

# 전산 시뮬레이션을 통한 PAV 낙뢰 영향성 분석 및 인증기술에 관한 연구

박세웅<sup>1</sup> · 김윤곤<sup>1</sup> · 강용성<sup>1</sup> · 명노신<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>경상대학교 기계항공공학부

## Analysis of Effects of Lightning on PAV Using Computational Simulation and a Proposal to Establish Certification Guidance

Se-Woong Park<sup>1</sup>, Yun-Gon Kim<sup>1</sup>, Yong-Seong Kang<sup>1</sup> and Rho-Shin Myong<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

### Abstract

Companies around the world are actively developing Personal Air Vehicle (PAV) to solve the serious social problem of traffic jams. Airworthiness certification for PAV is required, since it is a manned vehicle. As with aircraft, the critical threat to the safe operation of PAV is lightning strike with strong thermal load and magnetic fields. Lightning certification issue also remains important for PAV, since there are still insufficient development of PAV-related lightning certification technologies, guidelines, and requirements. In this study, the SAE Aerospace Recommended Practice (ARP), an international standard certification guideline recognized by the Federal Aviation Administration (FAA), was analyzed. In addition, the guideline of lightning certification was applied to a PAV. The impact of lightning on PAV was also analyzed through computational software. Finally, the basis for the establishment of the PAV lightning certification guidance was presented.

### 초 록

세계 여러 기업에서는 교통체증이라는 심각한 사회 문제를 해결하기 위해 개인용 항공기 PAV (Personal Air Vehicle) 개발이 활발히 이루어지고 있다. PAV는 사람이 탑승하는 유인운송수단이므로 반드시 감항인증이 요구된다. 항공기와 마찬가지로 PAV의 안전 운항에서 치명적인 위협을 가하는 요소는 고온의 열과 자기장을 동반한 낙뢰이다. 현재 PAV 관련 낙뢰 인증 기술, 지침 및 요건 개발이 미비한 실정이기 때문에 PAV 낙뢰 인증은 더욱 중요하다. 본 연구에서는 미연방항공청(FAA)에서 인정하는 국제 표준 인증지침서인 SAE ARP를 분석하여 낙뢰 인증지침을 PAV에 접목하였다. PAV의 낙뢰에 대한 영향성을 전산 소프트웨어를 통해 분석하였고 향후 추진될 PAV 낙뢰 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 제시하고자 한다.

**Key Words** : Personal Air Vehicle(개인용 항공기), Airworthiness Certification(감항인증), Lightning Strike Zones(낙뢰 피격부위), Lightning Protection Systems(낙뢰 보호장치), Equipment Transient Design Level(장비 과도 설계수준)

## 1. 서 론

우리나라뿐만 아니라 세계는 경제적 성장으로 인한 자동차 보유 대수의 증가로 교통체증이라는 심각한 사

회 문제에 직면하고 있다. 이에 대한 해결방안으로 이동범위의 증대와 자유로운 이동성을 보장하는 새로운 교통수단에 대한 요구가 증가하고 있다. 이를 위해 세계 여러 기업에서는 개인용 항공기 PAV (Personal Air Vehicle)를 활용하여 문제를 해결하려는 시도가 이뤄지고 있다. PAV란 자동차와 항공기의 장점을 결합한 차세대 개인용 운송수단으로 예를 들어 에어 택시, 미래형 개인용 항공기 등 사람이 탑승하는 비행체

Received: Oct. 08, 2019 Revised: Dec. 17, 2019 Accepted: Dec. 30, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-55-772-1645, E-mail: myong@gnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

를 총체적으로 일컫는다[1]. 최근 시장 환경 변화와 기술 연구성과들로 인해, PAV 상용화에 박차를 가하고 있다. 대표적으로 NASA는 PAVE (Personal Air Vehicle Exploration)와 AGATE (Advanced General Aviation Transports Experiment) 프로그램을 통해 PAV에 대한 기초기술개발을 진행한 바 있으며, 특히 PAVE 프로그램에서는 2030년경 세계 PAV 시장을 약 25만대 수준으로 전망하고 있다[1]. 하지만 현재 PAV 기술이 빠르게 발전하고 있음에도 불구하고 이를 위한 인증체계는 미비한 실정이다. PAV는 사람이 탑승하는 유인 운송수단이므로 반드시 감항인증이 요구된다. 본 연구의 회전익형 PAV는 미래도심형 운송수단으로써 저공 및 저속비행이라는 특성을 갖는 것으로 가정하였다. 이러한 측면에서 회전익 항공기와 유사한 비행특성을 갖는 회전익형 PAV의 운항 환경에서 치명적인 위협을 가하는 요소 중 하나는 고온의 열에너지와 전자기장을 동반한 낙뢰이다[2]. 특히 본 연구에서 설계한 PAV는 창문과 문의 구성비율에 있어 동체에서 윈드실드가 차지하는 비율이 높은 형상이기 때문에 전자기 차폐에 취약하다[3]. 또한, 운용범위 증가를 위한 PAV 기체 중량 감소에 필요한 복합재 사용 비중증가와 소음감소를 위한 전동력 모터의 사용, 디지털화에 따른 전자장비 사용 비중의 점진적인 증가는 낙뢰 피격에 치명적인 요소로 작용할 수 있다[4]. 하지만 고정익 및 회전익 항공기에 대한 낙뢰 감항기준과 지침은 존재하는 반면 PAV에 대한 낙뢰 감항기준과 지침에 관한 연구가 부족한 상황이다. 따라서 PAV 낙뢰 감항기준 및 지침 확립의 중요성이 대두되고 있다.

