

e-VTOL UAM 항공기의 낙뢰 및 결빙 영향성 분석 및 인증기술에 관한 연구

김윤곤¹ · 조현승¹ · 조재현¹ · 박세웅¹ · 명노신^{1,†}¹경상대학교 기계항공공학부

Investigation of Effects of Lightning and Icing on an e-VTOL UAM Aircraft and a Proposal for Certification Guidance

Yun-Gon Kim¹, Hyeonseung Jo¹, Jae-Hyeon Jo¹, Se-Woong Park¹, Rho-Shin Myong^{1,†}¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

Abstract

Demand for UAM (Urban Air Mobility) aircraft is rapidly increasing in countries around the world due to the problem of traffic congestion in urban areas. Through research and development, various e-VTOL aircraft concepts are being prepared for commercialization, for which airworthiness certification is required, since it is a manned transportation mode for people to board. Factors that pose a fatal threat to the safe operation of UAM aircraft include lightning strikes that can cause damage to structures and disturb the navigation system, as well as icing that impairs flight stability. Since the current UAM aircraft-related lightning and icing certification technology development is insufficient, there is need to develop appropriate airworthiness certification guidelines. In this study, after analyzing the laws and regulations related to aircraft by the FAA and the EASA, we tried to incorporate the lightning and icing certification guidelines for the UAM aircraft. We also analyzed the effects of lightning and icing on UAM aircraft using computational simulation, and presented the basis for establishing practical guidelines for the certification of UAM aircraft to be adopted in the future.

초 록

세계 각국은 도심지역 교통체증으로 인해 UAM (Urban Air Mobility) 항공기에 대한 수요가 급부상하고 있다. 전기추진 수직이착륙기(e-VTOL) 개념의 다양한 항공기가 연구개발을 통해 상용화 준비 중이며, 사람이 탑승하는 유인운송수단이므로 감항인증이 요구된다. UAM 항공기의 안전 운항에 치명적인 위협을 가하는 요소는 구조물 손상과 항법 장치 교란을 유발하는 낙뢰와 비행 안정성을 저해하는 결빙이다. 현재 UAM 항공기 관련 낙뢰 및 결빙 인증기술 개발이 미비한 실정이므로, 적절한 감항인증 지침을 개발할 필요가 있다. 본 연구에서 미연방항공청(FAA), 유럽항공안전청(EASA)의 항공기 관련 법령 및 규정을 분석한 후, 낙뢰 및 결빙 인증지침을 UAM 항공기에 적용하고자 하였다. UAM 항공기에 대한 낙뢰 및 결빙의 영향성을 전산 시뮬레이션을 통해 분석하였고, 향후 운용될 UAM 항공기의 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 제시하였다.

Key Words : Urban Air Mobility(도심항공교통), e-VTOL(전기추진 수직이착륙기), Airworthiness Certification(감항인증), Lightning Strike(낙뢰 피격), Droplet Impingement(액적 충돌)

1. 서 론

세계 각국은 도심지역 자동차 대수의 증가로 지상 교통체증과 환경오염이라는 심각한 사회 문제에 직면하고 있다. 이에 대한 해결방안으로 자유로운 이동성을 보장하며, 친환경적인 새로운 교통수단에 대한 수요가

증가하고 있다. 이를 위해 세계 여러 기업에서는 3차원 공역을 활용한 UAM (Urban Air Mobility) 항공기를 통하여 문제를 해결하려는 시도가 이뤄지고 있다 [1]. UAM 항공기란 도심 내외를 저고도로 비행하여 승객 등을 실어 나르는 중단거리 소형 운송 체계이다. e-VTOL UAM 항공기는 국내외로 많은 관심을 받고 있는 미래의 모빌리티이다. 해외의 경우 e-VTOL 개념의 다양한 항공기가 연구개발을 통해 상용화 준비 중이며, 2022년에서 2025년에 실용화 서비스를 예정으로 개발에 박차를 가하고 있다. 국내의 경우, 한국항공우주연구원에서 1~2인승 유무인 겸용 자율비행 개인용 항공기(OPPAV)를 개발 중이며, 항공안전기술원과 협력하여 운용 시스템인 UTM (Unmanned Aircraft System Traffic Management)을 개발하고 있다. 한화시스템은 2025년 상용화 예정인 UAM 항공기 'Butterfly'를 공개하였으며, 현대자동차는 5인승 UAM 항공기인 'S-A1'을 미국 라스베이거스에서 선보였다. 'S-A1'은 2028년에 상용화를 목표로 개발을 진행하고 있다[2].

UAM 항공기는 도심에서 운항하므로 큰 사고로 이어질 가능성이 있으며, 사람이 탑승하는 유인 운송수단이므로 감항인증이 요구된다[3]. 본 연구의 e-VTOL 개념 UAM 항공기는 미래도심형 운송수단으로써 저공 및 저속비행 특성을 갖는 것으로 가정하였다. 그러한 측면에서 회전익 항공기와 유사한 비행특성을 갖는 UAM 항공기의 운항 환경에서 치명적인 위협을 가하는 요소는 구조물 손상과 항법 장치 교란을 유발하는 낙뢰와 비행 안정성을 저해하는 결빙이다[4, 5]. 특히 본 연구에서 설계한 UAM 항공기는 창과 문의 구성비율에 있어 동체에서 윈드실드가 차지하는 비율이 높은 형상이기 때문에 전자기 차폐에 취약하다[6]. 또한, 기체 중량 감소에 필요한 복합재 사용 비중증가, 도심 소음문제 해결을 위한 전기동력 모터 사용, 디지털화에 따른 전자장비 사용 비중의 점진적인 증가는 낙뢰 피격과 결빙 증식에 치명적인 요소로 작용할 수 있다[7]. 하지만 현재 UAM 항공기 기술이 빠르게 발전하고 있음에도 불구하고 이를 위한 인증체계는 미비한 실정이다. 따라서 UAM 항공기 관련 낙뢰 및 결빙 감항인증 지침 확립의 중요성이 대두되고 있다.

본 연구에서는 연구대상 UAM 항공기의 특성이 회전

익 항공기와 유사함을 고려하여 대표 감항당국인 미연방항공청(FAA), 유럽항공안전청(EASA)에서 관리 감독하는 항공기 낙뢰 결빙 관련 법령 및 규정을 분석하였다. 인증지침 분석 및 적용과 전산 시뮬레이션을 이용한 검증을 통해 UAM 항공기 낙뢰 및 결빙 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 마련하고자 한다.

2. 항공기 낙뢰 및 결빙 인증 문헌 조사

2.1 항공기 낙뢰 영향성 및 사고 사례

항공기가 경험하는 다양한 환경 중 낙뢰는 강한 전류와 전압을 유입시켜 고온의 열과 자기장을 발생시키므로 항공기 안전성에 큰 위협이 된다[8]. 항공기에 대한 낙뢰의 영향성은 직/간접으로 분류할 수 있다[9].

