 사용하는 기준충격절연강도(基準衝擊絶縁強度, BIL: Basic Impulse Insulation Level)의 개념에서 개발되었다. 이것은 과도현상 설계자가 정하게 되며 시험을 통해 목표가 충족되는지 확인하여야 한다. TCL 개념은 그림 13과 같다.

### 5.3.2 ETDL

ETDL(Equipment Transient Design Level) 즉 장비내성 설계기준은 시스템 내의 장비가 감내하여야 하는 수준을 설정한 것으로 장비가 승인 받을 수 있는 과도현상의 최대치를 말한다. 기능장애의 가능성을 최소화 하기 위해, ETDL은 장비 접속부에 나타나는 TCL보다 높게 정하고 있다. FAA에서 제시하고 있는 ETDL 값은 표 4와 같다. 여기서 각 파형별 적용수준은 다음과 같다.

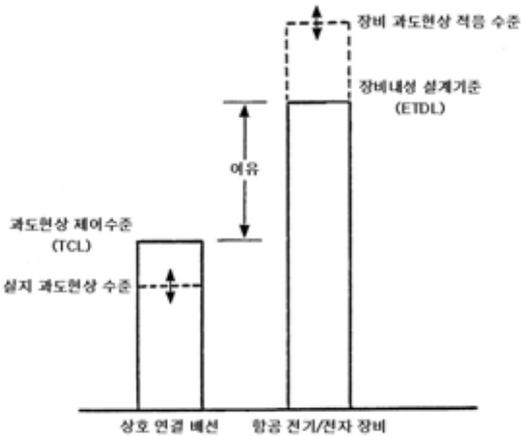


그림 13. 과도 수준간의 관계

표 4. ETDL 전압/전류 수준

Level	Waveform			
	2 V <sub>p</sub> (Volts) I <sub>s</sub> (Amps)	3 V <sub>p</sub> (Volts) I <sub>s</sub> (Amps)	4 V <sub>p</sub> (Volts) I <sub>s</sub> (Amps)	5 V <sub>p</sub> (Volts) I <sub>s</sub> (Amps)
1	50/10	100/4	50/10	N/A
2	125/25	250/10	125/25	N/A
3	300/60	600/24	300/60	300/100
4	750/150	1500/60	750/150	750/1000
5	1600/320	3200/128	1600/320	1600/3k-20k

- 수준 1(level 1)은 잘 보호되고 있는 환경에 설치된 장비와 상호연결 배선에 대한 것임.
- 수준 2(level 2)는 주로 금속으로 된 항공기로 둘러싸인 항공전자 격실과 같은 부분적으로 보호되고 있는 환경에 설치된 장비와 상호연결 배선에 대한 것임.

- 수준 3(level 3)은 주로 금속으로 이루어지는 항공기의 전자기적으로 열린 지역(예를 들면, 조종실)과 같은 환경에서 장착되는 장비 및 상호연결 배선에 대한 것임.

- 수준 4 & 5(level 4 & 5)는 격렬한 전자기 환경에 설치되는 장비와 상호 연결 배선에 대한 것임. 그런 수준은 특별한 차폐 실행들은 채용되지 않은 주로 금속으로 이루어지는 항공기의 노출된 지역 또는 전 복합 소재 항공기에 해당된다.

### 5.3.3 보호 대책 방안

기능장애 또는 손상의 가능성을 최소화 하기 위해, 장비내성 설계기준(ETDL)은 장비 접속부에 나타나게 되는 TCL보다 높아야 한다. TCL에 정의된 마진을 더한 값이 장비의 ETDL을 초과하는 경우, 추가 적인 보호를 하여야 한다. 항공기 시스템의 경우 다음과 같은 보호 방안이 제시되고 있다.

(가) 배선의 배열(routing), 케이블과 장비 차폐의 개선과 같은 설계 기법 통하여 장비 접속부에 나타나고 있는 실제 과도현상을 줄여서 TCL을 줄이는 방안.

(나) 장비의 각 부분에서 충분한 내성을 제공하여 ETDL을 높이는 방안.

