

유도탄 성능분석을 위한 실시간 병렬처리 시뮬레이터 연구

Study on Real-time Parallel Processing Simulator for Performance Analysis of Missiles

정 순 기*, 김 병 문

(Soon-Key Jung and Byeong-Moon Kim)

Abstract : In this paper, we describe the real-time parallel processing simulator developed for the use of performance analysis of rolling missiles. The real-time parallel processing simulator developed here consists of seeker emulator generating infrared image signal on aircraft, real-time computer, host computer, system unit, and actual equipments such as auto-pilot processor and seeker processor. Software is developed from mathematic models, 6 degree-of-freedom module, aerodynamic module which are resided in real-time computer, and graphic user interface program resided in host computer. The real-time computer consists of six TI C-40 processors connected in parallel. The seeker emulator is designed by using analog circuits coupled with mechanical equipments. The system unit provides interface function to match impedance between the components and processes very small electrical signals. Also real launch unit of missiles is interfaced to simulator through system unit. In order to apply the real-time parallel processing simulator to performance analysis equipment of rolling missiles it is essential to perform the performance verification test of simulator.

Keywords : PSAM(portable surface-to-air missile), TAG(target adaptive guidance), auto-pilot, infrared thermal image, 6DOF(6 degree-of-freedom), precession, area target

I. 서론

PSAM 체계개발을 위해서는 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 및 야외 비행시험 등 많은 시험을 수행해야 한다. PSAM은 동체를 매우 빠르게 회전시키는 기법을 사용하고 있으므로 시스템의 동적인 특성도 매우 빠르며 가변적이다. 따라서 기존의 FMS(Flight Motion Simulator) 설비로는 전 영역에 대한 HILS 수행이 불가능하다. 또한 표적으로는 항공기 표적의 적외선 형상 모사를 이용해야 되기 때문에 기존의 표적 발생 설비나 소프트웨어 방식의 표적 모델로는 사격 대상이 되는 표적의 모사가 불가능하다. 따라서 유도탄 탐색기의 성능분석 및 TAG 등의 모사가 가능한 유도탄 성능 분석용 실시간 병렬처리 시뮬레이터의 개발이 요구되고 있다. 공력과 유도탄 모델 등은 실시간 컴퓨터 소프트웨어로 구현하며, 모델링이 어려운 탐색기의 전자회로와 유도조종 장치 프로세서의 설계를 위하여 시뮬을 시뮬레이터에 직접 적용할 수 있는 PILS (Processor-In-the-Loop-Simulator) 형태의 새로운 시스템의 개발이 필요하다. 특히, 항공기 적외선 열상표적의 실시간 보장을 위하여 아날로그 방식의 표적 모사장치를 설계, 구현하였다. 야외에서 측정된 항공기의 적외선 데이터를 정밀히 분석하여 실제 유도탄 검출기에서 출력되는 전기적 신호와 동일한 형태의 전기적 신호가 표적 모사장치의 출력 단에서 발생되도록 하였다. 기존의 시뮬레이션 방법은 직렬 프로그램으로

구현된 간단한 모델을 사용함으로써 TAG 분석과 같은 유도탄의 정밀한 동특성 분석이 불가능하였다[1].

본 연구에서 개발된 실시간 병렬처리 시뮬레이터는 기존의 방법으로는 모사가 불가능한 빠른 회전유도탄의 동특성을 실시간으로 모사하며, 확장표적 모델을 사용하여 TAG의 모사 및 분석도 가능하다. 야외시험을 통한 시스템 튜닝과 검증시험을 마친 후 PSAM 체계개발 과정에서 TAG 설계 및 유도조종 알고리즘의 모사 및 검증에 사용하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 제 2장에서는 시뮬레이터를 구성하는 하드웨어 및 소프트웨어 요소에 대하여 기술한다. 유도탄의 체계성능을 분석하기 위해서는 유도탄을 구성하고 있는 각 장치들의 서브체계에 대한 모사가 가능해야 한다. 이러한 서브체계를 시뮬레이션하기 위해서는 실시간 연산이 가능한 수학적 모델의 구성이 필수적이다. 제 3장에서는 수학적 모델들로 유도탄 엔진 모델, 레이트 센서 모델, 구동장치 모델, 자이로 방정식 모델, 추적 오차각 모델, 위상차 신호 생성 모델 및 발사대 추적오차 모델에 대하여 기술한다. 제 4장에서는 적외선 감응 신호의 산출에 사용하는 검광기 모델과 표적 운동을 모사하는 표적 형상 모델에 대하여 기술한다. 제 5장에서는 표적 탐색기의 동적 특성의 검증과 시뮬레이터의 성능분석에 대하여 기술하고, 제 6장에서는 본 논문의 결론과 향후 연구과제에 대하여 기술한다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 9. 15., 채택확정 : 2004. 12. 1.

정순기 : 충북대학교 컴퓨터공학과(soonkey@chungbuk.ac.kr)

김병문 : 국방과학연구소 선임연구원(bmkim@exponet.co.kr)

※ 이 논문은 2004년도 충북대학교 학술연구지원사업의 연구비 지원에 의하여 연구되었습니다.

II. 시뮬레이터의 구성

1. 하드웨어 구조

실시간 병렬처리 시뮬레이터(그림 1)는 실시간 컴퓨터, 탐색기 모사장치, 시스템 장치, 호스트 컴퓨터 및 프로세서 장치로서 탐색기 전자회로와 유도조종 장치로 구성된다[1].

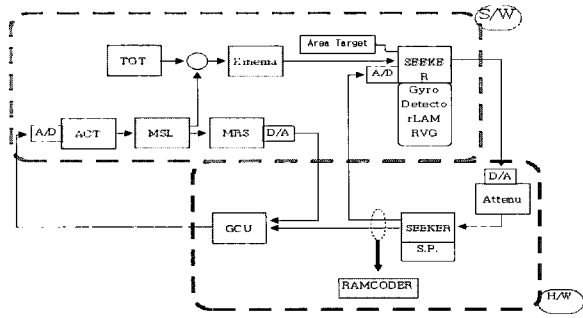


그림 1. 시뮬레이터 구성도.
Fig. 1. Simulator configuration.