첫째, 낙뢰 직접 영향성이란 항공기에 대한 낙뢰의 직접적인 부착 및 낙뢰 전류의 전도로 인해 항공기와 장비에 미치는 모든 물리적인 영향이 이에 해당된다. 물리적 손상에는 장비 표면과 구조물의 유전체 천공, 폭발 충격, 휨, 용융, 기화 및 연소 등의 현상뿐만 아니라 기체구조 연결 부위에서 발생하는 아크를 포함한다. 이외에 항공기 승무원에게 가해진 충격과 심판에 의한 실명에 관한 부분도 포함된다.

둘째, 낙뢰 간접 영향성이란 항공기 낙뢰 피격 시 형성되는 전자기장에 의해 항공기 구조와 전기 회로 및 구성요소에 유도전류가 발생하여 전기 장비의 고장 또는 손상을 초래하는 간접적인 영향이 이에 해당된다. 아래 Fig. 1은 회전익 항공기 낙뢰 피격에 따른 직접 영향성에 의해 발생한 대표적인 사고사례이다[10].



Fig. 1 Lightning strike accident (Sikorsky S-76A+).

2002년 7월 발생한 Sikorsky Helicopter “G-BJVX” 추락사고로서, Fig. 1과 같이 Helicopter의 Main Rotor Blade 부위의 낙뢰 피격 사고 수리 후, 비행 중 낙뢰 피격 부위의 미세 열응력 부식에 의한 급격한 피로 파괴로 인해 Main Rotor Blade가 파손되어 추락하였고, 8명이 사망하는 인명피해를 발생시켰다.

이를 통해 낙뢰 피격의 위험성과 낙뢰 관련 인증지침의 중요성이 인식되었다. 특히 UAM 항공기의 경우 회전익 항공기와 마찬가지로 저공 및 저속 비행특성으로 인해 Cloud-to-ground 등의 다양한 낙뢰 환경에 노출될 가능성이 크고, 전기동력 모터 사용, 전자식 추진 제어시스템 장착, 항법 및 계기 디지털화와 함께 수많은 전자장비가 탑재됨에 따라 낙뢰는 UAM 항공기 안전성 인증에 많은 비중을 차지하게 될 것이다.

2.2 항공기 결빙 영향성 및 사고 사례

항공기가 경험하는 다양한 환경 중 결빙은 양력 감소 및 엔진 고장을 유발하므로 항공기 안전성에 큰 위협이 된다. 특히 비행 중 결빙에 의해 갑작스러운 항공기 성능 감소가 발생하는데, 이는 크게 두 가지로 분류할 수 있다[11, 12].

첫째, 결빙에 의한 항공기 외부 형상 변화로 인해 최대 양력 및 실속각 감소, 항력 증가로 인해 제어성능이 감소한다. 회전익 항공기가 결빙 조건에 노출되면 메인 로터 등에 과냉각 수적 혹은 구름 입자의 충돌로 인한 결빙이 발생할 수 있다. 이러한 결빙 현상은 메인 로터 등의 공기 흐름을 흐트러뜨리며, 항력 증가 및 양력 감소로 회전익 항공기의 균형을 무너트려 심한 진동을 발생시키고, 제어를 방해하여 치명적인 결과를 불러올 수 있다.

둘째, 엔진 유입구의 결빙 증식으로 인해 엔진 성능 저하를 유도할 수 있다. 엔진의 흡기구에 결빙이 생기면 엔진 내부 연소에 필요한 공기의 공급을 차단하고, 순간적으로 결빙 덩어리가 엔진의 연소실로 유입되어 엔진 출력을 손실시켜 제어성능이 저하된다. 정압계와 안테나에 일어난 결빙은 그 계기의 기능 저하와 오작동을 유발한다.

Figure 2는 회전익 항공기의 결빙으로 인해 발생한 대표적인 사고 사례이다[13]. 2012년 1월 17일에 발생한 Eurocopter AS 350 B3 사고로서, 사고 보고서

에 따르면 축적된 눈이나 얼음 또는 둘 모두가 엔진에 유입되어 축 방향 압축기 블레이드의 손상과 엔진의 정지로 이어져 사고가 발생했다고 결론지었다.



Fig. 2 Icing-related accident (Eurocopter AS-350 B3).

이러한 사고는 항공기 결빙의 위험성과 관련 인증지침의 중요성을 인식시켜 준다. 특히 UAM 항공기의 경우 회전익 항공기와 마찬가지로 저속 비행특성을 가지므로 결빙이 발생할 환경에 빈번하게 노출될 수 있다. 이는 UAM 항공기의 결빙 환경 기준이 안전성 인증에 높은 비중을 가지는 것을 의미한다.

2.3 회전익 항공기 낙뢰 적합성 입증절차

항공안전법에 따라 항공기 운항을 위해 인증은 필수 요소이다. 항공기 인증의 방법은 감항당국에서 제시한 안전요건(감항기준)에 대한 적합성을 승인받는 것이다. 대표적으로 FAA에서 인정한 FAR (Federal Aviation Regulations)와 AC (Advisory Circular)의 기준을 따른다. 또한, SAE International에서 제시하는 SAE ARP (Aerospace Recommended Practice)에 기술된 낙뢰환경과 구역, 시험 등을 통하여 낙뢰의 영향성에 대한 인증을 진행할 수 있다. SAE ARP 5577 및 AC 20-136B에 따르면 낙뢰 직/간접 영향성에 대한 정의를 기술하는 동시에 낙뢰 직/간접 영향성에 대한 적합성 입증절차를 아래와 같이 제시하였다[9, 14].

- 낙뢰 직접 영향성에 대한 적합성 입증절차

- (1) 낙뢰 피격구역 설정(Lightning Zoning)
- (2) 낙뢰 피격구역 관련 환경 확립
- (3) 낙뢰 안전성 범주 결정 및 낙뢰 위험 평가 수행
- (4) 수용 기준에 따른 보호 설계
- (5) 유사성 확인 및 규정 준수 여부 확인

- (6) 시정 조치 필요 유무 판단
- (7) 유지 보수 요구사항 조사 및 평가
 - 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성 입증절차
 - (1) 평가 대상 장비 식별
 - (2) 항공기에 대한 낙뢰 피격구역 설정
 - (3) 각 구역에 대한 항공기 낙뢰 환경 설정
 - (4) 낙뢰 과도현상 환경 설정
 - (5) ETDL (Equipment Transient Design Levels) 및 ATL (Actual Transient Levels) 확인
 - (6) 적합성 확인
 - (7) 설계변경 및 시정조치(필요시)

낙뢰 적합성 입증절차에는 크게 Environment (환경), Zoning (구역), Testing (시험) 3가지로 분류된다. 이들 사이에는 상관관계가 존재하며 서로 영향을 미치는 부분을 아래 Fig. 3, SAE ARP 5577에서 제시하였다.

