

복합재 주익 무인항공기의 낙뢰보호 설계와 피격영역 해석

우희채^{*,1)} · 김용태¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 항공기술연구원

Protection Design and Lightning Zone Analysis for Unmanned Aerial Vehicle with Composite Wings

Hee-chaee Woo^{*,1)} · Yong-Tae Kim¹⁾

¹⁾ Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 4 January 2023 / Revised 2 May 2023 / Accepted 12 May 2023)

Abstract

This paper describes the analysis of lightning strike zoning, the indirect lightning data simulation and the protection design for lightning indirect effects of equipment by lightning strike for unmanned aircraft consisting of composite wings. Through the analysis of lightning strike zoning according to the external shape of unmanned aerial vehicles, the structure areas that should be protected during lightning strike is derived, and the protection requirements of lightning indirect effects for flight critical equipments and equipment that must be operated upon lightning strike was derived. Lightning protection levels according to the location of mounting equipment and surrounding structure materials for each equipment was derived, and the protection design of the unmanned aerial vehicle with composite structures was also proposed from direct effect of lightning. Later, the lightning protection technology will be verified by the ground test of lightning direct and indirect effects.

Key Words : Lightning Protection System(낙뢰보호 시스템), Lightning Indirect Effect(낙뢰 간접영향) Copper Mesh(금속망), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Bonding(접지)

1. 서론

항공기에 대한 낙뢰피해는 항공기가 개발되고 운항되는 시점부터 시작되었으며, 항공기가 처음 개발되는 시기에는 항공기 구조물은 금속이 아닌 대부분 나무

재질로 이루어져 있어 낙뢰 피격시 비행체 보호를 위한 설계가 되어 있지 않아 항공기 목재구조물이 손상되거나 파손이 되었다. 목재구조항공기에서 금속구조물 항공기로 변하면서 낙뢰에 의해 연료탱크 손상 및 폭발이 발생하였고, 조종사가 부상당하거나 항공전자장비의 손상이 발생되어 그에 따른 보호대책이 필요하게 되었다¹⁻⁴⁾. 특히 항공기가 임무중 또는 승객이 탑승한 경우에는 안전을 위해 더욱이 낙뢰 보호가 필

* Corresponding author, E-mail: hcwoo@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

요하게 되었으며, 항공기의 운용중 낙뢰 피격 시를 대비하여 항공기 내부 및 외부에 낙뢰에 대비한 다양한 보호대책을 적용 및 수행하고 있다^[5,6]. Fig. 1은 일반적인 항공기가 비행시 겪게 되는 낙뢰 피격 현상을 나타내고 있다.



Fig. 1. Lightning strike on aircraft^[7]

낙뢰(Lightning)는 축적된 양/음전하의 대기과 지표면 사이에서 발생하는 불꽃방전이며, 낙뢰가 나타나는 위치와 현상에 따라 구름방전과 대지방전으로 나뉘어진다. Fig. 2와 같이 낙뢰(Lightning)가 대기중 적란운이 발달하면서 구름 내부에서 발생되어 분리 축적된 음전하와 양전하가 구름간 발생할 때를 구름방전, 적란운에서 축적된 구름 하단의 음전하와 지면으로 유도된 양전하 사이에서 발생하는 방전을 대지방전이라 한다^[8].

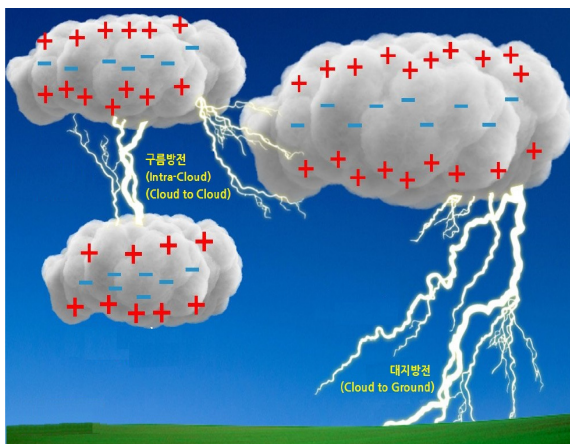


Fig. 2. 구름방전과 대지방전 개념도^[8]

낙뢰가 항공기에 미치는 영향은 직접영향(Direct Effect)과 낙뢰 간접영향(Indirect Effect)으로 구분되며 낙뢰 직접영향은 구름사이 또는 구름과 지표면간 발생하는 전하/전류의 흐름에 의해 발생하는 불꽃방전이 항공기 표면을 직접 타격되는 현상으로 최대 1,000 MV 전압과 200 kA의 전류가 흐르게 된다. 낙뢰 간접영향은 낙뢰에 피격된 항공기 외부동체로 전류가 이동하면서 발생하는 유도낙뢰라고 하며, 항공기 동체와 항공기 내부 배선 그리고 내부 구조물로 전류가 이동하면서 내부 유도기전력이 발생하여 배선에 낙뢰에 의한 전압과 전류가 발생하여 항공기의 전자장비에 영향을 주게 된다^[8]. 그리하여 최근에는 복합재로 구성되어 있는 항공기의 낙뢰영향 분석이 진행되고 있으며, 특히 전체가 금속소재가 아닌 탄소에폭시, 복합재가 포함되어 있는 고정익 및 회전익 항공기에 대해서 낙뢰 영향에 대한 분석과 낙뢰보호를 위한 설계가 다양하게 이루어지고 있고 연구가 진행되고 있다^[9-31].

현재 국내에서는 복합재 주익 고정형 무인항공기에 대한 낙뢰설계가 부족하며 무인항공기는 조종사를 대신하여 비행운용에 관여하는 비행조종컴퓨터, 임무컴퓨터 및 지상과의 통신을 수행하는 탑재통신장비들이 장착되어 있어 낙뢰의 간접영향에 대하여 일반적인 유인항공기보다 보호설계가 더 필요한 상황이다.

그리하여 본 논문에서는 낙뢰에 취약한 복합재 주익 무인항공기에 대하여 낙뢰 피격영역 해석 및 낙뢰 간접영향 보호설계내용을 수행하였으며, 무인항공기 운용을 위한 낙뢰보호 필수장비 선정과 간접낙뢰 시뮬레이션 및 항공기 외표면에 대한 낙뢰보호설계에 대해서 기술하였다.

