

적외선 열상표적 모시장치 개발

김 병 문*, 심 장 섭**, 정 순 기***

Development of Infrared Thermal Image Target Simulator System

Byeong-Moon Kim*, Jang-Sup Shim**, Soon-Key Jung ***

요 약

본 논문에서는 자체적으로 개발된 항공기의 적외선 열상표적 시스템의 모델링, 설계, 성능시험 결과 등에 대하여 기술한다. 개발된 시스템은 적외선 형상과 강도를 제어할 수 있도록 설계되어서 적외선 형상과 방사되는 강도가 실물 항공기와 유사하다. 본 논문에서 제시한 기술을 적용한 결과 완전가동 상태에서 실물항공기의 적외선열상 이미지와 같은 열상을 만드는데 오직 30 kw 정도의 전력만을 소비됨을 확인 하였다. 성능실행시험 후에는 표적적응유도시험, 유도조종 로직시험 등과 같은 성능평가시험 단계를 통하여 본 논문에서 개발된 적외선 열상표적을 휴대용 대공유도무기의 표적으로 실용화 하였다.

Abstract

This paper describes modeling, design and performance test results of infrared thermal image target system which can generate infrared thermal image on aircraft. The system is designed to control image shape and intensity so that the infrared image shape and its emitting intensity are so similar to that of real aircraft. When applying the technique suggested in this paper, the system consumes only small electric power energy about 30[kw] to generate infrared thermal image which is equivalent to that of real aircraft under full power operation. After verifying performance test, the system developed here has been used as a target for korean potable surface to air missile(KPSAM) at the stage of evaluation test such as target adaptive guidance test and auto-pilot logic test.

▶ Keyword : target adaptive guidance(표적적응유도), KPSAM(휴대용대공유도무기), auto-pilot(유도조종), infrared thermal image(적외선열상), target(표적), seeker(탐색기), missile(유도탄)

* 국방과학연구소 선임연구원(공학석사)

** 정보통신연구진흥원 정보화추진팀장(공학석사)

*** 충북대학교 컴퓨터공학과 교수(공학박사)

영상탐색기 등을 사용하는 유사한 무기체계의 개발에도 활용될 수 있다. 본 연구에서 개발된 열상 적외선 표적을 사용하면 항공기 및 열상의 표적을 필요로 하는 시험에 대하여 많은 비용 및 인력의 절감이 기대된다.

I. 서론

적외선 탐색기를 채택하는 대공유도무기체계의 개발 과정에서 종합유도 비행시험을 통하여 탐색기 성능입증, 유도기법 로직 설계검증, 표적적응유도 설계검증 등의 체계개발에 필요한 많은 시험이 이루어지며 이를 위하여 비행시험용 항공기나 적외선 열상이 항공기와 동일한 모의표적이 꼭 필요하게 된다. 또 표적정보를 필요로 하는 분석용 시뮬레이터 등의 개발을 위하여 항공기 표적으로부터 다양한 열상 데이터 취득이 필요하다. 이와 같은 필요성에 의해 여건이 좋은 외국에서는 상당한 규모의 지상 시험장을 건설하고 막대한 경비를 투자하여 실물 항공기를 사용하여 시험한다. 그러나 이런 규모의 시험장이 없는 국내에서는 여러 가지 여건상 실물 항공기를 사용하기 어렵고 이를 지상에서 full power로 가동하기 위해서는 시설물 설치 공사를 비롯한 많은 인력 및 경비가 소요되므로 실제 항공기 엔진을 표적으로 사용하는 것은 많은 어려움이 따른다. 그 대안으로 항공기 엔진과 특성이 유사한 버너를 제작하여 사용하는 것을 생각할 수 있으나 버너는 특성상 개발자가 필요로 하는 표적으로서의 성능을 내는 데는 한계가 있다.

