技術論文

항공기에 대한 낙뢰의 영향과 감항성 인증

한상호*, 이종희*

The Lightning Effects on Aircraft and Certification

Sang-Ho Han* and Jong-Hee Lee*

ABSTRACT

As the wooden aircraft in the early times has no way to let lightning flow when lightning flash attaches during flight, the aircraft got damage, or caught fire. Though all metal airplane was developed with an advent of aluminum, a lightning accident still occurred including a fire of a fuel tanks. Eventually, NACA declared problems in 1938, and an artificial lightning test began. In succession, FAA established Airworthiness Requirements for certification. The FAA committed test measures study for the protection of an airplane from lightning to SAE. SAE presented the test current and voltage waveforms that simulating natural lightning, and it is utilized on lightning protection certification of an airplane by public. A lightning effects of an airplane through an analysis of lightning mechanism was made in this technical note. Especially, lightning direct effects on aircraft are analyzed and lightning strike zones are described.

초 록

고공을 운항하는 항공기는 대기중의 자연현상에 의해 낙뢰에 노출되게 된다. 낙뢰 피해는 개발초기에는 목재 항공기의 절연파괴에 의한 손상과 화재등이 있었으며 알루미늄의 보급으로 전금속체 항공기가 개발되었지만 연료탱크의 화재 문제라든지 낙뢰 사고는 계속 발생하였다. 이에 NACA에서는 1938년 문제를 제기하고, 인공 낙뢰에 대한 연구를 시작하였다. 이어 FAA에서는 낙뢰보호에 대한 인증을 위해 감항기준을 제정하고 SAE에 낙뢰에 대한 항공기의 보호를 위한 시험대책 연구를 의뢰하여 낙뢰를 모사한 시험 전류, 전압 파형을 제시하여 항공기의 낙뢰보호 인증에 활용하고 있다. 이 글에서는 낙뢰의 메커니즘 분석을 통한 항공기에 대한 낙뢰의 영향을 제시하고 특히 항공기 안전사고의 중요한 요인으로 대두되고 있는 항공기에 대한 낙뢰의 직접영향에 대한 사례를 분석하고 인증기준과 시험 전류 및 전압파형, 낙뢰 피격부위를 열거하여 개발항공기 및 비행체에 대한 인증에 활용되도록 하였다.

Key Words : Lightning Flash(낙뢰섬광), Lightning Strike Zones(낙뢰 피격부위), Stepped Leader(계단형 선도), Dart Leader(화살형 선도), Return Stroke(복귀뇌격)

1. 서 론

항공기 개발 초기에는 주로 목재로 만들었기

† 2003년 5월 29일 접수 ~ 2003년 6월 27일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : shhan@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

때문에 항공기가 비행중 낙뢰를 맞을 때 낙뢰전류를 도전시킬 방도가 없으므로 목재가 손상을 입거나 타는 현상이 발생하였다. 연료 탱크의 화재 등이 발생되었고 조종간에 유입된 낙뢰 전류 유입으로 조종사 충격 또는 화상을 입는 사례가 발생하여 낙뢰에 대책 수립이 필요하게 되었다. 알루미늄의 보급으로 전금속체 항공기가 개발되었지만 연료탱

크의 화재 문제라든지 낙뢰사고 여전히 발생하였다. 이에 1938년 NACA에서 낙뢰에 대한 특별 소위원회(Sp SC, 1938~1945)를 구성하여 항공기에 대한 낙뢰의 위험(Lightning Hazards to Aircraft)에 대한 본격적인 연구가 이루어 졌다. 이 위원회에서는 낙뢰 방전에 대한 항공기의 위험을 개선하고, 낙뢰로 인한 항공기 승객의 위험을 경감하고 낙뢰 방전이 예상되는 조건을 회피하는 방안을 찾는 데 주력하였다. 연구 결과로서 1946년 5월 NACA TN No. 1001, "Lightning Discharges to Aircraft and Associated Meteorological Conditions"을 내놓았다. 이후 감항당국에서는 낙뢰보호에 대한 인증을 위해 감항기준을 제정하였으며 FAA에서는 SAE에 항공기에 대한 낙뢰의 모사 시험을 위한 연구를 의뢰하였고 SAE(AE4L)의 연구결과는 FAA AC로 채택이 되어 활용되고 있다. 그러나 항공기 연료탱크 및 시스템에 대한 낙뢰사고를 비롯 낙뢰에 의한 피해는 끊이지 않고 있으며 FAA에서는 2001. 4. 18. SFAR 88(Fuel Tank System Fault Tolerance Evaluation Requirements)을 발행하는 등 이에 대해서는 지금까지도 지속적인 연구와 보호 대책이 이루어지고 있다.

