



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(3), 251-262(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.3.251

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

PAV 케이블 하네스에 대한 낙뢰 간접 영향성 인증 기법에 관한 연구

조재현¹, 김윤곤², 박세웅³, 명노신⁴

A Study of Certification of Lightning Indirect Effects on Cable Harness in Personal Air Vehicles

Jae-Hyeon Jo¹, Yun-Gon Kim², Se-Woong Park³ and Rho-Shin Myong⁴

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

ABSTRACT

The airworthiness certification of lightning indirect effects becomes an important issue in personal air vehicles (PAVs), which are being actively developed around the world. PAVs are very vulnerable to lightning strikes, because of miniaturization, use of the electric engines, composite materials, and application of unmanned navigation systems. In this study, we first examined various steps of certifications for lightning indirect effects shown in AC 20 136B issued by the Federal Aviation Administration (FAA). We then applied certification guidelines for equipment transient design level listed in RTCA DO 160G Section 22 to PAVs and investigated lightning transient environments inside the PAVs. We also analyzed the aircraft level tests specified in SAE ARP 5416A by using electromagnetic computational analysis software EMA3D. Finally, we analyzed the actual transient level for PAVs and derived the data necessary for conformity certification.

초 록

최근 세계적으로 연구개발이 활발히 진행되고 있는 PAV(Personal Air Vehicle)에 대한 낙뢰 간접 영향성 인증 지침의 중요성이 부각되고 있다. 미래 교통수단으로서 소형화, 전기 엔진 사용, 복합재 사용 증가, 무인 항법 시스템 적용하는 추세인 PAV는 낙뢰에 취약할 수밖에 없다. 본 연구에서는 미연방항공청(FAA)에서 발행한 AC 20 136B에 나타난 낙뢰 간접 영향에 대한 적합성 인증 절차를 확인하였다. 이와 함께 RTCA DO 160G Sec. 22에 수록된 장비 과도 설계 수준에 대한 인증 지침을 PAV에 적용하였다. 이어서 SAE ARP 5416A에 수록된 항공기 수준 시험을 전자기 해석 소프트웨어 EMA3D를 통해 수행하였다. 이를 통해 PAV에 대한 실제 과도 수준을 분석하였으며 이를 통해 적합성 인증에 필요한 자료를 도출하였다.

Key Words : Lightning Indirect Effects(낙뢰 간접 영향성), Personal Air Vehicle(개인용 항공기), Cable Harness(케이블 하네스), Airworthiness Certification(감항 인증), Actual Transient Level(실제 과도 수준)

† Received : November 22, 2020 Revised : February 4, 2021 Accepted : February 23, 2021

^{1,2,3} Graduate Student, ⁴ Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

낙뢰는 대기 방전 현상으로 최대 200kA의 전류와 높은 에너지를 짧은 시간($\leq 500\mu\text{s}$) 동안 물체에 전달한다. 대부분 낙뢰는 적란운(Cumulonimbus Cloud)에서 발생하며 동일한 뇌운에서의 방전인 운내방전(Intra-Cloud), 다른 뇌운 사이의 운간방전(Cloud to Cloud), 뇌운과 지표면 사이의 대지방전(Cloud to Ground)으로 구별이 된다[1].

이러한 낙뢰는 항공기에 영향을 미치는데 항공기 표면에 직접적으로 열적인 영향을 주어 표면 파손을 일으키는 낙뢰 직접 영향성과 Maxwell 방정식에 따라 낙뢰로 인해 표면에 흐르는 전류로 전자기장을 발생시켜 기체 내부의 항전장비 및 케이블에 유도 전류 및 전압을 야기하는 낙뢰 간접 영향성으로 나뉜다[2]. 덧붙여 낙뢰로 인해 케이블에 발생한 유도 전류는 허용 전류 내에 있어야 하며 이를 초과할 경우 케이블뿐만 아니라 케이블로 연결된 전자장비에도 영향을 미칠 수 있다[3]. 이러한 과도한 양의 전류는 케이블에 줄의 법칙(Joule's Law)에 따라 줄열(Joule Heating)을 발생시켜 전선 폭파, 파열, 반단선으로 인해 전기 화재를 초래하거나 전자장비 마비를 야기할 수 있다[4].

이와 관련된 낙뢰로 인한 사고는 2019년 5월 러시아 Sheremetyevo에서 출발한 Aeroflot Russian Airlines 소속 수호이 슈퍼제트 100 여객기가 이륙 직후 낙뢰를 맞아 비상착륙하여 화재로 인해 41명이 숨지는 사고가 있었다[5].

최근 세계적으로 개인용 항공기는 교통체증 완화와 미래교통수단으로서 관련 연구가 활발히 진행되고 있다. 특히 개인용 항공기는 높은 건물들이 밀집한 도심에서 사용하기 위해 소형화가 되고 있으며, 전기 엔진을 통해 동력을 발생시키고 있다. 또한 고강도 경량화 그리고 구조적 이점을 지닌 복합재는 항공기뿐만 아니라 PAV(Personal Air Vehicle)에도 사용 비중이 늘고 있다. 이러한 추세로 독일 Volocopter 社, 네덜란드 PAL-V 社, 미국 Uber 社 등은 무인 항법 시스템을 통해 PAV을 활용한 택시 서비스를 제공하고자 한다. 이렇듯 활발한 상용화 계획에 맞춰 PAV는 기존 고정익, 회전익 항공기에 비해 낙뢰에 취약하며 이에 대한 대비와 관련 인증 지침이 필요함을 강조한다[6-10].

이와 관련된 개정현황을 확인해보면, 2020년 미 항공연방청(FAA)에서 SAE에 의뢰하여 제정된 지침서 중 낙뢰 간접 영향성에 대한 항공기의 전자·전기 시스템에 대한 인증을 담은 항공우주권고서 SAE International에서 출판한 SAE ARP(Aerospace Recommended Practice) 5415가 2020년 3월 ARP 5415 Revision A에서 ARP 5415 Revision B로 개정되어 항공기에 대한 낙뢰 간접 영향에 대한 내용을 수정하였지만, 여전히 PAV에 대한 인증 지침은 미비한 실정이다[11].

항공기 감항 인증과 관련된 국내 연구로 한상호는 RTCA DO 160G Sec. 22에 규정된 낙뢰 간접 영향 메커니즘과 핀 주입 시험(Pin Injection Test)과 케이블 번들 시험(Cable Bundle Test)에 정리하였으며 정덕영은 KC-100 항공기에 대해 낙뢰 간접 영향성 인증 절차를 따라 적용 방안을 모색하였다[12,13]. 또한 개인용 항공기에 대한 낙뢰 인증 절차를 확인하고 SAE ARP 5414B에 나타난 낙뢰 피격 구역을 CST Studio Suite의 정전위 시뮬레이션을 활용하여 PAV에 적용하였다[14].

항공기 낙뢰 간접 영향에 관한 해외 연구로 Aprá 등은 복합재 고정익기에 대해 EMP(Electromagnetic Pulse)를 주어 기체 내부 EM Field에 대한 영향을 파악했으며, Chen 등은 전기체 알루미늄 고정익기에 대해 EMP 입력을 주어 Nose 부분에서 Short Single Simple Cables에 대한 유도전류의 크기를 확인하였다[15,16]. 위 두 연구는 실제 항공기가 낙뢰에 피격된 상황이 아닌 주변에 발생한 낙뢰 현상의 영향성을 분석했다. 그 외 항공기가 낙뢰에 직접 피격되는 경우에, Zhang과 Huang은 알루미늄 고정익기에 대해 Single Simple Cable에 대한 유도 전류를 확인하였으며 Sun과 Zhang은 복합재 고정익기에 대해 날개에 위치한 Cable에 대한 영향성을 확인하였다[17, 18]. 또한 Huang 등은 회전익기 내부의 차폐되지 않은 케이블 하네스 대한 결과를 분석하였다[19].

