



헬기 탑재 유도탄 체계에 대한 낙뢰의 간접영향 시험방안 및 결과

이중해¹, 이상욱², 양원혁³, 김상식⁴

Test Method and Results of Lightning Indirect Effects for Helicopter-mounted Missile System

Jonghae Lee¹, Sang-wook Lee², Wonhyuk Yang³ and Sangsik Kim⁴

Agency for Defense Development, Daejeon, Republic of Korea

ABSTRACT

Air-to-ground missile(AGM), which can be operated by being mounted on the outside of the aircraft, is capable of precision strikes, ensuring high survivability. Helicopter, which is one of the AGM operating platforms, is reported to experience a lightning strike once between 1000 and 20000 flight hours in average. When the lightning strikes the helicopter fuselage, lightning transient signal can be induced to internal and external electronic equipment cables through the skin of the helicopter. If the transient signal exceeding the criteria to electrically initiated device(EID) related to the explosive in the AGM can affect the safety of the helicopter by a warhead explosion, etc. In this paper, we suggest an indirect lightning test method to prove the safety of AGM on helicopter, and present the indirect lightning test results.

초 록

공대지유도탄은 항공기 외부에 탑재되어 운용 가능한 무기체계로 정밀 타격이 가능하고 높은 생존성을 보장한다. 공대지유도탄 운용 플랫폼 중 하나인 헬기는 평균적으로 수천~수만 비행시간 중 1회 낙뢰에 피격되는 것으로 보고되었다. 헬기 기체에 낙뢰가 피격되면 기체 스킨을 거쳐 헬기 내/외부 전자장비 케이블에 과도신호가 유기될 수 있다. 공대지유도탄 내 폭발물 관련 EID(Electrically Initiated Device)에 기준 이상의 과도신호가 유기되면 탄두 폭발 등으로 헬기 안전에 영향을 미칠 수 있다. 본 논문에서는 헬기에 대한 공대지유도탄 안전 영향성 입증을 위한 낙뢰 간접영향 시험방안을 제시하고, 이를 바탕으로 수행한 시험 결과를 제시한다.

Key Words : Lightning Effects(낙뢰 영향성), Airworthiness Certification(감항인증), Air-to-ground Missile(공대지유도탄), Electrically Initiated Device(전기기폭장치)

1. 서 론

헬기, 전투기, 무인기 등의 항공기 외부에 탑재되어 운용되는 공대지유도탄은 정밀 타격 능력이 우수

할 뿐만 아니라 운용자의 생존성을 보장한다. 항공기의 낙뢰 피격확률은 기후, 비행 프로파일, 항공기 종류 등에 따라 상이하며, 평균적으로 1,000~20,000 비행시간마다 낙뢰에 피격되는 것으로 알려져 있다[1].

† Received : February 14, 2022 Revised : March 15, 2022 Accepted : April 1, 2022

¹ Researcher, ² Senior Researcher, ³ Senior Researcher, ⁴ Senior Researcher

³ Corresponding author, E-mail : whdgo27@add.re.kr, ORCID 0000-0001-5048-7409

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

공대지유도탄, 로켓, 기관총과 같은 무장 운용이 가능한 군용 항공기도 비행 중 낙뢰 피격 가능성에 노출되어있다. 이에 따라 항공 플랫폼은 군용항공기 감항인증 규격에 따른 낙뢰 영향성 입증에 요구된다.

항공기에 대한 낙뢰 영향성은 크게 두 가지로 구분된다. 먼저, 낙뢰가 로터블레이드, 캐노피 등에 부착되어 물리적인 피해를 발생하는 직접 영향이다. 수백 kA의 전류에 의해 폭파, 구조 변형 등의 발생은 항공기 추락 등 안전에 치명적일 수 있다. 또한, 항공기 낙뢰 부착이후 스킨을 거쳐 전자장비에 연결되는 케이블을 통해 영향을 미치는 간접 환경이다. 낙뢰에 의해 유기되는 과도신호가 항공기 안전을 위협하는 전자장비 오작동의 발생 등을 방지해야 한다.

