Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society
Vol. 21, No. 8 pp. 215-221, 2020

https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.8.215
ISSN 1975-4701 / eISSN 2288-4688

초음속 항공기 항법등의 이상점등 개선에 관한 연구

박상훈, 최재호*, 이진원, 권나은
국방기술품질원

A Study on the Improvement of Abnormal Lighting of Supersonic Aircraft Navigation Light

Sang-Hoon Park, Jae-ho Choi*, Jin-won Lee, Na-Eun Kwon
Defense Agency for Technology and Quality

요 약 초음속 항공기에 사용되는 항법등은 항공기의 비행 방향을 알림과 동시에 야간 조명이 없는 상태에서 지상 이동 및 주기 시 항공기의 위치를 식별하기 위해 사용된다. 항법등의 색상 및 장착 위치는 항공법에 따라 좌측 날개는 적색, 우측 날개는 녹색, 미익에는 백색으로 규정되어 있다. 초음속 항공기에 장착되는 항법등은 2가지 동작모드로 작동되며, 하나는 최대 밝기를 출력하는 BRT 모드, 다른 하나는 밝기를 감광하여 출력하는 DIM 모드이다. 항법등은 불빛을 통해 항공기 충돌 방지 역할을 하며, 비행 안전성 및 위치 식별을 위해 매우 중요한 요소이다. 본 연구에서는 초음속 항공기 운용 중 엔진 흡입구 측면과 미익에 장착된 항법등의 비정상 깜박거림 현상을 개선하기 위해 결함 트리 분석 기법을 통해 2단계로 구조화 하여 분석하였으며, 첫 번째 단계에서는 원인요소 3가지, 두 번째 단계에서는 개선안 5가지를 도출하였으며, 이를 통해 항법등의 깜박거림 현상에 대한 최적의 개선 방안을 도출하였다. 원인 분석 결과 초음속 항공기에 사용되는 항법등의 초기 입력 전원이 불안정한 것이 비정상 깜박거림의 주된 원인으로 확인되었다. 개선 방안으로 초기 입력 전원을 안정화시키기 위해 입력단 회로를 조정하였으며, 개선 방안에 대한 타당성을 지상시험 및 항공기 장착시험으로 입증하였다.

Abstract Navigation lights used in supersonic aircraft are used to identify the direction and location of the aircraft. The color of the navigation lights and location of installation are defined by aviation law as red for the left wing, green for the right wing, and white for the tail. Navigation lights operate in BRT and DIM modes. BRT is the brightest mode, and DIM is an output with dimmed brightness. Navigation lights serve to prevent aircraft collisions and are very important for stability and location identification. One phenomenon is that the inlet and tail navigation lights flicker abnormally. In this study, fault tree analysis was performed in two stages. The first step was derived from three causal factors, the second step developed five improvements, and the optimal improvement plan was drawn. The navigation lights confirmed that the initial input power was unstable as the main cause of abnormal flickering. As an improved method, the circuit was adjusted to stabilize the initial power, and it was confirmed that flickering did not occur as a result of the tests under the same conditions.

Keywords : Navigation Light, Positioning Light, LED, Flicker, Power Supply

*Corresponding Author : Jae-ho Choi(Defense Agency for Technology and Quality)
email: chlwogh1087@nate.com
Received May 12, 2020 Revised July 6, 2020
Accepted August 7, 2020 Published August 31, 2020

1. 서론

초음속 항공기 체계에 장착되는 외부 조명은 크게 3가지로 구분되며, 착륙 시 착륙지점의 식별 능력을 높이기 위한 착륙등, 비행 방향 및 항공기를 식별하기 위한 항법등 및 항공기 비행 시 충돌을 방지하기 위한 충돌 방지등으로 구성된다. 일반적으로 항공기의 항법등은 좌/우측 및 날개 끝에 장착되지만 초음속 항공기 항법등은 Fig. 1과 같이 좌/우측 엔진 흡입구 외부에 추가로 장착되어 있다[1]. 좌/우측 날개 끝에 장착된 항법등은 백열전구를 사용하고 있으며, 흡입구 및 미익에 장착된 항법등은 LED(Light Emitting Diode) 형태로 구성되어 밝기를 출력한다.

