

낙뢰보호를 고려한 항공기용 다목적 디스플레이 설계

Considering the Multi-Purpose Display Designed for Aircraft Lightning Protection

천영호* · 이승필 · 박준현
LIGNex원 항공연구센터

Young-ho Cheon · Seung-pil Lee · Jun-hyeon Park

Avionics R&D Lab LIGNex1 Co.,Ltd, 100, Daejeon 305-804, Korea

[요 약]

본 논문에서는 다목적 디스플레이의 인증 과정에서 수행 했던 시험 중 간접 낙뢰의 영향성을 검증하기 위한 RTCA DO-160 F, Section 22 시험 수행을 위한 대책 설계 내용 및 시험 과정을 소개한다. 낙뢰 유도 전압은 항공기 전기·전자장비의 기능 장애 또는 손상을 가져다 주는 데 이것을 낙뢰의 간접영향이라 한다. 이러한 항공기의 낙뢰 간접영향으로부터 항공전자장비를 보호하기 위해서는 항공기에 대한 낙뢰의 영향과 항공기 내부 시스템을 분석하고 해당 부품에 대한 위협 내용에 대한 보호 설계가 필요하다. 본 논문에서는 이와 같은 항공기용 다목적 디스플레이의 낙뢰에 대한 보호를 위하여 대책 수준을 결정을 위한 RTCA DO-160 F, Section 22 category 선정 방법 및 선정된 레벨에 따른 부품 선정 방법 등을 소개한다. 또한 선정된 부품의 설계 유효성을 확인하기 위하여 실제 시험 과정을 소개한다. 이와 같은 각 단계별 과정 소개를 통하여 향후 개발 예정인 항공전자 장비에 대한 낙뢰 대책 설계의 좋은 사례가 될 것으로 예상된다.

[Abstract]

In this paper, we introduce measures designed content for RTCA DO-160 F, Section 22 tests performed to verify the effects of indirect lightning and testing process of the test was carried out in the multi-purpose display certification process. This is referred to as indirect effects of lightning capability of an aircraft having electrical electronic equipment failure or damage to bring lightning induced voltages. In order to protect the avionics from lightning indirect effects of these aircraft are analyzing the effects of lightning strikes on aircraft and aircraft systems and interior design needs protection against the threat on their part. In this paper, we introduce RTCA DO-160 F, component selection process according to Section 22 category selection method and the selected level for determining the level of such measures for protection against lightning of multipurpose display for this aircraft. It also introduces the actual test process to confirm that the designed effectiveness of the selected part. We expect a good example of the lightning planned for future development of measures designed avionics through each step of the process introduced this.

Key word : Indirect lightning Test, RTCA DO-160 F Section22, Lightning protection, Pin injection test, Cable induction test.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2014.18.5.445>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 25 September 2014; Revised 27 October 2014
Accepted (Publication) 6 October 2014 (30 October 2014)

*Corresponding Author; Young-ho Cheon

Tel: +82-42-718-3522

E-mail: cheonyh25@lignex1.com

1. 서론

대기 중의 낙뢰 전기는 실질적으로 항공기에 장착된 비행 치명/비행 필수시스템의 취약부위에 부가될 경우 기능장애 내지는 손상을 일으켜 비행 안전에 위협적 요소로 대두되고 있다. 항공기의 성능 향상, 제조가격의 절감 및 정비의 용이성 등의 사유로 비행제어와 엔진제어 그리고 항법 및 계기에 대한 디지털화가 진전되고 복합소재가 다양으로 채용됨에 따라 낙뢰에 대한 취약성은 상대적으로 증가하고 있으며 항공기 제조 시 효과적인 낙뢰 보호 대책을 설계하고 반영할 것이 요구되고 있다. 이와 같은 낙뢰에 대한 필요성이 대두 됨에도 불구하고 국내 개발 항공전자 장비는 민수용이 아닌 수리온 헬기를 포함한 군용 장비가 주 개발품이며, 현재 개발 중이거나, 개발 완료된 장비에 대해서는 낙뢰 시험이 필수 항목으로 지정 되지 않아 낙뢰대책 설계 및 DO-160F Section 22 간접 낙뢰에 대한 시험 수행 사례가 희박한 상태이다.

따라서 본 논문에서는 다목적 디스플레이의 인증 과정에서 수행 했던 시험 중 간접 낙뢰의 영향성을 검증하기 위한 RTCA DO-160 F, Section 22 시험 수행을 위한 대책 설계 내용 및 시험 과정을 소개한다. 본 논문의 주요 내용은 DO-160 Section 22 시험레벨 결정을 위한 기준을 소개하였으며, 시험 레벨 결정 시 주요 항목을 기술하였다.

또한 유사 장비 개발 시 설계 대책 사례를 소개하기 위하여 항공기용 다목적 디스플레이 개발 시 적용 했던 낙뢰 대책 설계 관련 내용을 기술하였다. 설계 대책의 주요 내용은 DO-160 Section 22 간접낙뢰 시험을 위한 레벨 선정 사유, 낙뢰 대책 방안 및 설계 내용 등을 기술 하였다. 또한 실제 적용된 사례 소개를 위하여 다이오드를 이용한 낙뢰 대책 개념 및 항공용 디스플레이에 적용 했던 부품등을 소개 하였다.

추가적으로 DO-160 Section 22 간접 낙뢰 인증 시험 수행 내용을 기술하여, 향후 항공전자 장비의 개발 시 참고 사례가 될 수 있도록 하였다.

1-1 시험적용 기준 선정

간접낙뢰 시험을 위한 시험 적용기준은 장비의 장착 위치 및 낙뢰 유발 시 유도되는 낙뢰 영향성을 고려하여 선정한다. DO-160F Section 22 시험 기준은 5개의 category에 의하여 선정한다 [1],[2].