본 연구에서는 낙뢰 인증 지침서 AC 20 136C에 나타난 낙뢰 간접 영향에 대한 인증 절차를 확인한 후 RTCA DO 160G Sec.22에 규정된 낙뢰 간접 시험에 대한 방법들을 알아보았다. 이후 Nord-500을 모델로 한 연구 형상 PAV와 내부에 Cockpit, Engine, Gear, Tail을 잇는 케이블 하네스를 설계하였다. 이어 연구모델 PAV에 대한 낙뢰 간접 영향성 입증 절차를 분석하였으며 Maxwell 방정식에 기초한 EMA3D를 활용하여 낙뢰 피격 위치에 따른 기체 내부 각 케이블의 실제 과도 수준(ATL, Actual Transient Level)을 확인하여 PAV에 대한 낙뢰 간접 영향에 대한 적합성 입증 절차를 확인하였다.

II. 본 론

2.1 개인용 항공기(PAV) 개발 유형 및 동향

지난 10년간 한국의 자동차 등록 대수는 1,794만대에서 2,368만대로 약 32% 가량 증가하였고 2020년에는 2,500만대에 도달할 것으로 예상된다[20]. 이로 인해 세계적으로 야기되는 교통체증을 해결하기 위해 각 국은 개인용 항공기를 개발하고 있다. 시장조사업체 Mobility Foresights에 따르면 개인용 항공기는 2018년 94대에서 2025년 1,327대로, 시장가치는 2018년 5,000만 달러에서 2025년 4억 달러로 성장할 것으

로 예상한다[21].

개인용 항공기 개발에 대한 국외 동향으로 미국을 포함한 일본, 중국 등 각국은 전기 엔진을 사용하는 개인용 항공기의 시험비행을 마무리하고 시제품 양산을 앞두고 있다. 지난 25년간 항공 산업에서 민항기에 대한 복합재 사용 비율은 중량대비 10%에서 50%로 성장했으며, 이를 바탕으로 개인용 항공기에도 복합재가 다수 사용될 것으로 전망된다. 뿐만 아니라 최근 강화된 대기오염 규제로 인해 전기 배터리를 사용한 전기 엔진 개발에 집중하고 있다. 이러한 기술들이 개인용 항공기에 적용되고 있으며, Uber 社, Ehang 社, Kitty Hawk 社, Airbus 社 또한 드론택시 상용화를 목표로 두고 있으며 이를 위해 자율비행 기술개발을 활발히 진행 중에 있다[21-24].

이어서 개인용 항공기는 크게 지상을 활주하여 이착륙하는 방식과 제자리에서 수직 이착륙을 하는 방식이 있으나, 현재 지상 활주 동안 충돌 문제로 인한 구조 강화는 중량 문제를 일으키기 때문에 수직 이착륙이 가능한 개인용 항공기 개발이 유력하게 예상된다. 수직 이착륙이 가능한 개인용 항공기는 Fig. 1과 같이 덕트(Duct) 유무에 따라 종류가 나눌 수 있다.

덕티드 팬(Ducted Fan)은 정지 상태 비행에서 덕트가 없는 프로펠러에 비해 높은 추력을 발생시킬 수 있으며, 덕트로 인한 프로펠러 사고 예방과 소형화가 가능하여 협소한 도심에서 운용하기 적합하다. 성장하는 개인용 항공기 산업과 이러한 덕티드 팬의



Fig. 2. Analysis prototype of PAV (Nord-500)

장점에 따라 본 연구에서는 덕트가 있는 개인용 항공기를 연구 모델로 선정하였으며, 한국항공우주연구원에서 시제품으로 제작하였던 모델과 비슷한 형상으로 Fig. 2와 같이 프랑스에서 제작한 Nord-500 모델을 기반으로 연구 모델을 제작하였다.

2.2 낙뢰 간접 영향 인증

2.2.1 항공기 낙뢰 영향성 및 사고 사례 조사

낙뢰는 항공기 표면에 물리적으로 파손을 발생시키는 낙뢰 직접 영향성과 낙뢰가 동반한 전자기장이 내부 전자장비와 케이블에 영향을 미치는 낙뢰 간접 영향성이 있다. 이 중 낙뢰 간접 영향성의 경우 항법 장치 및 전자장비를 마비시켜 비행의 안전과 운항에 악영향을 미칠 수 있다.

이와 관련된 항공기 낙뢰 간접 영향으로 인한 사고사례는 2014년 10월 영국 London에서 출발하여 미국 Houston으로 향하던 United Airlines 소속 Boeing 787-824 N26906편이 있다. B787 항공기는 적란운 사이를 비행하던 중 윈드 쉴드 주변에 낙뢰에 피격되었다. 이로 인해 항공기 조종석에 위치한 5개의 HDDs(Head Down Displays) 중 3개의 전원이 끊겼으며 오직 2개의 HDDs로만 착륙하는 사고가 발생했다[25].

개인용 항공기에는 기존 금속 소재에 비해 전기전도도가 낮고 투자율이 높은 복합재 사용 비중이 증가할 전망이다. 더불어 위 사고사례와 같이 대형 항공기에 발생한 낙뢰 간접 영향으로 인한 사고는 소형화된 개인용 항공기에 더 치명적인 결과를 초래할 수 있다. 이는 항공기 내부 전자장비에 대한 차폐 성능을 저감시키며 전자기 민감도가 높은 전기 엔진 및 모터에 대한 영향을 증가시킬 것으로 예상된다. 이렇게 증가된 전자기 영향은 자동 항법 시스템 및 무인 택시 서비스를 제공하고자 하는 개인용 항공기에 치명적인 영향을 야기할 수 있다. 본 연구에서는 낙뢰가 개인용 항공기 내부 케이블 하네스에 미치는 영향성을 확인하여 낙뢰 피격으로 인한 사고를 예방하고 분석하는 데 도움이 되고자 한다. 이를 위해 개인용 항공기의 낙뢰 간접 영향성에 대한 적합성 인증 절차를 확인하기 위해 인증 문헌을 살펴보았다.

Domestic	
	
Prototype, KARI	S-A1, Hyundai-Uber
Overseas	
	
Prototype, NEC	Ehang 184, Ehang
	
Nexus, Bell	N87AU, Boeing

Fig. 1. Category of PAV

2.2.2 낙뢰 간접 영향 인증 절차

미항공연방청(FAA)에서 발행한 FAR(Federal Aviation Regulations) 14 CFR 23.1306, 25.1316, 27.1316, 29.1316의 항공기 전자·전기 시스템에 적용하기 위해 AC 20 136C (Advisory Circular)에 나타난 낙뢰가 항전장비에 미치는 간접 영향성에 대한 인증 절차를 확인한다. 각 인증절차는 Fig. 3과 같이 나타나며 진행을 위해 항공기 낙뢰 환경과 시험 파형에 대한 지침을 담은 SAE ARP 5412B, 항공기 낙뢰 피격 구역에 대한 지침을 담은 5414B, 항공기 전자·전기 장비에 대한 낙뢰 간접 영향에 대한 인증 지침을 담은 5415B, 항공기 낙뢰 시험 방법에 대한 지침을 담은 5416A와 함께 적용하였다.