2. 본 론

2.1 간접낙뢰 요구조건 분석

무인항공기를 포함한 모든 항공기는 비행중 낙뢰영향에 대한 낙뢰보호를 하여야 하며 낙뢰 보호설계를 위해서는 직접타격에 의한 외부손상을 감소하기 위하여 낙뢰 직접영향에 대한 보호설계와 낙뢰에 의해서 발생된 유도전류에 의한 낙뢰 간접영향 보호설계를 수행하여야 한다. 그러기 위해서는 항공기 낙뢰기준에 적합하게 비행체를 설계하여야 하며 무인항공기 운용기준에 적합하도록 간접낙뢰 요구조건을 분석하였다.

Fig. 4-6은 비행체에 적용되는 낙뢰 파형을 보여주고 있다. Fig. 4와 Fig. 5는 구름과 지면사이에 발생하는 낙뢰 파형을 의미하고, Fig. 6은 구름 사이에서 발생하는 Multiple Burst Waveform에 대한 초기낙뢰 피격에 대한 낙뢰 파형을 의미한다.

구름과 지면 사이에 발생하는 Single Stroke Waveform과 Multiple Stroke Waveform의 형태는 Fig. 5와 Fig. 6의 형태와 같다.

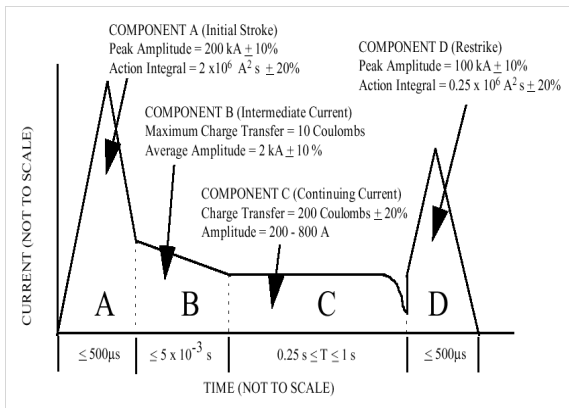


Fig. 3. Single stroke waveform set^[14]

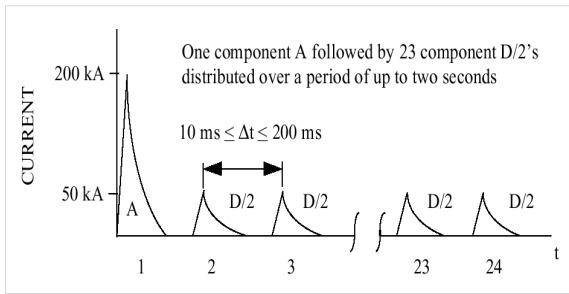


Fig. 4. Multiple stroke waveform set^[14]

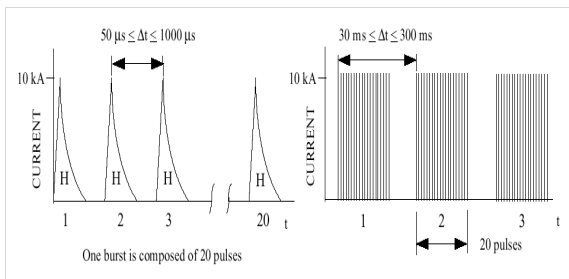


Fig. 5. Multiple burst waveform set^[14]

Multiple Burst Waveform은 Fig. 6과 같은 형태의 파형이 적용되며, 일정한 크기의 파형이 다발적, 지속적으로 인가되는 형태이다. 다음의 Table 1과 Table 2는 무인항공기에 적용하는 낙뢰위험 영역별 직접낙뢰 적용파형을 구분하여 나타내었으며, Table 1에서 각 파형별 최대값 I₀와 파형의 형태를 결정하는 α와 β값을 보여주며 Table 2는 전압과 전류 파형에 대해서 나타내고 있다.

Table 1. lightning current parameter

Current Component	Description	$i(t) = I_0(\epsilon^{-at} - \epsilon^{-\beta t})$ <i>t</i> is time in seconds(s)		
		I_0 (Amperes)	α (s ⁻¹)	β (s ⁻¹)
A	Severe stroke	218,810	11,354	647,265
B	Intermediate current	11,300	700	2,000
C	Continuing current	400 for 0.5s	N/A	N/A
D	Restrike	109,405	22,708	1,294,530
D/2	Multiple stroke	54,703	22,708	1,294,530
H	Multiple burst	10,572	187,191	19,105,100

Table 2. Voltage and current wave in lightning zone

Zone	Voltage Wave	Ampere Wave
1A	A, B, D	A, B, C*
1B	A, B, D	A, B, C, D
1C	A	Ah, B, C*, D
2A	A	D, B, C*
2B	A	D, B, C
3	-	A, B, C, D
3(arc)	A	A3, B, C*

비행체에 타격되는 Zone에 해당되는 Wave 파형으로부터 장비단위로 유도되는 파형은 Apperture Coupling, 케이블공진 및 Resistive Coupling에 의해 발생될 수 있다. Table 2에서 Ah는 최대치 150 kA, 상승시간 4.72 us, 반치폭 49 us의 파형, A3는 A 파형의 1/5값을 가짐(최대치 40 kA) 그리고 C*는 C 파형과 같으나 Dwell time이 50 ms 이하인 경우에 적용하고 동일 재질의 구성 요소가 다양한 위험영역에 포함되어 있는 경우, 최악의 전압/전류파형을 갖는 영역에 대해서만 적용한다.

비행체에 탑재되는 장비의 중요도에 따라 낙뢰보호 적용 장비를 선정하고, 적용되는 장비의 탑재위치 및 주변 재질 등에 따라 적용 시험레벨을 달리한다.

- Level 1 : 장비 및 연동 케이블이 Well Protected 전자기 환경에 노출될 때 적용
- Level 2 : 장비 및 연동 케이블이 Partially Protected 전자기 환경에 노출될 때 적용
- Level 3 : 장비 및 연동 케이블이 Moderately exposed 전자기 환경에 노출될 때 적용
- Level 4, 5 : 장비 및 연동 케이블이 severe 전자기 환경에 노출될 때 적용

일반적으로 금속재질에 탑재되는 장비의 경우 Level 3을 적용하며, 복합재 재질에 탑재되는 장비의 경우 Level 5를 적용하게 된다.

