

항공전자 장비 및 시스템의 낙뢰 간접영향에 대한 인증기술

한상호(한국항공우주연구원 품질인증센터)

I. 서론

대기의 자연 현상으로 발생하는 낙뢰는 운항 중인 항공기에 용융, 소손 및 아크 발생 등 물리적인 손상 외에도 낙뢰의 피격으로 항공기체에 낙뢰 전류가 관통하는 과정에서 빠른 속도로 변화하는 전자장을 생성하여 전기/전자 장비 또는 부품에 전압과 전류 형태의 과도현상을 야기한다. 이 과도현상은 항공기의 캐노피나 복합소재로 덮인 안테나 부위 등 개구부를 통하여 항공기 내부로 전자장이 침투하여 생성되거나 항공기를 흐르는 전류로 인한 구조상의 IR에 의한 전압을 생성하는 데 이것을 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 반영

할 것이 요구되고 있다.

II. 낙뢰 간접영향에 대한 인증기준

1. 감항기준

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

〈표 1〉 낙뢰 간접영향 감항기준

| 구분\항공기 | 고정의 항공기 | | 회전의 항공기 | |
|-----------------|--|--|------------------|------------------|
| | 소형 | 대형 | 소형 | 대형 |
| 항공기 시스템 | \$23.1309 (e) | \$25.1309 (g) | \$27.1309 (d) | \$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 | | | |

표에서의 번호는 미연방감항기준(FAR) 번호이며 우리나라에서는 2004. 1. 12. 항공안전본부

고시(제2004-1호)로 동일한 번호체계로 채택 활용하고 있다. 여기서 항공기 시스템에 대한 낙뢰 보호는 고정익 소형항공기(Part 23)의 경우, 직접 영향 뿐 아니라 간접영향까지 증명 기준으로 제시하고 있으며, 회전익 소형항공기(Part 27) 및 회전익 대형항공기(Part 29)의 경우 항공기 부품 또는 시스템의 환경보호 안전성의 차원에서 단순히 낙뢰 타격에 대한 영향을 고려할 것을 언급하고 있으나 내용적으로는 이를 근거로 간접영향에 대한 보호도 인증의 대상으로 하고 있다. 항공기에 대한 낙뢰의 간접영향에 대한 구체적인 감항기준으로는 1994. 4. 28. 개정 반영된 고정익 대형항공기 기준인 §25.1316이 유일하다. 부품에 대한 감항기준으로는 기술표준품(TSO) 인증시 항공전기/전자부품에 대한 인증 기준으로서 RTCA DO-160D section 22를 적용하도록 하고 있다.⁽¹⁾⁽²⁾

2. 인증 지침

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

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

3. 기타 문헌

낙뢰 인증에 참고가 되는 문서로서는 주로 미

국자동차공학회(SAE)에서 발행한 것이 있으며 아래와 같다.

- SAE ARP 5412, Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms (1999. 11.)⁽³⁾
- 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 Manual for Certification of Aircraft Electrical/ Electronic Systems for the indirect Effects of Lightning (2002. 4.)
- SAE ARP 5577, Aircraft Lightning Direct Effects Certification (2002. 9.)

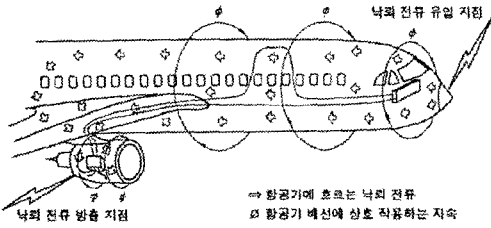
III. 낙뢰 간접영향의 내역과 인증시험

1. 간접영향의 내역

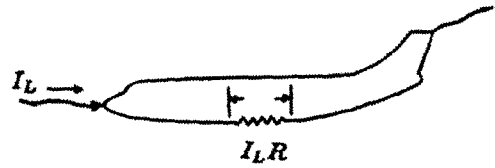
가) 낙뢰 전류의 유도 메커니즘

그림 1은 낙뢰의 간접영향을 나타내는 것으로서 항공기의 전단부에 낙뢰가 유입되어 엔진끝 부분에서 방출되는 사례로서 낙뢰전류가 항공기 동체를 관통하면서 항공기체 외부로 자속을 형성하게 된다. 이 때 낙뢰의 부착과정에서 부착의 형태에 따라 여러 가지 전기적 현상을 발생하게 된다.