이와 같은 목적으로 다루기 편리하고 안전하며 또 정밀성이 있는 전기적 전력제어 방식으로 항공기 열상 모사장치를 제안하였다. 본 논문에서는 항공기 배기가스 온도와 동일한 적외선 신호 특성을 갖는 적외선 열선 표적을 제안하고 본 연구를 통하여 항공기 적외선 열상 표적을 최초로 개발하였다. 이러한 적외선 열상 표적을 개발하는 것은 원하는 대역인 중적외선을 최대로 방사하는 후체를 설계하는 일로 귀착되며 열상을 위한 열원을 설계하는 과정에서 많은 야외 실험과 시뮬레이션을 통하여 10개의 열원 제어 그룹만으로 항공기의 적외선 신호특성과 거의 유사한 형상의 적외선 열상 표적을 모사할 수 있는 시스템이다.

본 연구에서 개발 제작된 적외선 열상 표적은 한국형 휴대용 유도탄(KPSAM)의 비행시험 표적으로 사용하였으며 야외시험을 통하여 성능이 우수함을 확인하였다. 개발 제작된 적외선 열상 표적을 이용하여 얻어진 데이터는 유도탄의 체계개발 및 성능분석에 필요한 모든 자료를 취득할 수 있었고[6], 본 연구에서 개발한 제작기술은 적외선 탐색기 및

II. 항공기 적외선 열상 설계

1. 항공기 표적의 배기가스 특성 분석

항공기의 배기가스는 내부온도가 일정해도 방사율이 운전 상태에 따라 다른데 항공기는 중적외선 파장 범위에서의 평균 방사율은 최대 엔진출력일 때와 에프터 버너 일 때 모두 다르다[6]. 배기가스의 온도는 대기중으로 방출된 직후에도 일부 감소된다. 일반 제트항공기에서 방사되는 적외선의 신호특성을 살펴보면 근 적외선은 후면이나 측면에서 관측되고, 중 적외선은 전면에서 관측된다. 군사용 제트항공기의 정확한 적외선 신호특성은 적외선 탐색기 유도탄의 표적으로 취약점이 노출될 수 있으므로 각국은 비밀자료로 분류하여 특별관리 하고 있어 본 연구를 통하여 자체적으로 항공기 적외선 특성을 분석하여 설계에 반영하였다. 또한 적외선 열상장비(Thermovision 900, 스웨덴, AGEMA사)로 전투기를 직접 촬영한 자료를 획득하여 이 자료의 특성을 분석하여 설계요건을 도출하였다.

2. 시스템 설계요건

항공기 배기가스 특성을 분석하여 야외에서 실용적으로 사용 가능한 성능이 되기 위하여 도출한 설계요건을 요약하면 ① 항공기 배기가스의 적외선 분포와 유사한 분포이어야 한다. ② 열상의 온도구배는 완만한 경사를 가진다. ③ 4~5 μm 파장대 적외선의 방사율이 0.9 이상 낼 수 있어야 한다. ④ 주위 온도, 바람의 영향이 운전에 영향을 주지 않아야 한다. ⑤ 야외운용시 발전기 사용에 따른 부하의 배분 기능이 있어야 한다. ⑥ 열선 표적의 열량이 탐색기 문턱값의 40배 이상 낼 수 있어야 한다. ⑦ 열선은 700 $^{\circ}\text{C}$ 이상의 고온에서도 견딜 수 있는 열선 재질을 사용해야 한다. ⑧ 태양반사에 의한 영향이 없어야 한다. ⑨ 최적의 전력제어기가 취급에 간편하고 화재의 위험성이 없어야 한다.

3. 적외선 방사 재질 설계

적외선 표적을 만들기 위해 우선 흑체에 가까운 방사율이 좋은 재질을 선정해야한다. 방사특성이 우수한 재질로 시중에서 구입할 수 있고 방사율이 0.9 이상인 실리콘 계열의 재질로 선정하였다. 많은 실험을 통하여 최종적으로 실리콘 계열의 방사 재질을 선정하였는데 원래 이 제품은 단열재로 사용하기 위한 것으로 제작되어 시중에 판매되는 것을 열상 표적의 목적에 맞게 재 설계하여 주문 제작하였다.

