

## 항공기 탑재 컴퓨터용 간접낙뢰 보호장치 개발 및 검증

# Development and Verification of Lightning Induced Transient Protection Device for Avionics Computer

심 용 기<sup>1\*</sup> · 안 태 식<sup>1</sup> · 박 준 현<sup>1</sup> · 한 종 표<sup>2</sup> · 양 서 희<sup>2</sup>

<sup>1</sup>LIG넥스원 항공연구센터

<sup>2</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

Yong-gi Sim<sup>1\*</sup> · Tae-sik Ahn<sup>1</sup> · Jun-hyun Park<sup>1</sup> · Jong-pyo Han<sup>2</sup> · Seo-hee Yang<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Avionics R&D Lab, LIG Nex1, Daejeon 34115, Korea

<sup>2</sup>The 7<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for defense development, Daejeon 34060, Korea

### [요 약]

본 논문에서는 간접낙뢰로 인한 항공기 탑재 컴퓨터의 손상을 보호하기 위한 간접낙뢰 보호장치의 설계 내용 및 시험 과정을 소개한다. 낙뢰로부터 유도된 서지 전압은 항공기 전기·전자장비의 기능 장애나 손상을 가져오는데 이것을 낙뢰의 간접영향이라 한다. 이러한 항공기의 낙뢰 간접영향으로부터 항공전자 장비를 보호하기 위해서는 항공기에 가해진 낙뢰로 인한 영향성을 분석하고 이에 따른 보호 설계를 각각의 장비에 적용한다. 본 논문에서는 보호대상 장비의 간접낙뢰로 인한 손상을 방지하기 위하여 수행한 RTCA DO-160G Section22의 카테고리 분석과 선정을 통한 간접낙뢰 수준 결정, 선정된 레벨에 따른 보호회로 설계 방법을 소개한다. 또한 설계된 보호회로의 유효성 확인을 위해 수행한 낙뢰 간접영향 검증시험 결과를 보인다.

### [Abstract]

This paper introduces the design details and test procedures of the lightning induced transient protection device for protecting the damage caused by indirect lightning strike on the computer mounted on the aircraft. Lightning induced surge voltage is bring a malfunction or damage to the aircraft electrical and electronic equipment, that is referred to indirect effects of lightning. In order to protect the electronic equipment on aircraft from the indirect effects of lightning, that is achieved by analyzing the effect on aircraft from lightning and protect design for each devices. In this paper, we introduce an indirect lightning strike level decisions, the protection circuit design method according to the chosen level through the RTCA DO-160G Section 22 category analysis and selection was performed in order to protect the damage caused by indirect lightning strikes in the protected equipment. In addition, we show the indirect lightning effects verification test performed to validate the designed protection circuits.

**Key word** : Lightning induced transient, Indirect lightning, RTCA DO-160G section22, Pin injection, Lightning protection.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.5.395>



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 7 September 2015; Revised 22 September 2015

Accepted (Publication) 8 October 2015 (30 October 2015)

\*Corresponding Author; Yong-gi Sim

Tel: +82-42-718-3517

E-mail: yonggi.sim@lignex1.com

### 1. 서론

항공기의 성능 향상, 제조가격의 절감 및 정비의 용이성 등의 사유로 항공기 내부 전기·전자 장비의 디지털화가 진전되고 복합소재가 다량으로 채용됨에 따라 낙뢰에 대한 취약성은 상대적으로 증가하고 있어 항공전자 장비의 낙뢰 보호 대책이 점점 더 요구되어 지고 있다.

항공전자 장비의 간접낙뢰로 인한 영향성을 확인하기 위해 초기에는 항공기 자체에 낙뢰전류 성분을 인가하여 항공기에 연결된 장비의 낙뢰로 인한 손상 및 기능장애를 확인하였으나 [1] 오늘날 항공기 설계와 제작은 항공기 서브시스템이 세계 각국에서 독립적으로 설계, 제작 및 시험한 후 한곳에서 조립되기 때문에 장비단위에서 표준화된 시험방법으로 검증한 후 항공기에 적용하는 방향으로 변화하고 있다 [2].

이처럼 항공전자 장비의 간접낙뢰 보호 필요성이 대두됨에도 불구하고 현재 개발중이거나 개발이 완료된 장비에 대해서 낙뢰 시험이 필수 항목으로 지정되지 않아 국내에서의 낙뢰대책 설계 및 시험수행 사례가 희박한 상태이다 [3].