최근 제작되는 항공기의 경우 항공기 기체와 엔진 장착 부위에 상당 부분 복합재를 채용함으로써 전기적 저항이 증가하여 낙뢰로 인한 유기 전압의 상승 요인이 되고 있으며 반도체 소자의 고집적화로 사용전력은 감소하고 있으나 상대적



〈그림 1〉 낙뢰 전류의 유도 메커니즘^[4]



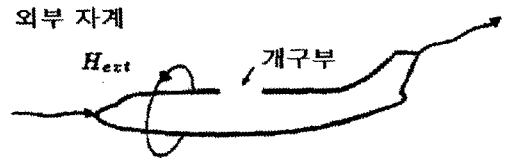
〈그림 2〉 저항성 결합

으로 낙뢰 간접영향에 취약성을 드러내고 있다.

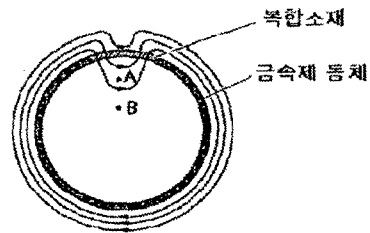
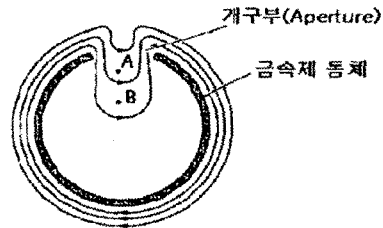
나) 낙뢰 부착의 형태

낙뢰가 항공기에 부착하게 되면 낙뢰전류가 항공기를 관통하면서 항공기 형상에 따라 여러 가지 내부 환경을 형성하게 되는 데 대표적으로 저항성 결합 형태(Resistive Coupling)와 개구부 결합 형태(Aperture Coupling)를 갖게 된다.^[5]

- 저항성 결합. 저항성 결합은 그림 2와 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 그림 5의 전류 성분 A에 대한 결과로서 그림 6의 파형 4와 5가 해당된다. 저항성 결합의 간단한 예로서 기체의 낙뢰 유입 지점에서 출구지점간의 저항이 $2.5m\Omega$ 인 경우 낙뢰 전류 A가 $200kA$ 이므로 $500V$ 의 전압이 생성되게 된다.



a. 개구부 결합



b. 자계의 비행기 내부 투과

〈그림 3〉 낙뢰전류로 인한 자계의 개구부 결합

- 개구부 결합. 이것은 낙뢰가 항공기를 도체로 하여 통과하면서 암페어의 법칙에 의거

도선 즉, 항공기체의 주위에 자장을 형성하며 다시 이 자장이 항공기체의 개구부를 통과하게 됨에 따라 이 지역을 지나가는 배선을 관통하여 배선상에 전류가 생성되는 결합형태이다. 그림 3에 개구부 결합형태의 예를 보여주고 있으며 아래 그림의 "B" 위치에 자계가 미치지 못하는 것은 복합소재로 자계가 일부 차폐되고 있음을 보여준다. 주로 그림 6의 파형 1, 2 및 3이 나타난다.

다) 낙뢰간접영향의 사례

낙뢰의 간접영향의 사례로는 다음과 같은 것이 있다.

