

항공용 안테나에 대한 직접 낙뢰 영향성 검증 방법에 관한 연구

권혁준*¹, 박재수*², 송영환*³, 강병욱*⁴, 이영준*⁵, 김기석**

A Study on Verification Method of Direct Lightning Effects for Aircraft Antenna

Hyeok-Jun Kwon*¹, Jae-Soo Park*², Young-Hwan Song*³, Byoung-Wook Kang*⁴,
Young-Jun Lee*⁵, and Ki-Seok Kim**

이 논문은 2025년 정부의 재원으로 수행된 연구임

요 약

항로 비행중인 항공기는 낙뢰환경에 직접 노출될 수 있기 때문에 항공용 안테나는 낙뢰 전류의 유입 경로가 될 수 있으며 구조적 손상 또는 성능 저하가 발생할 가능성이 있다. 이에 따라 항공기 장비는 국제 규격인 DO-160G Section 23에 따라 직접 낙뢰 내성을 인증받아야 한다. 본 연구에서는 항공용 L-대역 Blade 안테나를 대상으로 직접 낙뢰 시험과 동일한 절차를 시뮬레이션으로 구현하고 실제 인증시험 결과와 비교함으로써 시뮬레이션 기반 검증 방법의 적용 가능성을 평가하였다. 또한 고전압 부착 지점 예측과 고전류 주입 시 절연 파괴 여부를 분석한 결과, 시뮬레이션이 실제 인증시험과 동일한 결과를 도출하였으며 향후 인증 과정에서 사전 검증 및 설계 최적화 도구로 활용될 수 있음을 확인하였다.

Abstract

Aircraft in flight are directly exposed to lightning, and aircraft antennas can become a lightning current inflow path, potentially resulting in structural damage or performance degradation. Therefore, aircraft equipment must be certified for direct lightning resistance according to the international standard DO-160G Section 23. In this study, we simulated the same procedure as the direct lightning test for an aircraft L-band blade antenna and compared it with the actual certification test results to evaluate the applicability of a simulation-based verification method. Furthermore, the simulations were used to predict high-voltage attachment points and analyze whether insulation breakdown occurred under high-current injection. The simulations yielded results consistent with the actual certification test, demonstrating their potential as pre-verification and design optimization tools in future certification processes.

Keywords

direct lightning strike, DO-160G section 23, L-band antenna, certification of lightning

* 한화시스템(주) 연구원

- ORCID¹: <https://orcid.org/0000-0002-1432-2102>

- ORCID²: <https://orcid.org/0000-0002-7595-0778>

- ORCID³: <https://orcid.org/0009-0009-5383-271X>

- ORCID⁴: <https://orcid.org/0009-0000-7248-6909>

- ORCID⁵: <https://orcid.org/0009-0004-0092-6257>

** 국방과학연구소 기술원(교신저자)

- ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3225-8789>

• Received: Dec. 02, 2025, Revised: Dec. 31, 2025, Accepted: Jan. 03, 2026

• Corresponding Author: Ki-Seok Kim

3rd R&D Institute - 2nd PMO, Agency for Defense Development
Republic of Korea

Tel.: +82-2-3400-2892, Email: rlfjr12345@add.re.kr

1. 서 론

항공기의 비행 환경은 고도 변화, 온도 변화, 대기 불균일성 등 다양한 외부 위협요소를 포함하며, 그중에서도 낙뢰는 항공기의 안전 운항에 치명적인 영향을 줄 수 있는 환경 위협 요소 중 하나이다. 미국 기상청(NWS, National Weather Service) 자료에 따르면 민간 항공기는 평균적으로 연간 한 번 이상의 낙뢰를 경험하는 것으로 알려져 있으며[1], 대부분 항공기 표면에서 안전하게 방전되도록 설계되어 있지만, 구조물 외부에 장착되는 장비들은 직접적인 손상 위험에 상시 노출되어 있다.

그림 1은 일반적으로 항공기가 비행 중 낙뢰에 피격 후 전류가 방전되는 경로를 나타낸 것이다. 날개, 수직미익, 레이돔 등 돌출된 부분들이 낙뢰 전류의 진입 및 방전 지점이 되며, 외부 장착형 Blade 안테나 또한 낙뢰 전류가 직접 피격될 수 있는 대표적인 항공기 운항 장비 요소이다.

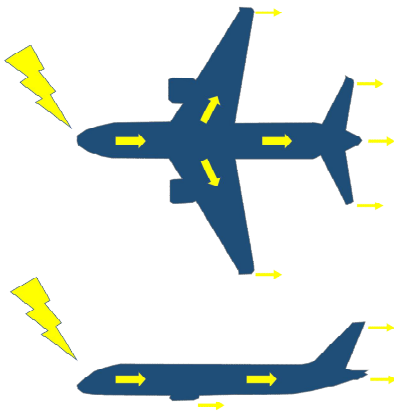


그림 1. 항공기 비행 중 낙뢰 전류 경로
Fig. 1. Lightning current path during aircraft flight

낙뢰는 고전압 및 고전류의 아주 높은 전기에너지로써 기상 환경에서 발생하는 대규모 고전압 방전 현상이다. 이러한 낙뢰는 항공기 외부 표면 및 장착된 부품에 직접적으로 전류가 유입되는 직접 낙뢰(Direct lightning strike)와 유도된 전류 및 전자기 복사에 영향을 받는 간접 낙뢰(Indirect lightning strike)로 구분된다[2]. 이 중, 직접 낙뢰는 일반적으로 수십~수백 kA 규모의 고전류가 수 μ s 수준의 짧은 시간에 순간적으로 장비에 유입되며[3], 이는 금

속 표면의 열적 손상(Melting)과 표면 탄화(Carbonization), 절연파괴(Breakdown)을 유발할 뿐 아니라 내부 전자장비로 전류 유입 시 회로 파손 및 안테나 정재파비(VSWR, Voltage Standing Wave Ratio) 성능 저하 및 이득 감소 등과 같은 문제를 발생시킬 수 있다[4][5].