- 평가 시스템 식별

평가할 시스템이 낙뢰로 인해 항공기 비행과 안전에 파국적인(Catastrophic), 심각한(Hazardous), 주요한(Major) 문제를 일으키는 단계 중 어느 수준인지를 파악하여 해당 시스템 평가 여부를 결정한다.

- 항공기 낙뢰 피격 영역 결정

SAE ARP 5414B에 규정된 항공기 낙뢰 부착 위치를 Zone 1A, Zone 2A, Zone 1B, Zone 2B, Zone 1C, Zone 3으로 구별하여 각 영역의 낙뢰 환경을 결정한다.

- 각 영역에서 낙뢰 환경 설정

위에서 결정한 각 낙뢰 피격 구역에 SAE ARP 5412B에 규정된 항공기 낙뢰 파형 Component A, B, C, D, H 파형 중 어떤 파형을 적용할지 결정한다.

- 평가 시스템의 낙뢰 과도 환경 결정

RTCA DO 160G Sec. 22에 따라 항공기가 낙뢰에 피격되었을 때 내부 전자장비·케이블에 나타나는 과도신호를 WF 1~6 중 어떤 파형들의 조합으로 나타낼지 결정한다.

- 장비 과도 설계 수준 및 실제 과도 수준 결정

시스템의 ETDL(장비 과도 설계 수준, Equipment Transient Design Levels)과 ATL(실제 과도 수준, Actual Transient Levels)을 확인한다.

- 인증 요구 조건 충족 여부 확인

이전 단계에서 결정한 장비 과도 설계 수준, 실제 과도 수준 사이의 마진이 인증 조건을 충족하는지 확인한다.

- 교정 후 재측정(필요 시)

위 단계에서 인증 조건을 충족하지 못할 시 설계, 환경을 교정하여 재측정한다.

Figure 4는 낙뢰로 인해 항전장비 또는 케이블에 나타나는 과도신호에 대한 관계를 나타낸다. ETSL(Equipment Transient Susceptibility Level)은 실제 항전장비가 견딜 수 있는 최대 과도신호 수준이며,

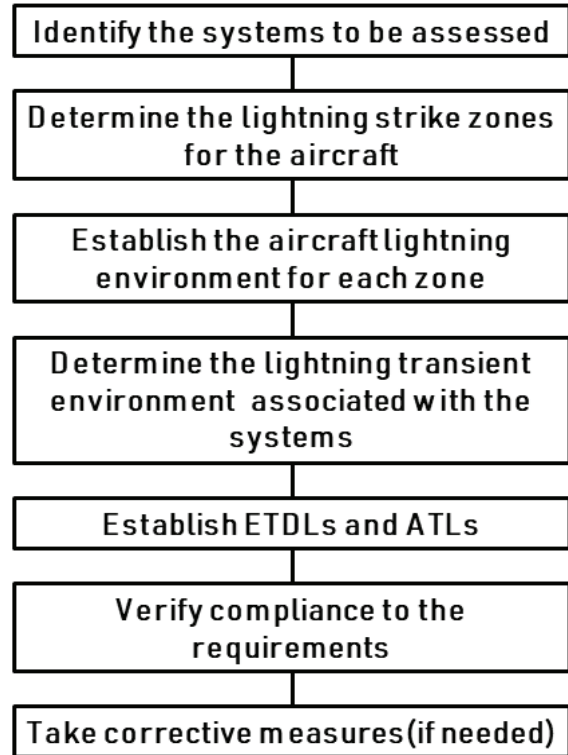


Fig. 3. Route of indirect effects compliance [26]

ETDL은 과도 신호에 대한 항전장비의 설계 수준이다. 이에 따라 ETDL은 ETSL보다 낮은 값을 지니도록 설계되어야 한다. TCL(Transient Control Level)은 항공기 케이블을 제어할 수 있는 최대 과도신호 크기이며, ATL은 실제 케이블에 나타나는 과도신호 크기이다. ETDL은 ATL보다 항상 큰 값을 지녀야 하며, 특히 파국적인 파손을 야기할 수 있는 Level A 장비에 대해서는 Level B, C와 다르게 조금 더 상세한 기준을 적용해야 한다[26]. 비교 결과 ETDL보다 ATL이 크거나 마진 값이 요구 조건을 충족하지 못할 경우 설계 또는 시험 환경을 변경 후 재측정하게 된다.

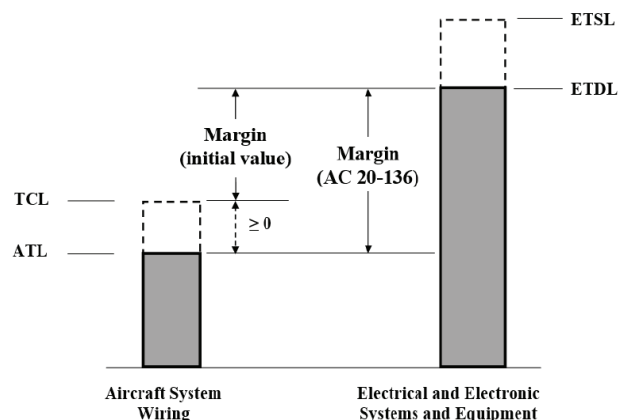


Fig. 4. Relationships among transient levels

2.2.3 낙뢰 간접 영향 인증 시험 조건

낙뢰 간접 영향성에 대해 항공장비 시험 환경 및 절차에 관한 규정은 RTCA DO 160G Sec. 22에 수록되어 있다. 해당 규정은 구성품에 국한된 시험에 대한 절차를 나타낸다. 본 시험을 통해 핀 주입 시험과 케이블 번들 시험을 수행한 후 평가 대상 장비에 대한 장비 과도 설계 수준을 알 수 있다. 더불어 SAE ARP 5416에 수록된 방법을 통해 항공기 전기계 단위의 수준 시험을 수행하여 ATL을 측정할 수 있다.

장비 시험을 위해 정해지는 6개 문자에 관한 내용은 Table 1이다. 이는 시스템에 대한 낙뢰 과도신호 입력 파형을 선정하는 규정이며 시험 조건에 따른 파형 선택에 관한 내용을 Table 2, Fig. 5에서 나타낸다. 시험할 항공기가 기체 표면 빈 공간으로 인해 항공기 내부로 전자기장이 유입되는 환경을 모사한다. 개구성 결합(Aperture Coupling)이며 금속 기체에는 파형 조합 A, C, E, G, J를 사용한다. 반면 항공기 자체를 하나의 저항으로 고려하며 복합재 기체일 때 저항성 결합(Resistance Coupling)으로 파형 조합 B, D, F, H, K 을 사용한다. 이어 케이블 번들 시험에 대해 차폐(Shielding)된 경우 E, F, J, K, 차폐되지 않았으면(Unshielding) C, D, G, H 파형 조합을 사용한다.

각 파형 조합은 1가지 이상의 시험 파형(Test WF, Waveform)의 조합으로 이루어진다. 여기서 전류, 전압의 크기는 시스템이 위치한 내부 환경과 보호 상태에 따라 Level 1~5 중 하나로 결정된다. Level 1은 아주 잘 보호(Well-Protected)되고 있는 상태이며 Level 2는 부분적(Partially)으로 보호되고 있는 상태를 말한다. Level 3은 적당히(Moderately) 전자기 환경에 노출되어 있는 상태이며 Level 4, 5는 전자기 영향을 받는 장소에 설치되어 있는 상태이다. 시험 파형 중 A, B는 핀 주입 시험일 때 적용이 가능하다. 또한 C~H 파형은 케이블 번들 시험에 관하며 단일 타격(SS, Single Stroke), 다중타격(MS, Multi Stroke), 다중파열타격(MB, Multi Burst) 중 하나 또는 두 가지 경우에 대해 시험을 수행한다.

