

# 경어뢰 운용전술연구지원을 위한 구성시뮬레이션 및 모의실험

이심용<sup>\*,1)</sup> · 고승렬<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 국방과학연구소 제6기술연구본부

## Constructive Simulation and Experimentation for Supporting Light Weight Torpedo Operational Tactics Study

Sim Yong Lee<sup>\*,1)</sup> · Seung Ryeol Go<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> The 6th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 5 April 2016 / Revised 16 August 2016 / Accepted 18 November 2016)

### ABSTRACT

Technical approach on the modeling, simulation and experimentation methods, which are applied for developing a constructive simulation and engagement experimentation software for supporting light weight torpedo operational tactics study, is introduced. Conceptual modeling for the weapon engagement and simulation entities, mathematical models for the simulation elements, approach for the design of experimentations are described, and screen shots of the software are also presented as some example results of experimentation and analysis. It is found that the simulation and experimentation results are useful to support and fulfill the mission needs and requests. As a consequence, the technical approach is rated to be appropriate to accomplish the dedicated purpose of the simulation and experiments.

Key Words : Light Weight Torpedo(경어뢰), Modeling and Simulation(모델링과 시뮬레이션), Engagement Experimentation(교전실험)

### 1. 서론

구성시뮬레이션(constructive simulation)을 이용한 전투실험은 동일한 조건 하에서의 전투를 반복적으로 재 생성할 수 있으므로 체계적인 실험변수의 변화에 따른 영향 분석을 제공한다<sup>[5]</sup>. 본 논문에서의 경어뢰 교전

실험의 목적은 교전상황 및 작전술 구현의 조건과 제약사항 등의 전술변수에 대해 과학적이고 체계적인 분석 정보와 자료를 제공하는 것이다. 이것은 실사격 시험의 시간 및 비용적 한계를 보완함으로써 무기체계 운용전술 개발 및 개선을 효율적으로 지원하는 전투실험 방법이 될 수 있다.

국내 개발되어 양산배치가 시작된 이후부터 경어뢰 청상어 운용부대는 이의 운용 및 작전술 개발을 위해 다양한 기술적 분석을 지속적으로 요청해왔고, 이러한

\* Corresponding author, E-mail: resylee@add.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

분석문제를 해결하기 위해 구성시물레이션 기반의 모의실험도구가 개발되어 활용되었다. 시물레이션 활용 목적은 임의의 교전상황에서 경어뢰 탐지 및 공격 성공을 예측하고, 실험조건 및 불확실성에 대한 탐지 및 공격성공률을 반복시물레이션을 통해 추정함으로써 효율적 교전 방안에 대한 판단 자료를 제공하는 것이다. 본 논문은 모의실험도구 개발에 적용된 모델링과 시물레이션 및 실험 기법을 소개한다.

## 2. 모의실험 및 시물레이션 개념

### 2.1 모의실험 및 시물레이션 활용 개요

경어뢰 운용전술개발을 위한 분석 소요로서 다음과 같은 것들이 요청되었다.

- 직주모드에서의 경어뢰 발사전술
- 비직주모드에서의 경어뢰 투하전술
- MAD(magnetic anomaly detection) 활용 전술

이와 같은 분석소요를 충족시키기 위한 모의실험도구의 요구능력은 다음과 같이 식별되었다.

**전술상황분석:** 임의의 교전상황에서 운용 조건 및 파라미터에 따른 경어뢰의 작동흐름과 교전결과를 전 시함으로써 체계 동작절차와 알고리즘에 대한 이해와 효율적 교전방안 개발을 지원한다.

**MAD전술분석:** 투하지연에 따른 공격성공여부를 예측함으로써, 교전조건 및 대상표적에 대한 MAD전술 적용방안 개발을 지원한다. 투하지연 허용범위 결정이 분석 목적이다.

**비직주모드분석:** 진입방향 및 입수점에 대한 탐지 및 공격성공율을 예측함으로써 비직주모드 운용방안 및 전술개발을 지원한다. 최적입수점의 결정이 분석 목적이다.

**직주모드분석:** 표적거리 및 측면각에 따른 탐지 및 공격성공율을 예측함으로써 직주모드 운용방안 및 전술개발을 지원한다. 교전가능거리의 판단과, 활성화거리 및 교차거리 등 최적의 초기입력값 결정이 주요분석 목적이다.