특히 L-대역 항공용 안테나는 통신 및 항법용으로 운용되는 필수적인 임무장비로서 낙뢰로 인한 성능 저하는 항공기 운항 안전에 직접적인 영향을 미칠 수 있다. 또한 안테나는 항공기 외부 표면을 통해 접지되며 낙뢰 전류의 전도 경로(Conductive path) 중 하나로 작용하므로, 낙뢰 피격 위치 및 전류의 분포에 따라 손상 부위와 정도가 달라지는 특성을 갖는다[6]. 이에 따라 보호 대책 또한 달라질 수 있으므로 항공기에 설치하기 전 직접 낙뢰에 대한 검증은 필수적이다.

낙뢰의 위험성에 대응하기 위해 국제적으로 SAE ARP5412B, SAE ARP5416A 등 항공용 장비에 대한 낙뢰 영향성 규격이 마련되어 있으며[7][8], RTCA/DO-160G Section 23("Lightning direct effects test")에서는 직접 낙뢰 시험 조건 및 평가 방법을 제시하고 있다[9]. 이러한 국제 규격들은 항공기 안정성을 검증하기 위한 지침으로 활용되고 있으며, 구조적 손상 및 장비 기능 저하 등 낙뢰에 대한 영향성을 평가할 수 있도록 상세 시험 절차를 제시한다. 따라서 항공기 외부에 탑재되는 안테나 또한 직접 낙뢰 시험을 수행하여 항공기에 대한 안전성을 입증해야 한다.

그러나 직접 낙뢰 시험은 고가의 시험 설비가 요구되며 시험 대상품에 대한 손상 위험으로 인해 설계 단계에서의 반복적 검증에 한계가 있다. 또한 현재까지 국내에서는 DO-160G Section 23 평가 방법에 대한 공식 인증기관이 없기 때문에 해외 인증기관에서 직접 수행해야 하며, 많은 비용과 시간이 소요된다. 따라서 시뮬레이션 기반의 전기적·구조적 영향성 검토가 선행될 필요성이 높아지고 있으며, 특히 EMA3D 기반 전자기 시뮬레이션 툴은 안테나 형상, 장착 조건 및 낙뢰 전류 경로 등을 모사하여 낙뢰 영향성을 예측하는데 있어 효과적인 시뮬레이션 툴로 알려져 있다[10].

본 연구에서는 설계 및 제작한 항공용 L-대역 Blade 안테나를 대상으로 DO-160G Section 23 평가 방법을 기반으로 시뮬레이션 모델을 생성하고 그 결과를 실제 인증기관에서 수행한 직접 낙뢰 시험 결과와 비교 분석하였으며, 이를 통해 시뮬레이션 기반 검증 기법이 직접 낙뢰 시험의 보조 또는 대체 방법으로 활용될 수 있는 가능성을 확인하고자 한다.

제2장에서는 L-대역 항공용 안테나의 특성과 관련된 시험규격을 검토한다. 제3장에서는 직접 낙뢰 시험 절차를 기반으로 한 시뮬레이션 분석 결과를 기술한다. 제4장에서는 인증기관의 시험결과와 시뮬레이션 결과를 비교하여 분석하며, 마지막으로 제5장에서는 결론을 맺는다.

II. 시험 대상 안테나 특성 및 직접 낙뢰 시험 절차 분석

2.1 L-대역 안테나 구조 및 특성

항공기에 탑재되는 L-대역(1~2GHz) 안테나는 주로 통신 및 항법 목적에 사용되며 해당 대역은 초고주파(3~30GHz) 대비 파장이 길어 비교적 원거리 통신에 유리하다. 또한 일반적으로 항공기의 공기저항을 줄일 수 있는 blade 형상으로 제작되어 동체 표면에 탑재되는 구조를 가진다. 시험 대상 항공용 안테나의 형상은 그림 2와 같다.

레이돔은 유리섬유 복합재 재질로 되어 있으며 항공기에 안테나 탑재 시 안테나 바닥면(Ground)과 동체 표면이 전기적으로 접지(Bonding)될 수 있는 구조이다. 이는 낙뢰 피격 시 외부 전류가 안테나를 통해 동체로 흐를 수 있는 경로가 될 수 있다.

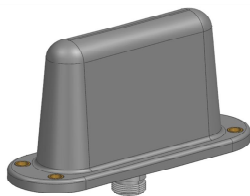


그림 2. 항공용 L-대역 안테나
Fig. 2. L-band antenna for aircraft

2.2 RTCA/DO-160G Section 23 시험 절차 분석

RTCA/DO-160G Section 23은 항공기 외부에 장착된 장비가 직접 낙뢰의 영향을 견딜 수 있는지 검증하기 위한 시험규격이다. 시험의 목적은 낙뢰 피격 시 구조적 손상, 절연파괴, 체결류 및 부품 이탈 등 항공기 안전을 위협하는 현상 발생 여부를 검증하는데 있다.