초음속 항공기 운용 중 엔진 흡입구 및 미익에 장착된 항법등에서 비정상적인 깜박거림 현상이 발생되었으며, 해당 결함은 항공기 엔진 시동 후 초기 작동 시 주로 발생되었다. 국방전력발전업무훈령 5장에 따라 다빈도 고장발생 등 운용상 문제가 되는 품목에 대해 국방기술품질원이 원인 분석을 진행 할 수 있으며, 해당 결함 개선을 위해 비정상적으로 깜박거리는 현상에 대한 원인을 분석하고 개선방안을 제시하였다. 결함현상에 대한 원인분석을 위해 LED 형태의 항법등 특성을 분석하였고, 항법등 전원이 LED 동작 전원 이하로 공급되거나, 불안정할 때 플리커 현상, 즉 깜박거리는 현상이 발생 되는 것을 확인하였다[2]. 해당 결함을 개선하기 위해 결함 트리 분석법을 활용하였으며, Top-Down형식의 단계별로 원인을 구조화 하여 분석을 수행하였다[3]. 본 결함에서는 2가지 단계로 구분하여 문제를 분석하였으며, 1단계 원인요소 3가지, 2단계 개선방안 5가지를 식별하였다. 또한, 다양한 사례분석을 통해 실효성 있는 최종 개선안을 도출하였으며 개선방안에 대한 검증을 위해 지상, 벤치시험을 수행하였다.

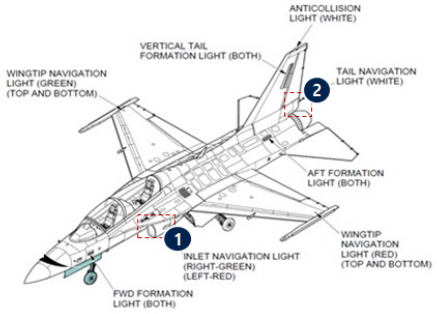


Fig. 1. Supersonic Aircraft Light System

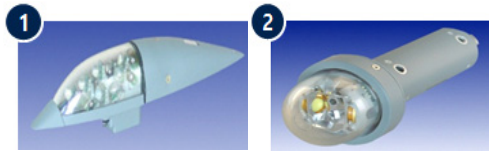


Fig. 2. Navigation Light
(a) Inlet Navigation Light, (b) Tail Navigation Light

2. 본론

2.1 결함 현상

초음속 항공기의 항법등은 Fig. 3의 EXT Lighting Panel의 Wing/Tail 스위치에 의해 BRT, DIM 2가지 모드로 제어된다. BRT 모드는 항법등의 최대 밝기를 출력하는 상태이며, DIM 모드는 PWM(Pulse With Modulation) 제어를 통해 듀티(Duty)비를 조절하여 감광하는 특성을 가진다.

Fig. 2는 초음속 항공기의 좌/우측 흡입구 및 미익에 장착된 항법등은 시동 초기 작동 시 깜박거림 현상이 발생되었다. 본 결함은 좌/우측 날개에 장착된 백열전구 형상의 항법등에서는 발생되지 않았으며, 흡입구 및 미익에 장착된 LED 형태의 항법등에서만 발생되었다. 또한, 주위 환경과 항공기 운용조건에 따라 간헐적으로 발생하는 특성을 나타냈으며, 특히 겨울과 같은 저온에서 주로 발생되어, 원인분석을 위한 동일 결함현상 재현 및 개선안 검증에 대해 매우 제한적이었다.

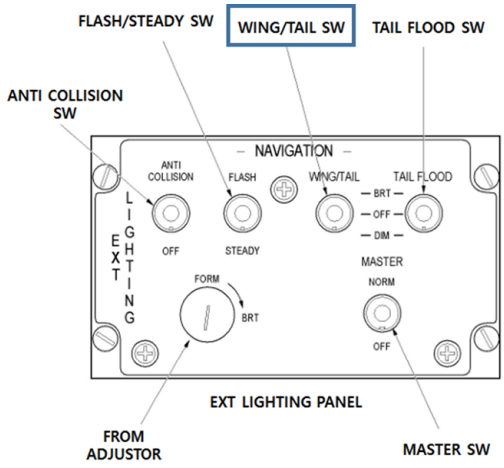


Fig. 3. EXT Lighting Panel

2.2 원인 분석

항법등 깜박거림 현상에 대한 원인분석을 위해 Fig. 4와 같이 결함 트리 분석법을 이용하여 2단계로 구조화하였다. 1단계에서 도출된 원인요소는 ①전원 변동 저감, ②전원 공급 안정화, ③노이즈 감소 총 3가지이며, 2단계에서 도출된 원인요소에 대한 개선안은 ①외부 커패시터 추가, ②내부 커패시터 추가, ③BRT 모드 전원 공급 변경, ④댐핑(Damping) 저항 추가, ⑤쉴드 케이블 적용으로 총 5가지가 도출되었다.