II. 낙뢰 현상

2.1 낙뢰 현상

낙뢰가 대기 중의 방전현상(放電現象)이라는 것은 1752년 5월 미국의 Benjamin Franklin에 의하여 밝혀졌으나 본격적인 해명이 시작된 것은 1928년 Boys Camera로 낙뢰를 사진으로 찍기

그림 1. 전형적인 적란운에서의 전하 분포 형태
[SAE ARP 5412; 1999. 11, Fig 2에서 인용]

시작한 때부터이다. 이 때부터 진보된 관측 기술에 의하여 그 전모가 상당부분 밝혀졌지만 아직도 미지의 사실들이 많이 있는 실정이다. 낙뢰를 발생시키는 뇌운은 주로 적란운(積亂雲)이며, 상층과 하층의 대기가 불안정할 때 발생하게 된다. 적란운에서의 전하분포는 최상층부가 "+(P)"로 그리고 하층부가 "-(N)"로 그리고 최하층부에 약한 분포의 "+(p)"전하로 대전되어 있다고 보는 것이 일반적 견해이며 낙뢰 과학자 Malan이 1951년 제시하였다(그림 1). 낙뢰는 크게 운간방전(cloud to cloud), 운내방전(intra-cloud) 그리고 구름-지상간방전(cloud to ground)로 대별되며 이중 구름과 지상간의 방전은 전체방전의 40% 정도를 차지한다.

2.2 뇌방전 메커니즘

낙뢰현상은 구름과 대지 사이에서의 방전 현상으로 발생하는 빛을 일컫는 말로서 우리나라에서는 흔히 벼락, 번개, 낙뢰, 우뢰, 뇌우, 천둥 등과 같은 용어가 있으나 용어의 풀이상 다소간에 차이가 있으며 이중 벼락 또는 낙뢰가 가장 가까운 번역이 된다. 낙뢰(번개)는 적란운이 발달하면서 구름내부에 분리 축적된 음(-)전하와 양(+)전하 사이에서, 또는 구름 속의 전하와 지면에 유도되는 전하 사이에서 발생하는 불꽃방전을 말한다. 편의상 본고에서는 lightning을 낙뢰 또는 뇌로 표현하고자 한다. 낙뢰의 개시는 선도 방전(predischarges)이라고 하는 leader로부터 시작이 되며 0.001초의 속도로 진전한다. 낙뢰의 분류는 선도의 방향(위, 아래)과 방전 전하의 극성에 따라 분류하고 있다. 낙뢰학자 Uman에 의하면 구름-지상간의 낙뢰는 4가지로 분류하고 있다.

- 카테고리 1 낙뢰 : 구름속의 (-)전하가 지상으로 전파되는 낙뢰로서 전체 구름-지상간 낙뢰의 90%이상을 차지한다.
- 카테고리 2 낙뢰 : 지상의 (+)전하가 구름으로 진전하는 낙뢰.
- 카테고리 3 낙뢰 : 구름속의 (+) 전하가 지상으로 전파되는 낙뢰.
- 카테고리 4 낙뢰 : 지상의 (-) 전하가 구름으로 진전하는 낙뢰.

낙뢰는 구름의 아랫부분에서 나타나는 비교적 약한 빛의 선도낙뢰(steped leader)과 이것이 지면에 도달하는 순간, 같은 경로를 통하여 지면으로부터 구름을 향하여 상승하는 매우 밝고 빠른 속도의 방전, 즉 복귀뇌격(return stroke)으로 이루어져 있다. 낙뢰는 한줄기 빛으로 보이지만 실제로는 뇌(雷)가 실린 구름에서 공기 절연이 파괴되어 선행

그림 2. 음전하의 구름-지상 낙뢰 방전의 과정 [Natural and Artificially Initiated Lightning, MARTIN A. UMAN AND E. PHILIP KRIDER, 27 October 1989, Volume 246, pp. 457-464 SCIENCE에서 인용]