2.2 무인항공기 낙뢰 피격 영역 해석

무인항공기의 낙뢰 피격 영역은 Zone 1, 2, 3으로 나누어지고, 각각의 Zone에는 A, B 그리고 C로 구분된다.

Zone 1은 최초 낙뢰(Initial Lightning) 및 최초 복귀 뇌격(Return Stroke)의 부착(Lightning Attachment) 확률이 높은 비행체 표면이며, Zone 1A는 Leading Edge와 같은 최초 복귀뇌격 부착가능성이 높은 영역으로 항공기의 진행에 의해 낙뢰매달림 확률이 낮은 영역(First Return Stroke Zone with a low flash hang on)을 의미하고 Zone 1B는 최초 복귀뇌격 부착가능성이 높은 영역으로 항공기가 진행하더라도 Trailing Edge나 큰 돌기(Large promontory)와 같은 위치에 부착되어 낙뢰 매달림 확률이 높은 영역(First Return Stroke Zone with long flash hang on) 그리고 Zone 1C는 고도에 따른 낙뢰 파형의 차이와 항공기의 진행에 의해 낮은 위협의 최초 복귀뇌격 부착 가능성이 있는 영역으로

낙뢰 매달림 확률이 낮은 영역(First Return Stroke of Reduced Amplitude with low flash hang on)을 나타낸다.

후속 복귀 뇌격의 매달림 확률이 낮은 영역(Swept Stroke Zone with a low flash hang on)을 Zone 2A, 후속 복귀 뇌격의 매달림 확률이 높은 영역(Swept Stroke Zone with long flash hang on)을 Zone 2B영역이며, Zone 2A는 후속 복귀뇌격에 노출되는 영역으로 비행체의 진행 방향으로 Zone 1A 후반 영역은 전부 포함되며, 비행체의 움직임 및 낙뢰의 부착의 불확실성에 의해 측면으로 0.5 m의 여유영역을 포함하여 설정한다. 그리고 Zone 2B는 낙뢰의 최초 피격영역은 아니지만 후속 복귀뇌격에 노출되는 영역으로 매달림 현상이 일어나는 구간으로 비행체의 진행방향으로 Zone 2A의 끝부분이 해당한다.

Zone 1과 Zone 2 영역 이외의 모든 비행체 영역으로 낙뢰의 부착확률이 낮으나, 낙뢰 부착점들 사이에 있어서 낙뢰전류가 전도되는 모든 영역이며 낙뢰 전류가 흐르는 길이 되는 비행체의 모든 구간으로 대부분의 비행체 영역이 Zone 3에 포함된다. 따라서 비행체에서 Zone 1, 2가 아닌 모든 영역은 Zone 3로 설정한다.

낙뢰의 최초 피격 지점의 설정 방법으로는 외부 전기장에 의한 비행체의 전기장 분포 계산 방법과 Rolling sphere 방법, 축소 모델 시험 방법 등이 있다. 비행체 전기장 분포 계산 방법이 Rolling sphere 보다 정확한 방법이지만, Rolling sphere 방법은 최초 낙뢰 피격 지점 설정에 있어서 간편하고 효과적인 방법이 될 수 있으며, 본 연구에서는 Rolling sphere 방법을 적용하였으며, 최초 비행체 설계에서 비행체 외형을 가지고 낙뢰 피격지점을 빠르게 설정할 수 있는 장점이 있다.

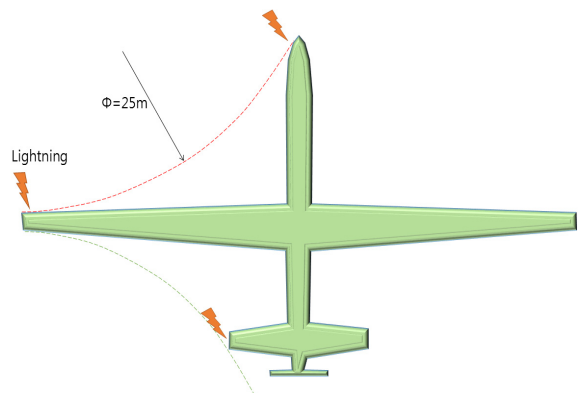


Fig. 6. Lightning strike analysis of UAV

Fig. 7의 Rolling sphere 방법에 의해 분석된 최초 낙뢰 피격 지점은 비행체 전방 및 카메라, 데이터링크 안테나(상부, 하부), 합성개구면레이더, 전자광학적인 선카메라, 위성데이터링크 레이돔, 주익(좌측, 우측), 미익(좌측, 우측), 프로펠러, 스피너 및 착륙장치 부분이다.

Zone 1A는 낙뢰의 최초 피격영역 중에서 낙뢰 매달림 현상이 일어나지 않는 구간으로 Table 3과 같은 위치에서 시작한다.

Table 3. Lightning position

Lightning Position	Detail description
Vehicle Forward	Includes inner 0.5 m
Forward Camera	-
Datalink Antenna	-
Electro Optic/ Intra Red Camera	Includes inner 0.3 m from EO/IR chassis
Satellite Radome	Forward
Wing Tip	Forward
Propeller	Not lightning phenomena caused by propeller rotation

Zone 1A와 Zone 1C의 거리(d_1 , d_2)는 비행체의 상승고도, 최대순항 속도, 낙뢰 leader의 속도에 따라 다음과 같이 계산된다.