- 비행체내의 상호접속 회로에서의 전압 및 전류 발생
- 케이블 번들 내에서의 전류 발생
- 비행체의 항공전자장비실 인근과 주요 케이블 행정에 나타나는 자계 발생
- 과도현상으로 나타나는 기체 구조의 전압차와 내부 기체구조물로 흐르는 전류 등이 있다. 이러한 유도 과도현상의 결과로 다음과 같은 결합이 나타나게 된다.
- 부품 손상. 전기의 과도현상 때문에 손상받기 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 저전압 정격의 것들
 - 소화폭관(squibs)과 기폭장치 (detonators)와 같은 전자파열 장치
 - 지시계, 작동 장치, 릴레이와 모터 같은 전자기계적 장치

- 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

2. 인증 시험의 내역

가) 개요

낙뢰 전자유도 감응성 시험은 운항중인 항공기가 낙뢰를 맞을 경우 낙뢰 전류의 전자유도 현상으로 항공기 내부회로에 전압 또는 전류가 유입될 때의 적응성을 평가하는 것으로서 항공기 또는 피시험품(EUT : Equipment Under Test)에 실제 낙뢰 파형을 모사하여 축소된 전자유도 파형을 적용하여 규정된 요건대로 정상적으로 작동하는가를 확인하는 것으로서 시험 기법은 크게 두 가지 그룹이 있는데, 첫째는 장비의 손상 내성을 확인하는 것으로서 낙뢰 과도현상을 직접 커넥터의 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(표 2 참조).^{[1][2]} 여기서 다중 타격이란 1회의 낙뢰 타격시 두개 이상의 복귀 뇌격을 말하는 것으로 그림 4에서 파형 2~4에 해당되는 파형이

다. 파형의 진폭이 크며 파형간의 간격은 10~200 ms이다. 다중 과열 파형은 그림 4의 6~9에 해당 되는 것으로서 진폭이 작고 파형간의 간격도 작은 50~1000 μ s의 특성을 가지고 있다.

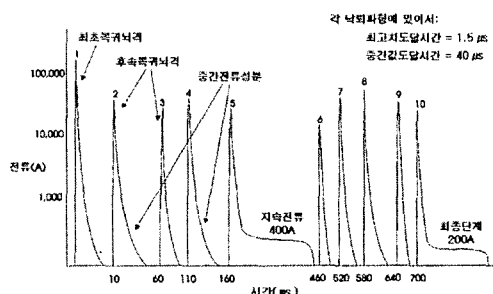
나) 핀 주입 시험

핀주입 시험의 목적은 과도파형을 직접 피시품 상호연결 회로에 주입하였을 때 손상내역을 평가하는 것으로서 시험파형을 피시품의 커넥터 지정핀과 접지점사이에 걸어준다. 이 때 피시품에는 전원을 걸지 않는다. 적용 파형으로는 W3, 4 및 5A가 있다.

다) 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 그림 6의 W1, 2, 3, 4 및 5A가 있다.

- 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 오실로스코프에 연결하여 측정 파형을 확인한다. 고전압/고 임피던스 프로브는 monitor loop에 설치하며 이 프로브를 디지털 오실로스코프에 연결하여 시험파형을 확인한다.
- 접지 주입 시험. 이 시험 기법은 피시품의 접지선과 이격시키고 접지판과 격리한 후에



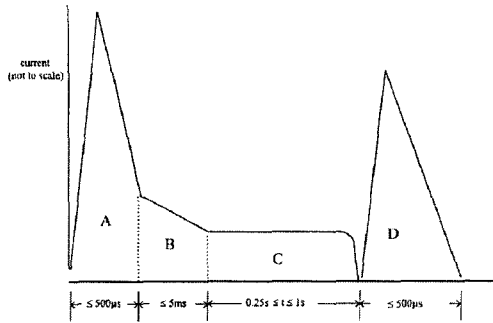
〈그림 4〉 부극성 구름-지상간 낙뢰전류 추정 파형^[3]

낙뢰 유도 과도파형을 피시품의 외관과 접지판 사이에 적용하는 것을 빼고는 케이블 유도 시험과 유사하다. 이 때 주입된 과도파형은 케이블 차폐선과 또 다른 귀환선을 지나 접지판으로 흐르게 된다. 시험중 피시품과 접지판 사이의 전압과 케이블 번들을 흐르는 전류를 확인한다.