본 연구에서는 연구대상 PAV 형상이 회전익 항공기 형임을 고려하여 미연방항공청(FAA)에서 인정하는 항공우주권고서 SAE ARP를 통해 회전익 항공기 낙뢰 인증지침을 분석하였다. 먼저 ARP 5414 문서를 통해 낙뢰 초기 부착지점에 따라 다양하게 나타나는 낙뢰 현상을 구역별로 분류한 Lightning Zoning을 파악하였고[5], 이를 토대로 ARP 5577과 5415를 분석하여 낙뢰 직·간접효과와 관련된 인증지침에 대해서 파악하였다. 이를 통해 낙뢰 적합성 입증절차를 파악하였고, PAV 낙뢰 인증지침에 접목해 입증절차의 첫 단계에 해당하는 Lightning Zoning 설정을 전산 시뮬레이션을 통해 진행하였다[6]. ARP 5415에 따르면 현대적인

항공우주산업에서 시스템 설치, 기체 설계 및 감항인증에 요구되는 신뢰도는 시뮬레이션과 같은 분석적 방법을 사용하지 않고서는 쉽게 달성할 수 없는 수준에 이르렀기 때문에 항공기 인증 영역에서 분석적 기법에 기반한 전산 시뮬레이션의 역할이 대두되고 있으며, 충분히 입증된 경험적 데이터를 기반으로 하는 시뮬레이션은 그 유효성을 인정받을 수 있다고 기술되어 있다[7]. 따라서 인증지침 분석 및 적용과 전산 시뮬레이션을 이용한 검증을 통해 회전익형 PAV 낙뢰 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 마련하고자 한다.

## 2. 낙뢰 인증지침 조사

### 2.1 낙뢰 피격 효과 및 사고사례 조사

항공기가 경험하는 다양한 환경 중 낙뢰는 강한 전류와 전압을 유입시켜 고온의 열과 자기장을 발생시키므로 항공기 안전성에 큰 위협이 된다. 낙뢰의 직접 부착이나 전류의 전도로 인한 연료탱크, 레이돔과 같은 항공기 구조물과 전자장비의 전선에서 물리적인 손상이 발생하는 것을 낙뢰 직접 효과라 하는데 이는 내부의 용융, 휨, 폭발, 천공 등의 현상뿐만 아니라 기체구조 연결 부분에서의 아크(Arc) 발생 등도 포함된다[6]. 아래 Fig. 1과 Fig. 2는 낙뢰 직접 효과에 의해 Rotor Blade가 손상되어 발생한 사고사례이다[8].



Fig. 1 Lightning strike accident (Bristow flight 56C).

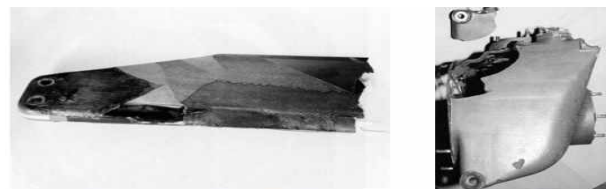


Fig. 2 Main & tail rotor blade damage

이 추락사고는 낙뢰 피격 주요 구성품에 해당하는 Rotor Blade의 파손에 의해 발생한 것이며, 세부내용은 아래의 Table 1과 같다.

**Table 1** Lightning accident details (Bristow flight 56C)

<b>Date</b>	19 January 1995
<b>Model</b>	Eurocopter AS332L Super Puma
<b>Institution</b>	Bristow Helicopters
<b>Factor</b>	Lightning strikes in flight caused by inclemency of the weather
<b>Damaged area</b>	Tail Rotor & Main Rotor
<b>Passenger</b>	16 (Casualty 0)

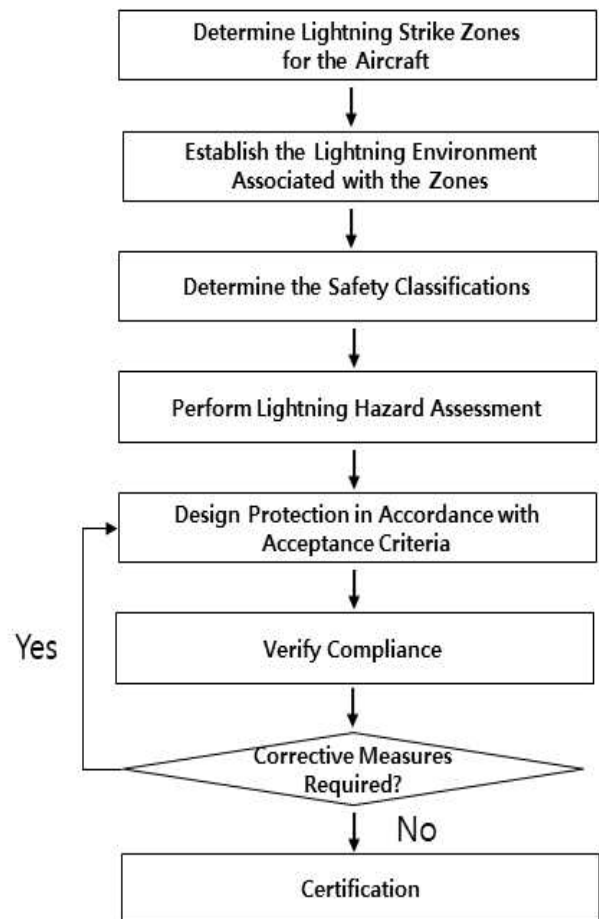
이와 비슷한 사례로 2002년 7월 발생한 Sikorsky Helicopter “G-BJVX” 추락사고가 있다. Sikorsky Helicopter는 Main Rotor Blade 부위 낙뢰 피격 사고 수리 후 비행 중 낙뢰 피격 부위에 잠재적 손상(부식, 미세구조손상)으로 인해 Main Rotor Blade가 파손되어 추락하였고 8명이 사망하는 인명피해를 발생시켰다 [9]. 이를 통해 낙뢰 피격의 위험성과 낙뢰 인증요건 및 지침의 중요성이 인식되었다.