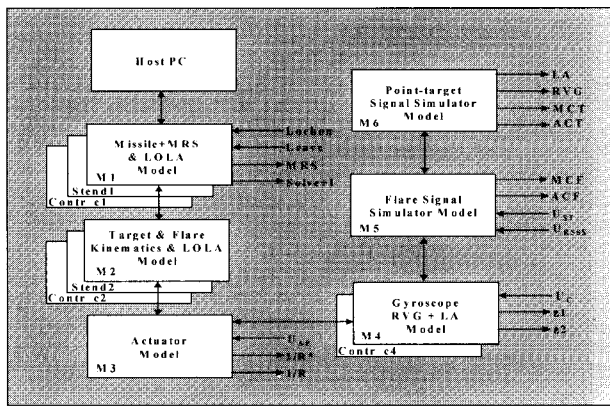


그림 2. 실시간 소프트웨어 구성도.
Fig. 2. Real-time software configuration.

표 1. 모듈별 프로세서의 처리주기.
Table 1. Processing period of each module.

모듈	처리주기	내장 소프트웨어 모듈
m1	1ms	레이트, 유도탄동력학, 자료처리
m2	1ms	표적모델, 유도탄 운동학
m3	100 μ s	구동장치 모델
m4	100 μ s	자이로, 탐색기 모델
m5	50 μ s	플레어 및 검광기 동력학
m6	25 μ s	확장표적 동력학

실시간 컴퓨터는 병렬로 연결된 6개의 C40 프로세서(TI 사 제품)로 구성되며, 실시간 처리를 위하여 각 프로세서에 할당된 소프트웨어 모듈의 처리주기는 표1과 같다. 확장 표적의 모사에 사용되는 아날로그 전자회로는 50[μ V] 비디오 레벨의 미세한 신호가 사용된다.

시스템 연계장비는 실시간 컴퓨터와 실물 프로세서 사이의 신호 전송을 위한 정합 및 위상조절 장치로 구성된다. 시뮬레이터는 동적 작동영역이 85dB 이상이 되는 고도의 정밀도를 요하는 디지털 회로와 아날로그 회로가 결합된 하이브리드(hybrid) 시스템이며, 유도탄에 사용되는 시뮬레이터 페루프 사이에 실물 프로세서가 사용되는 PILS 형태의 시뮬레이터이다.

2. 실시간 소프트웨어 구조

실시간 소프트웨어(그림 2)는 유도탄 모듈, 표적 모듈 및 공력 모듈 등 총 6개의 모듈들로 구성되며, 이들은 6개의 디지털 신호 처리기(Digital Signal Processor)로 구성된 실시간 컴퓨터에 내장된다. 각 모듈간의 데이터 전송에는 네트워크를 사용한다[1-6].

주 프로그램은 병렬화에 적합하도록 구분된 모듈로 6개의 프로세서가 타이머의 신호에 따라 프로세서간에 정보를 교환하면서 동시에 아날로그 회로와 실시간으로 정보를 교환하도록 설계되었다. 따라서 이러한 통신특성을 고려하여 전체 프로그램을 6개의 프로세서에 적절히 분배하여 실시간으로 동작되도록 하였다. 타이머에 의하여 통신 주기가 제어되며 아날로그 회로와 연동을 위하여 모듈 m5에서 자이로를 모사하는 전자회로와 모듈 m6에서 확장표적을 모사하는 하드웨어 장치와 연결할 수 있도록 설계되었다.

모듈별 실시간 수행을 위한 프로세서의 처리주기 산정은 동특성 모델로부터 샘플링 이론에 근거하여 도출하며, 각 모듈별로 주파수 대역에 따라 적분시간 및 프로세서간 통신 주기를 고려하여 실시간 수행을 위한 처리주기를 정하였다.

모듈 m1에서는 모드 별 관련된 데이터 파일을 로딩한다. 시뮬레이션 조건, 검광기 신호 파일, 공력 등 관련된 파일을 호스트 컴퓨터로부터 로딩한 후 병렬처리 프로세서 초기화를 수행한다. 이 모듈에서는 공력, 유도탄 동력학, 레이트 센서 동력학을 계산한다. 자료의 입/출력을 관리하며 주 컴퓨터인 PC와의 인터페이스를 한다. 즉 파일로부터 자료를 읽거나 파일로 저장하는 기능을 한다.

모듈 m2에서는 표적, 플레어 및 유도탄의 운동학을 계산한다. 즉 각각의 속도와 자세 정보는 물론 유도탄의 오일러 각도 계산한다. 모듈 m3에서는 구동장치 동력학을 계산한다. 이는 대역폭이 매우 넓어 상대적으로 계산주기도 작게 하여 거의 모든 기능을 구동장치에 할애하고 있다. 구동장치의 입력은 유도조종 알고리즘이 구현된 탑재 컴퓨터로부터 직접 제공받아 연산을 하게 된다.

모듈 m4에서는 자이로 동력학 즉 피치 및 요측 운동을 계산한다. 탐색기의 신호처리 프로세서와 연동되어 사용되므로, 탐색기 출력을 생성해야 하는데 이 모듈에서 처리한다. 자이로 두 축의 각도와 유도탄 오일러 각을 이용하여 탐색기 시각 정보를 산출하여 탐색기 신호 처리부로 전송한다. 한편, 자이로 두 축의 정보를 이용하여 탐색기 추적 오차를 산출하게 되는데 이는 확장표적모사장치의 입력으로 사용되어 표적의 위치를 결정하게 된다.