3. 낙뢰 시험 파형

가) 시험에 적용되는 낙뢰 모사 파형

- 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. 대기권을 운항하는 항공기가 낙뢰를 맞게 되는 것은 주로 강력한 전하가 형성되어 있는 구름 속을 지나는 과정에서 전계 영역과 충돌하면서 발생하는 유발 낙뢰(triggered lightning)가 주종으로 전체 항공기가 맞게 되는 낙뢰의 90%를 차지하며 나머지는 구름 지상간의 낙뢰가 잔전되는 과정에서 맞는 것으로 보고 되고 있다. 낙뢰



〈그림 5〉 낙뢰 전류 모사 파형

는 1회 발생시 평균 10회의 후속 타격이 있게 되는 데 이 때 작용하는 전류의 발생 내역을 그림으로 나타내면 그림 4와 같다.

이 그림에서 총 지속시간은 20ms~1초이며 각 뇌격간의 간격은 60ms이다. 파형 1번의 최초 복귀뇌격 파형은 상승시간이 $2\mu s$ 이고 감쇄시간은 $40\mu s$ 이다. 2번 이후의 후속 복귀뇌격의 파형은 1번의 최초 복귀뇌격보다는 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(A, B, C 및 D)의 낙뢰 전류 기본 파형으로서 낙뢰 직접 영향에 대한 시험에 활용하고 있다(그림 5).

- 유도전압 및 유도전류 파형. 이러한 낙뢰의 외부파형은 항공기에 부착하면서 그 부착

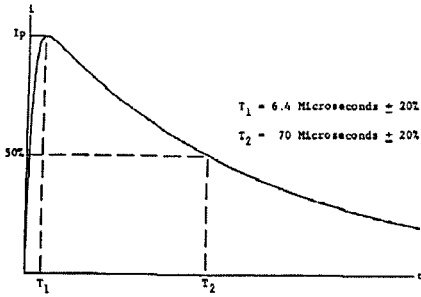
결합의 형태와 항공기 내부로 전달되는 과정에서 다소의 변형이 이루어져 항공기 내부에서 다음과 같은 세 가지의 형태의 내부 환경으로 나타나게 된다.^[2]

- 이중 지수함수 (double exponential)
- 이중 지수함수의 도함수 (double exponential derivatives)
- 감쇄 사인파 (damped sinusoidal)

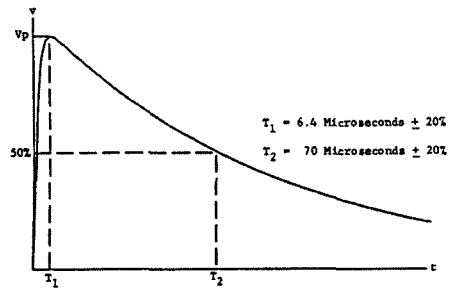
따라서 낙뢰의 간접영향에 대한 적응성 시험에는 이러한 내부 파형을 적용하게 되는 데 총 5종의 파형으로 모사하여 적용하고 있으며 그 파형의 형태는 그림 6과 같다.

• 파형의 적용 형태.