- 낙뢰 피격지점으로 부터의 Zone 1A 범위

$$d_1 = \frac{h \times TAS}{V_e} = \frac{1500 \times 77.17}{1.5 \times 10^5} = 0.77 m$$

d_1 = Zone 1A Extension

h = Altitude, 1,500 m(5,000 ft)

TAS = Airspeed(150 TAS), $150(TAS) \times 1852(NM) \div 3600(sec) = 77.17(m/sec)$

V_e = Flash Lader Speed ($1.5 \times 10^5(m/sec)$)

- 낙뢰 피격지점으로 부터의 Zone 1C 범위

$$d_2 = \frac{h \times TAS}{V_e} = \frac{3000 \times 77.17}{1.5 \times 10^5} = 1.54 m$$

d_1 = Zone 1C Extension

h = Altitude, 3,000 m(10,000 ft)

TAS = Airspeed(150 TAS), $150(TAS) \times 1852(NM) \div 3600(sec) = 77.17(m/sec)$

V_e = Flash Lader Speed ($1.5 \times 10^5(m/sec)$)

Zone 2A는 후속 복귀낙뢰에 노출되는 영역으로 비행체의 진행 방향으로 Zone 1A 후반 영역은 전부 포함되며, 비행체의 움직임 및 낙뢰의 부착의 불확실성에 의해 측면으로 0.5 m의 여유영역을 포함하여 설정한다.

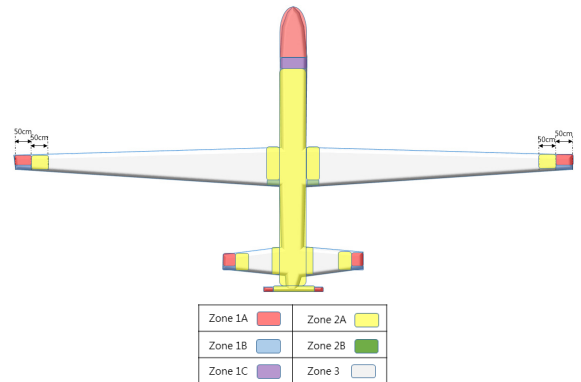


Fig. 7. Lightning zone of UAV

계산식에 따라 무인항공기 낙뢰 피격영역이 분석되며 Zone 1A부터 Zone 3까지 표기하여 Fig. 8과 같이 나타내며 색상별 Zone 표기는 Table 4와 같다.

2.2 무인항공기 낙뢰보호 대상장비 선정

무인항공기의 탑재되는 장비에 대한 낙뢰 간접영향 시험레벨은 Level 1부터 Level 5까지의 기준을 적용하며 장비의 재질 및 보호기능에 따라 시험적용 대상 Level이 달라질 수 있다.(Level 3일 경우 Table 4 참조)

Table 5의 경우는 Multiple stroke 낙뢰 시험일 경우 각 레벨별 전압/전류값을 요구하고 있으며, 장비가 임의의 시험 레벨에 해당할 경우 그 레벨에 맞는 Waveform 전압과 전류 수치로 표기하고 있다.

Table 4. Cable bundle test requirements^[15]

Waveform Set	Test Type	Test Levels (Level 3)	Test Waveform No.
C (unshielded, aperture coupling)	Single Stroke	600V	2, 3
D (unshielded, aperture and resistance coupling)	Single Stroke	300V	2, 3, 4
E (shielded aperture coupling)	Single Stroke	600V	1, 3
F (shielded, aperture and resistance coupling)	Single Stroke	1000A	3, 5A
G (unshielded, aperture and resistance coupling)	Single Stroke	600V	2, 3
	Multiple Stroke	600V+300V	2, 3
H (unshielded, aperture and resistance coupling)	Single Stroke	300V	2, 3, 4
	Multiple Stroke	150V+75V	2, 3, 4
J (shielded, aperture coupling)	Single Stroke	600V	1, 3
	Multiple Stroke	600V+300V	1, 3
K (shielded, aperture and resistance coupling)	Single Stroke	1000A	3, 5A
	Multiple Stroke	400A+200A	3, 5A
L	Multiple Burst	360V	3
M	Multiple Burst	600V	6

무인항공기 운용중 낙뢰 피격 시 필수적으로 보호되어야 할 비행필수장비를 도출하여 장비별 적용 낙뢰 파형 및 레벨을 Table 5, 6을 근거 설정하였다. 이를 기준으로 Table 7과 같이 무인항공기 탑재장비에 적용시켜 낙뢰보호에 대한 요구사항을 도출하였다.

Table 5. Test and limit levels for cable bundle multiple stroke test^[15]

Level		Waveform				
		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	First stroke	50/50	50/50	100/20	25/50	20/60
	Subsequent stroke	25/25	25/25	50/10	12.5/25	10/30
2	First stroke	125/125	125/125	250/50	62.5/125	50/160
	Subsequent stroke	62.5/62.5	62.5/62.5	125/25	31.25/62.5	25/80
3	First stroke	300/300	300/300	600/120	150/300	120/400
	Subsequent stroke	150/150	150/150	300/60	75/150	60/200
4	First stroke	750/750	750/750	1500/300	375/750	300/800
	Subsequent stroke	375/375	375/375	750/150	187.5/375	150/400
5	First stroke	1600/1600	1600/1600	3200/640	800/1600	640/2000
	Subsequent stroke	800/800	800/800	1600/320	400/800	320/1000

Table 6. Equipment subject to indirect lightning strike of UAV

LRUs	Overall Shied	Pin Injection	Cable Bundle	
			SS/MS	MB
FLCC	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
EGI	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
IPCMU	X	B3	K3	L3
	O		K4	L4
SGEN	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
SGCU	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
AJE	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
ADTC	X	B3	D3	L3
	O		K4	L4
ASDA	X	B3	K3	L3
	O		K4	L4

※ SS: Single Stroke, MS: Multiple Stroke, MB: Multiple Burst를 의미함.
 ※ B, D, K, L은 Table 4의 Waveform Set을 의미함.

그리하여 무인항공기 비행체의 비행핵심장비는 비행 임무중 낙뢰 피격되는 환경 하에서도 정상 동작되어야 한다.