본 논문에서는 항공기 탑재 컴퓨터용 간접낙뢰 보호장치 개발 과정에서 수행한 RTCA DO-160G, section22 분석에 따른 간접낙뢰 보호회로 설계내용과 검증시험을 수행한 결과를 기술하여 향후 유사장비 개발 시 참고 사례가 될 수 있도록 하였다. 또한 간접낙뢰 보호장치를 장비 내부에 설계하는 기존방식과는 다르게 그림 1 과 같이 항공기 탑재 컴퓨터의 외부 커넥터에 부착되는 아답터 형태로 개발함으로써, 현재 개발이 진행중이거나 개발이 완료된 장비에도 설계를 수정하지 않고 낙뢰보호 기능을 추가할 수 있도록 하였다.

#### 1-1 시험 적용 기준 선정

낙뢰 간접영향 시험은 항공기 탑재 컴퓨터의 장착위치와 연동개념을 고려하여 시험에 적용할 기준을 선정한다.

RTCA DO-160G section 22 lightning induced transient susceptibility(이하 “DO-160 낙뢰간접영향 시험”)의 카테고리리를 기준으로 핀주입 시험과 케이블 번들 시험으로 수행되며, 본 논문에서는 간접낙뢰 보호장치의 간접낙뢰 보호기능을 검증하는데 적합한 핀 주입시험만을 고려하였다.

핀 주입시험 카테고리는 파형셋을 결정하는 결합형태 문자(A 또는 B)와 레벨을 나타내는 숫자(1~5)로 표현된다 [4].



그림 1. 간접낙뢰 보호장치 형상  
Fig. 1. Indirect lightning protection device figure.

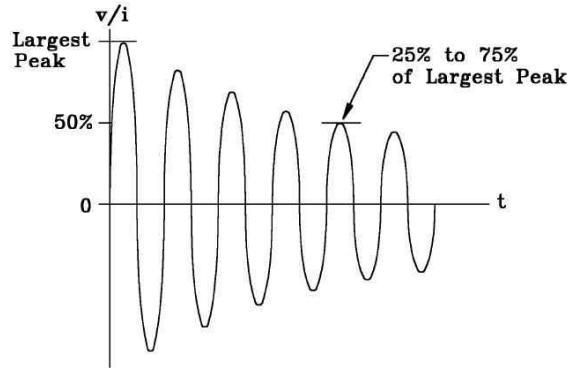


그림 2. 카테고리 A/B 전압/전류 파형3  
Fig. 2. Category A/B voltage/current waveform3.

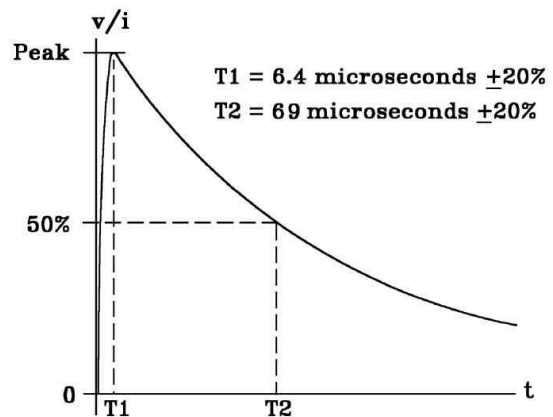


그림 3. 카테고리 A 전압/전류 파형4  
Fig. 3. Category A voltage/current waveform4.

핀 주입시험 파형셋은 낙뢰가 항공기에 부착되는 결합 형태로 결정되는데, 대표적으로 개구성 결합 형태 (aperture coupling)와 저항성 결합 형태 (resistive coupling)를 갖는다 [3], [5].

개구성 결합은 낙뢰가 항공기를 도체로 하여 통과하면서 압페어의 법칙에 따라 도선 즉, 항공기체의 주위에 자장을 형성하며 다시 이 자장이 항공기체의 개구성을 투과하게 됨에 따라 이 지역을 지나가는 배선을 관통하여 배선상에 전류가 생성되는 결합형태이다. 카테고리는 A로 표현되고 적용 파형은 그림 2의 파형 3과 그림 3의 파형4와 같다 [3], [5].

저항성 결합은 낙뢰 전류가 항공기를 관통하는 과정에서 항공기가 도체로 작용함에 따라 도체가 갖는 저항의 크기에 따라 배선과 기체간의 낙뢰 전류가 저항의 곱이 되는  $I_L \times R$ 의 전압이 형성되는 결합 형태이다. 이것은 항공기 내부의 상호 연결 배선에 전압과 전류를 유도하여 장비의 접속에 나타나게 된다. 카테고리는 B로 표현되고 적용 파형은 그림 2 및 그림 4와 같다 [3], [5].

결합 형태에 따른 카테고리별 적용 파형은 표 1과 같다.

