

## 항공기 낙뢰시험

최익순, 김석수, 한상호\*

한국전기연구원, 한국항공우주연구원\*

### Aircraft Lightning Test Methods

I. S. Choi, S. S. Kim, S. H. Han

**Abstract** - This paper deals with the lightning test methods on aircraft. It shows lightning current and voltage test waveforms referred to SAE ARP 5412. According to this standard, to test lightning effects, mixes appropriately 5 waves for current and 4 waves for voltage depend on structure and comparison information.

## 1. 서 론

항공기의 낙뢰 피해에 대한 연구는 1938년 NACA(미국항공자문위원회)에서 낙뢰에 대한 특별 소위원회를 구성하고부터 본격적인 연구가 이루어졌으며, 오늘날에는 낙뢰의 직접영향과 간접영향에 대한 낙뢰 보호 감항기준(항공기가 자체 안전성을 확보하기 위해 갖추어야 할 기준)을 제시하고 있다. 이러한 감항기준 중 미국의 FAR이 전 세계적으로 통용하고 있으며 유럽의 경우 JAR로 제정이 되어 있다. 본 고에서는 항공기 낙뢰시험에 대한 SAE(미국자동차기술자협회) ARP 5412에 제시된 실제 낙뢰 낙뢰를 모사한 낙뢰 전류와 전압에 대해 알아보았다.

## 2. 본 론

### 2.1 개론

SAE ARP 5412는 낙뢰의 직접효과와 간접효과 시험에 낙뢰 전류와 전압으로서 각각 5가지 및 4가지를 제시하고 있으며 항공기의 기하학적 구조와 비교자료를 토대로 적절한 조합으로 활용하도록 하고 있다.

### 2.2 낙뢰 전류 파형

낙뢰 직접효과를 적용하기 위해서는 4가지 파형이, 간접효과를 적용하기 위해서는 1가지 파형이 적용된다. A, B, C 및 D의 4가지 파형은 자연낙뢰섬광의 다른 전류 특성을 모의한 것으로 그림 1과 같다.

a) 성분 A : 초기 복귀 스트로우크(Initial Stroke, First Return Stroke 또는 Initial High Peak Current)

성분 A는 저고도로 비행하는 항공기에 자주 발생하는 것으로서 첨두 전폭 200kA(±10%), 작용적분  $\int i^2 dt = 2 \times 10^6 A^2 s(\pm 20\%)$ 로서 총 지속시간 500μs 이내이다. 이 성분은 단방향이거나 진동성으로서 파형은 첨두 상승률  $1 \times 10^{11} A/s$ 로 최고전류 200,000A의 복귀뇌격을 나타낸다. 이 파형은 수학적으로 다음과 같은 복수 지수로 표시된다. 항공기 구조에 대한 영향은 충격파, 과압력 전자력 등이 있다.

$$i(t) = I_0 (\epsilon^{-at} - \epsilon^{-\beta t})$$

여기서  $I_0=218,810(A)$ ,  $a=11,354s^{-1}$ ,  $\beta=647,265s^{-1}$ ,  $t$ 는 시간을 나타낸다.

b) 성분 B : 중간 전류(Intermediate Current)

성분 B는 음전하(-)의 복귀뇌격 다음에 생기는 후속 타격으로 인한 전류 성분으로서 단일 방향으로 최대 체류 시간 5ms 동안에 2kA(±10%)의 평균 진폭을 갖는다, 즉, 직사각형의, 지수형 또는 선형 감쇄형으로서 전하 이송량은 10C이다. 이 파형은 다음과 같이 수학적 표현은 동일하며 계수는 다음과 같다 :  $I_0=11,300(A)$ ,  $a=700s^{-1}$ ,  $\beta=2,000s^{-1}$ . 잔류 시간이 5ms를 초과하는 경우 나머지 잔류 시간에 대해 400A의 평균 전류를 적용한다. 잔류 시간은 소사타격(swept-stroke) 부착 시험 또는 분석에 의해 미리 결정한다. 이러한 결정을 하지 않으면 잔류 시간은 50ms로 한다. 항공기 구조에 대한 영향은 용융, 소송공동, 과열점 등이 있다.

c) 성분 C : 지속전류(Continuing Current)

성분 C는 구름에서 지상으로 향하는 음전하의 낙뢰와 구름에서 지상으로 향하는 양전하의 재타격 후에 발생하는 항공기 체류 시간이 긴 전류 성분으로서 0.25에서 1초 사이에 200쿨롱(±20%)의 전하를 전이시킨다. 이것은 전류 진폭이 200A에서 800A로서 파형은 단일 방향으로 직사각형의 지수형 또는 선형 감쇄 파형이다. 항공기 구조에 대한 영향은 용융, 소송 공동 등이다.

d) 성분 D : 재타격(Restroke, Subsequent Stroke Current)