낙뢰 피격에는 항공기 내부로 유입되는 낙뢰 전류 및 전압으로 인해 발생하는 전자기장이 항공 전기·전자 장비의 기능 장애 또는 손상을 가져다주는 간접 효과도 존재한다. 특히 PAV의 경우 회전익 항공기와 마찬가지로 전자식 추진제어시스템 장착, 항법 및 계기 디지털화와 함께 수많은 전자장비가 탑재될 뿐만 아니라, 소음문제로 인한 전기모터사용 가능성은 항공기 낙뢰 안전성 인증에 많은 비중을 차지하게 될 것이다 [10].

## 2.2 회전익 항공기 낙뢰 적합성 입증절차

항공기 인증의 방법은 감항당국에서 제시한 감항기준과 인증을 위한 감항요건에 관한 지침서를 통해 파악할 수 있다. 대표적으로 미연방항공청(FAA)에서 인정한 FAR (Federal Aviation Regulations)과 AC (Advisory Circular)의 기준을 따른다. 또한, SAE International에서 제시하는 SAE ARP (Aerospace

Recommended Practice)에 기술된 낙뢰환경과 시험 등을 통하여 낙뢰의 영향성에 대한 인증을 진행할 수 있다. 초기 낙뢰 인증 단계에서 항공기 낙뢰에 대한 전체 시스템과 보호 시스템에 대한 상세내용과 인증 통과 기준을 정확하게 수립한다. SAE ARP 5577에 따르면 낙뢰 직접 효과에 대한 정의를 기술하는 동시에 낙뢰 적합성 입증절차를 Fig. 3과 같이 제시하였으며 세부 내용은 다음과 같다.



**Fig. 3** Route of compliance [7]

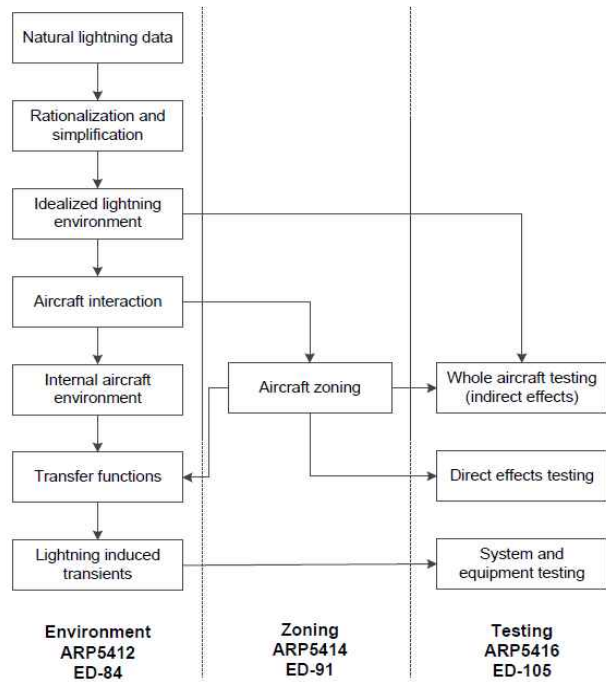
- 낙뢰 피격구역 설정(Lightning Zoning)
- 낙뢰 피격구역 관련 환경 확립
- 낙뢰 안전성 범주 결정 및 낙뢰 위험 평가 수행
- 수용 기준에 따른 보호 설계
- 유사성 확인 및 규정 준수 여부 확인
- 시정 조치 필요 유무 판단
- 유지 보수 요구사항 조사 및 평가

**Table 2** FAR Requirements

Classification	Airplanes		Rotorcraft	
	Normal Category	Transport Category	Normal Category	Transport Category
Lightning Protection	23.2335	25.581	27.610	29.610
Fuel Systems	23.2430	25.954	27.954	29.954
Electronic Systems	23.2515	25.1316	27.1316	29.1316

Table 2는 미연방항공규정(FAR)에 제시된 낙뢰 인증요건을 정리한 것이다[11]. 특히 낙뢰 직접 효과와 관련된 Lightning Protection과 낙뢰 간접 효과와 관련된 Electronic Systems 부분의 안전기준(Minimum Safety Requirements) 및 기존 인증지침에 제시된 인증을 위한 시행규칙 레벨을 파악하였다. 단, 현재 개발 중인 PAV의 대부분은 소음감소를 위해 전기모터를 동력으로 하는 경우가 지배적이므로 Fuel Systems 관련 인증문서는 현 연구에서는 고려하지 않았다.

Table 2에서 파악할 수 있듯이 Part 27, 29에 제시된 회전익 항공기 낙뢰 인증과 관련 있는 SAE ARP 문서를 조사하였다. 먼저 SAE ARP 5412는 낙뢰시험 파형과 하드웨어 기술에 관한 내용을 담고 있으며, 본 시뮬레이션에서는 문서에 제시되어있는 파형 중 초기 낙뢰 파형에 해당하는 Component A 파형을 적용하여 해석을 진행하였다[12]. 또한, Fig. 4와 같이 낙뢰 환경, 구역, 시험 간 상관관계를 확인하여 Lightning Zoning의 중요성을 확인하였다. SAE ARP 5577은 Fig. 3에 나타나 있듯이 항공기 낙뢰 적합성 입증절차에 관련된 내용과 낙뢰 직접 효과에 관한 설명 및 구성품을 기술하였으며, 이를 통해 본 연구에서는 낙뢰 적합성 입증절차를 따라 절차의 첫 단계에 해당하는 Lightning Zoning에 대한 전산 시뮬레이션을 진행하였다. SAE ARP 5415에서는 항공기 낙뢰 간접 효과와 관련된 전기/전자 보호 시스템에 관한 내용을 담고 있으며, 이 부분은 다수의 전기/전자장비를 포함한 PAV의 낙뢰 인증과 밀접한 관련이 있는 부분이므로 유사한 내용을 담고 있는 미연방항공청(FAA) 낙뢰 관련 권고회람서 AC 20-136B 문서와 함께 분석하여 장비 과도 설계수준(ETDL)을 파악하였다[19].