방전(先行放電)이 구름을 출발하여 진전과 휴지를 반복하게 된다. 이 선도낙뢰가 대지나 지상의 물체에 접근하면 대지나 물체에서 상향의 스트리머가 생기며, 이 양자가 결합할 때 뇌운에서 대지 또는 물체에 이르는 방전로가 형성된다. 이러한 방전로에 대지 쪽에서 많은 전하가 유입되어 주 방전로가 생기고 뇌운 안의 전하가 중화되지만 눈으로 볼 수 있는 휘도는 복귀뇌격(Return Stroke) 때 생긴다. 그림 2는 낙뢰방전의 과정을 시간대별로 나타낸 것을 보여준다. 제1 선도낙뢰는 제2 및 그 후

의 것과 크게 달라서 지속시간이 10배정도 길고, 빛은 20m 진행할 때마다 약 50~70μsec의 정지시간을 두며, 이 정지시간에 20m씩 하강하므로 계단형 선도(steped leader)로 불린다. 제2 및 그 이후에 나타나는 선도낙뢰는 앞의 낙뢰 방전로를 따라 길이 약 40m의 가늘고 긴 발광부가 하강하는 방전으로 관측되어 화살형 선도(dart leader)라고 불린다. 선도는 계단형, 화살형 모두 구름속의 음전하 영역으로부터 지상을 향해 뻗치는 전리로이다. 낙뢰의 진전을 시간대별로 구분하면 그림 3과 같다.

오른쪽 방향이 시간 경과를 나타낸다.

그림 3. 낙뢰성분(선도 낙뢰: 계단형 선도, 화살형 선도). [Martin A. Uman, "Lightning", Dover Publications, Inc., 1984.에서 인용]

III. 항공기에 대한 낙뢰의 영향

3.1 항공기의 낙뢰 환경

3.1.1 고도별 낙뢰 분포

그림 4. 고도별 항공기 낙뢰 타격 사례

그림 4의 고도별 항공기 낙뢰 타격 사례를 보면 제트 항공기의 주 이동 경로인 지상 2km~4.5 km에서 낙뢰가 집중적으로 발생함을 알 수 있다. 지상 약 4.5km 상공의 0°C이하의 구름속을 항행하는 항공기는 구름내부의 낙뢰를 맞을 가능성이 큰 것을 그리고 4.5km이하의 고도를 운항하는 항공기는 음전하의 구름-지상간 낙뢰를 맞을 가능성이 큰 것을 보여주고 있다.

3.1.2 항공기의 낙뢰 부착 과정

구름의 낙뢰 선도가 항공기에 접근하면, 동시에 구름의 반대편에 스트리머라고 하는 코로나 효과가 발생한다. 이 스트리머가 계단형 선도와 만나면 항공기와 대지간의 절연 파괴 전압이 상승하고 낙뢰경로가 형성되어 지상으로 이어진다. 첫 번째 복귀낙뢰는 선도를 발생시킨 전하 중심을 중화시키고 후속타격은 첫 번째 전하 중심의 인근의 전하의 방전으로 이루어진다. 특히 항공기가 비행중 비행방향 맞은 편에서 낙뢰 타격

그림 5. 소사타격(掃射打擊; Swept stroke) 현상
[“User’s Manual for AC 20-53A”, Fig 6, FAA, 1984, 10.에서 인용]

이 시작되어 항공기가 이동됨에 따라 뇌 부착점이 항공기를 휩쓸고 가는 형태의 것으로서 이것을 특히 소사 타격(Swept stroke)이라 한다.

3.2 낙뢰의 직접영향

낙뢰의 직접영향은 낙뢰 아크의 직접적인 부착 또는 낙뢰 전류 전도로 인하여 항공기나 장비에 물리적인 손상이 발생하는 것으로 정의하고 있다. 그 예로서 절연체가 구멍나거나 항공기나 장비의 표면과 구조의 폭발, 휨, 용융, 소손, 침식, 기화 및 고전류를 동반한 고압 충격파 및 자기력에 의한 구조물의 변형 등의 물리적 현상과 전선이나 배선에 직접 들어오는 전압과 전류로 인한 손상 등이 있다. 실제로 나타나는 항공기에 대한 낙뢰의 직접효과는 다음과 같다.

3.2.1 금속구조물

금속구조물에서 발생되고 있는 낙뢰의 영향은 다음과 같다.