4. 적외선 발생 흑체 설계

항공기 배기가스는 고온 탄산가스에 의해 방사되는 중적외선 파장대가 가장 중요하다. 그 배기가스에서 방사되는 적외선은 역시 탄산가스로 구성된 대기분자의 흡수를 받지만 먼 거리에서 검출할 수 있는 것은 중적외선이다. 그러므로 군수용으로 사용되는 탐색기의 검광기 센서는 이 방사대역에서 작동하도록 설계되어있다[1][2][3].

본 연구에 적용할 KPSAM 과 같이 2-color 탐색기에서도 항공기 배기가스 영역에 작동하는 주 검광기와 flare의 파장대에 작동하는 보조 검광기를 추가로 달아 표적과 flare를 구별할 수 있도록 되어있다. 배기가스에 해당하는 중적외선 파장대에서 효율이 좋은 적외선 열원을 만들기 위해 열원의 온도와 방사 파장을 분석하여 이 파장대의 적외선 방사를 잘 할 수 있는 온도를 계산하고 이 파장대에서 방사가 최대가 되는 열원 구조로 설계하였다.

5. 열량계산 및 열원 설계

KPSAM 탐색기의 성능시험에 필요로 하는 열량을 낼 수 있으면서 실제의 항공기와 같은 적외선 형상 및 크기를 갖는 표적을 만들기 위하여 필요한 열량을 계산하였다. 1.5km 거리에서 탐색기 작동 세기의 40배 이상이 되는 열원의 크기 및 열량을 낼 수 있도록 설계하였다. 설계 제작된 열원은 실제 항공기의 적외선 열상 및 신호 세기가 충분한 것으로 실험을 통하여 확인되었다.

열판의 주요 구조는 발열 열선, 적외선 방사 재질 그리고 온도제어에 필요한 동판 및 열전대 등으로 구성되는데 열평형상태에서 에너지 보존법칙에 의하여 가한 총열량 Q와 주위 온도차로 인한 손실 총열량 Qr에 대한 열평형 방정식을 요약하면 다음과 같다.

$$Q_c = Q - Q_r \dots\dots\dots ①$$

여기서 열저항(thermal resistance)과 열용량(thermal capacitance)을 다음과 같이 정의하고

$$R_s = \frac{T_m - T_a}{Q_r}, \quad C = Q_c \frac{dT}{dT_m}$$

Ta를 외부온도, Tm을 열판온도 라고 할 때 식 ①을 정리하면.

$$C \frac{dT_m}{dt} = Ri^2 - \frac{T_m - T_a}{R_s} \dots\dots\dots ②$$

식 ②를 정리하면 다음과 같다.

$$R_s C \frac{dT_m}{dt} + T_m = R_s Ri^2 + T_a \dots\dots\dots ③$$

- 열선의 전기저항 계산
열원으로 사용한 열선의 전기저항은 온도가 상승함에 따라 일반금속에서와 같이 전기저항이 증가한다. 실험에 의하여 흐르는 전류와 작동온도에서의 단위 길이당 전기저항을 측정하여 전체의 열선저항을 계산하였다.
- 열저항 계수 계산
실험 열판에서 정상상태에서의 실험 데이터로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\text{정상상태이므로 } \frac{dT_m}{dt} = 0,$$

$Ri^2 = 339.2[W]$, $T_a=25[^\circ C]$, $T_m=500[^\circ C]$ 이므로 이를 식(3)에 대입하면

$$R_s = 1.4 [^\circ C/W]$$

III. 열원의 수학적 모델링 및 시스템 구현

1. 열원의 수학적 모델

• 열용량 계산

1차 시스템의 스텝응답에서 t=0 에서의 접선이 시간축과 만나는 점이 시정수가 되므로 스텝응답에 대한 실험 결과로부터 시정수를 계산하였다.