모듈 m5에서는 플레어의 정보를 산출한다. 플레어의 오차 정보는 모듈 m2에서 산출하며, 여기서는 회전하는 자이로 좌표계에서 검광기 감응신호에 해당하는 펄스의 크기와 위상신호를 산출한다. 신호는 검광기 주 채널 및 보조 채널 신호를 각각 산출하게 된다. 그리고 자이로의 X축 회전 동력학을 계산하게 되고, 실제 회전모터를 제어하게 된다. 따라서 자이로의 위상 정보가 이 모듈에서 산출된다.

III. 수학적 모델의 실시간 구현

1. 모델링 개요

시뮬레이터를 이용하여 유도탄 체계의 성능을 분석, 평가하기 위해서는 각 유도탄 구성요소의 모든 서브체계와 유도탄 사격의 대상이 되는 표적 운동이 모사되어야 한다. 서브체계의 시뮬레이션에는 실시간 연산이 가능한 수학적 모델링 방법을 사용하였다. 시뮬레이터에서 구현한 서브체계의 수학적 모델로는 공력을 포함한 유도탄 모델, 탑재 센서인 레이트 자이로 모델, 그리고 유도, 조종수단인 구동장치 모델 등을 들 수 있으며, 사격대상 모델로는 표적의 화염 및 운동 모델, 그리고 신호 교란 장치인 플레이어(player)의 연소와 운동 모델을 들 수 있다. 또한 탐색기 구성요소 중에서 신호처리 분야를 제외한 자이로 방정식, 시각 검출기 및 적외선 검출기 등도 수학적 모델링 방법을 사용하여 설계하였다. 각 서브시스템의 수학적 모델을 구현하여 실시간 컴퓨터에 내장, 운영하였다.

시험에서 사용한 좌표계 중에서 지구 고정 좌표계는 가정에 의한 관성 좌표계로 X, Y축의 원점으로는 발사관내의 유도탄 무게중심점을 원점으로 정하고, 임의의 방향을 X_E 축으로 정하고, 지면에 연직(수직)한 하위 방향은 Y_E 축으로, 그리고 제 3의 방향을 오른손 법칙에 의하여 Z_E 축으로 정하였다. 유도탄의 좌표계는 발사관내의 유도탄 무게의 중심을 원점으로 정하고, 유도탄의 운항방향을 X_B 축으로 정하고, 유도조종 조종날개의 방향을 Y_Z 축으로 정하였다. 그리고 제 3의 방향을 오른손 법칙에 의하여 Z_B 축을 결정한다. 이때 유도조종 날개는 조종신호가 양(+)일 때 Y_Z 축에 양(+) 방향의 가속도가 유발된다. 그 외에도 발사대 좌표계, 표적 좌표계 및 자이로 좌표계 등이 사용된다[1,2].

2. 유도탄 엔진모델

유도탄 운동 모델로는 추진력, 공력 및 중력을 외력으로 하는 6자유도(6 Degree-Of-Freedom) 운동모델을 사용하였으며, 엔진모델에 사용한 운동 방정식은 다음 (1), (2)와 같다.

병진 운동 방정식:

$$\frac{\vec{F}}{m} = \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \tag{1}$$

회전운동 방정식:

$$\vec{\Sigma M} = J \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times J \vec{\omega} \tag{2}$$

위의 식에서 사용된 파라미터와 함수를 설명하면 다음과 같다.

- m : 유도탄 질량
- $\vec{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$: 유도탄에 작용하는 외력
- $\vec{V} = [V_x \ V_y \ V_z]^T$: 유도탄의 속도
- $\vec{M} = [M_x \ M_y \ M_z]^T$: 유도탄의 회전 모멘트
- $\vec{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$: 유도탄의 각속도
- $J = \text{diag.}[J_x \ J_y \ J_z]$: 관성 모멘트

유도탄에 작용하는 공기력의 크기인 축력계수, 수직력 계수와 공기력에 의한 모멘트로 양력에 의한 모멘트 및 피칭 모멘트 계수는 공력시험을 통하여 획득한 데이터를 실시간 컴퓨터에 내장된 공력계수 산출 프로그램에 입력하여 실시간으로 처리, 산출할 수 있다[3].

유도탄의 자세는 다음과 같은 운동학(kinematic) 방정식으로부터 구할 수 있다.

$$\vec{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_X(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + C_X(\phi)C_Y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

여기서 $\vec{\omega}$ 는 유도탄의 각속도 벡터이다. ϕ 는 heading angle(유도탄의 기수각도), θ 는 attitude angle(유도탄의 자세(각도)) 및 ψ 는 bank angle(유도탄의 좌우 기울기, 황경사도)을 의미하며, 그리고 $C_X(\phi)$, $C_Y(\theta)$ 는 동체의 회전에 따른 좌표변환 행렬을 나타낸다.

위의 방정식을 역으로 표시하면 다음 (3), (4) 및 (5)와 같다. 식들로부터 고정 좌표계를 기준으로 동체의 실제 각 $\omega_o \equiv \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma$ 을 계산할 수 있다.

$$\gamma = \omega_x + \omega_o \tan \phi \tag{3}$$

$$\theta = \omega_o / \cos \psi \tag{4}$$

$$\dot{\psi} = \omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma \tag{5}$$

식에서,

$$\omega_o \equiv \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma$$

3. 레이트 센서 모델

실시간 컴퓨터에 내장된 레이트 센서의 수학적 모델은 다음 (6), (7)으로 표현할 수 있다[8]. 레이트 센서의 출력은 D/A 변환기를 통해 컴퓨터로 전송되며, 유도조종 알고리즘의 입력 신호로 사용된다.

$$\ddot{\alpha} = \frac{1}{B} (C - A)p(q - \alpha) - Br - (D \dot{\alpha} + q_{MRS}) \tag{6}$$

$$q_{MRS} = K_s \dot{\alpha} \tag{7}$$

여기서 A, B, C, D는 상수로 주어지는 레이트 센서의 파라미터, α 는 레이트센서 회전자(rotor)의 경사(tilt)각도, K_s 는 스케일 상수 p, q, r은 유도탄의 각속도, q_{MRS} 는 레이트 센서의 출력을 나타낸다.