항공기 낙뢰 간접영향 시험 시 DO-160 Sec.22, SAE ARP 5416 등과 같은 문서를 참고하여 항공 전자장비에 대한 시험 방안을 적용한다. 하지만 폭발물이 포함된 유도탄과 같은 무장에 적용하는 시험 규격은 명확하지 않고, 국내뿐만 아니라 해외 유사무기체계에 대해 적용한 시험 사례를 찾기 매우 어렵다. 1978년 Sidewinder로 알려진 美 공대공미사일 AIM-9의 낙뢰 시험 결과보고서가 있긴 하지만 특정 규격에 근거하지 않아 현재 개발 중인 유도탄에 적용하기에는 어렵다[2]. 따라서 항공기에 장착되는 유도탄은 적절한 시험 적용 방안을 정하는 것이 중요하다.

MIL-STD-464C 세부항목 명시에 공중 발사(air-launched) 유도탄은 항공기 낙뢰 피격 후에 성능 발휘는 어려울지라도 항공기에 손상을 주지 않는 수준의 낙뢰 보호가 필요하다고 나타나 있다[3]. 따라서 공대지유도탄에도 낙뢰 시험을 적용할 때 safety 관점의 입증이 수행되어야 할 것으로 판단하였다. 본 논문에서는 항공 전자장비에 적용되는 시험 규격 및 사례를 바탕으로 유도탄 체계에 적합한 낙뢰 간접영향 시험방안을 기술한다. 또한 이 시험방법을 적용하여 수행한 시험결과를 제시한다.

II. 본 론

2.1 유도탄 체계 낙뢰 간접영향 시험 조건 설정

2.1.1 항공 장비의 낙뢰 환경 및 입증 수준 설정

낙뢰의 영향을 받을 수 있는(lightning-related) 항공기 전자장비의 고장은 안전에 치명적인 결과를 초래할 수 있다. 따라서 고장 조건에 근거하여 각 장비에 대한 안전도 분석이 필요하다. 전자장비의 낙뢰 영향성 평가는 안전도 분석에 의해 Table 1과 같이 3가지로 분류된다[4]. Level A는 장비 고장 발생 등으로 항공기 안전에 치명적인 영향을 미치는 수준이다. Level B/C는 항공기 기능을 저하시키고 승무원이 불리한 운용조건에 대응하기 어렵게 만드는 수준이다. 유도탄은 고장이 발생하더라도 항공기 안전에

Table 1. Lightning Failure Conditions

Lightning Requirement Provisions	Failure Condition	Level
Each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would prevent the continued safe flight and landing of the aircraft	Catastrophic	A
Each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would reduce the capability of the aircraft or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition,	Hazardous	B
	Major	C

Table 2. Indirect Lightning Test Levels

Installed environment of equipment and interconnecting wiring	Level
well-protected	1
partially protected	2
moderately protected	3
severe electromagnetic environments	4,5

영향을 미치지 않는 않지만 낙뢰에 의해 탄 내 화약 등의 동작 발생은 안전에 영향을 미칠 수 있으므로 가장 가혹한 조건 A로 정의한다.

시험 세기 수준은 예상되는 연결 케이블, 장비 위치 등에 따라 Table 2와 같이 level 1~5로 융통성 있게 정할 수 있다[5].

낙뢰 전류는 주로 부착 위치에서 항공기 스킨과 각종 케이블로 경로가 형성된다. 항공기 내부 장비들은 기체에 의해 적정 수준으로 보호되지만, 외부 장비들의 연결 케이블 및 장비 표면이 낙뢰 전류의 경로가 될 수 있다. 따라서 외부 장비가 금속으로 차폐되지 않고, 케이블 쉴드가 없다면 level 5 수준의 시험이 필요할 수 있다. 반면, 공대지유도탄 체계는 항공기 외부에 장착되어 운용되지만 케이블 쉴드 적용되어있고, 발사대 엔클로저는 금속 구조로 설계되었다. 위 내용을 토대로 헬기 체계 부서와의 협의를 통해 pin 은 level 3, cable은 level 4 수준으로 정의하였다.