- 용융과 전소(melting and burnthrough) : Zone 1A에서 많이 발생.
- 구조물 접속부에서의 움푹패임(pitting at structural interface) : Hinge 또는 Bearing 같은 연결부분 사이의 불량한 전기접속이 원인이 됨.
- 저항성으로 인한 가열(resistive heating)
- 전자력 영향(magnetic-force effects)
- 접합부, 경첩 및 이음매에서의 아크(arc)ing across bonds, hinges, and joints)
- 충격파와 과압력(shock wave and overpressure)

3.2.2 비금속구조물

유리섬유와 Kevlar 구조물, 탄소복합소재 구조물(graphite composite structures), plexiglass 등

과 같은 비금속 구조물에서 발생하는 낙뢰 피해는 절연파괴와 귀환 낙뢰전류로 인한 공동 생성 등이 있다.

3.2.3 연료계통

연료계통에서의 점화기재는 낙뢰의 전기 성분 및 열성분으로 증기 상태에 있는 연료를 점화시킬 수 있다. 그림 6은 낙뢰 전류가 연료탱크 위를 지나가는 것을 나타내며 그림 7은 이와 같은 낙뢰 전류가 연료 탱크내에서 아크 발생 가능성을 나타낸 것이다.

그림 6. 연료탱크내의 낙뢰전류 통과 경로

그림 7. 기체구조의 연결 부분에서의 아크 발생 가능성[User’s Manual for AC 20-53A, Fig 17 & 22, FAA, 1984, 10.에서 인용]

3.3 낙뢰의 간접영향

낙뢰전류 또는 전압이 항공기 전기 회로에 유도되는 전기적 과도현상으로 장비에 손상을 주는 것을 말한다. 이러한 현상은 비행체에 직접 접촉하지 않는 뇌섬광에 의해서도 발생되며 대부분의 간접효과는 직접뇌섬광(Direct Lightning Flash)에 의해 발생이 된다. 예로서 안테나에 낙뢰가 닿으면 안테나의 물리적 파손 외에 안테나를 통해 낙뢰 전압이 유도되어 송신기나 수신기의 기능을 손상케 하거나 잠정적으로 기능을 정지시키는 현상 등이 있다.

IV. 낙뢰 보호에 대한 법적 요건

4.1 감항기준과 지침서

4.1.1 감항기준

이러한 낙뢰의 직접 영향과 간접영향에 대한 낙뢰 보호 감항기준은 미국의 FAR을 전 세계적으로 통용하고 있으며 내용적으로 크게 기체구조의 보호, 연료 계통의 화재보호 그리고 전자장비 및 시스템 보호의 3가지로 대별되며 인증대상 항공기별 구체적 조항은 표 2와 같다.

4.1.2 지침서

감항기준을 입증하는 방법의 하나로써 감항당국이 제시하는 지침서로 FAA가 발행한 AC (Advisory Circular)와 SAE 기술문서 등은 다음과 같다.

a) AC 20-53A, "Protection of Aircraft Fuel Systems Against Fuel Vapor Ignition Due to

Lightning", FAA, 1985. 4. 12.

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

c) AC 25.981-1C, "Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines", FAA, 2002. 5. 1.

d) AIR5128, "Electrical Bonding of Aircraft Fuel System Plumbing Systems", SAE, 1997. 1.

e) ARP5412, "Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", SAE, 1999. 11.

f) ARP5413, "Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning", SAE, 1999. 11.

g) ARP5414, "Aircraft Lightning Zoning", SAE, 1999. 12.

h) ARP5415A, "User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning", SAE, 2002. 4.

표 2. 낙뢰 방호에 대한 감항 요건

고정의 소형항공기	고정의 대형항공기	회전의 소형항공기	회전의 대형항공기	중형비행선
1. 기체구조 보호				
§23.867 Lightning Protection of Structure	§25.581 Lightning Protection of Structure	§27.610 Lightning Protection	§29.610 Lightning Protection	<ul style="list-style-type: none"> • TAR 581 Lightning protection • FAA-P-8110-2 (1995. 6. 2) Airship Design Criteria para 4.42
2. 연료계통의 화재 보호				
§23.954 Fuel Systems Lightning Protection	§25.954 Fuel System Lightning Protection §25.981(a)(3) Fuel tank ignition prevention (2001. 5. 7개정) SFAR 88 Fuel Tank System Fault Tolerance Evaluation Requirements (2003. 6.까지 적용)	§27.954 Fuel System Lightning Protection	§29.954 Fuel System Lightning Protection	<ul style="list-style-type: none"> • FAA-P-8110-2 para 4.40 Flammable fluid fire protection • para 5.10 Fuel system lightning protection
3. 전자장비 및 시스템 보호				
§23.1309(e) Equipment, Systems, and Installations	§25.1316 System lightning protection (1998. 4. 28. 개정)	§27.1309(d) Equipment, Systems, and Installations	§29.1309(h) Equipment, Systems, and Installations	