4. 구동장치 모델

한 쌍으로 구성된 전기식 구동장치의 수학적 모델은 실시간 컴퓨터에 내장되며, 입력 신호는 유도조종 컴퓨터의 출력으로부터 A/D 변환기를 통해 제공된다. 그림 3은 블록 다이어그램으로 표현한 구동장치 모델을 나타낸다. 구동장치에 의해서 계산되는 변수들은 (8)부터 (14)까지로 나타낸다. 구동장치의 대역이 수백Hz로 실시간 컴퓨터 내에서 빠른 동력학 특성 모사를 위하여 100 μ s 주기마다 응답을 한

다. 다음 표 2는 구동장치 모델에서 사용하는 변수들을 나타낸다[9].

$$e = \delta_c - y \tag{8}$$

$$\dot{x}_c = -T_1 x_c + K'(T_2 - T_1) \tag{9}$$

$$v = V_s \cdot \text{sign}(x_c + K'e) \tag{10}$$

$$\Delta v = v - K_F \omega_M \tag{11}$$

$$\dot{i}_M = -\frac{R_M}{L_M} i_M + \frac{1}{L_M} \Delta v \tag{12}$$

$$\dot{\omega}_M = -\frac{B}{J} \omega_M + \frac{K_T}{J} i_M - \frac{H}{JN} \tag{13}$$

$$y = \begin{cases} del - \frac{b_s}{2} & \text{if } del \geq y + \frac{b_s}{2} & \omega_M > 0 \\ del + \frac{b_s}{2} & \text{if } del \geq y - \frac{b_s}{2} & \omega_M < 0 \\ del & \text{otherwise} \end{cases} \tag{14}$$

여기서, $del = \frac{\theta_M 180}{NI}$, b_s 는 백래시를 나타낸다.

5. 자이로 방정식 모델

탐색기 신호 처리부의 출력인 세차 운동(precession)신호를 A/D 변환기를 통해 입력 신호로 사용하는 자이로 운동 모델은 입력 신호를 다음 (15), (16), (17)에 의하여 100μs 단위로 실시간 처리한다.

$$\dot{\omega}_{xg} = -\omega_T \text{sign}(\omega_{xg}) + k_x U_{cco} \tag{15}$$

$$\dot{\omega}_{yg} = (1 - f_g) \omega_{xg} \omega_{zg} - k_{dg} \omega_{yg} \tag{16}$$

$$\dot{\omega}_{zg} = -(1 - f_g) \omega_{xg} \omega_{yg} - k_{dg} \omega_{zg} - f_g \omega_{xg(0)} U_k \tag{17}$$

위 식에서,

$\omega_{xg}, \omega_{yg}, \omega_{zg}$: 탐색기 x, y, z축의 자이로 각속도

$\omega_{xg(0)}$: x축 회전자의 기준 각속도

ω_T : 마찰 상수

U_{cco} : 탐색기 회로에 의한 회전안정화 제어신호

k_x : 크기조정 상수

k_{dg} : 댐핑계수(damping coefficient)

f_g : 관성 모멘트의 비율

U_k : 세차운동 신호

확장 표적인 경우 위 식에서 회전축 X를 이용하여 회전 모터의 속도를 제어한다. 이때 회전축 X의 동력학은 A/D 변환기를 통하여 제공되는 모터의 위상을 이용하여 계산한다.

6. 추적 오차각 모델

추적 오차각은 표적 위치를 탐색기 좌표계에 표현함으로써 산출할 수 있으며, 다음 (18)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_{LOS} - u \\ -\phi_{LOS} + v \end{bmatrix} \tag{18}$$

여기서, u, v 는 자이로 회전축 y, z축에 대한 오일러 각, 시선각 ϵ_y, ϵ_z 는 자이로축과 시선(line of sight) 사이의 오차각을 나타낸다.

7. 시각 검출기 모델

시각 검출기 모델은 자이로 축과 유도탄 축 간의 사이각을 측정하는 센서 모델로서 가상의 자이로 축과 유도탄 축 간의 사이각을 이용하며, 편요각(yaw)과 경사면(pitch)의 시각(look angle)은 실시간 구현을 위해 발사대 좌표계를 기준으로 유도한 다음 (19)와 같은 근사 값으로 계산한다.

$$\vec{l}_{pel}^G = \begin{bmatrix} -(\theta - u) \cos \gamma_g + (\psi - v) \sin \gamma_g \\ (\theta - u) \sin \gamma_g + (\psi - v) \cos \gamma_g \end{bmatrix} \tag{19}$$

여기서, γ_g, u, v 는 자이로 오일러각 이며 θ, ψ 는 유도탄의 y, z축에 대한 오일러 각이다.

8. 위상차 신호생성 모델

탐색기와 유도탄 사이의 위상차 신호 l_{com} , (20)은 탐색기 출력을 유도탄 에 고정된 두 축의 성분으로 분해하는데 사용된다. 따라서 90도의 위상차를 갖는 두 축의 성분을 필요로 한다. 그러나 시험에서는 한 축의 성분만 생성하고, 다른 축의 90도의 위상을 갖는 신호는 하드웨어 회로로 구현하여 탐색기로 전송한다.

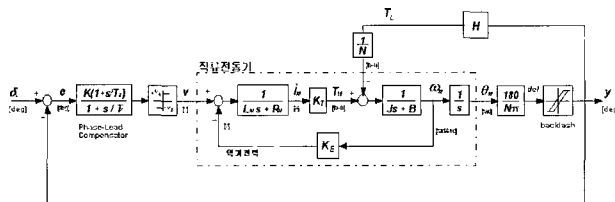


그림 3. 구동장치의 블록 다이어그램.

Fig. 3. Block diagram of actuator.

표 2. 구동장치 모델에서 사용하는 변수.