낙뢰가 지속되는 동안 일어나는 고전류의 후속 서어지(Subsequent Surge)로 낮은 피이크 전류와 낮은 작용적분(Action Integral) 값을 가지며 초기 복귀뇌격보다 높은 시간 변화율을 갖는다. 이것은 보통 초기 복귀뇌격과 같은 경로를 따라가나 항공기 맨 후미의 새로운 위치에 다시 부착할 수 있다. 최고 전폭 100kA(±10%)와 작용적분  $0.25 \times 10^6 A^2 s(\pm 20\%)$ 이다. 이 성분은 총 잔류 시간 500μs의 단일 방향 또는 진동성으로서 최대상승률  $0.5 \times 10^{11} A/s$ 로서 100,000A의 최대 재타격 전류를 갖는다. 수학적 표현은 위와 동일하며 계수는 다음과 같다 :  $I_0=109,405(A)$ ,  $a=22,708s^{-1}$ ,  $\beta=1,294,530s^{-1}$ . 항공기 구조에 대한 영향은 충격파, 과압력, 전자력 등으로 나타난다.

e) 성분 II

이것은 다중 타격(Multiple Burst)에 의한 파형으로서 간접 영향에 대한 시험에 적용한다. 전류 파형 II는 진폭 및 시간 지속 기간이 복귀뇌격보다 훨씬 적은 높은 상승률의 전류 펄스를 나타낸다. 이러한 펄스는 항공기에 하나의 낙뢰 타격의 시작 시점에 집단적으로 발생하고 다른 전류 성분과 더불어 함께 낙뢰 섬광 지속 기간 동안

내내 일정하지 않게 발생한다. 수학적 표현은 위와 동일하며 계수는 다음과 같다 :  $I_0=10,572(A)$ ,  $a=187,191s^{-1}$ ,  $\beta=19,105,100s^{-1}$ .

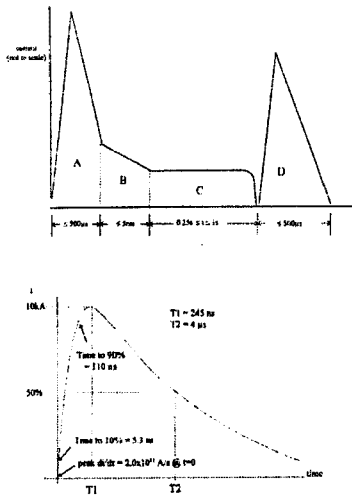


그림 1. 낙뢰전류 시험파형 A, B, C, D 및 H

### 2.3 낙뢰 전압 파형

낙뢰 타격으로 인한 전압 성분을 모사하는 파형은 A, B, C 및 D의 네 가지 파형이 제시되고 있다. 전압파형은 낙뢰의 전체성분을 나타내는 것으로서 레이돔의 유리섬유강화플라스틱 표면과 같은 고체 절연물질의 파괴 또는 공기를 관통하거나 절연물질의 표면을 가로지르는 낙뢰 섬광에 의해 발생하는 절연 파괴가 발생할 때까지 증가하는 전계를 나타낸다. 자연 낙뢰가 생성하는 가능한 전계 파형이 광범위하므로 빠른 전계 상승률과 낮은 전계 상승률을 나타내는 두 가지의 전압 파형을 설정하였다. 빠르게 상승하는 파형은 비교적 적은 수의 부착점을 생성하고 항공기체의 높은 전계 지역에 부착하며 절연 표면에 더 잘 평크를 만들 수가 있다. 느리게 상승하는 파형은 부착점이 더 크게 확산하고 전계가 낮은 지역에도 부착 가능성이 있다는 것이 시험으로 밝혀진바 있다. 여기서 제시되는 전압 파형은 부전도체의 표면 또는 구조체의 낙뢰 부착 가능 위치 평가와 절연체의 절연 파괴 경로의 평가에 활용된다. 전압파형은 그림 2와 같다.

a) 전압파형 A - 기본 낙뢰 파형(Basic Lightning Waveform).

이 파형은 급속한 증가가 항공기체에 공극의 전압 절연 파괴로 구멍을 내거나 항공기체에 낙뢰 섬광이 가로질러 상승이 중단될 때까지  $1000kV/\mu s(\pm 50\%)$ 의 비율로 상승한다. 절연 파괴시 전압은 영으로 떨어진다. 절연 파괴가 일어나지 않아도(낙뢰 전압 발생기의 개회로 전압) 전압 붕괴율 또는 전압 쇠퇴 시간은 규정하지 않는다.

b) 전압 파형 B - 완전한 파형(Full Wave).