2.1.2 전자장비 및 항공기 간 ETDL/ATL 설정

항공기 낙뢰 보호 설계는 항공기 플랫폼 구조, 장비 배선 등이 포함되어 고려되어야 한다. 플랫폼 관점에서 각 전자장비에 요구도를 할당해야 하며, ETDL과 ATL의 개념을 근거하여 접근하는 방법이 있다.

ETDL(Equipment Transient Design Level)은 플랫폼

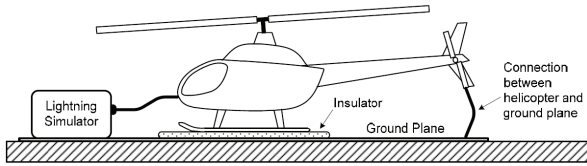


Fig. 1. Helicopter Indirect Effects Test Setup

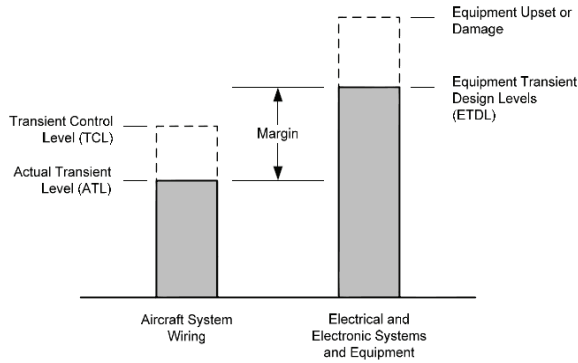


Fig. 2. Relationships Among Transient Levels

폼이 예상하여 설정하는 장비가 견뎌야 하는 신호 크기이다. 장비의 설치 위치(내/외부), 배선 구조 등이 고려되어 수준이 결정된다. 장비 단위의 시험(DO-160 Sec.22)을 통해 장비가 견뎌야 하는 수준을 입증한다. ATL(Actual Transient Level)은 실제 장비 배선에 유기되는 신호의 크기를 나타낸다. ATL은 Fig. 1과 같은 항공기 전기체 시험을 통해 값을 획득할 수 있다[6]. 노즈와 같은 특정 포인트에 1kA 수준의 낙뢰 파형을 인가하여 각 전자장비에 유기되는 값을 계측한다.

Figure 2는 항공기 시스템과 전자장비 간 과도신호 수준 관계를 보여준다. 장비의 내성 수준인 ETDL과 실제 배선에서의 간접영향 유기 수준인 ATL의 여유치(margin)가 필요하다. MIL-STD-464에 전기기폭장치에 대한 성능 및 안전 입증 여유치는 각각 6dB 및 16.5dB로 나타나 있다.

2.1.3 전자장비 시험 카테고리 설정

전자장비의 설계, 설치 위치 등을 고려하여 시험 카테고리를 설정해야 한다. 카테고리 지정은 다음의 6개 문자로 구성된다.

- a/b. Pin injection 파형 세트/시험 수준
- c/d. Cable bundle 단일, 다중 타격 파형 세트/시험 수준
- e/f. Cable bundle 다중 파열 시험 파형 세트/시험 수준

1,3,5번째 문자는 파형 세트로 A~M 그리고 Z로 정의할 수 있다. 이는 장비가 연결된 배선이 금속으로 차폐가 잘 되어있는지 등에 따라 결정된다.

- A와 B는 pin injection 용
- C~F는 cable bundle 단일 타격 용
- G~K는 cable bundle 단일/다중 타격 용
- L과 M은 cable bundle 다중 파열 용
- Z는 시험 방안에 따라 별도 정의

Table 3. Indirect Lightning Category Designation

B	3	K	4	M	4
Pin Test Waveform Set	Pin Test Level	Cable Bundle Stroke Test Waveform Set	Cable Bundle Stroke Test Level	Cable Bundle Burst Test Waveform Set	Cable Bundle Burst Test Level

Table 4. Pin Injection Test Requirements

Waveform Set	Test Type	Test Levels	Test Waveform Nos. (Voc/Isc)
A	Pin	Table 6	3/3, 4/1
B		Table 6	3/3, 5A/5A