$$R_s = 1.4 [^{\circ}C/W]$$

$$R_s C = 240 [Sec] \text{이므로}$$

$$C = 171.38[Sec/^{\circ}C/W] \text{이다.}$$

2. 모델의 선형화

열판의 모델을 해석적으로 분석하고 제어기 설계를 위하여 작동점에서 선형화를 하였다. 여기서는 작동범위가 작고 비선형 요소에 대한 수학적 모델의 입출력 관계에서 미분 불가능한 점이 존재하지 않는다면 쉽게 적용 가능한 Taylor 급수를 이용한 선형화법을 사용하였다.

$$\frac{dT_m}{dt} = CRi^2 + \frac{T_a}{R_s C} - \frac{T_m}{R_s C} \dots ④$$

$$\frac{dT_m}{dt} = f(i, T_a, T_m)$$

식 ④에서 동작점(operating point)에서의 Taylor 급수 전개식으로부터 비선형항인 2차 이상의 고차항을 무시한 선형 근사식을 구하면

$$\frac{d}{dt} (\Delta T_m) = \frac{\partial f}{\partial i} \Delta i + \frac{\partial f}{\partial T_a} \Delta T_a + \frac{\partial f}{\partial T_m} \Delta T_m \dots ⑤$$

동작점에서 식 ⑤를 정리하면

$$240 \frac{d(\Delta T_m)}{dt} = 121 \Delta i + \Delta T_a - \Delta T_m \dots ⑥$$

식 ⑥에 라플라스 변환을 취하고 정리하면 다음과 같다.

$$T_m(s) = \frac{121}{240s+1} i(s) + \frac{1}{240s+1} T_a(s) \dots ⑦$$

3. 전자회로 및 제어기 설계

전자회로는 전력제어에 필요한 전력제어용 전자회로와 열전대의 온도 신호를 전송하기 위한 트랜스미터와 제어기에 관련된 전자회로 등으로 구성되었다. 제어기 설계는 제

어명령에 따라 열판 온도가 오버슈트 없이 최단 시간에 목표값에 도달할 수 있도록 설계하였다[4][5].

시스템 제어 루프의 개략적인 내용은 다음과 같다.

Kt를 열전대 계인, Tm을 열판온도, Vm을 열전대 출력 전압으로 할 때 열전대 (T/C)의 전달함수는 식(8)과 같다.

$$V_m(s) = \frac{K_t}{\tau S + 1} T_m(s) \dots ⑧$$

열전대에서 계측된 전압과 설정된 목표와의 편차에 해당하는 오차전압에 대한 전류출력은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$i(s) = G_c(s)(V_t(s) - V_m(s)) \dots ⑨$$

설정온도와 센서에서 계측된 온도의 편차는 제어기를 통하여 전력제어기에서 전류가 제어되어 열판의 전력을 조절한다. (그림 1)은 한 개의 모듈에서 구성되는 제어시스템 loop를 나타낸다. 열전대에서 계측된 온도는 열원내부의 온도로서 설정된 온도로 유지되도록 제어기가 전력제어를 한다[5]. 최초로 시스템을 가동할 때는 제어기가 동작영역에 도달하기까지 일정시간 최대의 전력을 공급한 후 열원의 온도가 동작온도 부근까지 상승한 후에 제어기작동 모드로 전환된다.

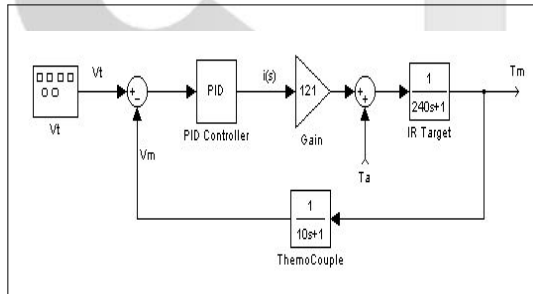


그림 1. 적외선 열상 표적의 제어루프 구성도
Fig. 1 Control Loop Diagram for ITTS

이와 같은 형태의 제어기 모듈 10개로 적외선 표적의 형상제어를 하며 제어 결과는 적외선 카메라에서 취득한 열상 신호를 가지고 (그림 5)처럼 색온도로 표시한다. (그림 8)과 (그림 9)는 제작된 열상표적을 야외에 설치한 사진을 나타낸다.