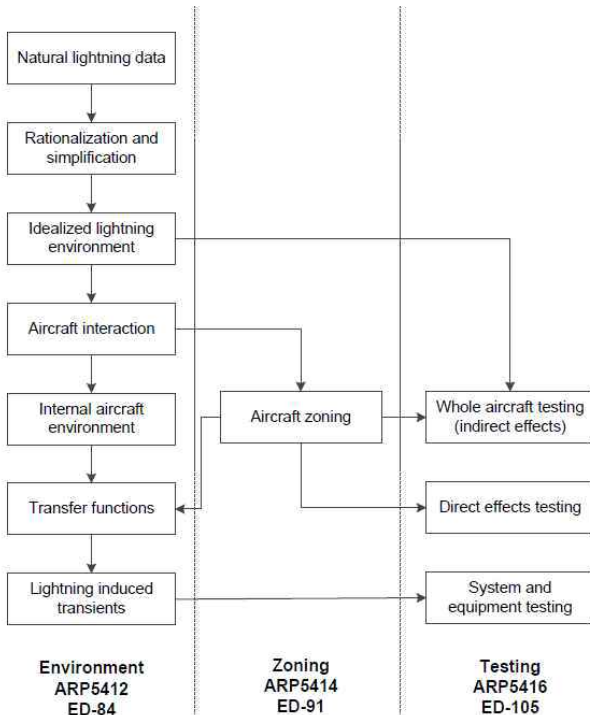


Fig. 3 Relationship between aircraft environment, zoning, and testing.

2.4 회전익 항공기 결빙 적합성 입증절차

결빙 조건하 UAM 항공기 운항을 위해서는 결빙에 대한 감항인증이 요구된다. 이러한 비행 중 결빙에 의한 총괄적인 항공기의 안전성 입증을 위한 FAA의 FAR 29 Appendix C 결빙 조건은 회전익기 및 고정익기 결빙 인증에 오랫동안 사용된 것이나, 고도 10,000ft 이하에서 운용되는 UAM 항공기 결빙 인증에 사용하는 것은 엄격한 측면이 있다[15]. 이에 FAA는 FAR 29 Appendix C 결빙 조건의 변형으로 고도 10,000ft 이하에서 운용되는 회전익기에 적용 가능한 고도 제한 결빙 조건을 권고회람 AC 29-2C에 제시하였다[16]. UAM 항공기 결빙 인증 관점에서는 FAR 29 Appendix C 결빙 조건보다는 Fig. 4, 5와 같이 AC 29-2C의 고도 제한 결빙 조건을 고려하는 것이 유용하다. 즉, 결빙 조건에 노출 시 최대 30분간 비행 가능함을 실험 및 수치해석 등을 통해 보여주어야 함을 의미한다. 또한, 결빙에 의한 항공기 사고를 예방하기 위해 Anti-/De-Icing 시스템을 항공기 설계 단계에서 필수적으로 고려해야 한다.

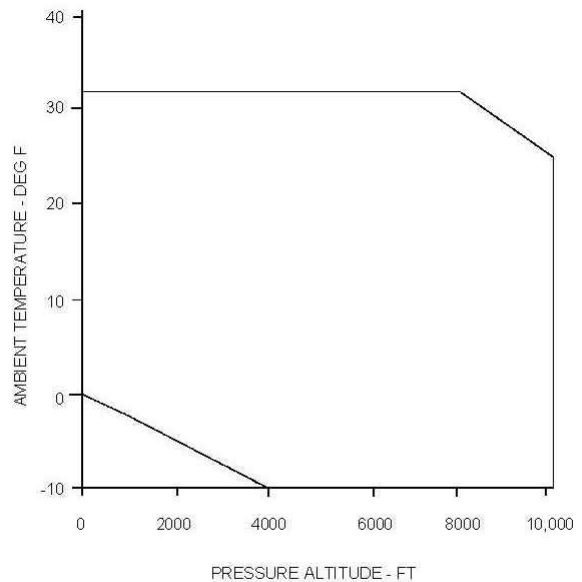


Fig. 4 Temperature vs altitude limits in continuous maximum (stratiform cloud) icing condition.

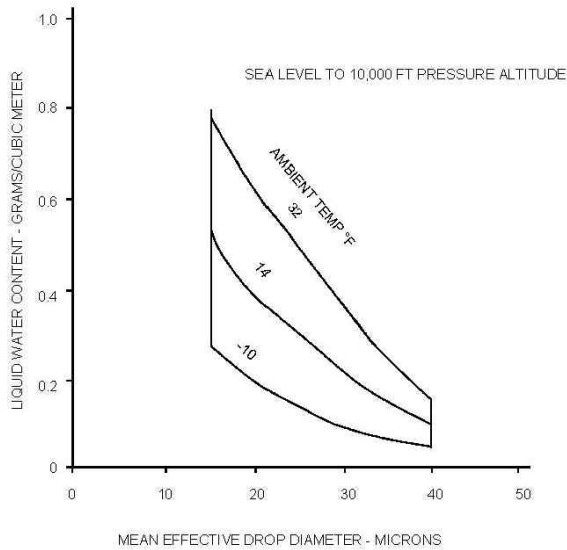


Fig. 5 LWC (liquid water content) vs MVD (median volume diameter) limits in continuous maximum (stratiform cloud) icing condition.

3. 전산 시뮬레이션

3.1 시뮬레이션 유효성

SAE ARP 5415A에 따르면, 현대 항공우주산업에서 시스템 설치, 기체 설계 및 감항인증에 요구되는 신뢰도는 시뮬레이션과 같은 분석적 방법을 사용하지 않고서는 쉽게 달성할 수 없는 수준에 도달하였다. 항공기 인증 영역에서 분석적 기법에 기반한 전산 시뮬레이션의 역할이 대두되고 있으며, 충분히 입증된 경험적 데이터에 기반한 시뮬레이션은 그 유효성을 인정받을 수 있다고 기술되어 있다[17]. 또한, AC 21-40A에 따르면 해석 결과는 Substantiating Data (적합성 실증 데이터)로써 승인을 위한 적합성 입증의 자료에 포함되며, 해석기법에는 공인된 계산식, 컴퓨터 알고리즘, 컴퓨터 모델링/시뮬레이션 및 구조화된 안정성 평가기법 등을 포함하여 적합성 입증 자료로 인정한다[18].

결빙 인증에 관한 AC 20-73A, Appendix E에 의하면, 결빙 비행시험 전 전산해석을 통해 안전성 측면에서 결빙 비행시험 진입 타당성을 검토하도록 명시하고 있다[19]. 또한, 낙뢰 간접 영향성 시험 경우 항공기마다 TCL (Transient Control Level) 값이 다르므로 전기체 단위로 진행되어야 하지만 실제 시험에는 제약

이 많이 따르므로 전산해석을 이용하는 것이 효율적이다. 따라서 인증지침 분석 및 적용과 전산 시뮬레이션을 이용한 검증을 통해 UAM 항공기 낙뢰 및 결빙 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 마련하고자 한다.

