

## 항공기의 구조물과 시스템에 대한 낙뢰직접영향에 관한 연구

정덕영<sup>1,†</sup> · 양현덕<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 항공우주제품보증센터

### A study on the direct effect of lightning on structures and systems of aircraft

Duckyoung Jeong<sup>1,\*</sup> and Hyundeok Yang<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Aerospace Product Assurance Center, Korea Aerospace Research Institute

**Abstract** : Statistical data show that a large aircraft(transport category) is struck by lightning once a year or once per 1,000 ~ 20,000 flight time. The protection design for lightning must be applied to the aircraft because an aircraft is developed on condition that it is absolutely struck by lightning. For the proper protection design, we need to understand direct effect and indirect effect of lightning. This paper described the direct effect of lightning on aircraft's structures and systems.

**Key Words** : Lightning, Direct Effect, Physical Damage, Magnetic Force, Heating, Explosion

### 1. 서 론

일찍이 금속의 조종 케이블이 장착되고 나무로 제작된 항공기는 수천 암페어 이상의 낙뢰 전류를 흘릴 수 있는 전도성을 갖지 못하였다. 나무로 된 구조물은 폭발하거나 화재가 발생하기도 하였고, 심각한 구조적인 손상이 발생하지 않더라도 조종 페달이나 조종간 등으로 흐르는 낙뢰 전류로 인해 조종사는 종종 감전 쇼크나 화상을 입게 되었다. 또한 연료 탱크의 화재나 폭발이 발생하였기 때문에 이 당시 조종사들은 태풍이 불고 낙뢰가 발생할 수 있는 기상 조건에서는 비행을 기피하였다. 항공기가 금속으로 제작된 이후에는 대부분의 파괴적인 영향(catastrophic effect)을 일으키지 않았으나 여전히 낙뢰는 위협적인 존재로 여겨졌다.

낙뢰로 인한 사고가 많아지자, NASA의 전신인 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)에서 항공기에 대한 낙뢰 영향을 연구하고 필요한 보호조치가 무엇인지를 결정하기 위해 항공기 안전, 기상 및 낙뢰 전문가들로 구성된 위원회를 1938년에 발족하였다.

먼저 항공사와 공군의 조종사를 대상으로 설문조사를 벌여 항공기가 낙뢰로부터 영향을 받지 않기 위해 필요한 기상조건에 대한 중요한 자료를 확보할 수 있었고 이후 LTRI(Lightning and Transients Research Institute), FAA(Federal Aviation Administration) 등에 의해 항공기에 대한 낙뢰 영향에 관한 연구가 지속되었으며 고도, 비행경로, 기상조건, 대기온도 및 항공기에 대한 낙뢰 영향 등으로 구분하여 낙뢰 사고 자료를 확보할 수 있었다[1].

이와 같이 수많은 조사를 통해 장기간에 걸쳐 낙뢰에 관한 자료와 항공기 보호 방안이 많이 도출되어 적용되었으나, 진화하는 항공기에 따른 관련 연구는 현재까지도 지속적으로 이루어지고 있다.

Received: April 12, 2016 Revised: June 21, 2016 Accepted: June 21, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2538, E-mail: dyjeong@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

대형항공기는 연평균 1회 낙뢰에 피격되는데 이 때 항공기에 작용하는 낙뢰영향에는 두 가지가 있다[2]. 낙뢰에 피격되거나 낙뢰 전류가 흐름으로써 금속의 연소(burning), 비전도성 재료의 구멍(puncturing)이나 갈라짐(splintering), 힌지나 베어링의 고착현상(welding) 등 구조적인 손상을 입히는 낙뢰직접영향과 낙뢰 전류가 기체를 흐를 때 발생하는 전자기장에 의해 항전 장비 및 시스템에 기능적인 장애를 발생시키는 낙뢰간접영향이 있으며 이는 대부분 동시에 발생하게 된다.

낙뢰직접영향에 대한 적합성 입증은 항공기 낙뢰 피격 부위별 시편을 만들어 시험을 수행해야 하고, 낙뢰간접영향에 대한 적합성 입증은 장비 수준[3]과 항공기 수준의 시험으로 구성되어야 한다.