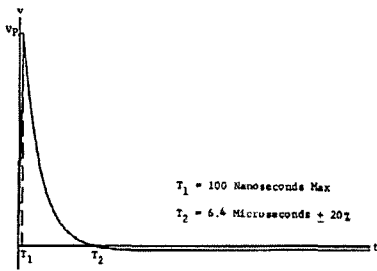
- 단일 타격 (SS : Single Stroke). 단일 타격 시험은 가장 극심한 항공기 외부 낙뢰 타격에 대한 항공기 내부 배선의 반응을 모사하기 위한 것으로서 단일의 지정 파형을 케이블 또는 배선에 가하며 + 및 -의 양극성으로 10회 시험한다. 타격간의 시간 간격은 정해져 있지 않으나 이 10회의 타격은 10분 이내에 적용한다.
- 다중 타격 (MS : Multiple Stroke). 다중 타격 시험은 첫 번째의 복귀뇌격과 후속 복귀뇌격으로 구성된 항공기 외부 낙뢰 타격에 대해서 항공기 내부 배선에 유도되는 유도효과를 모사하는 것으로서 이 시험 파형은 초기 타격과 초기 타격의 절반값에 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.



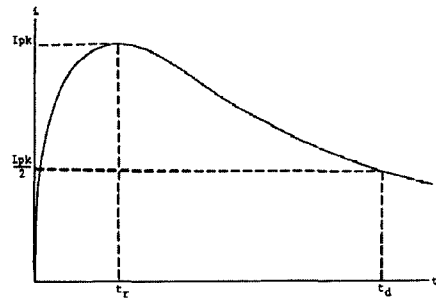
파형 1 : 2중 지수 전류파형



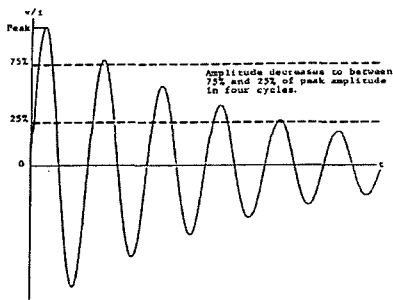
파형 4 : 이중 지수 전압파형



파형 2 : 이중 지수 도함수 전압파형



파형 5 : 이중 지수 전류 파형



파형 3 : 감쇄 사인파 전압/전류 파형

〈그림 7〉 낙뢰 내부파형

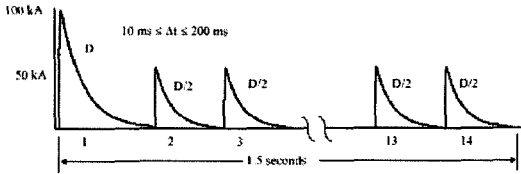
는 3개의 파열성 파형으로 구성된다. 이 20개의 파열파의 파형간의 간격은 $50\mu s$ 에서 $1000\mu s$ 이어야 하며 3개의 파형간의 간격은 $30ms$ 에서 $300ms$ 이어야 하며 + 및 -의 양극성으로 5분 동안 반복 시험한다. 적용 파형간의 간격은 3초이다.

〈그림 6〉 낙뢰 내부파형

- 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 있

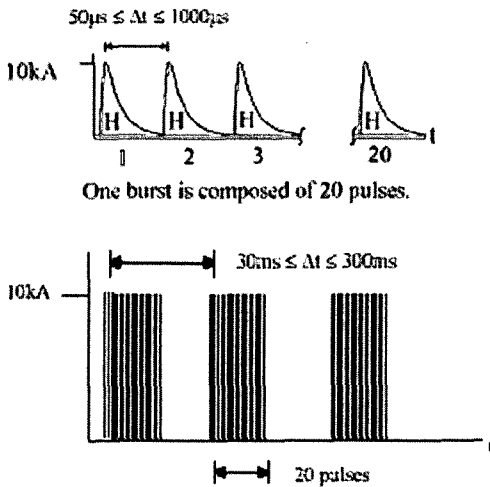
나) 시험의 적용

시험 파형의 적용 기준은 표 2와 같다. 이것은 실지 낙뢰가 항공기에 부착하는 형태에 따라 그리고 해당 부품이 항공기 상에서 장착되는 위치에 따라 선별적으로 적용하게 되며 그 형상을 10가지의 경우로 분류하여 다섯 가지 파형을 적절히 조합한 형태로 적용하도록 하고 있다.



