

비행체 시스템과 구조물의 낙뢰 보호 적합성 입증방법에 관한 고찰

정덕영^{1,†}

¹한국항공우주연구원

A Study on Means of Compliance for Lightning Protection in the System and Structure of Air Vehicles

Duckyoung Jeong^{1,†}

¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The average probability of a lightning strike to transport aircraft operating in airline service has been estimated to be approximately one strike in every year (or one strike per 1,000 through 20,000 flight hours). The important thing is not the probability of a lightning strike to aircraft, but the fact that aircraft is struck by lightning. Therefore, lightning protection design for aircraft should be qualified and compliance with airworthiness standards related to lightning protection must be substantiated in the process of certification. In this paper, I studied means of compliance for lightning protection through analysis of some test cases, including the KC-100 airplane that firstly obtained civil type certificate in Korea. Based on this paper, it will be also necessary to study on the effect of lightning for space launch vehicles.

초 록

항공사에서 운용되는 수송급 항공기는 평균적으로 연 1회(또는 1,000~20,000 비행시간 당 1회) 낙뢰에 피격되는 것으로 추정된다. 그러나 피격 확률이 중요한 것이 아니라 항공기가 낙뢰에 피격된다는 사실이 중요하다. 그러므로 인증 과정에서 항공기의 낙뢰보호설계가 검증되고 낙뢰 관련 감항기준에 대한 적합성이 입증되어야 한다. 본 논문에서는 우선적으로 우리나라 최초로 민간 형식증명을 획득한 KC-100 비행기 및 일부 시험 사례 분석을 통해 낙뢰에 대한 적합성 입증방법을 고찰하였다. 향후 본 논문을 바탕으로 우주발사체에 대한 낙뢰 영향성도 고찰해 볼 필요가 있다.

Key Words : Lightning(낙뢰), Means of Compliance(적합성 입증방법), Airworthiness Standard(감항기준), Catastrophic Failure(과국적 고장), Lightning Protection Design(낙뢰보호설계), Type Certificate(형식증명)

1. 서 론

항공기는 운항 중에 낙뢰에 피격되더라도 안전한 운항을 지속적으로 유지할 수 있다. 그 이유는 1930년대 말부터 낙뢰를 유발시키는 기상, 항공기가 낙뢰에 피격되는 확률, 그리고 낙뢰 피격으로 인한 영향성 등이

지속적으로 연구되어 왔으며, 그에 따른 낙뢰에 대한 보호 설계가 항공기에 적용되어 있기 때문이다. 또한, 복합 소재의 적용, 첨단 항전장비의 증가 등 항공기 기술이 발전함에 따라 이에 상응하는 낙뢰보호설계도 발전하고 있다. 물론 인증 과정에서 낙뢰보호설계가 적절하게 적용되었는지 검증되고 낙뢰 관련 감항기준에 대한 적합성이 입증되어야 한다.

항공기에 미치는 낙뢰의 영향성은 크게 두 가지로, 낙뢰 피격으로 인해 항공기가 직접적으로 손상되거나 연료탱크 내 가스 점화로 인한 폭발을 일으키는 직접

Received: Mar. 09, 2020 Revised: Mar. 20, 2020 Accepted: Mar. 24, 2020

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2538, E-mail: dyjeong@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

영향과 낙뢰 피격 시 흐르는 낙뢰 전류로 인해 발생하는 전자기장에 의해 항전장비 및 시스템이 고장 또는 오작동을 일으키는 간접영향으로 분류할 수 있다.

본 논문에서는 우리나라 최초로 민간 형식증명(type certificate)을 획득한 KC-100 비행기 및 일부 시험 사례 분석을 통해 낙뢰직접영향과 낙뢰간접영향에 대한 적합성 입증방법을 고찰하였다.

2. 낙뢰 보호에 대한 감항기준 분석

항공기의 낙뢰보호설계에 대한 적합성을 입증해야 하는 이유는 항공기가 낙뢰에 피격될 수 있다는 사실과 더불어 감항기준(항공기 기술기준)을 만족시키기 위함이다. 감항기준은 항공기에 대한 안전성 보장뿐만 아니라 인증을 획득하기 위해 준수해야 하는 기준이다.