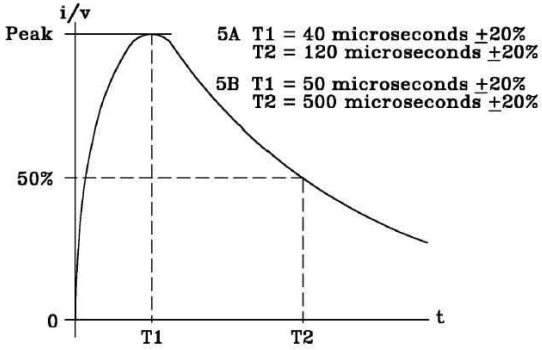


그림 4. 카테고리 B 전압/전류 파형5  
Fig. 4. Category B voltage/current waveform5.

표 1. 핀 주입 시험 요구사항

Table 1. Pin injection test requirement.

category	test level	test waveform
A	Table 2	3/3, 4/1
B	Table 2	3/3, 5A/5A

핀 주입시험 레벨 기준은 장비의 장착환경에 따라 레벨 1부터 5로 표현된다. 레벨 1은 객실 안의 잘 보호되고 있는 환경으로 장비가 항공기 표면에서 가장 멀고, 보호를 받는 위치에 장착되는 장비에 적용한다. 레벨 2는 주로 금속으로 된 항공기로 둘러싸인 항공전자 격실과 같은 부분적으로 보호되고 있는 환경에 설치된 장비와 상호연결 배선에 적용한다. 레벨 3은 주로 금속으로 이루어지는 항공기의 전자기적으로 열린 지역(예를 들면, 조종실)과 같은 환경에서 장착되는 장비 및 상호 연결 배선에 적용한다. 레벨 4~5는 혹심한 전자기의 영향을 받는 장비로 보호망이 없는 상당한 량의 복합 재료로 된 항공기체에 연관되어 장착되는 장비로 착륙 장치 또는 추진 시스템 제어장치에 적용한다 [3].

핀 주입시험 레벨에 따른 전압/전류는 표 2와 같다. 보호 대상 장비인 항공기 탑재 컴퓨터의 장착 및 운용환경을 고려하여 간접낙뢰 핀 주입 시험은 카테고리 A3(파형셋 3과 4, 레벨 3)를 적용한다. 그러나 MIL-STD-1553B 신호핀에 대해서는 연동되는 장비중 카테고리 B3가 적용되는 장비가 존재하므로, 카테고리 B3(파형셋 3과 5, 레벨 3)를 적용한다. 따라서 최종 시험 카테고리는 A3XXXX(B3XXXX)로 표현된다.

표 2. 핀주입 시험 레벨

Table 2. Generator setting levels for pin injection.

level	waveform		
	3/3	4/1	5A/5A
	Voc/Isc	Voc/Isc	Voc/Isc
3	600/24	300/60	300/300

※ Voc : open circuit voltage  
※ Isc : short circuit current

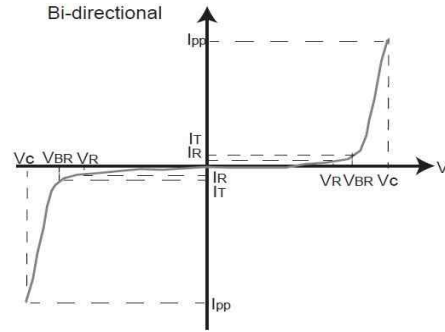


그림 5. 양방향 TVS 다이오드 특성곡선  
Fig. 5. Bi-direction TVS diode characteristic curve.

## II. 간접낙뢰 보호회로 설계

앞서 선정된 카테고리를 고려하여 간접낙뢰 대책을 수립하였다. TVS 다이오드를 사용하여 보호회로를 구성하고 전원 및 각 신호별 운용전압과 주파수 특성을 고려하여 보호회로를 설계하였다.

### 2-1 낙뢰대책 개념

낙뢰에 대한 대책으로 가장 보편적으로 사용되는 방안은 TVS다이오드를 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 [6].

그림 5는 일반적인 양방향 TVS 다이오드의 특성곡선이다. 그림에서처럼  $V_{BR}$ 보다 낮은 전압에서는 전류가 거의 흐르지 않지만  $V_{BR}$  이상의 전압이 인가되면 TVS 다이오드로 급격하게 전류가 흐르게 된다. 낙뢰로 인한 유도 서지 전압/전류가 인가되었을 때 TVS 다이오드의 이러한 특성을 이용하여 서지 전류가 보호 대상 장비에 인가되지 않도록 한다.

### 2-2 전원 인터페이스

전원 인터페이스는 그림 6과 같이 input과 return단에 양방향 TVS 다이오드를 적용하여 정극성/부극성으로 인가되는 간접 낙뢰에 대한 대책을 수립하였다.

