

UAM 항공기 낙뢰 및 HIRF 환경에서 덕트의 케이블 보호 성능 분석 및 인증기술에 관한 연구

김동현¹ · 조재현¹ · 김윤곤¹ · 이학진¹ · 명노신^{1,†}

¹경상국립대학교 기계항공공학부

Analysis of Cable Protection of Duct in Lightning and HIRF Environment of UAM Aircraft and a Proposal for Certification Guidance

Dong-Hyeon Kim¹, Jae-Hyeon Jo¹, Yun-Gon Kim¹, Hakjin Lee¹, Rho-Shin Myong^{1,†}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

Abstract

Cities around the world are increasing their demand for Urban Air Mobility (UAM) aircraft due to traffic congestion with population concentration. Aircraft with various shapes depending on fixed-wing and propulsion systems, are being prepared for commercialization. Airworthiness certification is required as it is a manned transportation vehicle that flies in the city center and transports people on board. UAM aircraft are vulnerable to lightning and HIRF environments due to the increasing use of composite materials, the use of electric motors, and use of electronic equipment. Currently, the development of certification technology, guidelines, and requirements in lightning and HIRF environments for UAM aircraft is incomplete. In this study, the certification procedures for lightning and HIRF indirect impacts of rotorcraft shown in AC 20-136B and AC 20-158A issued by the Federal Aviation Administration (FAA), were verified and applied to the computerized simulation of UAM aircraft. The impact of lightning and HIRF on ducted fan UAM aircraft was analyzed through computerized simulation, and the basis for establishing practical guidelines for certification of UAM aircraft to be operated in the future is presented.

초 록

UAM (Urban Air Mobility) 항공기에 대한 수요가 세계 각 도시들은 인구집중으로 인한 교통체증 문제로 늘어나고 있다. 세계 각국에서 고정익 날개의 유무와 추진 시스템에 따라 다양한 형태를 가진 항공기가 연구개발을 통해 상용화 준비 중이며, 도심을 비행하고 사람이 탑승하는 유인운송수단이므로 감항증명이 요구된다. UAM 항공기는 복합재 사용 비중 증가, 전기모터 사용, 다양한 전자 장비 탑재 등 낙뢰 및 HIRF 환경에 취약하다. 현재 UAM 항공기에 대한 낙뢰 및 HIRF 환경에서의 인증기술과 지침 및 요건 개발은 미비한 상태이다. 본 연구에서는 미연방항공청(FAA)에서 발행한 AC 20-136B와 AC 20-158A에 나타난 회전익 항공기의 낙뢰 및 HIRF 간접 영향에 대한 적합성 인증 절차를 확인하고 UAM 항공기 전자기 전산 시뮬레이션에 적용하였다. 덕티드 팬 형 UAM 항공기에 대한 낙뢰 및 HIRF 영향성을 전산 시뮬레이션을 통해 분석하였고, 향후 운용될 UAM 항공기의 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 제시하였다.

Key Words : Urban Air Mobility(도심항공교통), Cable Harness(케이블 하네스), Airworthiness Certification(감항증명), Lightning Strike(낙뢰 피격), High Intensity Radiated Field(고강도전자기장)

1. 서 론

Received: Feb. 11, 2022 Revised: Apr. 23, 2022 Accepted: May 16, 2022

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - **** E-mail: myong@gnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

대도시의 발달과 인구증가에 따라 인구집중이 심화되고 지상 교통체증과 환경오염의 문제가 심각한 수준에

Table 1 Classification of UAM Aircraft by Lift and Propulsion System.

Item	Wingless	Winged		
	Multi-copter	Lift-Cruise	Vectored-Thrust	Ducted-Vector-Thrust
Type				
Efficiency	Low	Mid	High	High
Major Companies	Volocopter, Ehang	Boeing, Joby Aviation, Cora	Hanwha Systems, Supernal	Lilium Air Mobility, Bell Textron

도달하였다. 이에 대한 해결책으로 3차원 공역을 활용하고 전기모터 기반의 다수의 프로펠러를 이용하여 비행하는 도심항공모빌리티(UAM: Urban Air Mobility)가 부상하고 있다[1, 2]. UAM 항공기는 도심 내외를 저고도로 비행하며 승객들을 운송하는 중단거리 교통 체계이다. UAM 항공기는 고정익 날개의 유무와 추진 시스템에 따라 비행체 형태를 구분할 수 있으며 이를 요약하면 Table 1과 같다. 날개가 존재하지 않고 다수의 프로펠러를 이용하여 비행하는 Multicopter형, 고정익 날개와 프로펠러가 함께 존재하는 Lift Cruise형, 수직 이착륙과 고속 전진 비행을 위한 틸트형 프로펠러를 이용하는 Vectored Thrust형, 다수의 덕티드 팬을 사용하는 Ducted Vector Thrust형이 있다.

미국 Bell사의 Nexus 4EX, 독일 Lilium사의 Lilium Jet, 유럽 Airbus사의 CityAirbus 모델은 추진시스템으로 덕티드 팬을 이용하는 UAM 항공기이다. 덕티드 팬은 덕트로 인해 기체의 무게가 증가하고 로터와 덕트 사이의 작은 틈 간극(Tip Clearance)로 인한 설계의 어려움이 존재한다[3]. 하지만 덕트가 없는 형상에 비해 같은 직경과 동력 조건에서 우수한 추력 성능을 갖는다. 또한 측풍에 대해 안정성이 우수하고 UAM 항공기의 중요한 설계 조건인 소음 저감에도 효과적이다[4-6]. 회전하는 블레이드가 덕트에 가려져 승객들에

게 시각적인 안정감을 제공하기 때문에 접근성이 뛰어난 장점이 있다.

UAM 항공기는 도심에서 운항하므로 큰 사고로 이어질 가능성이 높으며 유인운송수단으로 감항증명이 요구된다[7]. 미국연방항공청(Federal Aviation Administration)의 보고에 따르면 항공기는 연 1~2회 이상의 낙뢰에 피격된다고 알려져 있다[8]. 낙뢰는 대기 중 방전 현상으로 평균 3~200 kA의 전류와 $1 \times 10^8 \sim 1 \times 10^9$ V의 전위차를 가지며 이런 높은 에너지를 짧은 시간($\leq 500 \mu\text{s}$)동안 물체에 전달한다[9]. 낙뢰가 항공기에 직접 부착되었을 때 발생하는 악영향은 고전류·전압에 의해 표면 또는 연료탱크에 천공, 용융, 변형 등을 초래하는 직접 영향성과 강한 전자기장에 의해 항공기 내부의 전자 장비와 케이블에 과도한 유도전류를 생성하여 화재를 일으키는 간접 영향성으로 구분될 수 있다[10-12]. 항공기는 낙뢰 이외에도 10 kHz~40 GHz 사이의 EMP (Electromagnetic Pulse) 전자기 평면파인 HIRF (High Intensity Radiated Field) 환경에 노출되기도 한다 [13, 14].