Table 1은 항공기 분류에 따른 낙뢰 관련 감항기준 요건으로 구조물, 연료시스템, 전기전자시스템, 엔진시스템, 엔진조종시스템 및 프로펠러에 대해 적용되고 있다[1]. 이 기준들의 공통적인 대전제는 낙뢰로 인해 항공기가 파국적인 고장(catastrophic failure)을 일으키지 않도록 보호되어야 한다는 것이다. 즉, 항공기의 낙뢰 피격으로 인한 어느 정도의 손상 및 고장은 현실적으로 허용된다는 의미를 내포하고 있다.

Table 1 Airworthiness Standards related to Lightning

Category	Airplane		Rotorcraft	
	Normal	Transport	Normal	Transport
Structure	23.2335	25.581	27.610	29.610
Fuel sys.	23.2430	25.954	27.954	29.954
E&E* sys.	23.2515	25.1316	27.1316	29.1316
Engine Propeller	33.91, 33.28, 35.38			

*Electrical and Electronic

결국 항공기, 엔진, 프로펠러는 그 설계에 대한 안전성을 보장하기 위해서 해당 감항기준에 따른 적합성을 입증하여 형식증명을 받아야 한다. 항공기, 엔진, 프로펠러에 대한 국제민간항공기구(ICAO)의 감항성 표준과 국가별 항공당국의 감항기준 체계가 유지되고 있으며 미국(FAR)과 우리나라(KAS)의 경우 기술적으로 동

등한 기준을 가지고 있다[2].

3. 낙뢰직접영향시험

3.1 항공기 낙뢰피격구역

항공기의 낙뢰피격구역을 지정함에 있어서 가장 큰 영향을 주는 요소는 항공기 소재가 아닌 항공기 형상이다. 그 이유는 레이돔, 윙팁과 같이 전하가 집중되는 뾰족하거나 돌출된 부위에 낙뢰가 부착될 가능성이 높기 때문이다.

SAE ARP5414 “항공기 낙뢰 구역”에서 일부 항공기 형상별 낙뢰피격구역에 대한 기준을 제시하고 있으며 이 중에서 Fig. 1은 단발 엔진의 프로펠러 항공기에 대한 낙뢰피격구역을 보여준다[3]. 낙뢰피격구역에 대한 정의와 기준을 바탕으로 시험 전 개발 항공기 형상을 고려한 낙뢰피격구역을 설정해야 한다.

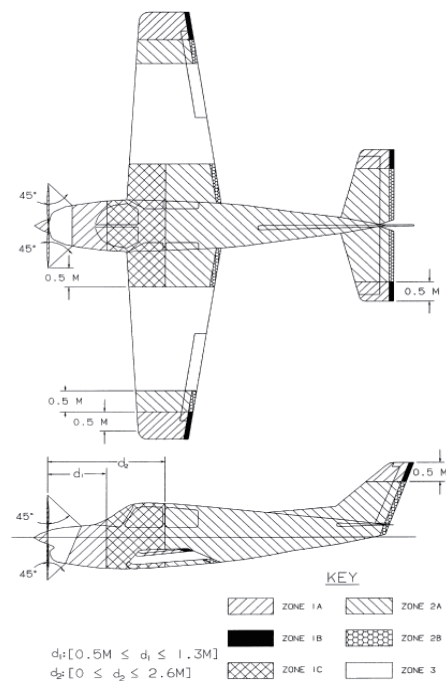


Fig. 1 Lightning Strike Zone for Single Engine Propeller Driven Aircraft

- Zone 1A : 최초 복귀 뇌격 구역
- Zone 1B : 최초 복귀 뇌격이 일정 시간 잔류하는 구역
- Zone 1C : 최초 복귀 뇌격이 전이되는 구역
- Zone 2A : 후속 복귀 뇌격 구역

- Zone 2B : 후속 복귀 뇌격이 일정 시간 잔류하는 구역
- Zone 3 : 1, 2 구역 이외의 전류 전도 구역

3.2 낙뢰시험용 파형

낙뢰는 매번 상이한 전압 및 전류 파형을 가지는데 이를 정형화해야 인증시험에 적용할 수 있다. 낙뢰직접 영향시험에 적용할 수 있는 표준화된 전류 성분(current component)은 Fig. 2와 같이 A, B, C, D이며 경우에 따라 낮은 고도에서 비행하는 항공기에 적용하는 A_H 와 금속 표면의 녹는 정도를 평가할 때 적용하는 C^* 도 사용될 수 있다[4].