3.2 시뮬레이션 기법

UAM 항공기 모델 형상의 정전위장 분포를 알아보기 위해 전자기 해석 S/W인 CST Studio Suite를 사용하여 전산 시뮬레이션을 진행하였다. UAM 항공기는 CATIA를 통해 모델링 하였으며 정전위 시뮬레이션 (Electrostatic Potential Simulation)을 이용하여 초기 낙뢰 부착지점을 예측하였다[20]. 정전위 시뮬레이션 해석결과인 초기 낙뢰 부착 예상 지점으로부터 낙뢰 유도모델의 부착과 방출을 각각 Prop-rotor Blade Tip과 Landing Gear로 지정하였다. 추가로 낙뢰 피격모델의 조종석 부분에 Current Monitor를 설치하여 낙뢰 간접 영향성에 대한 해석을 수행하였다. 이는 본 연구에서 설계된 UAM 항공기의 조종석 구역은 항법 계기를 포함한 각종 전자장비가 집중적으로 배치되었다고 가정하여 낙뢰에 의한 간접 영향성이 크기 때문이다.

그 후 전자기 해석 S/W인 EMA3D를 이용하여 Cockpit 부분에 Cable Harness를 위치시켜 차폐 (Shielding) 개수에 따른 유도전류를 확인하였다. 케이블은 미전선 규격 AWG (American Wire Gauge) 18을 따라 설계하였다[21]. 본 시뮬레이션에서는 SAE ARP 5412에 제시된 Component A 과형을 적용하였고 Peak Current (200kA)에서 해석을 진행하였다 [22]. 또한, SAE ARP 5577에 기술되어 있는 항공기 낙뢰 인증 주요 구성품 중 Main Rotor Blade에 대한 낙뢰 직접 영향성을 알아보았다. Electrical & Thermal 다중 물리해석 S/W인 ABAQUS를 사용하여 전산 시뮬레이션을 진행하였고 이를 통해 낙뢰 피격 시 생성되는 중심열(Nodal Temperature) 분포를 확인하였다. Main Rotor Blade에는 섬유 방향에 따라 서로 다른 전기·열적 특성을 가지는 이방성 물질인 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic)를 적용하였으며, 해석에는 $[90^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$ 순서로 적용된 구조적으로 가장 우수한 특성을 가지는 준등방성 구조의 CFRP를 적용하였다[23, 24]. 낙뢰 에너지(40kA)는 시편 최상단 면의 중심에 인가시켰고 낙뢰 에너지가 방출되는 출구는 시

편의 측면과 최하단 면으로 설정하였다.

항공기 결빙 현상에 관한 연구를 하기 위해 다상 유동해석 S/W인 FENSAP-ICE를 사용하였으며, ADM (Actuator Disk Model)을 적용하여 회전하는 Prop-rotor에 대한 유동해석을 진행하였다. 이를 토대로 액적 충돌(Droplet Impingement) 해석을 진행하였으며, 결과를 통해 결빙 증식영역을 예측하였다[25].

3.3 시뮬레이션 모델

UAM 항공기 모델은 Fig. 6의 현대자동차와 Uber의 합작 'S-A1'을 설계원형으로 하였다. CATIA를 사용하여 설계하였으며, 해석의 정확도를 높이기 위해 Full Scale Model을 사용하였다. CST Studio Suite 해석용 모델은 Fig. 7과 같다. UAM 항공기 기체의 재료는 알루미늄을 적용하였고, 팬 블레이드는 CFRP, 윈드실드는 항공기 캐노피에 주로 사용하는 Polycarbonate 재료를 각각 적용하였다. 낙뢰 유도모델인 Lightning Path는 완전 전도체(Perfect Electric Conductor)로 적용하였다.



Fig. 6 Hyundai Motors S-A1.



Fig. 7 Model of UAM aircraft implemented in simulation.

4. 시뮬레이션 결과

4.1 Lightning Zoning of UAM Aircraft

항공기는 특정 구역의 형상, 표면 상태 또는 재질 등에 따라 낙뢰 부착확률이 다르며 낙뢰 초기 부착지점에 따라 다양하게 나타나는 낙뢰 현상을 구역별로 분류한 것을 Lightning Zoning이라 한다. 이는 SAE ARP 5577 지침에 제시된 낙뢰 적합성 입증절차의 가장 첫 단계로 낙뢰 피격으로부터 항공기가 보호되고 있다는 것을 입증하는 매우 중요한 단계이다. SAE ARP 5414B는 항공기 형상별 낙뢰 피격영역을 정의한 항공우주권고서로 초기 낙뢰 부착확률이 높은 영역 (Zone 1A, 1B)을 확인할 수 있다[26].

본 연구에서는 Hyundai Motors의 S-A1의 낙뢰 초기 부착지점 예측을 위해 CST Studio Suite의 정전위 시뮬레이션 기법을 이용하였다[20]. 저고도 비행을 가정하였으므로 전체 낙뢰 방전의 약 40%를 차지하는 구름과 지표 사이에 발생하는 대기 방전(Cloud to Ground)을 모사하였다. BVP (Boundary Value Problem) 기법을 적용하여 항공기의 Boundary 영역에 대하여 상부 영역(뇌운, 1×10^8 V), 하부 영역(지상, 0V)을 구분 지어 각각의 전위(Electric Potential)를 지정하여 해석하였다[27]. 정전 에너지에 의해 형성된 정전기장(Electrostatic Field)은 Fig. 8과 같다.

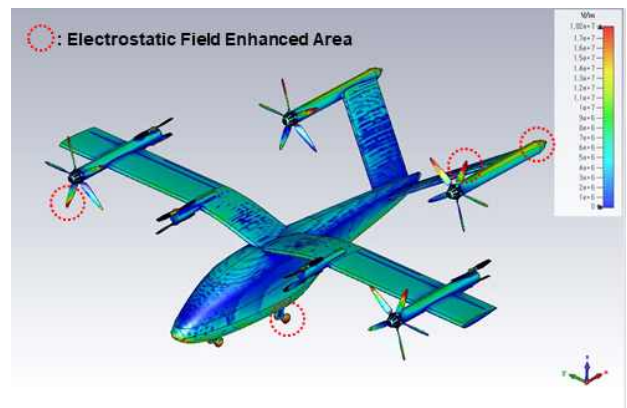


Fig. 8 Electrostatic potential field of UAM aircraft.