i) ARP5416, "Aircraft Lightning Test Method" SAE, 제정중.

j) ARP5577, "Aircraft Lightning Direct Effects Certification", SAE, 2002. 9.

특히 항공전자 부품의 낙뢰 보호 및 낙뢰 인증을 위해 개발된 것이 미국항공무선기술위원회(RTCA)의 RTCA DO-160D의 Section 22 및 23이다. 그 내용은 다음과 같다.

- Section 22 Lightning Induced Transient Susceptibility

- Section 23 Lightning Direct Effects

k) RTCA DO-160D, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", 1997. 7. 29.

그 외 유럽민간항공전자기구(EUROCAE)에서 유럽지역 항공기 제조업자들의 감항인증을 위하여 발행된 것이 있으며 내용적으로 SAE 및 RTCA와 대동소이하다. 낙뢰 보호 관련 미군사규격으로 발행된 것은 다음과 같다.

l) MIL-B-5087, "Bonding, Electrical, and Lightning Protection for Aerospace Systems", 1964. 10. 15.

m) MIL-STD-1757, "Lightning Qualification Test Techniques for Aerospace Vehicles and hardware", 1980. 6. 17.

n) MIL-STD-1795A, "Lightning Protection of Aerospace Vehicles and Hardware", 1989. 6. 20.

4.2 낙뢰 전압 및 전류의 파형

SAE ARP 5412에 의하면 실제 낙뢰를 모사한 낙뢰 전류와 전압으로서 각각 5가지 및 4가지를 제시하고 있으며 낙뢰의 직접효과와 간접효과 시험에 항공기의 기하학적 구조와 비교자료들을 토대로 적절한 조합으로 활용하도록 하고 있다.

4.2.1 낙뢰 전류 파형

낙뢰 직접효과를 결정하는 데 적용하는 데 4가지 파형이, 간접효과를 결정하는 데 1개 파형이 적용된다. A, B, C 및 D의 4가지 파형은 자연 낙뢰섬광의 각기 다른 전류 특성을 모사한 것으로 그림 8과 같다.

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

성분 A는 저고도로 비행하는 항공기에 자주 발생하는 것으로서 첨두 진폭 200kA(±10%), 작

낙뢰전류 파형 H

그림 8. 낙뢰전류 시험파형 A, B, C, D 및 H

용적분 $\int i^2 dt = 2 \times 10^6 A^2 s (\pm 20\%)$ 로서 총 지속시간 500μs 이내이다. 이 성분은 단방향이거나 진동성으로서 파형은 첨두 상승률 $1 \times 10^{11} A/s$ 로 최고전류 200,000A의 복귀너적을 나타낸다. 이 파형은 수학적으로 다음과 같은 복수 지수로 표시된다. 항공기 구조에 대한 영향은 충격파, 과압력 전자기력 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 : 시간을 나타낸다.

b) 성분 B : 중간 전류(Intermediate Current)

성분 B는 음전하(-)의 복귀너적 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, 소용공동, 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 200쿨롬($\pm 20\%$)의 전하를 전이시킨다. 이것은 전류 진폭이 200A에서 800A로서 파형은 단일 방향으로 직사각형의 지수형 또는 선형 감쇄 파형이다. 항공기 구조에 대한 영향은 용융, 소손 공동 등이다.

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

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

e) 성분 H

이것은 다중 타격(Multiple Burst)에 의한 파형으로서 간접 영향에 대한 시험에 적용한다. 전류 파형 H는 진폭 및 시간 지속 기간이 복귀너격보다 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 : $I_0 = 10,572(\text{A})$, $\alpha = 187,191\text{s}^{-1}$, $\beta = 19,105,100\text{s}^{-1}$.