파형 세트 A, C, E, G, J는 배선이 금속으로 잘 차폐되어 있는 장비에 적용가능하다. 예를 들어 항공기 구조물이 금속이거나 금속 메쉬로 보호된 탄소 섬유 복합재(CFC) 등이 이에 해당한다. 세트 B, D, F, H, K는 배선의 위치가 구조적 저항(structural resistance)이 유기 과도신호의 중요 요인이 되는 항공기 구조 내에 있는 경우에 적용한다. 예를 들어 금속 메쉬 적용이 되지 않은 탄소 섬유 복합재에 적용한다.

Cable bundle 파형 세트 E, F, J, K는 모든 cable bundle이 차폐된 장비에 적용한다. C, D, G, H는 미차폐 cable bundle을 사용하는 장비에 적용한다.

Cable bundle 다중 파열 용 문자 M은 전류 파형 6을 적용하는 시험이다. DO-160 Sec.22 내용에 따르면, 전류 파형 6은 EUT가 낮은 임피던스 케이블 묶음을 사용할 때 필요하다. 또한 여러 시험 조건이 충족되지 못할 경우 전류 파형 3(문자 L)으로 수행할 것을 권고하고 있다.

시험 대상 장비인 공대지유도탄 체계는 Table 3과 같이 카테고리를 설정하였다. 유도탄 체계는 cable bundle이 차폐되었지만 전방 광학창이 필요한 운용 특성상 개구부가 존재한다. 따라서 1번째 문자는 B, 3번째 문자는 K로 정하였다. 5번째 문자는 M으로 정하고, 조건 미충족 시 L을 고려하였다. 짝수 번째 문자는 2.1.1에서 정한 수준으로 pin은 3, cable은 4로 정하였다.

위 내용을 바탕으로 시험별 적용 파형 및 시험 세기를 정한다. Table 4에 따라 pin injection 시험은 파형 3/3과 5A/5A를 적용한다.

Table 5에 따라 cable bundle 시험의 경우 multiple stroke 시험은 파형 3,5A를 적용하고, multiple burst 시험은 파형 6을 적용한다.

Table 6은 pin injection 시험의 파형 발생기 세팅 수준을 나타낸다. Level 3의 3/3, 5A/5A 파형 세기는 600/24, 125/125이다.

Table 5. Cable Bundle Test Requirements

Waveform Set	Test Type	Test Levels	Test Waveform Nos.
C	Single Stroke	Table 7	2, 3
D			2, 3, 4
E			1, 3
F			3, 5A
G	Single Stroke	Table 7	2, 3
	Multiple Stroke	Table 8	
H	Single Stroke	Table 7	2, 3, 4
	Multiple Stroke	Table 8	
J	Single Stroke	Table 7	1, 3
	Multiple Stroke	Table 8	
K	Single Stroke	Table 7	3, 5A
	Multiple Stroke	Table 8	
L	Multiple Burst	Table 9	3
M		Table 9	6

Table 6. Generator Setting Levels for Pin Injection

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

Table 7은 cable bundle 시험의 single stroke 시험 수준을 나타낸다. Level 4 파형 3의 세기는 1,500V, 파형 5A의 세기는 800A이다.

Table 8은 cable bundle 시험의 multiple stroke 시험 수준을 나타낸다. Level 4 파형 3의 first stroke의 세기는 1,500V, subsequent stroke의 세기는 750V이다. Level 4 파형 5A의 first stroke의 세기는 800A, subsequent stroke의 세기는 400A이다.

Table 9는 cable bundle 시험의 multiple burst 시험 수준을 나타낸다. Level 4 파형 6의 세기는 75A이다.