4. 열원 구조

열원의 후면부는 열전달 및 구조물 지지를 위하여 동판을 사용하였으며 동판위에 실리콘 계열의 절연물질로 절연되어 동판에는 전기적으로 절연한 상태로 되어있다. 동판의 열전달 특성은 열원의 평면에 일정하고 안정된 열이 전달되도록 하며 또한 대기로 열을 발산함으로써 제어가 전력제어로 온도제어가 가능하게 한다. 중간부위에 발열체인 전기히터가 절연체에 밀봉된 상태로 되어있으며 전면부는 적외선 방사물질로 구성되어 앞쪽으로 원하는 파장의 적외선이 최대로 방사될 수 있는 구조로 설계되었다. 열원발생장치는 10개의 열원이 (그림 2)와 같이 조합되어 구성되며 각 열원은 후면에 열전대가 장착되어 열원의 온도를 계측한다.

열원의 발열체인 전기히터는 니크롬선을 사용하였으며 교류발전기로부터 공급되는 220[V]를 반도체 전력제어 장치를 통하여 전기가 공급된다. 전력제어장치는 온도제어기에 설정된 신호에 따라 발열체에 흐르는 전력량을 제어한다.

5. 시스템 구성

시스템 구성은 열원발생장치, 적외선영상 계측장치, 적외선카메라, 온도제어기, 전원공급기, 전력제어기 등으로 구성된다. 열상발생장치는 10개로 구성된 열원의 조합으로 만들어진 적외선 발생장치이다. 10개의 열원 온도를 조절하여 전체의 열상을 만들어 내는데 항공기의 배기가스 온도분포를 분석하여 (그림 2)와 같이 구성하였다. 각 열원은 열선의 조밀도를 달리하여 실제의 항공기 배기가스 열원분포와 동일하도록 설계하였다.

열원의 수량은 초기에는 20개 이상으로 구성하였으나 실험을 통하여 최종 (그림 2)와 같이 구성된 10개의 서브 열원의 조합으로 최적화 하였다.

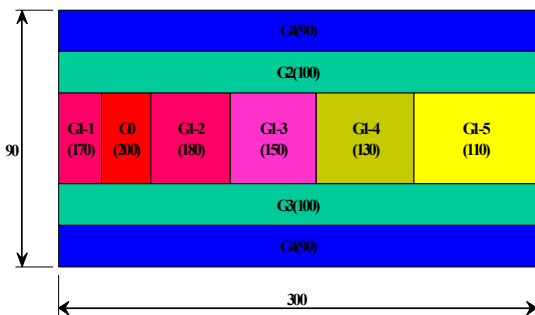


그림 2 열상발생장치의 제어그룹 구성도 Fig.2 Control Group Layout for ITGS

각 서브 열원은 (그림 1)과 같이 열전대를 사용한 온도계환 루프로 형성한 내부 루프와 방사되는 적외선 열상의 온도를 계측하여 세팅하는 외부루프에 의하여 방출되는 적외선 양을 제어하게 된다. 적외선 방사물질 내부제어 루프는 열원 내부의 온도를 제어변수로 사용하고 외부루프는 측정지점에서의 적외선 방사에 의한 온도를 사용한다.

이 시스템은 (그림 3)과 같은 구조로 설계되어서 탐색기에서 요구하는 적외선 세기 및 형상 그리고 전체 광량을 모두 제어 가능하다. 이는 열원의 온도가 목표값에 맞게 설정되어도 탐색기가 위치하는 지점에서의 관측되는 온도는 대기의 기상 상태에 따라 적외선의 감쇄하는 정도가 다르므로 적외선 카메라에 의한 온도를 계측하여 제어기의 제어 입력으로 설정을 하는 외부 루프를 추가로 채택하였다.