**Fig. 4** Relationship between aircraft environment, zoning and testing

### 2.3 PAV 낙뢰 전산 시뮬레이션 범위

항공기는 특정 구역의 형상, 표면 상태 또는 재질 등에 따라 낙뢰 부착확률이 다르며 낙뢰 초기 부착 부위에 따라 다양하게 나타나는 낙뢰 현상을 구역별로 분류한 것을 Lightning Zoning이라 한다. 이는 SAE ARP 5577 문서에 제시된 낙뢰 적합성 입증절차의 가장 첫 단계로 낙뢰 피격으로부터 항공기가 보호되고 있다는 것을 입증하는 매우 중요한 단계이다. SAE ARP 5414는 항공기 형상별 낙뢰 피격영역을 정의한 항공우주권고서로 초기 낙뢰 부착확률이 높은 영역(zone 1A, 1B)을 확인할 수 있다.

본 연구에서는 SAE ARP 5577에서 제시된 낙뢰 적합성 입증절차를 PAV 낙뢰 인증에 접목하였고 전산 시뮬레이션을 통해 연구대상인 회전익 PAV 형상의 정전위 분포를 확인하였다. 해석결과와 SAE ARP 5414의 낙뢰 피격구역 설정 예시자료를 참고하여 연구대상 PAV의 Lightning Zoning을 도식화하였다. 또한, 본 연구에서 설정한 PAV 형상의 정전위 분포 결과를 토대로 낙뢰 피격에 따른 직·간접 영향성을 분석하고 최대 전기장 수치를 파악하여 장비 과도 설계수준

(ETDL) 선정의 근거를 마련하였다.

### 3. 전산 시뮬레이션

#### 3.1 시뮬레이션 기법

PAV 모델 형상의 정전위장 분포를 알아보기 위해 전자기 해석 소프트웨어인 CST Studio Suite를 이용하여 전산 시뮬레이션을 진행하였다. PAV는 CATIA를 통해 모델링하였으며 정전위 시뮬레이션(Electrostatic Potential Simulation)을 이용하여 초기 낙뢰 부착지점을 예측하였다.

정전위 시뮬레이션 해석결과인 초기 낙뢰 부착 예상 지점으로부터 낙뢰 유도모델의 Entry와 Exit를 각각 윈드실드 상단 기체 부위와 랜딩기어로 지정하였다. 추가로 낙뢰 피격모델의 조종석 부분에 Current Monitor를 설치하여 낙뢰 간접 효과에 대한 해석을 수행하였다. 이는 본 연구에서 설계된 PAV의 조종석 구역은 항법 계기를 포함한 각종 전자장비가 집중적으로 배치되었다고 가정하여 낙뢰에 의한 간접 영향성이 크기 때문이다. 해석에는 SAE ARP 5412에 제시된 Component A 파형을 적용하였고 Peak Current (200kA)에서 해석을 진행하였다. Component A에 파형 정보는 Fig. 5에서 확인할 수 있다.

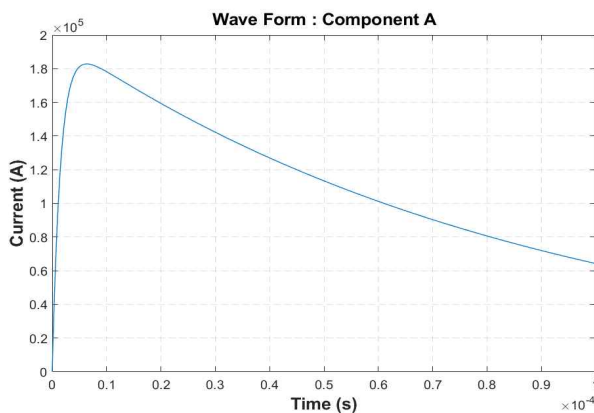


Fig. 5 Lightning waveform component A [12]

또한, SAE ARP 5577에 기술되어 있는 항공기 낙뢰 인증 주요 구성품 중 Main Rotor Blade에 대한 낙뢰 직접 효과 영향성을 알아보았다. Electrical & Thermal 다중 물리해석 소프트웨어인 ABAQUS를 이

용하여 전산 시뮬레이션을 진행하였고 이를 통해 낙뢰 피격 시 생성되는 전위장(Electrical Potential Field)과 중심열(Nodal Temperature) 분포를 확인하였다.

Main Rotor Blade에는 탄소 복합재료인 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)를 적용하였다. CFRP는 섬유 방향, 세로, 두께 방향에 따라 서로 다른 전기·열적 특성을 가지는 이방성 물질이다[13]. 해석에는 참고문헌에 따라  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$  순서로 적층된 구조적으로 가장 우수한 특성을 가지는 준등방성 구조의 CFRP를 적용하였다[14]. 이에 대한 세부 정보는 Fig. 6에 나타내었다. 각 ply는 0.125 mm의 두께를 가지는 것으로 가정하였으며, CFRP 전체는 8 ply로 1 mm이다.

낙뢰는 시편 상단의 중심에 피격되도록 하였고 낙뢰 에너지가 방출되는 출구는 시편의 측면과 하단으로 설정하였다. 낙뢰 파형에는 초기 부착확률이 높은 Zone 1A에 해당하는 Component A 파형을 사용하였다.