One current component D followed by thirteen current component D/2s distributed over a period of up to 1.5 seconds.

다중 타격 전류파형



다중 파열 전류파형^{[2][3]}

(그림 8) 다중 타격 및 다중 파열 전류파형

다) 합격 기준^[6]

이상과 같은 시험 파형에 의한 낙뢰 간접영향 시험 결과 합부 판정 기준은 다음과 같다.

- 장비내성 설계기준(ETDL)은 장비 접속부에 나타나게 되는 과도현상 제어수준 (TCL) 보다 높아야 한다.

- 회로 또는 구성품의 단락, 소손 또는 주어진 기능을 계속할 수 없는 고장이 아주 없어야 한다.
- 시스템에 대한 지정 시험을 마친 후에는 자동적으로 초기 설정상태로 돌아와야 한다.

IV. 인증 방안

1. 낙뢰 피격부위의 결정

그림 8은 회전익 항공기의 낙뢰 피격부위를 나타낸 것으로 낙뢰의 직접영향에 대한 평가에서는 낙뢰가 잘 맞는 부위인 영역 1 및 2가 주 고려 대상인 반면에 낙뢰의 간접영향에서는 낙뢰의 통전 경로가 되는 영역 3이 그 고려의 대상이 된다. 인증 파형의 적용은 실지 낙뢰가 항공기에 부착하는 형태에 따라 그리고 해당 부품이 항공기에 장착되는 위치에 따라 선별적으로 적용하게 되며 표 2와 같이 그 형상을 10가지의 경우로 분류하여 다섯 가지 파형을 적절히 조합한 형태로 적용하도록 하고 있다.

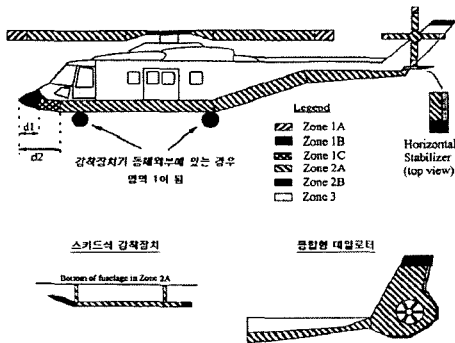
2. 인증 대상

인증 대상 부품은 항공기에 장착이 되는 항공 전자 부품 중 비행에 “치명기능 (critical function)”을 담당하는 부품과 “필수기능(essential function)”을 담당하는 부품을 대상으로 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.

실지 보잉사의 B-737 항공기의 경우 낙뢰 간

〈표 2〉 낙뢰 간접영향 인증 시험 요건⁽¹⁾

| 파형 세트 | 시험 구분 | 낙뢰의 항공기 결합형태 | 시험 형태 | 파형 번호 |
|-------|--------------|--|------------|----------|
| A | - | aperture coupling | Pin | 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 |



〈그림 9〉 회전익항공기의 낙뢰 피격 부위

접영향 시험을 수행한 부품에는 다음과 같은 것이 있다.

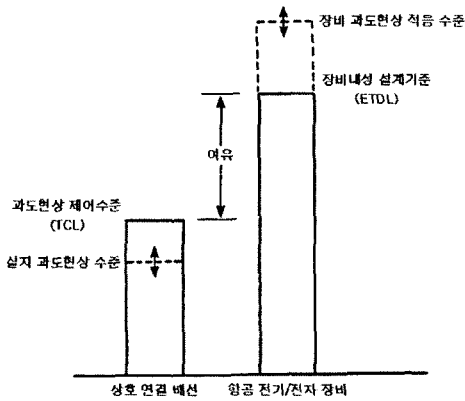
- Air Data Inertial Reference Unit
- APU Electronic Control Unit
- Display Electronics Unit
- Electronic Engine Control