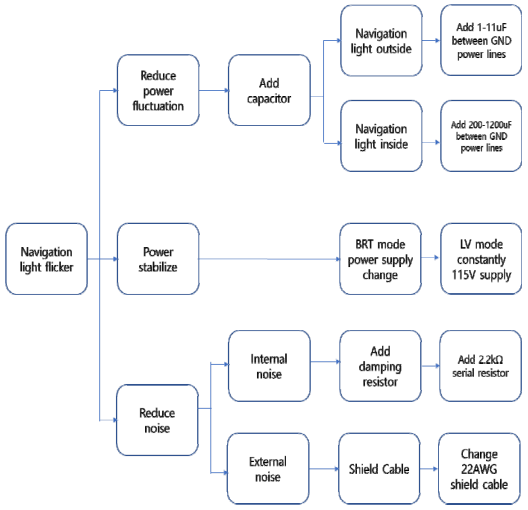


Fig. 4. Fault tree analysis for navigation light flicker

2.2.1 전원 변동 저감

커패시터(Capacitor)는 Eq. (1)의 $\nu(0)$의 초기 전압을 유지하는 특성을 가지며, 전압 유지 시간은 커패시터 용량 C와 시정수 τ에 의해 결정된다. 커패시터 용량은 Eq. (2)에 따라 결정되며, 온도에 따라 증감하는 유전률 ε에 의해 저온에서 감소하는 특성을 가진다. 따라서 항법등의 커패시터 용량 C를 증대시킨다면 전원 변동을 줄일 수 있다[4].

결함 발생 항법등을 개선하기 위해 항법등 내부 회로판(Printed Circuit Board) 및 항법등 외부 전원 입력 매트릭스(Matrix)에 병렬로 커패시터를 추가 하는 2가지 방안을 도출하였으며, 이를 통해 깜박거림 현상을 개선할 수 있을 것으로 추정하였다.

$$V(t) = \frac{1}{C}\int_0^t id\tau + v(0) \quad (1)$$

Where, C denotes capacitance, i denotes current

$$C = \epsilon\frac{A}{D} \quad (2)$$

Where, C denotes capacitance, ε denotes permittivity, A denotes area of plates, D denotes distance between plates

2.2.2 전원 공급 안정화

결함 발생 항법등은 Fig. 5의 Control Unit에 의해 LV(Low Voltage, 이하 LV), HV(High Voltage, 이하 HV)단의 전압을 감지하며, 입력 조건에 따라 DIM, BRT 모드를 Table 1과 같이 출력한다. 따라서 항법등 내부 Control Unit의 LV, HV 전원 공급이 불안정 할 경우 DIM, BRT 모드를 이상 인식하여 순간적으로 깜박임 현상이 발생하는 것으로 분석되었다. 개선 방안으로 BRT 모드 동작시 HV, LV단 모두 115Vac로 공급하여 전원을 안정화 하는 방안을 도출하였으며, 이를 통해 깜박거림 현상을 개선 할 수 있을 것으로 추정하였다.

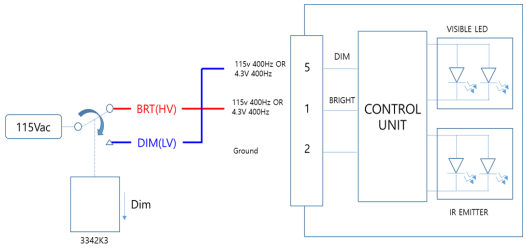


Fig. 5. Power supply system for navigation light

Table 1. BRT/DIM mode power supply

Mode	Before		After	
BRT	HV	115Vac	HV	115Vac
	LV	Open	LV	115Vac
DIM	HV	Open	HV	Open
	LV	115Vac	LV	115Vac

2.2.3 노이즈 감소

마지막으로 노이즈 감소를 통한 개선방안을 도출하였으며, 내부 노이즈와 외부 노이즈로 구분하여 분석하였다. 우선 내부 노이즈에 의한 이상 점등을 원인으로 식별하였다. 내부 전원 노이즈는 전송 선로와 부하의 임피던스가 동일하지 않을 때 발생하며, 이로 인해 Fig. 6와 같은 Over/under shoot의 전원 불안정이 발생한다.