Table2. Variables used in actuator model.

변수	설명	변수	설명
δ_c	구동명령[deg]	e	오차 [deg]
y	구동출력[deg]	B	점성마찰계수 [lb-in/ rad/sec]
V_s	공급전압[Volt]	H	공력부하계수 [lb-in/deg]
i_M	모터전류[A]	J	구동기관성 [lb-in-sec ²]
ω_M	모터각속도 [rad/sec]	K_E	역기전력상수 [V/rad/sec]
θ_M	모터각변위[rad]	K_T	모터토크상수[lb-in/A]
T_L	부하토크 [lb-in]	L_M	모터인덕턴스 [mH]
T_M	모터토크 [lb-in]	N	기어비
v	모터전압 [Volt]	R_M	모터저항[Ω]

$$l_{con} = \sin(\gamma_g - \gamma + \lambda_{gon}) \quad (20)$$

위 식에서 γ_g , γ 는 각각 자이로 및 유도탄의 종축의 회전 각속도이며, λ_{gon} 은 위상 조절에 사용 되는 파라미터이다.

9. 발사대 추적오차 모델

유도탄의 발사단계에서 사수가 표적추적 시 발사대가 흔들리는 현상을 모델링하기 위하여 다음 (21)과 같이 백색잡음(white noise)을 (22)의 2차 저역필터를 통과한 값으로 사용하였다. 발사과정에서 표적지정 전에는 사수에 의해서 표적을 추적하게 되며, 표적 지정 후에는 사수에 의해 입력된 선도 각(α_0)을 사용한다.

$$U = \begin{cases} k U_\xi, & t < t_{LockOn} \\ \alpha_0, & t \geq t_{LockOn} \end{cases} \quad (21)$$

$$W_{op}(s) = \frac{1}{T^2 s^2 + 2 \zeta T s + 1} \quad (22)$$

$$\alpha = W_{op}(s) U \quad (23)$$

여기서, t_{LockOn} 은 유도탄이 추적된 시점, U_ξ 는 백색잡음, k 스케일 상수, α 는 발사대에서 사수에 의한 추적오차를 나타낸다.

IV. 검광기 및 확장표적 구현

1. 검광기의 모델링

적외선 감응 신호의 포착과정을 모델링하기 위한 전제 조건으로는 적외선 열원이 검광기에 감응된 신호를 매우 정확하고도 정교하게 산출할 수 있어야 한다. 실제 탐색기는 교란신호로부터 표적신호를 추출하기 위하여 주 채널과 보조채널을 이용하는 두 종류의 주파수 영역을 갖는 적외선 검광기를 사용하고 있다. 따라서 두 개의 검광기에 감응된 표적과 플레어 신호를 실제와 동일하게 탐색기에 제공할 수 있어야 한다.

다른 방법으로는, 표적의 적외선 열원과 검광기의 각 셀에 매 순간 가중치를 부여하는 컨벌루션(convolution)방법을 이용하여 검광기에 감응된 신호를 산출할 수 있으나, 이를 실시간으로 구현할 수 없다는 단점이 있다. 따라서 이러한 문제를 해결하기 위하여 검광기의 각 위치에 표적이 존재할 경우 광량의 분포를 실측한 자료를 기반으로 하여 검광기를 3차원으로 모델링하는 방법을 사용한다.

2. 검광기 모델

검광기는 표적 대상인 항공기의 적외선 열상을 검출하는 장치로서 자이로 좌표계에 표현된 표적 추적오차를 $[y_z \ z_g]^T$ 라고 하면, 검광기 행렬에서의 표적위치는 다음 (24)와 같이 나타낼 수 있다. 표적과 두 개의 플레어가 동시에 작동되어도 검광기 모델의 모사가 가능하다.

$$\begin{bmatrix} X_m \\ Y_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_y \cos(\gamma_g + \Delta\gamma) + \epsilon_z \sin(\gamma_g + \Delta\gamma) \\ \epsilon_y \sin(\gamma_g + \Delta\gamma) - \epsilon_z \cos(\gamma_g + \Delta\gamma) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{a}{2} \\ \frac{b}{2} \end{bmatrix} \quad (24)$$

위 식에서 u , v 는 자이로의 θ , ϕ 는 유도탄의 오일러각이다. a 와 b 는 검광기의 사각 영역(dead band)을 나타내며, $\Delta\gamma$ 는 주 채널과 보조채널의 사이 각도를 나타낸다. 이때 검광기에서 수신할 수 있는 적외선 표적의 광량은 다음 (25), (26)을 이용하여 산출할 수 있다.

E_{OK}, E_{BK} 는 야외시험으로부터 획득한 데이터를 조사(look-up) 테이블로 만들어 실시간 컴퓨터에 내장시킨다.

$$U_{OK} = \frac{1}{R^2} \sum_{n=0}^2 \rho_n E_{OK}(i, \hat{j}) \quad (25)$$

$$U_{BK} = \frac{1}{R^2} \sum_{n=0}^2 \rho_n E_{BK}(j, \hat{i}) \quad (26)$$

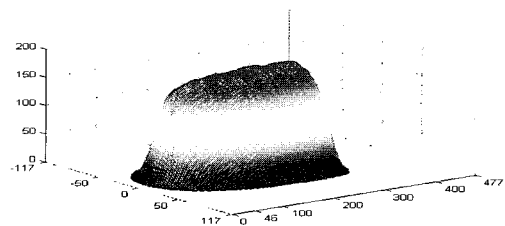


그림 4. 주 검광기의 적외선 분포도.
Fig. 4. IR intensity distribution for main detector.

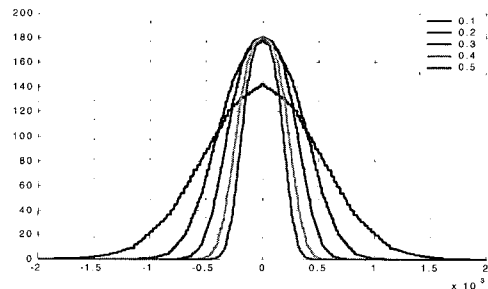


그림 5. 추적 오차 각에 대한 검광기 출력신호.
Fig. 5. Output signal on tracking error angle.