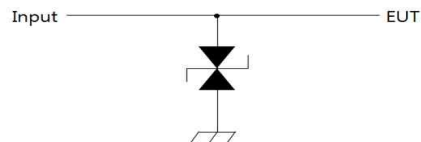


그림 6. 전원/아날로그 인터페이스 보호회로  
Fig. 6. Power/analog interface protect circuits.

파형3은 파형4보다 인가되는 에너지가 작기 때문에 간접낙뢰 보호회로 설계시에는 파형4에 대해서만 고려한다 [6].

전원핀의 Voc는 300 V, Isc는 60 A이다. peak 전압/전류에 도달하는 시간은 6.4 μs이며, peak 후 절반값에 도달하는 시간은 69 μs이다. 시험대상 장비의 전원 요구사항인 MIL-STD-704F, 28 VDC 조건을 고려하여 ±50 V 이상 clamping 전압을 갖는 TVS 다이오드를 선정하여 보호한다. 선정된 TVS 다이오드가 파형4에 대한 내성이 있는지 다음의 과정을 통해 계산한다.

1) 인가파형의 임피던스를 구한다 [7].

$$Z_s = 300[V] / 60[A] = 5[\Omega] \tag{1}$$

2) 파형4를 인가했을 때 실제 TVS 다이오드를 통해 흐르는 피크 전류는 다음과 같게 된다 [7].

$$\begin{aligned} I_{pp} &= (V_{OC} - V_C) / Z_s \\ &= (300[V] - 72.7[V]) / 5[\Omega] \\ &= 45.46[A] \end{aligned} \tag{2}$$

여기에서 V<sub>C</sub> 는 보호회로에 적용된 TVS 다이오드의 maximum clamping voltage 값이다. 계산된 6.9/69 μs펄스에서의 피크 전류값은 45.46 A이다.

3) TVS 다이오드의 6.9/69 μs에서의 피크 전류값을 TVS 다이오드의 데이터시트상 maximum peak pulse current (at 10/1000 μs)를 통해 구한다. 69 μs와 1000 μs에서의 P<sub>pp</sub> 값을 그림 7 peak pulse power vs time 그래프를 통해 구한다 [7], [8].

$$\begin{aligned} I_{pp} &= (P_{pp@69\mu s} / P_{pp@1000\mu s}) \\ &\quad \times I_{pp@10/1000\mu s} \\ &= (12000[W] / 5000[W]) \times 68.8[A] \\ &= 2.4 \times 68.8[A] \\ &= 165.12[A] \end{aligned} \tag{3}$$

계산 결과 TVS 다이오드의 6.9/69 μs에서의 피크 전류값은 165.12 A로, 실제 파형4에서 TVS 다이오드에 흐르는 피크 전류 45.46 A보다 크다. 설계된 전원 인터페이스에 대한 보호회로는 A3수준의 간접낙뢰로부터 내성이 있음을 알 수 있다.

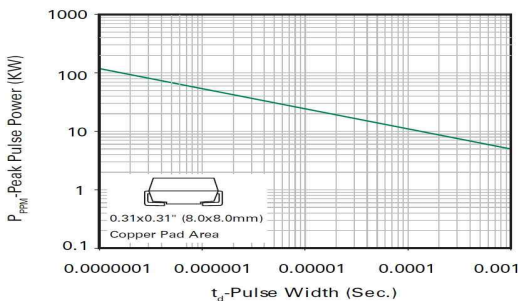


그림 7. 최대펄스전력 vs 펄스시간  
Fig. 7. Peak pulse power vs pulse time.

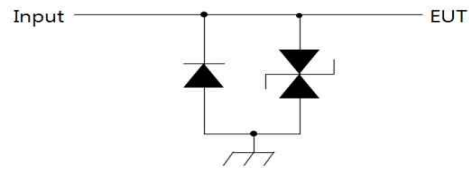


그림 8. 디스크리트 입력/출력 보호회로  
Fig. 8. Discrete input/output protect circuits.

### 2-3 아날로그 인터페이스

아날로그 출력단도 전원 인터페이스와 마찬가지로 양방향 TVS 다이오드를 적용하여 낙뢰에 대한 대책을 수립하였다. 항공기 탑재 컴퓨터의 아날로그 출력전압 범위인 -10 ~ 10 V를 고려하여 ±15 V clamping 전압을 갖는 TVS 다이오드를 선정하여 보호한다. 선정된 TVS 다이오드가 파형4에 내성이 있는지 확인하기 위해 전원 인터페이스와 마찬가지로 수식 2와 수식 3에 V<sub>C</sub> 와 I<sub>pp</sub> at 10/1000 μs를 대입하여 계산한다.