본 논문에서는 항공기의 안전한 운항에 영향을 줄 수 있는 항공기의 구조물과 시스템에 대한 낙뢰직접영향에 대해 연구하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 금속 구조물

알루미늄과 같은 금속 구조물은 좋은 전도성을 가지고 있어 낙뢰 전류가 전 구조물을 통해 원활히 흐를 수 있지만, 간혹 구조물 간의 좋지 못한 전기적 본딩(electrical bonding)으로 인해 발생하는 아크(arc)가 구조적인 손상을 초래하기도 하고, 금속 구조물에 낙뢰 채널이 수십 ms 이상 형성 될 경우 낙뢰가 부착된 지점은 녹거나 피트 자국(pit mark)이 발생할 수 있다.

또한, 낙뢰 전류 경로가 낙뢰의 진입부 또는 진출부 근처에 집중되면 구조적인 손상을 일으킬 수 있는 자기력과 열이 발생하기도 한다. 예를 들어, 많은 수의 평행한 전도체가 낙뢰 부착지점(진입부)에 집중된 경우 전류는 같은 방향으로 흐르게 됨으로써 서로 당기는 힘이 발생하게 되어 구조물이 찌그러지거나 주름이 잡히기도 한다. 그리고 전도체의 저항이 큰 경우 낙뢰 전류는 상당한 양의 에너지를 전도체에 축적시킴으로써 과도한 열을 발생시키게 된다. 그러나 대부분의 금속 구조물은 약간의 열적 변화만 있을 뿐, 큰 손상 없이 낙뢰 전류를 잘 흘릴 수 있다.

KC-100 소형항공기의 낙뢰직접영향시험을 통해 본딩 접퍼, 체결류와 같은 금속 재질의 구성품에서는 낙

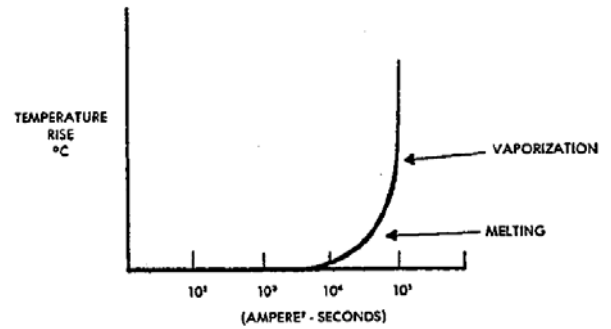


Fig. 1 Action integral vs Temperature rise in a conductor<sup>[4]</sup>

뢰 전류로 인해 발생하는 spark로 구조적인 손상이 거의 발생하지 않음을 확인할 수 있었다.

이러한 저항성 에너지 축적은 낙뢰 전류의 Action Integral( $A^2s$ )에 비례하게 되며, AWG 20 또는 22와 같이 작은 직경의 배선인 경우 Fig. 1과 같이 어느 수준의 Action Integral에 도달하면 온도가 급격히 상승하면서 녹거나 증발(폭발)해 버린다[4].

복합재 익단과 같이 동봉된 구역(enclosed area) 내에 위치한 배선이 증발(폭발)해 버리게 되면 이 때 발생하는 화학적 에너지와 낙뢰 전류로 인해 축적된 에너지 그리고 낙뢰 전류가 빠르게 흐르면서 발생하는 충격파(과중압력)가 더해져 이 구역을 파괴시키기도 한다. 예를 들어, 낙뢰가 익단에 장착된 항법등에 부착하게 되면 항법등에 연결된 배선이 증발하면서 익단 내에 플라즈마와 같은 형태로 이온화된 낙뢰 채널이 형성되고 이 낙뢰 전류가 반대쪽의 익단으로 흐르게 되면서 동시에 익단 두 곳에 영향을 주게 된다[5]. 그러므로 항법등에 낙뢰가 부착되더라도 대부분의 낙뢰 전류가 기체를 통해 흐를 수 있도록 해야 한다.

Fig. 2는 비행 중 낙뢰 부착으로 인해 동시에 손상된 익단을 보여준다.