Table 7. Test and Limit Levels for Cable Bundles Single Stroke Tests

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	1600/500

Table 8. Test and Limit Levels for Cable Bundles Multiple Stroke Tests

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

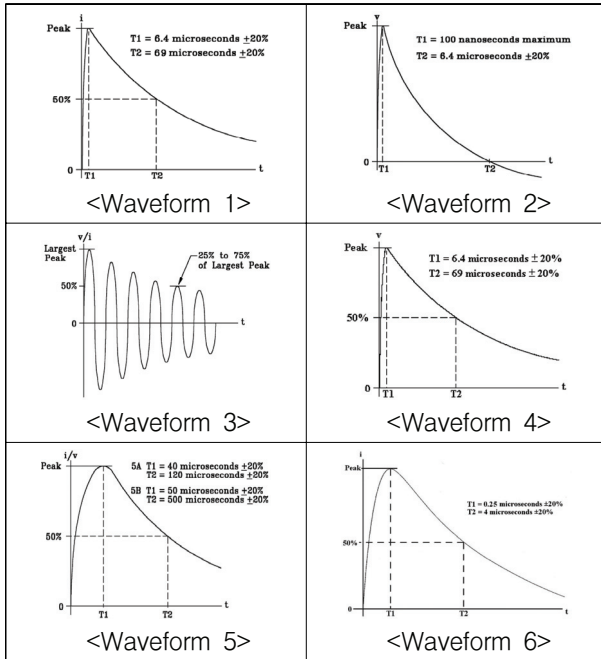
* FS = First Stroke, SS = Subsequent Stroke

Table 10에 정리되어있는 낙뢰 시험 파형들은 시험 및 분석 목적으로 항공기에 적용될 이상적인 낙뢰 환경을 나타낸다. DO-160에서는 시험에 6개의 전류/전압 시험 파형을 적용한다. 각 전류/전압 파형은 항공기 낙뢰 환경에서 주로 나타나는 현상을 모사하며, 파형의 상승률, 인가 시간, 최대진폭 등의 특성이 중요하다.

Table 9. Test Levels for Cable Bundles Multiple Burst Tests

Level	Waveform	Waveform
	3	6
	V_T/I_L	V_L/I_T
1	60/1	100/5
2	150/2.5	250/12.5
3	360/6	600/30
4	900/15	1500/75
5	1920/32	3200/160

Table 10. Current/Voltage Waveform 1~6



2.2 유도탄 체계 낙뢰 간접영향 시험 방안

2.2.1 안전 입증을 위한 확인사항

헬기에서 운용되는 유도탄 체계는 발사대와 장입 유도탄으로 구성된다. Fig. 3과 같이 헬기 파일런에 발사대가 장착된다. 발사대는 헬기로부터 전원 및 제어신호를 받아 유도탄에 전원을 인가하고 명령 전달, 상태 확인 및 탄 내 착화기 기폭 등을 수행한다[7].

유도탄 내 폭발물 중 사출모터, 비행모터와 탄두는 유도탄 발사 전 의도치 않은 상황에 동작된다면 헬기 안전에 영향을 미칠 수 있다. 사출모터는 유도탄이 발사관으로부터 사출되는 추력을, 비행모터는 유도탄이 사출 후 표적까지 비행하는 추력을 발생시킨다. 탄두는 탄착 시 신관에 의해 동작되어 표적을 무력화하는 역할을 수행한다.

이 중 비행모터와 신관은 유도탄 발사 직전부터 동작되는 열전지로부터 전원을 받아 동작한다. 즉, 열전

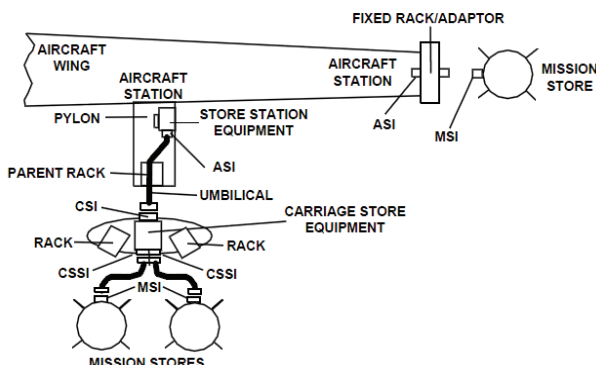


Fig. 3. Aircraft-store Configuration Example

지가 동작하지 않는다면 두 폭발물은 동작하지 않는다. 발사대는 배꼽커넥터를 통해 유도탄 내 열전지와 사출모터를 동작시키는 역할을 수행한다. 따라서 DO-160 Sec.22의 시험을 통해 발사대 커넥터 출력단의 열전지와 사출모터의 동작 조건에 대한 마진이 확보됨을 확인한다면 유도탄 체계의 안전이 입증된다.