그림 3은 DO-160G Section 23 시험에 대한 시험 흐름을 표현한 순서도이다. 직접 낙뢰 시험은 장비 표면의 낙뢰 부착 지점(Attachment point)을 확인하는 고전압 시험(High voltage strike attachment tests)과 실제 낙뢰 전류가 장비를 통과할 때 구조적 및 전기적 손상을 평가하는 고전류 시험(High current physical damage tests)으로 분리되어 시험을 수행한다. 직접 낙뢰 시험은 고전압 시험 후 고전류 시험 순으로 진행되며 고전압 시험에서 확인된 부착 지점에 고전류를 인가한다. 최종 합부판정은 전류 주입 후 외관 손상 여부를 확인하여 판정한다.

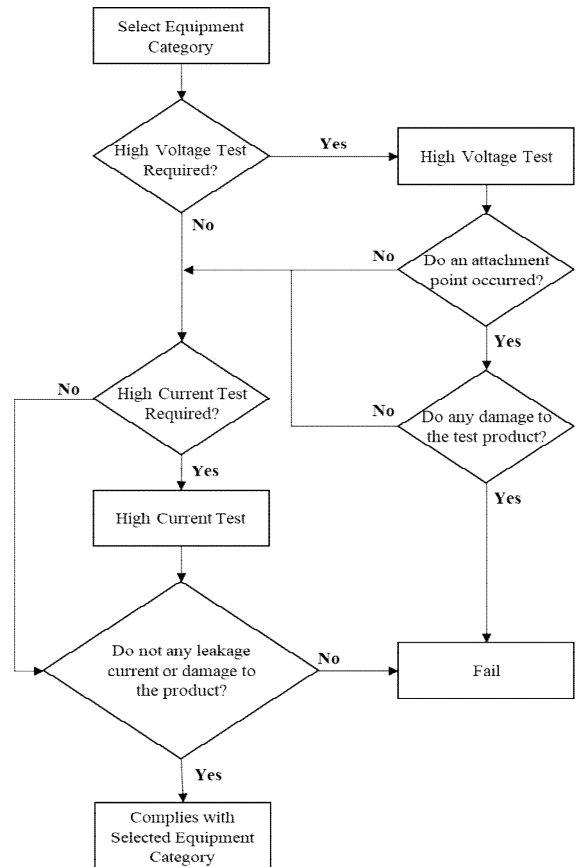


그림 3. RTCA/DO-160G Section 23 순서도
Fig. 3. Flow chart for RTCA/DO-160G section 23

시험에 사용되는 낙뢰 전류 파형은 그림 4와 같이 SAE ARP5412B 규격에 정의되어 있다. 이러한 파형은 항공기 낙뢰 피격 시 낙뢰의 부착 위치에 따른 낙뢰 환경을 모사한 파형이며 항공기 낙뢰 피격 영역(Zone)에 따라 시험 파형이 결정된다[11]. 예를 들어 Zone 2A일 경우, 고전압 시험은 그림 5와 같이 Waveform A를 적용하고 고전류 시험은 그림 6과 같이 Components B, C*, D를 적용한다.

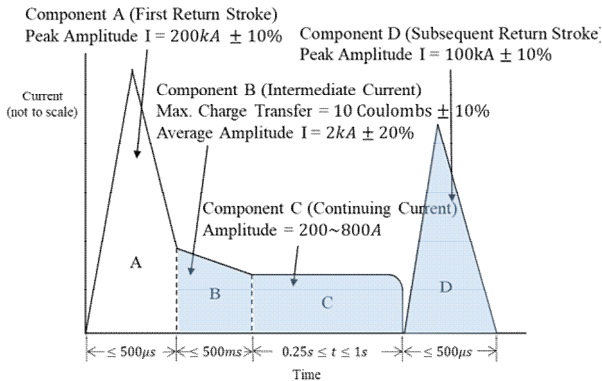


그림 4. SAE ARP5412B 낙뢰 전류 파형 구간 A,B,C,D
Fig. 4. Lightning current waveform component A,B,C,D from SAE ARP5412B

High Voltage Strike Attachment Test Category	Test Type	High Voltage Waveform	
		A	D
1A	Initial Leader Attachment Test		O
1B	Initial Leader Attachment Test		O
1C	Swept Channel Attachment Test	O	
2A	Swept Channel Attachment Test	O	
2B	Swept Channel Attachment Test	O	
3N	Swept Channel Attachment Test	O	

그림 5. 고전압 시험 항목 및 파형
Fig. 5. High voltage test types and test waveforms

High Current Physical Damage Test Category	Test Type	High Current Components							
		A	A _n	A/5	B	C*	C	D	
1A	Arc Entry	O			O	O			
1B	Arc Entry	O			O		O	O	
1C	Arc Entry		O		O	O			
2A	Arc Entry				O	O		O	
2B	Arc Entry				O		O	O	
3N	Arc Entry			O	O	O			