Over Shoot는 정상상태 이상의 전압, Under Shoot는 정상상태 이하의 전압이 순간적으로 공급되는 상태를 말한다[5].

결함 항법등의 경우 전송 선로에 댐핑 저항을 직렬로 연결하여 Over/under shoot를 감소시키는 방안을 도출하였고, 내부 노이즈 감소를 통해 깜박거림 현상을 개선 할 수 있을 것으로 추정하였다[6].

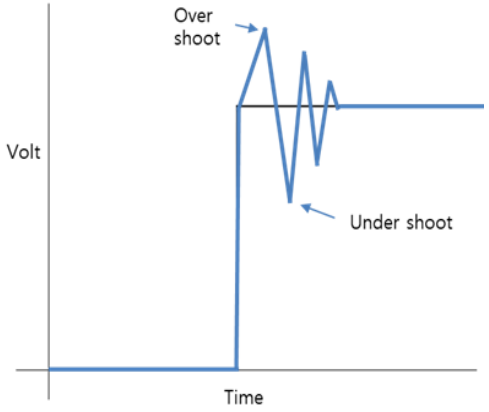


Fig. 6. Over/under shoot waveform

두 번째, 외부 노이즈에 의한 이상 점등을 원인으로 식별하였다. 초음속 항공기는 LRU(Line Replaceable Unit) 즉, 구성품들의 집합체이며 이를 관통하는 전송 선로는 노이즈에 취약한 구조를 가진다. 결함 항법등의 경우 Fig. 7과 같이 미익 항법등과 전원 공급단의 거리가 멀어 노이즈에 취약한 것으로 확인되었다. 이를 개선하기 위해서 선로 주변을 차폐하여 외부 노이즈를 차단하는 쉴드 케이블 적용이 필요하며, 이를 통해 깜박거림을 개선 할 수 있을 것이라 추정하였다[7,8].

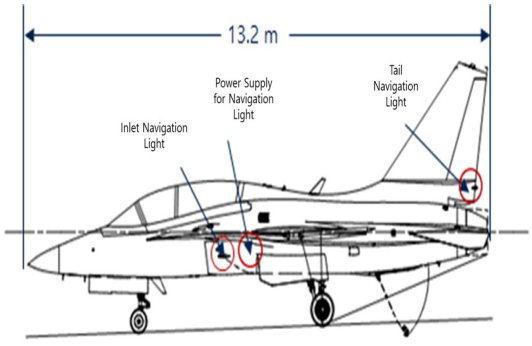


Fig. 7. Inlet/tail navigation light arrangement

2.3 개선안 도출

본 절 에서는 개선안 도출을 위해 앞서 원인분석 단계에서 식별된 2단계 개선방안 5가지 ①외부 커패시터 추가, ②내부 커패시터 추가, ③BRT 모드 전원 공급 변경, ④댐핑(Damping) 저항 추가, ⑤쉴드 케이블 적용의 5가지의 적용 효과 및 실효성을 분석하여 최종 개선안을 제시하고자한다.

2.3.1 항법등 외부 커패시터 용량 증대

Fig. 8과 같이 항법등 전원 입력단(Matrix)와 GND 사이에 병렬로 커패시터를 추가하여 깜박임 현상을 개선하고자 하였다. 시험은 Table 2와 같이 커패시터 용량 1uF, 4.5uF, 9uF, 11uF로 증가하며 진행하였고, 시험결과 1uF, 4.5uF, 9uF에서는 개선사항을 확인할 수 없었다. 11uF 커패시터 추가시 부분적인 개선을 확인 하였으나, 항공기별 적용효과가 상이하여 개선안으로는 적절하지 않은 것으로 확인되었다.