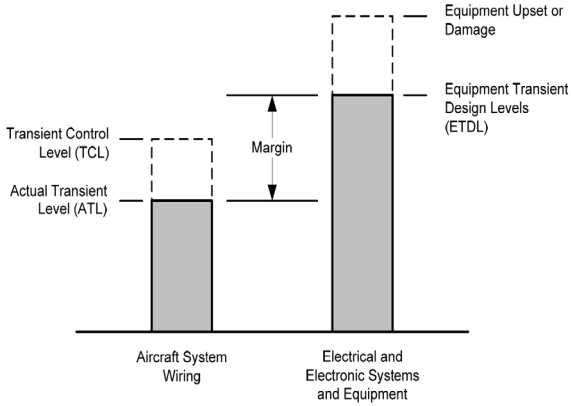


Fig. 8. Relationships among transient levels^[16]

장비의 낙뢰보호 기준을 설정할 때에는 Fig. 9와 같이 Margin을 고려하여 적용하여야 한다. 장비의 기준을 ETDL(Equipment Transient Design Levels)로 결정하고, 실제 항공기에서 시험한 결과가 ATL(Actual Transient Level)이 된다면 ETDL과 ATL이 사이의 값이 Margin이 되며, 일반적으로 MIL-STD-464 기준에 따라 Margin은 6 dB를 고려하여 요구조건을 설정하여야 한다.

모든 시험대상장비의 Cable Bundle 시험은 Overall Braid를 제거하여 수행하여야 하며 시험 레벨은 각 wire(비차폐선) 또는 Individual 쉴드(차폐선)를 기준으로 수행하고, Individual 쉴드(차폐선)에 적용되는 시험 전류(I) 장비에 해당하는 레벨의 전류값을 기준으로 한다. 다만 차폐선에 시험전류 인가가 어려울 경우, 해당 장비로에 연결된 배선의 차폐제를 제거하여, 동일한 파형의 전압시험(V)으로 대체가 가능하다.

2.3 항공기 구조물 낙뢰 보호설계

동체가 금속이고, 주익/미익이 복합재로 구성된 경우 복합재 표면에 장착된 Copper Mesh와 동체의 금속면이 적절하게 접지되어야 낙뢰가 피격 되었을 때 항공기 내부의 장비 및 배선으로 낙뢰 전류의 유입이 최소화 된다.

특히 제10-2070985 낙뢰의 간접 영향으로부터 복합재 항공기를 보호하기 위한 복합재 항공기 보호장치

(우희채, 김용태)^[17]에서 기술된 설계기술은 비행체 외부의 낙뢰 간접 영향으로부터 복합재 항공기를 보호하기 위한 기술이며, 해당 특허기술은 복합재 주익과 금속 동체간 접합설계, 비행체 외부보호설계 그리고 비행체 내부 낙뢰 간접영향 보호설계로 구성되어 있다. 본 2.3절에서는 낙뢰의 간접 영향으로부터 복합재 항공기를 보호하기 위한 복합재 항공기 보호장치 특허^[13]에 대한 상세내용을 기술한다.

2.3.1 복합재 주익과 금속 동체간 접합 설계

Fig. 10은 동체의 금속부분과 날개면 Copper Mesh 간 접합방법이며 날개면은 윗면(Skin-Upper)와 아랫면(Skin-Lower)이 전기적으로 접합된 구성을 나타내고 있다. 복합재와 금속재를 동시에 가진 항공기에서 상이한 재질간 전기적 접촉을 가지기 위하여 금속망이 포함된 복합재 구조물은 표면 패스너와 전기적 접속선으로 내부배선과 연결되어 있으며, 이 내부배선은 금속 구조물과 패스너를 이용하여 연결한다. 또한, 복합재 구조물과 금속 구조물의 가까운 부분에는 표면 패스너, 전기적 접속 연결선 및 패스너를 이용하여 구조물 간 서로 전기적 접속이 될 수 있도록 하여 복합재 구조물과 금속 구조물이 유기적으로 체결됨으로써 낙뢰 전류가 최소한의 저항으로 흐를 수 있도록 한다.

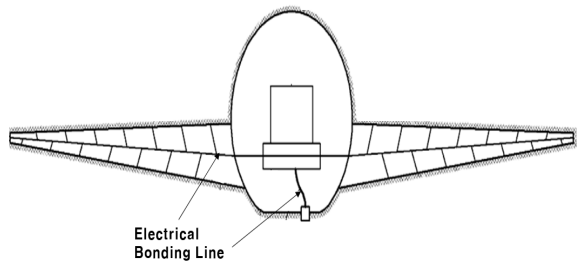


Fig. 9. Front view of aircraft^[17]

항공기의 복합재 날개와 동체간 전기적 접합을 수행하며, Fig. 9의 구조와 동일하게 좌측과 우측을 동일하게 구성하고 두 복합재 구조물간에도 연결을 위해 전기적 접속선으로 연결을 수행한다. Fig. 10에서는 복합재 날개내부의 낙뢰보호를 위한 전기적 접속설계를 표현하고 있으며 복합재 날개부분과 동체간 연결포인트는 좌측과 우측의 복합재 날개가 전기적으로 레벨이 동일하도록 연결을 수행하였다.

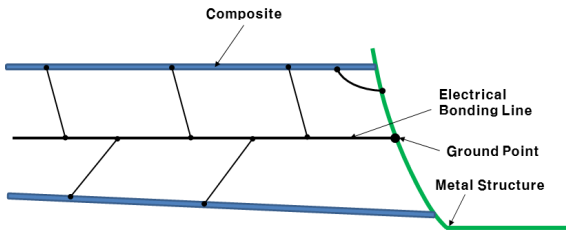


Fig. 10. Interconnection of composite wing and fuselage design^[17]

2.3.2 복합재 구조물 낙뢰 보호설계

복합재(날개)로 구성된 항공기 외부 표면은 표면에 Copper Mesh를 감싸거나 금속재 foil을 감싸도록 하는 설계를 통하여 낙뢰 피격시 낙뢰 직접영향과 간접영향을 최소화한다. 무인항공기 외부 재질은 Fig. 11에서 나타나듯이 동체는 금속, 날개는 복합재 재질로 구성되어 있다.

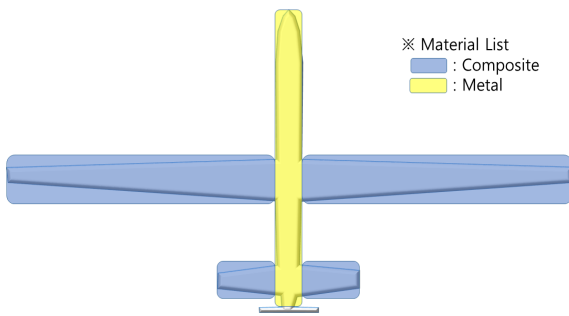


Fig. 11. UAV exterior material

복합재 비행체의 외부 Copper Mesh 설계시 낙뢰 영향을 최소화하기 위하여 Copper Mesh를 Fig. 12와 같이 설계를 수행하며 복합재 구조물 표면에 금속망과 전기적 접속선 체결 방법에 대한 구성도이다.