HIRF는 지상 군사 레이더, 낙뢰, 라디오 및 TV 송신기, 공항 및 기상 레이더 등에서 발생하는 것으로 알려져 있다. HIRF 환경에 노출되었을 때 지속적인 안전 비행 및 착륙 기능을 수행하는 동력, 비행 제어, 항법,

통신 등의 시스템에 영향을 주게 된다[15, 16].

특히 UAM 항공기는 기체 중량 감소를 위해 복합재의 사용 비중이 증가하고 있다. 복합재의 재료 특성상 낮은 전기전도성을 가지기 때문에 낙뢰 및 HIRF에 대해 위험성이 증가한다. 항공기 내부 전자장비 사용이 증가하고 소음감소와 환경문제를 고려한 전기모터를 사용함에 따라 전자기적으로 취약하다. 또한 UAM 항공기는 윈드실드가 차지하는 비율이 기존 항공기에 비해 높으며 전자기 차폐가 어렵다. UAM 항공기의 비행 특성상 낮은 속도와 고도로 도심을 비행하기 때문에 도심 효과로 인한 대지방전에 노출되고 낙뢰가 부착되어 표면에 머무르는 시간(Dwell Time)이 길어 더욱 위험하다[17-19]. HIRF의 경우 레이더, 방송중계기, 위성통신기 등의 고출력 RF 에너지를 사용하는 장비와 사용 주파수 대역이 점차 늘어남에 따라 위험성이 증가하고 있다[20, 21]. 특히 회전익 항공기는 시계비행을 주로 하고 고출력 송신원에 근접하여 비행할 가능성이 높다. 본 연구에서는 덕티트 팬형 UAM 항공기를 대상으로 덕트가 낙뢰 및 HIRF 환경에서 UAM 항공기의 케이블 하네스 미치는 간접 영향성을 전산해석을 통해 분석하고자 한다.

2. 항공기 낙뢰 및 HIRF 인증 문헌 조사

2.1 항공기 낙뢰 및 HIRF 영향성과 연구동향

낙뢰와 HIRF가 동반하는 전자기장은 항공기 내부 전자장비와 케이블에 간접 영향성을 미친다. 이는 항법 시스템, 엔진 및 모터 시스템 등의 전자장비를 마비시켜 항공기의 운항과 이착륙에 위협이 된다.

Apra 등은 C-27J 항공기와 내부 케이블을 설계하고 낙뢰 축소 파형을 인가하였을 때 케이블의 유도 전류 크기를 측정하는 해석을 진행하였다[22]. Zhang 등은 A320 항공기를 설계하고 낙뢰 부착지점과 방출지점을 다르게 설정하여 기체 표면에 형성되는 전류 분포를 확인하고 이때 쉴드 케이블에 유도되는 전류 크기를 분석하였다[23]. Huang 등은 UH-60 Helicopter를 모델링 및 제작하여 낙뢰 Component A 파형에 대해 Cockpit에 설계된 케이블의 유도 전류 크기를 시험 값과 전산 해석 결과를 비교, 분석하였다[24]. Gutierrez 등은 HIRF 환경에서 C-295 수송기의 조종석에 케이블을 설

계하고 유도 전류 크기를 전산해석을 통해 분석하고 시험 결과와 비교하였다[25, 26]. 조재현 등은 낙뢰 간접 영향성에 관한 인증 절차를 고찰하고 Nord-500 PAV (Personal Air Vehicle) 내부에 케이블을 설계하여 낙뢰 Component A 파형을 부착하였을 때 항공기 내부 케이블 위치에 따른 유도 전류 크기를 전산해석을 통해 분석하였다[12].

2.3 항공기 낙뢰 요건에 대한 적합성 입증절차

UAM 항공기가 도심을 운항하기 위해 안전에 대한 인증은 필수 요소이다. 항공기 인증은 감항당국에서 제시하는 감항기준에 대한 입증 및 적합성 승인을 받는 것이다. 대표적으로 미연방항공청(FAA)에서 제시하는 FAR (Federal Aviation Regulations)과 AC (Advisory Circular) 그리고 미항공우주권고서 SAE International에서 제시하는 SAE ARP (Aerospace Recommended Practice)의 기준을 따른다. 인증 지침서에 수록된 낙뢰 및 HIRF 환경과 구역, 시험 등을 통하여 영향성을 분석하고 인증을 진행할 수 있다. AC 20-136B와 SAE ARP 5415B에 따르면 항공기 낙뢰 간접 영향성의 정의를 기술하였고 이에 대한 인증 절차를 아래와 같이 제시하였다[27, 28].

(1) 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성 입증절차

- 평가 대상 장비 식별
- 항공기에 대한 낙뢰 피격구역 설정
- 각 구역에 대한 항공기 낙뢰 환경 설정
- 낙뢰 과도현상 환경 설정
- ETDL (Equipment Transient Design Levels) 및 TL (Actual Transient Levels) 확인
- 적합성 확인
- 설계변경 및 시정조치(필요시)

AC 20-158A와 SAE ARP 5583A에 따르면 항공기 HIRF 영향성의 정의를 기술하였고 이에 대한 인증 절차를 아래와 같이 제시하였다[15, 16].

(2) HIRF 영향성에 대한 적합성 입증절차

- 평가 대상 장비 식별
- 항공기에 대한 외부 HIRF 환경 설정
- 장비에 대한 테스트 환경 설정
- HIRF 인증 요구조건 확인
- HIRF 보호 효과를 증명

3. Lightning Zoning 시뮬레이션

3.1 Lightning Zoning 시뮬레이션 모델

이전 연구들을 통해 형상이 유사한 고정익 항공기와 회전익 항공기에 대한 초기 낙뢰 부착지점은 쉽게 결정할 수 있다. 미항공우주권고서 SAE ARP 5414B에도 신규 항공기가 초기 낙뢰 부착지점 설정이 검증된 기존 항공기와 유사한 경우, 동일한 방식으로 구역을 지정할 수 있음을 명시하였다[29]. 하지만 추진 시스템에 따라 형상이 다양하고 기존의 항공기들과 유사성을 찾기 힘든 UAM 항공기에 대해서는 낙뢰 부착지점을 새롭게 결정해야 한다[29]. 낙뢰 부착지점에 따라 항공기 전체에 미치는 전자기장의 특성이 달라진다. 따라서 UAM 항공기의 낙뢰 피격에 따른 케이블 하네스의 간접 영향성 분석을 위해 선행되어야 할 연구이다. UAM 항공기 모델은 Fig. 1의 Bell사에서 개발 중인 Nexus 4EX를 기반으로 하였다. UAM 항공기 전체 길이는 12.2 m, 너비는 12.2 m, 프로펠러 직경 2.4 m로 설계하였다. 낙뢰 초기 부착지점 예측 시뮬레이션을 위해 UAM 항공기 기체의 재료는 Fig. 2와 같이 완전 전도체(Perfect Electric Conductor)로 적용하였다[11].