Table 2. Add external capacitor evaluation result

Capacitance	# A aircraft	# B aircraft
1uF	●	●
4.5uF	●	●
9uF	●	●
11uF	△	×

※ ● : Flicker, △: Intermittent improvement,
× : Improvement

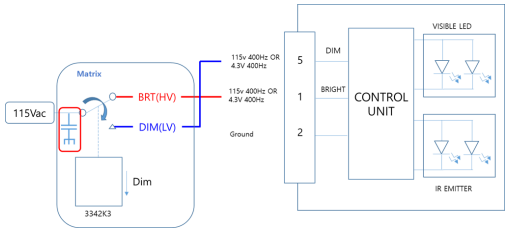
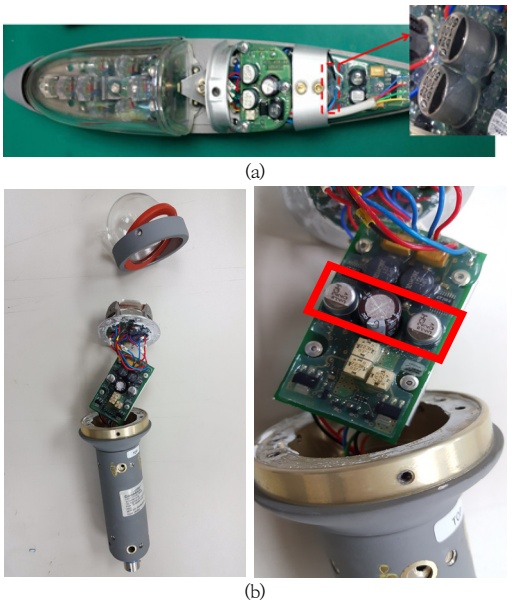


Fig. 8. Add external capacitor for navigation light

2.3.2 항법등 내부 커패시터 용량 증대

항법등 외부 입력단에 커패시터를 추가하였지만 근본 원인을 해결 할 수 없었다. 이에 따라 항법등의 내부 회로판(Printed Circuit Board)에 커패시터를 추가하여 개선 여부를 확인하였다. 기존 회로판의 커패시터는 Fig. 9과 같이 200uF의 커패시터가 장착되었다. 커패시터 증가에 따른 효과를 확인하기 위해 200uF의 커패시터를 1200uF까지 점진적으로 증가시키며 항법등 개선을 확

인하였고, 시험 결과 1200uF의 커패시터 장착시 개선 효과를 확인하였다. 하지만, 흡입구, 미익 항법등 내부 장착 공간이 협소하여 실제 적용이 불가하여 본 개선사항 또한 적절하지 않은 것으로 판단되었다.



(a)

(b)

Fig. 9. Inside of navigation light
(a) Inlet navigation ligh, (b) Tail navigation light

2.3.3 BRT 모드 전원 공급 변경

항법등 내, 외부 입력단에 커패시터를 추가하였지만 근본원인을 해결 할 수 없었다. 이에 따라 BRT 모드의 전원 공급 조건을 변경하였다. 기존 BRT 모드는 Fig. 10의 스위치에 의해 HV단으로 115Vac, LV단 Open 상태로 전원을 공급받았으나, 초기 전원이 불안정하였다. 이를 개선하기 위해 LV단을 Fig. 10의 파란색 실선과 같이 변경하여 상시 115Vac로 공급하였다. 이를 통해 BRT 모드 동작시 HV, LV단을 동시에 115Vac로 인가하여 전원을 안정시켰고, 검증 결과 깜박임 개선을 확인하였다.

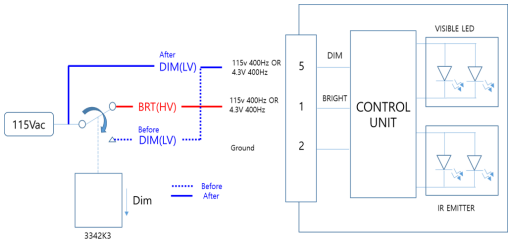


Fig. 10. BRT mode power supply change

2.3.4 댐핑 저항 추가

앞선 BRT 모드의 전원 공급 변경으로 항법등 깜박임 개선을 확인하였다. 추가적으로 전원 입력단 댐핑 저항 추가를 통한 깜박임 현상 개선을 확인하고자 하였다. 평가는 Fig. 11과 같이 LV단의 전송선로에 직렬로 저항을 추가하여 진행하였다. PWM으로 동작하는 DIM 모드의 상승, 하강 파형에 영향을 주지 않는 최대값인 2.2kΩ을 선정하여 평가하였으나, 개선 사항을 확인하지 못해 개선안으로 부적합한 것으로 확인되었다.