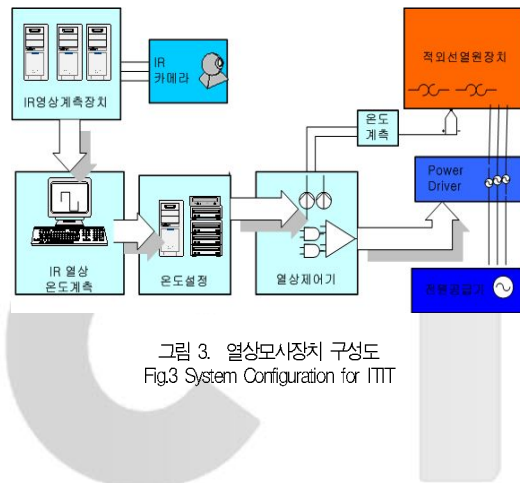


그림 3 열상모사장치 구성도 Fig.3 System Configuration for ITTS

IV. 성능시험 결과

1. 열원모델 검증시험

본 연구에서 제안되어 개발한 적외선 열상 표적에 대한 열원의 성능시험을 수행하였다. 모델검증 시험은 수학적 모델로부터 얻은 시뮬레이션 결과와 실험에서 직접 측정된 실험결과를 비교하였다. (그림 4)는 이에 대한 결과를 그래프로 나타낸 것이다. 실험결과와 시뮬레이션 결과가 잘 일치함을 알 수 있다.

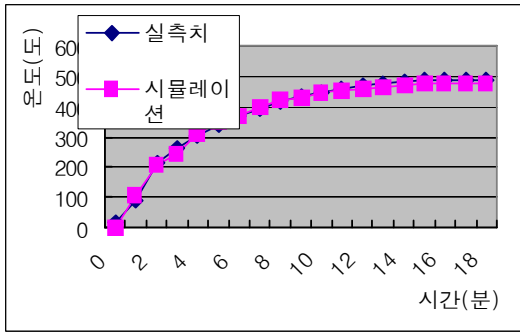


그림 4. 적외선 열상 표적의 온도응답 특성
Fig.4 Thermal Response Characteristic for TTT

2. 열상분포 검증시험

열상분포 검증시험은 야외 시험장치를 이용하여 수행하였다. 이 검증시험은 열상 표적의 온도분포가 실제의 항공기 열상과 유사한 정도와 온도분포의 매끄러운 정도를 시험하는 것으로서 본 연구에서 개발한 열상 표적은 표적의 상황에 따라 온도형상을 조절할 수 있게 되어있는데 이 조절능력을 검증하는 것이다. 항공기 열상은 주위의 조건에 따라 형상이 변화하는데 3[m] 이후의 항공기 배기가스는 적외선 탐색기의 경우 영향이 거의 없으므로 본 연구에서 개발된 적외선 열상은 항공기의 기본 형상인 길이 3[m] 폭 0.9[m]의 크기로 되어있다. 검증시험 결과 형상 조절을 위하여 10개의 온도를 설정하면 이에 해당하는 매끄러운(smooth) 온도 형상으로 만들어 짐을 확인하였다. (표1)은 야외시험에서 8시간 이상 작동을 유지하면서 측정된 온도 변화 오차를 나타낸 것으로 야외에서 허용한도이내에 있음을 확인하였다.

표 1. 열원의 그룹별 온도오차
Table.1 Thermal Errors for TSG

| | | | | | |
|--------|-----|-----|-----|-----|-----|
| 그룹 | G0 | G1 | G2 | G3 | G4 |
| 오차(°C) | ±28 | ±25 | ±32 | ±35 | ±35 |
| 그룹 | G5 | G6 | G7 | G8 | G9 |
| 오차(°C) | ±35 | ±34 | ±36 | ±43 | ±45 |

비행시험 상황에서 대기의 상태 및 주위의 온도에 따라 온도분포를 달리하는데 (그림 5)는 유도탄 비행시험의 모의 표적으로 사용한 적외선 열상 표적에 대한 160m 거리에서의 적외선 열상이다. (그림 6)은 이와 같은 거리에서의 실물 항공기의 적외선 열상 사진이다. 시험결과 두개의 적외선 열상이 유사함을 알 수 있다.