해석 결과, 붉은색으로 표시한 영역의 정전기장의 수치는 1.82×10^7 V/m 이상이며, UAM 항공기의 최대 정

전기장 수치는 7.8×10^7 V/m으로 나타났다. Fig. 8에서 나타난 정전기장이 집중된 위치를 통해, 낙뢰 부착은 곡률 반경이 작거나 3차원 형상이 급격하게 변화하는 곳에서 이뤄질 확률이 높음을 알 수 있다. 이는 선행된 연구 및 SAE ARP 5414B 지침에서 제시하고 있는 항공기 Lightning Zoning과 비교함으로써 확인할 수 있다. 본 연구에서는 SAE ARP 5577에서 제시된 낙뢰 적합성 입증절차를 UAM 항공기 낙뢰 인증에 접목하였고, 전산 시뮬레이션을 통해 연구대상인 e-VTOL 개념 UAM 항공기 형상의 정전위 분포를 확인하였으며, 이를 토대로 낙뢰 초기 부착지점을 예측하였다. 해석 결과와 SAE ARP 5414B의 낙뢰 피격구역 설정 예시 자료를 참고하여 연구대상 UAM 항공기의 Lightning Zoning을 가시화하였다. 또한, 본 연구에서 설정한 UAM 항공기 형상의 정전위 분포 결과를 토대로 낙뢰 피격에 따른 직/간접 영향성 분석의 방향을 수립하고, 최대 전기장 수치를 파악하여 장비 과도 설계수준 ETDL 선정의 근거를 마련하였다.

4.2 Lightning Direct Effect Simulation

다중 물리해석 S/W인 ABAQUS를 통해 Rotor Blade에 적용되는 방향성을 가진 이방성 복합재인 CFRP 시편의 낙뢰 피격 직접 영향성 해석을 진행하였다. 해석에 사용된 모델은 아래 Fig. 9과 같다. CFRP의 낙뢰 손상영역 분석 결과는 ABAQUS에서 제공하는 NT11 (Nodal Temp.) 솔루션의 온도 분포를 바탕으로 이뤄졌다. 이 절에서는 EMF (Expanded Metal Foil)로부터 보호된 CFRP와 보호되지 않은 CFRP의 낙뢰 피격 결과를 보여준다. CFRP가 손상되는 온도 영역의 정의는 복합재 내부의 에폭시가 분해되기 시작하는 온도인 573K를 기준으로 하였다. CFRP 온도는 이전 연구 결과들을 토대로 탄소의 임계 승화 온도인 3640K를 초과하지 않는다는 것으로 제한하였다[28].

Figure 10, 11은 EMF로 보호되지 않은 CFRP 시편과 EMF로 보호되는 CFRP의 낙뢰 직접 영향성에 대해 분석한 결과를 나타낸다. EMF로 보호되지 않은 CFRP는 최상단 면부터 최하단 면까지 전체적으로 열 손상에 의한 관통과피가 발생하는 것을 확인하였다. 반면에 EMF로 보호된 CFRP의 경우 CFRP의 열 손상으로 인해 완전히 관통과피가 발생하지 않았다. 그러

나 최상단 층에서 에폭시의 Decomposition 영역은 증가하는 것을 알 수 있다. 이는 EMF를 따라 흐르던 전류가 EMF 끝단에서 CFRP를 통과하며 급격하게 변하는 전기적, 열적 전도도에 의해 Joule Heating 효과가 발생하였기 때문이다. 또한, EMF로 보호받는 CFRP가 모든 층에 걸쳐 열 손상에 의한 파손영역은 크게 줄어든 것을 확인할 수 있다.

항공기 복합소재의 사용이 증가함에 따라 낙뢰 전자기장의 위협도 함께 증가하고 있다[29]. 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 EMF가 적용된다. 따라서 UAM 항공기 개발에 있어 낙뢰 직접 영향성에 관한 인증도 필수적으로 진행되어야 하며, 이러한 전산 시뮬레이션 기법을 이용한 복합재료의 전기-열 다중 물리해석은 UAM 항공기와 관련된 낙뢰 직접 영향성 인증에 활용이 가능할 것으로 판단된다.

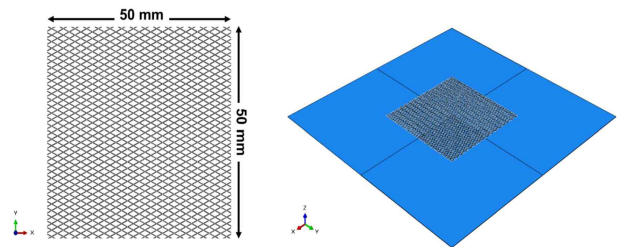


Fig. 9 EMF applied to CFRP model in simulation.

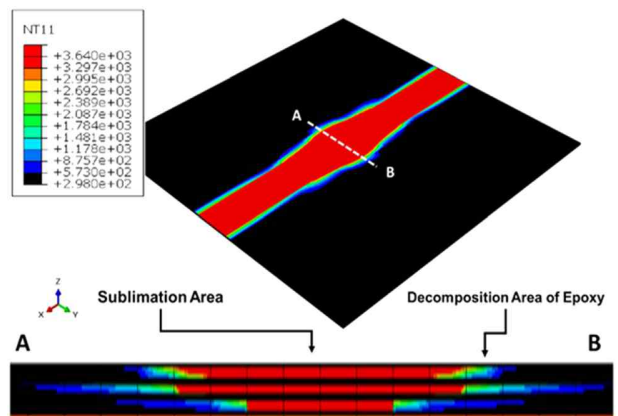


Fig. 10 Distribution of thermally damaged areas of CFRP not protected by EMF.

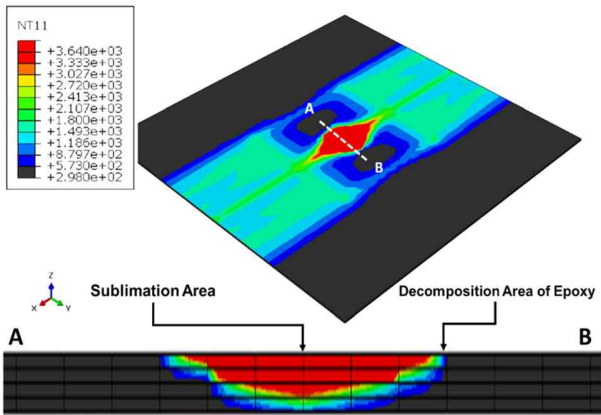


Fig. 11 Distribution of thermally damaged areas of CFRP protected by EMF.

4.3 Lightning Indirect Effect Simulation

정전위 시뮬레이션을 통한 낙뢰 초기 부착지점 예측 결과를 토대로 낙뢰 피격모델(Entry: Prop-rotor Blade Tip, Exit: Landing Gear)을 수립하였다. 낙뢰 시뮬레이션에는 SAE ARP 5412B에 제시된 Component A 파형을 적용하였으며, Peak Current (200kA)에서 해석을 수행하였다. 이를 통해 낙뢰 피격 시 시간에 따른 표면 전류 변화를 가시화하였고, F-field 및 항공기 Nose 부근 Current Monitor를 위치시켜 기체 표면의 자기장 분포를 아래 Fig. 12과 같이 산출하였다.