### 2-4 디스크리트 입력/출력 인터페이스

디스크리트 입력/출력 단은 그림 8과 같이 양방향 TVS다이오드와 역전압 보호용 다이오드를 적용하여 낙뢰에 대한 대책을 수립하였다. 사용된 디스크리트 회로를 고려하여 ±36 V clamping 전압을 갖는 TVS 다이오드를 선정하였다. 여기에 추가로 부극성에서 디스크리트 출력의 상태가 28 V인 경우 부극성 최대 clamping 전압인 -36 V가 IC에 인가되면, IC에 총 64 V(28 V+36 V)의 전압이 인가되고, 이는 IC의 입력전압 범위인 0~+50 V를 초과하기 때문에 IC가 손상될 수 있다. 따라서 부극성에서의 회로 손상 방지를 위해 역전압 보호용 정류 다이오드를 추가로 적용하여, 부극성에서의 서지 전류는 정류 다이오드를 통해 빠져나가도록 하였다.

전원 인터페이스와 마찬가지로 수식 2와 수식 3에 V<sub>C</sub> 와 I<sub>pp</sub> at 10/1000 μs를 대입하여 계산한다.

### 2-5 CAN 인터페이스

CAN 인터페이스 라인은 그림 9와 같이 양방향 TVS다이오드와 스위칭 다이오드를 적용하여 낙뢰에 대한 대책을 수립하였다.

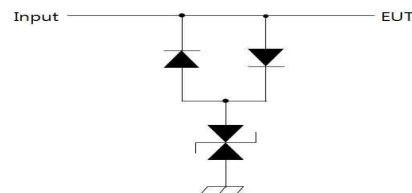


그림 9. CAN/MIL-STD-1553B 인터페이스 보호회로  
Fig. 9. CAN/MIL-STD-1553B interface protect circuit.

CAN transceiver의 전기적 특성을 고려하여 ±15 V clamping 전압을 갖는 TVS 다이오드를 선정하였다. CAN 인터페이스와 같은 통신라인은 통신 주파수를 고려한 설계가 필요하다 [9].

TVS 다이오드는 junction capacitance값이 크기 때문에 신호 왜곡이 발생할 수 있어 전원 인터페이스처럼 TVS다이오드만으로 보호회로를 구성할 수 없다. 따라서 정전용량을 일정수준 이하로 낮추기 위해 낮은 정전용량을 갖는 TVS다이오드를 사용하거나, 스위칭 다이오드를 TVS다이오드에 반대 극성으로 직렬로 배치함으로써 정전용량을 줄이는 방법을 택하여 달성한다.

보호회로에 적용된 TVS 다이오드는 junction capacitance가 약 2 nF이다. 여기에 추가로 junction capacitance가 25 pF인 스위칭다이오드를 직렬로 배치하여 보호회로 내 정전용량을 약 50 pF 수준으로 낮출 수 있다.

$$C_t = \frac{1}{\frac{1}{C_{TVS}} + \frac{1}{2C_{SW}}} = \frac{C_{TVS} \times 2C_{SW}}{C_{TVS} + 2C_{SW}} \quad (4)$$

구성된 보호회로가 파형4에 내성이 있는지는 전원 인터페이스와 마찬가지로 방법으로 수식 2와 수식 3에  $V_C$  와  $I_{PP}$  at 10/1000 μs를 대입하여 계산한다.

### 2-6 MIL-STD-1553B 인터페이스 (B3XXXX)

MIL-STD-1553B(이하 “1553”)라인은 항공기의 복합재 파트에 장착된 장치와 상호 연결되어 통신하므로, B3규격의 낙뢰보호가 가능하도록 설계하였다. 1553 라인도 CAN 인터페이스와 마찬가지로 양방향 TVS 다이오드에 직렬로 스위칭 다이오드를 적용하여 보호회로를 구성하였다.

전원 인터페이스와 마찬가지로 파형3은 파형5보다 인가되는 에너지가 작기 때문에 파형5에 대해서만 고려한다 [6].

전원핀의 Voc는 300 V, Isc는 300 A이다. peak 전압/전류에 도달하는 시간은 40 μs이며, peak 후 절반값에 도달하는 시간은 120 μs이다. 시험대상 장비의 운용 환경을 고려하여 ±15 V 이상의 clamping 전압을 갖는 TVS 다이오드를 선정하여 보호한다.

구성된 보호회로가 파형5에 내성이 있는지 다음의 과정을 통해 계산한다.