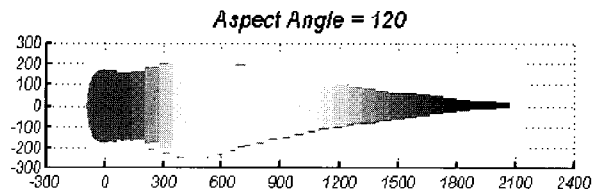


그림 6. 확장 표적의 형상.
Fig. 6. Image of area target.

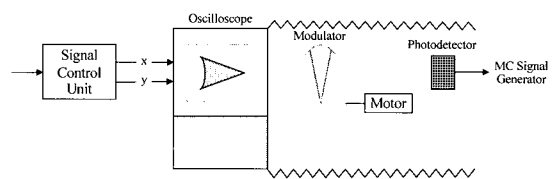


그림 7. 확장 표적 모사장치의 구성.
Fig. 7. Configuration for area target emulator.

위식에서 ρ_n 는 표적 및 플레어 연소시험으로부터 산출한 계수이며, ρ_0 는 표적 및 ρ_1, ρ_2 플레어의 적외선 신호의 강도이다. E_{CK} 및 E_{BK} 는 각각 주 채널과 보조채널에 대한 검광기 데이터로서 (24)에 의하여 지정된 좌표 값에 따라 지정된 위치에서의 검광기의 출력 값을 나타낸다. 검광기의 수행시간은 표적의 경우는 $25\mu s$ 플레어의 경우는 $50\mu s$ 마다 실시간으로 주 채널 및 보조채널의 적외선 감응신호를 산출한다. 이들 신호로부터 탐색기의 표적 추적 오차 각에 대한 주 채널의 적외선 신호는 다음 그림 (4), (5)와 같이 표현되며, 이러한 신호가 탐색기 신호처리부의 입력으로 사용된다.

3. 확장 표적의 형상모델

표적운동을 등속운동으로 가정하여 병진운동만을 고려한다. 확장 표적을 모사하는 표적 화염의 형상은 그림 (6)과 같으며, 이는 실제 적외선 측정 자료를 근거로 모델링하였다. 유도탄과의 조우 시나리오에 따라 6개의 표적 형상 모델 중에서 1개를 선택할 수 있도록 하였으며, 선택된 표적 형상을 항공기 적외선 열상의 강도 분포와 동일한 강도의 형상으로 오실로스코프 상에 디스플레이 되도록 하였다.

4. 확장 표적의 모사장치

본 연구에서 개발한 확장 표적의 모사장치는 항공기의 적외선 열상을 모사하기 위하여 실제의 적외선 열상 대신에 오실로스코프 CRT상에 항공기의 적외선 열상에 해당하는 이미지를 생성하고 실제 적외선 검광기 대신에 광 검출기(photo detector)를 사용하며, 자이로 운동은 수학적 모델로 실시간 컴퓨터에서 구현하였다. 그림 7는 확장 표적 모사장치의 구조를 나타낸다. 그림7에서 모터에 의하여 회전하는 슬롯(slot)은 탐색기의 검광기 형상을 모사한 것이며, 광 검출기는 검광기의 기능을 대신한다. 실시간 컴퓨터로부터 전송되는 거리 및 신호 강도 정보를 수신하는 신호제어장치 (Signal Control Unit)는 표적 형상을 오실로스코프 화면에 디스플레이 시킨다. 자이로의 회전운동과 동기되어 회전하는 원판에 검광기를 모사한 슬롯(slot)을 통하여 전송되는 광선은 광 검출기로부터 표적 열상에 해당하는 전기적 신호가 출력된다. 이러한 전기적 신호는 거리에 함수가 되는 특성을 갖는 감쇄기를 통하여 탐색기의 전자회로로 전송된다. 또한 광 검출기로부터 출력된 신호는 야외에서 실제 계측한 검광기의 출력 신호와 동일하도록 GUI 메뉴에서 튜닝하여 사용한다.

V. 검증시험 및 시뮬레이션 결과

1. 검증시험

1.1 유도탄 탐색기의 동특성 검증

본 연구에서 개발된 시뮬레이터를 이용하여 탐색기의 동특성을 나타내는 나비곡선(butterfly curve)을 산출할 수 있다. 나비곡선은 오차 각에 따른 세차신호의 크기로 나타낸다. 이를 이용하여 탐색기의 응답특성은 물론 탐색기의 주 채널과 보조 채널간의 결합 정도 등을 분석할 수 있다. 다음 그림 (8)은 탐색기 전자회로의 파라미터를 조정하여 시뮬레이터에서 계측한 탐색기의 동특성(나비) 곡선을 나타내며, 본

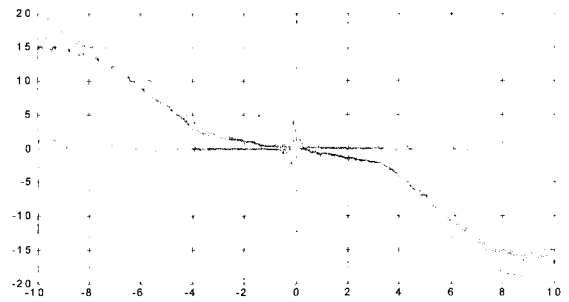


그림 8. 탐색기의 동특성 곡선.
Fig. 8. Dynamic curve for seeker.

연구의 특수성을 감안하여 그래프상의 눈금은 크기를 조정 (scaling)하여 표시하였다.

1.2 탐색기의 반응시험

본 연구에서 개발한 모의 열상표적을 사용하여 유도 탄 탐색기의 표적 추적신호를 분석한 결과 유도탄은 모의 열상표적에 대해서도 실제 항공기의 열상표적에서와 같은 반응을 나타내는 것으로 확인되었다.