그림 6. 고전류 시험 항목 및 파형
Fig. 6. High current type and test waveforms

그림 7은 고전압 시험에 시험 구성도이며 Test Article 위치에는 시험 대상 안테나를 항공기 장착 환경과 동일한 시험 지그(Jig)에 탑재하여 설치한다. Sphere Gap은 시험 전압을 일정하게 유지하여 전계(E-field)가 균일하게 분포되도록 하는 역할을 하며 실제 낙뢰가 표면 형상에 따라 부착 위치를 선택하는 현상을 모의할 수 있게 해준다. Electrode는 시험 대상품 근처에 위치시켜 실제 방전(Discharge)을 발생시키고 부착 지점을 식별하는 역할을 한다. 시험 구성이 끝나면 Electrode 끝단과 시험 대상품 사이의 거리를 좁혀가면서 시험 전압 규격 파형이 발생하도록 조정한다. 이때 시험 대상품 상측 끝단부터 접지까지 알루미늄 호일(Aluminium foil)을 덮은 후 거리를 조정한다. 이 과정은 안정적이고 반복 가능한 기준 방전 전압을 확보하기 위해 교정하는 절차이다. 시험 전압 파형 설정이 완료되면 알루미늄 호일 제거 후 시험을 수행한다. 시험 횟수는 총 4회이며, 2회는 Positive voltage strike, 2회는 Negative voltage strike로 구성된다. 고전압 시험 합격 판정의 경우 두 가지 경우로 구분된다. 첫 번째는 부착 지점이 발생하지 않았을 경우이며 시험 대상품에 낙뢰가 피격되지 않아 부착 지점이 없는 경우이다. 부착 지점이 식별되지 않았을 경우 고전류 시험은 체결류에 전류를 인가하고 시험을 수행한다. 두 번째는 부착 지점이 발생했을 경우이며 낙뢰 피격 지점이 식별되었으나 손상이나 고장이 없을 경우에 합격으로 판정한다. 따라서 고전압 시험은 고전류 시험의 사전 단계와 같다.

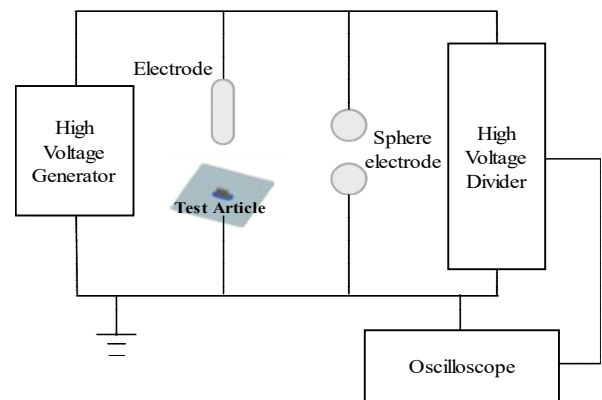


그림 7. 고전압 시험 구성도
Fig. 7. High voltage test configuration

고전류 시험은 SAE ARP 5414B를 바탕으로 특정 영역에 해당하는 전류 파형을 결정하고 그림 8과 같이 시험을 구성한다. 각 Bank에서 고전류 파형이 정상적으로 발생하는지 확인 후 시험 대상품에 낙뢰 전류를 인가한다. 고전류 시험의 합격 판정은 전류 인가 시 안전하게 동체 표면으로 통전되어 항공기 시스템에 전류가 유기되지 않아야 하며 안테나 및 체결류 등 어떤 부품도 이탈되지 않아야 한다.

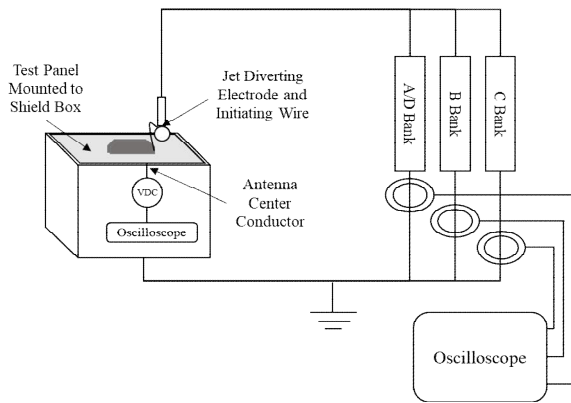


그림 8. 고전류 시험 구성도
Fig. 8. High current test configuration

2.3 DO-160G Section 23 직접 낙뢰 시험 절차의 시뮬레이션 방법

본 연구의 목적은 DO-160G Section 23에서 요구하는 직접 낙뢰 인증 시험 절차를 시뮬레이션으로 동일하게 재현하는 것이다. 핵심은 시험에서 적용한 합/불 평가 기준을 그대로 시뮬레이션의 평가 지표로 사용하는 것이다. DO-160G Section 23에서 요구하는 평가 기준은 항공기 안정성 기준으로 평가된다. 즉, 규격에서 요구하는 것은 정량적인 안테나 성능 변화가 아닌 직접 낙뢰로 인해 항공기가 위험한 상태가 발생하는지에 대한 여부이다. 따라서 본 연구에서는 표 1과 같이 동일한 합/불 평가 기준을 시뮬레이션에도 적용하였다. 전압 시험 기준은 시험 기준과 동일하게 두 가지 경우로 나뉜다. 첫 번째는 방전이 일어나지 않았을 경우 합격이므로 전류 시험을 수행한다. 두 번째 경우는 방전이 일어났을 경우이며 손상 여부에 따라 합/불을 판정할 수 있다. 이때 손상에 대한 정의는 시뮬레이션 결과에서 전류가 레이돔을 관통하여 내부까지 전류의 흐름이

발생했을 경우이다. 손상되었을 경우 불합격이며 손상되지 않았을 경우 전류시험을 수행한다.

표 1. 시뮬레이션 평가 기준
Table 1. Simulation evaluation criteria

DO-160G test method	Criteria
High voltage strike attachment tests	- Case 1. No Discharge(Pass) - Case 2 Discharge Occurrence (Pass/fail)
High current physical damage tests	- Breakdown/Structural Damage (Pass/fail)

III. 직접 낙뢰 시뮬레이션 분석 결과

3.1 시뮬레이션 개요

본 연구의 수행한 시뮬레이션은 DO-160G Section 23에서 요구하는 직접 낙뢰 시험 절차에 대하여 시뮬레이션 환경에서 동일하게 구현하는 것을 목적으로 한다. 규격서의 평가 기준과 동일한 평가를 수행할 수 있도록 실제 시험 절차를 모사하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 해석은 전자기 해석 소프트웨어인 EMA3D를 사용하였으며 부착 직접 발생 및 절연 파괴 여부를 확인하였다.