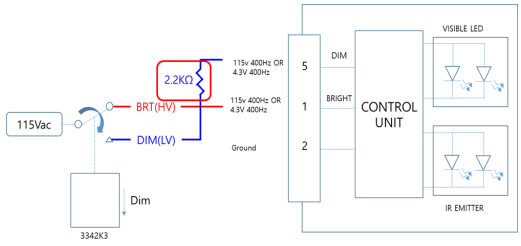


Fig. 11. Add damping resistor for navigation light

2.3.5 쉴드 케이블 적용

댐핑 저항 추가로 문제를 개선하려하였으나 효과를 확인할 수 없었다. 이에 따라 미익 항법등의 전원 공급 라인에 쉴드 케이블을 적용하였다. 기존의 전원 케이블은 22AWG의 일반 케이블을 사용하였고 외부 노이즈에 취약한 구조를 가지고 있었다. 이를 개선하기 위해 Fig. 12의 FWD/CTD FUSELAGE, CTR/ATF FUSELAGE, 미익 항법등 사이의 HV, LV 케이블을 20AWG의 쉴드 케이블로 적용하여 평가하였고, 시험 결과 외부 노이즈 차폐를 통한 깜박임 개선을 확인하였다.

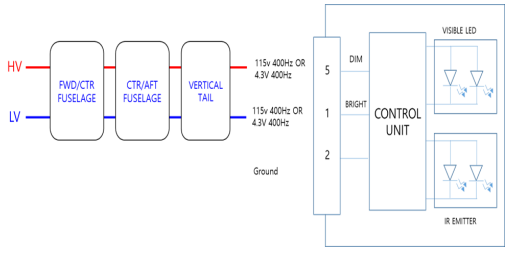


Fig. 12. Power supply system for tail navigation light

2.4 최종 개선안 선정

최종 개선안 선정을 위해 평가 결과를 Table 3과 같이 정리하였다. 최종 개선안은 BRT 모드 전원 공급 안정화를 위한 LV 115V 상시 공급, 외부 노이즈 강건성 확보

를 위한 쉴드 케이블 적용의 2가지 방법을 선정하였다.

내부 커패시터 증가를 통한 전원 변동 안정화는 항법등 내 추가 공간 부족으로 적합하지 않았고, 외부 커패시터는 증가는 비행기별 적용효과가 상이하여 적용하지 못했다. 댐핑 저항 추가를 통한 노이즈 감소는 평가결과 개선을 확인할 수 없었다.

Table 3. Combined results of navigation light improvement

Measure		Result	Note
Reduce power fluctuation (capacitor)	Navigation light outside	×	
	Navigation light inside	△	Cannot be applied due to lack of circuit board space
Stabilize Power	BRT mode power supply change	●	Stabilize power at start-up
Reduce noise	Add damping resistor	×	
	Shield Cable	●	External noise robustness

※ ● : confirmation of improvement, △: Partial improvement confirmation, × : Improvement Not Verifiable

2.4.1 개선안 검증

설계 타당성 검증을 위해 Control Unit의 설계 검증을 실시하였다. Control Unit은 내부 Opto-coupler를 통해 전류를 검출하여 DIM, BRT 모드를 출력하는 회로이며, 구성은 Fig. 13과 같다. 전류가 검지 될 때 DIM 모드, 검지되지 않을 때 BRT 모드를 출력한다. 최종 개선안으로 선정된 BRT 모드의 경우 HV 115Vac, LV 115Vac로 공급되므로 양단의 전압이 동일하여 전류가 발생하지 않는다. 따라서 전원 공급 변경 후에도 기존과 동일한 Opto-coupler 회로로 동작이 가능하므로 설계적으로 타당한 것으로 확인되었다.

항법등의 이상 점등에 대한 원인 분석과 설계 개선을 수행한 후, Fig. 14과 같이 지상, 벤치 테스트를 진행하였다. 시험을 통해 전원 입력 상태, 항법등 정상 상태 출력, 모드별 동작을 확인하였으며 개선사항의 타당성을 입증하였다.