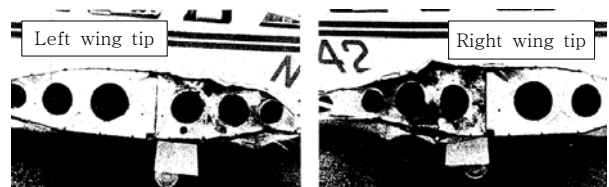


Fig. 2 Damaged wing tip structures due to exploding navigation light wire harnesses<sup>[5]</sup>

### 2.2 비전도성 구조물

금속이 아닌 비전도성 구조물은 전자기장의 영향에 취약하다. 예를 들어, 전기장은 레이더 안테나를 보호하는 복합재 레이돔 내부로 침투하여 안테나로부터 스트리머(streamer)를 촉진시킨다. 낙뢰 채널을 형성하기 위해 외부로 퍼져 나가는 스트리머가 낙뢰와 만나게 되면 복합재에 구멍을 발생시키게 되는 것이다. 처음에는 작은 구멍에 불과하지만 낙뢰 전류가 흐르고, 충격파 등이 뒤따라 발생하게 되면 손상 부위는 더 커지게 된다.

복합재에는 약간의 전도성을 가지는 카본 또는 보론 섬유로 제작된 소재가 있다. 이들 소재는 항공기의 프로펠러, 블레이드, 스킨 등에 폭넓게 적용되며 비전도성 소재가 가지는 낙뢰 영향과는 조금 다른 특성을 가진다.



Fig. 3 Effect of lightning strike on conductive composite<sup>[6]</sup>

이들 소재에는 낙뢰 전류가 흐를 수 있고 이때 발생하는 레진(resin)을 녹일 수 있는 저항성 과열(resistive heating)로 인해 Fig. 3과 같이 라미네이트의 층간 분리(delamination) 손상을 발생시키기도 한다<sup>[6]</sup>. 얇은 소재의 탄소섬유 복합재인 경우 충격파에 의해 파괴되기도 한다.

복합재로 제작된 KC-100 소형항공기의 꼬리날개 시편에도 낙뢰직접영향시험 후 층간 분리와 같은 손상이 발생하였다.

비전도성 구조물이 낙뢰에 피격되면 손상을 입을 수 밖에 없으므로 구조물 외부 표면에 전도성 망(mesh)을 적용하고 낙뢰 전류 경로를 적절하게 설정하여 낙뢰로 인한 손상을 최소화 하도록 설계해야 한다.

### 2.3 연료 시스템

항공기 연료 시스템은 낙뢰 위험이 가장 큰 부위 중의 하나이다. 단 1A의 전류를 가진 전기 아크(arc)로도 연료 탱크 내의 연료 가스가 점화되기 때문이다. 전기 아크나 스파크는 체결류와 스킨 사이, 구조적인 조인트 부위, 배관의 인터페이스 부위 등 의도적으로 전류가 흐르도록 설계되지 않은 곳에서 발생한다.

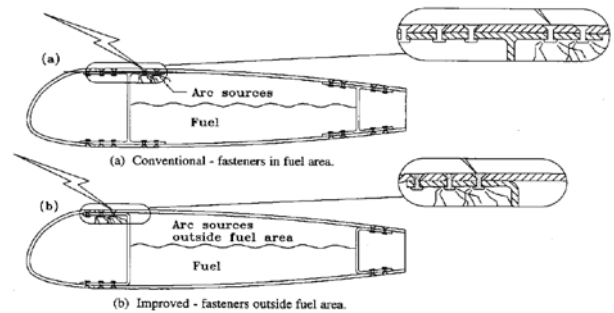


Fig. 4 Spar-Skin interface design to reduce ignition sources<sup>[5]</sup>

그러므로 연료 탱크 내부에 아크나 스파크가 발생하지 않도록 Fig. 4의 (a) 형상을 (b)와 같이 구조적으로 점화원을 제거하거나, 불가한 경우 실링(sealing), 절연체 등을 적용해야 한다<sup>[5]</sup>.

비상 시 연료를 버릴 수 있도록 연료 탱크와 연결되어 있는 jettison pipe도 낙뢰에 피격될 수 있다. 낙뢰 전류가 흐르면 연료 탱크와 jettison pipe 사이에도 전기 아크가 발생할 수 있기 때문에 이 pipe의 중간을 절연체로 구성하여 낙뢰 전류가 기체를 통해 빠져 나갈 수 있도록 설계해야 한다.