1) 낙뢰부착 형태에 따른 적용기준

간접 낙뢰 시험을 위한 category 적용 기준 중 첫 번째는 낙뢰 유도 시 장착되는 형태에 따라 구분된다. 낙뢰의 부착되는 형태에 따라 저항성 및 개구성으로 나누어 진다. 낙뢰가 항공기에 부착하게 되면 낙뢰전류가 항공기를 관통하면서 항공기 형상에 따라 여러 가지 내부 환경을 형성하게 되는데 대표적으로 저항성 결합 형태 (resistive coupling)와 개구성 결합형태 (aperture coupling)를 갖게 된다. 장비의 장착된 위치가 저항성 결합 일 경우 A, 개구성 결합 일 경우 B 이다.

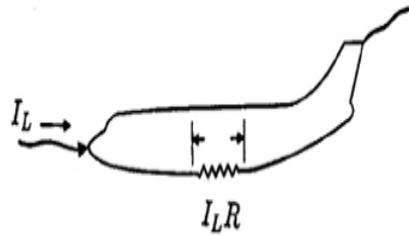


그림 1. 저항성 결합.
Fig. 1. Resistive coupling.

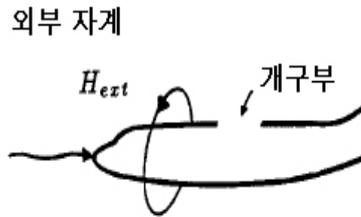


그림 2. 개구성 결합
Fig. 2. Aperture coupling.

(1) 저항성 결합

저항성 결합은 그림 1과 같이 낙뢰전류가 항공기를 관통하는 과정에서 항공기가 도체로 작용함에 따라 도체가 갖는 저항의 크기에 따라 배선과 기체 간에 낙뢰 전류와 저항의 곱이 되는 $I_L \times R$ 의 전압이 형성되는 결합형태이다. 이것은 항공기 내부의 상호연결배선에 전압과전류를 유도하여 장비의 접속에 나타나게 된다. DO-160 Section 22 파형4와 5가 해당된다.

(2) 개구성 결합

개구성 결합은 그림 2와 같이 낙뢰가 항공기를 도체로하여 통과하면서 암페어의 법칙에 따라 도선주, 항공기체의 주위에 자장을 형성하며 다시 이자장이 항공기체의 개구성을 투과하게됨에 따라 이지역을 지나가는 배선을 관통하여 배선상에 전류가 생성되는 결합형태이다. 그림2에서는 개구성 결합형태의 예이다. 개구성 결합에서는 주로 DO-160 Section 22 파형1, 2 및3이 나타난다.

2) 편 시험 레벨 기준

DO-160F Section 22의 category 선정을 위한 두 번째 기준은 편 시험 레벨 기준이다. 레벨별 기준은 아래와 같다.

(1) Level 1

객실 안의 잘 보호되고 있는 환경으로 장비가 항공기 표면에서가장 멀고, 보호를 받는 위치에 장착되는 장비에 적용한다.

(2) Level 2

주로 금속으로 된 항공기로 둘러싸인 항공전자 격실과 같은 부분적으로 보호되고 있는 환경에 설치된 장비와 상호연결 배선에 적용한다.

(3) Level 3

주로 금속으로 이루어지는 항공기의 전자기적으로 열린 지역(예를 들면, 조종실)과 같은 환경에서 장착되는 장비 및 상호 연결 배선에 적용한다.

(4) Level 4~5

혹심한 전자기의 영향을 받는 장비로 보호망이 없는 상당한 양의 복합 재료로 된 항공기체에 연판되어 장착되는 장비로 착륙 장치 또는 추진 시스템 제어장치 적용한다.

3) Test type 구분

DO-160F Section 22의 category 선정을 위한 세 번째 기준 test type 기준이다, 레벨 별 기준은 아래와 같다.

(1) Single stroke

single stroke 시험은 가장 극심한 항공기 외부 낙뢰 타격에 대한 항공기 내부 배선의 반응을 모사하기 위한 것으로서 단일의 지정 파형을 케이블 또는 배선에 가하며 + 및 -의 양극성으로 10회 시험한다. 타격간의 시간 간격은 정해져 있지 않으나 이 10회의 타격은 10분 이내에 적용하여 시험 한다.

(2) Multiple stroke

multiple stroke 시험은 첫 번째의 복귀뇌격과 후속 복귀뇌격으로 구성된 항공기 외부 낙뢰 타격에 대해서 항공기 내부 배선에 유도되는 유도효과를 모사하는 것으로서 이 시험 파형은 초기 타격과 초기타격의 절반 값에 해당되는 13개의 연속타격으로 구성된다. 이 14개의 연속 낙뢰의 파형간의 간격은 10 ms에서 200 ms이어야 하며 + 및 -의 양극성으로 10회 시험한다. 이 10회의 시험은 10분 이내에 수행하여야 한다.

(3) Multiple Burst

다중 파열성 항공기 외부 낙뢰 타격에 대해서 항공기 내부 배선에 유도되는 유도 효과를 모사하는 것으로서 이 시험 파형은 개당 20개의 파형을 내포하고 있는 3개의 파열성 파형으로 구성된다. 이 20개의 파열파의 파형간의 간격은 50 μs에서 1000 μs이어야 하며 3개의 파형간의 간격은 30 ms에서 300 ms이어야 하며 + 및 -의 양극성으로 5분 동안 반복 시험한다. 적용 파형간의간격은 3초이다.

4) 파형

DO-160F Section 22의 category 선정을 위한 네 번째 선정 기준은 시험파형 기준이다. 레벨별 기준은 아래와 같다.

(1) 파형1

이중 지수의 전류 파형 (double exponential current waveform)으로 명칭하며 외부 낙뢰 채널의 복귀뇌격 (return stroke) 전류 파형(성분 A)이 항공기 기체구조상에 저항성 결합 및 개구성 결합 시에 나타난다.

