

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1071-1086(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1071

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공기 낙뢰 전산 시뮬레이션 및 보호시스템 설계

김종준*, 백상태**, 송동건*, 명노신***

Computational Simulation of Lightning Strike on Aircraft and Design of Lightning Protection System

Jong-Jun Kim*, Sang-Tae Baek**, Dong-Geon Song* and Rho-Shin Myong***

Department of Aerospace and Software Engineering and Research Center for Aircraft Parts
Technology, Gyeongsang National University* ,***
Agency for Defense Development**

ABSTRACT

The safety of aircraft can be threatened by environmental factors, such as icing, turbulence, and lightning strike. Due to its adverse effects on aircraft structure and electronic components of aircraft, lightning strike is one of the biggest hazards on aircraft safety. Lightning strike can inject high voltage electric current to the aircraft, which may generate strong magnetic field and extreme hot spots, leading to severe damage of structure or other equipment in aircraft. In this work, mechanism of lightning strike and associated direct and indirect effects of lightning on aircraft were studied. First, on the basis of aircraft lightning regulations provided by Aerospace Recommended Practice (ARP), we considered different lightning waveform and zones of an aircraft. A coupled thermal-electrical computational model of ABAQUS was then used for simulating flow of heat and electric current caused by a lightning strike. A study on fuel tank, with and without lightning protection system, was also conducted using the computational model. Finally, electric current flow on two full scale airframes was analyzed using the EMA3D code.

초 록

항공기는 결빙, 난기류, 낙뢰 등 환경적 요인에 의해 안전성을 위협받는다. 그 중 낙뢰는 항공기에 강한 전류와 전압을 유입시켜 고온의 열과 자기장을 발생시키므로 항공기 안정성에 큰 위협이 된다. 본 연구에서는 낙뢰의 발생원리 및 항공기 낙뢰 피격 메카니즘을 설명하고 항공기에 대한 낙뢰의 직접, 간접 영향성을 다룬다. 먼저 항공기 낙뢰 지침서인 ARP를 분석하여 항공기 낙뢰모사와 부착위치에 대한 분석을 진행하였으며, 이를 전산 시뮬레이션에 적용하였다. 또한 ABAQUS 소프트웨어를 활용한 열적, 전기적 시뮬레이션을 통해 연료탱크의 낙뢰 영향성 분석 및 낙뢰보호시스템 설계를 진행하였다. 그리고 Maxwell 방정식에 기초한 EMA3D 소프트웨어를 활용하여 항공기 전기체의 전류 흐름에 대한 전산수치해석을 진행하였다.

Key Words : Aircraft Lightning(항공기 낙뢰), Lightning Effect(낙뢰 영향), Simulation(시뮬레이션), Lightning Protection System(LPS; 낙뢰보호시스템)

† Received : July 31, 2016 Revised : October 30, 2016 Accepted : November 13, 2016

*** Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

I. 서 론

낙뢰는 대기 중 방전에 의한 기상현상 중 하나이다. 낙뢰의 크기는 평균 전류 3 kA에서 최대 200 kA로 장소와 시기에 따라 다르다. 기상청에 따르면 최근 10년간 대한민국의 낙뢰 발생건수는 평균적으로 약 132,568회이며, 이 중 대부분의 낙뢰가 6~9월 사이에 집중적으로 발생하였다[1].

낙뢰는 짧은 시간에 높은 전기에너지를 방출하기 때문에 낙뢰 피격 시 피해 규모가 크다. 1769년 이탈리아 Brescia에서 낙뢰가 교회에 피격되어 내부의 화약과 반응하여 폭발하는 대형 사고가 있었다. 최근에는 2015년 12월 3일 발생한 서해대교 케이블 화재사고의 원인이 낙뢰 피격으로 발생한 화재라는 감정 결과를 발표되었다. 그리고 낙뢰 피해는 비단 지상의 구조물에만 국한되지 않으며, 비행중인 항공기에도 피해를 입힌다.

낙뢰에 의한 항공사고는 1959년 6월 이탈리아 Milano에서 출발한 Trans World Airlines 소속 항공기가 낙뢰의 직접 피격으로 인하여 연료탱크 내부 연료 증기가 폭발하여 68명이 사망하는 사고가 있었다[2]. 최근에는 2015년 4월 Icelandair 소속 Boeing 757 항공기가 낙뢰 피격으로 Radome이 파손되는 사고가 발생하였다. 국내에서는 지난 2009년 3월 F-16C가 임무완료 후 복귀 중 낙뢰 피격으로 인해 수직 안정판 표면과 Radome 등 24개 부위에 손상을 입어 비상 착륙하는 사고가 있었다[3].

낙뢰로 인한 피해는 전기전도성이 높은 알루미늄과 같은 금속 재료를 사용하는 항공기에서도 지속적으로 발생하고 있다. 최근에는 금속재료에 비해 무게대비 강도가 강하지만 전기전도성이 낮은 복합 재료로 대체되는 추세이고 전자장비에 의존도가 증가하기 때문에 낙뢰 관련 피해 규모와 횟수는 과거에 비해 증가할 것으로 예측된다. 이로 인해 항공기의 낙뢰 피해 영향성 분석과 낙뢰보호시스템의 고려가 대두되고 있으며, 이에 따른 인증기준과 지침서가 중요시되고 있다. 1946년 NACA의 항공기 낙뢰 영향과 관련된 연구[4] 이래로 1950년대 중반 미국 FAA와 DOD에 의하여 항공기 낙뢰 보호와 관련된 감항기준이 제정되었다. 이러한 노력에도 불구하고 지속적인 낙뢰 사고 발생으로 인해, FAA와 DOD는 항공기에 대한 낙뢰보호설계 및 모사실험을 SAE에 의뢰하였으며, 이러한 연구결과는 미국 민간항공기의 낙뢰 기준이 되었다[5].

그러나 낙뢰에 의한 항공기 피해는 지금까지도 발생하고 있으며, 낙뢰 영향성 및 보호대책은 지속적으로 연구되고 있다. 항공기 낙뢰 영향과 낙뢰보호시스템 설계의 경우, 이전까지는 실험 중심의 연구가 대부분이었지만, 최근에는 전산 프로그램의 발전으로 시뮬레이션을 이용한 낙뢰 영향과 보호시스템의 연구가 이루어지고 있다. 해외의 경우 Ogasawara를 비롯한 많은 연구자들에 의해 시뮬레이션을 이용한 낙뢰 연구[6-12]가 진행되었지만, 국내의 경우 낙뢰 전산 시뮬레이션에 관한 연구[13]가 아직은 미비한 실정이다.

본 논문에서는 낙뢰 인증에 관한 지침서인 SAE ARP 5412와 5414의 내용을 기반으로 낙뢰의 발생원리, 항공기 낙뢰 피격 원리, 파형을 통한 낙뢰모사, 항공기 낙뢰 부착위치 등 항공기 낙뢰와 관련된 전반적인 내용을 낙뢰 인증과 함께 다룬다. 또한 낙뢰 피격으로 인한 직접 영향성과 간접 영향성에 대해 기술하였으며, 적절한 낙뢰보호시스템(Lightning Protection System; LPS)의 종류를 서술하였다. 또한 상기의 내용과 ABAQUS 소프트웨어를 활용하여 열적, 전기적 낙뢰 전산 시뮬레이션을 수행하였다. 이를 바탕으로 항공기 연료탱크의 낙뢰 피격 시뮬레이션을 진행하였다. 또한 연료탱크에 LPS를 적용하여 적용 유무에 따른 온도 상승을 비교하였다. 마지막으로 EMA3D를 활용하여 고등 훈련기와 UCAV 대표형상의 전류 흐름에 대한 시뮬레이션을 진행하였다.

II. 항공기 낙뢰 및 인증

2.1 낙뢰 현상 및 방전 메커니즘

낙뢰 현상은 전기 방전이 일어나는 현상을 말하며, 낙뢰의 전류 크기는 평균적으로 3 kA~200 kA에 달한다. 적란운(Cumulonimbus Cloud)은 대부분의 낙뢰를 발생시키는 뇌운으로 수직으로 발달한 구름이다. 적란운 내부의 전하 분포는 Fig. 1과 같이 최상층부는 +(P)로 하층부는 -(N) 그리고 최하층부는 +(P)로 대전되어 있는 것이 일반적인 견해이다.

낙뢰는 동일한 뇌운 내에서 방전인 운내방전(Intra-Cloud), 구름과 구름사이의 방전인 운간방전(Cloud To Cloud), 그리고 구름과 지표면사이의 방전인 대지방전(Cloud To Ground) 등으로 구별되며, 이 중 대지방전은 전체 방전의 40%정도를 차지한다[14]. 대지방전은 4가지 형태로 설명되어지는데[15], 이 중 구름 내부의 음전하가

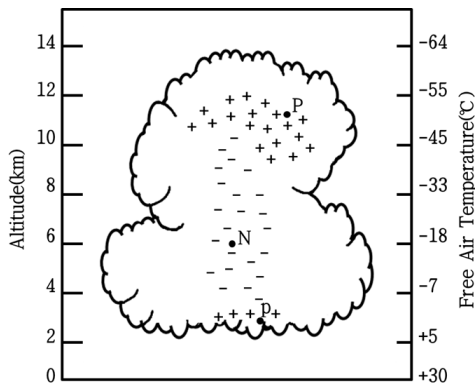


Fig. 1. Diagram showing distribution of electrical charge in typical cumulonimbus cloud

지상으로 방전되는 Downward Negative Lightning이 대지방전의 90%를 차지한다. 이외에 지상의 양전하가 구름으로 방전되는 Upward Negative Lightning, 구름 내부의 양전하가 지상으로 진전되는 Downward Positive Lightning, 지상의 음전하가 구름으로 방전되는 Upward Positive Lightning으로 구별된다.