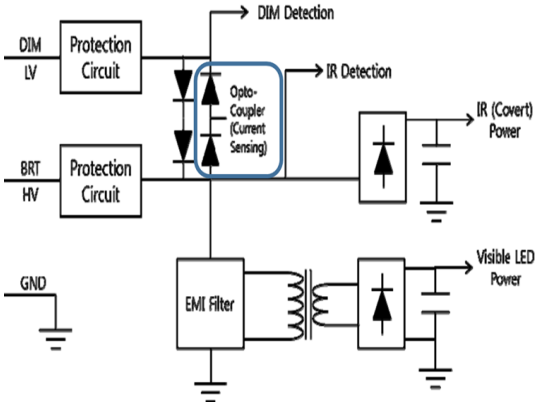
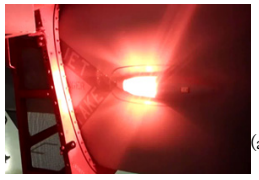


Fig. 13. Opto-coupler circuit diagram


(a)

(b)

Fig. 14. Navigation light Test
(a) Aviation test (b) Bench test

3. 결론

초음속 항공기에 사용되는 항법등은 항공기의 비행 방향 및 항공기의 위치를 식별하기 위해 사용되며, 비행 안전성을 확보하기 위한 핵심 구성품 이다. 본 논문에서는 항법등의 이상점등이 발생한 원인을 결함 트리 분석을 통해 2단계로 구조화 하여 분석하였으며 첫 번째 단계에서 원인 분석 3가지, 두 번째 단계에서 개선사항 5가지를 식별하였다. 이를 바탕으로 개선사항에 대한 타당성 검증을 실시하여 BRT 모드 전원 공급 변경, 쉴드 케이블 적용이라는 2가지 개선안을 도출하였으며, 지상, 벤치 테스트를 통해 이에 대한 타당성을 입증하였다. 본 연구는 결함 분석 및 설계 개선 방안을 통해 초음속 항공기 항법등의 깜박임 현상을 해소 할 수 있었으며, 항공기 안정성 확보 및 가동률 향상에 기여할 수 있었다. 또한 본 연구 결과를 통해 품질개선 노하우를 확보 할 수 있었으며, 유사 결함 발생시 타 무기체계의 개선 활동에 활용 할 수 있을 것으로 판단된다.

References

[1] M. K Kim, J. P. Kim, Y. S. Son, J. Y. Jang, J. J. Kim, Practical Aerial Warfare written from T-50 Aircraft Development Experience, Chung Moon Gak, p. 128-152

[2] Robert L, Boylestad, Louis Nashelsky, Electronic device and circuit theory, Heungryong Science Press, p. 46-53

[3] I. S. Chung, "Fault Tree Analysis based on State-Transition Model", *The Journal of the Korea Contents Association*, Vol.11, No.10, p.49-58, Oct. 2011.
DOI: http://dx.doi.org/10.5392/JKCA.2011.11.10.049

[4] Mark I. Montrose, "EMC and the Printed Circuit Board: Design, Theory, and Layout Made Simple", Jinhan M&B, p. 361-366

[5] Mark I. Montrose, "EMC and the Printed Circuit Board: Design, Theory, and Layout Made Simple", Jinhan M&B, p. 318-327

[6] S. I. Jung, "PCB design technology", Jinhan M&B, p. 156-173

[7] E. H. Song, K. B. Lee, W. S. Na, "The Shielding Effectiveness Analysis of Power Cables Has Coaxial Structure Using Inductive Coupling Test", The 46th KIEE Summer Conference 2015, The Korean Institute of Electrical Engineers, p. 1277-1278, 2015.07

[8] Il-Hwan Seol, Kyu-Hyoung Choi, "Screening Effects of Double-track Electric Railway and Shielded Cables on Communication-Line Inductive Interference", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, Vol.14, No.10, p.5148-5155, 2013.
DOI: http://dx.doi.org/10.5762/KAIS.2013.14.10.5148

박 상 훈(Sang-hoon Park) [정회원]

- 2015년 8월 : 울산대학교 전기전자공학부 (공학학사)
- 2015년 7월 ~ 2019년 12월 : 덴소코리아 연구원
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

〈관심분야〉
전자공학, 항공공학

최 재 호(Jae-ho Choi) [정회원]

- 2015년 8월 : 연세대학교 산업공학과 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

〈관심분야〉
품질경영, 서비스품질, 항공우주

이 진 원(Jin-won Lee) [정회원]

- 2019년 2월 : 경상대학교 항공우주 및 소프트웨어공학과 (공학학사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

〈관심분야〉
항공공학

권 나 은(Na-Eun Kwon) [정회원]

- 2018년 2월 : 숭실대학교 기계공학과 (공학학사)
- 2019년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

〈관심분야〉
항공공학