(2) 파형2

이중 지수의 도함수전압 파형 (double exponential derivative voltage waveform)으로 명칭하며 이 전압 파형은 내부 자장에 한 개회로의 응답으로 나타나는 것이다. 이 개회로 전압은 파형 1의 도함수와 유사하여 전압이 영인 지점을 교차하는 시간

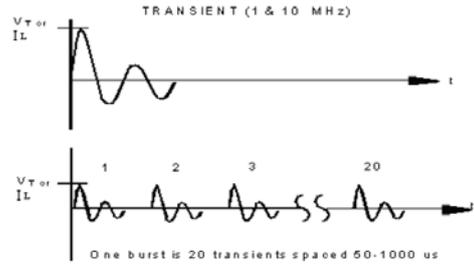


그림 3. 다중파열성 시험
Fig. 3. Multiple burst test.

T2는 파형 1의 최고점 도달의 시간 T1과 같다. 이 파형은 자기장 결합이 주요인이며 차폐되지 않은 높은 임피던스 회로에서 잘 나타난다.

(3) 파형3

감쇄 사인파 전압 또는 전류 파형 (damped sinusoidal voltage or current waveform)으로 명칭하며 낙뢰 전류 성분에 대한 반응 중의 하나로 나타난다. 지배적인 주파수들은 항공기체의 자연 공명과 관련 있다. 상호 연결 케이블의 다양한 배치형태와 항공기체 길이의 크기로 인한 항공기의 공명모드 때문에 1 MHz에서 50 MHz까지 범위의 많은 다른 주파수가 여진 할 수 있다.

(4) 파형4

이중의 지수 전압 파형 (double exponential voltage waveform)으로 명칭하며 낙뢰 전류가 항공기 구조 안을 흐를 때 접속 장비의 접지점 사이에 나타나는 전위차를 나타내는 단극의 파형이다. 이것은 저항성 결합의 결과로 나타나는 것으로 전류 성분 A와 같은 파형을 가진다. 이것은 항공기체 구조를 귀환회로로 사용하는 기체구조와 비금속의 소재 구조를 이용하는 회로에서 자주 지배적으로 나타난다.

(5) 파형5

긴 지속 기간 전류파형 (long duration current waveform)으로 명명하며 낙뢰전류가 항공기 구조체 외부에서 내부로 확산되어 갈 때 나타나는 파형이다.

5) 시험레벨

DO-160F Section 22의 category 선정을 위한 다섯번째 선정 기준은 핀주 입 및 케이블 번들 시험레벨 기준이다.

(1) 핀 주입시험 레벨

핀 주입시험 레벨은 장비의 장착된 위치에 따라 정해지며 레벨 선정 기준은 DO-160F Section 22 의 22.3.2절에 정의된 5단계의 기준에 따라 정해진다.

(2) 케이블 번들 시험 레벨

케이블 번들 시험 레벨은 장비의 배선이 장착된 위치 및 케이블 배선 방식에 의하여 정해진다.

II. 낙뢰대책 설계

2-1 시험적용 기준 선정

시험대상인 항공기용 다목적 디스플레이의 장착 위치를 고려하여 DO-160 F Section 22의 category를 선정 하였다.

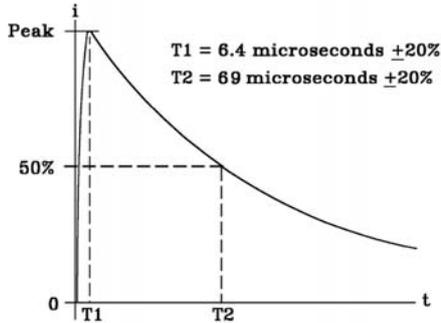


그림 4. 파형1
Fig. 4. Waveform1.

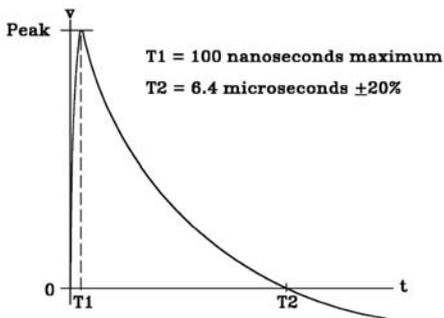


그림 5. 파형2
Fig. 5. Waveform2.

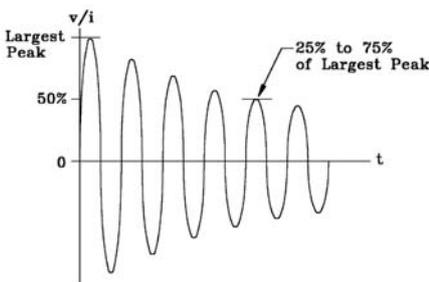


그림 6. 파형3
Fig. 6. Waveform3.

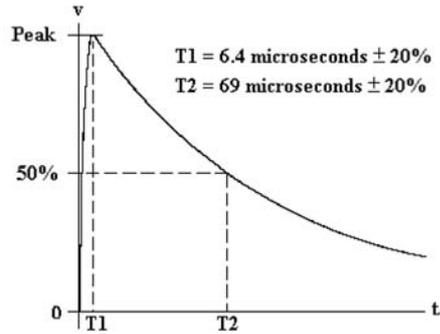


그림 7. 파형4
Fig. 7. Waveform4

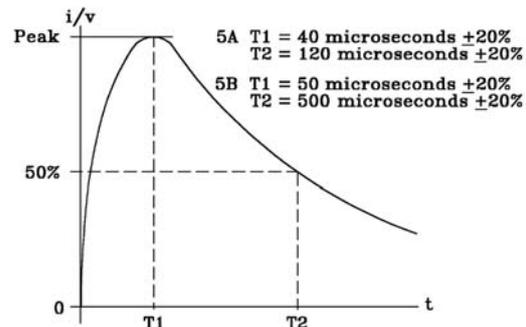


그림 8. 파형5
Fig. 8. Waveform5.