2.2 항공기 낙뢰 영향성

2.2.1 항공기 낙뢰 부착과정

항공기 낙뢰 피격은 대부분 지상 2~4.5 km에서 집중적으로 발생하며, 이 때문에 항공기 이착륙 시 낙뢰 피격에 많이 노출된다. 자연적인 항공기 낙뢰 피격은 구름에서 발생한 선도낙뢰가 항공기 근처로 접근하여 발생한다. 이 때 Fig. 2의 (a-1)과 같이 항공기에서는 코로나 현상으로 인한 스트리머(Streamer)가 생성되며, 선도낙뢰와 스트리머가 만나 Fig. 2의 (a-2)와 같이 낙뢰의 경로가 생성된다. 생성된 경로를 따라 낙뢰의 전류는 항공기로 유입된다. 낙뢰 피격 후 낙뢰의 전류는 항공기 내부의 구조물이나 전자장비의 전선을 따라 항공기 후방으로 이동하고 다시 외부로 향하게 된다.

전하가 충전된 구름 근처의 전기장에 항공기가 위치할 경우 항공기가 낙뢰를 유도하는 경우도 존재한다. 즉 Fig. 2의 (b)와 같이 항공기에서 선도낙뢰를 발생하며, 이러한 선도낙뢰는 전하가 충전된 지역에 전하가 이동하는 경로를 생성되게 된다. 지상 구조물과 달리 항공기는 빠른 속도로 이동한다. 항공기 순항 중 낙뢰 피격 시 항공기의 움직임으로 인하여 부착점(Attach Point)이 Fig. 2의 (c)와 같이 항공기 진행 방향의 반대쪽

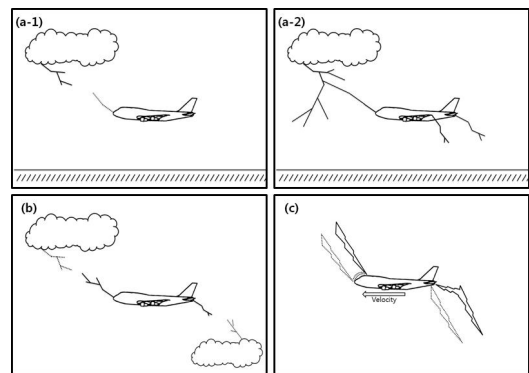


Fig. 2. Lightning strike mechanism on aircraft

으로 이동하는 경우가 발생한다. 이 때 부착점의 이동으로 인해 동일한 낙뢰로부터 항공기는 서로 다른 부착점에 수차례 타격되며, 이것을 Swept Stroke라 한다.

2.2.2 항공기 낙뢰 직접 영향성

낙뢰 직접 영향성(Direct Effect)은 낙뢰의 직접 부착이나 전류의 전도로 인한 연료탱크, 레이돔과 같은 항공기 구조물과 전자장비의 전선에서 물리적인 손상을 발생하는 것을 의미한다. 일반적으로 낙뢰에 인한 물리적 손상은 구조물 표면 및 내부의 용융, 휨, 폭발, 천공 등의 현상과 경첩, 접합부 및 패스너(Fastener)와 같은 기체구조의 연결부분에서 아크(Arc) 발생 등이 있다.

1976년 5월 이란 B-747 항공기가 낙뢰에 피격되었으며, 이 때 전류로 인하여 연료탱크가 폭발하는 사고가 발생하였다. 이는 낙뢰로 인한 전기적 성분과 이로 인하여 발생하는 열적 성분이 연료탱크 내부의 유증기와 반응했기 때문이다. 이러한 이유로 연료탱크는 직접 영향성에 가장 취약한 구조물 중 하나이며, 이 때문에 이와 관련된 적절한 LPS 설계에 관한 연구는 매우 중요하다. 또한 최근 항공기 구조의 재료가 금속에서 상대적으로 전기전도성이 낮은 비금속으로 전환되면서 직접 영향성과 LPS의 설계 연구 및 적용이 더욱 더 중요시 되고 있다.

2.2.3 항공기 낙뢰 간접 영향성

낙뢰 피격 시, 항공기 내부로의 높은 전류와 전압을 갖는 전기에너지의 유입으로 발생하는 전자기장이 항공기 전자장비 회로에 손상을 주는 것을 간접 영향성(Indirect Effect)이라 한다. 이러한 현상은 항법장치와 전자장비에 간섭을 야기시켜 기능 저하나 정지를 발생시킨다. 1969년 11월 Apollo 12호를 실은 로켓 동체에 낙뢰가 피격되는 사고가 있었다. 낙뢰의 전류로 인해 사령선의

신호 제어장치 회로가 차단되어 텔레메트리의 데이터에 문제가 발생하는 사고가 발생하였다.

낙뢰의 직접, 간접 영향성은 동시에 발생할 수도 있으며, 이러한 영향성이 복합적으로 발생할 경우 항공기의 치명적인 손상을 불러올 수 있다. 직접 및 간접 영향성이 복합적으로 발생하여 사고를 유발시킨 예로 1988년 2월 Nurnberger Flugdienst 소속 항공기가 낙뢰에 피격된 사고가 있다. 이 항공기는 간접 영향성으로 인한 전자장비의 정지와 직접 영향성으로 인한 날개의 손상이 복합적으로 발생하여 항공기가 추락하는 사고가 발생하였다.

2.3 항공기 낙뢰 감항인증

2.3.1 항공기 감항요건

감항 당국은 항공기 낙뢰 보호에 관한 감항기준 및 시험방법 등을 정리한 지침서를 제시하였다. FAA의 Advisory Circular와 SAE의 ARP가 대표적인 낙뢰 관련 지침서이다. Advisory Circulars는 Table 1과 같이 항공기 종류 및 부품별 낙뢰 보호에 관한 내용을 담고 있다. 반면 ARP는 낙뢰 환경과 시험 파형(Waveform)에 관한 ARP 5412, 항공기 낙뢰 부착위치에 대한 ARP 5414, 항공기 낙뢰 시험방법에 관한 ARP 5416 등으로 구별되어 있다.

2.3.2 항공기 낙뢰모사(SAE ARP 5412)

SAE ARP 5412는 낙뢰의 모사에 관한 내용으

Table 1. Air vehicle type and regulations

	Aircraft		Rotorcraft	
	General Aviation	Transport	Normal	Transport
Air-frame	23.867	25.581	27.610	29.610
Fuel System	23.954	25.954	27.954	29.954
Other System	23.1306	25.1316	27.1316	29.1316

로 구성되어 있다. 낙뢰모사는 항공기 낙뢰 피격 환경에 따라 다른 파형조합을 이용한다. 모사되는 전류파형은 A, B, C, D 그리고 H이다. 전류 파형 성분은 낙뢰 전류의 특성을 각각 표현하고 있으며, 상세 모양은 Fig. 3과 같이 표현되며 수식적 표현은 Table 2와 같이 나타낼 수 있다[16].

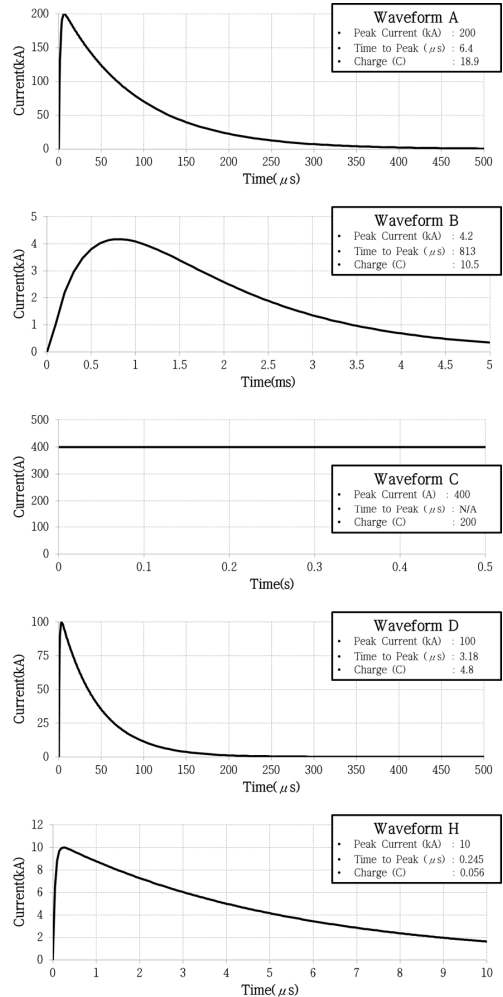


Fig. 3. Current components (A through H)

Table 2. Idealized lightning current components and associated parametric values

Equation	$I(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})(1 - e^{-\gamma t})^2$				
Parameter	Lightning Current Component				
	A	B	C	D	H
$I_0(A)$	218,810	11,300	400	109,405	10,572
$\alpha(s^{-1})$	11,354	700	N/A	22,708	187,191
$\beta(s^{-1})$	647,265	2,000	N/A	1,294,530	19,105,100
$\gamma(s^{-1})$	5,423,540	22,000	N/A	10,847,100	153,306,000

파형 성분 A는 First Return Stroke를 모사한다. 이 때 200 kA(± 10%)의 첨두전폭이 작용하며 작동적분은 $2 \times 10^6 \text{ A}^2\text{S}$ (± 20%)이다. 또한 A 파형의 지속시간은 500 μs 이내로 작동한다.

파형 성분 B의 경우 Intermediate Current를 의미하며 음전하의 Return Stroke 이후 관측된다. 2 kA (± 20%)의 평균 전폭을 가지며 5 ms 시간동안 작동하여 최대 10 C (± 10%)의 전하를 충전시킨다.

파형 성분 C는 Continuing Current이며, 200 C (± 10%)의 전하를 충전시킨다. 전류 전폭은 200~800 A이며 작동시간이 0.25~1 s로 전류파형 성분 중 가장 오랜 시간동안 적용되며, 사각형 형태로 파형이 표현된다.

D 파형은 Restroke를 의미하며, 최고 전폭은 100 kA (± 10%), 총 작동시간은 500 μs 이내이다.

H 파형은 Multiple Burst으로 간접 영향성과 관련된 파형이며, 전폭 및 지속시간은 Return Stroke 보다 낮은 상승률의 전류 펄스를 나타낸다.

2.3.3 항공기 낙뢰 부착위치(SAE ARP 5414)

SAE ARP 5414는 항공기 낙뢰 피격 시 낙뢰의 부착위치에 따른 영역을 고시하였다. 항공기 낙뢰 부착위치는 항공기 형태에 따라 크게 Zone 1, 2, 3가 있으며, 세부적 특징에 따라 총 6가지의 영역으로 나누어진다. 항공기의 낙뢰 부착특성에 따른 수송기의 Lightning Zone 예시는 Fig. 4와 같다[17].