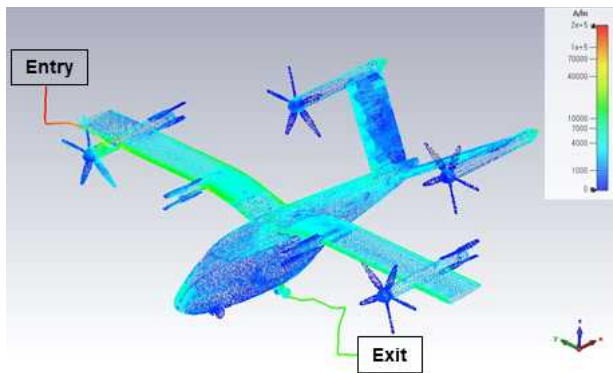


Fig. 12 Distribution of surface current on UAM aircraft.

Figure 13을 통해 Peak Current (200kA) 상황에서 조종석 및 전자장비들이 집중적으로 배치된 Nose 영역에서의 Current Amplitude 값을 확인하였다.

Nose 영역 부근을 확인한 결과 External Monitor는 약 7.4kA, Inner Monitor는 약 2.1kA로 측정되었다. 이는 전류가 외부에서 내부로 유입되는 과정에서 대기 및 기체 구조물과의 상호작용에 의해 손실되기 때문이라고 추측된다.

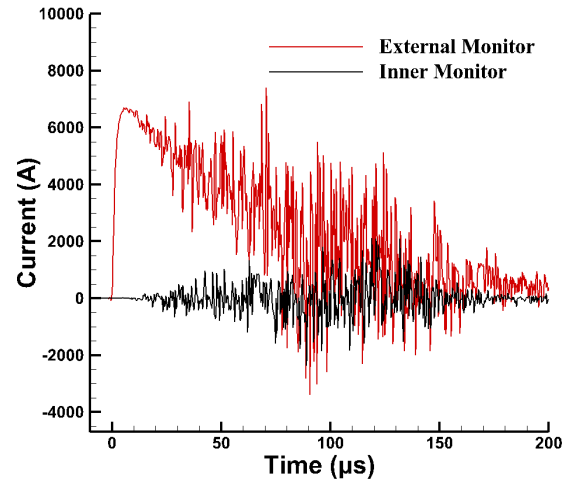


Fig. 13 Current monitoring result at the nose in the time domain.

낙뢰 간접 영향성으로부터 항전 장비를 보호하기 위해 차폐를 적용하는 방법이 있다. 그에 따라 전자기 해석 S/W인 EMA3D를 이용하여 연구모델 UAM 항공기 내부에 Fig. 14과 같이 동체를 가로지르는 Cable Harness를 설계하였고 Cockpit 부분에 프로브를 위치시켰다[4].

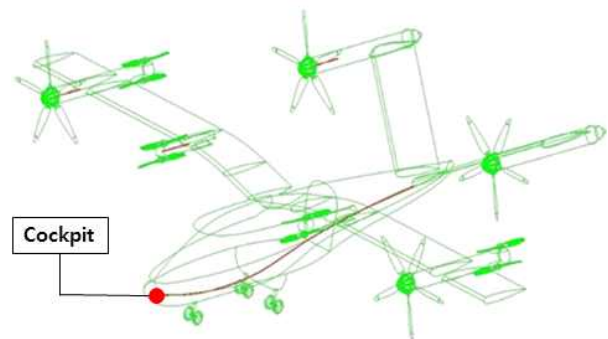


Fig. 14 Analysis model UAM aircraft and cable harness.

UAM 항공기의 팬 블레이드 팁에 낙뢰가 부착되었을 때 차폐 개수에 따른 내부 케이블의 유도전류값 변화에 관한 결과를 Fig. 15에 나타내었다.

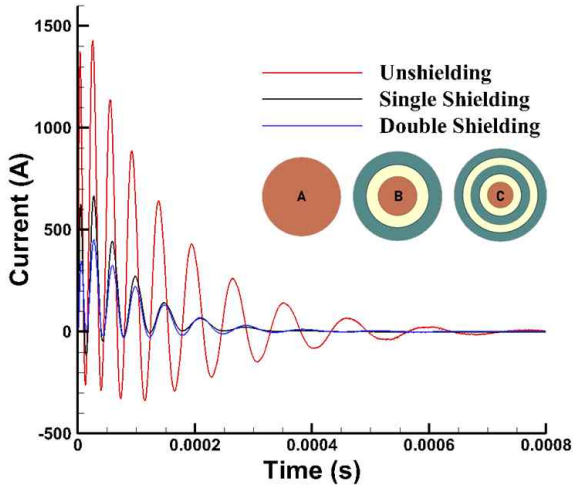


Fig. 15 Induced current on various cable types (A: unshielding, B: single shielding, C: double shielding).

전산해석 결과 차폐되지 않았을 때(Unshielding) 최대 유도전류 시간과 크기는 $25.8\mu\text{s}/1429.2\text{A}$, 차폐가 1개(Single Shielding), 2개(Double Shielding) 일 때 각각 $27.3\mu\text{s}/666.4\text{A}$, $27.5\mu\text{s}/450.9\text{A}$ 가 도출되었다. 이러한 결과를 바탕으로 차폐가 없는 상태에 1개의 차폐를 적용하면 최대 유도전류 크기는 53% 감소하며 발생하는 시간은 5.7% 지연되어 낙뢰 보호에 큰 기여를 할 수 있다. 하지만 1개의 차폐가 적용된 상태에서 1개의 차폐를 추가로 적용하면 최대 유도전류 크기가 32.3% 감소하고 발생 시간은 0.53% 지연되어 비교적 작은 효과를 보인다. 이를 통해 차폐개수 증가에 따라 낙뢰 보호성능 또한 증가하나 유도전류 크기의 감소량이 선형적이지 않으며 이와 관련하여 최적 설계가 필요할 것으로 판단된다[30].

ETDL은 시스템 내의 장비가 견딜 수 있는 수준을 설정한 것으로 장비가 승인받을 수 있는 과도현상의 최대치를 말한다. 이는 FAA에서 인정하는 AC 20-136B에 그 정의가 기술되어 있으며 과도 현상 제어 수준인 TCL과의 관계는 Fig. 16과 같다[14]. 본 절에서는 UAM 항공기의 주요 항전 장비들이 밀집된 Cockpit 부분에서의 낙뢰 간접 영향성으로 인한 시간

에 대한 유도전류 변화를 분석하였다. 이를 통해 케이블에 발생하는 실제 과도 크기인 ATL을 확인하고 장비 과도 설계기준인 ETDL과 비교/분석하여 낙뢰 인증에 대한 절차를 수행할 수 있는 기반을 마련하였다[31]. 이를 통해 낙뢰보호 시스템의 ETDL 선정 근거를 마련할 수 있을 것으로 판단된다.