3.2 해석 대상 모델링 및 환경 설정

해석 대상인 L-대역 항공용 안테나는 그림 9와 같이 항공기 동체에 장착되는 형상으로 모델링하였으며 실제 체결되는 체결류 및 표면 재질 정보를 반영하여 전류가 동체로 흐르는 경로가 재현되도록 하였다.

절연 파괴를 계산하기 위해서는 미세한 mesh 적용이 필요하다. 안테나의 mesh size는 2.5mm, 나머지 부분은 10mm로 설정하였다. 또한 전위차를 계산하기 때문에 경계 조건 설정이 매우 중요하므로 모델링된 형상 바닥면에 해당하는 접지판, 체결류 및 안테나 커넥터 부분은 V=0으로 설정하였다. 해석 대상의 탑재 위치는 Zone 2A이며 SAE ARP 5412B에 규정된 파형을 적용한다. 전압 파형은 안테나의 크기를 고려하여 77kV 크기의 Waveform A를 적용하였으며 파형은 그림 10과 같다. 전류 파형은 그림 4의 Components B, C*, D 파형을 적용하였다.

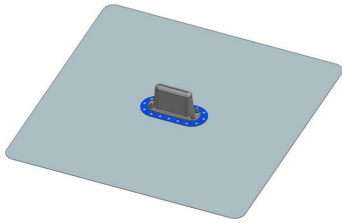


그림 9. 모델링된 형상
Fig. 9. Modeled geometry

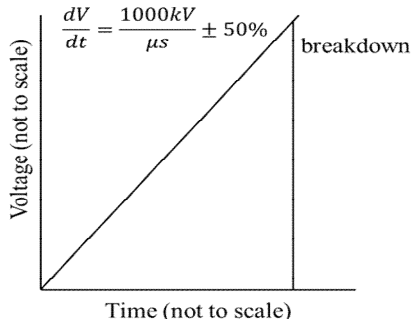
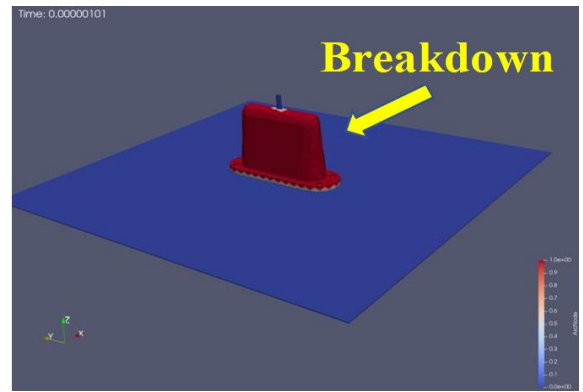


그림 10. SAE ARP5412B 전압 파형 A
Fig. 10. Voltage waveform A from SAE ARP5412B

끝단과 시험 대상품 사이의 거리(Gap size)를 25mm 설정 후 시험한 결과이며 그림 11(a)와 같이 방전이 일어나 Electrode부터 표면까지 전류 경로가 발생한 것을 확인하였다. Test 2에서는 부착 지점 확인을 위해 레이돔 cover 설정을 해제하고 시험한 결과이며 그림 11(b)와 같이 방전이 일어나지 않았다. 부착 지점이 발생하지 않았으므로 해당 안테나의 체결류에 전류를 인가하여 전류 시험 시뮬레이션을 수행하였다.

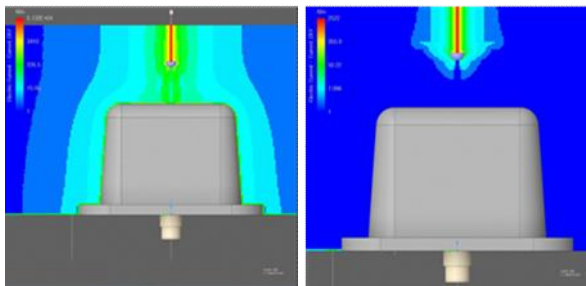
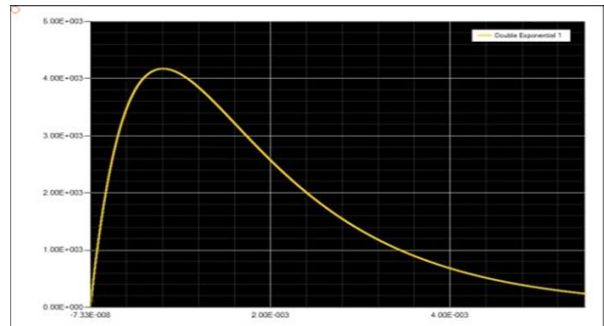