Zone 1은 최초 낙뢰 부착 확률이 높은 항공기

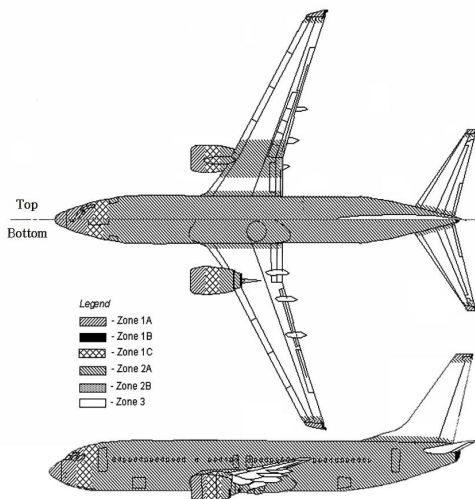


Fig. 4. Lightning strike zones for transport aircraft[17]

Table 3. Aircraft zones and associated waveform

Aircraft Zone	Waveform
1A	A, B, C, H
1B	A, B, C, D, H
1C	A, B, C, D, H
2A	D, B, C, H
2B	D, B, C, H
3	A, B, C, D, H

영역으로 세부적으로 1A, 1B, 1C로 구별되어진다. Zone 1A는 최초 낙뢰 부착 가능성이 높은 지역으로 항공기 레이돔, 엔진의 Inlet 등이 포함된다. Zone 1B는 낙뢰 Channel이 생성될 확률이 높은 영역이다. First Return Stroke이 이동하는 위치를 Zone 1C 정의한다.

Zone 2는 후속 Return Stroke이 부착되는 영역으로 항공기 동체와 엔진이 장착되는 날개에 주로 설정된다. 또한 Zone 2는 낙뢰 Channel 부착 확률에 따라 2A, 2B로 구분되어진다. Zone 2A는 낮은 낙뢰 Channel 부착확률, Zone 2B는 높은 부착확률을 갖는다.

Zone 3은 Zone 1, 2를 제외한 모든 영역으로 낙뢰의 직접적인 부착 가능성은 낮으나, 낙뢰 부착시 전류가 흘러가는 경로가 되는 영역이다.

각각의 Zone은 낙뢰 성분들의 조합을 이용하여 낙뢰 환경을 모사한다. 이러한 부착위치에 따른 낙뢰모사는 위의 Table 3과 같다.

2.3.4 항공기 낙뢰시험(SAE ARP 5416)

SAE ARP 5416은 항공기 낙뢰시험의 방법과 관련된 내용을 서술하였다. 낙뢰시험은 크게 직접 영향성 시험, 간접 영향성 시험 그리고 연료 탱크 시험에 관한 내용으로 정리되어 있다[18].

직접 영향성 시험은 낙뢰의 부착위치 및 파괴되는 경로에 관한 실험인 고전압 Strike Attachment 시험, 표면의 부착위치에서 전류흐름의 경로를 확인하는 고전류 Physical Damage 시험, 그리고 직접 영향성으로 인한 전기적 시스템의 과도현상에 관한 시험을 하는 Induced Transients in External Mounted Hardware 3가지로 구별되며, 직접 영향성의 시험대상에 따라 세부적으로 8가지의 시험이 존재한다.

간접 영향성 시험은 항공기의 전기, 전자계통 와이어(Wire)에 유도되는 과도현상에 관한 시험으로 구성된다. 전기체 및 항공기 엔진과 관련된 Aircraft Tests to Measure Lightning Induced Transients, 전자장비 및 시스템과 관련된 Tests for Equipment and Systems, 와이어 번들(Wire

Bundle)에 관련된 Shield Transfer Function Test와 Shield/Connector Current Handling Tests으로 구별된다.

연료탱크 시험의 경우 연료탱크 구조 및 구성품의 접화원과 관련된 Conduction Tests, 낙뢰의 부착으로 인한 연료탱크 표면의 접화원과 관련된 Direct Strike Tests, 부품 간 미소한 간격에서 발생하는 아크로 인한 접화원 발생여부에 관련된 Voltage Breakdown Tests, 스트리머가 발생 가능한 영역의 시험인 High Voltage Corona and Streamer Test, 그리고 사진을 통한 연료탱크 시스템 부품의 아크 발생여부를 시험하는 Methods for Detection of Ignition Sources로 구분된다.

III. 항공기 낙뢰보호시스템

낙뢰 피격으로 인한 항공기 피해는 항공기 안전성에 큰 영향을 미친다. 그러므로 낙뢰 피격에 따른 영향을 최소화시키기 위한 낙뢰보호시스템 설계가 필수적이다. 항공기 낙뢰보호시스템은 직접 영향성과 간접 영향성에 따라 나누어진다. 직접 영향성에 대한 낙뢰보호시스템은 항공기 내부로 유입된 낙뢰의 전류가 외부로 빠져나가는 동안 항공기의 피해를 만들지 않도록 경로를 만드는 것이 핵심적인 개념이다. 간접 영향성에 대한 보호시스템은 낙뢰에 의한 전자기장이 장비 내부 회선으로 유입되는 것을 차단하는 데 주안점을 둔다.

3.1 레이돔의 직접 영향성에 대한 보호시스템

레이돔은 항공기 선두부에 위치하며, 안테나나 레이다와 같은 전자장비를 보호하는 역할을 한다. 레이돔의 손상은 조류 충돌, 부식 등에 의한 손상이 대표적이거나, 낙뢰로 인한 직접, 간접 영향성으로 인한 손상이 가장 치명적이다. 이러한 이유로 레이돔의 낙뢰보호시스템은 필수적이다.

레이돔의 직접 영향성의 경우, Diverter를 장착하여 낙뢰로 인한 피해를 대비한다. Diverter를 통해 낙뢰의 전류는 항공기 외피가 아닌 Diverter를 따라 경로를 생성하여 흘러 금속재료로 제작된 구조물로 이동한다. Diverter는 Bar 형태의 Solid Diverter와 버튼 형태의 Segmented Diverter 두 가지로 대별되며, 그 형태는 대략 Fig. 5와 같다.

Solid diverter의 경우 1970년대 주로 사용되었다. 구조가 단순하지만, RF 스텔스 성능 및 항력 발생의 문제가 있다. 이러한 단점을 보완하기 위

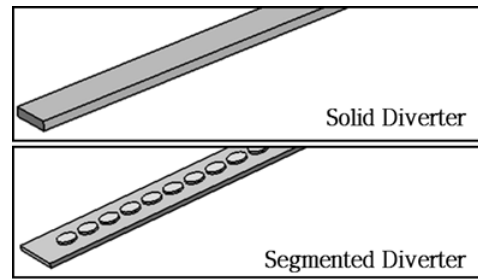


Fig. 5. Configuration of solid and segmented diverters

해 Segmented Diverter가 개발되었다.

Segmented Diverter의 경우 Segment의 크기에 따라 구별되며, 큰 Segment의 경우 낮은 절연과피 전압을 갖는 반면 작은 Segment의 경우 낙뢰 전류에 대한 좋은 내성을 갖는다.

3.2 구조물의 직접 영향성에 대한 보호시스템

구조물의 경우 낙뢰의 강한 전기에너지로 인한 온도상승이 발생한다. 이러한 고온은 구조물에 화재, 용융, 폭발 등의 피해를 입힌다. 이 경우 금속 구조물의 두께나 비금속 구조물의 적층수를 증가시켜 용융과 폭발로 인한 전공을 예방한다. 이러한 보호시스템은 설계가 용이하고 구조의 강도가 상승하는 장점이 있으나, 무게를 증가시키는 단점이 있다.

또한 절연성의 페인트를 표면에 도포하는 방법이 있다. 이 경우 쉽게 낙뢰의 영향으로 부터 보호할 수 있으나, 페인트가 벗겨지거나 낙뢰 피격 시 새롭게 도포해야 하는 단점이 존재한다.

Arc Root Dispersion 방식은 외부 표면에 전기적 마감을 통해 단일 경로의 낙뢰 전류를 여러 방향으로 분산시켜 낙뢰의 전류가 특정 부분에 집중되는 것을 막고 해당 구조물의 온도상승을 억제한다.

전기전도성이 낮은 복합재의 경우, Metal Mesh를 표면에 추가적으로 적층하는 방법이 있다. Metal Mesh는 복합재 대비 높은 전기전도성을 가지고 있어 낙뢰 전류의 경로를 복합재 내부가 아닌 Metal Mesh로 생성시켜 구조물의 전기 에너지 집중과 이로 인한 온도상승을 막아 준다.

3.3 아크 발생에 대한 보호시스템

아크는 구조의 틈, 너트나 힌지와 같은 두 구조물이 접하는 체결류에서 쉽게 발생한다. 아크는 직접적으로 항공기 구조물에 물리적 손상을 입히지 않는다. 하지만 항공기 연료탱크의 경우 내부의 연료 및 연료에 의해 발생한 유증기가 존

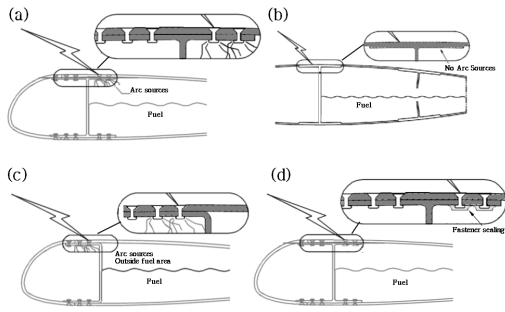


Fig. 6. Arc protection method on fuel tank[19]

재하며, 이러한 유증기는 아크에 의한 발화가 쉽게 일어나 항공기 폭발로 이어진다. 이 때문에 구조물의 틈과 체결류에서 아크에 대한 대비책이 중요시된다.

Figure 6의 (a)는 아크에 대한 보호시스템이 적용되지 않은 항공기 연료탱크에서 아크로 인한 영향성에 관한 내용이다. 이와 같은 경우 아크와 연료탱크 내부의 유증기와 반응하여 폭발하는 가능성이 크다. 이러한 아크로 인한 피해를 예방하기 위해 Fig. 6의 (b), (c), (d)와 같은 방안 등이 고려된다.