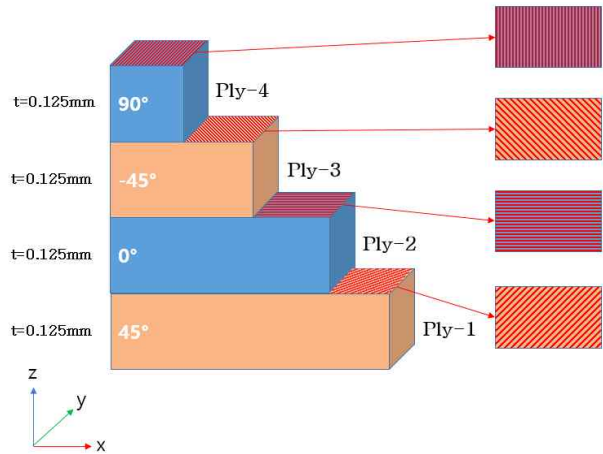


Fig. 6 CFRP laminate model

#### 3.2 낙뢰 시뮬레이션 모델

전산 시뮬레이션에는 연구대상 PAV와 낙뢰 유도모델이 사용되었다. 연구대상 PAV는 Fig. 7에 나타난 프랑스의 VTOL Nord-500을 설계원형으로 하였고 새롭게 디자인된 CATIA 형상은 Fig. 8과 같다. 낙뢰 유도모델은 완전 전도체(Perfect Electric Conductor)로 적용하였다. 정전위 시뮬레이션에는 Fig. 9와 같이 알루미늄 모노코크 구조와 윈드실드를 포함한 구조를 사용하여 결과를 비교하였는데 윈드실드는 항공기 캐노

피에 주로 사용되는 Polycarbonate 재질을 적용하였다.

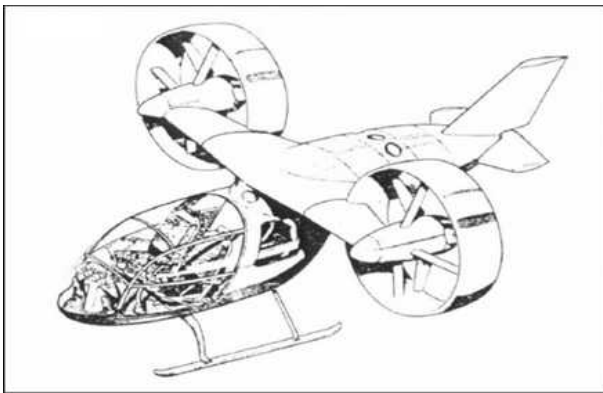


Fig. 7 Design prototype of PAV (Nord-500)

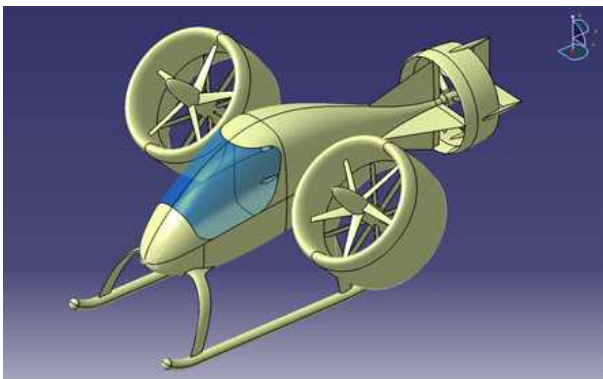


Fig. 8 PAV 3D CAD model

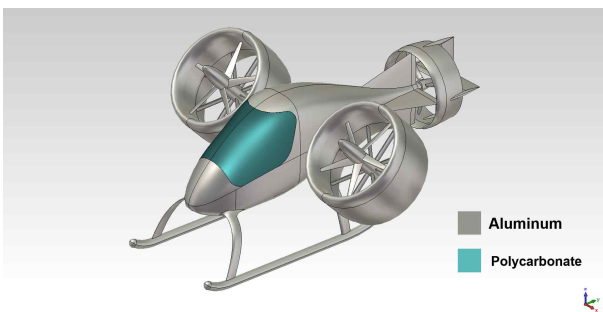


Fig. 9 Analytical model for PAV implemented in CST studio suite

### 3.3 회전익 항공기를 통한 시뮬레이션 검증

이전 연구결과에 따르면 유로콥터사의 EC155B 1/2 Scale 항공기 형상을 이용하여 정전 에너지에 의해 형성된 정전기장(Electrostatic Field) 해석을 진행하였고

그 결과는 Fig. 10과 같다[15]. 도출한 결과를 Fig. 11에 있는 SAE ARP 5414에 제시된 Lightning Zoning과 비교하여 시뮬레이션의 유효성을 입증하였다[16].

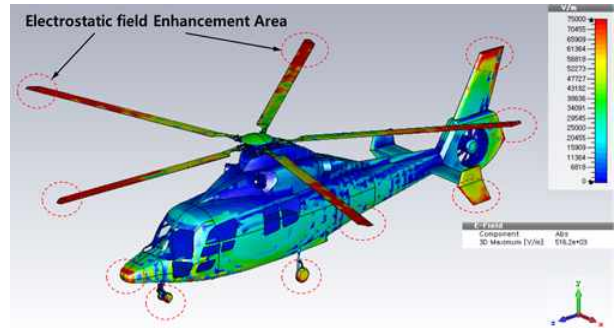


Fig. 10 Electrostatic potential analysis of EC155B

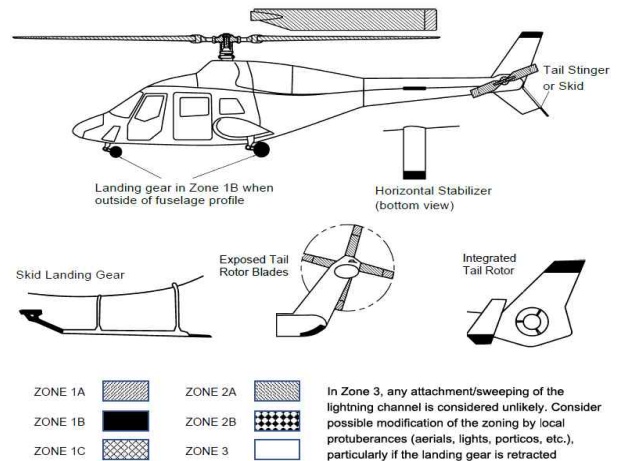


Fig. 11 Lightning zoning details for rotorcraft

Figure 10, 11을 비교한 결과 낙뢰 초기 부착지점인 Zone 1A, 1B가 유사하게 나타남을 확인할 수 있었다. 특히 낙뢰 인증 주요 구성품에 포함되는 Main 및 Tail Rotor Blade와 Landing Gear 부분에서 높은 유사성을 나타냈다. 그에 비해 Nose 부분은 시뮬레이션 결과와 차이를 확인할 수 있는데, 이는 SAE ARP 5414 문서가 최근 40년간 회전익 항공기 실제 낙뢰 사고통계를 반영하여 Nose 영역을 초기 낙뢰부착지점에서 제외하였기 때문이다. 또한, 시뮬레이션 결과와 차이가 생기는 부분은 정전위 해석에 있어 경계값 문제(Boundary Value Problem)가 아닌 초기값 문제

(Initial Value Problem)로 해석한 결과에 따른다[17].