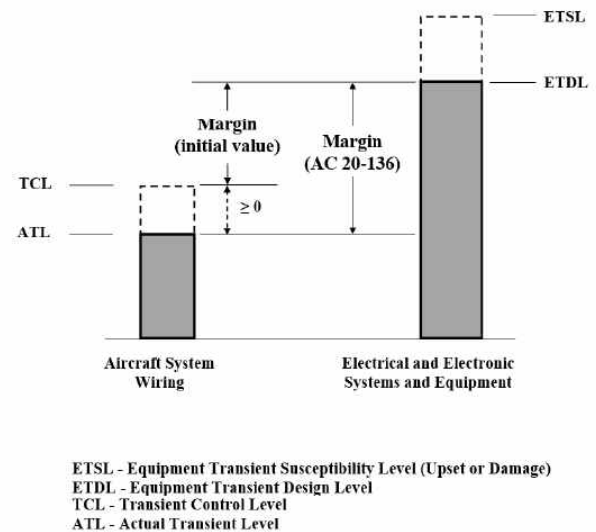


Fig. 16 Relationships among transient levels.

4.4 Droplet Impingement Simulation

FENSAP-ICE를 사용하여 항공기 결빙해석을 진행하였다. 항공기 결빙해석은 Air Flow, Droplet, Icing 해석 순으로 진행된다. 유동은 액적이 없는 Clean Air 상태로 해석을 진행하였다. 또한, ADM 기법을 적용하여 UAM 항공기의 전진 비행 시 Prop-rotor의 회전을 고려하였다. 유동해석의 지배방정식은 Navier-Stokes-Fourier 방정식을 사용했고, Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하였다. 해석 조건은 UAM 항공기의 임무 조건에 맞춰, 고도 500m, 순항속도 66.6m/s 으로 선정했으며, Actuator Disk의 회전 속도는 1650rpm을 적용하였다[32]. 유동해석 결과 Fig. 17과 같이 Actuator Disk의 회전 방향과 속도에 의해 유동이 상당히 변화하는 것을 알 수 있으며, 항공기 Nose 및 Prop-rotor 기준 우측의 에어포일 윗면, Prop-rotor 기준 좌측의 에어포일 아랫면에 압력이 집중적으로 분포하는 것을 확인하였다.

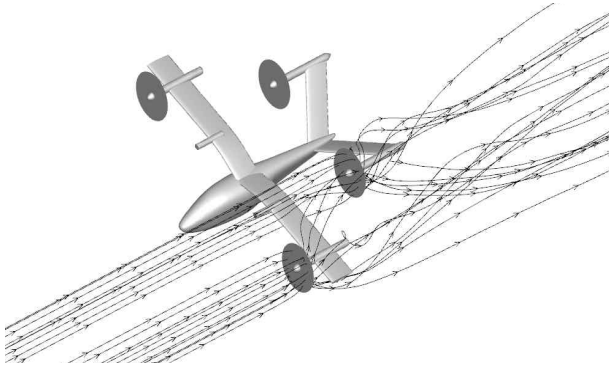


Fig. 17 Streamlines around the Uber platform with rotors.

Droplet 해석은 유동해석과 1-Way 커플링을 통해 유동 해석 결과를 바탕으로 액적이 이동하며, 항공기와 액적 간의 충돌이 발생한다. 이때 액적의 크기는 계산 시간을 고려하여 액적의 크기가 균일하지 않은 Langmuir D 대신 액적의 크기가 일정한 Mono-Disperse로 가정하였다[33]. Fig. 18의 Droplet LWC를 통해 액적과 항공기의 충돌이 빈번하게 일어나는 위치를 알 수 있으며, Fig. 19 Droplet Collection Efficiency를 통해 항공기의 결빙 증식영역을 예측 가능하며, 그에 따라 Anti/De-icing 시스템의 적용 위치 등을 선정할 수 있다. Droplet Collection Efficiency는 항공기의 형상, Prop-rotor의 회전 방향, 비행 속도 등의 영향으로 항공기마다 각기 다른 위치에서 액적이 분포한다. 따라서, Prop-rotor 등의 회전체를 사용하는 UAM 항공기는 회전체의 회전으로 인한 유동 및 액적 등의 변화에 관한 연구를 진행하여야 한다[34].

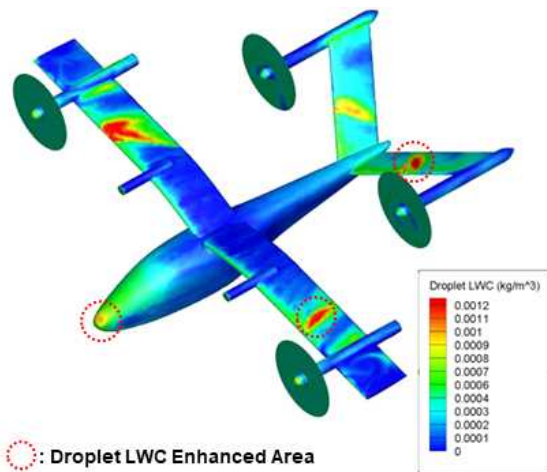


Fig. 18 Droplet LWC contours on the surface of Uber platform with rotors.

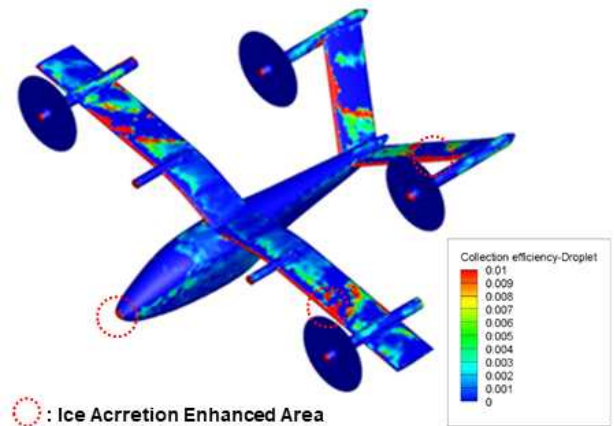


Fig. 19 Collection efficiency contours on surface of Uber platform with rotors.

4. 결 론

본 논문에서는 최근 연구개발이 활발히 진행 중인 e-VTOL UAM 항공기를 대상으로 법령 및 규정에 근거하여 낙뢰 및 결빙에 대한 안전성을 입증하는 과정에 관한 연구를 수행하였다. 관련 문헌을 통해 낙뢰 및 결빙 영향성에 대해 정리하여 분석하였고, 이를 통해 UAM 항공기 인증을 위한 실무지침 수립의 근거를 마련하였다. 전산 시뮬레이션을 이용하여 낙뢰 적합성 입증절차의 첫 단계인 Lightning Zoning을 예측하였고, 이를 토대로 낙뢰 피격모델을 선정하여 조종사가 탑승하는 구역의 Current Amplitude를 파악하였다. 또한, Cockpit 부분의 전자장비와 연결된 Cable Harness의 유도전류값을 확인하였다.