1) 편 주입 시험 레벨

시험대상인 항공기용 다목적 디스플레이의 장착 되는 위치는 조정식이며 조종사의 시야 거리에 위치하기 때문에 level 2를 적용하여 시험하였으며 시험 대상장비의 낙뢰 유도는 개구성 결함을 적용 하여 category는 A2로 지정하였다.

2) 케이블번들 시험 레벨

시험대상인 항공기용 다목적 디스플레이의 연결되는 케이블은 임무컴퓨터와 같은 항전 장비와 연결되며 항전장비가 노출되는 위치는 편 주입 시험 레벨 인 2보다는 가혹한 환경에 위치하게 되어 level 3를 적용하여 시험하였으며 케이블은 동체가 직접 연결되지 않으므로 개구성 결함을 적용 하였으며 연결되는 케이블은 신호 특성상 쉘드 처리가 되어 category는 E3로 지정하였다. 동체에 직접적인 노출이 되지 않으므로 시험 시 multiple stroke 및 multiple burst는 시험을 수행하지 않았다.

2-2 낙뢰대책 방안 및 설계

시험대상인 항공기용 다목적 디스플레이에 대한 낙뢰 시험 category는 DO-160F Section 22 A2E3X를 적용하였으며, 적용된 category에 시험 레벨을 고려 하여 낙뢰 대책을 수립하였다. 낙뢰대책은 주로 장비의 공간성을 고려하여 TVS 다이오드를 통하여 대책을 수립하였으며 각 신호별 특성에 따라 다이오드를 선정하였다.

1) 낙뢰대책 개념

낙뢰에 대한 대책으로 가장 보편적으로 사용되는 방안은 그림 9.와 같이 TVS 다이오드를 장비의 입력단에 배치하는 방안이다. 낙뢰 시험 시 외부에서 핀이나 케이블을 통하여 입력되는 외부의 순간적인 stress를 입력단의 protection 회로에 의하여 억압시켜 외부에서 입력되는 영향을 최소화하여 보호하는 방식이다 [3].

표 1. 핀 주입시험 레벨

Table 1. Pin injection test level.

Level	Waveforms		
	3/3	4/1	5A/5A
	Voc/Isc	Voc/Isc	Voc/Isc
1	100/4	50/10	50/50
2	250/10	125/25	125/125
3	600/24	300/60	300/300
4	1500/60	750/1500	750/750
5	3200/128	1600/3200	1600/1600

표 2. 케이블 번들시험 레벨

Table 2. Cable bundle test level.

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

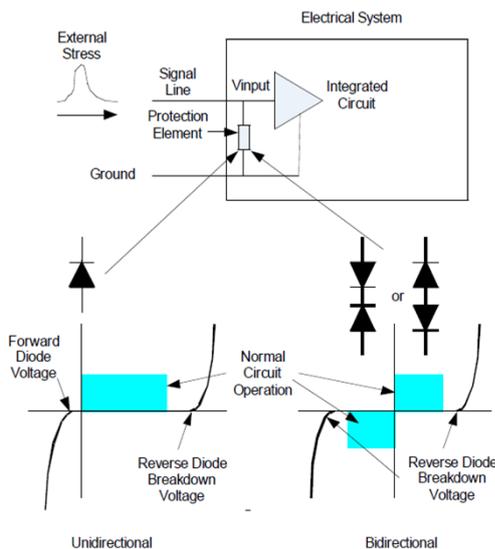


그림 9. TVS 다이오드 동작 원리
Fig. 9. TVS diode operating principle.

2) 낙뢰대책을 위한 부품 선정

낙뢰 대책 부품 선정은 각 장비에 해당되는 인터페이스 신호 특성 및 수행되는 간접낙뢰 시험의 category를 고려한 선정이 필요하다. 대책 대상 인터페이스는 전원 및, RS-422, DVI, discrete I/O 인터페이스며 신호 특성 별로 적절한 TVS 다이오드를 적용하여 대책을 수립하였다.

(1) 전원인터페이스 대책

입력 전원에 대한 대책은 전원 입력단에 양방향 TVS 다이오드를 적용하여 낙뢰에 대한 대책을 수립하였다. 이때 적용되는 TVS 다이오드는 정극성 및 부극성 시험을 고려하여 양방향성 다이오드를 적용한다. 선정된 category를 적용하여 시험 수행 시 전원 핀 시험 단락 전류 (I_{sc}) 값은 과형3 시험 시 10 A, 과형 4 시험 시 25 A를 인가하게 되므로 마진을 고려한 다이오드의 최대 피크 펄스 전류 (I_{pp}) 값이 50 A 이상이 되는 부품의 선정이 필요하다. 이를 고려하여 선정된 TVS 다이오드는 littlefuse 사의 5KP54A이다. 선정된 5KP54A의 최대 피크 펄스 전류 값은 58.6 A로 마진을 고려한 값인 50 A를 만족한다.

(2) Discrete I/O 대책

discrete I/O 신호에 대한 대책은 전용 IC를 적용하여 설계하였다. 전용 칩으로는 Holt 사의 HI-8423 칩을 사용 적용하였다. HI-8423 IC는 핀 주입 시험 시 과형3, 과형4에 대하여 부가회로 없이 level3 까지 보호가 가능하다.