#### 4. PAV 낙뢰 영향성 해석결과

##### 4.1 Lightning Zoning of PAV

CST Studio Suite 정전위 시뮬레이션을 이용하여 PAV 모델의 초기 낙뢰 부착확률이 높은 지점을 예측하였다. 또한, 윈드실드가 PAV Lightning Zoning에 미치는 영향을 확인하기 위해 알루미늄 모노코크 구조와 윈드실드를 포함한 구조로 구분하여 정전위 시뮬레이션을 진행하였으며 이는 Fig. 12, 13에 각각 나타내었다.

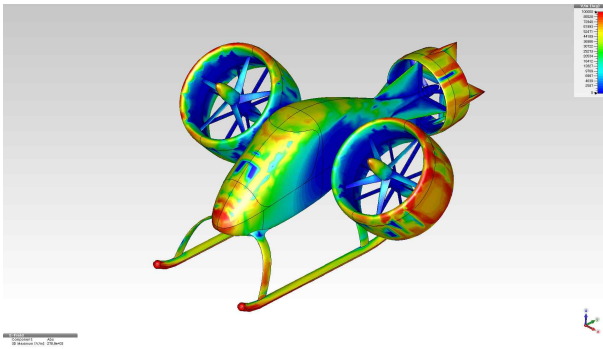


Fig. 12 Electrostatic potential analysis (monocoque structure)

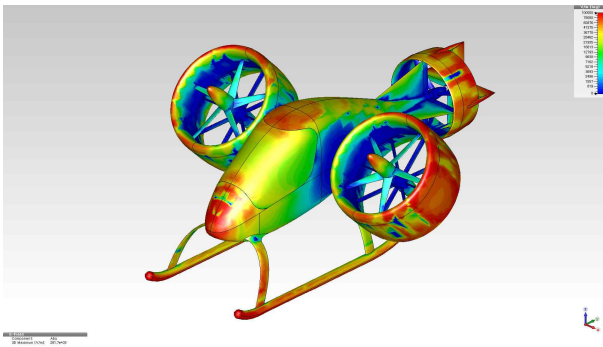


Fig. 13 Electrostatic potential analysis (monocoque structure with body-PEC and windshield-polycarbonate)

Figure 12, 13을 비교한 결과, 모노코크 구조와 달리 기체와 윈드실드로 이루어진 구조의 PAV에서는 윈드실드 상단 기체 부분에 정전위 분포가 집중된 것을 확인하였다. 윈드실드 주변에 낙뢰 피격으로 인해 아

크가 발생할 경우, 운항 승무원의 시야에 영향을 주어 PAV 운항 안전에 큰 위협이 될 수 있다. SAE ARP 5577에 따르면, 이러한 운항 승무원에 미치는 영향 역시 낙뢰 직접 효과로 분류된다. 또한, 구성품 단위별 물성치에 따라 전산 시뮬레이션 결과가 크게 상이함을 확인할 수 있었다. Figure 14는 이러한 시뮬레이션 해석결과를 바탕으로 SAE ARP 5414에서 제시하고 있는 Lightning Zoning과 같이 구성 및 도식화한 것이다.

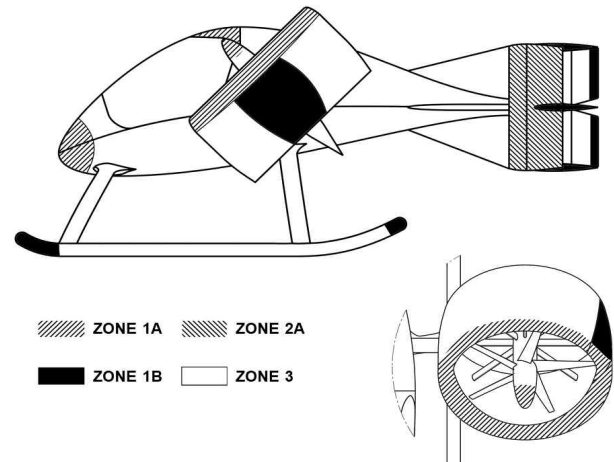


Fig. 14 Prediction of PAV lightning zoning

##### 4.2 Lightning Direct Effects Simulation

다중 물리해석 S/W인 ABAQUS를 통해 해석된 CFRP 시편의 전위장(Electrical Potential Field) 분포를 Fig. 15에 나타내었다. 또한, Fig. 15를 통해 이전 연구의 전산 시뮬레이션 해석결과와 예측손상영역이 정성적으로 유사함이 확인되었다[13,14].

항공기에 있어서 복합소재의 사용이 증가함에 따라 낙뢰 전자기장의 위협도 함께 증가하고 있다. 특히, 회전익 항공기의 Rotor Blade에 주로 사용되는 복합재인 CFRP는 열에너지에 취약한 에폭시 수지가 포함되어 있다. 에폭시 수지의 손상은 구조적 분열과 손상으로 이어져 항공기 운항 안전에 큰 위협을 끼칠 수 있다. 이러한 CFRP 복합재를 낙뢰 직접 영향성으로부터 보호하기 위해 EMF (Expanded Metal Foil)이 적용된다. 따라서 PAV 개발에 있어 낙뢰 직접 효과에 관한 인증도 필수적으로 진행되어야 하며, 이러한 전산 시뮬레이션 기법을 이용한 복합재료의 전기·열 다중 물

리해석은 낙뢰 직접 효과와 관련된 PAV 낙뢰 인증에 활용이 가능할 것으로 판단된다.