또 하나의 중요한 부위가 연료 주입구의 마개(fuel filler cap)이다. 이 마개 바로 아래에 연료 가스가 있으므로 이 부위에 대해서도 Fig. 5의 (a)와 같은 금속 재질이 아니라 (b)와 같이 아크 발생을 제한하기 위한 랜야드(lanyard)와 인서트를 플라스틱 재질로 바꾸고, 발생한 아크를 차단하기 위한 절연체 오링을 적용하며 낙뢰 피격 시 압력 상승을 줄이기 위해 마개의 모양을 노치(notch) 형상으로 하는 등의 낙뢰 보호 설계가 적용되어야 한다<sup>[4]</sup>.

KC-100 소형항공기에 적용된 초기 드레인 밸브는 Fig. 5의 (a)와 같이 일부 금속 재질을 적용하였고 시험 결과 arc가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이후

(b)와 같은 형태의 플라스틱 재질로 제작된 드레인 밸브를 장착하여 시험을 다시 수행하였으며 만족할만한 결과를 얻을 수 있었다.

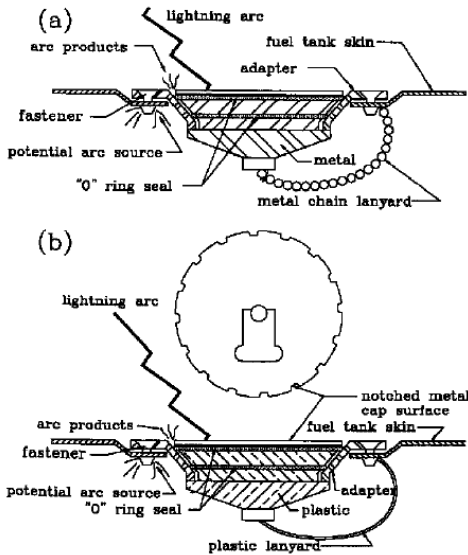


Fig. 5 Fuel filler cap designs<sup>[4]</sup>

연료 탱크 내의 연료 가스가 점화되면 항공기 폭발로 이어지므로 연료 시스템에 대한 낙뢰 보호 설계는 매우 중요하며 낙뢰직접영향시험을 통해 설계의 적합성을 반드시 검증해야 한다.

2.4 전기 시스템

항법등이나 안테나와 같이 항공기 외부에 장착된 전기 장치들은 낙뢰에 피격될 가능성이 높다. 낙뢰에 피격되면 이 장치들이 파손되면서 이 장치들과 연결된 배선으로 낙뢰 전류가 직접 흐르게 된다. 다른 전류 경로가 형성되어 있어도 Fig. 1과 같이 어느 수준 이상의 Action Integral을 가진 낙뢰 전류가 흐르게 되면 배선은 녹거나 증발하게 된다.

이 때 동반되는 전압 서지(surge)는 절연체를 파손시키거나 동일한 전원을 사용하는 다른 전기 장비에 손상을 초래하기도 한다. 다시 말해, 다른 전기 장비에 대한 영향 없이 낙뢰에 피격된 회로만 사용하지 못하는 경우가 가장 좋은 결과라 볼 수 있는 것이다.

낙뢰 피격으로 인한 영향을 최소화하기 위해서는 낙뢰 전류가 배선으로 흐르지 않도록 적절한 접지 설계가 필요하다.

2.5 추진 장치

일반적으로 왕복 엔진에는 프로펠러가 장착되며 낙뢰에 피격될 가능성이 높은 곳에 위치하게 된다[7].

Fig. 6과 같이 낙뢰에 피격되면 금속 재질의 블레이드는 연소되기도 하고 복합재 블레이드의 경우 구멍이 생기거나 층간 분리 등의 손상이 발생하게 된다[8].



Fig. 6 Lightning strike on metal and composite blade<sup>[8]</sup>

금속 재질의 블레이드와 엔진 샤프트 베어링 등으로 낙뢰 전류가 흐르도록 설계해 놓았다면 블레이드에 낙뢰가 부착되더라도 큰 손상 없이 엄청난 양의 낙뢰 전류를 흘려보낼 수 있게 된다.

나무나 복합재로 제작된 블레이드의 경우 금속 블레이드 보다 더 큰 손상을 입게 되므로 낙뢰 환경에서 자주 운용하는 항공기에는 잘 적용되지 않는다. 하지만 적용해야 한다면 구리나 알루미늄 재질의 전도성 망을 블레이드에 적용하여 낙뢰 전류 경로를 설정해 줌으로써 손상을 최소화할 수 있다.