### 2.2 구현방안 및 제한사항

모의실험의 목적이 경어뢰 운용방안 및 전술 개발에 있으므로 경어뢰와 관련한 모델들은 실제체계의 특성과 동작을 정확히 반영하여야 한다. 이외의 표적기

동 등은 합리적인 고수준의 모델로써 충분하다.

경어뢰 발사에서 명중 또는 주행종료에 이르기까지의 공격 및 동작 과정에 한정하고, 쌍방교전 또는 대항체계의 개입 등 복잡한 전술상황을 배제한다. 이것은 모의실험의 궁극적 목적이 최적 투하 또는 발사전술에 대한 체계적인 분석이 용이하도록 한다.

반복시물레이션에 의한 모의실험에 적합하도록 모델수준과 해상도를 조절한다. 주요성능변수(기술변수)와 전술상황 및 운용조건(전술변수)에 대한 매개변수 연구(parametric study)가 가능하도록 전투객체 및 체계에 대한 고수준의 공학모델, 즉 기동, 센서, 유도, 동작논리에 대해 단순화된 모델을 채용한다. 이러한 고수준의 모델은, 비록 단순화되었다 할지라도, 특정 무장에 대한 합리적인 교전 과정과 결과를 제공할 수 있도록 충분한 정확도와 신뢰도를 가진다.

공칭표준환경조건을 설정하고 다양한 수증음향환경을 고려하지 않는다. 환경에 의한 복잡도 증가를 배제함으로써, 일관성 있는 전술분석 결과를 제공하도록 한다.

### 2.3 시물레이션 논리

교전 및 체계의 시물레이션 논리에 대해 기술한다. 경어뢰 교전상황은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 표적접촉 및 표적기동분석
2. 사격해 산출
3. 전술기동 후 경어뢰 투하 또는 발사
4. 표적 회피기동
5. 교전 평가

비직주모드에서의 어뢰운용 및 동작은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 표적정보에 따른 입수점 및 투하조건 결정
2. 발사전 검사 및 초기입력
3. 전술기동(비행침로, 비행속도, 비행고도 확보) 후 경어뢰 투하
4. 경어뢰 낙하 및 입수

직주모드에서의 어뢰운용 및 동작은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 표적정보에 따른 발사해 계산
2. 발사전 검사 및 초기입력
3. 경어뢰 투하 또는 발사
4. 경어뢰 입수

MAD전술에 의한 어뢰교전은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 발사전 검사 및 초기입력
2. MAD 접촉을 위한 전술기동
3. MAD 접촉신호에 따라 투하
4. 경어뢰 낙하 및 입수

경어뢰의 동작은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 낙하 후 입수
2. 자세안정화 및 초기기동
3. 어뢰소나 활성화 이후 표적탐색
4. 표적접촉 표적호밍
5. 표적상실/공격실패시 재공격
6. 표적명중 또는 주행종료

표적의 대응은 다음과 같이 요약될 수 있다.

1. 어뢰탐지/식별 및 경보
2. 회피기동방향 계산
3. 회피기동

#### 2.4 시뮬레이션 및 모의실험 기능

모의실험도구의 요구능력은 주요기능으로서 구현되어야 하는데, 해당 기능별로 준비, 실행 및 결과 처리 등 시뮬레이션 통제가 달라지고, 사용자인터페이스를 포함한 실험도구의 기능 또한 달라진다.

분석 목적에 부합하도록 시뮬레이션 및 모의실험을 위한 입력정보, 즉 전술정보, 표적정보, 어뢰정보 및 실험변수 등의 입력을 위한 운용자인터페이스를 제공한다. 주요기능별 입력 항목은 다음과 같다.