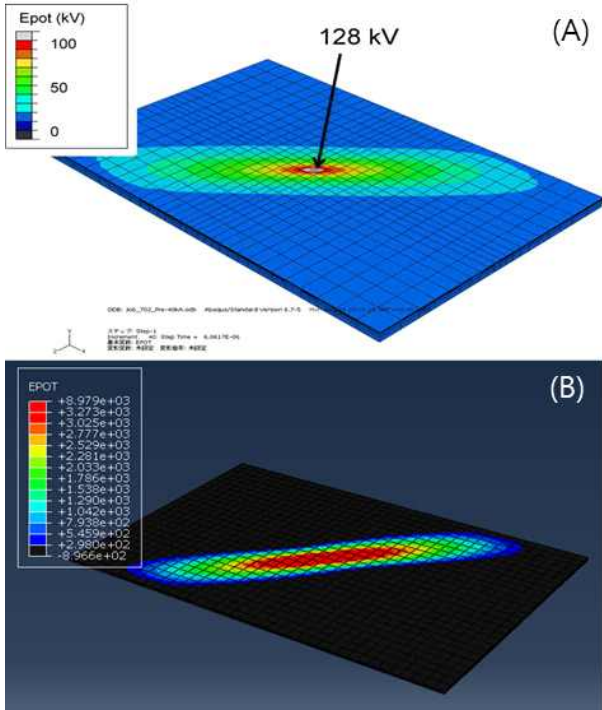


Fig. 15 Comparison of electrical potential field: (A) Ogasawara *et al.*, (B) present model

### 4.3 Lightning Indirect Effects Simulation

CST Studio Suite를 통해 해석된 PAV Surface Current는 아래 Fig. 16과 같다. 추가로 설치한 Current Monitor를 통해 해석한 조종석 부근의 최대 전류는 약 18.25 kA로 나타났다. 이는 Fig. 17 그래프에서 자세히 확인할 수 있다.

Figure 17을 통해 Peak Current (200 kA) 상황에서 조종석 및 전자장비들이 집중적으로 배치된 Nose 영역에서의 Current Amplitude 값을 확인하였다. 이를 통해 낙뢰보호 장치 장비 과도 설계수준인 ETDL 선정의 근거를 마련할 수 있을 것으로 판단된다. ETDL은 시스템 내의 장비가 견딜 수 있는 수준을 설정한 것으로 장비가 승인받을 수 있는 과도현상의 최대치를 말한다. 이는 미연방항공청(FAA)에서 인정하는 AC 20-136B에 그 정의가 기술되어 있으며 과도현상 제어수준인 TCL (Transient Control Level)과의 관계는 Fig. 18과 같다[18]. 낙뢰 간접 영향성으로부터 항

전 장비를 보호하기 위해 단일 접지(Single Point Ground) 및 쉴드(Shield) 등의 방법이 있다. 단일 접지 및 쉴드가 적용된 상황의 시뮬레이션 역시 CST를 이용하여 수행할 수 있다.