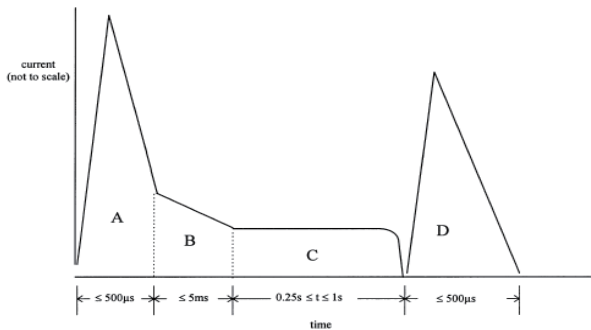


Fig. 2 Current Components A through D for Direct Effects Testing

3.3 시편을 이용한 낙뢰시험

시편 시험은 우선 항공기의 낙뢰피격구역을 정의하고 구역별 항공기 구조물의 일부분에 대해 설계와 동일한 시편을 제작하여 구역별로 적용할 수 있는 표준화된 전류 성분을 인가하는 방식으로 수행된다.

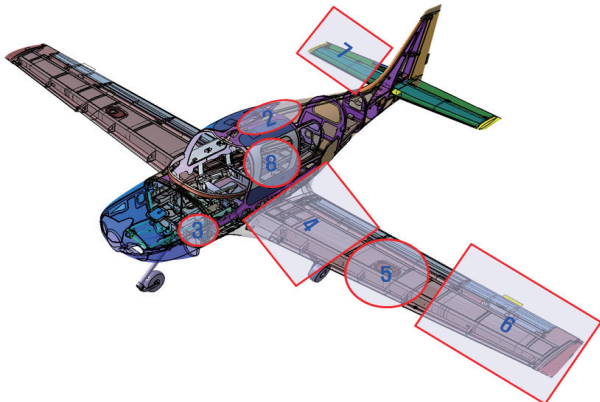


Fig. 3 Test Article Location in KC-100 Airplane

Figure 3은 KC-100 비행기의 낙뢰피격구역별 시편 제작 부위를 설정한 것으로 각 부위별 시편 제작 후 낙뢰시험을 수행하였다[5]. 각 부위별 시편 목록은 Table 2를 참고한다.

Table 2 Test Article List

No	Test Article
1	Structural Skin panel
2	Fuselage Centerline Joint
3	Firewall-Fuselage-Cowling Joint
4	Wing to Fuselage Electrical Bonding and Inboard Fuel Tank Specimen
5	Fuel Tank Access Door with Drain Valve & Fuel Filler Cap Installations
6	Outboard Wing Section and Outboard Fuel Tank
7	Horizontal Stabilizer
8	Window

일례로 Fig. 3의 4번에 위치하는 날개와 동체 간 연결부 시편에 대한 시험을 고찰하였다. 이 시험의 목적은 낙뢰 전류로 인해 항공기의 파괴적인 고장을 일으키는 치명적인 구조물 손상이 발생하는지, 연료 가스를 점화시킬 수 있는 아크가 연료탱크(날개) 내부에서 발생하는지를 검증하기 위한 것이다. 본 시험의 낙뢰 피격구역은 Zone 2A로 식별하였고 후속 복귀 뇌격을 모사하는 낙뢰 전류 파형 D, B, C^* 를 적용하였다. 낙뢰 전류 파형은 본 시험 전 더미(dummy) 시험을 통해 검증하였다.