다중타격 시험은 최대 1.5초 이내에 14개의 파형을 10~200ms 사이로 발생시킨다. 최초 파형을 제외한 13개 파형의 최댓값은 최초 파형의 절반 크기를 지니

Table 1. Category of six designated characters

B 3 G 4 L 3	
B	Pin Test Waveform Set
3	Pin Test Level
G	Cable Bundle SS and MS Test WF Set
4	Cable Bundle SS and MS Test Level
L	Cable Bundle MB Test WF Set
3	Cable Bundle MB Test Level

Table 2. Pin injection test and cable bundle test requirements

Waveform Set	Test Type	Test Levels	Test Waveform Nos.
A	Pin	Table 22-2	3/3, 4/1
B	Pin	Table 22-2	3/3, 5A/5A
C	SS	Table 22-3	2, 3
D	SS	Table 22-3	2, 3, 4
E	SS	Table 22-3	1, 3
F	SS	Table 22-3	3, 5A
G	SS	Table 22-3	2, 3
	MS	Table 22-4	2, 3
H	SS	Table 22-3	2, 3, 4
	MS	Table 22-4	2, 3, 4
J	SS	Table 22-3	1, 3
	MS	Table 22-4	1, 3
K	SS	Table 22-3	3, 5A
	MS	Table 22-4	3, 5A
L	MB	Table 22-5	3
M	MB	Table 22-5	6

도록 규정하고 있다. 다중파열타격 시험은 20개의 파형을 50~1000µs 이내에 발생시켜 30~300ms 사이로 3번 발생시키는 시험이다.

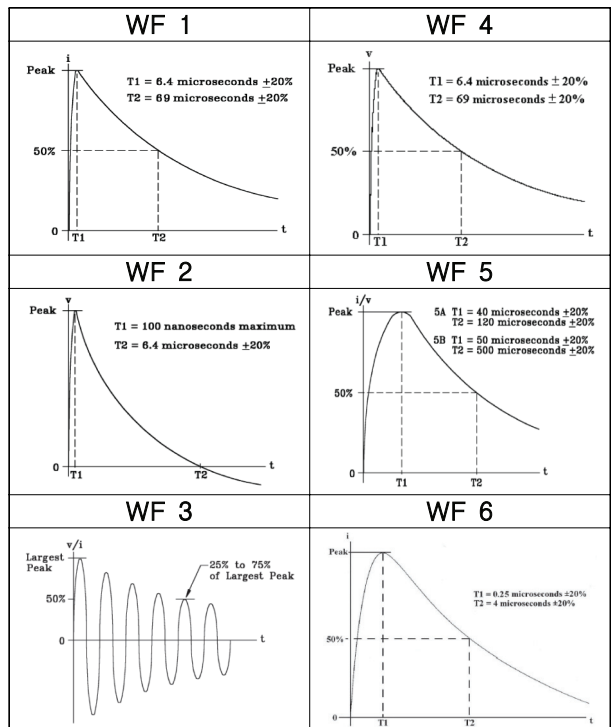


Fig. 5. Test waveforms for lightning indirect test

2.3 전산 시뮬레이션

2.3.1 전산 시뮬레이션 해석 모델

EMA3D를 활용하여 Fig. 6과 같이 Nord-500을 기반으로 한 연구 모델 PAV를 설계하였다. 항공기 내부에 케이블 하네스가 Cockpit, Engine, Gear, Tail을 잇도록 설계하였다. EMA3D는 Perala 등과 Plumer 등 그리고 Lalonde 등의 연구와 SAP ARP 5415에서 검증 가능한 소프트웨어로 언급되어 있다[27-29].

연구대상 PAV의 표면 재질은 복합재로 전기전도도(σ , Electric Conductivity)는 35,000 S/m를 입력하였다[30]. 케이블은 실제 항공기에 쓰이는 미전선규격 AWG(American Wire Gauge)의 0~20번의 짝수 번호를 사용하며, 이 중 AWG 18번을 선택하여 직경 1.02mm, 단면적 0.823mm², 허용 전류 크기 7~16A으로 설계하였다[31]. 차폐(Shielding)는 외부 잡음으로부터 케이블 내 신호를 보호하는 장치이며 보통 알루미늄 박막 형태인 포일(Foil)과 구리 철망 형태인 브레이드(Braid)가 있다. 본 연구에서는 해석 모델을 단순화하여 구리 재질의 박막으로 이루어진 Single Shielding을 사용하여 해석을 진행하였다. 나뉜 피격으로 인해 내부 케이블에 발생하는 과도신호 전류를 확인하기 위해 PAV 내부 Cockpit, Engine, Gear, Tail에 프로브를 통해 결과를 얻었다.

연구 모델 PAV 내부 케이블 하네스는 Fig. 7과 같이 설계하였다. PAV Nose에서 Cockpit으로 연결되는 Cable 1은 길이 100mm를 지니며 케이블 가운데 위치에 Cockpit 프로브가 설치되어 있다. Table 3을 통해 Nose에서 Front Tail로 이어지는 Cable 2는 길이 3433.3mm를 지니며 케이블의 가운데 지점에 Gear 프로브가 설치되어 있다. 이어 Cable 2의 Gear Port에서 Engine으로 이어지는 Cable 3은 길이 628.3mm를 지니며 케이블 끝부분에 Engine 프로브가 설치되어 있으며 Front Tail에서 Rear Tail을 잇는 Cable 4는 길이 100mm, 가운데 위치에 Tail 프로브를 지니도록 설계하였다.

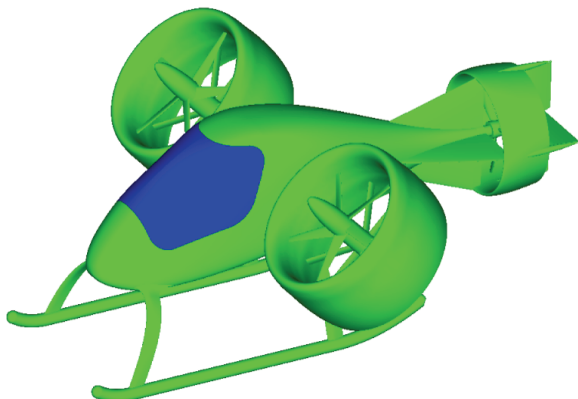


Fig. 6. Analysis model of PAV based on Nord-500

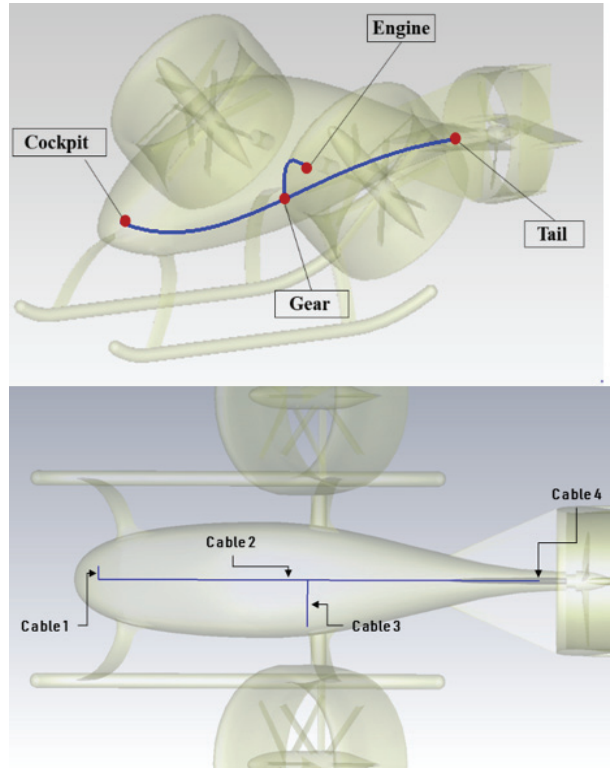


Fig. 7. Geometry of PAV with cable harness

Table 3. Length of PAV cable harness

	Cable 1	Cable 2	Cable 3	Cable 4
Length (mm)	100	3433.4	628.3	100

2.3.2 해석 기법 및 검증

EMA3D는 Curl형 Maxwell 방정식을 기반으로 하는 3차원 FDTD(Finite Difference Time Domain) 기반의 전자기장 수치해석 소프트웨어이다.