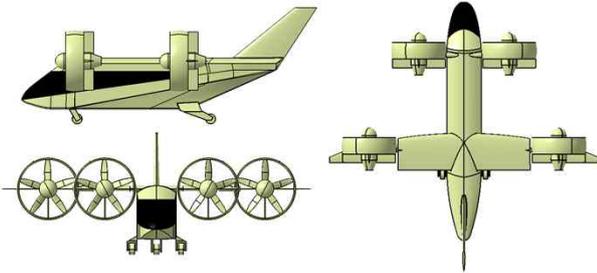


Fig. 1 Bell Nexus 4EX

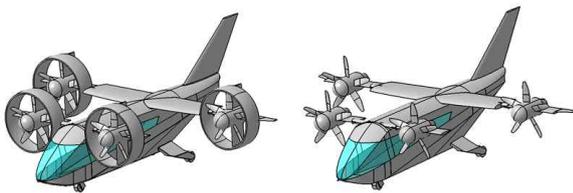


Fig. 2 Model of UAM Aircraft for Lightning Zoning Simulation

3.2 Lightning Zoning 시뮬레이션 기법

본 연구에서는 덕티드 팬 형 UAM 항공기 모델 형상의 정전위장 분포를 알아보기 위해 전자기 해석 소프트웨어인 CST Studio Suite의 Electromagnetic (EM) 모델을 사용하여 전산 시뮬레이션을 진행하였다. EM 모델은 Maxwell 방정식에 기반을 둔 가우스 법칙을 미분 형태로 풀어 해를 구한다. 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\nabla \cdot \mathbf{D} = \rho_v \quad (1)$$

\mathbf{D} 는 전기 변위장을 나타내며 단위는 C/m^2 이고 ρ_v 는 자유 전하 밀도를 나타내며 단위는 C/m^3 이다. 전기 변위장의 정의로부터 전기장과의 관계식은 다음과 같이 표현된다.

$$\mathbf{D} = \epsilon \mathbf{E} \quad (2)$$

\mathbf{E} 는 전기장을 나타내며 단위는 V/m 이고 ϵ 은 유전율을 나타낸다. 전위차와 전기장의 관계식은 다음과 같이 표현된다.

$$\mathbf{E} = -\nabla V \quad (3)$$

V 는 Electric Potential을 나타내며 단위는 V 이다. Eq. 2와 Eq. 3을 Eq. 1에 대입하여 정전위장을 계산하는 Poisson's 방정식을 다음과 같이 표현한다.

$$-\nabla \cdot (\epsilon \nabla V) = \rho_v \quad (4)$$

앞서 설명한 UAM 항공기의 비행조건에 의해 UAM 항공기는 대지방전에 노출될 가능성이 높다. 이를 묘사하기 위해 Fig. 3과 같이 CST에서 제공하는 BVP (Boundary Value Problem) 경계조건을 적용하였다. BVP 기법을 통해 UAM 항공기 상부 영역에 1×10^9 V의 Electric Potential을 가지는 뇌운과 하부 영역에 0 V의 지상 조건을 설정하여 UAM 항공기 표면에 형성되는 자유 전하 밀도 분포를 계산한다. 이를 통해 새로운 형상을 가지는 UAM 항공기의 Lightning Zoning을 예측할 수 있다.

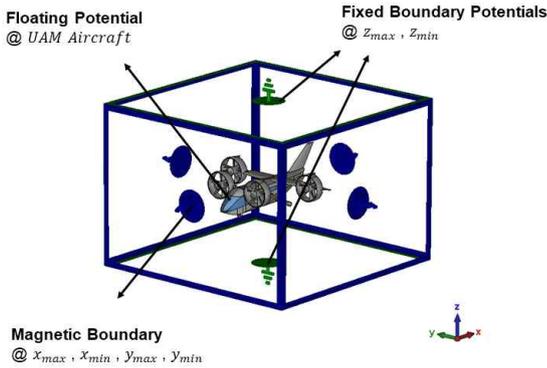


Fig. 3 Boundary Value Problem Model

3.3 Lightning Zoning 시뮬레이션 결과

UAM 항공기의 덕트 유무에 따른 Lightning Zoning 예측 시뮬레이션을 수행하였다. Nexus 4EX 모델은 Ducted Vector Thrust의 추진 시스템을 적용한 형태를 가지고 있다. Fig. 4를 통해 Nexus 4EX 모델에 형성되는 전자기장 분포가 확인된다. (a)에서 전자기장이 집중되는 지역은 덕트 상단, 꼬리날개 끝단과 랜딩기어에서 나타난다. UAM 항공기 상부에 형성된 뇌운과 가까운 덕트 상단과 꼬리날개 끝단에서 낙뢰 부착이 발생하고 랜딩기어를 통해 동체를 따라 흐르는 전류가 방출된다. (b)에서 전자기장이 집중되는 지역은 블레이드 팁, 꼬리날개 끝단과 랜딩기어에서 나타난다. 마찬가지로 UAM 항공기 상부에 형성된 뇌운과 가까운 블레이드 팁과 꼬리날개 끝단에서 낙뢰 부착이 발생하고 랜딩기어를 통해 동체를 따라 흐르는 전류가 빠져나간다. 공통적으로 꼬리날개 끝단과 랜딩기어에 정전기장이 밀집되고 덕트 유무에 따라 덕트 상단과 블레이드 팁에서 정전기장이 밀집되는 차이점이 발견된다.

4. 덕트 유무에 따른 간접 영향성 분석

4.1 간접 영향성 분석 시뮬레이션 모델

간접 영향성 분석을 위한 시뮬레이션에서 UAM 항공기의 윈드실드는 항공기 캐노피에서 사용되는 Polycarbonate로 설계하고 동체와 블레이드 및 날개는 UAM 항공기의 무게를 최소화하기 위한 복합재를 설정하였다[11]. 또한 UAM 항공기 내부에 사용되는 케이블은 미전선규격 AWG (American Wire Gauge) 18을

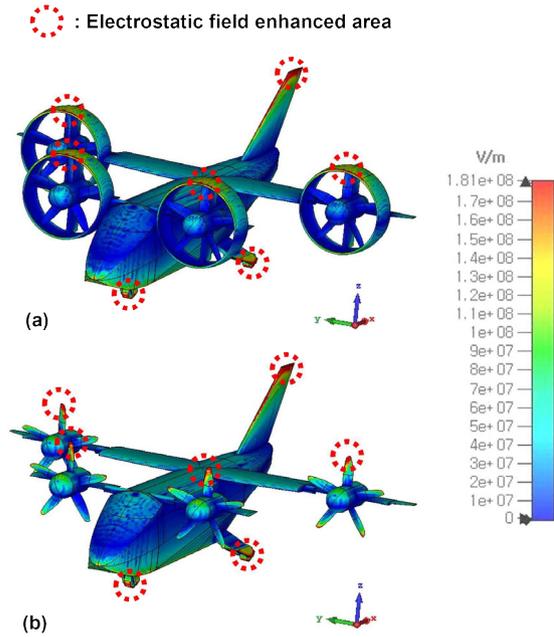


Fig. 4 Distribution of Electrostatic Field on UAM Aircraft (a) with Duct (b) without Duct