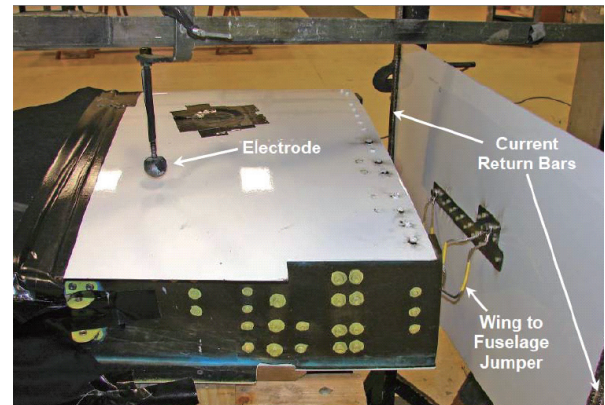


Fig. 4 Test Setup for Wing to Fuselage Interface

Figure 4는 본 시험에 대한 구성을 보여준다. 전극(electrode)을 통해 낙뢰 전류 성분이 인가되면 낙뢰 전류는 날개와 동체 사이의 분당 점퍼로 흘러 전류 리턴 바(current return bars)를 통해 그라운드로 빠져 나가게 된다.

아크로 인한 연료탱크 폭발을 모사하기 위해 날개 내부에는 200 μJ 이상의 아크가 발생 시 점화될 수 있도록 혼합가스(산소, 수소, 아르곤)를 채우고 더불어 아크 발생 유무를 확인하기 위한 카메라를 설치하였다.

시험 결과 Fig. 5와 같이 낙뢰 전류로 인해 전극 아래의 복합재 일부가 손상되었고 체결부가 검게 그을렸으며 도장 일부가 떨어져 나갔다. 전반적으로 시편이 크게 손상되지 않았고 연료탱크 내부에 아크도 발생되지 않았다. 또한 시험 중 날개와 동체 사이에 스파크가 발생하였으나 연료 가스를 점화시키는 위치가 아니고 구조물에도 손상을 입히지 않았으므로 문제가 되지 않았다. 손상에 대한 정량적인 결과는 손상 부위를 절단하여 절단면을 확인하는 파괴검사, 방사선투과검사 및 초음파탐상검사를 통해 손상부위 표면 및 내부를 확인하는 비파괴검사 그리고 손상 부위를 보수적으로 제거한 상태에서의 구조분석 등을 통해 도출하였다.

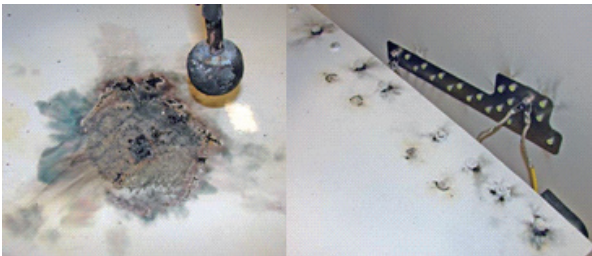


Fig. 5 Test Result for Wing to Fuselage Interface

3.4 낙뢰직접영향에 대한 적합성 입증

날개와 동체 간 연결부 시편에 대한 시험은 감항기준 23.2335(구조물)와 23.2430(연료시스템)에 대한 적합성을 입증하는 시험 중 하나로 볼 수 있다. 시험 결과를 바탕으로 시편 형상의 구조물은 낙뢰로 인한 파괴적인 영향으로부터 보호되고 연료탱크 내에 점화되는 것을 방지할 수 있는 적절한 설계가 반영된 것으로 판단할 수 있다. 그러므로 낙뢰직접영향시험을 통해 해당 감항기준에 대한 적합성을 입증할 수 있는 것이다.

4. 낙뢰간접영향시험

4.1 장비 수준의 낙뢰시험

현대의 항공기에는 수많은 항전장비가 탑재되지만 그 만큼 낙뢰간접영향에는 더욱 취약해 진다고 볼 수 있다. 그러므로 RTCA DO-160, Section 22 “낙뢰 유도 과도현상 감응성” 시험 절차에 따라 낙뢰간접영향으로 발생하는 과도현상(transient)에 대한 항전장비의 내성 수준을 정확하게 평가해야 한다[6].