Figure 6의 (b)와 같이 접하고 있는 두 개의 구조물을 하나의 구조물로 제작하여 아크가 발생할 수 있는 구조물 사이의 틈을 제거하는 방법이다. 이러한 방법은 금속재료에는 쉽게 적용이 가능하지만, CFRP, GFRP와 같은 복합재료의 경우 적층 등의 제작의 어려움이 존재한다.

Figure 6의 (c)는 아크가 발생하기 쉬운 체결류를 연료탱크 내부에는 설치하지 않는 방법을 보여준다. 이 경우 연료탱크를 지지하는 구조물이 제거되기 때문에 구조적 하중을 고려해야 한다.

Figure 6의 (d)는 연료탱크에 노출된 체결류에 절연체로 밀봉(Sealing)하여 아크 발생을 막는 방법이다. 절연체로 밀봉하는 경우 구조물 틈이나 모서리에 발생하는 아크가 구조물 내부로 전파되는 것을 억제 할 수 있다.

힌지는 두 구조물이 자유로이 회전하도록 하는 접합 부분으로 낙뢰 전류가 힌지를 지나기 전에 두 구조물에 금속 연결선을 이용하여 힌지를 우회하는 경로를 만드는 방법이 있다. 이 방법을 적용할 경우 힌지에서 발생하는 아크를 억제할 수 있다.

3.4 전자장비에 대한 간접 영향성 보호시스템

낙뢰 피격 시 높은 수준의 전압 및 전류가 항

공기를 통과할 때 강한 전자기장이 발생한다. 이러한 전자기장은 항공 전자장비에 영향을 미친다. 전자기장이 중요 항공 전자장비 근처에 생성되어 영향을 줄 것으로 판단될 경우, 단일접지(Single Point), 쉴드(Shield) 등의 방법이 있다.

단일접지의 경우 전자장비 케이스와 회로 내부 접지면을 연쇄 연결 접지가 아닌 단일 접지하는 방법이다. 연쇄 접지 시 배선과 구조물간의 루프가 생겨 구조적 전압 상승 또는 자기장으로 인한 유도 전압이 발생할 수도 있다. 단일 접지 시 이러한 루프를 차단하여 자기장 및 유도 전압으로 인한 영향을 방지할 수 있다.

또한 배선의 쉴드 처리를 통해 자기장에 의한 피해를 막는다. 쉴드는 재료에 따라 저항이 다르기 때문에 배선에 유도되는 전압의 크기가 다르다. 구리로 제작되는 브레이드 쉴드(Braided Shield)는 납땀이 가능한 장점이 있다.

솔리드 쉴드(Solid Shield)는 알루미늄으로 제작되며 상대적으로 가볍다는 장점이 있다. 솔리드 쉴드는 배선경로에 제약이 있는 단점이 존재하나, 브레이드 쉴드는 쉴드의 작은 구멍을 통해 와이어 내부로 외부 자기장이 유입되기 때문에 차폐성이 솔리드 쉴드에 비해 떨어진다. 브레이드 쉴드를 중복하여 사용하면 솔리드 쉴드의 효과를 나타낼 수 있다.

또한 철과 같은 금속으로 쉴드를 제작하는 경우가 존재하며, 이러한 경우 자기장에 대한 효과가 알루미늄보다 좋으나, 큰 유도 전압이 발생하게 된다. 재료에 따라 쉴드의 성능이 결정되므로 항공 전자장비의 위치 및 전자기장의 강도와 이에 따른 전자장비의 영향성 등을 고려하여 쉴드의 재료를 선택하여 장착하여야 한다.

IV. 낙뢰 전산 시뮬레이션 및 LPS 설계 적용

이전까지 항공기 낙뢰의 직접, 간접 영향성과 낙뢰보호시스템 설계에 관한 연구는 주로 실험 중심으로 진행되었다. 하지만 최근 컴퓨터의 성능과 해석 프로그램의 발전으로 시뮬레이션을 이용한 낙뢰 영향과 보호시스템의 연구가 이루어지고 있다. 전산 시뮬레이션을 이용할 경우, 실험이 이루어지기 전 낙뢰의 전기적 영향의 경향을 파악 할 수 있으며, 이에 따른 시험 설계 및 낙뢰 보호시스템의 효과 등을 확인 할 수 있다.

본 연구에서 ABAQUS와 EMA3D를 활용하여 낙뢰의 영향과 낙뢰보호시스템의 효과에 관한 전산 시뮬레이션을 진행하였다.

ABAQUS는 유한요소 시뮬레이션 프로그램으로 구조물의 전기적요소와 열적요소의 연성 해석이 가능하다. 이를 통해 구조물 내부에 전류 유입으로 인한 구조물의 온도변화 예측이 가능하다. 또한 온도에 따라 변하는 전기전도성을 적용할 수 있다. 이러한 낙뢰 직접 영향성에 대한 전산 시뮬레이션이 가능하지만, 구조물 주위의 공간에 대한 전자기장 해석이 불가능하다.

Maxwell 방정식을 기초로 한 상용 소프트웨어인 EMA3D는 구조물 및 구조물 주위의 공간에 대한 전자기 시뮬레이션이 가능하므로 낙뢰에 의한 전자기장 해석이 가능하다. EMA3D를 활용할 경우, 형상에 따른 전류흐름을 바탕으로 낙뢰의 간접 영향성 및 저항열이 발생하는 영역을 예측할 수 있다. 하지만 전류흐름으로 인한 구조물의 온도변화 및 이에 따른 전기전도성의 변화를 감안할 수 없는 것이 한계이다.

이러한 이유로 전산 시뮬레이션 시 직접, 간접 영향성 목적에 따라 ABAQUS, EMA3D 프로그램을 달리 사용하였다.

4.1 ABAQUS를 활용한 낙뢰 직접 영향성 시뮬레이션

4.1.1 Joule Heating

Joule Heating은 저항열(Resistive Heating)로 알려져 있으며, 전류가 저항체를 통과 할 때 발생하는 열량으로 정의 된다. Joule Heating은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$H = I^2 R t. \quad (1)$$

여기서 H는 열량(J), I는 전류(A), t는 시간(s), 그리고 R은 전기저항(Ω)을 나타낸다. 물질이 전하를 운반할 수 있는 정도인 전기전도성(σ)은 전기저항과 역수 관계이다. 일반적인 낙뢰 시뮬레이션에서는 물체의 전기흐름을 계산 할 때 전기전도성을 사용하므로 전기저항과 전기전도성의 관계를 확인하여야 한다.

항공기 낙뢰 영향성 시험 시, 전류와 시간은 낙뢰 환경에 대한 지침서인 ARP 5412에 규정되어 있기 때문에 Joule Heating에 의한 열량은 전기저항의 크기에 따라 영향을 받는다. 일반적으로 도체에서 온도가 상승할 때 전기저항은 증가하며 전기전도성은 감소하는 경향을 보인다. 이러한 전기저항이 증가하는 열량의 증가로 이어지며 이는 전기저항에 영향을 미친다. 이 때문에 낙뢰의 영향에 관한 시뮬레이션 연구를 진행 할 때 열적 온도와 전기적 요소를 동시에 고려하여야 한다.

4.1.2 ABAQUS 낙뢰 시뮬레이션의 이론 및 수치기법

CFRP 및 GFRP와 같은 복합재의 전산 시뮬레이션을 통한 낙뢰 영향 분석 및 보호시스템 설계의 경우 전기적 요소와 열적 요소를 복합적으로 고려하여 수치해석을 진행하여야 한다.

ABAQUS 전산코드의 경우, 전기장과 열유동장을 결합한 Coupled Thermal-electrical Analysis Module을 제공하므로 이를 활용하여 낙뢰로 인한 전기적, 열적 영향에 관한 전산 시뮬레이션이 가능하다[20].

전기장의 지배방정식인 Maxwell 방정식 형태는 아래와 같이 표현된다.

$$\int_V \frac{\partial \delta \varphi}{\partial x} \cdot \sigma^E \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial x} dV = \int_V \delta \varphi r_c dV + \int_S \delta \varphi J dS. \quad (2)$$

여기서 V, S는 단위체적과 면적, φ , $\delta \varphi$, σ^E , r_c , J는 전위, 임의의 전위장, 전기전도성 Matrix, 단위부피당 초기 전류원, 그리고 모든 단위체적의 면적에 입력되는 전류밀도를 의미한다.

열유동장의 지배방정식인 Energy 보존법칙은, 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \int_V \rho \dot{U} \delta \theta dV + \int_V \frac{\partial \delta \theta}{\partial x} \cdot K \cdot \frac{\partial \theta}{\partial x} dV \\ = \int_V \delta \theta r dV + \int_S \delta \theta q dS. \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 ρ 는 물체의 밀도, U는 내부에너지, K는 열전도율의 행렬, q는 단위면적당 열유속, 그리고 r은 내부 열 생성을 나타낸다.

이들 지배방정식을 Spatial Discretization과 Jacobian Contribution을 통하여 결합할 경우 수학적 형태는 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} K_{\varphi\varphi} & K_{\varphi\theta} \\ K_{\theta\varphi} & K_{\theta\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{\varphi} \\ R_{\theta} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

이 식에서 K_{ij} 는 Fully Coupled Jacobian Matrix의 Submatrices, $\Delta \varphi$, $\Delta \theta$ 는 각각 수정된 증분 전위와 온도, R_{φ} , R_{θ} 는 각각의 전위 및 열의 Residual Vector를 나타낸다. 결합된 Coupled Thermal-electrical 방정식은 각 Node에서의 온도와 전위를 동시에 계산한다. 그리고 표면복사(Surface radiation) 효과는 고려하지만 강제대류는 무시한다. ABAQUS는 표면복사의 상호작용으로 발생한 열전달을 해석 시 적용할 수 있다. 이때 표면복사는 3차원 모델의 공동복사를 근사하는데 사용되어진다.