열전지와 사출모터의 착화기 내에는 각 1Ω의 저항이 있고, 발사대로부터 5A의 전류가 흐르면 작동한다. 착화저항의 MNFS(Maximum No-Fire Stimulus)는 1A이며, MNFS에 여유치를 적용하여 시험 기준으로 정의한다. 열전지의 의도치 않은 동작은 헬기 안전에 직접적 영향을 미치지 않으므로(단지, 비행모터, 신관 동작신호의 source가 발생됨) 성능 여유치인 6dB를 적용한다. 사출모터는 동작 시 바로 헬기 안전에 영향을 미칠 수 있으므로 안전 여유치인 16.5dB를 적용한다. 즉, 열전지 착화저항에는 500mA 이하, 사출모터 착화저항에는 150mA 이하의 전류가 흘러야 안전이 입증된다.

2.2.2 Pin injection 시험 방안

헬기 플랫폼과 발사대 연결 커넥터는 수십개 핀으로 연결된다. 전원, 통신, 디스크리트, 영상 신호 등이 있으며 이 핀들을 시험 대상 핀으로 정하였다. Fig. 4와 같이 발사대에 전원을 인가한 상태로 시험 대상 핀에 시험 낙뢰 과형을 인가한다. 인가 시 열전지와 사출모터 계측기에서 측정되는 유기 전류(I_1)를 기록한다.

2.2.3 Cable bundle 시험 방안

헬기 플랫폼과 발사대를 연결하는 케이블의 종류는 한 개이므로 시험 대상 케이블은 전원, 통신 신호 등의 핀을 포함한 케이블 하나이다. Fig. 5와 같이 발사대 케이블을 낙뢰 과도신호 발생기(transient generator)에 위치시킨다. Pin injection 시험과 마찬가지로 인가 시 열전지와 사출모터 계측기에서 측정되는 유기 전류(I_1)를 기록한다.

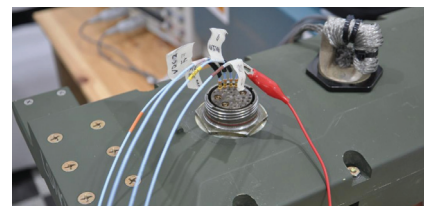


Fig. 4. Pin Injection Test

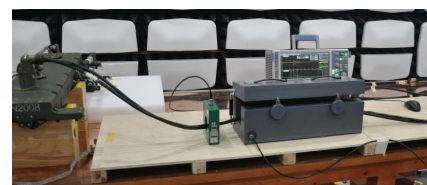


Fig. 5. Cable Bundle Test

2.3 유도탄 체계 낙뢰 간접영향 시험 결과

2.3.1 시험 개요

- 장소 : 한국생산기술연구원 대경본부
- 규격 : DO-160 Sec.22

2.3.2 시험 기준

안전 입증을 위해 열전지 및 사출모터 동작 신호 세기를 확인한다. Fig. 6과 같이 발사대 출력단에 모의저항(1Ω)을 연결하고 오실로스코프로 각 저항에 유기되는 전류를 확인한다. 열전지 동작 신호는 하나, 사출모터 동작 신호는 두 개(redundancy)를 실시간 모니터링한다. Table 11, 12에 따라 열전지와 사출모터 계측기에서 측정된 전류와 기준 전류 값을 비교하여 시험 결과를 정리한다.