Copper Mesh는 복합재 구조물과 동일한 재질의 접착제로 부착되어 있으며, Copper Mesh 간 Electrical Bonding이 잘 이루어지기 위해서는 Copper Mesh를 5cm 이상 겹쳐야 하며, 겹치는 부분에는 접착제로 인해 mesh 간 간극이 벌어지지 않도록 하는 작업 기술이 필요하다. 복합재 구조물과 Copper Mesh에 부착된 전체 구조물은 전기적 접속선과 표면 패스너로 내부 배선과 연결되도록 하며, 표면 패스너는 외부 금속망과 함께 체결되어 낙뢰 전류가 최대한 내/외부로 분산되도록 하는 것을 그 기능으로 한다.

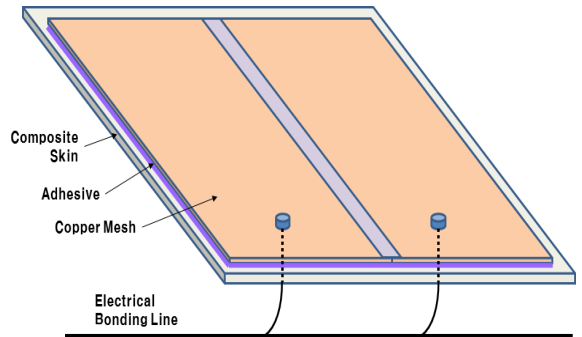


Fig. 12. Copper mesh additive design^[17]

또한 동체가 금속이고, 주익/미익이 복합재이므로 동체의 금속부분과 복합재의 Copper Mesh 부분이 충분히 접지설계가 되어 복합재 내부에 장착된 장비 쪽으로 낙뢰 전류가 흐르지 않도록 보호설계를 해야 한다.

2.3.3 비행체 내부장비 낙뢰 간접영향 보호 설계

비행체 내부장비의 낙뢰 간접영향 보호설계를 하기 위해서는 금속재질의 구조물일 경우와 비금속(복합재) 재질의 구조물일 경우에 따라 다르게 설계된다. 금속 구조물의 경우 장비가 장착될 때 이미 금속에 접지되므로 추가적인 접지 설계를 보완할 필요가 없다. 하지만, 비금속 구조물의 경우 낙뢰 전류를 장비 외부로 유도하기 위해 추가적인 본딩설계를 통하여 접지를 보완하여야 한다. 또한 장비간 배선에 Overbraid shield를 적용하여 장비 내부로 유입되는 낙뢰 전류를 최소화하도록 보호설계를 적용해야 한다.

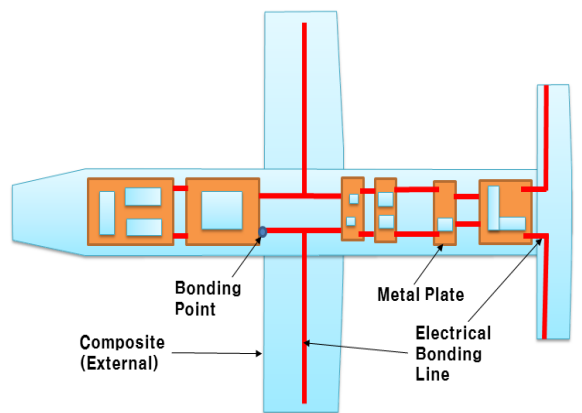


Fig. 13. Lightning protection design for aircraft inside^[17]

Fig. 13은 동체와 주익이 모두 복합재인 경우의 장비 접속 방법을 보여준다. 복합재 구조물에 장비를 직접 장착하는 경우에는 탑재장비가 장착되는 부분에 전기적으로 등위가 될 수 있도록 금속 Plate를 장착한 뒤에 각 장착면간 Bonding Wire를 통하여 접속시킨 후, Electrical Bonding jumper를 최소 2개 이상 장착한다. 이 설계는 Full Metal이 아닌 복합재 항공기를 위한 낙뢰 보호 구조설계이며 이로 인하여 장비 외부로 낙뢰전류를 유도할 수 있는 통로를 구현할 수 있다. 이로 인하여 복합재 항공기는 Metal 설계의 범위를 축소시킴과 동시에 중량감소의 효과도 생성된다.

2.4 간접낙뢰 시뮬레이션 및 해석 수행

간접낙뢰 해석을 위해 CATIA 모델을 EMA3D에 적합한 모델로 형상 모델링을 수행하였으며 CAD를 이용하여 낙뢰에 의한 간접 낙뢰 영향성을 분석을 수행하였다.

먼저 CATIA로 모델링을 수행한 후 각 시뮬레이션 대상별로 Surface로 표현하고, 주로 두께를 가진 Solid 형상에 대하여 Midsurface로 형상을 단순화하였으며, 외부에 표현되어야 하는 형상은 CATIA에서 직접 Surface를 복사하여 작업을 진행하였다. 이 때 미소(微小) 간격의 형상에 대해서는 EMA3D 툴에서 설정하는 Mesh 크기보다 작을 경우 제거하였다. 또한 두께를 가지는 Solid 형상을 Surface로 단순화하면 서로 연결되어있던 부분이 떨어지는 문제점이 발생하므로 이러한 부분에 대해서는 Surface를 이동 시키거나, 빈 공간에 형상을 연장하여 모델링하여 단순화작업을 수행하였다. Fig. 14는 모델링 단순화하기 전이며 Fig. 15는 해당모델에 대한 단순화작업을 수행한 결과이다.