그림 9는 모의 열상표적에 대하여 반응하는 탐색기 신호들 중의 하나인 MCPA(Main Channel Pre. Amp.) 신호의 곡선을 나타낸다.

2. 시뮬레이션 결과

2.1 유도성능 분석

본 연구에서 개발된 시뮬레이터를 이용하여 유도탄의 표적 대상인 전투기에 대한 유도 오차를 계산할 수 있다. 비행 시험전과 후에 PSAM의 성능 및 유도 오차를 예측, 분석하기 위하여 시뮬레이션을 수행한다. 다음 그림 10와 11은 비행시험을 통해 PSAM의 비행 궤적을 계측한 결과를 나타낸다. 시뮬레이터의 성능은 야외 시험을 통하여 검증되었으므로, 야외 시험과 유사한 실내 시험이나 비행시험이 불가능한 시나리오에 대해서도 반복적인 시뮬레이션을 통하여 PSAM의 유도성능을 분석할 수 있다.

2.2 표적강도별 TAG 강도 분석

항공기를 대상으로 하는 표적강도를 점진적으로 변화시키면서 표적강도별 유도오차 및 TAG 효과를 분석한다.

항공기의 열상표적은 대기상태에 따라 그 강도가 다르기 때문에 광 검출기에 의해 포착되는 열상표적의 강도도 변하게 된다. 열상표적의 강도변화에 따라서 TAG 효과와 오차의 특성을 분석하여 그 결과를 시뮬레이터 설계에 반영

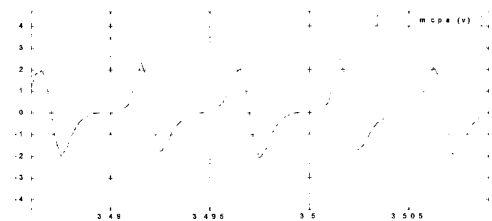


그림 9. 모의표적에 대한 탐색기의 반응 신호.
Fig. 9. Seeker response on simulation target.

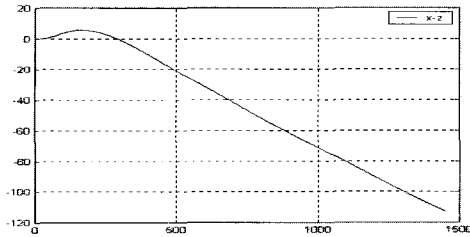


그림 10. 유도탄의 X-Y 궤적.
Fig. 10. x-y trajectory of missile.

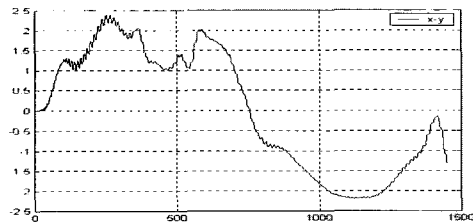


그림 11. 유도탄의 X-Z 궤적.
Fig. 11. x-z trajectory of missile.

한다. 테스트 시나리오에 따라 표적의 강도범위를 항공기 엔진의 전추진력(full power)을 기준으로 설정하여 작동범위 내에서 강도를 변화시키면서 표적열상의 감응 특성을 분석하였다. 유도탄에 적용한 TAG 신호의 이득(gain) 설정 값 검증은 표적강도의 변화에 따른 TAG 신호의 크기를 비교하여 분석하였다. 그림 12는 시뮬레이터에 연결된 탐색기 프로세서에서 계측된 TAG 작동신호를 나타낸다.

2.3 유도탄의 TAG 효과 검증

탐색기가 장착된 유도탄의 종말 유도단계에서는 유도탄과 표적(목표물)을 잇는 공간상에서의 평행선을 유지시켜 충돌경로로 비행하는 목표물을 명중시키는 유도 기법을 사용한다. 즉, 유도탄과 표적을 잇는 시선 각속도를 최소화시킬 수 있는 유도 명령문을 실행하며, 명령문의 입력 데이터인 시선 각속도는 탐색기로부터 제공된다(그림 13).

적외선 탐색기를 사용할 경우 표적의 열원인 표적 화염의 감지 및 추적을 통하여 표적 정보를 계산한다. 그러나 이러한 표적 정보는 표적 동체 정보와 다소 다르기 때문에 탄두의 유효반경이 작은 소형 유도탄인 경우 표적의 동체를 요격함으로써 큰 효과를 얻을 수 있다. 표적의 동체를

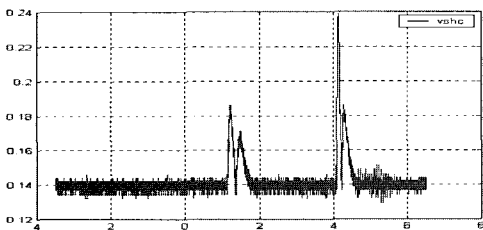


그림 12. 시뮬레이션에 의한 TAG 신호.
Fig. 12. TAG signal by simulation.

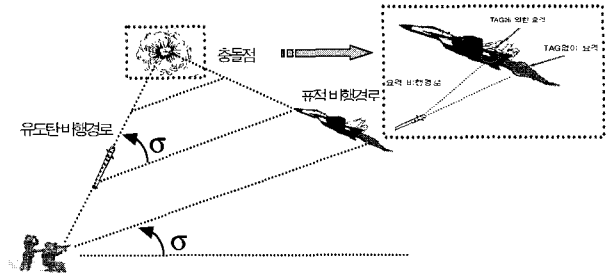


그림 13. TAG 기법의 개념.
Fig. 13. Concept of TAG method.