- 1) 먼저 인가파형의 임피던스를 수식 5로 계산한다 [7].

$$Z_s = 300[V] / 300[A] = 1[\Omega] \quad (5)$$

- 2) 파형5를 인가했을 때 실제 TVS 다이오드를 통해 흐르는 피크 전류는 다음과 같게 된다 [7].

$$I_{PP} = (V_{OC} - V_C - V_F) / Z_s = (300[V] - 29.2[V] - 1.1[V]) / 1[\Omega] = 269.7[A] \quad (6)$$

여기에서  $V_F$ 는 스위칭 다이오드의 순방향 전압강하 값이다. 계산된 40/120 μs펄스에서의 피크 전류값은 270.8 A이다. 이제 TVS 다이오드가 40/120 μs에서의 제원상 피크 전류값이 270.8 A 이상인지 확인해야 한다.

3) TVS다이오드의 데이터시트의 maximum peak pulse current (at 10/1000 μs)를 통해 40/120 μs에서의 피크 전류값을 계산한다. 120 μs와 1000 μs에서의  $P_{PP}$  값은 그림 7을 통해 구한다 [6].

$$I_{PP} = (P_{PP@120\mu s} / P_{PP@1000\mu s}) \times I_{PP@10/1000\mu s} = (10000[W] / 5000[W]) \times 172.0[A] = 2 \times 172.0[A] = 344.0[A] \quad (7)$$

계산 결과 TVS 다이오드의 40/120 μs에서의 피크 전류값은 344 A로, 실제 파형5에서 TVS 다이오드에 흐르는 피크 전류 269.7 A보다 크다. 설계된 MIL-STD-1553B 인터페이스에 대한 보호회로는 B3수준의 간접낙뢰로부터 내성이 있음을 알 수 있다.

### III. 검증 시험

설계된 간접낙뢰 보호회로의 검증을 위하여 RTCA DO-160G 규격을 적용하여 시험을 수행하였다 [5].

#### 3-1 시험 구성

항공기 탑재 컴퓨터 커넥터의 지정된 시험핀에 injection라인을 연결하여 시험파형을 주입하고 케이스 접지에 return라인을 연결한다. 전원라인과 신호라인 모두 항공기 탑재 컴퓨터에 전원을 인가한 상태로 시험한다. 전원라인의 경우 surge에 의한 전원공급장치의 손상을 방지하기 위해 transient blocking device가 필요하다 [3].

전원 인터페이스를 제외한 신호핀의 시험은 파형3, 파형4, 파형5 모두 직접주입(direct injection) 시험(그림 10)을 적용하고, 전원 인터페이스는 시험 당일의 시험장 여건상 전원 인가 상태에서의 핀 주입 시험이 불가능하여, DO-160G 22.5.1절 e항에 근거하여 파형3은 케이블 유도 (cable induction) 시험(그림 11)을 적용하였으며 파형4는 접지 주입 (ground injection) 시험(그림 12)으로 수행하였다.

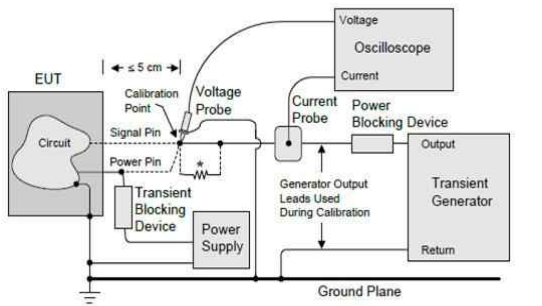


그림 10. 직접주입 시험 구성  
Fig. 10. Direct injection test setup.

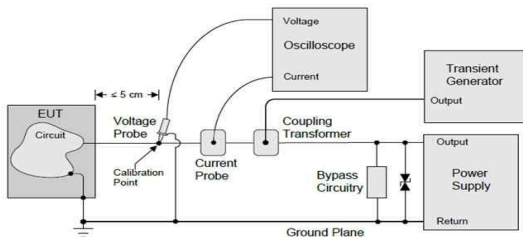


그림 11. 케이블 유도 시험 구성  
Fig. 11. Cable induction test setup.

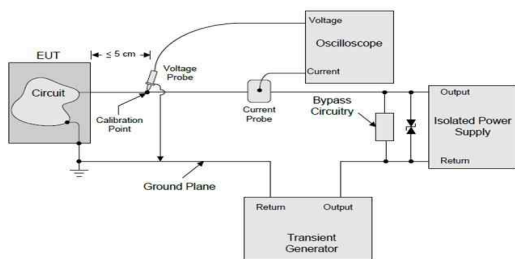


그림 12. 접지 주입 시험 구성  
Fig. 12. Ground injection test setup.