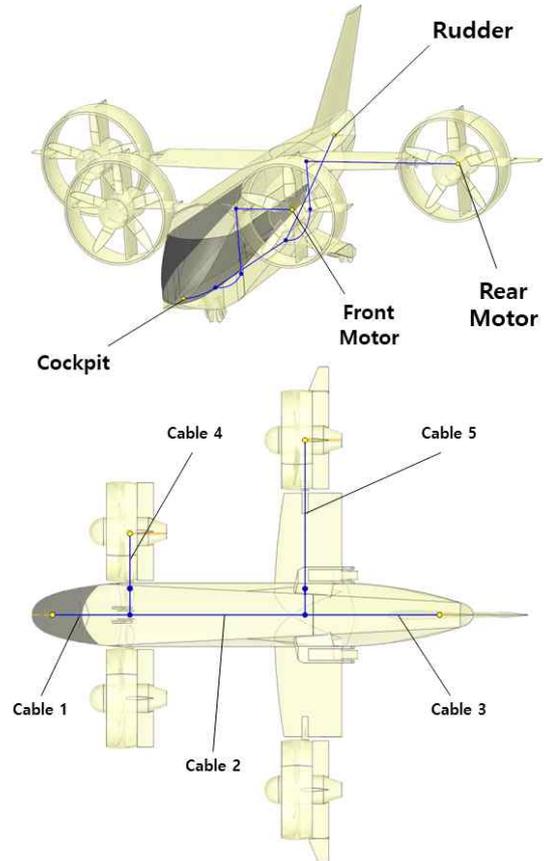
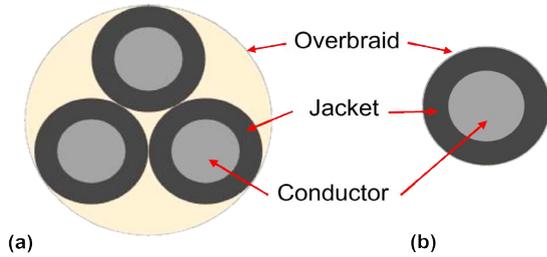


Fig. 5 Design of Cable Harness in UAM Aircraft

Table 2 Length of UAM Aircraft Cable Harnesses

	Cable 1	Cable 2	Cable 3	Cable 4	Cable 5
Length (mm)	1918	4500	3660	3621	5896

**Fig. 6** Cable Harness Cross-section at (a) Cockpit (b) Motors and Rudder

선택하여 직경 1.02 mm, 단면적 0.823 mm²인 비차폐 케이블을 설정하였다[30]. UAM 항공기 내부 케이블 하네스(Cable Harness)의 설계는 Fig. 5에서 확인할 수 있다. UAM 항공기 내부에 케이블 하네스가 Cockpit, Motor, Rudder를 잇도록 설계하였으며 각 케이블의 길이는 Table 2와 같다. UAM Nose와 Cockpit 주변으로 설계된 Cable 1은 1918 mm 길이를 가지고 케이블 끝단에 프로브를 설치하였다. Cockpit과 Rudder를 잇는 동체 아래에 위치한 Cable 2는 길이 4500 mm를 가지고 있다. Cable 3은 길이 3660 mm 이고 케이블 끝단에 Rudder 프로브를 설치하였다. Front Motor로 이어진 Cable 4는 3621 mm 길이를 가지고 Motor Hub에 해당하는 케이블 끝단에 프로브를 설치하였다. 동일하게 Rear Motor로 이어지는 Cable 5는 5896 mm 길이를 가지고 케이블 끝단에 프로브를 설치하였다. 각 케이블의 분포 방법은 Cockpit 쪽에 편중되어 있는 부분을 반영하여 실제와 가깝도록 하였다. Cockpit으로부터 각 Motor와 Rudder로 개별적으로 연결되어 있으며 각 프로브에서 케이블의 단면은 Fig. 6과 같다. (a)에서 최외곽의 Overbraid 내부에 Front Motor, Rear Motor, 그리고 Rudder와 연결된 3개의 신호선(Conductor)과 이를 감싸는 Jacket으로 이루어져 있으며 (b)는 Overbraid 내부에 Cockpit에서 연결된 하나의 신호선과 Jacket으로 이루어져 있다.

4.2 낙뢰 간접 영향성 분석 시뮬레이션 기법

EMA3D는 Curl형 Maxwell 방정식을 기반으로 하는 3차원 FDTD (Finite Difference Time Domain) 기반의 전자기장 수치해석 소프트웨어이다. 낙뢰 현상은 짧은 시간에 많은 변화가 발생하는 펄스이기 때문에 Time Domain을 사용하여 정적인 해석과 공간영역에서 시간의 흐름에 대해 해석이 가능한 FDTD방식이 가장 적합하다. 또한 공간 해석에서 E-field와 H-Field의 정보만을 교환하며 역행렬 계산이 배제되는 수치해석 기법이므로 컴퓨터 자원의 효율적인 사용이 가능하다[31]. 공간으로 퍼지는 전자기장을 나타내기 위해 EMA3D에 사용된 Maxwell 방정식의 패러데이 전자기 유도 법칙과 앙페르 법칙은 아래 Eq. 5와 Eq. 6과 같이 표현된다.

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\mu \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t} \quad (5)$$

$$\nabla \times \mathbf{H} = -\epsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t} + \sigma \mathbf{E} + \mathbf{J} \quad (6)$$

위 식의 \mathbf{E} 는 전기장(Electric Field), \mathbf{H} 는 자기장(Magnetic Field), \mathbf{J} 는 전류 밀도(Current Density), μ 는 투자율(Permeability), ϵ 는 유전율(Permittivity), σ 는 전기전도도(Conductivity)이다.

MHARNNESS는 FDTD 기반으로 다중 도체, 다중 차폐, 다중 분기 케이블 하네스 TLM (Transmission Line Method) 솔버이다. EMA3D MHARNNESS를 활용하여 항공기 표면에 흐르는 전류로 인한 항공기 내부 케이블에 미치는 영향을 확인할 수 있으며 Transmission Line Formalism Equations은 아래 Eq. 7과 Eq. 8과 같이 표현된다.

$$L \frac{\partial I}{\partial t} + RI = -\frac{\partial V}{\partial x} + \mathbf{E}_x^{ic} \quad (7)$$

$$C \frac{\partial V}{\partial t} + GV = -\frac{\partial I}{\partial x} \quad (8)$$

위 식의 I 는 케이블 전류, V 는 케이블 전압, C 는 커패시터 계수(Capacitance Coefficient), L 은 인덕터 계수(Inductance Coefficient), R 은 저항이며 G 는 전도율(Conductance Coefficient), E 는 외부전기장이다.