4.1.3 전산 시뮬레이션 결과 검증

CFRP 복합재 시편의 실험데이터를 가지고 있는 이전연구 결과[6]를 이용하여 동일한 조건에서 ABAQUS를 이용한 열적, 전기적 해석을 검증하였다. 시편의 크기는 150 mm × 100 mm이며, 사용된 적층은 12개이다. 시편 위쪽 표면에 낙뢰 에너지를 주입하였으며, 출구지점은 시편의 아래쪽 표면 전체로 실험과 동일하게 설정하였다.

Figure 7은 CFRP 복합재 시편의 C-스캔 결과 [6] 와 ABAQUS 전산 시뮬레이션 해석 결과를 보여준다[13]. ABAQUS의 열 분포도를 통하여 낙뢰로 인한 복합재의 파괴영역을 확인 할 수 있으며, 이 때 영역은 실험의 결과 유사함을 확인 할 수 있었다. 이와 같은 과정을 통해 ABAQUS를 활용한 같은 종류의 CFRP의 다른 형상에 적용이 가능할 것으로 판단하였다.

4.1.4 연료탱크 낙뢰 시뮬레이션 및 LPS 설계

최근 항공기 구조는 알루미늄과 같은 금속에서 비금속인 복합재로 전환되고 있다. 복합재는 금속재료에 비해 무게대비 강도가 좋으나, 전기 저항이 크기 때문에 낙뢰로 인한 열 생성이 금속에 비해 강하게 발생된다. 발생한 열은 복합재 내부의 레진에 전달되어 표면의 갈라짐, 폭발 등으로 이어지게 된다.

이러한 취약점은 연료탱크에서 크게 작용한다. 연료탱크 내부에는 항공기 연료의 유증기가 존재한다. 유증기는 전기로 인한 아크와 열에 쉽게 반응하며, 이는 연료탱크의 폭발로 이어지게 된다. 그러므로 항공기 연료탱크의 낙뢰 영향성 예측과 LPS 설계는 필수적으로 고려되어야 한다. 이러한 과정에서 시뮬레이션을 활용할 경우 실험 이전에 낙뢰의 영향과 LPS의 성능을 미리 파악할 수 있다.

연료탱크의 낙뢰 영향 시뮬레이션에는 일체형 연료탱크(Integral Fuel Tank)를 모델링하여 해석을 진행하였다. 일체형 연료탱크는 전, 후방 날개 보 사이의 공간에 누유 방지 Seal을 붙여 사용하는 것으로, 셀(Cell) 형 연료탱크에 비해 중량 증가가 적고 많은 연료를 탑재할 수 있어 대형 항공기에 주로 사용되는 형태이다. 하지만 일체형 연료탱크는 셀 형 연료탱크에 비해 화재에 취약하며, 날개 내부에 위치하여 낙뢰의 직접 영향성에 노출되어 있다.

본 연구에서는 ABAQUS를 이용하여 여객기 엔진 낙셀(Nacelle) 후방 영역에 위치한 연료탱크의 직접 낙뢰 영향에 관하여 전산 시뮬레이션을 진행하였다. 이를 통해 LPS 유무에 따른 낙뢰 피격지점, 출구지점에서 시간에 따른 온도상승과 깊이에 따른 온도분포에 관한 연구를 진행하였다. 그리고 피격지점에서 출구지점으로 전류 흐름으로 인한 연료탱크 벽면에서의 영향을 확인하였다.

해석에 사용된 연료탱크는 Fig. 8과 같이 크기는 4,800 mm × 1,400 mm × 700 mm, Skin의 두께는 2 mm로 설정하였다. 낙뢰 피격되는 부착지점은 연료탱크의 상부 중앙, 낙뢰가 방출되는 출구지점은 연료탱크의 바닥 중앙으로 가정하였다. 또한 상부에 표면복사 조건을 설정하였으며 이때 표면의 복사율(Emissivity)은 0.9[21]로 설정하였으며, 연료탱크 최초온도 및 주변 환경의 온도를 298 K로 설정하였다. 구조물은 Table 4와 같은 물성치를 갖는 CFRP 복합재로 구성되었다. 적층은 [45°, 0°, -45°, 90°]로 대칭형으로 적층하였다. 이때 연료탱크 표면에 페인트 도포는 고려하지 않았다.

본 해석은 낙뢰의 직접 피격으로 인한 연료탱크의 직접 낙뢰 영향을 확인하기 위하여 ARP

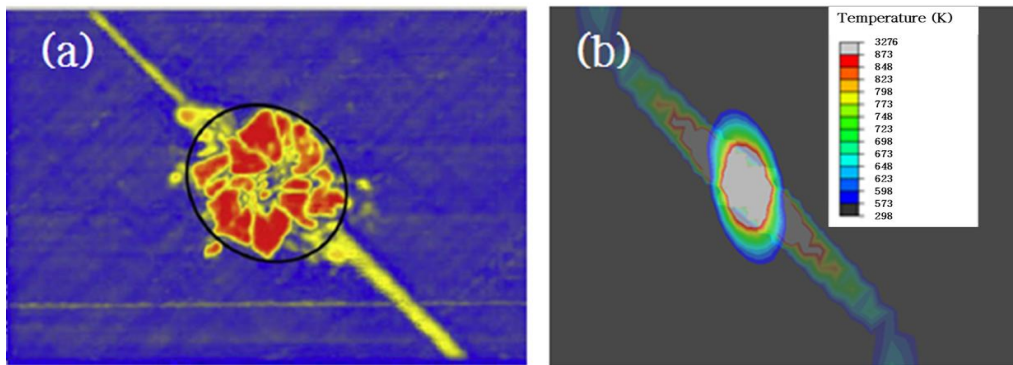


Fig. 7. Delamination area of a CFRP specimen: (a) ultrasonic C-scan result [6], (b) ABAQUS computational result[13]

Table 4. Material property of CFRP [13]

Properties	CFRP (IM600/133)
Electrical Conductivity ($\Omega^{-1} \text{ mm}^{-1}$)	Longitudinal : 29.3
	Transverse : 7.78×10^{-4}
	Thickness : 7.94×10^{-7}
Thermal Conductivity ($\text{W mm}^{-1} \text{ K}^{-1}$)	Longitudinal : 1.18×10^{-2}
	Transverse : 6.09×10^{-4}
	Thickness : 6.09×10^{-4}
Density (kg mm^{-3})	1.52×10^{-6}
Joule Heat fraction	1
Solidus Temperature (K)	3273
Liquidus Temperature (K)	3373
Specific Heat ($\text{J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)	1065

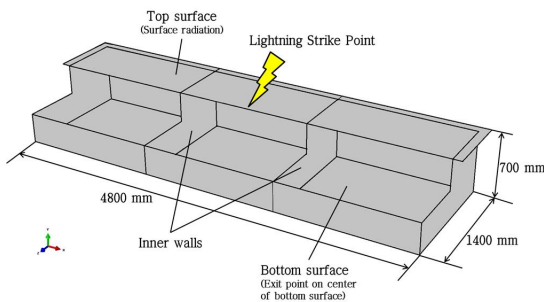


Fig. 8. Fuel tank model (cut-off view to show inside the fuel tank)

5416의 Direct Strike Test on Complete Tanks (or Tank Sections) 시험을 고려하였다. ARP 5414에서 여객기의 낙뢰 부착위치인 Fig. 4를 참고하여 낙셀 후방 영역의 Zone으로 설정 하였다. 이때 부착위치는 Zone 2A이며, 낙뢰 과형은 ARP 5412를 바탕으로 설정하였다.

연료탱크의 LPS로 Copper Mesh를 사용하였으며, 연료탱크의 상부에 추가적으로 적용하는 방식으로 설계하였다.

Figure 9는 시간에 따른 CFRP 복합재 연료탱크의 낙뢰 부착지점과 출구지점에서의 온도를 나타낸다. 해석결과 LPS를 적용하지 않는 CFRP 연료탱크의 낙뢰 부착지점에서 온도가 최대 3,000 K까지 상승하는 것을 확인 할 수 있다. 반면 LPS인

Copper Mesh를 함께 적용한 CFRP 연료탱크의 경우 낙뢰 부착지점에서 최대 온도는 320 K로 온도 상승이 현저히 줄어드는 것을 확인하였다. 전기전도성이 낮은 복합재에서 LPS를 적용하지 않은 경우 낮은 전기전도성으로 인해 낙뢰 전류가 부착지점에서 분산되지 않고 열로 전환된다. 하지만 LPS를 적용한 경우 부착지점에서 상대적으로 높은 전기전도성을 가진 Copper Mesh로 낙뢰 전류가 이동하여 LPS를 따라 전류가 분산된다. 이러한 영향으로 CFRP의 낙뢰 부착지점 표면에서 온도상승이

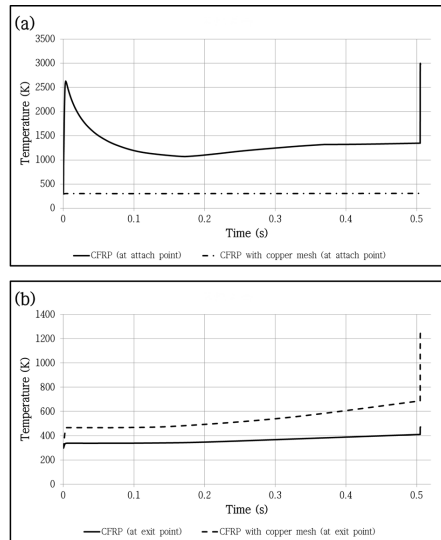


Fig. 9. Time history of temperature : (a) attach point, (b) exit point

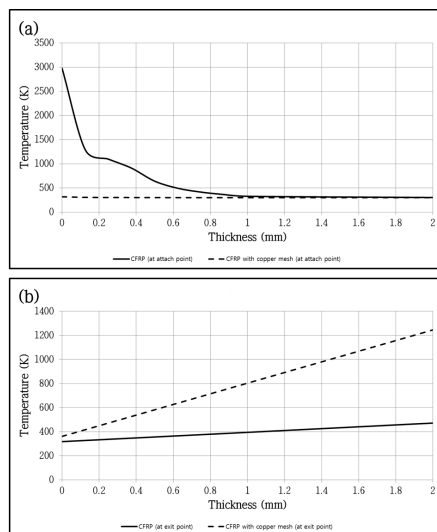


Fig. 10. Temperature with thickness: (a) attach point, (b) exit point

약하게 일어났다. 구조물 내부의 낙뢰 전류가 구조물 외부로 나가는 통로인 낙뢰 출구지점에서는 LPS가 적용된 연료탱크가 적용하지 않는 연료탱크보다 온도가 높은 것을 확인 할 수 있다. Fig. 10은 낙뢰 피격 후 부착지점과 출구지점에서 깊이 방향으로 온도를 나타낸다. 검증을 통해 873 K이상인 온도를 가진 영역에서 CFRP는 파괴(Breakdown)되는 것을 확인하였다[6]. LPS가 적용되지 않는 연료탱크의 경우 부착지점에서 0.4 mm까지 파괴가 예상된다. 반면 Copper Mesh를 추가적으로 적용한 연료탱크의 경우 상부의 깊이 방향으로 파괴가 예측되지 않았다. 반면 출구지점에서는 LPS를 적용하지 않은 경우 파괴가 예측되지 않았으나, LPS를 적용한 경우 출구지점에서 1 mm 정도 파괴가 예측되었다.