(3) RS-422 대책

RS-422 신호와 같은 통신 신호에 대한 낙뢰 대책을 위한 TVS 다이오드 선정 시에는 시험 수행 시 최대 전류 인가 시 클램핑 전압 및 부 기생 커패시터 용량을 고려해야 한다. 내부 기생 커패시터로 인한 삽입 손실 (insertion loss)에 의하여 전송 데이터 패킷의 왜곡이 발생 할 수 있다. 항공용 다목적 디스플레이의 RS-422 최대 데이터 전송 속도는 100 kbps 이므로 이를 고려하여 TVS 다이오드를 선정 하였다. 선정된 다이오드는 SMETECH 사의 LC01-6이며, 내부 기생 커패시터 값은 50 pF, 최대 인가 전류인 25 A 시험 시 클램핑 전압은 12 V 미만이다. 50 pF 용량의 삽입 손실은 수 MHz 대역 이상에서부터 발생하므로 100 KHz 대역에 영향성이 없으며, RS-422 신호 핀에 최대 전류 25 A 인가 시에도 12 V 이하의 클램핑 전압을 유지하므로 시험 시 보호가 가능하다.

(4) DVI 인터페이스 대책

DVI 신호는 타 인터페이스에 비하여 빠른 데이터 전송속도 (최대 655 MHz)를 가지므로 신호의 신뢰성을 위해서는 TVS 다이오드 선정 시 기생 커패시터의 삽입손실에 의한 신호 왜곡을 최소화 할 수 있는 다이오드 선정이 중요하다. 따라서 내부 기생 커패시터 값이 적은 다이오드를 선정 하였다. 선정된 TVS 다이오드 SMETECH의 rclamp25021이다. DVI 신호의 최대 전송 속도인 655 MHz 대역에서 rclamp25021의 삽입 손실은 1.2 dB로 3 dB 이하 이므로 정상적인 데이터 전송이 가능하며 간접 낙뢰 시험 시 신호 핀에 최대전류 25 A 인가 시에도 클램핑 전압은 11.5 V로 회로 보호가 가능하다.

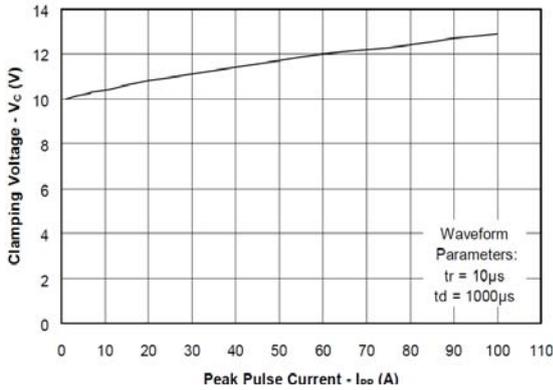


그림 10. LC01-6 클램핑 전압
Fig. 10. LC01-6 clamping voltage.

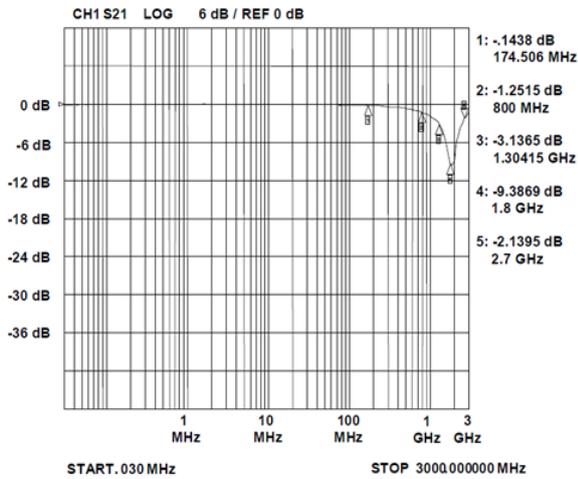


그림 11. rclamp2502I 삽입손실
Fig. 11. rclamp2502I insertion loss.

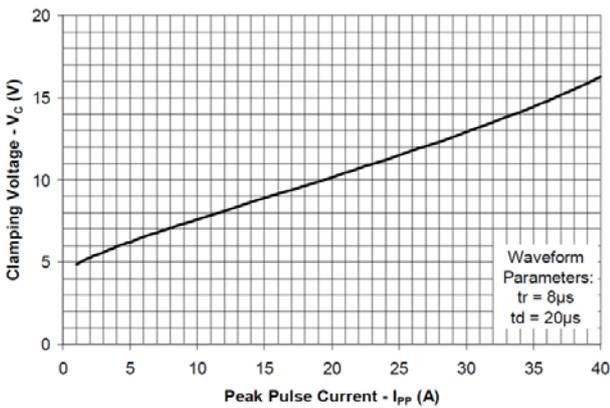


그림 12. rclamp2502I 클램핑 전압
Fig. 12. rclamp2502I clamping voltage.

III. 간접낙뢰 시험

낙뢰대책을 반영한 디스플레이의 검증을 위하여 DO-160F 규격을 적용하여 시험을 수행하였다[4]. 시험 수행은 국내에 유일하게 DO-160F Section 22 시험 시설을 보유하고 있는 항공우주연구원에서 실시하였다. 적용 시험 규격은 category는 A2E3X를 적용 하였다.

3-1 핀 주입 시험

1) 시험 구성

EUT(equipment under test) 커넥터의 지정된 핀, 일반적으로 각 핀과 케이스 접지 상이에 직접 적용하여 수행한다. 이 시험은 유전체 내구 전압 또는 장비 인터페이스의 손상 허용오차를 평가하기 위한 시험이다.

(1) 과형3 시험 구성

시험은 신호 핀과 전원핀에 대한 시험으로 나누어 지며 신호핀은 직접주입(direct injection) 시험 기법을 적용하며 전원핀은 케이블유도(cable induction) 및 접지 유도(ground induction) 시험 기법으로 수행한다. 과형3 신호 핀은 아래 그림13. 및 그림 14.와 같이 직접주입 시험구성 으로 수행하였으며, 과형3 전원핀은 아래 그림15. 및 그림 16.과 같이 케이블유도 시험 구성으로 시험을 수행하였다.

(2) 과형4 시험 구성

과형4 신호핀 은 과형3과 동일하게 직접주입 시험 구성으로 시험을 수행 하였으며, 전원 핀은 아래 그림17. 및 그림18과 같이 접지 유도 시험 구성으로 수행하였다.