4.3 UAM 항공기에 대한 낙뢰 및 HIRF 인증

절차 확인

본 연구에서 UAM 항공기를 모델로 하여 낙뢰 간접 영향성은 FAA AC 20-136B에 제시된 인증 절차에 따라 시뮬레이션을 진행하였다. 적합성 인증을 받기 위해 전자장비 및 케이블에 적절한 마진이 적용되어야 한다. 마진을 계산하기 위해 전산 시뮬레이션을 통하여 실제 과도 수준을 확인해야 한다. (1)~(4) 과정을 거쳐 UAM 항공기에 적용되는 환경과 인증 단계를 설정하였다. 그리고 (5) 과정을 통해 UAM 항공기 내부 케이블에 대한 실제 과도 수준을 확인하였다[27, 28].

(1) 평가 시스템 식별

평가 대상 장비의 위치에 따른 평가 수준을 결정한다. 평가 대상 시스템으로 분류되지 않는 장비는 낙뢰 시험을 거치지 않지만, 대상으로 분류된 장비는 항공기의 안전 운항과 이착륙에 미치는 영향에 따라 가장 심각한 A에서부터 C등급까지 나뉜다. A는 식별 장비의 고장이 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에 영향을 주는 시스템이고 B와 C는 식별 장비의 고장이 항공기 또는 승무원의 능력 감소에 영향을 주는 시스템으로 분류한다. 본 연구에서 케이블 하네스의 프로브 위치를 Cockpit, Motor, Rudder로 설정하였다. 조종사가 위치해있고 주요 항공전자장비들이 밀집되어있는 Cockpit과 UAM 항공기의 주 동력원인 Motor, 그리고 수직꼬리날개에서 조종성의 주요 역할을 하는 Rudder는 낙뢰로 인해 항공기의 비행과 안전에 파국적인 영향을 끼친다. 따라서 평가 시스템 식별 단계를 A로 선택한다.

(2) UAM 항공기 낙뢰 피격 구역 설정

앞선 Lightning Zoning 시뮬레이션을 통해 UAM 항공기의 낙뢰 초기 부착지점 Zone 1A 영역을 확인할 수 있다.

(3) 각 구역에 대한 항공기 낙뢰 환경 설정

가장 심각한 수준인 Component A 파형을 (2)에서 확인한 Lightning Zoning에 부착시킨다. UAM 항공기의 좌측 덕트와 블레이드 팁에 부착 지점을 설정하고 랜딩기어를 통해 방출되도록 한다.

(4) 낙뢰 과도현상 환경 설정

전자장비 또는 케이블 시험을 진행할 때 낙뢰 과도 현상 환경을 설정한다. 항공기의 낙뢰 환경과 시험 장비의 환경을 고려하여 DO-160 Sec.22에 제시된 시험

파형과 시험 수준을 적용한다[32].

(5) ETDL 및 ATL 확인

입력 파형에 대해 UAM 항공기 내부 케이블의 실제 과도 수준(ATL)을 확인하기 위해 EAM3D 소프트웨어를 활용하여 전산 시뮬레이션을 수행한다.

(6) 적합성 확인

전산 시뮬레이션을 통해 확인한 전자장비 또는 케이블의 실제 과도 수준과 장비 과도 설계 수준을 비교하여 6 dB 이상의 설계 마진값이 적용될 수 있도록 확인한다.

HIRF 영향성은 FAA AC 20-158A에 제시된 인증 절차에 따라 시뮬레이션을 진행하였다. (1)~(3) 과정을 거쳐 UAM 항공기에 적용되는 환경과 인증 단계를 설정하였다. 그리고 (4) 과정을 통해 UAM 항공기 내부 케이블에 대한 실제 과도 수준을 확인한다[15, 16].

(1) 평가 대상 장비 식별

HIRF 환경에서 평가 대상 시스템으로 분류된 장비는 항공기의 안전 운항과 이착륙에 미치는 영향에 따라 가장 심각한 A부터 C까지 나뉜다. Cockpit, Motor, Rudder 모두 장비의 고장이 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙에 영향을 준다고 가정하여 식별 단계를 A로 선택한다.

(2) 항공기에 대한 외부 HIRF 환경 설정

FAA의 AC 20-158A에 제시된 회전익 항공기 HIRF 환경을 바탕으로 가장 가혹한 주파수 대역이 4 GHz~ 6 GHz이고 Peak Field Strength가 7200 V/m인 Planewave를 적용하였다.

(3) 장비에 대한 테스트 환경 설정

각 전자장비별 평가 시스템 식별 단계에 따라 HIRF 준수 합격/불합격 기준을 설정한다. 정상 작동 및 자동 복구의 정의는 FAR에서 제시한 Part 27.1317, Part 29.1317의 세부 내용으로 다룬다.

(4) HIRF 인증 요구조건 확인

전산 시뮬레이션을 통해 확인한 전자장비 또는 케이블의 전류가 기준보다 낮음을 보인다.