#### 전술상황분석:

- 어뢰정보 : 설정심도, 상한심도, 하한심도, 속도모드, 활성화거리, 교차거리, 설정침로
- 전술정보 : 비행침로, 비행속력, 비행고도, 투하지연시간, 주행모드, 사격제원계산적용여부
- 표적정보 : 표적거리, 표적방위, 표적침로, 표적심도, 표적속력, 표적종류, 회피기동여부

#### MAD전술분석:

- 실험변수 : 투하지연시간과파라미터
- 교전정보 : 심도모드(심해/천해)
- 전술정보 : 비행고도, 비행속력
- 표적정보 : 표적심도, 표적속력, 표적종류, 회피기

동여부

#### 비직주모드분석:

- 표적정보 : 표적속력, 표적종류, 회피기동여부
- 분석공간 : 표적으로부터의 입수점의 최소거리, 최대거리, 거리간격, 방위간격
- 확률변수 : 표적정보오차; 위치오차, 침로오차, 속력오차, 심도오차
- 기타실험변수 : 분석모드(진입각/입수점), 진입침로(입수점분석시)

#### 직주모드분석:

- 표적정보 : 표적속력, 표적종류, 회피기동여부
- 분석공간 : 발사점으로부터 표적까지의 최소거리, 최대거리, 거리간격, 표적의 측면각간격
- 확률변수 : 표적정보오차 ; 거리오차, 방위오차, 침로오차, 속력오차, 심도오차
- 기타실험변수 : 교차거리오프셋, 사격제원계산적용

분석공간 파라미터에 따라 모의실험을 위한 분석공간을 생성한다. 분석공간의 각각의 실험점들에 대해 1회 또는 반복시뮬레이션에 의한 분석을 수행한다. 통계분석을 위한 표적정보의 오차모델파라미터를 확률변수로서 입력받는다. 오차모델의 확률특성이 반영될 수 있는 실험공간을 생성하고 실험점에 대해 반복시뮬레이션을 수행하여 획득한 결과를 기반으로 통계분석을 수행한다. 거리오차, 속력오차, 심도오차는 통계특성상 정규분포를 따른다고 가정하고, 방위오차와 침로오차는 균일분포를 따른다고 가정한다.

시뮬레이션 및 모의실험의 실행 및 중지 이외에도 이의 진행 현황을 인지할 수 있도록 시뮬레이션 및 객체들의 주요 이벤트와 동작, 그리고 실험 진행 상황을 전시한다. 시뮬레이션 및 실험이 종료되면, 기능별 분석목적에 적합한 정보와 자료를 생산하고, 시뮬레이션 및 모의실험 결과를 전시 및 출력한다.

### 3. 시뮬레이션 객체 모델

2절에서 기술한 시뮬레이션 개념을 구현하기 위해, 운용플랫폼의 투하 및 발사모델, 표적기동 및 대응능리모델, 경어뢰 기동, 유도통제 및 탐색기모델, 그리고 음파전달모델이 구현되어야 한다.

3.1 좌표계

공간고정좌표계는 투하점 또는 발사점을 원점으로 하는 우수직각좌표계를 도입한다. 이것은 편의상 Fig. 1에서 도시된 바와 같이 수면과 NE-평면이 일치하고 연직하방(심도)을 양의 D축으로 하는 지정학적좌표계 NED(North-East-Depth)와 일치하도록 설정되었고, 경어된 운용거리를 고려할 때 지구 곡률을 무시하고 두 좌표계는 동일하게 취급한다. 물체고정좌표계는 물체의 전진방향을 양의 x축으로 하고 오른쪽방향을 양의 y, 물체의 아래방향을 양의 z로 하는 우수직각좌표계이다. 기동과 관련한 벡터물리량들은 두 좌표계에 준하여 기술된다. Fig. 1에서 표적 및 어뢰침로와 어뢰 위치에서의 표적방위는 각각  $\psi_T$ ,  $\psi_W$  그리고  $\beta_{TW}$ 로 표시되어 있다. 이후 기술될 기동모델에서는 수식기호의 복잡성을 피하기 위해 표적과 경어뢰 구분을 위한 하첨자 T 또는 W를 표기하지 않는다.