2) 인가과형

(1) 과형3 인가

과형 3 인가 핀 주입 시험은 시험대상장비 연결 시험 전 요구되는 레벨을 인가하기 위한 영점조정 (calibration)을 수행한 후 시험을 수행한다. 신호핀 시험을 위하여 직접주입 시험구성으로 설치 한 후 표1의 시험레벨에 맞는 V_{oc} 값이 되도록 영점 조정을 수행하였다. 장비 시험을 위한 V_{oc} 값은 280 V(시험요구 사항 250 V)로 영점 조정을 하여 정극성과 부극성에 대하여 시험을 수행 하였다.

과형 3의 전원핀 시험은 케이블유도 시험 구성으로 설치 한 후 V_{oc} 값을 250 V 로 영점 조정한 후 정극성과 부극성에 대하여 시험을 수행하였다.

(2)과형4 인가

과형 4 신호핀 핀 주입 시험은 직접주입 시험구성으로 설치 한 후 V_{oc} 값을 160 V (시험요구 사항 125 V)로 영점 조정 한 후 시험은 1분간 정극성과 부극성에 대하여 10회씩 수행하였다. 과형 4의 전원핀 시험은 접지유도 시험구성으로 설치 한 후 V_{oc} 값을 160 V (시험요구 사항 125V)로 영점 조정 한 후 시험은 1분간 정극성과 부극성에 시험을 수행하였다.

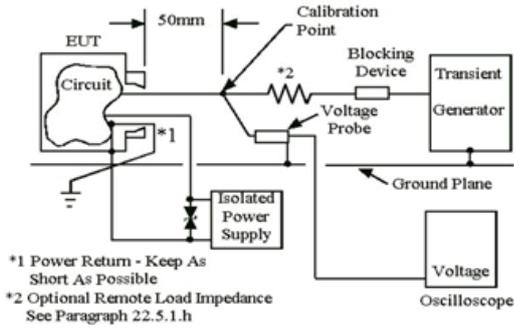


그림 13. 직접주입 시험 셋업
Fig. 13. Direct injection test setup.



그림 14. 직접주입 시험 사진
Fig. 14. The photo of direct injection test.

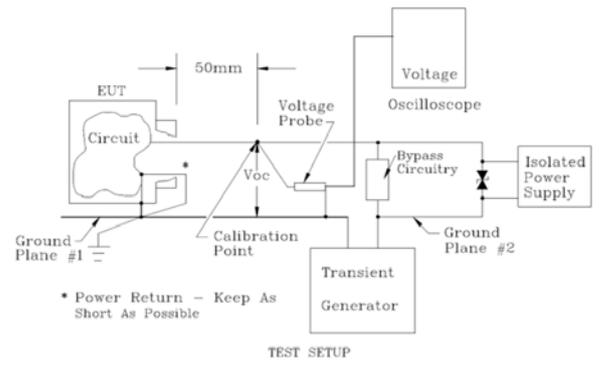


그림 17. 접지 주입 시험 셋업
Fig. 17. Ground injection test setup.



그림 18. 접지 주입 시험 사진
Fig. 18. The photo of ground injection test.

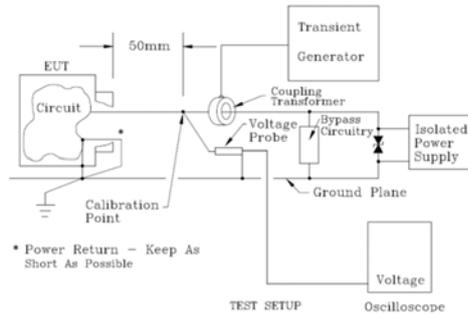


그림 15. 케이블 유도 시험 셋업
Fig. 15. Cable Induction test setup



그림 16. 케이블 유도 시험 사진
Fig. 16. The photo of cable induction test.

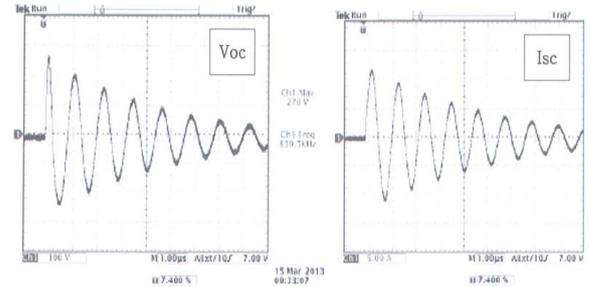


그림 19. 파형3 시험 인가 파형 (정극성)
Fig. 19. Waveform3 test waveform (positive).

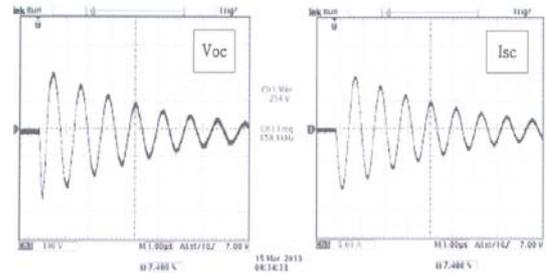


그림 20. 파형3 시험 인가 파형 (부극성)
Fig. 20. Waveform3 test waveform (negative).

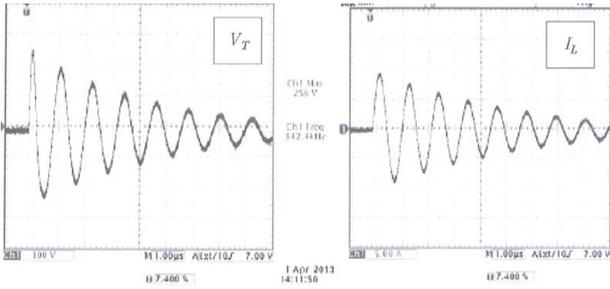


그림 21. 파형3(전원핀) 시험 인가 파형 (정극성)
 Fig. 21. Waveform3 (power pin) test waveform (positive).