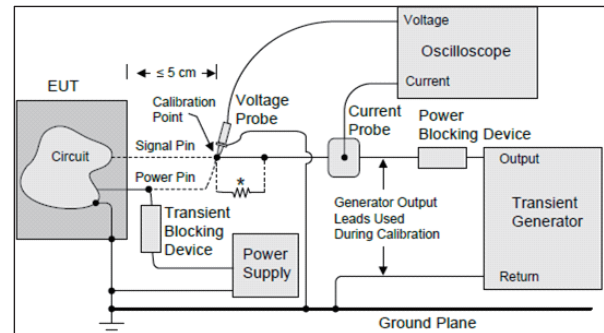


Fig. 6 Pin Injection Test Setup^[6]

이를 위한 시험에는 항전장비의 손상 여부를 평가하기 위한 핀 주입시험(pin injection)과 항전장비의 손상 및 기능 장애 여부를 평가하기 위한 케이블 번들시험(cable bundle)이 있다. 핀 주입시험은 Fig. 6과 같이 항전장비의 커넥터 핀에 WF3(waveform3), WF4, WF5A 시험 파형을 직접 인가하는 시험이다. 항전장비의 항공기 내 장착 위치 및 예상되는 적용 파형의 특성을 고려하여 핀 주입시험과 더불어 케이블 번들시험을 수행하기도 한다. 케이블 번들시험은 WF1, WF2, WF3, WF6 시험 파형이 적용되는 경우 케이블 유도시험(cable induction), WF4, WF5 시험 파형이 적용되는 경우 접지 주입시험(ground injection)이 적용된다.

시험 파형은 6가지로 WF1~WF6으로 구분되며 감쇄사인 파형인 WF3를 제외하고 나머지는 이중 지수 파형이다. 또한 이들 파형은 내부 배선의 반응을 모사하기 위해 항공기 외부에 가장 극한 뇌격인 단일 뇌격(single stroke), 최초 복귀뇌격과 후속 복귀뇌격으로 구성되는 다중 뇌격(multiple stroke), 다중 파열성 뇌격인 다중 파열(multiple burst)의 형태로 적용된다[7].

4.2 ETDL 확인

Figure 7은 2018년 4월에 수행한 핀 주입시험을 통해 획득한 데이터의 일부이다[8]. 대상 장비는 LIG넥스원에서 제작한 무장관리컴퓨터였으며 인가된 시험 파형은 WF3, Level 3, 단일 뇌격(정극성)으로 600 V(+10%), 24 A(+10%), 1 MHz($\pm 20\%$)의 전기적 특정을 가진다.

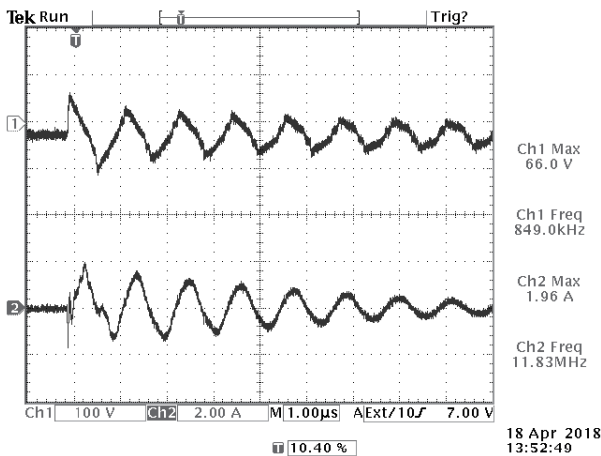


Fig. 7 Measured WF3 (Lv.3, single stroke, positive)

이 시험에서 측정된 데이터를 보면 인가된 시험 파형보다 작은 과도현상 파형이 시험 대상 장비에 주입되는 것을 확인할 수 있다. 이는 장비 커넥터 핀 뒤에 TVS(Transient Voltage Suppressor)와 같은 낙뢰보호설계가 적절하게 반영되었음을 보여준다.