EMA3D의 MHARNNESS 소프트웨어를 활용하여 항공기 표면에 흐르는 전류로 인한 항공기 내부 케이블에 미치는 영향을 확인할 수 있다. 공간으로 퍼지는 전자기장을 나타내기 위해 EMA3D에 사용된 Maxwell 방정식의 패러데이 전자기 유도 법칙과 앙페르 법칙은 아래 식 (1), (2)와 같이 표현된다.

아래 식의 E는 전기장(Electric Field), H는 자기장(Magnetic Field), J는 전류 밀도(Current density), μ 는 투자율(Permeability), ϵ 는 유전율(Permittivity), σ 는 전기전도도(Conductivity)이다.

$$\nabla \times E = -\mu \frac{\partial H}{\partial t} \tag{1}$$

$$\nabla \times H = -\epsilon \frac{\partial E}{\partial t} + \sigma E + J \tag{2}$$

또한 전위차가 있는 폐회로에서 전류가 흘러감에 따라 주변 케이블을 인덕터(Inductor), 커패시터(Capacitor)로 고려하며 발생하는 전자기적 영향을 확인하기 위해 MHARNESS는 Transmission Line Formalism and Equations을 사용하며 아래 식과 같이 표현된다.

$$L \frac{\partial I}{\partial t} + RI = - \frac{\partial V}{\partial x} + E_x^{ic} \quad (3)$$

$$C \frac{\partial V}{\partial t} + GV = - \frac{\partial I}{\partial x} \quad (4)$$

위 식의 I는 케이블 전류, V는 케이블 전압, C는 커패시터 계수(Capacitance Coefficient), L은 인덕터 계수(Inductance Coefficient), R은 저항이며 G는 전도율(Conductance Coefficient), E는 외부전기장이다.

전산 시뮬레이션 수행에 앞서 해석 기법 검증을 위해 2014년 6월 미국 EMA3D社에서 RTCA DO 160G를 바탕으로 수행한 핀 주입 시험 결과와 비교하였다. 시험 케이블은 TSP(Twist Pair)를 사용하였으며 경계조건(Boundary Condition)은 시험 물체가 정적 상태에 있다고 가정하는 준정적 해석(Quasi-static Analysis)인 E-field Low Frequency를 선택하였다. Fig. 8과 같이 시험에 사용된 케이블 길이는 60inch (1,524mm)이며 접지 평면으로부터 거리는 2inch (50.8mm)이다. Component A 파형을 케이블 왼쪽에 주입시켜 케이블에 발생하는 전류 및 전압의 크기를 오실로스코프를 통해 관찰하는 시험이다[32].

시험 결과를 나타내는 Fig. 9는 실험값과 전산 해석 값 비교한 결과이다. 실험 결과 60 μ s에서 최대 전류 0.38A가 측정되었으며, 전산 해석 결과 65 μ s에서 최대 전류 0.38A가 측정되었다. 이를 통해 앞으로 본 논문에서 진행할 전산 해석 소프트웨어인 EMA3D의 유효성을 입증할 수 있다[33].

2.3.3 PAV에 대한 낙뢰 간접 인증 절차 확인

연구 모델 PAV에 대한 낙뢰 간접 영향성 인증 절차에 따라 전산 시뮬레이션 및 연구를 진행하였다.

적합성 인증을 받기 위해 장비 과도 설계 수준과 실제 과도 수준 사이에 적절한 Margin이 적용되어 있어야 한다. 먼저 장비 과도 설계 수준을 확인하기 위한 (1)~(4) 과정을 가졌다. 이후 (5)에서 연구 모델 PAV에 전산해석을 수행하여 케이블에 대한 실제 과도 수준을 확인하였다.

(1) 평가 시스템 식별

평가 대상 장비에 대한 장비 과도 설계 수준을 얻기 위해 각 위치에 대한 평가 수준을 결정한다. 예를 들어 조종사와 주요 항전장비 등이 밀집해있는 Cockpit과 항공기 전원과 동력원인 Engine의 경우 낙뢰로 인해 항공기 비행과 안전에 파국적인 문제를 일으킬 수 있다. 이에 시스템 낙뢰 인증 단계 A로

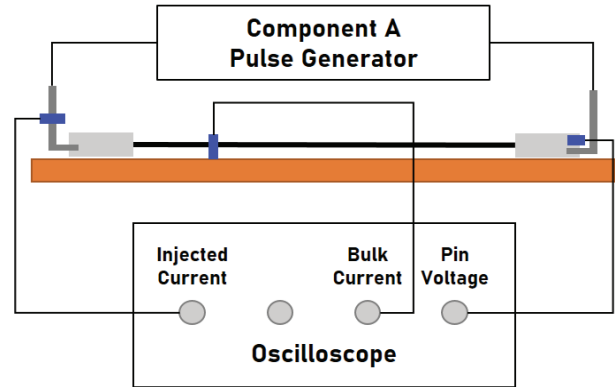


Fig. 8. Experimental model of cable, probes, and oscilloscope

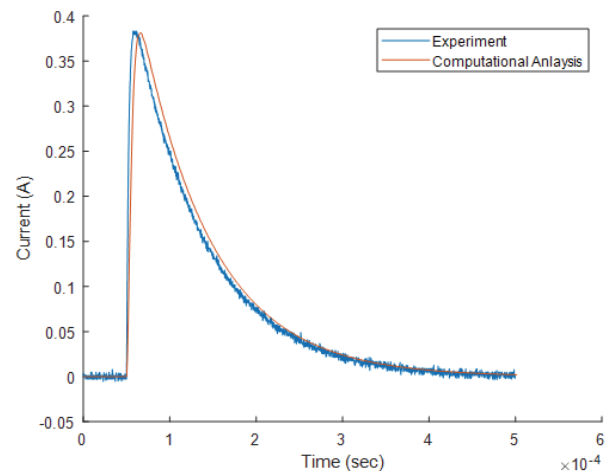


Fig. 9. Comparison of experimental data and computational results

선택할 수 있으며 이외에 Gear, Tail은 주요한 문제를 일으킬 수 있는 시스템 낙뢰 인증 단계 C를 선택하여 평가시스템으로 선정할 수 있다.

(2) 항공기 낙뢰 피격 구역 결정

다음은 낙뢰 피격 구역을 선정하기 위해 전산 소프트웨어 CST의 정전위 시뮬레이션을 PAV에 적용하여 낙뢰 피격구역을 결정한 연구사례를 활용했다[10]. 이를 통해 PAV의 낙뢰 초기 부착 지점인 Zone 1A 영역을 확인할 수 있다.