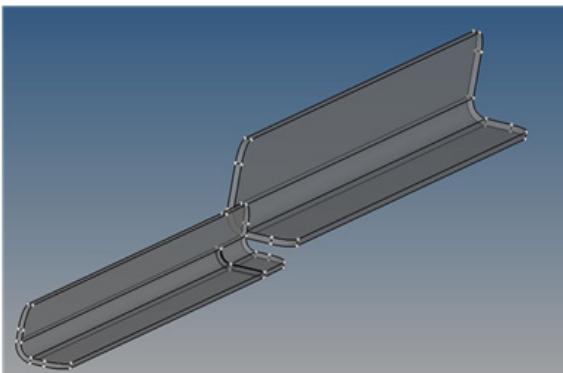


Fig. 14. Before midsurface work

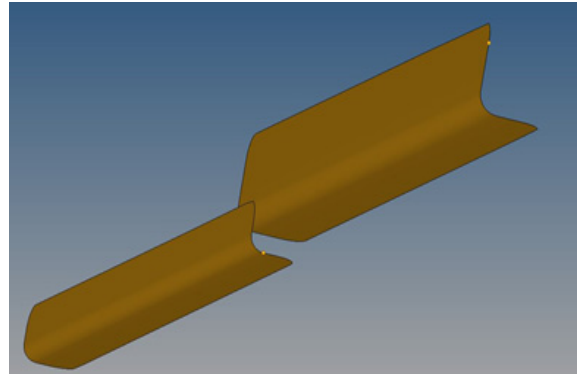


Fig. 15. After midsurface work

본 해석을 진행하기 위하여 항공기 형상의 물질을 크게 PEC(Perfectly Electric Conducting)와 Isotropic material을 사용하였다. Isotropic material의 경우 알루미늄(Aluminum), 티타늄(Titanium), 아라미드(Aramid), 유압관 소재, ECP(Copper + FR-4)로 분류하여 사용하였다.

복합재(CFRP) 해석에 적용된 데이터는 보잉 747에 적용된 FR-4를 활용하였고 CFRP 전도율은 $1 \text{ e}^4 \Omega \cdot \text{m}^2$, copper mesh에 의한 단위 면적당 저항을 $0.013 \Omega \cdot \text{m}^2$ 를 적용하여 단위 면적당 $3.85 \text{ e}^3 \Omega \cdot \text{m}^2$ 의 전도성, 이를 항공기 날개 두께인 5 mm를 적용시킬 경우를 고려하여 단위 면적당 $6.35 \text{ e}^3 \Omega \cdot \text{m}^2$ 의 전도성을 적용하였다.

Fig. 16은 cable 측정 모식도를 나타낸다. 장비가 장착된 형상에서는 케이블이 그대로 연결되어 있으나 시험 측정하기 위해서는 각 cable의 끝단을 항공기 동체에 연결하며, 동체는 지상에서 접지 처리하였다.

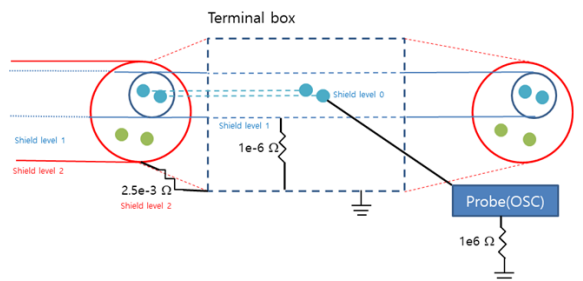


Fig. 16. Cable test measurement

해석 시 실제 복합재 날개의 내부 배선 형상과 동일한 구조의 모델링을 진행하였다. 낙뢰레벨 측정을 위한 알루미늄 소켓은 $2.5 \text{ e}^3 \Omega$ 의 저항값으로 입력하였으

며, 배선의 가장 안쪽 shield인 shield level 1은 $1 \text{ e}^{-6}\Omega$ 의 저항을 입력하여 접지에 연결 시켰다. 또한, 오실로스코프(OSC)는 일반적으로 측정 시 항공기 동체와 접지 간에 $1 \text{ e}^{-6}\Omega$ 의 값으로 저항이 생성된다. 이러한 시뮬레이션 환경을 적용하여 해석을 진행하였다.

Fig. 17은 복합재 주익에서 낙뢰가 최초 피격되는 Attach line과 낙뢰 피격 후 전류가 빠져나가는 Detach line 사이의 전류를 나타내었다. Attach line에 인가되는 전류와 Detach line으로 빠져나가는 전류가 최대 200 kA이며, 일정한 시간 간격을 두고 전류가 항공기 외부로 빠져나가는 것을 확인하였다.