- 열전지 동작 신호 확인
 - I_{I1} = 열전지 계측기에서 측정된 전류
 - $I_{P/F1} = (FCF_d)(MNFS) = (0.5)(1A) = 0.5A$
 - * 열전지 $FCF_d = 6dB (50\%)$
 - * $FCF_d =$ Firing Consequence Factor as a decimal ratio
 - * $MNFS =$ Maximum No-Fire Stimulus
- 사출모터 동작 신호 확인
 - I_{I2} = 사출모터 계측기에서 측정된 전류
 - $I_{P/F2} = (FCF_d)(MNFS) = (0.15)(1A) = 0.15A$
 - * 사출모터 $FCF_d = 16.5dB (15\%)$

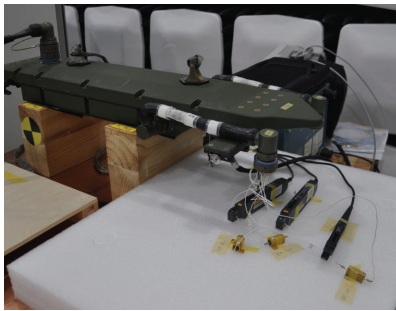


Fig. 6. Monitoring Setup

Table 11. Battery Pass/Fail

Pass/Fail : Current	
Pass	$I_{I1} \leq I_{P/F1}$
Fail	$I_{I1} > I_{P/F1}$

Table 12. Ejection Motor Pass/fail

Pass/Fail : Current	
Pass	$I_{I2,1} \leq I_{P/F2}$ and $I_{I2,2} \leq I_{P/F2}$
Fail	$I_{I2,1} > I_{P/F2}$ or $I_{I2,2} > I_{P/F2}$

2.3.3 Pin injection 시험 결과

Waveform 3/3, 5A/5A에 대하여 시험을 수행하였고, 각 시험은 규격에 따라 +, - 극성에 대하여 10회씩 인가하였고, 시험 결과를 Table 13에 정리하였다. Waveform 3/3 시험은 모든 핀에서 약 0mA가 계측되어 영향성이 작은 것을 확인하였다. Waveform 5A/5A 신호 핀 시험 시 약 0mA가 계측되었지만 전원 및 GND 관련 핀에서는 열전지, 사출모터 모두 약 50mA 정도가 계측되었다.

전원, 신호 핀 외 헬기로 송신하는 영상 핀에 대한 시험도 수행하였다. 영상 핀은 품질 저하를 고려하여 낙뢰 보호 소자를 적용하지 않았다. 따라서 내부 칩의 손상가능성이 존재하여 마지막으로 시험을 수행하였다. Table 6에 나타난 시험 파형의 전류 값과 앞선 시험 결과(전원 및 신호 핀 시험)를 고려하여 waveform 5A/5A가 3/3보다 더 가혹한 조건이라 판단하여 먼저 시험을 수행하였다. Waveform 5A/5A 시험 결과는 Table 14와 같이 인가 횟수 1, 2회에 25~55mA의 계측 값이 나타났고, 3회부터는 약 0mA 값을 확인하였다.

그 다음 수행한 waveform 3/3 결과에서는 Table 15와 같이 약 0mA 값을 확인하였다. 시험 종료 후 장비 확인 결과, 영상 내부 칩이 손상됨을 확인하였다. 결과적으로, 영상 핀은 낙뢰 파형 영향을 받아 칩이 손상되었지만 손상 전/후 안전 관련 EID에 유기되는 값은 기준치 이하로 나타남을 확인하였다.

Table 13. Pin Injection Test Result(1)

시험 인가 파형(극성)	시험 핀	열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류
3/3	+	전원 및 신호	약 0mA
	-	전원 및 신호	약 0mA
5A/5A	+	전원 및 신호	약 50mA 이하
	-	전원 및 신호	약 50mA 이하

Table 14. Pin Injection Test Result(2)

시험 인가 파형(극성)	시험 핀	인가 횟수	열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류	
5A/5A	+	영상	1	약 40mA 이하	약 50mA 이하
			2	약 75mA 이하	약 55mA 이하
			3~10	약 0mA	약 0mA
	-	영상	1~10	약 0mA	약 0mA

Table 15. Pin Injection Test Result(3)

시험 인가 파형(극성)		시험 핀	열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류
3/3	+	영상	약 0mA	약 0mA
	-	영상	약 0mA	약 0mA

2.3.4 Cable bundle 시험 결과

Cable bundle 시험은 single stroke, multiple stroke 그리고 multiple burst 순으로 수행하였다. Single stroke, multiple stroke는 waveform 3/3(1, 10MHz), 4/5A 파형을 +, - 극성에 대하여 10회씩 인가하였다. Multiple burst는 waveform 6 파형을 +, - 극성에 대하여 5분 동안 인가하였다.