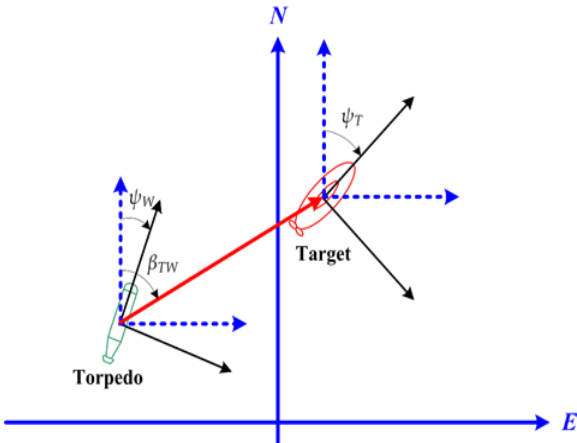


Fig. 1. Coordinate system

3.2 플랫폼 기동과 초기조건

발사시 운용플랫폼의 비행 또는 운항상태에 의해 경어뢰의 낙하시간 및 입수상태가 결정된다. 전술상황 분석 및 MAD전술분석에서는 낙하시간과 입수점이 운용성능을 결정하므로 투하시점부터 공기중 낙하운동을 시뮬레이션한다. 이 때 운용자의 전술정보 입력, 즉 비행상태 및 투하조건은 어뢰초기상태가 된다.

비직주모드분석과 직주모드분석에서는 낙하운동분석이 필요치 않으므로 입수직전부터 시뮬레이션을 시작하고, 플랫폼 및 주행모드별 공칭입수자세 및 속도를 초기조건으로한다.

3.3 표적 기동

표적의 6자유도운동 중, 수평동요(sway), 상하동요(heave), 횡동요(roll)는 무시하고, 추진운동, 선회운동, 중운동모델로써 표적기동을 시뮬레이션한다. 표적종류에 따른 표적기동특성과파라미터의 차이는 길이와 속도에 의해 결정되도록 단순화한다.

3.3.1 표적운동

추진운동은 다음과 같이 추진항력특성과파라미터  $K_u$ 를 도입한 간단한 형태의 속도변경모델을 적용한다.

$$\dot{u} = K_u (u_c^2 - u^2) \tag{1}$$

여기서,  $u$ 는 전후속도,  $u_c$ 는 명령속도이다. 선회운동은 다음과 같이 흔히 Nomoto의 1차 모델로 불리는 1차미분방정식모델을 적용한다<sup>[1]</sup>. 표적기동 모사를 위한 이러한 고수준의 모델은 모의실험의 목적 달성에 충분하다.

$$\dot{r} = -\frac{1}{T_r}r + \frac{K_r}{T_r}\delta_r \tag{2}$$

여기서,  $r$ 는 선회율,  $\delta_r$ 는 방향타각이다. 루프특성  $T_r$ 과  $K_r$ 은 표적의 관성 및 유체력 특성 등의 동특성과 파라미터로부터 계산하거나, 정상선회반경  $R_r$ 과 Norrbins 상수  $P^{[1]}$ 에 대한 경험적인 특성을 적용하여 결정할 수 있다.

$$\frac{R_r}{L} = \frac{1}{r} \Big|_{t \rightarrow \infty} = \frac{1}{K_r \delta_r} \tag{3}$$

$$P \approx \frac{K_r}{2T_r} \tag{4}$$

중운동 또한 앞에서의 선회운동과 유사하게 다음과 같은 1차미분방정식모델을 적용한다.

$$\dot{q} = -\frac{1}{T_q}q + \frac{K_q}{T_q}\delta_e \tag{5}$$

여기서,  $q$ 는 중동요각변화율,  $\delta_e$ 는 승강타각이다. 루프특성  $T_q$ 과  $K_q$ 은 표적의 동특성과파라미터로부터 계

산하거나, 잠항 및 부상에 대한 경험적 운동특성이 모사될 수 있도록 결정할 수 있다.