이는 LPS로 인해 분산된 낙뢰의 잔류 전류가 구조물 외부로 나가기 위해 출구지점으로 집중되기 때문이다. 반면 LPS가 적용되지 않은 연료탱크의 경우, 낙뢰 전류 대부분이 낙뢰 부착지점에서 열로 전환되고 전류가 출구지점으로 흐를 때 구조물 내부에서 이미 상당부분 열로 전환되었기 때문에 출구지점에서 온도상승이 상대적으로 낮게 발생하였다. 이러한 온도영향으로 인해 LPS를 적용하지 않은 연료탱크의 경우 부착지점에서 파괴가 일어나는 것과 달리, LPS를 적용할 경우 부착지점이 아닌 출구지점에서는 파괴가 예측되었다. 연료탱크 상부에서 하부로 전류 이동에 따른 연료탱크 내벽의 영향은 미비하였으며, LPS 적용, 미적용에 영향을 받지 않는 것으로 예측된다. 이러한 이유는 전류가 피격지점을 지난 후 각 층의 복합재 섬유를 따라 분산되어 출구지점으로 흘러가기 때문으로 판단된다.

낮셀 후방 영역의 경우, 상부는 낙뢰의 피격이 예상되지만, 하부는 Zone 3로 피격의 가능성은 적다. 하지만 연료탱크 하부의 경우 전류의 경로가 생성될 가능성 있어 하부에 추가적인 Copper Mesh 적용이 요구될 것으로 예상된다. 연료탱크 하부의 추가적인 Copper Mesh 적용을 통해 하부에 전류를 분산시켜 전류 경로생성으로 인한 저항열을 방지할 수 있을 것으로 예측된다. 또한 LPS가 적용된 연료탱크의 출구지점에서 온도가 상승하는 현상을 억제 할 수 있을 것으로 예상된다.

그리고 낙뢰 전류의 출구지점을 연료탱크 끝단으로 설정하거나 패스너에 의한 아크 발생 예측, 표면에 도포된 페인트 고려 등 실제 환경과 유사한 연료탱크 낙뢰 피격에 관한 추가적인 연구가 필요하다고 판단된다.

4.2 EMA3D를 활용한 낙뢰 간접 영향 시뮬레이션

4.2.1 EMA3D 낙뢰 시뮬레이션의 이론 및 수치기법

복잡한 삼차원 형상에 대해서도 적용이 가능한 상용 해석 프로그램인 EMA3D를 활용하여 항공기 형상에 따른 전류 흐름 경로에 관한 연구를 진행하였다.

EMA3D는 Curl 형 Maxwell 방정식을 기반으로 하는 FDTD(Finite Difference Time Domain) 기반의 삼차원 전자기장 수치해석 프로그램이다 [22]. FDTD는 여러 전자기장 수치 해석기법 중 하나로 공간과 시간에 대해 Maxwell 방정식을 직접 계산하기 때문에 계산 방법이 단순하고 직관적이다. 그리고 EMA3D는 표면전류밀도 등의 주요 전자기장 값의 시간적 분포에 대해 NASA F106B 등 실제 항공기 In-Flight 테스트를 통해 그 정확성이 검증되었다[9-11].

EMA3D 코드를 활용하여 전기체 및 항공기 구성품에 관한 낙뢰 피격 시의 전류의 흐름에 대한 분석을 할 수 있으며, 이를 바탕으로 낙뢰보호시스템의 위치를 결정 할 수 있다. 사용된 선형 Maxwell 방정식은 균질한 등방성 매질의 경우 아래 식과 같이 표현된다.

$$\nabla \times E = -\mu \frac{\partial H}{\partial t}, \tag{5}$$

$$\nabla \times H = -\epsilon \frac{\partial E}{\partial t} + \sigma E + J. \tag{6}$$

여기서 E는 전기장 벡터, H는 자기장 벡터, σ 는 전기전도성(Conductivity), ϵ 은 유전율(Permittivity), μ 은 투자율(Permeability)를 나타낸다.

식 (5)와 (6)을 (x, y, z) 별 성분 형태로 표현하면 아래 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mu \frac{\partial H_x}{\partial t} = -\left(\frac{\partial E_z}{\partial y} - \frac{\partial E_y}{\partial z}\right), \tag{7}$$

$$\mu \frac{\partial H_y}{\partial t} = -\left(\frac{\partial E_x}{\partial z} - \frac{\partial E_z}{\partial x}\right),$$

$$\mu \frac{\partial H_z}{\partial t} = -\left(\frac{\partial E_y}{\partial x} - \frac{\partial E_x}{\partial y}\right),$$

$$\epsilon \frac{\partial E_x}{\partial t} + \sigma E_x = \left(\frac{\partial H_z}{\partial y} - \frac{\partial H_y}{\partial z}\right) - J_x, \tag{8}$$

$$\epsilon \frac{\partial E_y}{\partial t} + \sigma E_y = \left(\frac{\partial H_x}{\partial z} - \frac{\partial H_z}{\partial x}\right) - J_y,$$

$$\epsilon \frac{\partial E_z}{\partial t} + \sigma E_z = \left(\frac{\partial H_y}{\partial x} - \frac{\partial H_x}{\partial y}\right) - J_z.$$

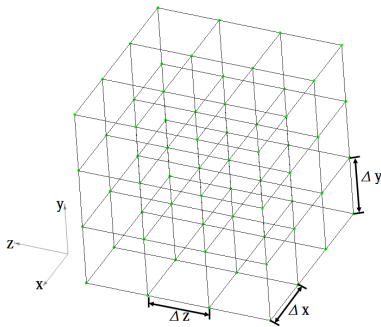


Fig. 11 Discretization of space

Figure 11과 같이 직교 좌표계에서 정의된 FDTD기법은 Δx , Δy , Δz 에 관한 공간 이산화가 필요하다. 이 경우 세 값 Δx , Δy , Δz 는 모든 공간에서 동일할 필요는 없다. 공간과 마찬가지로 시간도 이산화가 필요하기 때문에 $\partial/\partial t$ 는 $\Delta/\Delta t$ 로 근사화 될 수 있다. 즉 Fig. 11과 같은 격자 구조의 구성요소에 대해 Maxwell 방정식은 아래 식과 같이 이산화 될 수 있다.

$$\mu \frac{\Delta H_x}{\Delta t} = - \left(\frac{\Delta E_z}{\Delta y} - \frac{\Delta E_y}{\Delta z} \right) \quad (9)$$

$$\mu \frac{\Delta H_y}{\Delta t} = - \left(\frac{\Delta E_x}{\Delta z} - \frac{\Delta E_z}{\Delta x} \right)$$

$$\mu \frac{\Delta H_z}{\Delta t} = - \left(\frac{\Delta E_y}{\Delta x} - \frac{\Delta E_x}{\Delta y} \right)$$

$$\epsilon \frac{\Delta E_x}{\Delta t} + \sigma E_x = \left(\frac{\Delta H_z}{\Delta y} - \frac{\Delta H_y}{\Delta z} \right) - J_x \quad (10)$$

$$\epsilon \frac{\Delta E_y}{\Delta t} + \sigma E_y = \left(\frac{\Delta H_x}{\Delta z} - \frac{\Delta H_z}{\Delta x} \right) - J_y$$

$$\epsilon \frac{\Delta E_z}{\Delta t} + \sigma E_z = \left(\frac{\Delta H_y}{\Delta x} - \frac{\Delta H_x}{\Delta y} \right) - J_z$$

직교 좌표계 기반으로 생성된 계산 모델의 한 예를 Fig. 12에 나타냈다. 여기서 (a)는 실제 구형상, (b)는 EMA3D 상에서 구현된 수치적 구형상을 보여준다. 이렇게 생성된 각각의 격자에 물성치가 할당된다. 격자는 좌표축에 평행한 선을 교차하여 구성되어 있으며, FDTD의 해석 알고리즘은 격자에 직접 연결되어 있다. 세 개의 좌표 방향에서 교차되는 선의 점을 격자점이라 하며, 모든 격자점은 Spatial Lattice Indices (i, j, k)로 지정된다. EMA3D의 삼차원 Finite Difference Field 성분의 구성도를 Fig. 13에 도시하였다.

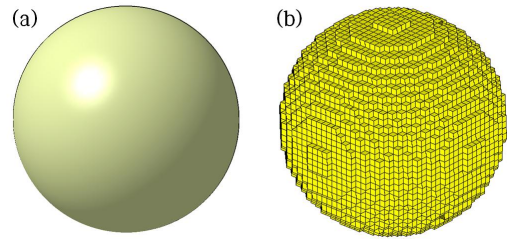


Fig. 12. Actual sphere and the meshed counterpart

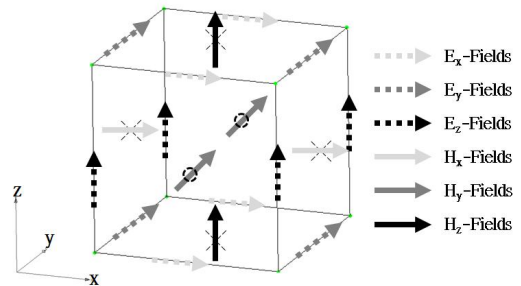


Fig. 13. Diagram showing X-Z coordinates and fields directions

EMA3D 전산 해석 코드는 이와 같은 규칙을 사용하여 전기장과 자기장을 계산한다. 각각의 Field 성분 (E_x , E_y , E_z , H_x , H_y , H_z)가 Spatial Lattice Indices (i, j, k) 형태로 정의 될 때, 식 (9)와 (10)은 $\Delta F/\Delta t = (F^{n+1} - F^n)/\Delta t$ 에 의해 차분화식으로 변환된다.