결빙 적합성 입증절차에 관한 연구로는 회전하는 Prop-rotor를 고려한 유동해석을 통해 유동 흐름 및 압력 분포를 예측하였고, 이를 토대로 항공기의 결빙 증식영역이 정해지는 중요한 절차인 Droplet Impingement 해석을 진행하였다. 이를 통해 Prop-rotor에 의해 형성된 결빙 증식영역을 예측하였다. 이러한 전산 시뮬레이션 기법을 통해 새로운 미래 이동수단 개발 시 낙뢰 및 결빙 보호 시스템 적용 범위 결정과 장비 내성 설계기준(ETDL) 부합 여부 분석에 필요한 자료를 확보하였다. 이를 바탕으로 향후 전산 시뮬레이션을 이용하여 낙뢰 및 결빙 보호시스템이

적용된 다양한 형상과 재료를 갖는 UAM 항공기 관련 연구를 수행할 예정이다.

3차원 공역을 활용한 항공 교통에 있어 가장 중요한 것은 무엇보다 ‘안전’이다. 사람이 탑승하는 유인운송 수단으로써 아무리 발전된 기술이 적용되고 수시로 정비 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. 따라서 미래의 UAM 항공기 시장에서 경쟁력을 갖추기 위해 안전성 확보에 대한 노력과 후속 연구가 지속적으로 수행되어야 할 것이다.

후 기

이 논문은 국토교통부와 국토교통과학기술진흥원 및 항공안전기술원의 민수헬기인증개발사업과제(20CHTR-C139569-04)의 지원과 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단(NRF-2017R1A5A 1015311)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] B. S. Lee, J. Y. Yun, H. Y. Hwang, “Flight Range and Time Analysis for Classification of eVTOL PAV,” *Journal of Advanced Navigation Technology*, vol. 24, no. 2, pp. 73-84, 2020.
- [3] EASA, “MOC SC-VTOL-01: Proposed Means of Compliance with the Special Condition VTOL,” 2020.
- [4] 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, 2017.
- [5] G. B. Ahn, K. Y. Jung, R. S. Myong, H. B. Shin, W. G. Habashi, “Numerical and Experimental Investigation of Ice Accretion on a Rotorcraft Engine Air Intake,” *Journal of Aircraft*, vol. 52, no. 3, pp. 903-909, 2015.
- [6] 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, 2005.
- [7] K. H. Park, Y. B. Kim, J. Kim, “Acquisition and Verification of Dynamic Compression Properties for SHPB of Woven Type CFRP,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 48, no. 5, pp. 363-372, 2020.
- [8] 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, 2016.
- [9] SAE International, “SAE ARP 5577: Aircraft Lightning Direct Effects Certification,” pp. 3-14, 2002.
- [10] Air Accident Investigation Branch, “Aircraft Accident Report 1: Sikorsky S-76A+,” *AAIB Aircraft Accident Report*, 2014.
- [11] C. D. Kim and J. W. Hur, “A Study on the Positioning of Ice Sensors for Assessing Airworthiness of Military Helicopter,” *The Korean Society of Mechanical Engineers*, vol. 40, no. 8, pp. 495-501, 2016.
- [12] K. Y. Jung, S. K. Jung, R. S. Myong, “A Three-Dimensional Unstructured Finite Volume Method for Analysis of Droplet Impingement in Icing,” *Journal of Computational Fluids Engineering*, vol. 18, no. 2, pp. 41-49, 2013.
- [13] Royal Canadian Mounted Police, “Aviation Investigation Report A12P0008,” 2012.
- [14] FAA, “AC 20-136B: Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection Certification,” 2011.

- [15] FAA, "FAR Part 29 Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft," 2007.
- [16] FAA, "AC 29-2C: Certification of Transport Category Rotorcraft," 2014.
- [17] SAE International, "SAE ARP 5415: User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning," pp. 149-154, 2001.
- [18] FAA, "AC 21-40A: Guide for Obtaining a Supplemental Type Certificate," 2007.
- [19] FAA, "AC 20-73A: Aircraft Ice Protection, Appendix E," 2006.
- [20] M. Kunze, "Efficient Assessment of Aircraft Initial Lightning Attachment Zones based on Electrostatic Simulations," *Proceedings of International Conference on Lightning and Static Electricity*, 2017.
- [21] Standard Wire & Cable Co., "Technical Handbook & Catalog," 2006.
- [22] SAE International, "SAE ARP 5412B: Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms," pp. 20-25, 2013.
- [23] 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.
- [24] Y. S. Kang, S. W. Park, and R. S. Myong, "Computational Investigation of Effects of Expanded Metal Foils on the Lightning Protection Performance of a Composite Rotor Blade", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2020.
- [25] W. G. Habashi, "Recent advances in CFD for in-flight icing simulations," *Japan Society of Fluid Mechanics*, vol. 28, no. 2, pp. 99-118, 2009.
- [26] SAE International, "SAE ARP 5414B: Aircraft Lightning Zone," pp. 11-27, 2018.
- [27] J. Fisher, P. R. Hoole, K. Pirapaharan, and S. H. Hoole, "Pre-Lightning Strikes and Aircraft Electrostatics," *MATEC Web of Conferences*, vol. 87, no. 05002, 2017.
- [28] J. H. Lee, T. E. Lacy Jr, C. U. Pittman Jr, and M. S. Mazzola, "Thermal response of carbon fiber epoxy laminates with metallic and nonmetallic protection layers to simulated lightning currents," *Polym Composites*, vol. 39, no. S4, pp. E2149-E2166, 2018.
- [29] 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, 2019.
- [30] M. Aprá, D. Amore, K. Gigliotti, M. S. Sarto, 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, 2008.
- [31] D. Y. Jeong, "A Study on Means of Compliance for Lightning Protection in the System and Structure of Air Vehicles," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 14, pp. 49-55, 2020.
- [32] S. W. Choi, "Configuration Design and Performance Analysis for the OPPAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2019
- [33] S. K. Jung, C. H. Lee, S. M. Shin, R. S. Myong, T. H. Cho, H. H. Jeong, and J. H. Jung, "An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 38, no. 6, pp. 530-536, 2010.
- [34] M. Y. Cho, B. Sengupta, P. Larwence Raj, R. S. Myong, "Trajectory Prediction of Ice Shedding From an Aircraft Using CFD and Rigid Body Dynamics," *Journal of Computational Fluids Engineering*, vol. 25, no. 2, pp. 13-24, 2020.