장비 수준의 낙뢰시험 후 시험 대상 장비의 소자, 절연체 등에 손상 흔적이 발견되지 않았고 기능 점검 결과 정상 상태임이 확인되었으므로 본 시험 대상 장비는 시험 요구 조건에 대한 내성이 있다고 판단할 수 있다. 이 시험 요구 조건을 시험 대상 장비의 과도현상 설계 수준인 ETDL(Equipment Transient Design Level)로 지정하고 향후 낙뢰간접영향에 대한 최종 평가 시에 이용하게 된다.

4.3 항공기 수준의 낙뢰시험

항전장비를 항공기에 탑재하기 위해서는 개별 배선에 대한 전압, 전류 및 케이블 번들에 대한 전류를 측정하는 항공기 수준의 낙뢰시험(전기체 지상시험)을 통해 실제로 항전장비에 유도되는 과도현상 수준인

ATL(Actual Transient Level)을 확인해야 한다. 장비 수준의 낙뢰시험 시에 적용된 배선의 형상이 변경되었거나 항공기에 장착된 형상으로는 시험이 불가능한 경우 SAE ARP5416 “항공기 낙뢰시험 방법”에 따라 구성품 시험(bench test)으로 대체될 수도 있다[9].

항공기 수준의 낙뢰시험은 고전압 장비를 사용하기 때문에 인명 피해 및 관련 기기 고장을 방지하기 위해 다음과 같은 시험 구성이 요구된다.

- 항공기를 지상 그라운드와 절연
- Fig. 8과 같이 저 임피던스 망 구현
- 모든 전기전자 시스템 전원 차단
- 배터리 커넥터 분리
- 모든 연료 배출 및 질소 가스 주입

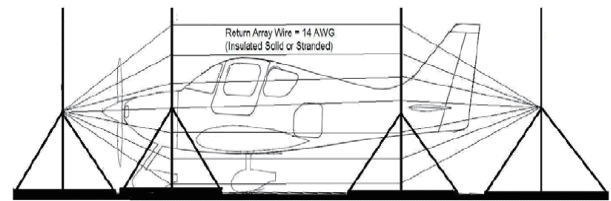


Fig. 8 Current Return Network

시험에 사용되는 파형은 최대진폭 200 kA를 가진 전류 컴포넌트 A와 최대진폭 10 kA를 가진 전류 컴포넌트 H이다[4]. 하지만 항공기의 손상을 막기 위해 1 kA의 전류 컴포넌트 A와 100 A의 전류 컴포넌트 H를 인가하고 측정된 결과에 감소시킨 비율만큼 곱하여(외삽법) ATL을 계산해야 한다.

또한 시험 파형 인가 시에 시험 대상 장비(시스템)에 대해 최악의 조건을 설정해 줘야 한다. 즉, 낙뢰 전류 경로가 시험 대상 장비에 가까울수록 장비에 영향을 미치는 자계강도가 더 커지게 되므로 이를 고려한 시험 조건을 설정해 주어야 한다는 것이다. 일반적으로 낙뢰 전류 경로는 항공기의 기수, 주익 끝, 미익 끝 부분에 유입부(entry) 및 배출부(exit)를 설정해 줄 수 있다.

4.4 ATL 확인

Figure 9는 KC-100 비행기의 물 서보 장치에 대한 케이블 번들 시험의 전류 측정 결과로써 낙뢰 전류의 경로는 항공기 기수와 미익 끝으로 설정하였다[10]. 여기서 전류 컴포넌트 A가 인가된 파형의 세로축은

200 mA/div, 가로축은 50 μ s/div, 전류 컴포넌트 H를 적용한 파형의 세로축은 50 mA/div, 가로축은 5 μ s/div를 나타낸다.