### 3.3.2 표적조종제어

표적의 조종제어를 위해 다음과 같은 제어를 적용한다.

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}_p(\mathbf{r}-\mathbf{x}) - \mathbf{K}_d\dot{p} \quad (6)$$

여기서, 제어입력  $\mathbf{u} = \{\delta_{ru} \ \delta_{rl} \ \delta_e\}^T$ , 기준입력  $\mathbf{r} = \{z_r \ \phi_r \ \theta_r \ \psi_r\}^T$ , 현재상태  $\mathbf{x} = \{z \ \phi \ \theta \ \psi\}^T$ 이고,  $p =$  횡동요(횡동요각변화율),  $\delta_{ru} =$  상부방향타각,  $\delta_{rl} =$  하부방향타각,  $\delta_e =$  승강타각,  $z_r =$  심도기준입력,  $\phi_r =$  횡동요각기준입력( $= 0$ ),  $\theta_r =$  종동요각기준입력( $= 0$ ),  $\psi_r =$  침로기준입력,  $z =$  현재심도,  $\phi =$  현재횡동요각,  $\theta =$  현재종동요각,  $\psi =$  현재침로이다. 제어이득  $\mathbf{K}_p$ 와  $\mathbf{K}_d$ 는 침로변경 및 심도천이, 그리고 횡동요안정화 특성을 살펴 결정할 수 있다. 이러한 표적조종제어 모델은 모의실험의 목적 달성에 충분한 정도의 표적기동패턴을 제공한다.

### 3.3.3 회피기동논리

표적의 회피기동은 최초 접촉된 어뢰방위와 반대방위로 이루어진다. 최초 어뢰접촉 시점 및 방위는 비직주모드의 경우에는 입수순간과 입수점으로, 직주모드의 경우 공칭어뢰관단가능거리에 도달하였을 때와 그때의 어뢰방위로 설정된다.

## 3.4 경어뢰 기동과 유도

경어뢰의 운동은 공기 중 낙하운동, 입수초기운동, 주행운동 순으로 단계에 맞추어 시물레이션 된다. 공기 중 낙하운동은 낙하산 항력을 고려한 단일질점운동모델이 적용된다. 입수초기운동은 추진시작 전까지의 공칭시간동안 수중 낙하산 항력을 고려한 운동모델이 적용된다. 주행운동은 유도 논리 및 알고리즘에 따라 속도, 자세와 이에 따른 궤적변화를 갱신하는 운동모델이 적용된다.

### 3.4.1 낙하운동

입수점은 항공기에서의 투하점에 대한 기준을 제시하기 위해 비교적 정확히 추정되어야 한다. 이의 추정을 위해서 낙하산 전개 양상을 포함한 운동모델링이

필요하다. 식 (7)의 질점운동모델을 적용하는데, 이것은 운동체의 운동경로각과 일치하도록 낙하산에 의해 당겨지는 힘이 작용한다고 가정하고, 나아가 운동체의 자세각 또한 운동경로각과 일치한다고 가정한다.

$$\begin{aligned} (m_d + m_p)\ddot{x}_o &= T_p \cos(-\theta), \\ (m_d + m_p)\ddot{z}_o &= (m_d + m_p)g - T_p \sin(-\theta), \\ \theta &= -\tan^{-1}\left(\frac{x_o}{z_o}\right) \end{aligned} \quad (7)$$

여기서,  $(x_o, z_o) =$  운동체의 위치,  $m_d =$  경어뢰 공기중 질량,  $m_p =$  낙하산 질량,  $T_p =$  낙하산 항력,  $\theta =$  수직면상에서의 경로각,  $g =$  중력가속도이다. 낙하산 항력  $T_p$ 의 계산을 위해 다음과 같은 전개모델이 적용될 수 있다<sup>[2]</sup>.

$$T_p = \begin{cases} C_x \chi_1 T_{po} \frac{t}{t_f} & \text{when } 0 \leq t < t_f \\ T_{po} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (8)$$