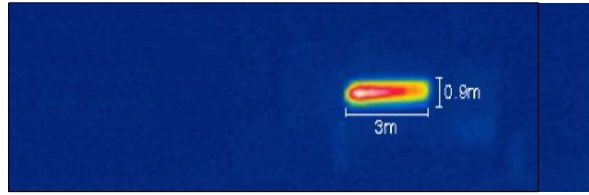


그림 5. 모의 적외선 열상 표적
Fig.5 Simulated Infrared Thermal Image Target

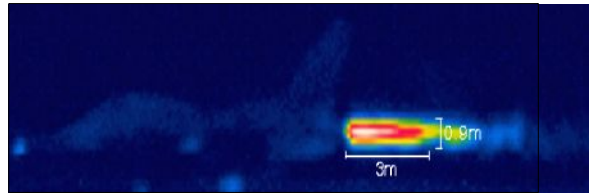


그림 6. 항공기의 적외선 열상
Fig.6 Real Infrared Thermal Image of Aircraft

이 장치는 성능시험 단계에서 비행시험 과정마다 탐색기의 요구에 맞도록 열상을 조절하여 사용하며, 각 표에 제시된 수치들은 각 열상의 부위별로 측정된 설정온도에 대한 오차의 결과를 나타내고 있다. 이 장치는 바람의 영향에 의하여 거의 영향을 받지 않으며 설계 허용풍속인 초속 10 m/sec 이내 풍속에서는 ±5°C 이내의 오차를 유지함을 확인하였다[6].

3. 탐색기 출력신호 검증

PSAM의 비행시험에 대하여 본 연구에서 개발한 열상 장치와 실물항공기에 의하여 발생하는 탐색기 출력신호 크기를 비교 검증한 결과는 <표 2>와 같다[6].

표 2. 열상신호에 의한 탐색기 측 수신강도
Table.2 Received Intensity for Seeker

| | | | | | | |
|-------|-----|-----|-----|-----|-----|------|
| 거리[m] | 100 | 200 | 300 | 400 | 500 | 1000 |
| 기준 | 217 | 194 | 175 | 147 | 135 | 90 |
| 계측 | 219 | 195 | 176 | 148 | 135 | 90 |

4. 탐색기의 반응시험

PSAM의 비행시험에 대하여 본 연구에서 개발한 열상 표적을 이용하여 취득한 유도탄 탐색기의 표적 추적신호를 분석한 결과 유도탄은 열상표적에서도 실물 항공기에서도 동일하게 반응함을 확인하였다. (그림 7)은 열상표적에 의하여 반응한 탐색기의 신호 중 하나인 MCPA (Main Channel Pre. Amp.)신호이다.

5. 표적적응유도 로직 반응 시험

유도탄의 표적적응 유도로직 반응을 검증하기

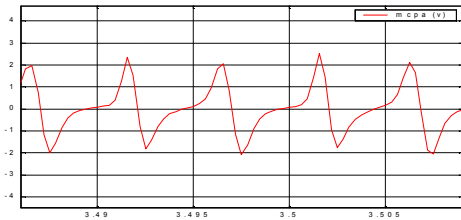


그림 7. 열상 표적에 반응한 탐색기 신호
Fig.7 Seeker Signal reacted by ITT

위하여 (그림 8) 과 같이 본 논문에서 개발된 표적을 사용하여 야외에서 성능평가시험을 하였다. 정확한 탄착 지점을 알 수 있도록 유도탄의 탄두를 제거하고 대신 비활성인 모의 탄두를 장착하여 무게등 물성치가 동일하도록 한 후 시험하였다. (그림 9)는 약 1.5[km]거리에서 사격하여 적외선열상표적에 반응하여 유도탄이 표적을 관통한 사진을 나타낸다.