(a) 절연파괴 결과 예시
(a) Example of breakdown results

3.3 시뮬레이션 결과

표 2. 시뮬레이션 결과
Table 2. Simulation result

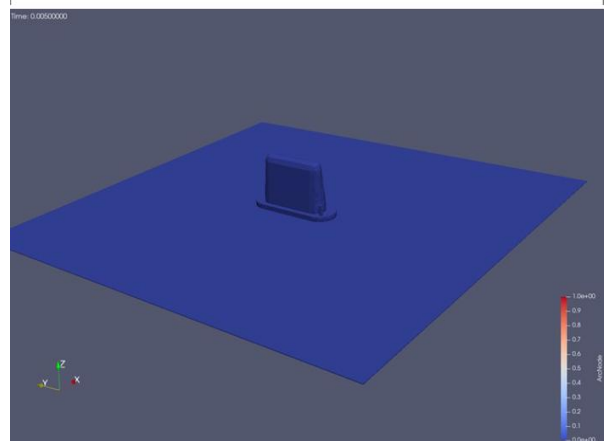
No.	Model	Gap size	Discharge
Test 1	aluminum-wrapped antenna	25mm	O
Test 2	aluminum-unwrapped antenna	25mm	X



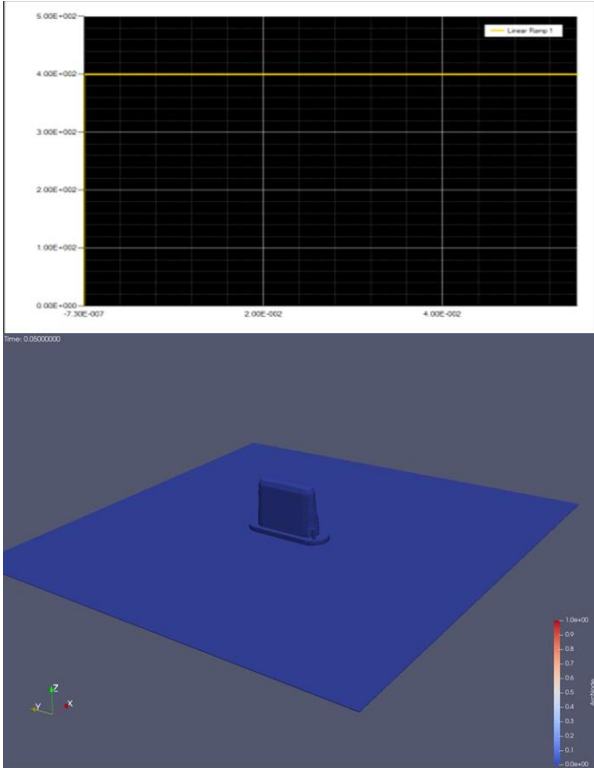
(a) 시험 1 (b) 시험 2
(a) Test 1 (b) Test 2

그림 11. 전류 분포 시뮬레이션 결과
Fig. 11. Current distribution simulation results

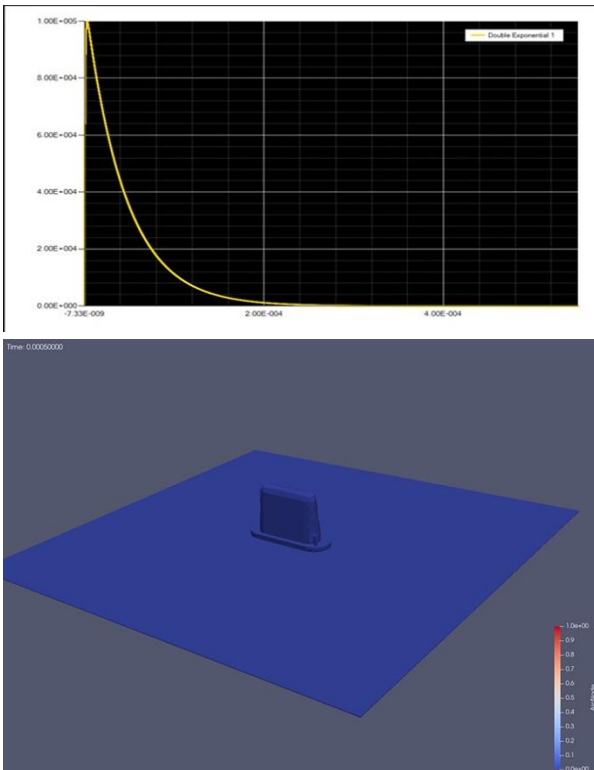
전압 Waveform A 파형을 모델링 형상에 적용하여 방전 여부를 해석한 결과는 표 2와 같다. Test 1은 레이돔 cover를 알루미늄으로 설정하고 Electrode



(b) 파형 B
(b) Component B



(c) 파형 C*
(c) Component C*



(d) 파형 D
(d) Component D

그림 12. 절연파괴 시뮬레이션 결과
Fig. 12. Breakdown simulation results

전류 시험은 체결류에 Initiating wire 설정 후 해당 wire에 Components B, C*, D 파형을 인가한 후 그림 12와 같이 절연파괴 여부를 확인하였다. 그림 12(a)는 절연파괴가 발생하는 예시를 나타내며 그림 12(b), (c), (d)와 같이 B, C*, D 파형 모두 절연파괴가 발생하지 않은 것을 확인하였다.

IV. 직접 낙뢰 시험 결과

4.1 시험 구성 및 조건

직접 낙뢰 인증 시험은 미국의 시험 인증 기관인 NTS(National Technical Systems, US)에서 수행하였다. 시험 대상품은 항공용 L-대역 안테나이며 실제 운용환경과 동일한 시험 지그를 장착하여 시험을 수행하였다. 시험 절차는 DO-160G Section 23 직접 낙뢰 절차에 따라 순차적으로 진행하였으며 고전압 부착 지점 확인 결과와 고전류 절연 파괴 결과를 확인하고 그 결과를 시뮬레이션 결과와 비교한다.