4.2.2 낙뢰 전압 파형

낙뢰 타격으로 인한 전압 성분을 모사하는 파형은 A, B, C 및 D의 네가지 파형이 제시되고 있다. 전압파형은 낙뢰의 전계성분을 나타내는 것으로서 레이돔의 유리섬유강화플라스틱 표면과 같은 고체 절연물질의 파괴 또는 공기를 관통하거나 절연물질의 표면을 가로지르는 낙뢰섬광에 의해 발생하는 절연 파괴가 발생할 때까지 증가하는 전계를 나타낸다. 자연 낙뢰가 생성하는 가능한 전계 파형이 광범위하므로 빠른 전계 상승

전압파형 A

전압파형 B

전압파형 C

전압파형 D

그림 9. 낙뢰전압 시험파형 A, B, C 및 D

률과 늦은 전계 상승률을 나타내는 두가지의 전압 파형을 설정하였다. 빠르게 상승하는 파형은 비교적 적은 수의 부착 점을 생성하고 항공기체의 높은 전계 지역에 부착하며 절연 표면에 더 잘 핑크를 만들 수가 있다. 느리게 상승하는 파형은 부착 점이 더 크게 확산하고 전계가 낮은 지역에도 부착 가능성이 있다는 것이 시험으로 밝혀진바 있다. 여기서 제시되는 전압 파형은 부

전도체의 표면 또는 구조체의 낙뢰 부착 가능 위치 평가와 절연체의 절연 파괴 경로의 평가에 활용된다. 전압파형은 그림 9와 같다.

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

이 파형은 급속한 증가가 항공기체에 공극의 전압 절연파괴로 구멍을 내거나 항공기체에 낙뢰 섬광이 가로 질러 상승이 중단될 때까지 1000kV/ μ 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 $1.2\mu\text{s} \times 50\mu\text{s}$ 파형으로서 $1.2\mu\text{s} (\pm 20\%)$ 에서 정상치까지 올라가고 및 $50\mu\text{s} (\pm 20\%)$ 에서 정상 진폭의 절반으로 쇠퇴한다. 최고치 도달 시간과 쇠퇴 시간은 낙뢰 전압 발전기의 개회로 전압을 참조하고, 파형은 항공기체의 펄크 또는 낙뢰 섬광에 의해 제한되지 않는 것으로 한다.

c) 전압 파형 C

이것은 항공기체 및 시험 전극 사이의 간격에서 절연 파괴가 $2\mu\text{s} (\pm 50\%)$ 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 50~250 μ s에서 상승 시간을 갖는다. 이것은 낙뢰 부착 가능성이 예상되는 곳 보다 부착 가능성이 낮은 지역에 더 높은 타격률을 부여한다.

4.2.3 낙뢰파형의 적용

이러한 낙뢰 파형의 적용은 표 3과 같다.

표 3. 항공기 낙뢰 피격부위에 대한 낙뢰환경의 적용 예시

낙뢰 피격부위	전압 파형	전류 성분
1A	A, B, D	A, B, C, H
1B	A, B, D	A, B, C, D, H
1C	A	A, B, C, H
2A	A	D, B, C, H
2B	A	D, B, C, H
3		A, B, C, D, H

4.3 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.

4.3.1 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)

4.3.2 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.

V. 낙뢰 보호대책

항공기의 낙뢰 보호는 첫째 직접 영향에 대해서는 외부에서 유입되는 낙뢰 전류를 잘 관통하여 빠져나가도록 하는 대책과 간접영향에 대해서는 동공이나 접착부의 수를 줄여 낙뢰 전자계가 항공기 내부로 유입되지 못하게 하는 대책이 강구되어야 한다. 감항 요건별 낙뢰 보호 대책은 다음과 같다.

5.1 기체 구조

5.1.1 금속구조물

a) 전기적 접지 및 접속

이것은 항공기가 하나의 도체로서 역할을 할 수 있도록 전기 배선을 접지(grounding)하는 것과 연료배관, 전기선 도관(conduit) 및 전기적으로 분리되어 있는 2차 조종면 등을 연결선(jumper)을 이용하여 항공기체에 접속(bonding)하는 것이다.

b) 낙뢰 방전기(lightning discharger) 설치

이것은 항공기 날개 끝에 설치되는 것으로서 주로 비행중 항공기에 축적되는 정전기를 방전시키기 위한 것이나 낙뢰를 맞을 경우 통전 경로가 되기도 한다.