### 3-2 시험 결과

시험시 장비에 인가한 파형은 그림 13 부터 그림 18과 같다. 각 그림의 좌측은 전압파형, 우측은 전류파형이다. 시험 파형을 인가했을때 스크로프를 통해 정극성에서의  $V_{MAX}$ 와 부극성에서의  $V_{MIN}$ 값을 확인하여 설계한 보호회로가 정상동작 하는지를 확인하였다. 측정결과는 표 3과 같다. 또한 파형 인가 전과 인가 후 간접납땜 보호장치의 정전용량 변화여부를 측정하여 보호회로의 손상여부를 표 4와 같이 확인하고, 보호대상인 항공기 탑재용 컴퓨터의 기능검사를 수행하여 간접납땜 보호장치와 시험대상 항공기 탑재 컴퓨터의 정상여부를 확인하였다.

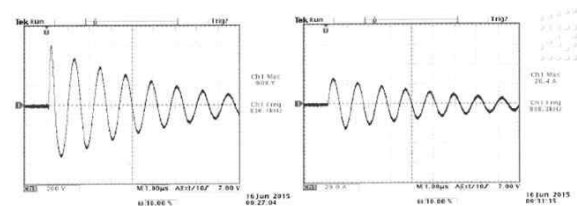


그림 13. 파형3 인가파형 (정극성)  
Fig. 13. Waveform3 test waveform (positive).

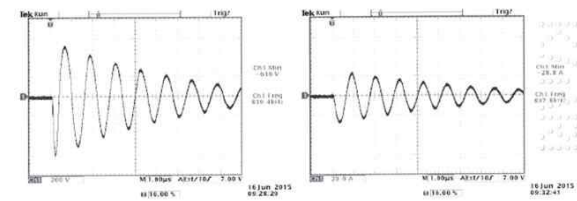


그림 14. 파형3 인가파형 (부극성)  
Fig. 14. Waveform3 test waveform (negative).

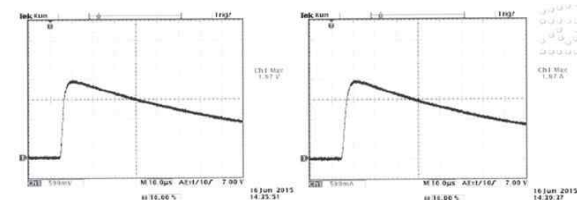


그림 15. 파형4 인가파형 (정극성)  
Fig. 15. Waveform3 test waveform (positive).

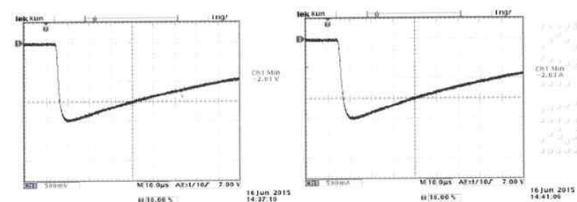


그림 16. 파형4 인가파형 (부극성)  
Fig. 16. Waveform4 test waveform (negative).

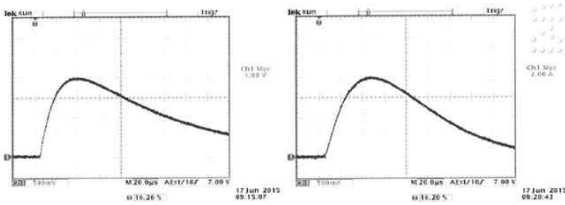


그림 17. 파형5A 인가파형 (정극성)  
**Fig. 17. Waveform5A test waveform (positive).**

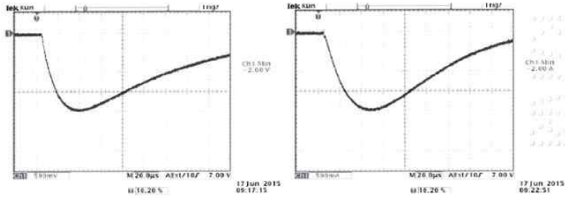


그림 18. 파형5 인가파형 (부극성)  
**Fig. 18. Waveform5 test waveform (negative).**

**표 3. 파형 인가 결과**

**Table 3. Waveform applying result.**

interface name	$V_{MAX}$		$V_{MIN}$	
	wavefor m3	wavefor m4	wavefor m3	wavefor m4
power	63.1V	58.4V	-56.1V	-58.4V
analog	30.3V	22.6V	-29.5V	-23.2V
discrete	50.4V	39.2V	-21.9V	-4.8V
CAN	46.7V	21.6V	-42.4V	-21.6V
MIL-STD-1553B	49.6V	33.6V	-48.3V	-34.2V