(3) 각 영역에서 낙뢰 환경 설정

각 영역의 낙뢰 환경을 설정하기에 앞서 Fig. 10을 통해 SAE ARP 5416A에 규정된 회전익 항공기 지상 시험을 개인용 항공기에 적용해보았다. PAV 스킴의 끝부분을 금속 평판과 접지하여야 하며 금속 평판은 두께 0.25mm, 넓이 2.5m², 길이 0.75m 이상의 구리 또는 알루미늄을 사용한다[34]. 입력 파형은 Zone 1A 영역에 해당하는 파형인 최대 전류 크기가 200kA의 Component A 파형을 주입하였다[35].

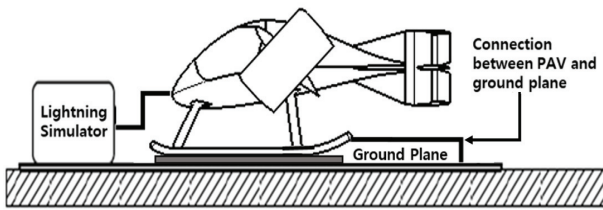


Fig. 10. PAV ground plane arrangement

(4) 평가 시스템의 낙뢰 과도 환경 결정

낙뢰 간접 영향에 대한 적합성 인증 절차를 따라 RTCA DO 160G Sec. 22에 나타난 낙뢰 과도 환경을 선정하는 과정을 가졌다. 이를 통해 개인용 항공기 내부 평가 장비에 시험할 수 있는 입력 파형을 선택할 수 있다[36-38].

본 연구 모델 PAV는 개구성 결합으로 가정했으며 차폐가 한번 적용된 (Single Shielding) 케이블을 모델링 했고 시험 방법은 단일 타격(Single Stroke)으로 진행하였다. 위 조건들을 만족시키는 시험 파형은 핀 주입 시험에서 Waveform Set A, 케이블 번들 시험에서 Waveform Set E, J가 있으며, 이에 해당하는 시험 파형 번호(Test Waveform Nos.)는 핀 주입 시험에서 V_{oc}/I_{sc} (V_{oc} : Open Circuit Voltage, I_{sc} : Short Circuit Current)가 3/3, 4/1, 케이블 번들 시험에서 WF1, 3을 적용한다. 끝으로 시험 수준(Test Level)은 각 위치에 설치된 항전장비들이 적당히 (Moderately) 전자기 환경에 설치되었다고 가정하여 Level 3을 선택하였다[39,40].

이들을 종합하여 피격된 연구 모델 PAV의 낙뢰 과도 환경은 Table 4를 참고할 수 있다. 여기서 V_T , I_T 는 시험 전압 및 전류 크기이며, V_L , I_L 은 한계 전류, 전압의 크기이다. 핀 주입 시험에서 600V/24A, 300V/60A이며 단일 타격 케이블 번들 시험에서 600V/120A를 적용하여 기체 내부의 낙뢰 과도 환경을 모사할 수 있다.

(5) ETDL 및 ATL 확인

입력 파형에 대해 PAV 내부 케이블의 실제 과도 수준인 ATL을 확인하기 위해 전자기 해석 소프트웨어 EMA3D를 활용하여 전산 시뮬레이션을 수행하였다. 낙뢰는 (3)에서 확인한 Zone 1A 영역인 Nose와 Windshield 윗부분에 주입되는 두 가지 경우를 Fig. 11과 같이 다루었으며, Skid 끝부분을 통해 낙뢰가 외부로 방출되도록 진행하였다. 전산 해석에는 SAE ARP 5412B에 규정된 Component A 파형을 입력 파형으로 사용하였다. 해석 시간은 과도신호가 충분히 감소하는 0~0.25s 동안 진행하였으며, 항공기는 움직이지 않고 정지해있다고 가정하였다. 경계조건은 대기 환경을 모사하여 항공기에서 발생한 신호가 경계층에서 반사되지 않고, 흡수, 제거 그리고 복사되는 MUR 1 on H-Fields를 사용하였다.

Table 4. Generator setting for pin injection and cable bundle single stroke tests

Pin Injection Test					
Level	Waveforms				
	3/3	4/1	5A/5A		
	V_{oc}/I_{sc}	V_{oc}/I_{sc}	V_{oc}/I_{sc}		
1	100/4	50/10	50/50		
2	250/10	125/25	125/125		
3	600/24	300/60	300/300		
4	1500/60	750/150	750/750		
5	3200/128	1600/320	1600/1600		
Cable Bundle Test					
Level	Waveforms				
	2/1	2/1	3/3	4/1	4/5A
	V_L/I_T	V_T/I_L	V_T/I_L	V_T/I_L	V_L/I_T
1	50/100	50/100	100/20	50/100	50/150
2	125/250	125/250	250/50	125/250	125/400
3	300/600	300/600	600/120	300/600	300/1000
4	750/1500	750/1500	1500/300	750/1500	750/2000
5	1600/3200	1600/3200	3200/640	1600/3200	1600/5000

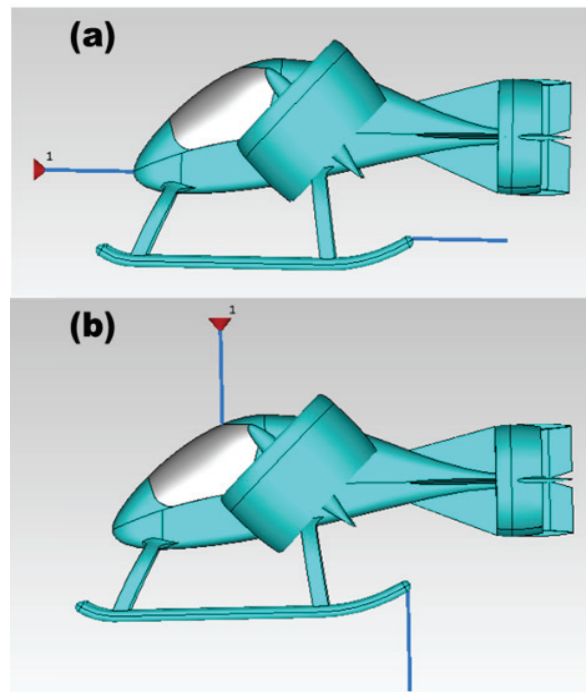


Fig. 11. Two cases of lightning attachment and detachment point in analysis model

Table 5. Maximum lightning transient responses on probes

Maximum Induced Current	Cockpit	Engine	Gear	Tail
Case 1	1830 A	303 A	335 A	212 A
Case 2	108 A	132 A	492 A	188 A

그 결과 Table 5를 참고하여 Case 1, Case 2의 최대 유도전류 크기를 확인할 수 있다. Case 1은 낙뢰가 Nose에 부착되어 Skid로 방출되는 경우이다. Case 1의 Cockpit, Engine, Gear, Tail에서 최대 유도전류 크기/최대 유도전류 발생 시간은 1830A/95 μ s, 303A/1.61ms, 335A/8.3ms, 212A/19.08ms으로 측정되었다. 또한 최대 유도 전류 크기의 절반 크기로 줄어드는 반감기는 각 위치에서 173 μ s, 1.9ms, 9.3ms, 20.01ms으로 도출되었다. Case 2는 낙뢰가 Windshield 윗부분에서 Skid로 방출되는 경우이다. Case 2의 해석 결과 108A/831 μ s, 132A/62 μ s, 492A/1.05ms, 188A/4.7ms가 측정되었다. 또한 Case 2의 반감기는 1.15ms, 817 μ s, 1.3ms, 5.06ms으로 도출되었다. 이를 바탕으로 낙뢰 초기 파형인 Component A 파형이 PAV 내부 각 영역의 케이블에 미치는 실제 과도 수준인 ATL을 확인할 수 있다.