여기서,  $T_{po} = \frac{\rho_a}{2} V^2 (C_D S) =$  완전전개 후 낙하산 항력,  $C_x = T_{\max}/T_{po} =$  전개충격보상계수,  $\chi_1 =$  전개력 감쇠계수이다. 식 (8)의 전개모델은, 산줄이 이탈하는 당김시간(snatch time)과 당김력이 충분히 짧고 작아서 무시할 만하고, 충전시간(filling time) 동안의 전개력 변화가 선형적이라고 가정한 것이다. 예를 들어, 리본타입의 낙하산에 대한 충전시간은 다음의 식에 의해 추정될 수 있다<sup>[2]</sup>.

$$t_f = \frac{8D_p}{V_o^{0.9}} \quad (9)$$

이상에서,  $C_D S =$  항력면적,  $T_{\max} =$  전개충격에 의한 최대인장력,  $D_p =$  낙하산 직경,  $V =$  경어뢰속도,  $V_o =$  전개속도,  $\rho_a =$  공기밀도이다.

### 3.4.2 입수운동

경어뢰가 입수하는 동안 입수충격과 함께 낙하산 함몰 및 재전개 과정을 거치는 과정에서 복잡한 운동이 발생한다. 여기서는 교전수준의 시물레이션을 수행하므로 이러한 복잡한 운동양상을 무시하고, 수중에서

완전 전개된 낙하산에 의한 감속만으로 모델링한다. 즉, 낙하운동과 동일한 방식으로 운동을 모델링하되, 해수밀도를 적용하여 낙하산항력을 계산, 적용한다.

### 3.4.3 정상주행운동

정상주행상태의 운동은 역학을 고려하지 않고 운동학적 모델을 적용한다. 이것은 동특성 및 자동운항제어특성을 고려하지 않고 유도명령이 시간지연없이 그대로 실현됨을 가정한 모델이다. 운동체의 위치는 다음의 식에 의해 결정된다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_o &= V\cos(\theta)\cos(\psi), \\ \dot{y}_o &= V\sin(\psi), \\ \dot{z}_o &= -V\sin(\theta) \end{aligned} \quad (10)$$

여기서,  $(x_o, y_o, z_o) =$  경어되위치,  $V =$  경어되속도,  $\theta =$  종동요각,  $\psi =$  침로이고, 속도와 자세각은 유도통제 명령과 일치하도록 결정된다.

### 3.4.4 주행통제

유도 논리와 알고리즘은 실제 경어되 탐색, 추적 및 재공격 논리와 알고리즘으로 모사되어야 한다. 다음과 같은 주행단계별 주행통제를 수행한다.

1. 추진시작 및 초기자세 안정화
2. 설정침로 및 심도이동
3. 사전활성화
4. 활성화 및 탐색시작
5. 표적접촉 시 호밍시작
6. 명중 또는 주행종료

### 3.4.5 표적탐색

표적탐색은 주행모드(직주 또는 비직주모드)에 따라 대별된다. 직접 표적근처에 투하하는 비직주모드에서는 입수 후 곧이어 원형탐색을 수행하는 반면, 표적과 이격거리를 가지고 공격하는 직주모드에서는 입수 후 교차거리에 이르는 동안 명령침로로 직진주행하면서 빔조향탐색을 수행한다.

비직주모드의 경우 다음과 같은 패턴으로 표적탐색이 이루어진다.

1. 활성화되면 바로 원형탐색
2. 이후 원형탐색(천해) 또는 나선형탐색(심해) 반복
3. 표적상실시 원형탐색, 이후 2의 과정 반복

직주모드의 경우 다음과 같은 패턴으로 표적탐색이 이루어진다.