4.4 덕트 유무에 따른 낙뢰 간접 영향성 분석

시뮬레이션

정전위 시뮬레이션을 통한 낙뢰 초기 부착지점 예측 결과를 토대로 낙뢰 피격모델을 수립하였다. 덕트 유무

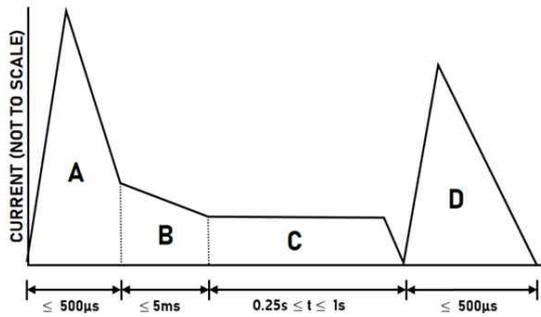


Fig. 7 Idealized Standard Current Component

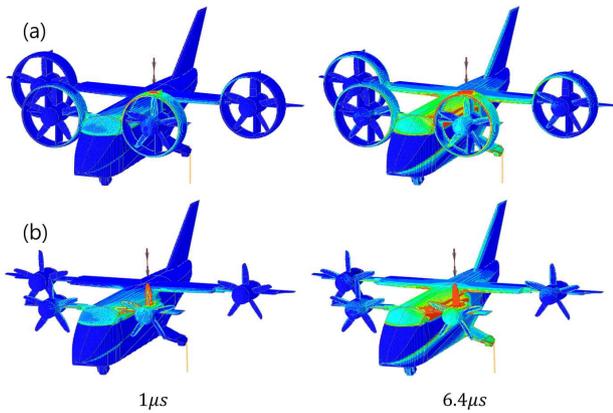


Fig. 8 Comparison of Surface Current on UAM Aircraft

의 전자기장 영향성을 분석하기 위해 낙뢰 부착지점은 덕트가 있는 UAM 항공기는 좌측 덕트 상단부로 설정하고 덕트가 없는 UAM 항공기는 좌측 블레이드 팁으로 설정하였다. SAE ARP 5412B는 항공기 낙뢰 모사를 위한 과형들을 제시하였다. Fig. 7과 같이 주요 표준낙뢰 전류 과형은 A, B, C, D가 있고 항공기의 낙뢰 피격 환경에 따라 낙뢰 과형을 조합하여 사용할 수 있다. 본 연구에서는 표준 낙뢰 전류 과형 중 Component A 과형을 적용하였으며 6.4 μs에서 최대 전류인 200 kA에 도달한다. 이는 UAM 항공기의 낙뢰 초기 부착지점에서 발생하는 가장 극한의 상황을 가정하는 것이다. 낙뢰가 부착된 시점부터 낙뢰로 인한 전류가 대기 중으로 방출될 때까지 UAM 항공기 표면에 흐르는 전류 분포를 가시화하였고, Cockpit, Motor, Rudder에 위치한 프로브를 통해 낙뢰 피격 시 시간에 따른 케이블 하네스에 흐르는 유도 전류값을 확인하였다. Component A 과형이 UAM 항공기로 인가되는 순간과 최대 전류에 도달하는 6.4 μs에서의 표면 전류 분포는

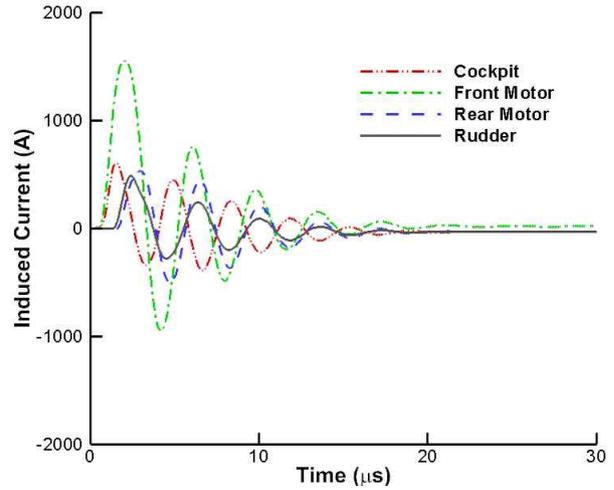


Fig. 9 Comparison of Induced Current on Cable with Duct UAM Aircraft in Lightning

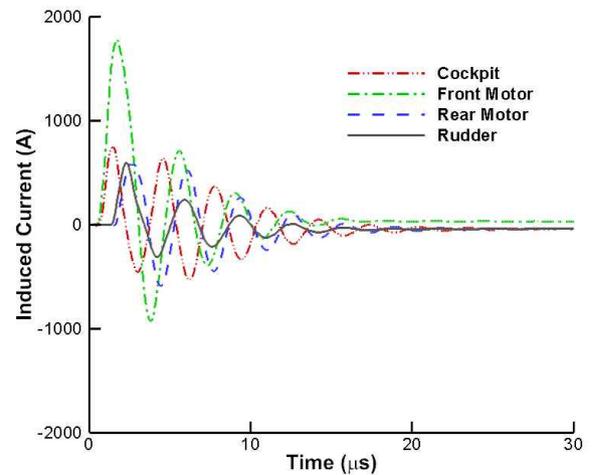


Fig. 10 Comparison of Induced Current on Cable without Duct UAM Aircraft in Lightning

Fig. 8에서 확인된다. 두 경우 모두 낙뢰 부착지점 주변에서 가장 높은 전류값을 가지고 동체 전체로 전류가 퍼진 후 마지막으로 랜딩기어를 통해 전류가 방출되는 것을 확인하였다. 덕트로 블레이드가 보호되어 있을 때 케이블 하네스에 유도되는 전류값은 Fig. 9에서 확인할 수 있다. Cockpit에서 최대 전류값 604 A, Front Motor에서 최대 전류값 1551 A, Rear Motor에서 최대 전류값 532 A, 그리고 Rudder에서 최대 전류값 489 A로 측정되었다. 낙뢰 부착지점인 Front Motor에서 가장 큰 전류값이 측정되었고 가장 멀리 떨어진 Rudder에서 전류값이 낮게 나타났다. 덕트가 없이 블레이드가

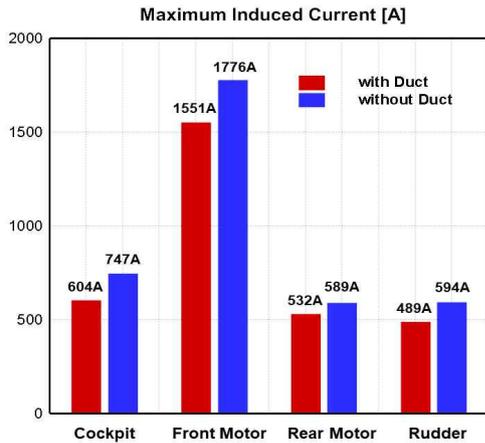


Fig. 11 Maximum Induced Current on Cable in Lightning

노출되어있을 때 케이블 하네스에 유도되는 전류값은 Fig. 10에서 확인할 수 있다. Cockpit에서 최대 전류값 747 A, Front Motor에서 최대 전류값 1776 A, Rear Motor에서 최대 전류값 589 A, 그리고 Rudder에서 최대 전류값 594 A으로 측정되었다. 각 프로브에서 발생한 유도 전류의 최대값을 그래프로 나타내면 Fig. 11과 같다. 덕트 유무에 따른 유도 전류값을 비교하면 약 12%~19%의 전류값 감소가 나타났으며 덕트에 의한 전자기장 차폐 효과를 확인하였다.

4.5 덕트 유무에 따른 HIRF Effects 시뮬레이션

UAM 항공기는 회전익 항공기와 유사한 비행 경로를 가지고 있다. UAM 항공기는 여러 방향에서의 Planewave를 경험할 수 있지만 본 연구에서는 UAM 항공기의 측면과 정면에서 입사되는 Planewave를 설정하였다. HIRF 시뮬레이션에는 Table 3에서 확인할 수 있는 SAE ARP 5583A에 제시된 회전익 항공기가 경험하는 HIRF 환경 중 가장 열악한 Field Strength가 7200 V/m로 최대에 해당하는 4~6 GHz 주파수 대역을 적용하였다[15, 16]. 낙뢰 간접 영향성 시뮬레이션과 동일하게 UAM 항공기 내부에 케이블 하네스를 설계하였고 Planewave에 의해 UAM 항공기 표면에 흐르는 전류 분포와 케이블 하네스에 유도되는 유도전류값을 확인하였다. 그리고 UAM 항공기 주변으로 형성되는 전자기장의 변화를 확인하였다. 덕트가 있는 UAM 항공기의 케이블 하네스에 유도되는 전류값은