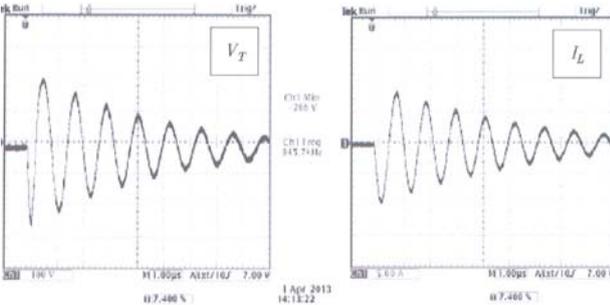


그림 22. 파형3(전원핀) 시험 인가 파형 (부극성)
 Fig. 22. Waveform3 (power pin) test waveform (negative).

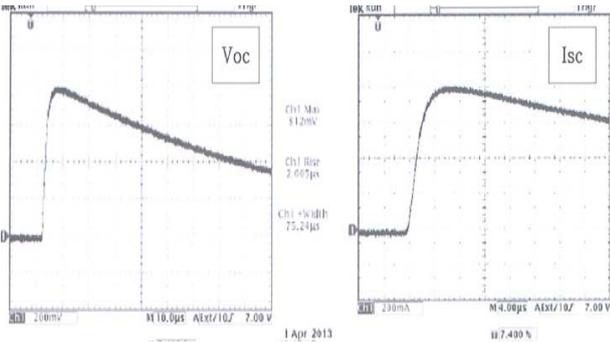


그림 23. 파형4 시험 파형 (정극성)
 Fig. 23. Waveform4 test waveform (positive).

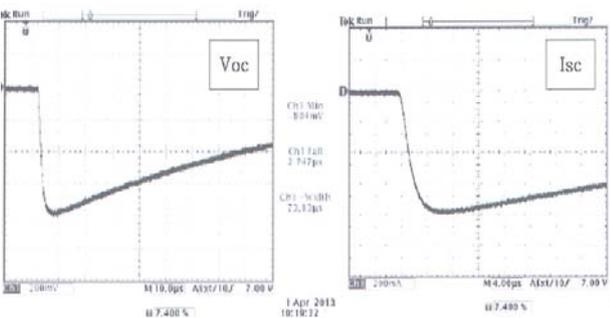


그림 24. 파형4 시험 파형 (부극성)
 Fig. 24. Waveform4 test waveform (negative).

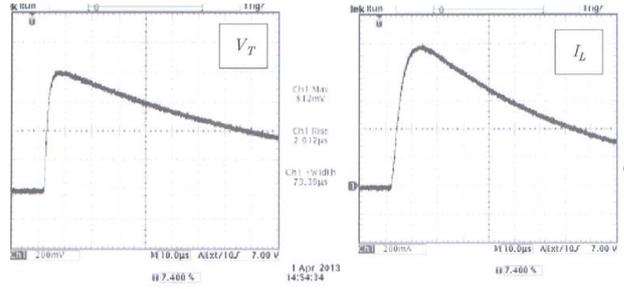


그림 25. 파형4(전원핀) 시험 파형 (정극성)
 Fig. 25. Waveform4 (power pin) test waveform (positive).

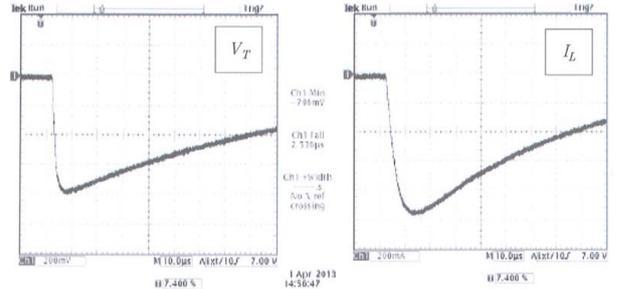


그림 26. 파형4(전원핀) 시험 파형 (부극성)
 Fig. 26. Waveform4 (power pin) test waveform (negative).

3-2 케이블 번들 시험

케이블번들 시험은 케이블 유도 (cable induction) 또는 접지 주입 (ground injection)에 의하여 낙뢰의 영향으로 인한 과도 상태를 주입하는 시험이다. 이 시험은 항공전자 장비가 외부의 낙뢰환경에 의하여 만들어지는 내부전자기적인 효과에 의한 영향성을 확인하기 위한 시험이다.

1) Test Set up

케이블번들 시험은 케이블 유도 시험으로 검증한다. 인가 파형은 파형1과 파형3을 level 3로 적용한 후 장비 동작 상태에서 파형 인가 시 정상 동작 유무를 확인 한다.

2) 인가파형

(1) 파형1 인가

파형1 인가 시험은 선정된 category에 따라 E3가 적용되어 level 3의 파형이 적용된다. level 3의 파형 시험 시 인가전압 $V_T = 600 \text{ A}$ 를 적용하여 시험을 수행하였다. 파형 인가 시 장비의 동작 상태를 확인하여 파형 인가 시 장비 성능 저하 여부도 추가 확인 한다.

(2) 파형3 인가파형

파형3 인가 파형은 선정된 category에 따라 E3가 적용되어 level 3의 파형이 적용된다. level 3의 파형 시험 시 인가전압 $V_T = 600 \text{ V}$ 를 적용하여 시험을 수행하였다. 시험 시 주파수는 1 MHz와 10 MHz에 대하여 파형 인가 시 장비의 동작 상태를 확인하여 파형 인가 시 장비 성능 저하 여부도 추가 확인한다.



그림 27. 케이블 유도시험 (파형1)
 Fig. 27. Cable induction test (waveform1).



그림 28. 케이블 유도시험 (파형3)
 Fig. 28. Cable induction test (waveform3).