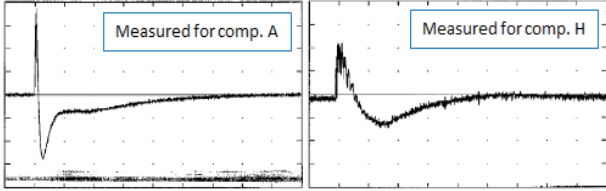


Fig. 9 Measured WFs for Current Component A, H

전류 컴포넌트 A에 대한 측정 결과를 분석해 보면 WF1의 진폭이 0.75 A, WF5의 진폭이 0.55 A이므로 외삽법($\times 200$)을 적용하면 각각 150 A와 110 A가 된다. 그리고 전류 컴포넌트 H에 대한 측정 결과를 분석해 보면 WF3의 진폭이 0.03 A, WF6의 진폭이 0.1 A이므로 외삽법($\times 100$)을 적용하면 3 A와 10 A가 된다. KC-100 비행기에 장착된 롤 서보 장치의 ETDL인 600 A(WF1), 120 A(WF3)와 비교해도 측정된 ATL이 작기 때문에 항공기가 낙뢰에 피격되더라도 롤 서보 장치는 정상 작동한다고 판단할 수 있다.

4.5 낙뢰간접영향에 대한 적합성 입증 절차

항전장비의 낙뢰간접영향에 대한 내성 여부는 아래의 7단계를 거쳐 판단할 수 있다[11].

(1) 평가 대상 장비 식별

낙뢰에 대한 평가 대상은 모든 항전장비가 아니라 해당 장비의 오작동이나 고장으로 항공기의 안전한 운항을 저해하는 장비에 국한된다. 즉, 시스템 안전성 평가를 통해 파국적(catastrophic), 심각한(hazardous), 중대한(major) 고장을 발생시키는 장비를 말한다.

(2) 항공기에 대한 낙뢰피격구역 설정

낙뢰에 피격되는 구역과 낙뢰 전류가 흐르는 구역 등을 설정한다.

(3) 각 구역에 대한 항공기 낙뢰 환경 설정

항공기에 대한 낙뢰구역이 설정된 이후 각 구역에 적용할 전압 파형과 전류 컴포넌트를 결정한다.

(4) 낙뢰 과도현상 환경 설정

위의 1단계에서 식별된 각 시스템의 항전장비 인

터페이스 회로에 나타날 수 있는 낙뢰 과도현상(과전압, 과전류)의 파형과 크기(진폭)를 결정한다.

(5) ETDL 및 ATL 확인

장비 수준의 ETDL과 항공기 수준의 ATL을 측정하여 Fig. 10과 같이 상호간의 마진(margin)을 확인한다.

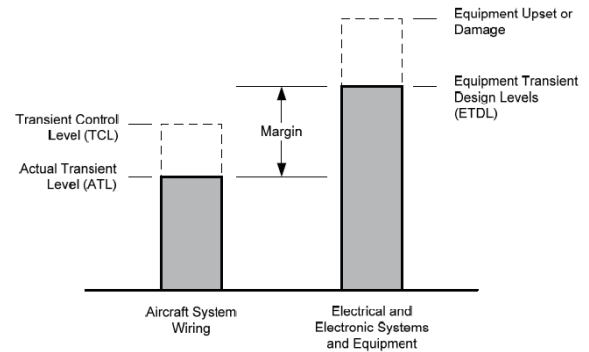


Fig. 10 Relationship of Each Transient Level

(6) 적합성 확인

ETDL과 ATL 사이의 마진으로 항공기가 안전한 운항이 가능한지를 최종 판단한다. 특히, 해당 장비의 오작동 및 고장으로 파국적 고장을 발생시키는 장비의 마진은 6 dB 즉, ETDL과 ATL 사이의 마진이 ATL의 크기보다 더 커야한다.

(7) 설계변경 및 시정조치(필요시)

위의 6단계에서 ETDL이 ATL보다 작은 장비가 있다면 ETDL이 높은 장비로 대체 또는 관련 배선을 쉘드 처리된 배선으로의 교체 등 적절한 설계변경을 진행 한 후 재시험을 통해 마진 여부를 다시 확인하는 단계이다.

항전장비가 항공기에 장착된 이후 ATL에 대한 내성이 부적합하다고 판명되면 재구매 또는 설계변경 등의 조치를 취해야 하므로 이에 따른 많은 시간과 비용이 소요된다. 그러므로 이와 같은 7단계의 절차를 감안할 때 항전장비와 배선이 낙뢰에 대한 내성을 갖도록 설계해야 하고 항전장비를 구매할 경우 개발 항공기의 낙뢰 환경을 기술적으로 분석하여 적합한 ETDL을 가진 장비인지를 우선적으로 검토할 필요가 있다.