4.2 인증 시험 결과

전압 시험 시 인가되는 전압은 77kv이며, 이를 확인하기 위해 시험 대상품을 알루미늄 호일로 덮은 뒤 방전이 일어나는 지점을 확인하였다. 이 때, Gap size는 25mm이며 그림 13과 같이 시험 대상품에 방전이 발생하는 것을 확인하였다.

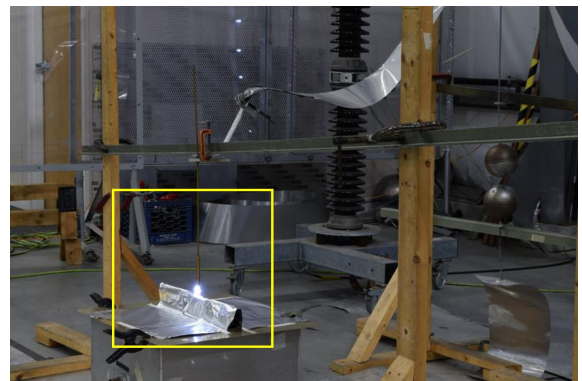


그림 13. 고전압 시험 결과 - 알루미늄 호일 적용
Fig. 13. High voltage test result - aluminum-wrapped

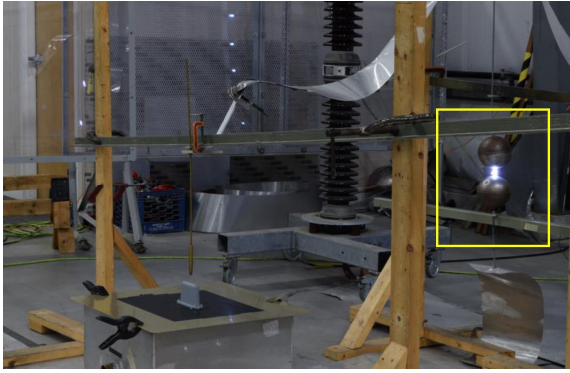


그림 14. 고전압 시험 결과 - 알루미늄 호일 제거
Fig. 14. High voltage test result - aluminum-unwrapped

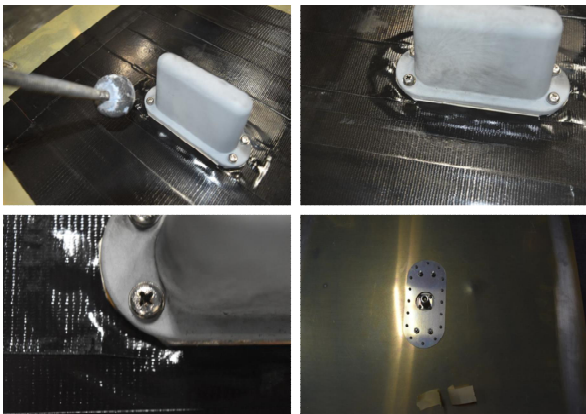


그림 15. 고전류 시험 결과
Fig. 15. High current test result

동일한 조건에서 부착 지점 확인을 위해 알루미늄 호일을 제거하고 총 4번 전압을 인가하여 방전 여부 및 부착 지점을 확인하였다. 시험 결과, 그림 14와 같이 시험 대상품이 아닌 sphere gap에 방전이 발생하였고 절연 파괴가 발생하지 않았다.

전류 시험은 부착 지점이 발생하지 않았기 때문에 절차에 따라 체결류에 Zone 2A 조건의 파형 B/C*/D를 주입하였다. 시험 후 육안 검사를 통해 그림 15와 같이 레이돔 외관, 시험 지그 및 체결류를 확인하였으며 구조적 손상은 없었다. 따라서 절연 파괴 임계치를 넘지 않아 손상이 없는 것으로 판단할 수 있다.

4.3 종합 비교 분석

시험과 시뮬레이션의 결과는 표 3과 같이 전부 일치하는 결과를 보였다. 고전압 Attachment 시험

결과는 시험과 시뮬레이션 둘 다 동일한 조건으로 부착 지점이 발생하지 않아 체결류를 전류 인가 지점으로 선택하였다. 고전류 Damage 시험 결과는 동일하게 절연 파괴가 발생하지 않았으므로 시험 결과 동일하게 합격이다. 따라서 시뮬레이션은 DO-160G Section 23의 시험 절차를 재현하여 표 3과 같이 최종 합/불 판단을 비교하였으며 모두 일치하였다.

표 3. 시험-시뮬레이션 비교

Table 3. Test-simulation comparison

Item	Test	Simulation	Conclusion
Gap size	25mm	25mm	Match
Attachment point	None	None	Match
Breakdown	None	None	Match
Final verdict	Pass	Pass	Match

V. 결론 및 고찰

본 연구는 L-대역 항공용 안테나를 대상으로 DO-160G Section 23 직접 낙뢰 시험 절차를 시뮬레이션으로 구현하고, 실제 시험 결과와 비교하여 그 타당성을 검증하였다. 고전압 시험에서는 부착 지점이 발생하지 않았으며, 규격에 따라 체결류에 직접 전류를 인가하는 대체 절차를 적용하였다. 고전류 시험 결과 절연 파괴 및 체결류 이탈은 발생하지 않아 최종 합격 판정을 확인하였다. 시뮬레이션 또한 동일한 절차를 적용하여 해석한 결과, 부착 지점이 형성되지 않았으며 체결류에 전류 인가 시 절연 파괴가 나타나지 않았다. 즉, 시험과 시뮬레이션의 합/불 결과가 일관되게 일치하였다.