4.2.2 대표적 고등 훈련기 형상 표면의 낙뢰 전류 흐름 분석

고등 훈련기는 제트기의 조종술을 익히기 위해 사용되는 기체이다. 고등 훈련기는 기본적으로 훈련용이지만 개량을 통해 경공격기나 경전투기로 사용되기도 한다.

유인기는 무인기와 달리 항공기 사고가 조종사의 안전과 직결된다. 또한 주요 임무 수행능력과 항공기 성능이 낙뢰로 인해 영향을 받지 않도록 항공기 설계단계 및 최종단계에서 낙뢰 영향성에 대한 인증 획득이 중요하게 된다.

이러한 노력의 일환으로 고등 훈련기의 낙뢰 전산 시뮬레이션에서는 High Current Physical Damage Tests를 바탕으로 부착위치에 낙뢰의 전류를 주입하여 출구지점까지 동체 표면에서 전류 흐름의 경로에 관한 시뮬레이션을 진행하였다.

T-50을 바탕으로 제작한 날개 길이 9.1 m, 동체 길이 12.6 m, 후퇴각 30°인 고등 훈련기 유사

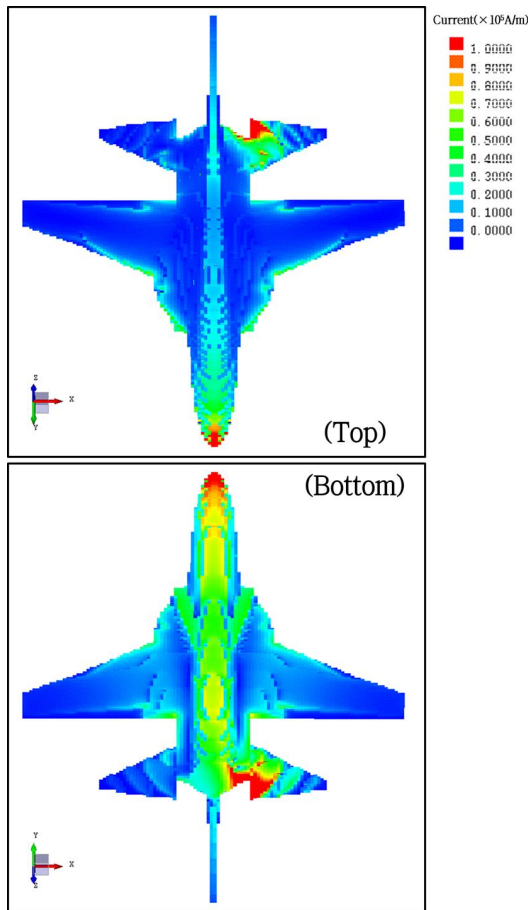


Fig. 14. Maximum surfac current density on advanced trainer

형상에 대해 낙뢰 전류파형 A를 Radome의 Nose에 부착시킨 다음, 좌측 수평미익 뒷전을 출구지점으로 설정하여 수치해석을 진행하였다.

본 연구에는 이전 연구[12]를 참고하여 동체 및 날개의 내부 부재를 생략하고 외부 스킨에 대하여 해석을 수행하였다. 이러한 내부 부재의 생략은 정확한 낙뢰 피격을 모사하는데 한계가 있지만, 초기설계 시 전류 이동방향의 경향성을 확인 할 수 있을 것으로 판단된다.

Figure 14는 표면전류밀도가 가장 강한 시간에서의 고등 훈련기 표면의 전류분포 등고선도를 보여준다. 표면전류밀도는 항공기 동체 윗면보다 배면을 따라 강하게 흐르는 것으로 나타났다. 배면을 따라 수평미익 방향으로 흘러가는 강한 전류흐름에 기인하여 동체 배면 근처에 강한 자기장이 형성될 것으로 예측된다. 이러한 자기장은 항공기 배면에 장착된 동체내부 전자장비에 적지 않는 영향을 줄 것으로 예상된다.

동체내부에 위치하는 대표적인 전자장비로 전자식 엔진제어장치가 있으며, 과거의 제어장치인 유압기계식보다 환경시험에 대한 중요도가 강조되고 있다. 미국 연방항공청의 인증자료에 의하면, 전자식 엔진제어장치에 작용하는 낙뢰 피격으로 인한 과도현상이 엔진추력에 미치는 영향은 수 밀리 초 동안 $\pm 1\%$ 미만의 순 추력 변화로 보이는 것으로 분석되고 있다[23].

전자식 엔진제어장치와 같은 주요한 전자장비와 마찬가지로 자기장에 대한 영향을 막기 위해 쉴드를 장착하고 접지형태를 단일접지로 변경하여 낙뢰에 의한 간접 영향성으로부터 장비를 보호하여야 한다.

실제 T-50의 간접 낙뢰 영향성 실험 결과에서 쉴드를 적용하지 않은 일부 와이어의 장비 내성 설계기준(Equipment Transient Design Level) 값을 초과하였다. 이러한 이유로 장비 내성 설계기준을 초과한 와이어에 쉴드를 장착하는 등 간접 영향성에 대한 보호시스템을 강화하여 간접 영향성에 대한 영향성이 없음을 입증하였다[24].

또한 수평미익과 동체가 연결된 부분에 강한 전류흐름이 발생하는 것으로 확인하였다. 이러한 현상은 수평미익의 연결부에 물리적 타격이 있을 수 있는 개연성을 보여준다. 또한 T-50의 수평미익은 복합재로 설계되어 있기 때문에 전류흐름으로 발생하는 열에 취약하다. 연료탱크와 달리 폭발에 대한 위험성은 적으나, 낙뢰로 인한 수평미익의 손상은 구조강도를 감소시키는 결과를 초래할 수 있다. 이 때 예상되는 수평미익의 손상종류는 수평미익 자체의 파손, 패스너와 같은 체결류의 손실 및 체결류의 구멍주위 손상 등이 있다. 이러한 수평미익의 손상은 항공기 조종성과 관련되어 있기 때문에 직접 영향성에 대한 분석과 손상모드에 따른 구조물의 손상허용 능력에 대한 입증은 필요하다. 실제 T-50의 경우 손상 모델에 따른 정적강도, 좌굴 그리고 베어링 해석을 진행 하였으며, 이를 통해 복합재 손상허용 능력을 입증하였다[25].

4.2.3 대표적 UCAV 항공기 표면의 낙뢰 전류 흐름 분석

UCAV(Unmanned Combat Aerial Vehicle)은 정찰 및 감시목적을 지닌 UAV에서 전장의 목표 타격능력으로 운용개념을 전환한 무인 군용기를 말한다. 이러한 운용개념이 적용되면서 UCAV는 기존 UAV에 비해 높은 생존성을 가져야 하기 때문에 최근 UCAV 개발 시 낮은 피탐지성(Low Observability)이 중요한 요소로 부각되고 있다.

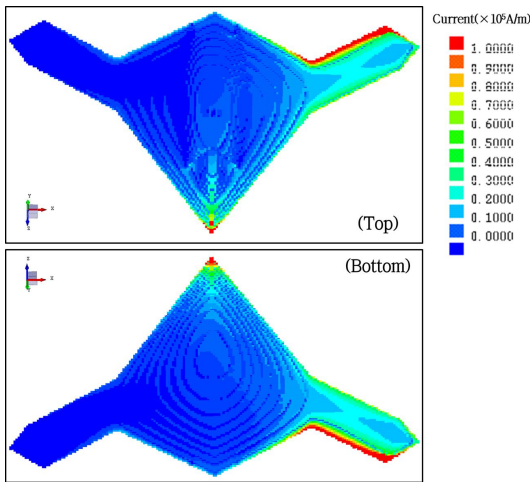


Fig. 15. Maximum surface current density on UCAV

최근 개발된 Northrop Grumman 사의 X-47이나 Dassault사의 nEUROn UCAV의 경우 낮은 피탐지성을 위하여 수직미익이 없고 동체와 날개가 결합된 Blended Wing-Body 형태를 갖는다.

무인 항공기의 경우 자동 비행 및 원격 조종을 통하여 비행하기 때문에 많은 전자장비에 의존한다. 이러한 이유로 낙뢰보호시스템은 필수적이다. Northrop Grumman 사의 MQ-4C Triton과 같이 일반적인 항공기 형태의 경우 기존의 낙뢰보호시스템 설계가 적용이 되어있다. 하지만 최신 UCAV 경우 낮은 피탐지 능력이나 형상적 요인으로 인해 낙뢰보호시스템 설계에 추가적인 어려움이 존재한다. 이러한 이유로 UCAV 형태에 따른 전류흐름을 분석하고 이를 통해 적절한 LPS를 설계하는 것이 중요하다고 할 수 있다.

본 연구에서는 대표적인 UCAV 형상이라고 할 수 있는 X-47의 유사 형상에 대해 ARP 5416의 High Current Physical Damage Tests를 바탕으로 낙뢰 부착위치에서 출구지점까지 동체 표면에서 전류흐름에 관한 시뮬레이션을 진행하였으며, 본 연구에서는 내부 부재에 대한 고려는 생략하였다. ARP 5414는 기존 항공기에 관하여 Zone을 설정하고 있지만, X-47과 같은 실험적 항공기에 대해서는 고지하지 않고 있다. 이 경우 축소나 실제 모델을 활용하여 High Voltage Strike Attachment Test on Models 시험을 진행하여 해당 형상에 따른 낙뢰 부착지점 연구부터 시작해야 한다. 하지만 프로펠러가 없는 고정익 항공기의 경우 일반적으로 낙뢰 최초 피격은 항

공기 Nose 부근에서 일어나므로, 본 해석에서는 UCAV의 Nose를 부착지점으로 가정하고 시뮬레이션을 진행하였다. 적용된 낙뢰 전류파형은 A로 설정하였으며, 좌측 Wing Tip을 출구지점으로 설정하였다.