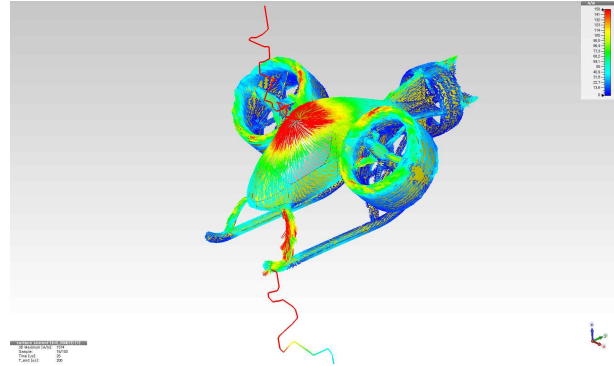


Fig. 16 Distribution of PAV surface current

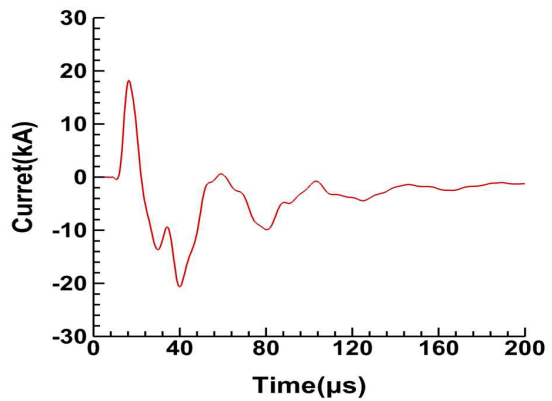


Fig. 17 Current monitor result at the nose depending on the time domain

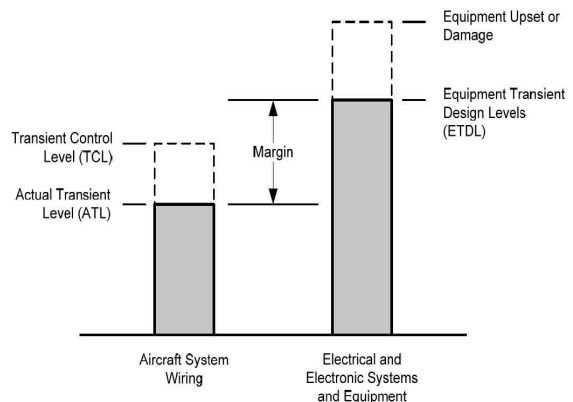


Fig. 18 Relationships among transient levels



## 5. 결 론

본 연구에서는 미래 항공 운송 수단인 PAV의 비행 중 낙뢰에 대한 안전성을 입증하는 과정에 대해 분석하였다. 미연방항공청(FAA)에서 인정하는 항공우주권 고서인 SAE ARP를 Lightning Zoning 및 낙뢰 직·간접 영향성과 관련된 부분으로 정리하여 분석하였고, 이를 통해 PAV 낙뢰 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 마련하였다. 전산 시뮬레이션을 이용하여 낙뢰 적합성 입증절차의 첫 단계에 해당하는 Lightning Zoning에 중점을 두어 초기 낙뢰 부착확률이 높은 지점을 예측하였다. 예측결과를 도식화하여 Lightning Zones를 분류하였고 이는 PAV 낙뢰 인증지침서 개발에 상당 부분 기여할 수 있을 것으로 판단된다. 또한, Lightning Zoning을 토대로 낙뢰 주요 피격모델을 선정하여 Surface Current 해석을 진행하여 조종자가 탑승하는 부분의 Current Amplitude를 파악하였다. 이러한 전산 시뮬레이션 기법을 통해 새로운 형상의 PAV 개발 시 낙뢰보호 장치 장비 과도 설계수준(ETDL) 부합 여부와 장비 설계기준 결정에 필요한 자료를 확보하였다. 이를 바탕으로 향후 전산 시뮬레이션을 이용하여 낙뢰보호 시스템이 적용된 다양한 소재와 형태를 갖는 PAV에 대해 추가 연구를 수행할 예정이다.

4차산업혁명의 발달로 인해 미래운송수단인 PAV 개발이 세계 각국에서 활발히 이루어지고 있는 가운데, PAV 시장에서 낙뢰 안전성 입증 기술개발은 미래 기술 선도와 시장 선점을 위해 필수적인 요소이다. 따라서 미래의 PAV 시장에서 경쟁력을 확보하기 위한 노력과 후속 연구가 지속적으로 수행되어야 할 것이다.

## 후 기

이 논문은 국토교통부와 국토교통과학기술진흥원 및 항공안전기술원의 민수헬기인증개발사업과제(19CHTR-C128889-03)의 지원과 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단(NRF-2017R1A5A1015311)의 부분적 지원을 받아 수행되었습니다.

## References

- [1] Korea Aerospace Research Institute -TRKO201700017435, "Optionally Piloted Personal Air Vehicle (OPPAV) Development of a Safety Operating System and Construction of Infrastructure," Korea Aerospace Research Institute, 2017.
- [2] J. J. Kim, S. T. Baek, D. G. Song, and R. S. Myong, "Computational Simulation of Lightning Strike on Aircraft and Design of Lightning Protection System," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 44, no. 12, pp. 1071-1086, Dec. 2016.
- [3] L. Huang, C. Gao, F. Guo, and C. Sun, "Lightning Indirect Effects on Helicopter: Numerical Simulation and Experiment Validation," *IEEE Trans. of Electromagnetic Compatibility*, vol. 59, no. 4, pp. 1171-1179, Aug. 2017.
- [4] S. H. Han, "Certification of Aircraft System and Avionics Equipment against Lightning Indirect Effect," *Journal of Aerospace Engineering and Technology*, vol. 4, no. 1, pp. 247-259, July. 2005.
- [5] SAE International, "SAE ARP 5414B: Aircraft Lightning Zone," pp. 11-27, Dec. 2018.
- [6] SAE International, "SAE ARP 5577: Aircraft Lightning Direct Effects Certification," pp. 3-14, Sep. 2002.
- [7] SAE International, "SAE ARP 5415: User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning," pp. 149-154, Aug. 2001.
- [8] Flight Safety Foundation, "Helicopter Downed in North Sea after Lightning Strike Exceeds Lightning-protection System Capabilities," *FSF Helicopter Safety*, vol. 24, no. 1, pp. 1-8, Jan. 1998.
- [9] Air Accident Investigation Branch, "Aircraft Accident Report 1: Sikorsky S-76A+," *AAIB Aircraft Accident Report*, Dec. 2014.
- [10] Y. S. Kang, B. J. Yang, and R. S. Myong, "Study of Indirect Effect by Lightning Strike on Rotorcraft,"

- Proc. of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences fall Conference 2018*, Jeju, Korea, pp. 1362-1363, Nov. 2018.
- [11] Federal Aviation Regulations, <https://www.ecfr.gov>, Accessed Sep. 2019.
- [12] SAE International, "SAE ARP 5412B: Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms," pp. 20-25, Jan. 2013.
- [13] R. Ranjith, S. W. Lee, and R. S. Myong, "Computational Investigation of Lightning Strike Effects on Aircraft Components," *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, vol. 15, no. 1, pp. 44-53, 2014.
- [14] T. Ogasawara, Y. Hirano, and A. Yoshimura, "Coupled Thermal-electrical Analysis for Carbon Fiber/epoxy Composites Exposed to Simulated Lightning Current," *Journal of the Composites: Part A*, vol. 41, no. 8, pp. 973-981, 2010.
- [15] Y. S. Kang, S. W. Park, and R. S. Myong, "Analysis of Initial Lightning Attachment Point on Rotorcraft using Electrostatic Potential Simulations," *Proc. of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference 2019*, Buan, Korea, pp. 288-289, April. 2019.
- [16] S. Zehar, *et al.*, "Lightning Direct Effects Predictive Tools," *Proc. of International Conference of Lightning and Static Electricity*, Wichita, US, 2019.
- [17] M. Kunze, "Efficient Assessment of Aircraft Initial Lightning Attachment Zones based on Electrostatic Simulations," *Proc. of International Conference on Lightning and Static Electricity*, Nagoya, Japan, 2017.
- [18] Federal Aviation Administration, "AC 20-136B: Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection Certification," pp. 7, Sep. 2011.
- [19] J. D. Jeong, H. D. Yang, "Environmental Test of Avionics Equipment for Lightning Indirect Effect," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 7, no. 2, pp. 55-59, 2013.