항공전자장비의 경우 사태 다이오드(avalanche diode), 배리스터와 필터등과 같은 회로보호 장치를 사용하는 방안이 있으며 아래와 같은 소자들이 이용되고 있다.

- Switching devices
- 비선형 소자(Non linear devices)
- 회로 단류기(Circuit interrupters)
- Spark gaps
- MOV(Metal oxide varistors)
- Zener 타입 다이오드
- 역 biased 다이오드

(다) 기타의 방법 : 항공기 시스템의 낙뢰 보호로서 고려하여야 할 기타의 방법으로 NASA에서 제시하고 있는 방안은 다음과 같다.

- Electrical bonding/structural bonding
- Electromagnetic shielding
- Surge suppression
- Adequate skin thickness
- Dielectric coatings
- Flame arresters
- Flame-sprayed coatings
- Wire mesh
- Location
- Sealants
- Metal foils

이러한 방법은 설치 설계 기술, 장비 내성과 보호 장치의 사용으로 최적화하고자 하는 것으로 회로적 보호 설계 또는 소프트웨어를 이용한 기법 등이 개발되고 있다.

## 6. 결 론

항공전자부품에 대한 낙뢰의 간접영향에 대한 위험은 항공전자부품의 디지털화의 진전으로 점차 증가하고 있으며 항공기에 있어서도 복합소재의 채용이 증가함에 따라 낙뢰 전자장의 위험도 증가하고 있다.

항공전자부품의 낙뢰 간접영향에 대한 기술요건인 RTCA DO-160D section 22는 1997. 7. 29. 개정 이후 2002. 12. 5.에 수정된 Chg 3에서 cable induction 및 ground injection 기법을 활용하여 상호 연결 케이블 번들에 MS와 MB 시험이 추가되었으며 이 시험을 위해 새로운 파형 세트 G에서 K까지 4종이 추가되었다. 이것은 실지 실험항공기를 이용한 낙뢰 타격의 사례를 분석한 결과로 나온 것으로 실지 낙뢰 발생 사례에 아주 근접하게 모사한 것이라 할 수 있다.

PMA 또는 TSO 부품으로 제작되고 있는 항공전자부품은 인증기준에 의한 시험을 반드시 수행하도록 하고 있다. 이러한 일련의 시험을 마친 장비라 할지라도 항공기에 장착되는 위치에 따라 전기체 시험을 통하여 낙뢰 유도전기에 대한 내성을 검증 받아야 한다.

## 참 고 문 헌

1. 한상호, 이종희, "항공기에 대한 낙뢰의 영향과 감항성 인증", 한국항공우주학회지, 제31권, 제9호, 2003. 11., pp.110-120.
2. AC 20-136, "Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning", FAA, 1990. 3. 5., pp.4-14.
3. Cosimo J. Bosco, "Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls", SAE Aerospace Technology Conference and Exposition, 1987. 10.
4. Fisher, F. A., Perala, R. A., and Plumer, J. A., "Lightning Protection of Aircraft", Lightning Technologies, Inc., 1999., pp.85, 97-103, 227.
5. G. C. Goodloe, "Lightning Protection Guidelines for Aerospace Vehicles", NASA/TM-1999-209734. NASA, 1999. 5., pp.3-22.
6. M.A. Uman, V.A. Rakov, "The interaction of lightning with airborne vehicles", Progress in Aerospace Sciences 39 (2003) 61.81, Elsevier Science Ltd., 2003, pp.61-68.
7. Richard Kolodziejczyk, "Protection and Certification of Aircraft Avionics Systems from Lightning Indirect Effects", Lightning Technologies, Inc., 1996. 6. 25., pp.1-22.
8. RTCA DO-160D/EUROCAE ED 14, "Environmental Conditions and Test procedures for Airborne Equipment, Section 22 (Chg 3) Lightning Induced Transient Susceptibility", 2002. 12. 5., pp.22-1~22-34.
9. SAE ARP 5412, "Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", 1999. 11., pp.14-33.
10. Internet, <http://www.aerospaceengineeringmagazine.sae.org/aeromag/features/aircraftlightning/>, Onera Research, 1998. 9. 14.