Single stroke와 multiple stroke 시험 결과는 Table 16, 17과 같이 약 0mA의 값을 확인하였다.

Table 18에 multiple burst 시험 결과를 정리하였다. 열전지 착화 전류는 약 10mA 이하, 사출모터 착화 전류는 약 15mA 이하의 값을 확인하였다.

Table 16. Single Stroke Test Result

시험 인가 파형(극성)		열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류
3/3 (1,10MHz)	+	약 0mA	약 0mA
	-	약 0mA	약 0mA
4/5A	+	약 0mA	약 0mA
	-	약 0mA	약 0mA

Table 17. Multiple Stroke Test Result

시험 인가 파형(극성)		열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류
3/3 (1,10MHz)	+	약 0mA	약 0mA
	-	약 0mA	약 0mA
4/5A	+	약 0mA	약 0mA
	-	약 0mA	약 0mA

Table 18. Multiple Burst Test Result

시험 인가 파형(극성)		열전지 착화 전류	사출모터 착화 전류
6	+	약 10mA 이하	약 15mA 이하
	-	약 10mA 이하	약 15mA 이하

III. 결 론

본 논문에서는 헬기에 탑재되는 유도탄 체계에 대한 낙뢰 간접영향 시험 방안을 분석하였다. DO-160에 나타난 항공기 탑재 장비에 대한 낙뢰 안전도 분석 및 시험 수준 설정 방법을 확인하였다. 또한 DO-160 Sec.22 낙뢰 간접영향 시험 카테고리 설정 과정에 의해 헬기 탑재 유도탄 체계에 적용 가능한 시험 파형 세트와 수준을 B3K4M4로 정하였다.

위 분석 결과를 유도탄 체계 낙뢰 간접영향 시험에 적용하여 시험 방안을 도출하였다. 유도탄 체계는 항공 플랫폼의 안전에 영향을 미치지 않는 수준의 입증 이 필요하다. 이를 위해 유도탄 내 폭발물 특성을 고려하여 입증 margin을 적용하였다. Pin injection 시험은 배꼽커넥터 전원, 신호 및 영상 pin에 적용하고, cable bundle 시험은 전원 및 신호를 포함하는 플랫폼~발사대 연결 케이블에 적용하였다.

Pin injection 시험은 3/3, 5A/5A의 파형을 level 3 수준으로 수행하였고, 안전 영향성 없음을 확인하였다. Cable bundle은 single stroke, multiple stroke, multiple burst 시험을 level 4 수준으로 수행하여 안전 영향성 없음을 확인하였다.

이를 통해 헬기에 장착되어 운용되는 공대지유도탄 체계에 대한 낙뢰 간접영향 시험 방안을 개발하고, 시험을 수행하여 level 3/4 수준에서 열전지 및 사출모터의 시험 기준 여유치를 확인하였다. 이 시험 결과를 통해 해외 사례 확인이 어렵고 국내에서는 전무하였던 유도탄 체계 낙뢰 간접 영향성 시험을 수행하였다는 의의를 얻을 수 있다.

References

- 1) *Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms*, SAE ARP 5412B, January 2013.
- 2) *Lightning Strike Susceptibility Tests on the AIM-9 Missile*, Air Force Flight Dynamics Laboratory, August 1978.
- 3) *Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems*, Department of Defense MIL-STD-464C, December 2010.
- 4) *Aircraft Electrical and Electronic Systems Lightning Protection*, FAA AC 20-136B, July 2011.
- 5) *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*, RTCA DO-160G, August 2010.
- 6) *Aircraft Lightning Test Methods*, SAE ARP 5416A, January 2013.
- 7) *Aircraft/Store Electrical Interconnecting System*, Department of Defense MIL-STD-1760E, October 2007.6A, January 2013.