5.1.2 비금속 구조물

a) 분산기(diverter)의 설치

이것은 항공기의 노즈 콘 또는 레이돔에 사용되는 복합소재에 낙뢰가 닿을 경우 통전이 되는 경로를 형성하기 위해 도전성이 있는 금속선을 삽입하는 것이다.

b) Surface Metallization

위와 마찬가지로 비금속성 재료에 전기가 흐를 수 있는 통전효과를 얻기 위한 것으로서 다음과 같은 방법이 활용되고 있다. Woven wire mesh, Nickel-plate(Layer of Aluminized Fiberglass), Flame Spray

5.2 연료 계통

연료 계통의 대책으로는 접지 및 전기적 연결, 비폭성 설계 등이 있다. 연료 주입구 마개의 낙뢰 보호 사례는 그림 10과 같다. 그림에서 금속제 부분을 비금속재로 교체한 것을 볼 수 있다.

그 외 연료량 탐침봉에서의 유도 전압 억제를 위하여 TSD/U(Transient Suppression Devices/Units)를 연료통 내부의 불꽃 방지를 위하여

그림 10. 연료 주입구 마개의 낙뢰 보호

[User's Manual for AC 20-53A, Fig 18, 19, FAA, 1984, 10.에서 인용]

Flame Arrestor를 사용하고 있으며 연료 탱크의 두께는 0.080 in 이상으로 제작하는 방안이 제시되고 있다.

5.3 항공 전기/전자 부품

항공전기/전자부품은 설계시 과도 현상에 의한 유도전압 및 전류에 대한 내성을 갖도록 설계하여야 하며 장착시 전자장이 차폐되는 구역에 설치하도록 하고 모든 접자장비의 덮개 및 배선은 접지 또는 기체 접속해야 한다. 케이블 차폐선 연결시 연쇄 연결 접지(Daisy chain grounding)는 하여서는 아니 된다. 그 외 적용되고 있는 회로보호장치로는 Switching devices, Non linear devices, Circuit interrupters, Spark gaps, Metal oxide varistors, Zener type diodes, Reverse biased diodes 등이 있다.

VI 결 론

항공기의 낙뢰 보호는 기체구조의 안전성 확보, 연료계통의 화재 및 폭발방지와 항공전자부품의 기능손실 내지는 손상의 방지를 목적으로 연구가 진행되었다. 낙뢰가 생성되는 지역은 적란운 지역으로서 이 지역을 비행하는 항공기는 낙뢰에 대한 안전성을 해당 감항기준에 의거하여 인증받아야 한다. 낙뢰에 대한 내성 적합성은 실

제 낙뢰 환경을 모사한 낙뢰 전류 및 전압 파형으로 실제 항공기 또는 부품에 대하여 시험하여야 하며 인증 시험은 크게 직접영향과 간접영향에 대한 시험으로 구분되고 있다. 항공기에 대한 낙뢰 보호는 설계단계부터 고려되어야 하며 과거의 인증자료와 낙뢰 사고를 토대로 하고 있다. 항공기에 대한 낙뢰의 영향에 대한 연구는 부단한 연구 노력에도 불구하고 항공사고는 계속되고 있어 지속적인 연구가 필요한 분야이다.

참고문헌

- 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) Bruce C. Gabrielson, "An Introduction to the EMP and Lightning Threat", Presented at

EMC EXPO87, San Diego, CA, 1987.

- 4) C. C. Goodle, "Lightning Protection Guidelines for Aerospace Vehicles", NASA/TM-1999-209734, NASA Marshall Space Flight Center, 1999. 5.

- 5) F. A. Fisher and J. A. Plumer, "Aircraft Lightning Protection Handbook", Lightning Technologies Incorporated, Pittsfield, MA, 1989. 9.

- 6) Martin A. Uman and E. Philip Krider, "Natural and Artificially Initiated Lightning", Volume 246, pp. 457-464 SCIENCE, 1989. 10.

- 7) M. A. Uman and V.A. Rakov, "The interaction of lightning with airborne vehicles", Department of Electrical and Computer Engineering, University of Florida, Gainesville, FL 32611, USA, 2003.

- 8) SAE ARP5412, "Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", SAE, 1999. 11.

- 9) SAE ARP5414, "Aircraft Lightning Zoning", SAE, 1999. 12.