Table 3 HIRF Environment of UAM Aircraft Simulation

Frequency	Field Strength (V/m)	
	Peak	Average
10 kHz ~ 100 kHz	150	150
100 kHz ~ 400 MHz	200	200
400 MHz ~ 700MHz	730	200
700 MHz ~ 1 GHz	1,400	240
1 GHz ~ 2 GHz	5,000	250
2 GHz ~ 4 GHz	6,000	490
4 GHz ~ 6 GHz	7,200	400
6 GHz ~ 8 GHz	1,100	170
8 GHz ~ 12 GHz	5,000	330
12 GHz ~ 18 GHz	2,000	330
18 GHz ~ 40 GHz	1,000	420

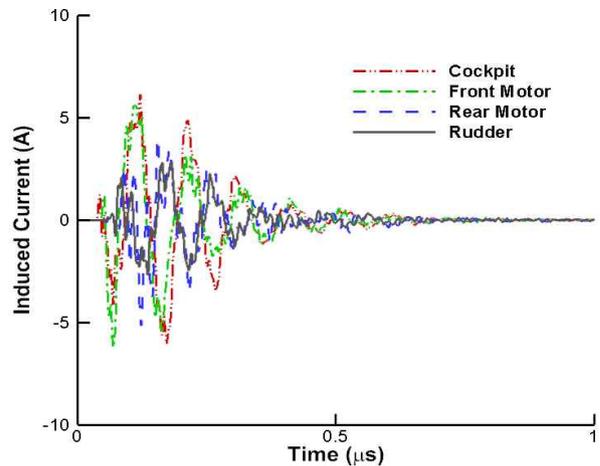


Fig. 12 Comparison of Induced Current on Cable with Duct UAM Aircraft in HIRF

Fig. 12에서 확인할 수 있다. Cockpit에서 최대 전류값 6.1 A, Front Motor에서 최대 전류값 6.3 A, Rear Motor에서 최대 전류값 5.2 A, 그리고 Rudder에서 최대 전류값 2.8 A로 측정되었다. HIRF가 기체 표면으로 입사할 때 표면으로부터 프로브까지의 거리가 가까운 Cockpit, Front Motor, Rear Motor에서 큰 전류값이 측정되었고 기체 표면에서 가장 멀리 떨어진 Rudder에서 전류값이 낮게 나타났다. 덕트가 없는 UAM 항공기의 케이블 하네스에 유도되는 전류값은 Fig. 13에서 확인된다. Cockpit에서 최대 전류값 6.9 A, Front Motor

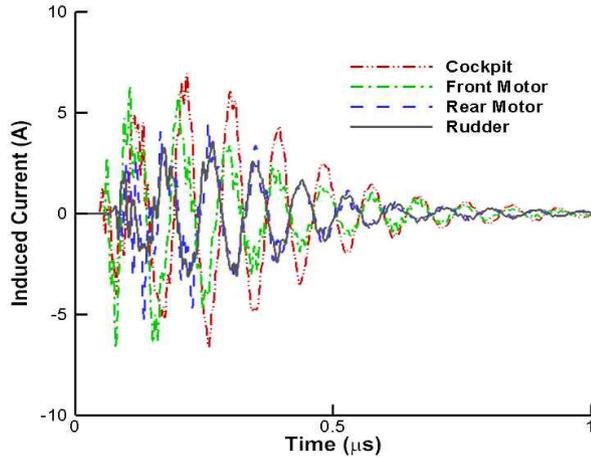


Fig. 13 Comparison of Induced Current on Cable without Duct UAM aircraft in HIRF

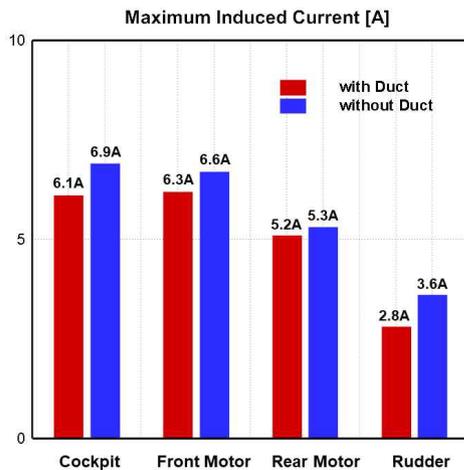


Fig. 14 Maximum Induced Current on Cable in HIRF

에서 최대 전류값 6.6 A, Rear Motor에서 최대 전류값 5.3 A, 그리고 Rudder에서 최대 전류값 3.6 A로 측정되었다. 각 프로브에서 발생한 유도 전류의 최대값을 그래프로 나타내면 Fig. 14와 같다. 덕트 유무에 따른 유도 전류값을 비교하면 프로브 위치에 따라 약 2~22%의 전류값 감소가 나타났으며 HIRF 환경에서도 덕트에 의한 전자기장 차폐 효과를 확인하였다.

5. 결 론

3차원 공역을 활용한 항공 교통에 있어 가장 중요한

것은 무엇보다 ‘안전’이다. 사람이 탑승하는 유인운송수단으로써 발전된 기술이 적용되고 수시로 정비를 받는 항공기라 할지라도 공역에서는 다양한 변수에 의해 인명 사고가 발생할 수 있기 때문이다. 더욱이 도심에서 운항해야 하는 UAM 항공기 특성상 큰 사고로 이어질 가능성이 크기 때문에 더욱 엄격한 기준이 요구될 것이다. 본 연구에서는 미국 Bell사에서 개발 중인 Ducted Vector Thrust형의 UAM을 대상으로 SAE ARP 인증 문헌에 근거하여 낙뢰 및 HIRF 환경에서 안정성 입증 을 위한 전산 시뮬레이션을 진행하였다. Bell사의 Nexus 4EX 모델에서 덕트 유무에 따른 낙뢰 부착지점 예측과 낙뢰 부착으로 UAM 항공기 내부 케이블에 유도되는 전류를 분석하였다. Lightning Zoning을 확인하여 덕트가 부착됨에 따라 블레이드로의 직접적인 낙뢰 피격을 막아주는 것을 확인하였다. 내부 케이블 하네스를 설계하여 케이블에서 유도 전류는 덕트로 인한 감소가 나타나는 것을 확인하였다. 낙뢰가 직접 부착된 경우와 HIRF 환경의 경우 모두 덕트로 인해 유도 전류가 약 10% 이상 감소하였다. 본 연구를 바탕으로 Multicopter, Lift Cruise 추진방식에 따른 다양한 형상에 대한 UAM 항공기의 Lightning zoning을 분석하고 다른 낙뢰 부착 지점에 대한 항공기 내부 케이블의 영향성 분석 연구가 활발히 진행되어야 할 필요가 있다. 항공기 내부 통신 주파수인 VHF 대역, LTE 2.5~2.6 GHz 대역 등과 항공기 계기 영상 정보를 전송하는 주파수인 LF 대역 이하의 영역에서 커플링 영향성과 HIRF의 위험성을 분석하는 연구를 진행할 계획이다. 본 연구를 통해서 UAM 항공기의 낙뢰 보호구역 설정하고 케이블의 ATL 값을 확인하여 그에 따라 UAM 항공기에 사용되는 케이블의 종류와 차폐 유무를 선정 및 낙뢰 보호시스템을 설계하는데 기여할 수 있을 것으로 예상된다. 앞으로 UAM 항공기 시장에서의 세계적인 경쟁력을 갖추기 위해 낙뢰 및 HIRF로부터의 안정성 확보에 대한 후속 연구가 수행되어야 할 것이다.