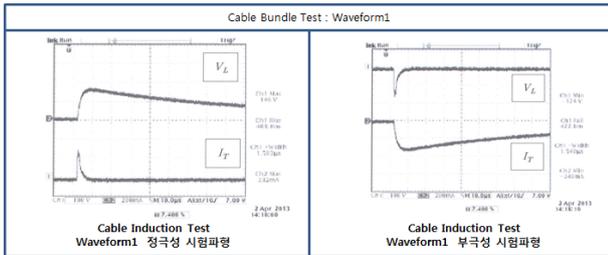


그림 29. 케이블 번들 시험 파형1
 Fig. 29. Cable bundle test waveform1.

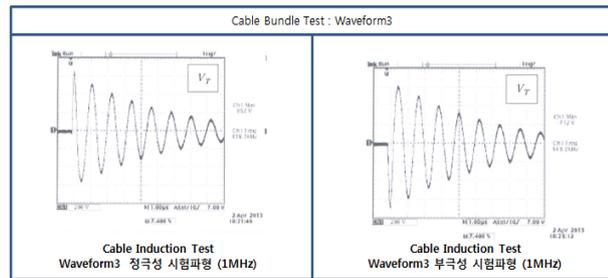


그림 30. 케이블 번들 시험 파형3 (1 MHz)
 Fig. 30. Cable bundle test waveform3 (1 MHz).

3-3 시험결과

낙뢰를 고려하여 설계한 항공기용 다목적 디스플레이에 대하여 2013.4월 1일~4월 2일 시험 결과 pin-injection test 및 cable bundle test 에 대하여 정상동작을 확인 하였다.

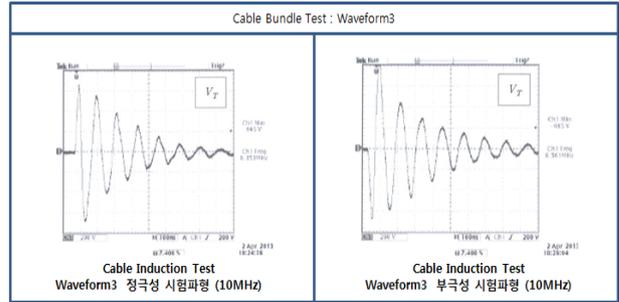


그림 31. 케이블 번들 시험 파형3 (10 MHz)
 Fig. 31. Cable bundle test waveform3 (10 MHz).

IV. 결론

본 논문에서는 항공용 다목적디스플레이의 DO-160 Section22 간접 낙뢰 시험을 위한 category 선정, 낙뢰대책 설계 및 낙뢰시험 사례를 소개하였다. 민간 항공기의 기술 표준품 인증을 위해서는 모든 항공전자 장비에 대하여 간접낙뢰 시험이 필요하며[5]. 점차적으로 시험에 대한 요구가 증가 될 것으로 예상된다. 낙뢰 시험 자체가 국내에서는 다소 생소한 분야이므로 본 논문에서 소개된 낙뢰 대책 설계 및 시험 과정을 통하여 향후 유사 장비 개발에 도움이 될 것으로 예상된다.

참고문헌

- [1] S. H. Han, "Avionics and authentication techniques for the indirect effects of lightning system," *The Magazine of the Institute of Electronics Engineers of Korea*, Vol. 31, No. 12, pp. 96-106, Dec. 2004.
- [2] S. H. Han, J. H. Lee, "Effects of lightning strikes on aircraft airworthiness certification," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 31, No. 9, pp. 110-120, Nov. 2003.
- [3] On Semiconductor Components Industries, LLC. Transient Overvoltage Protection [Internet]. Available: http://www.onsemi.com/PowerSolutions/search.do?queryTND335-D¶m1=type¶m1_val=document¶m2=doc_type¶m2_val=White Papers
- [4] Radio Technical Commission for Aeronautics Inc : RTCA/DO-160F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, Section22 Lightning Induced Transient Susceptibility, RTCA, Inc : 1828 L Street, NW Suite 805 Washington, DC 20036, pp. 22_21-22_38, Dec. 2007.
- [5] Society of Automotive Engineers : SAE Aerospace Standard 8034A, Minimum Performance Standard for Airborne Multipurpose Electronic Displays, pp. 28, Jul. 2005.

- [6] Federal Aviation Administration, Protection of aircraft electrical/electronic systems against the indirect effects of lightning, Technical Report AC 20-136A, pp. 4-14, Mar. 1990.
- [7] C. Bosco, Certification issues for electrical and/or electronic engine controls, Society of Automotive Engineers, Warrendale: PA, Technical Paper 871844, 1987.
- [8] F. A. Fisher and J. A. Plumer, *Aircraft Lightning protection Handbook*, Pittsfield, MA: Lightning Technologies Incorporated, Sept 1989.
- [9] M. A. Uman and V. A. Rakov, "The interaction of lightning with airborne vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, Issue 1, pp. 3-22, Jan. 2003.
- [10] M. A. Uman and V. A. Rakov, "Natural and artificially Initiated Lightning," *Sciences*, Vol. 246, No. 4929, pp. 457-464, Oct. 1989.



천 영 호 (Young-ho Cheon)

1997년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (공학사)
1999년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (공학석사)
2001년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 선임연구원
※관심분야 : 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 다기능 시험기, 항공전자장비 기술표준품 인증



이 승 필 (Seoung-pil Lee)

1997년 2월 : 경희대학교 전자공학과 (공학사)
2013년 2월 : 한남대학교 국방 M&S 학과 (공학석사)
2000년 6월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 수석연구원
※관심분야 : 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 다기능 시험기, 항공기용 비행제어 컴퓨터



박 준 현 (Jun-hyoun Park)

1994년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
2011년 2월 : 충남대학교 컴퓨터공학과 (공학석사)
1994년 2월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 수석연구원
※관심분야 : 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 다기능 시험기, 항공기용 비행제어 컴퓨터