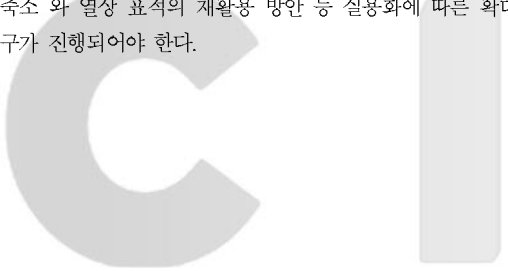
그림 8. 열상표적 야외설치 전경
Fig.8 Picture on Field Installation of ITT



그림 9. 적외선열상표적 후면 및 유도탄 관통사진
Fig.9 Backside Image of ITT after Evaluation Test

V. 결론

본 연구를 통하여, 적외선 탐색기를 사용하는 무기체계에 적용 가능한 항공기 적외선 열상 표적을 최초로 개발하였으며, 성능실행시험 과 성능평가시험 을 통하여 연구목표 대비 실제로 유도탄 비행시험용 지상 고정표적으로 사용함에 있어 허용오차 이내의 정확도 및 시험투자비용이 절감되는 결과를 도출 하였다. 이 장치는 10개의 제어 그룹으로 열상 제어가 가능하며 운전 조건에 따라 온도 및 형상을 단계별로 유연하게 제어 할 수 있음을 증명 하였다. 또한 실물 탐색기의 반응 시험에서 탐색기는 실물 항공기의 적외선 열상에서 반응한 것과 동일하게 반응함을 확인하였다. 개발된 열상 표적은 PSAM 무기체계는 물론 이와 유사한 무기체계에도 적용 가능하다. 향후 연구과제로는 실측치 허용오차의 축소 와 열상 표적의 재활용 방안 등 실용화에 따른 확대연구가 진행되어야 한다.



참고문헌

- [1] Wofe, W.L. and Zissis, G.J. "The Infrared Handbook." 2nd Ed., 1985.
- [2] Hudson, R.D., "Infrared System Engineering." Wiley-Interscience, 1969.
- [3] Gulick, J.F. "Overview of Missile Guidance." Ad A79-27141, 1978.
- [4] David E. Johnson and V. Jayakumar, "Operational Amplifier Circuit" Prentice-Hall, 1982.
- [5] NED MOHAN, "Power Electronics Converts, Applications, and Design, WILEY, 1989.
- [6] 김병문, "지상교정 적외선모의표적 개발", 기술보고서, 국방과학연구소 MADC-509-020964.

저자 소개



김 병 문

1986년 한양대학교 전자공학과
학사
1991년 한양대학교 전자공학과
석사
2003년 충북대학교 컴퓨터공학과
박사과정
1987년~1997년
한국원자력연구소 선임연구원
1997년~현재
국방과학연구소 선임연구원
<관심분야> 실시간제어, 임베디드
SW, 신호처리 및 제어, DBMS
e-mail : bmkim@exponet.co.kr



심 장 섭

1986년 한양대학교 전자공학과
학사
1991년 한양대학교 전자공학과
석사
2003년 충북대학교 컴퓨터공학과
박사과정수료
1991년~2001년
테이콤종합연구소 지능망개발팀장
2001년~2003년
(주)위즈정보기술 연구소장
2003년~현재
정보통신연구진흥원
정보화추진팀장
<관심분야> DBMS, 임베디드
SW, 통신 프로토콜
e-mail : hliit@chol.com



정 순 기

1982년 Dortmund대학 전산과,
Dipl.Inf.
1994년 Groningen대학 전산과,
Dr.
1985년~현재
충북대학교 컴퓨터공학과 교수
1994년 충북대학교 전자계산소장
1998년 한국과학재단
한독기초과학 협력위원회
정보분과위원장
2000년 충북대학교 도서관장
e-mail : soonkey@chungbuk.ac.kr