후 기

이 논문은 국토교통부와 국토교통과학기술진흥원 및 항공안전기술원의 민수헬기인증개발사업과제(21CHTR-C128889-05)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- [1] C. J. Hwang, "Status and challenges of urban air mobility development." *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 16, no. 1, pp. 33-41, Jul. 2018.
- [2] Y. Jun, K. R. Oh, J. Lee, and K. H. Chung, "Urban air mobility trend," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 18, no. 1, pp. 37-48, Jul. 2020.
- [3] M. Ryu, L. Cho, and J. Cho, "The effect of tip clearance on performance of a counter-rotating ducted fan in a VTOL UAV," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 60, no. 1, pp. 1-9, May. 2017.
- [4] Y. Deng, "Experimental investigation on ground effect of ducted fan system for VTOL UAV." *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, pp. 1602-1609, Oct. 2018.
- [5] W. Y. Kim, S. Senguttuvan, and S. M. Kim. "Effect of rotor spacing and duct diffusion angle on the aerodynamic performances of a counter-rotating ducted fan in hover mode." *Processes*, vol. 8, no. 11, p. 1338, Oct. 2020.
- [6] K. H. Chung, H. J. Kang, H. D. Kim, and C. J. Hwang, "Study on aeroacoustic analysis and noise reduction of the ducted fan for the helicopter tail fan," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 3, no. 1, pp. 45-55, Jul. 2004.
- [7] EASA, "MOC SC-VTOL-01: Proposed means of compliance with the special condition VTOL," May. 2020.
- [8] J. B. O'Loughlin, and S. R. Skinner "General aviation lightning strike report and protection level study," *Office of Aviation Research, Federal Aviation Administration*, Aug. 2004.
- [9] 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 & Space Sciences*, vol. 44, no. 12, pp. 1071-1086, Dec. 2016.
- [10] S. W. Park, Y. G. Kim, Y. S. Kang, and R. S. Myong, "Analysis of effects of lightning on PAV using computational simulation and a proposal to establish certification guidance." *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 13, no. 6, pp. 60-69, Dec. 2019.
- [11] Y. G. Kim, H. Jo, J. H. Jo, S. W. Park, and R. S. Myong, "Investigation of effects of lightning and icing on an e-VTOL UAM aircraft and a proposal for certification guidance," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 15, no. 3, pp. 45-56, Jun. 2021.
- [12] J. H. Jo, Y. G. Kim, S. W. Park, and R. S. Myong, "A study of certification of lightning indirect effects on cable harness in personal air vehicles." *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 49, no. 3, pp. 251-262, Mar. 2021.
- [13] H. J. Jang, T. S. Song, and O. S. Jo, "Technological trends for testing and evaluation of extreme electromagnetic environment in aviation," *The Institute of Electronics and Information Engineers*, vol. 44, no. 10, pp. 47-53, Oct. 2017.
- [14] S. Y. Kim, "Aircraft EMC technology trends," *Korea Electromagnetic Engineering Society*, vol. 31, no. 1, pp. 60-71, Jan. 2020.
- [15] FAA, "AC 20-158A: The certification of aircraft electrical and electronic systems for operation in the high-intensity radiated fields (HIRF) environment," May. 2014.
- [16] SAE International, "SAE ARP 5583A: Guide to certification of aircraft in a high-intensity radiated field (HIRF) environment," Jun. 2010.
- [17] J. A. Stallins, and L. S. Rose, "Urban lightning: current research, methods, and the geographical perspective." *Geography Compass*, vol. 2, no. 3, pp. 620-639, May. 2008.
- [18] F. Moupfouma, "Aircraft structure paint thickness and lightning swept stroke damages." *SAE International Journal of Aerospace*, vol. 6, pp. 392-398, Sep. 2013.

- [19] Y. G. Kim, J. H. Jo, D. H. Kim, H. Lee, and R. S. Myong, "Effects of lightning on UAM aircraft: Complex zoning and direct effects on composite prop-rotor blade," *Aerospace Science and Technology*, vol. 124, 107560, May. 2022.
- [20] S. H. Han, "Quality certification of avionics components in HIRF environment," *The Institute of Electronics and Information Engineers*, vol. 29, no. 11, pp. 99-107, Nov. 2002.
- [21] J. Jung, S. Yoo, and B. Yi. "Study on aircraft HIRF protection design and certification process." *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 7, no. 2, pp. 47-54, Jun. 2013.
- [22] M. Apra, M. D'Amore, K. Gigliotti, M. S. Sarto, and V. Volpi, "Lightning indirect effects certification of a transport aircraft by numerical simulation." *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, vol. 50, no. 3, pp. 513-523, Aug. 2008.
- [23] M. Zhang, and Z. Huang. "Transient current burst analysis induced in cable harness due to direct lightning strike on aircraft." *2010 Asia-Pacific International Symposium on Electromagnetic Compatibility*, IEEE, pp. 1197-1200, Apr. 2010.
- [24] L. Huang, C. Gao, F. Guo, and C. Sun, "Lightning indirect effects on helicopter: numerical simulation and experiment validation." *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, vol. 59, no. 4, pp. 1171-1179, Aug. 2017.
- [25] G. G. Gutierrez, J. Alvarez, E. Pascual-Gil, M. Bandinelli, R. Guidi, V. Martorelli, and S. G. Garcia, "HIRF virtual testing on the C-295 aircraft: On the application of a pass/fail criterion and the FSV method." *IEEE transactions on electromagnetic compatibility*, vol. 56, no. 4, pp. 854-863, Aug. 2014.
- [26] G. G. Gutierrez, T. McDonald, C. R. Panos, R. M. Castejon, H. Tavares, H. G. Perez, and E. Pascual-Gil, "Predictive capacity of FDTD method embedding MTLN technique for lightning and HIRF threats." *Progress In Electromagnetics Research C*, vol. 107, pp. 33-47, Nov. 2021.
- [27] FAA, "AC 20-136B: Aircraft electrical and electronic system lightning protection certification," Sep. 2011
- [28] SAE International, "SAE ARP 5415B: User's manual for certification of aircraft electrical/electronic systems for the indirect effects of lightning," Mar. 2020.
- [29] SAE International, "SAE ARP 5414B: Aircraft lightning zone," Dec. 2018.
- [30] Technical Handbook & Catalog, *Standard wire & cable*, 2006.
- [31] H. G. Jeong, S. H. Ji, D. E. Lee, and D. Y. Jang, "A study on electromagnetic wave numerical analysis software," *The Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, vol. 28, no. 6, pp. 48-58, Nov. 2017.
- [32] Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) DO-160G, "Environmental conditions and test procedures for airborne equipment section 22-lightning induced transient susceptibility," Dec. 2010.