(6) 인증 요구 조건 충족 여부 확인

전산 해석 결과를 통해 확인한 실제 과도 수준과 시험할 장비의 장비 과도 설계 수준을 비교하여 적절한 마진이 적용된 값을 지녀 인증 요구 조건을 충족하는지 확인한다.

2.4 해석 결과

해석 결과는 Fig. 12와 같이 PAV Nose 부분에 부착하는 Case 1의 경우 낙뢰가 PAV를 관통하여 기체 내부 전 영역에 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수

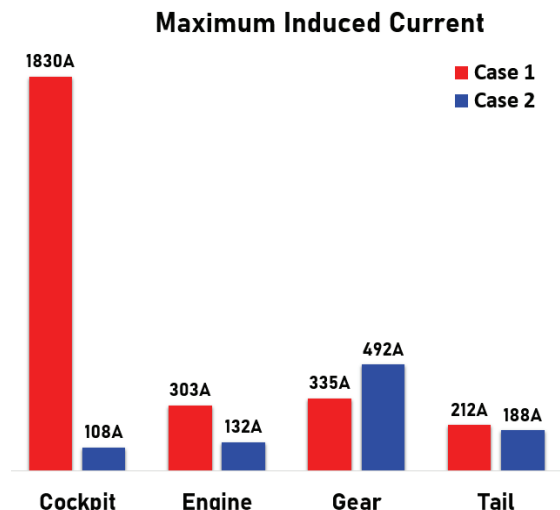


Fig. 12. Maximum induced current on cable

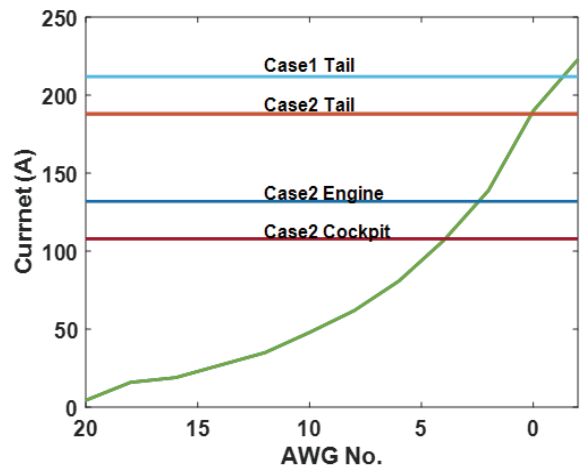


Fig. 13. Induced current result and allowable current by AWG number

있다. 특히 낙뢰 부착 위치와 가까운 Cockpit에서 다른 위치의 약 6배 이상의 유도전류가 발생한다. 또한 Windshield 윗부분에 부착하는 Case 2의 경우 기체 표면으로 퍼지는 전류량보다 Skid를 통해 방출되는 전류량이 많아 Case 1에 비해 유도 전류 크기가 작은 것을 확인할 수 있다. 다만 방출되는 전류가 집중되는 Gear의 경우 다른 영역보다 약 3~4배 큰 값이 발생한다. Fig. 13에서 AWG 번호에 따른 최대 허용 전류와 Case에 따라 각 지점에서의 최대 전류 값을 나타낸다. Case 1의 경우 Tail을 제외한 영역에서는 모든 AWG의 허용 전류 크기를 초과하였으며, Tail에서 AWG 00(2/0)번만이 허용전류 내 유도 전류 값을 지닌다. Case 2의 경우 Gear에서 발생한 유도전류는 AWG 전 영역의 허용 전류를 초과하였으며 Cockpit에서 AWG 4번 이상, Engine에서 AWG 2번 이상, Tail에서 AWG 0번, 00(2/0)번 케이블의 최대 허용 전류 내에 존재한다. 본 해석 결과인 실제 과도 수준 값에 적절한 마진 값을 적용시켜볼 수 있다. Table 3을 바탕으로 수행된 장비 과도 설계 수준 값과 비교하여 낙뢰 적합성 유무를 판단할 수 있다. 이를 바탕으로 PAV 각 영역의 실제 과도 수준을 확인하고 적절한 케이블을 선정해야하며 이를 통해 차폐, 접지를 통한 낙뢰 간접 보호 장치가 필요함을 확인할 수 있다.

III. 결론

본 연구에서는 미항공연방청(FAA)에서 발행한 AC 30 136B에 규정된 낙뢰 간접 영향성에 대한 인증 절차를 PAV에 적용하는 방안에 대해 살펴보았다. 이를 위해 RTCA DO 160G Sec. 22에 규정된 항공기 낙뢰 간접 시험의 종류인 핀 주입 시험과 케이블 번들 시험을 알아보았다. 낙뢰 피격 구역에 따른 PAV의 낙

되 파형을 SAE ARP 5412B에 따라 Component A 파형을 선택하였다. 이어 낙뢰 피격으로 인해 PAV 내부에 발생하는 과도 환경을 설정하였다. 이를 통해 PAV에 대한 장비 과도 설계 수준을 선택할 수 있는 방법을 알아보았다.

PAV의 ATL을 확인하기 위해 SAE ARP 5416A에 규정된 방법을 알아보았다. 이를 바탕으로 Maxwell 방정식에 기초한 전자기 해석 소프트웨어인 EMA3D를 활용하여 PAV 내부에 Cockpit, Engine, Gear, Tail을 연결하는 케이블 하네스를 설계하였다. 이후 미국 EMA3D社에서 수행한 핀 주입 시험 결과와 비교하여 해석 기법에 대해 정확성을 검증하였다. 이어 항공기 낙뢰 피격 구역 Zone 1A로 선정된 PAV의 Nose 부분과 Windshield 윗부분에 Component A 낙뢰 파형을 부착시켜 Skid 끝부분을 통해 방출되는 두 가지 경우에 관한 결과를 비교하였다. 그 결과 Nose로 낙뢰가 부착되는 Case 1의 경우 낙뢰 부착 위치와 가까운 Cockpit에서 최대 1830A가 측정되었으며 Windshield 윗부분에 낙뢰가 부착되는 Case 2의 경우 낙뢰가 방출되는 위치와 가까운 Gear에서 최대 전류 492A가 측정되었다. 이러한 값은 항공기에 쓰이는 AWG 케이블을 선택할 수가 있으며, Case 1의 경우 Cockpit, Engine, Gear, Case 2의 경우 Gear에 대해 케이블 차폐 이외에 다른 낙뢰 보호 설계 및 장치가 필요하다.

이를 통해 SAE ARP 5416A에 제시된 항공기 수준 단위의 전산해석을 수행하여 케이블에 대한 실제 과도 수준을 파악하였다. 또한 RTCA DO 160G Sec.22를 통해 PAV 항공 전자 장비의 장비 과도 설계를 얻을 수 있는 방법을 확인하였다. 또한 측정된 케이블의 ATL을 바탕으로 적절한 낙뢰 간접 보호 장치가 필요하며 이들 선정과 설계에 도움이 되는 자료를 제공하고자 한다. 앞으로 한국에서 개발한 PAV뿐만 아니라 다른 항공기에 대해 인증 경쟁력을 갖추기 위한 노력과 연구가 수행되어야 할 것이다.

후 기

이 논문은 국토교통부와 국토교통과학기술진흥원 및 항공안전기술원의 민수헬기인증개발사업의 지원을 받아 수행되었습니다(20CHTR-C139569-04).