본 논문에서는 직접 낙뢰 시험을 단순 EM 해석이 아닌 규격 절차를 그대로 시뮬레이션으로 구현하였다는 점에서 의미가 있다. 특히 부착 지점 형성되지 않는 상황 및 절연 파괴 여부 확인은 실제 인증 시험 결과와 동일하게 확인할 수 있다는 부분에서 실무 적용 가능성을 높여준다. 다만, 시험 환경과 시뮬레이션 모델 간의 차이로 인해 오차가 발생할 수 있는 한계점을 가진다. 특히, 시뮬레이션에서는 이상적인 경계 조건과 균일한 재질 특성을 가정

하였으나 실제 시험에서는 접촉 저항 및 체결 상태 등이 결과에 영향을 미칠 수 있다. 향후 다양한 형상의 안테나에 대한 시험 및 연구를 통해 보다 정교한 검증 체계로 확장 가능할 것으로 판단된다.

따라서 시뮬레이션 기반 직접낙뢰 영향성 검증 방법은 실제 직접 낙뢰 인증시험의 물리적 한계인 시간과 비용을 절감할 수 있는 사전 검증 목적으로 사용되거나, 설계 단계에서 위험 요소를 사전 평가하여 설계 최적화의 실용적 도구로 널리 활용될 수 있기를 기대한다.

References

- [1] National Weather Service, "Lightning and Planes", US Dept of Commerce/NOAA. <https://www.weather.gov/safety/lightning-planes/>. [accessed: Oct. 27, 2025]
- [2] J. J. Kim, "Aircraft Lightning Certification and Computational Simulation of Lightning Effects", Master's Thesis, Gyeongsang National University, 2017.
- [3] D. Mitchard, N. S. Jamoshid, D. Clark, D. Carr, and A. Haddad, "Investigation of lightning direct effects on aircraft materials.", 2016 International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC), Toulouse, France, pp. 1-5, Nov. 2016. <https://doi.org/10.1109/ESARS-ITEC.2016.7841393>.
- [4] L. Chemartin, P. Lalande, B. Peyrou, A. Chazottes, P. Q. Elias, C. Delalondre, B. G. Cheron, and F. Lago, "Direct Effects of Lightning on Aircraft Structure: Analysis of the Thermal, Electrical and Mechanical Constraints", Aerospace Lab, pp. 1-15, Dec. 2012.
- [5] C. J. Lee, S. S. Park, S. J. Shin, and Y. I. Jung, "Practical Guide to Aircraft Structural Design", Gworld Publishers, 2018.
- [6] S. Chowdhury, S. Das, and U. Kumar, "Possibility of Lightning Strike to Surface-Mounted Antennas on Aircraft", Amrit Research Journal, Vol. 4, No.

2, pp. 11-17, Apr. 2024. <https://doi.org/10.3126/arj.v4i2.65538>.

- [7] Society of Automotive Engineers, "SAE ARP 5412 Revision B - Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms", SAE, 2013. <https://doi.org/10.4271/ARP5412B>.
- [8] Society of Automotive Engineers, "SAE ARP 5416 Revision A - Aircraft Lightning Test Methods", SAE Aerospace, 2013. <https://doi.org/10.4271/ARP5416A>.
- [9] Radio Technical Commission for Aeronautics "RTCA/DO-160G Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, Section 23: Lightning Direct Effects", RTCA, Dec. 2010.
- [10] EMA3D Lightning Certification, <https://www.ema3d.com/lightning-indirect-effects-certification/>. [accessed: Oct. 29, 2025]
- [11] Society of Automotive Engineers, "SAE ARP 5414 Revision B - Aircraft Lightning Zone", SAE Aerospace, 2018. <https://doi.org/10.4271/ARP5414B>.

저자소개

권혁준 (Hyeok-Jun Kwon)



2016년 2월 : 한남대학교
전자공학과(공학사)
2018년 2월 : 한남대학교
무인시스템공학과(공학석사)
2021년 5월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 선임연구원
관심분야 : 데이터링크, 안테나

박재수 (Jae-Soo Park)



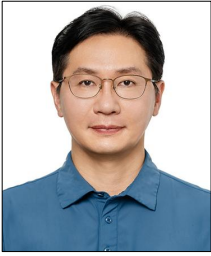
2008년 2월 : 성균관대학교
정보통신공학(공학사)
2019년 8월 : 연세대학교
전기전자공학(공학석사)
2007년 12월 ~ 현재 :
(주)한화시스템 수석연구원
관심분야 : 무선통신시스템, 차세대
전술데이터링크, MUM-T

송 영 환 (Young-Hwan Song)



2007년 2월 : 숭실대학교
정보통신전자공학(공학사)
2009년 2월 : 숭실대학교
전자공학(공학석사)
2009년 8월 ~ 현재 :
(주)한화시스템 수석연구원
관심분야 : 전술데이터링크

강 병 옥 (Byoung-Wook Kang)



2003년 2월 : 전북대학교
전자공학과(공학사)
2002년 11월 ~ 현재 :
한화시스템(주) 수석연구원
관심분야 : 데이터링크, 안테나

이 영 준 (Young-Jun Lee)



2016년 2월 : 단국대학교
전자공학과(공학사)
2018년 2월 : 단국대학교
전자전기공학과(공학석사)
2021년 3월 ~ 현재 :
(주)한화시스템 전문연구원
관심분야 : 데이터링크, RF, 안테나

김 기 석 (Ki-Seok Kim)



2015년 2월 : 동국대학교
전자전기공학부(공학사)
2022년 6월 ~ 현재 :
국방과학연구소 기술원
관심분야 : 항재밍 GPS 및 JSR
시험구성, RF 무선 통신