KC-100 소형항공기에 적용된 프로펠러는 TSO(Technical Standard Order) 인증을 받은 제품으로 이미 낙뢰직접영향에 대한 인증이 이루어진 상태였기 때문에 추가 시험은 수행하지 않았다.

동체에 장착된 터보제트 엔진의 경우 엔진 정지, 압축기 실속, 롤백(터빈 rpm 저하) 등의 현상이 일시적으로 나타날 수 있다. 이러한 현상이 발생하는 이유는 항공기가 소사타격(swept stroke)을 입을 때 발생하는 충격파에 의해 정상적인 공기 흡입이 이루어지지 않기 때문이다. 실제로 소사타격으로 인한 낙뢰 채널이 엔진 흡입구 바로 앞에서 형성될 경우 후속 복귀 뇌격이 부착되는 동안에 수반되는 충격파가 엔진 동작을 방해할 정도로 충분히 강하게 발생한다.

그러나 지금까지의 사고 기록에는 운항 중 성공적으로 재시동 또는 엔진 복구가 되지 않았다는 사례는 없

었다. 아마도 이러한 현상을 지상에서 모사하는 것이 거의 불가능하고, 이 문제에 대한 연구가 많이 이루어지지 않았기 때문에 집계되지 않은 것으로 추정된다.

하지만 날개에 장착된 터보제트 엔진의 경우 그 크기가 크기 때문에 드물지만 충격파에 의한 흡입구의 공기 흐름 방해현상에 대해 약간의 보고 자료가 접수되기도 하였으며 터보프롭 엔진의 경우 전력 손실 사례는 없었다[5].

### 3. 결 론

항공기는 필연적으로 낙뢰의 영향을 받게 된다. 그러므로 낙뢰에 대한 보호 설계가 적절히 반영되어야 하는데 항공기가 받는 낙뢰의 영향을 이해하지 못한다면 적합한 설계를 할 수 없게 된다.

현대의 설계대로 제작된 항공기가 낙뢰직접영향으로 파국적인 고장(Catastrophic Failure)을 일으킬 확률( $10^{-9}$  이하)은 거의 없다. 미연방항공청의 감항기술기준에 준한 항공기를 개발로 낙뢰에 대한 안전성이 입증되기 때문이다[9]. 항공기의 재료 및 형상 등이 다양화되고 발전함에 따라 이에 부응하는 낙뢰 보호 설계 수준도 향상되어야 한다.

항공기 설계자들이 항공기에 대한 낙뢰직접영향을 이해하는 데 본 논문이 기여하기를 바란다.

### 참 고 문 헌

[1] National Aeronautics and Space Administration, "Lightning Protection of Aircraft" pp. 75-76, 1977.  
 [2] Society of Automotive Engineers, "ARP5412A, Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", pp. 20, 2005.

[3] 정덕영, 양현덕, "낙뢰간접영향에 대한 항공전자장비의 환경시험", 항공우주시스템공학회지, 제7권 제2호, pp. 55-59, 2013.  
 [4] Federal Aviation Administration, "DOT/FAA/CT-89/22, Aircraft Lightning Protection Handbook", pp. 73-192, 1989.  
 [5] Franklin A. Fisher, J. Anderson Plumer, and Rodney A. Perala, "Lightning Protection of Aircraft", 2nd Ed., Lightning Technology Inc., USA, 2004. pp. 87-101.  
 [6] B. J. Lim, "Certification Report for KC-100 Lightning Direct Effect Protection", KAI, Sacheon, 2012, pp. 58.  
 [7] Society of Automotive Engineers, "ARP5414A, Aircraft Lightning Zoning", pp. 27, 2005.  
 [8] Federal Aviation Administration, "AC 20-37E, Aircraft Propeller Maintenance", pp. 4-5, 2005.  
 [9] 이해선, "항공기 직접낙뢰에 대한 동체 구조손상 인증", 항공우주시스템공학회지, 제6권 제3호, pp. 13-18, 2012.

### 저 자 소 개



**정 덕 영**  
 2002년 동아대 전자공학과 졸업. 2014년 충남대 대학원 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주), 한국항공우주연구원. 관심분야는 항공기 낙뢰 보호, 항공우주제품 품질보증.



**양 현 덕**  
 1995년 충남대 금속공학과 졸업. 1995년~현재 한국항공우주산업(주), 한국항공우주연구원. 관심분야는 특수공정 및 비파괴검사, 항공우주제품 품질보증.