Figure 15는 전류영향이 가장 강한 시간에서의 대표적 UCAV의 표면 표면전류밀도분포를 보여준다. 부착지점과 출구지점에 전류가 집중되는 것을 확인 할 수 있으며, 전류흐름으로 인해 왼쪽 뒷전에 전류가 강하게 흐르는 것을 알 수 있다. 이러한 전류흐름은 조종타에 물리적인 영향을 미칠 수 있다. 이 경우 항공기 뒷전에 전류를 항공기 외부로 방출할 수 있는 구조물을 추가하여 전류를 특정 출구지점에 집중시키지 않고 분산시켜 동체에서 방출할 수 있는 낙뢰보호시스템을 설계해야 함을 의미한다. 하지만 이러한 급속으로 이루어진 LPS는 피탐지성 저감 능력에 악영향을 끼치기 때문에 RCS(Radar Cross Section) 분석을 병행하며 저 피탐지 능력과 낙뢰 영향성, 그리고 LPS의 성능을 종합적으로 고려하여 설계하여야 한다.

V. 결 론

본 연구에서는 낙뢰 시뮬레이션을 통한 항공기 전기체 및 구성품의 낙뢰 영향성과 보호시스템의 분석 및 설계를 진행하였다. 이를 위해 우선적으로 낙뢰의 발생원리와 항공기의 낙뢰 부착과정을 다루었다. 또한 낙뢰 파형모사와 부착위치, 그리고 낙뢰 시험방법에 관한 SAE 지침서인 ARP 문서에 관한 분석을 진행하였다.

나아가 분석한 부착위치 및 파형모사 내용을 낙뢰 시뮬레이션에 적용하여 규정된 시험방법과 유사하게 경계조건 및 해석조건을 설정하였다. 전산 시뮬레이션의 경우 열적, 전기적 시뮬레이션과 Maxwell 방정식을 활용한 전류흐름에 관한 시뮬레이션을 진행하였다.

ABAQUS를 활용하여 연료탱크의 열적, 전기적 시뮬레이션을 진행하고 낙뢰의 직접 영향성을 분석한 다음 LPS를 설계하였다. LPS 유, 무에 따른 부착지점과 출구지점에서의 열적 영향성을 비교하였다. LPS를 적용한 연료탱크의 경우 LPS를 적용하지 않은 경우에 비해 낙뢰 부착지점에서의 온도를 2,600 K 이상 감소시킨 반면 출구지점에서의 온도를 상대적으로 상승시키는 것을 확인하였다. 그 이유로는 LPS를 적용하지 않은 연료탱크의 부착지점에서 다량의 전류가 열로 전환되었

기 때문이다. 또한 LPS 미적용 시 부착지점에 파괴가 예측된 반면, LPS 적용 시 출구지점에서 파괴가 예측되었다. 이러한 예상 피해와 전류 흐름으로 인한 온도상승을 방지하기 위해 연료탱크 하부에 추가적인 Copper Mesh 적층을 통해 특정 지점에서의 과도한 온도상승을 억제시킬 필요가 있다. 또한 패스너의 영향이나 출구지점 변경 등 추가적인 조건을 적용한 연료탱크의 낙뢰 직접 영향에 관한 연구가 필요하다고 판단된다.

Maxwell 방정식을 근간으로 하는 FDTD 전산 시뮬레이션인 EMA3D 전산코드를 사용하여 대표적 고등 훈련기와 UCAV 형상에 대해 전기체의 전류흐름을 해석하였다. 표면전류밀도의 강도를 바탕으로 예측되는 손상과 이를 대비할 LPS를 제시하였다. 고등 항공기의 경우 배면에 전류흐름이 집중되는 것을 확인 할 수 있었으며, 이 때문에 전자식 엔진제어장치를 사용 할 경우 과도현상을 대비한 접지방식 변경과 쉴드를 적용하여야 할 것으로 판단된다. UCAV의 경우 뒷전에 전류가 집중되는 것을 확인 할 수 있으며, 이로 인한 피해를 방지 또는 최소화하기 위해 뒷전에 대기로 낙뢰의 전류를 방출 할 수 있는 보호시스템을 적용시켜야 할 것으로 판단된다. 하지만 UCAV 특성상 피탐지 저감설계가 중요하므로 LPS 설계 시 RCS 등 피탐지 분석을 동반해야 할 것으로 예상된다.

EMA3D를 활용한 본 연구에서는 내부부재를 생략한 모델을 활용하였다. 이러한 모델은 초기 설계 시 전류의 흐름에 관한 경향성을 파악이 가능하나, 정확한 낙뢰 피격 모사에는 한계가 있을 것으로 예상된다. 추가 연구를 통해 캐노피, 연료탱크 등 항공기 주요 구조물이 전류 분포에 미치는 영향에 대한 분석이 필요하다고 생각된다.

그리고 향후 추가적인 연구를 통해 열적, 전기적 시뮬레이션과 전자기장 분석을 병행하는 연구가 필요하며, 이를 통해 직접 영향성과 간접 영향성을 동시에 고려할 필요가 있다. 또한 이러한 연구를 응용하여 항공기 레이돔의 직접, 간접 영향성에 관한 분석, 레이돔용 LPS인 Diverter 최적설계, 효율적인 낙뢰 시험을 위한 해석, LPS 설계기법 도출 분야 등으로 확장할 예정이다.

후 기

본 연구는 교육부와 한국연구재단의 지역혁신 창의인력양성 사업 과제 (2015H1C1A1035655)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) 2014 *Lightning Yearbook*, Korea Meteorological Administration, Seoul, 2014.
- 2) Han, S. H. "Lightning and Aircraft Accidents," *Korea Civil Aviation Development Association*, Vol. 4, 2003, pp. 175-194.
- 3) Shim, K. U., Park, S. H., Noh, I. K., *Climate Change and Countermeasure of South Korea from the Viewpoint of National Security*, Korea Institute for Defense Analyses, Seoul, 2012, pp. 104-105.
- 4) *Lightning Discharges to Aircraft and Associated Meteorological Conditions*, NACA, Washington, 1964.
- 5) Goodloe, C. C., *Lightning Protection Guidelines for Aerospace Vehicles*, NASA, 1999, pp. 1-2.
- 6) Ogasawara, T., Hirano, Y., Yoshimura, A., "Coupled Thermal-Electrical Analysis for Carbon Fiber/Epoxy Composites Exposed to Simulated Lightning Current," *Composites: Part A*, Vol. 41, 2010, pp. 973-981.
- 7) Wang, Y., Zhupanska, O. I., "Lightning Strike Thermal Damage Model for Glass Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites and Its Application to Wind Turbine Blades," *Composite Structures*, Vol. 132, 2015, pp. 1182-1191.
- 8) Naghipour, P., Pineda, E. J., Arnold, S. M., "Computation of Lightning Induced Transients on Level A Control Systems," *International Conference on Lightning and Static Electricity*, Paper No. 71, 2013, pp. 1-9.
- 9) Perala, R. A., Rudolph, T. H., McKenna, P. M., Jones, C., "Application of Numerical Analysis to The Electromagnetic Effects Validation of Aircraft," *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference: 12th DASC*, 1993, pp. 185-190.
- 10) Plumer, A., Perala, R. A., Jaeger, D., "Lightning and Electrostatic Charge Effects and Protection Design Approaches for Large Transport Airships," *National Technical Systems Report*, 2001, pp. 1-10.
- 11) Condon, E. K. III, "Shell Resistivities Correlated to Indirect Effects of Lightning," *2013 International Conference on Lightning and Static Electricity*, SEA13-10, 2013.

- 12) Zhang, M., Huang, Z., "Transient Current Burst Analysis induced in Cable Harness due to Direct Lightning Strike on Aircraft," *2010 Asia-Pacific International Symposium on Electromagnetic Compatibility*, SEA13-10, 2010, pp. 1197-1200
- 13) Ranjith, R., Myong, R. S., Lee, S. W., "Computational Investigation of Lightning Strike Effects on Aircraft Components," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 15, No. 1, 2014, pp. 44-53.
- 14) Han, S. H., Lee, J. H. "The Lightning Effects on Aircraft and Certification," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 31, No. 9, 2003, p. 111.
- 15) Rakov, V. A., Uman, M. A., *Lightning Physics and Effects*, Cambridge University Press, Cambridge, 2003.
- 16) SAE ARP 5412 Revision B - Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms, SAE Aerospace, 2013.
- 17) SAE ARP 5414 Revision A - Aircraft Lightning Zone, SAE Aerospace, 2012.
- 18) SAE ARP 5416 Revision A - Aircraft Lightning Test Methods, SAE Aerospace, 2013.
- 19) Rupke, E., *Lightning Direct Effects Handbook*, Lightning Technologies Inc., Pittsfield, 2002.
- 20) ABAQUS User's Manual Volume II: Analysis, Dassault Systèmes Simulia Corp., 2011.
- 21) Hubbard, J. A., Brown, A. L., Dodd, A. B., Gomez-Vasquez, S., Ramirez, C. J., *Carbon Fiber Composite Characterization in Adverse Thermal Environments*, Sandia National Laboratories, Albuquerque, 2011, p. 17.
- 22) EMA3D(Version 4.0) Overview Manual #2, Electro Magnetic Applications, Inc., 2014.
- 23) Lee, K. Y., Han, S. H., Jin, Y. K., Lee, S. J., Kim, K. S., "A Study on Certification of Electronic Engine Controls," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 1, 2005, pp. 104-109.
- 24) Lee, J. P., Tae J. S., "Indirect Lightning Test for T-50 Aircraft," *Proceeding of the 2006 KSAS Fall Conference*, 2006, pp. 883-888.
- 25) Lee, J. P., Tae, J. S., "Static Strength Verification for Environmental Effect of T-50 Composite Horizontal Stabilizer," *Proceeding of the 2005 KSAS Fall Conference*, 2005, pp. 455-458.