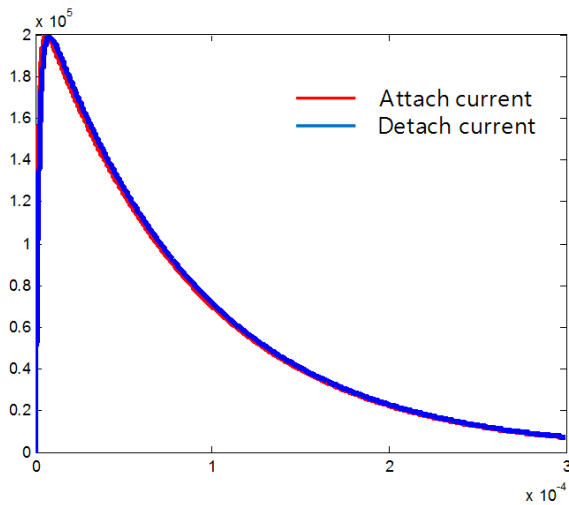


Fig. 17. Attach, detach line current

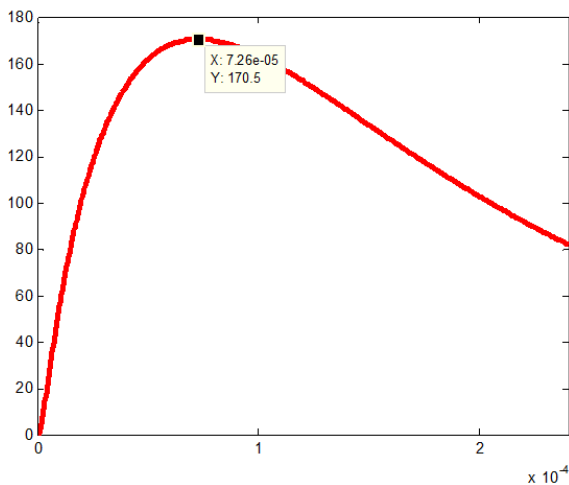


Fig. 18. Induced voltage of can cable

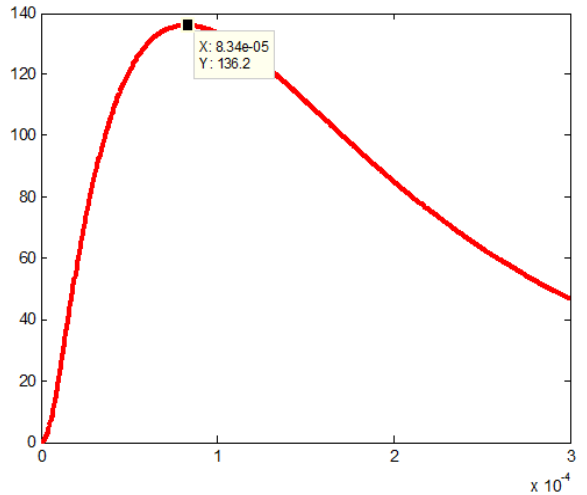


Fig. 19. Induced voltage of power cable

Fig. 18과 Fig. 19는 낙뢰 피격 시 케이블에 유기되는 전압의 최대치를 해석한 그래프이다. Fig. 18은 CAN 케이블에 유기되는 전압이며 최대 136.2 V이다. 그리고 Fig. 19는 전원 케이블에 유기되는 전압이며 최대 170 V이다. CAN 케이블은 자체 shield 케이블이며, 추가로 외부에 overbraid 설드가 적용되어있다. 해석값의 차이로만 본다면 shield의 영향으로 인해 유기 전압은 34 V의 차이를 발생시킴을 알 수 있다.

3. 결론

본 논문에서는 복합재 주익 무인항공기의 형상에 따른 낙뢰 피격영역을 도출하였으며, 낙뢰 피격영역을 도출하기 위한 방법론에 대한 내용을 기술하였다. 낙뢰 피격영역을 도출한 후 탑재장비의 비행안전 중요도에 따라 낙뢰 간접영향의 낙뢰보호 레벨을 설정한 기준을 제시하였으며, 해당 낙뢰보호 레벨에 따른 낙뢰 간접영향 시험의 입력파형도 규격에 맞는 형태로 제시하였다.

또한 낙뢰 직접영향 보호를 위한 구조물 설계 방안에 대한 연구결과로 복합재 주익을 가진 무인기를 기준으로 복합재와 동체 금속 구조물 간 접지를 할 수 있는 방법을 고려하여 내부배선과 패스너를 이용한 접지 설계방안을 제시하였고 설계된 형상을 바탕으로 CATIA 모델링 및 해석 프로그램을 활용하여 복합재 주익에 대한 간접낙뢰 해석결과를 도출하였다.

향후 본 논문에서 분석된 낙뢰 피격영역과 보호설계를 기반으로 복합재 주익 무인항공기에 대한 전기체 낙뢰 시험을 통하여 항공기 탑재장비 낙뢰 간접영향 보호설계의 검증과 낙뢰보호 대상 장비들에 대한 검증을 수행할 예정이다.

후 기

본 논문은 2022년 정부의 재원으로 수행된 연구임.

References

- [1] Sang-ho Han and Jong-hee Lee, "The Lightning Effects on Aircraft and Certification," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 31, No. 9, pp. 110-120, Nov. 2003.
- [2] Duck-young Jeong, "The Protection Design of Aircraft to Lightning Effects," Journal of Aviation Development of Korea, pp. 97-113, Oct. 2015.
- [3] SAE ARP5412, "Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveform," SAE, Nov. 1999.
- [4] SAE ARP5414, "Aircraft Lightning Zoning," SAE, Dec. 1999.
- [5] Duck-young Jeong, "The Protection Design of Aircraft to Lightning Effects," Journal of Aviation Development of Korea, pp. 97-113, Oct. 2015.
- [6] Greg S, Bruce B, and John G, "Lightning Strikes : Protection, Inspection, and Repair," Boeing Aeromagazine, QTR_4, pp. 19-28, 2012.
- [7] <https://mainblades.com/2020/09/07/this-is-where-aircraft-lightning-strike-damage-occurs>
- [8] 2016 Annual Lightning Report, Korea Meteorological Administration, 2016.
- [9] Feraboli P., Miller M., Damage Resistance and Tolerance of Carbon/Epoxy Composite Coupons Subjected to Simulated Lightning Strike, Composites, Part A 40, pp. 954-967, 2009.
- [10] U. Guo, Y. Yu, Q. Wang, Dong, X. Yi and Jia, Enhanced Lightning Strike Protection of Carbon Fiber Composites Using Expanded Foils with Anisotropic Electrical Conductivity, Composites, Part A, Appl. Sci. Manuf. 117, pp. 211-218, 2019.
- [11] Gnadt A. R., Isaacs S., Price R. Dethy M. and Chappelle C., Hybrid Turbo-Electric STOL Aircraft for Urban Air Mobility, AIAA, 2019-0531, 2019.
- [12] Y. S. Kang, S. W. Park, J. S. Roh. and R. S. Myong, Computational Investigation of Effects of Expanded Metal Foils on the Lightning Protection Performance of a Composite Rotor Blade, Int. J. Aeronaut. Space Sci. 22, pp. 203-221, 2021.
- [13] Kim. Y. G et al., Effects of Lightning on UAM Aircraft : Complex Zoning and Direct Effects on Composite Prop-Rotor Blade, Aerospace Science and Technology, Vol. 124, 107569, 2022.
- [14] MIL-STD-464, "Electromagnetic Environment Effects Requirements for System," Department of Defense, 2010.
- [15] RTCA DO-160G Section 22, "Lightning Induced Transient Susceptibility", December 8, 2010.
- [16] AC 20-136B, "Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection," Federal Aviation Administration, Sep. 2011.
- [17] H. C. Woo, Y. T. Kim, "Composite Aircraft Protection Device to Protect Composite Aircraft from The Indirect Effects of Lightning Strike," Korean Intellectual Property Office, Patent Number : 10-2070985, Jan. 2020.