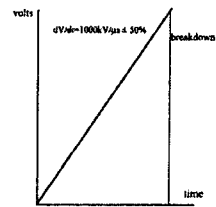
파형 B는 충격 절연의 시험을 위한 전기의 산업계 표준인  $1.2\mu s \times 50\mu s$  파형으로서  $1.2\mu s(\pm 20\%)$ 에서 정상치까지 올라가고 및  $50\mu s(\pm 20\%)$ 에서 정상 전폭의 절반으로 쇠퇴한다. 최고치 도달 시간과 쇠퇴 시간은 낙뢰 전압 발생기의 개회로 전압을 참조하고, 파형은 항공기체의 평크 또는 낙뢰 섬광에 의해 제한되지 않는 것으로 한다.

c) 전압 파형 C

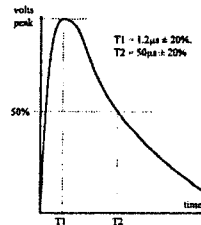
이것은 항공기체 및 시험 전극 사이의 간격에서 절연 파괴가  $2\mu s(\pm 50\%)$ 에 발생하는 잘라진 전압 파형으로서 절연 파괴의 시점에서 전압의 진폭 및 절연 파괴 이전의 전압의 상승률은 지정하지 않는다.

d) 전압 파형 D - 완만한 시작(Slow Front).

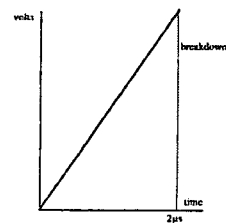
완만한 시작을 갖는 이 파형은 항공기체에서 스트리머가 생기는 시간을 감안하여  $50\sim 250\mu s$ 에서 상승 시간을 갖는다. 이것은 낙뢰 부착 가능성이 예상되는 곳 보다 부착 가능성이 낮은 지역에 더 높은 타격률을 부여한다.



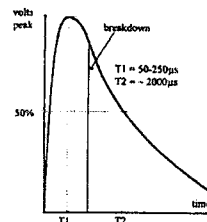
전압파형 A



전압파형 B



전압파형 C



전압파형 D

그림 2. 낙뢰전압 시험파형 A, B, C 및 D

## 2.4 항공기 낙뢰 피격부위

### (Lightning Strike Zones)

항공기 낙뢰 피격부위는 항공기에 낙뢰가 부착하는 영역으로서 아래와 같이 분류하고 있다. 비행기에서의 이 영역의 위치는 비행기의 기하학적 구조와 운용 요인에 달려 있으며, 비행기마다 다르게 설정된다.

#### 2.4.1 Zone 1

최초 뇌섬광(initial lightning)과 최초 복귀뇌격(return stroke) 부착 확률이 높은 비행체 표면으로 다음과 같이 세 가지 영역으로 구분한다.

##### a) Zone 1A

leading edge와 같은 최초 복귀뇌격 부착 가능성이 높은 지역으로 아크 발생확률이 적은 영역. (First return stroke zone)

##### b) Zone 1B

꼬리날개와 같은 직격으로 인한 최초 복귀뇌격 부착 가능성이 높은 지역으로 아크 발생확률이 높은 영역. (First return stroke zone with long hang on)

##### c) Zone 1C

낙뢰 방전로 형성 기간중 낙뢰 섬광의 부착 가능성이 적고 감소한 진폭의 최초 복귀뇌격이 부착하는 모든 지역으로서 아크 발생확률이 적은 영역. (Transition zone for first return stroke)

#### 2.4.2 Zone 2

Zone 1의 최초 섬광 부착점으로부터 기류에 의해 최초 복귀뇌격이 아닌 후속 복귀뇌격(subsequent return stroke) 부착 확률이 높은 영역으로 다음과 같이 두 가지로 구분한다.

##### a) Zone 2A

wing mid-span과 같은 낙뢰 아크 채널 부착 가능성이 낮은 swept stroke 영역. (Swept strike zone)

##### b) Zone 2B

outer wing trailing edge와 같은 낙뢰 아크 채널 부착 가능성이 높은 swept stroke 영역. (Swept strike zone with long hang on)

##### c) Zone 3

Zone 1과 Zone 2 지역 이외의 모든 비행체 영역으로 뇌섬광 아크의 직접 부착 확률이 낮으며 초기 부착 또는 swept stroke시 전류의 흐름 경로가 된다.

## 3. 결 론

항공기의 낙뢰에 대한 내성 적합성은 낙뢰 환경을 모사한 낙뢰 전류 및 전압 파형으로 실제 항공기 또는 부품에 대하여 시험하여야 한다. 또한, 시험을 통해 설계단계에서부터 고려해야 한다.

### [참 고 문 헌]

[1] AC 20-53A, "Protection of Aircraft Fuel Systems Against Fuel Vapor Ignition Due to Lightning", FAA, 1985. 4. 12.

[2] AC 20-136, "Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems against the Indirect Effects of Lightning", FAA, 1990. 3. 5.

[3] F. A. Fisher and J. A. Plumer, "Aircraft Lightning Protection Handbook", Lightning Technologies Incorporated, Pittsfield, MA, 1989. 9.

[4] Martin A. Uman, "Lightning", Dover Publications, Inc., 1984.

[5] SAE ARP 5412, "Aircraft lightning environment and related test waveforms", 1999-11.