- Instrument Landing System
- Radio Altimeter
- Standby Power Control Unit
- Air Data Module
- Display Unit
- Flight Control Computer
- Multi-Mode Receiver
- Stabilizer Trim Motor/Actuator

3. 장비내성 설계기준

가) 과도현상 제어수준 (TCL)

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 표준파형의 충격파에 대한 내전압(耐電壓) 충격값을 제정하여 사용하는 기준충격절연강도(基準衝擊絶縁強度, BIL : Basic Impulse Insulation Level)의 개



〈그림 10〉 TCL과 ETDL의 관계²⁾

념에서 개발되었다. 이것은 과도현상 설계자가 정하게 되며 시험을 통해 목표가 충족되는지 확인하여야 한다. TCL 개념은 그림 9와 같다.

나) 장비내성 설계기준(ETDL)

ETDL은 시스템 내의 장비가 감내하여야 하는 수준을 설정한 것으로 장비가 승인 받을 수 있는 과도현상의 최대치를 말한다. 기능 장애의 가능성을 최소로 하기 위해, ETDL은 장비 접속부에 나타나는 TCL보다 높게 정하고 있다.

다) 보호 대책 방안

기능장애 또는 손상의 가능성을 최소로 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.

- 배선의 배열(routing), 케이블과 장비 차폐

의 개선과 같은 설계 기법 통하여 장비 접속부에 나타나고 있는 실제 과도현상을 줄여서 TCL을 줄이는 방안.

- 장비의 각 부분에서 충분한 내성을 제공하여 ETDL을 높이는 방안.
- 항공전자장비의 경우 사태 다이오드(avalanche diode), 배리스터와 필터등과 같은 회로보호 장치를 사용하는 방안이 활용되고 있다.

V. 결론

항공전자부품에 대한 낙뢰의 간접영향에 대한 위협은 부품의 디지털화의 진전으로 점차 증가하고 있으며 항공기에 있어서도 복합소재의 채용이 증가함에 따라 낙뢰 전자장의 위협도 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.¹⁾ 이것은 실지 실험항공기를 이용한 낙뢰 타격의 사례를 분석한 결과로 나온 것으로 실지 낙뢰 발생 사례에 아주 근접하게 모사한 것이라 할 수 있다. 항공전자부품을 항공기에 장착하기 위해서는 인증기준에 의한 시험을 반드시 수행하여야 한다. 또한 이러한 일련의 시험을 마친 장비라 할지라도 항공기에 장착되는 위치에 따라 전기체 시험을 통하여 낙뢰 유도전기에 대한 내성을 검증 받아야 한다.

참고문헌

- [1] RTCA DO-160D/EUROCAE ED 14, "Environmental Conditions and Test procedures for Airborne Equipment, Section 22 (Chg 3) Lightning Induced Transient Susceptibility", December, 2002.
- [2] AC 20-136, "Protection of Aircraft Electrical/ Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning", FAA, March, 1990.
- [3] SAE ARP 5412, "Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", November, 1999.
- [4] Richard Kolodziejczyk, "Protection and Certification of Aircraft Avionics Systems from Lightning Indirect Effects", Lightning Technologies, Inc., June. 1996.
- [5] Fisher, F. A., Perala, R. A., and Plumer, J. A., "Lightning Protection of Aircraft", Lightning Technologies, Inc., p227, 1999.
- [6] Cosimo J. Bosco, "Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls", SAE Aerospace Technology Conference and Exposition, October, 1987.

저자소개



한 상 호

1972년-1980년 인하대학교 전자공학과 졸업(학사)
 1992년-1995년 충남대학교 산업대학원 전자공학과(석사)
 2004년 충남대학교 대학원 전자공학과(박사과정)
 1980년-1990년 (주)대한항공 항공우주사업본부 품질관리부 과장
 1991년-현 재 한국항공우주연구원 품질인증센터 항공인증그룹 선임연구원
 주관심분야 항공전자부품의 감항성 인증