5. 결 론

본 논문에서 항공기의 낙뢰 적합성 입증에 필요한 시험과 결과 분석을 통해서 적합성 입증방법을 살펴본 것이다. 물론 낙뢰에 대한 적합성 입증방법이 시험만 있는 것은 아니다. 분석(analysis)이나 유사성 검증(similarity) 등의 방법이 적용될 수 있지만 이 분야의 선진국에서도 개발 항공기에 대해 분석만으로 낙뢰 적합성을 입증하지는 않고 있으며 현재 우리나라는 유사기종에 대한 축적된 데이터도 없기 때문에 유사성 검증 방법을 적용할 수 없으므로 현실적으로 가장 확실한 낙뢰 적합성 입증방법으로 시험 이외의 다른 입증방법을 적용하는 것은 쉽지 않다.

그러므로 항공기 개발자가 형식설계(type design)를 승인받고 형식증명을 획득하기 위해서는 낙뢰직접영향과 낙뢰간접영향을 모두 고려하여 항공기를 설계하고 낙뢰시험 및 평가를 통해서 낙뢰에 대한 적합성을 입증해야 한다. 본 논문에서 분석하여 제시하는 항공기의 낙뢰 적합성 입증에 위한 시험과 평가 방법이 항공기 개발 및 형식증명 획득 아울러 낙뢰 분야 인증기술 개발에 기여할 것으로 판단한다.

항공기의 낙뢰보호설계 및 낙뢰 적합성 입증방법에 관한 기술이 상당 수준 정착되어 있는 반면 대부분의 우주발사체는 1회 발사라는 특성으로 인해 낙뢰보호설계를 크게 고려하지 않고 있고 낙뢰가 발생하지 않는 기상 조건이라고 판단될 때 발사가 이루어진다. 그러나 우주발사체가 발사장에서 장시간 발사대기를 하거나 발사 후 일정 고도 이하에서 뜻밖에 발생할 수 있는 낙뢰에 대한 영향성도 고찰해 볼 필요가 있다.

References

[1] Federal Aviation Administration, “*FAR Subchapter C- Aircraft: Part 23, Part 25, Part 27, Part 29*”, Washington D.C., USA, Jul. 2019.

[2] K. Y. Lee, J. H. Lee, H. G. Chung, C. K. Ryoo, “A Study on Aircraft Type Certification and Compliance Determination,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 3, pp. 52-53, Sep. 2015.

[3] Society of Automotive Engineers, “*SAE ARP5414B:*

Aircraft Lightning Zoning”, Warrendale, USA, Dec. 2018.

[4] Society of Automotive Engineers, “*SAE ARP5412B: Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms*”, Warrendale, USA, Jan. 2013.

[5] B. J. Lim, “*KPCR20303C: Certification Report for KC-100 Lightning Direct Effect Protection*,” KAI, Sacheon, Korea, Jul. 2012.

[6] Radio Technical Commission for Aeronautics, “*RTCA DO-160G, Section 22: “Lightning Induced Transient Susceptibility*”, Washington D.C., USA, Dec. 2010.

[7] D. Y. Jeong, H. D. Yang “Environment Test of Avionics Equipment for Lightning Indirect Effect,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 7, no. 2, pp. 57-58, Jun. 2013.

[8] D. Y. Jeong, “*2018-04-001: Lightning Indirect Effect Test Report on Stores Management Computer*,” KARI, Daejeon, Korea, Apr. 2018.

[9] Society of Automotive Engineers, “*SAE ARP5416: Aircraft Lightning Test Methods*”, Warrendale, USA, Mar. 2005.

[10] B. J. Lim, “*KPCR20302A: Certification Report for KC-100 Lightning Indirect Effect*”, KAI, Sacheon, Korea, Jul. 2012.

[11] Federal Aviation Administration, “*AC 20-136B: Aircraft Electrical and Electronics System Lightning Protection*”, Washington D.C., USA, Sep. 2011.