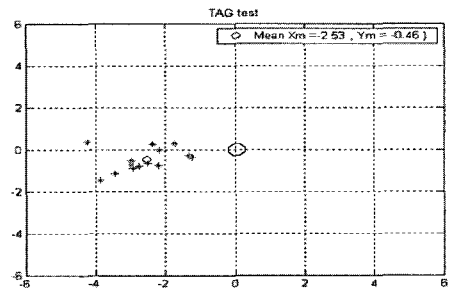


그림 14. TAG 효과분석.
Fig. 14. TAG effective analysis.

표 3. 시뮬레이션 및 야외시험 결과 비교.

Table3. Compare between simulation and field test result.

시험	구분	TAG 효과[%]
1차	사전 시뮬레이션	79
	야외 비행시험	100
2차	사전 시뮬레이션	92
	야외 비행시험	100

요격 하기 위해서는 별도의 TAG 기법이 필요하다.

그림14는 시뮬레이터를 이용하여 진입하는 항공기를 표적대상으로 하여 몬테칼로(Monte Carlo) 시뮬레이션을 수행한 것으로 항공기의 배기가스 고온부위를 표적으로 사용하는 유도탄에서 동체가 좌표의 원점 좌측에 있고 표적의 위치가 영점에 있을 때 TAG 로직에 의하여 종말 유도단계에서 유도탄이 항공기 동체 방향으로 이동하는 거리를 나타낸다. 야외 TAG 시험을 위하여 방사되는 적외선의 형상과 적외선 방사양이 실제 항공기와 동일한 모의 열상표적을 제작, 사용하였다[10]. 표 3은 모의 열상표적을 대상으로 수행한 유도탄의 비행시험 결과 중에서 일부를 나타내며, TAG 신호에 의하여 유도탄이 이동한 결과를 사전 시뮬레이션과 실제 야외에서의 비행시험 데이터를 비교한 것이다.

VI. 결론

본 연구에서 개발된 실시간 병렬처리 시뮬레이터는PILS 구조를 갖는 PSAM 전용 시뮬레이터이다. 표적 모델로는 실제 항공기의 적외선 열상 모형을 이용하였으며, PSAM의 체계개발에 필요한 모든 파라미터들의 실시간 시뮬레이션

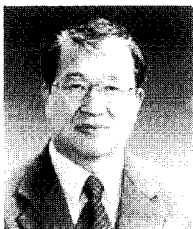
이 가능하다. 특히, 확장 표적과 관련하여 TAG에 대한 시뮬레이션 및 성능분석이 가능하다. 공력을 비롯한 모든 구성 요소에 대한 수학적 모델은 6개의 모듈로 분류하여 구현하였으며, 이들을 병렬 프로세서에 탑재하여 실시간 처리가 가능하도록 하였다. 본 연구의 목적은 회전유도탄의 성능분석을 위하여 PILS 형태의 실시간 시뮬레이터를 개발하는데 있으며 개발완성 후 결과분석을 통하여 유도탄 체계 개발 과정에서 사용하였다.

본 시뮬레이터는 기존의 방식에서는 불가능한 동적영역의 시뮬레이션이 가능하며, 특히 PSAM 유도탄의 TAG 효과를 검증할 수 있는 유일한 장비이다. 본 연구에서 개발된 실시간 병렬처리 시뮬레이터의 성능은 야외 비행시험을 통하여 검증되었으며, 추후 PSAM의 성능개량이나 추가적인 기능 확장에 유용하게 사용될 수 있으며, 개발과정에서 습득한 실시간 시뮬레이터 설계에 대한 요소기술 및 적외선 열상표적은 향후 유사한 무기체계의 개발에도 적용 가능한 것으로 판단된다.

본 연구에서는 확장표적의 모델을 구현 시 실시간 처리를 위하여 오실로스코프를 사용하여 아날로그 방식으로 처리하였으나 향후 연구과제에서는 소프트웨어만으로 확장표적의 모델을 처리할 수 있는 실시간 병렬처리에 대한 연구가 필요하다.

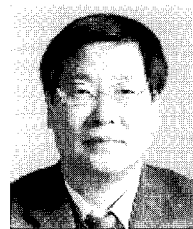
참고문헌

- [1] 김병문 외, "PSAM 성능분석 시뮬레이터 개발(1)", 국방과학연구소, MADC-516-000033, January, 2000.
- [2] 김병문, "PSAM 성능분석 시뮬레이터 개발(2)", 국방과학연구소, MADC-516-030401, April 2003.
- [3] KBM, "The program progress report on development of technical psam system", *Technical description of the hardware-in-the-loop simulation system*, August 1999.
- [4] MATRA DEFFENCE, *hardware-in-the-loop simulation tests-part 1*, 1995.
- [5] TRANSTECH, PC TIM-40 Motherboard User Manual, Transtech Parallel System Ltd, 1998.
- [6] TRANSTECH, PC TDM-411 EDRAM TIM-40 Manual, Transtech Parallel System Ltd, 1998.
- [7] 윤성준 외, "PSAM 공력특성 분석", 국방과학연구소, MSDC-416-971393, November, 1997.
- [8] 권기복, MRS, 국방과학연구소, February, 1999.
- [9] 은성수, "PSAM 구동장치 체계 개발", 국방과학연구소, MADC-416-010764, August 2001.
- [10] 김병문, "PSAM 지상고정 적외선 모의표적 개발", 국방과학연구소, MADC-509-020964, November, 2002.



정 순 기

1982년 Dortmund대학 전산과, Dipl.Inf.
1994년 Groningen대학 전산과 Dr. 1985년~현재 충북대학교 컴퓨터공학과 교수. 1994년 충북대학교 전자계산소장. 1998년 한국과학재단, 한독기초과학 협력위원회, 정보분과 위원장. 2000년 충북대학교 도서관장. 관심분야는 실시간, 시스템, SW, DBMS.



김 병 문

1986년 한양대 전자공학과 졸업. 동대학원석사(1991). 충북대 컴퓨터공학과 박사과정(2003). 1987년~1997 한국원자력연구소. 1997년~현재 국방과학연구소, 관심분야는 실시간시스템, SW, DBMS, 신호처리.