**표 4. 정전용량 측정 결과**

**Table 4. Capacitance measurement.**

interface name	measured capacitance (before test)	measured capacitance (after test)
power	1.43nF	1.44nF
analog	5.08nF	5.15nF
discrete	861pF	865pF
CAN	67pF	67pF
MIL-STD-1553B	148pF	149pF

시험 파형 인가 결과 설계한 보호회로가 정상동작하며, 정전 용량 측정 결과와 보호대상인 항공기 탑재 컴퓨터의 기능시험 결과 정상 동작함을 확인하여 DO-160G section 22의 카테고리 A3XXXX(MIL-STD-1553B 제외), B3XXXX(MIL-STD-1553B)에서 내성이 있음을 확인하였다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 항공기 탑재 컴퓨터용 간접낙뢰 보호장치의 DO-160G section22 간접낙뢰 시험을 위한 카테고리 선정, 간접

낙뢰 보호회로 설계, 분석 및 공인기관에서의 시험을 통한 검증 사례를 소개하였다. 차후 국내개발 항공기 개발 수요가 증가될 것으로 예상되며, 또한 국내개발 항공기에 탑재되는 컴퓨터 중국산 장비가 차지하는 비율이 높아질 것으로 예상되므로, 향후 항공기 탑재 컴퓨터의 간접낙뢰 시험에 대한 요구가 점차 증가할 것으로 예상된다. 본 논문에서 다룬 간접낙뢰 보호회로 설계 및 시험 과정을 통해 향후 유사 장비 개발과 기존 장비에 간접 낙뢰 보호회로를 추가하는데 도움이 될 것으로 예상된다.

#### 참고 문헌

- [1] J. P. Lee and J. S. Tae, "Indirect lightning test for T-50 aircraft", *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, pp. 883~888, Nov. 2006.
- [2] S. H. Han, "Lightning indirect effects of aircraft certification test trends", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 5, No. 2, pp. 87~97, Dec. 2007.
- [3] Y. H. Cheon, S. P. Lee, and J. H. Park, "Considering the multi-purpose display designed for aircraft lightning protection", *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 18, No. 5, pp. 445~454, Oct. 2014.
- [4] Radio Technical Commission for Aeronautics Inc : RTCA/DO-160G, 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. 22-1-22-42 , Dec. 2010.
- [5] S. H. Han, "Certification of aircraft system and avionics equipment against lightning indirect effect", *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 1, pp. 248~259, Jul. 2005.
- [6] On Semiconductor Components Industries, LLC. Transient overvoltage protection [Internet]. Available: [http://www.onsemi.com/PowerSolutions/search.do?queryTND335-D&param1=type&param1\\_val=document&param2=doc\\_type&param2\\_val=White Papers](http://www.onsemi.com/PowerSolutions/search.do?queryTND335-D&param1=type&param1_val=document&param2=doc_type&param2_val=White Papers)
- [7] M. Clark, Lightning protection for aircraft per RTCA/DO-160D and ARINC 429 protocol, Microsemi Corporation, Scottsdale, AZ, MicroNote 126, 2004.
- [8] TVS diode surface mount - 5000W > 5.0SMDJ series, Littelfuse Inc : 8755 Higgins Rd #500, Chicago, IL 60631, pp. 90~95, Oct. 2014.
- [9] S. Nayak, TVS devices & transmission rates, ProTek Devices, 2929 South Fair Lane Tempe, Arizona 85282, Technical Article 1057, Sep. 2013.



**심 용 기 (Yong-gi Sim)**

2012년 02월 : 충남대학교 메카트로닉스공학과 (공학사)  
2011년 10월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 연구원  
※ 관심분야 : 항공전자, 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 비행제어 컴퓨터



**안 태 식 (Tae-sik Ahn)**

2001년 02월 : 경북대학교 전자전기공학 (공학사)  
2011년 08월 : 경북대학교 통신공학 (공학석사)  
2011년 11월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 수석연구원  
※ 관심분야 : 항공전자, 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 비행제어 컴퓨터



**박 준 현 (Jun-hyun Park)**

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



**한 종 표 (Jong-pyo Han)**

2007년 2월 : 한양대학교 전자전기컴퓨터공학부 (공학사)  
2009년 2월 : 한양대학교 전기공학과 (공학석사)  
2009년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 제7기술연구본부 선임연구원  
※ 관심분야 : 항공전자, 항공기 탑재 컴퓨터



**양 서 희 (Seo-hee Yang)**

2013년 2월 : 이화여자대학교 전자공학과 (공학사)  
2015년 2월 : 이화여자대학교 전자공학과 (공학석사)  
2015년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 제7기술연구본부 연구원  
※ 관심분야 : 항공전자, 항공기 탑재 컴퓨터