References

1) Kim, J. J., Baek, S. T., Song, D. G. and Myong, R. S., "Computational Simulation of Lightning Strike on Aircraft and Design of Lightning Protection System," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44,

No. 12, 2016, pp. 1071~1086.

2) Parmantier, J. P., Issac, F. and Gobin, V., "Indirect Effects of Lightning on Aircraft and Rotorcraft," *Aerospace Lab*, Issue 5, AL05-10, 2012.

3) Morgan, D., Hardwick, C. J., Haigh, S. J. and Meakins, A. J., "The Interaction of Lightning with Aircraft and the Challenges of Lightning Testing," *Aerospace Lab*, Issue 5, AL05-11, 2012.

4) Park, S. M. and Kim, S. K., "Study on the Risk Analysis of Complex Electrical Fire by the Partial Disconnection and Tracking," *Korean Institute of Fire Science and Engineering*, Vol. 31, No. 4, 2017, pp. 111~118.

5) Flight Safety Foundation, "SUKHOI Superjet 100-95," *FSF Accidents and Incidents*, 2019.

6) Wang, S. M., Chen, X. N., Guo, F. and Huang, L. Y., "Lightning Indirect Effects on UH-1H Helicopter: Numerical Simulation Analysis and EM Shielding," *2017 IEEE 5th International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC-Beijing)*, 2017, pp. 1~4.

7) Qing, Y. F., Ye, Z. F. and Zhang, H. B., "Impact of Modeling Simplifications on Lightning Strike Simulation for Aeroengine," *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2019, Article ID. 5176560, 2019, pp. 1~11.

8) Jullien, C., Genoulaz, J., Dieudonné, A., Vonfelt, J. J. and Crousier, G., "Lightning Modeling Process for Helicopter Engine Harness Cable," *2017 International Symposium on Electromagnetic Compatibility-EMC EUROPE*, 2017, pp. 1~6.

9) Gutiérrez, G., Gil, E. P., Gómez, D. G. and Gómez, J. I. P., "Finite-Difference Time-Domain Method Applied to Lightning Simulation and Aircraft Certification Process," *Proceeding of the 10th International Symposium on Electromagnetic Compatibility*, 2011, pp. 750~750.

10) Yang, B., Zhou, B. H., Chen, B., Wang, J. B. and Meng, X., "Numerical Study of Lightning-Induced Currents on Buried Cables and Shield Wire Protection Method," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, Vol. 54, No. 2, 2012, pp. 323~311.

11) SAE ARP 5415 Revision B - User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning, SAE Aerospace, 2020.

12) Han, S. H. and Seo, J. W., "Trends in Aircraft Lightning Indirect Effects Certification," *Current Industrial and Technological Trends in*

Aerospace, Vol. 5, No. 2, 2007, pp. 87~97.

13) Jeong, D. Y., "A Study on Means of Compliance for Lightning Protection in the System and Structure of Air Vehicles," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 14, 2020, pp. 49~55.

14) Park, S. W., Kim, Y. G., Kang, Y. S. and Myong, R. S., "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, 2019, pp. 60~69.

15) Aprá, M., D'Amore, D., Gigliotti, K., Sarto, M. S. and Volpi, V., "Lightning Indirect Effects Certification of a Transport Aircraft by Numerical Simulation," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, Vol. 50, No. 3, 2008, pp. 513~523.

16) Chen, C., Wei, Y., Yang, Z., Enrong, W., Chunxiao, F., Runqing, M. and Jiaming, Z., "Simulation and Analysis of EMP Transient Electromagnetic Effect of Aircraft," *Journal of Engineering*, Vol. 2019, Iss. 16, 2019, pp. 2464~2467.

17) Zhang, M. and 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*, 2010, pp. 1197~1200.

18) Sun, C. and Zhang, M., "Simulation Design of Harness Protection against Lightning for Aircrafts," *2014 International Conference on Lightning Protection(ICLP)*, 2014, pp. 1254~1257.

19) Huang, L., Gao, C., Guo, F. and Sun, C., "Lightning Indirect Effects on Helicopter: Numerical Simulation and Experiment Validation," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, Vol. 59, No. 4, 2017, pp. 1171~1179.

20) Ministry of Land, Infrastructure and Transport, https://www.index.go.kr/potal/main/EachDtlPageDetail.do?id_x_cd=1257, 2020.

21) Korea Aerospace Research Institute, "Technical Market Trends and Industrial Environment Analysis Report of Personal Air Vehicle," *Aerospace Issue*, 2019.

22) Korea Institute of Materials Science, "Development of Materials, Systems and Engineering Technology Research Planning Report of Personal Air Vehicle," 2019.

23) Institute for Information and Communications Technology Promotion, <https://www.iitp.kr/kr/1/knowledge/organScrapView.it>, 2018.

24) Institute for Information and Communications

Technology Promotion, <https://www.iitp.kr/kr/1/knowledge/organScrapView.it>, 2017.

25) Aerossurance Aircraft Accident Report, <http://aerossurance.com/safety-management/ntsb-787-lightning-strike/#respond>, 2018.

26) AC 20 136 Revision B - Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection, Federal Aviation Administration, 2011.

27) Perala, R. A., Rudolph, T. H., Mckenna, P. M. and Jones, C., "Application of Numerical Analysis to The Electromagnetic Effects Validation of Aircraft," *AIAA/IEEE Digital Avionics System Conference 12th DASC*, 1993, pp. 185~190.

28) Plumer, A., Perala, R. A. and Jaeger, D., "Lightning and Electrostatic Charge Effects and Protection Design Approaches for Large Transport Airships," *National Technical Systems Report*, 2001, pp. 1~10.

29) Lalonde, D., Kitaygorsky, J., Tse, W., Brault, S., Kohler, J. and Weber, C., "Computational Electromagnetic Modeling and Experimental Validation of Fuel Tank Lightning Currents for a Transport Category Aircraft," *International Conference on Lightning and Static Electricity (ICOLSE)*, 2015, pp. 115~119.

30) Kang, Y. S., Park, S. W., Roh, J. S. and Myong, R. S., "Computational Investigation of Expanded Metal Foils on the Lightning Protection Performance of a Composite Rotor Blade," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 1, 2021, pp. 203~221.

31) *Technical Handbook & Catalog*, Standard Wire & Cable, co., 2006.

32) EMA3D EMC 2016 Demo, Electro Magnetic Applications, Inc., 2019.

33) EMA3D (Version 4.0) MHarness User Manual, Electro Magnetic Applications, Inc., 2014.

34) SAE ARP 5416 Revision A - Aircraft Lightning Test Methods, SAE Aerospace, 2013.

35) SAE ARP 5412 Revision B - Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms, SAE Aerospace, 2013.

36) RTCA DO 160 Revision G - Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment Section 22 - Lightning Induced Transient Susceptibility, Rev. December 2010, pp. 327~331.

37) Jeong, D. Y., "Full Vehicle Test of Rotorcraft against the Lightning Indirect Effects," *Proceeding of the Society for Aerospace System Engineering Fall Conference 2018*, 2018, pp. 1~3.

38) Han, S. H., "Certification of Aircraft System and Avionics Equipment against Lightning Indirect Effect," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 1, 2005, pp. 247~259.

39) Sim, Y. G., Ahn, T. S., Park, J. H., Han, J. P. and Yang, S. H., "Development and Verification of Lightning Induced Transient Protection Device

for Avionics Computer," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 19, No. 5, 2015, pp. 395~402.

40) Lee, J. P. and Tae, J. S., "Indirect Lightning Tests for T-50 Aircraft," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference 2006*, 2006, pp. 883~888.