1. 교차점까지 직진주행동안 빔조향탐색
2. 이후 원형탐색(천해) 또는 나선형탐색(심해) 반복
3. 표적상실시 원형탐색, 이후 2의 과정 반복

### 3.4.6 표적호밍

탐지로 판단된 표적에 대해서 경어되로부터 표적의 수평면 및 수직면 상대방위를 보상할 수 있도록 호밍유도를 수행한다. 호밍유도알고리즘은 다음과 같이 간략화된 모델이 적용될 수 있다.

$$\begin{aligned} \theta_c &= K_v(V)\beta_v, \\ \psi_c &= K_h(V, r_{TW})\beta_h|\beta_h| \end{aligned} \quad (11)$$

여기서,  $\theta_c =$  명령종동요각,  $\psi_c =$  명령침로,  $V =$  경어되속도,  $\beta_v =$  표적수직방위,  $\beta_h =$  표적수평방위,  $r_{TW} =$  어뢰-표적간 거리,  $K_v =$  종동요각 유도이득(속도로 스케줄링),  $K_h =$  침로 유도이득(속도와 표적거리로 스케줄링) 이다.

### 3.4.7 탐색기통제

전술개발을 위한 교전시물레이션에서 음탐기의 운용 논리와 알고리즘은 실제계의 그것을 모사해야 한다. 빔조향탐색은 PRI(ping repetition interval) 간격으로 이루어지고, 좌측빔-중앙빔-우측빔의 순서로 번갈아서 빔조향을 수행한다. 원형탐색을 위해 선회방향으로 조향 송신하여 효율을 높일 수 있다. 표적접촉 이후에는 표적과의 거리가 좁혀짐에 따라 PRI가 조정된다.

## 3.5 탐지판단

소나방정식 기반의 음향탐지모델이 적용된다. 실제계의 특성에 따라 음원준위, 송수신 빔중류 및 형상, 통합소음준위, 신호처리이득, 탐지문턱값 등이 모델과 라미터로써 적용될 수 있다. 음파 전달특성 및 복반사음의 영향은 널리 알려진 모델이 적용된다. 표적강도는 실제표적의 길이, 폭, 높이에 의해 결정되는 유사 크기의 타원체로 가정하여 계산된다.

대잠 음향탐지는 기본적으로 능동모드로 이루어진다. 따라서 여기서는 능동모드에 의한 탐지모델만을 적용한다. 이 경우 식 (12)에서와 같이 반향음수준 EL이 전체소음수준 TNL에 비해 탐지문턱값 DT를 초과

하여 들어오면 소나표적은 탐지되었다고 판단한다.

$$EL > (TNL + DT) \quad (12)$$

음향탐지모델의 구조와 파라미터들은 전술개발 목적 달성에 충분한 신뢰도 확보를 위해 정확도 높게 결정되어야 한다. 본 연구에서 개발된 모의실험도구는 청상어 개발과정에서의 확보된 실험실시험 및 해상시험 자료를 근거로 검증된 파라미터들이 적용되었다.

### 3.5.1 반향음수준

반향음수준 EL은 다음과 같이 계산된다.

$$EL = SL + TS - (TL_t + TL_r) - (BL_t + BL_r) + TPG \quad (13)$$

여기서, SL = 음원수준, TS = 표적강도, TL = 전달손실, BL = 빔손실, TPG = 표적신호처리이득이다. 하첨자  $t$ 과  $r$ 은 각각 송신 및 수신을 의미한다.

### 3.5.2 표적강도

표적강도는 길이  $2a$ , 폭  $2b$ , 깊이  $2c$ 의 임의의 표적을 타원체로 가정하여 계산된다.<sup>[3]</sup>

$$TS = 10 \log_{10} \frac{\sigma}{4\pi} \quad (14)$$

여기서, 표적단면적  $\sigma$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$\sigma = \frac{\pi a^2 b^2 c^2}{D} \left[ \frac{U}{\min(U)} \right] C_r^2 \quad (15)$$

여기서

$$D = (a^2 \sin^2 \alpha_{a,5} \cos^2 \alpha_{a,6} + b^2 \sin^2 \alpha_{a,5} \sin^2 \alpha_{a,6} + c^2 \cos^2 \alpha_{a,5})$$

이고,  $\alpha_{a,5}$ 와  $\alpha_{a,6}$ 는 각각 수직면 및 수평면에 대한 측면각(aspect angle),  $C_r$ 은 표적의 표면재질에 의존하는 반사계수이다. 수평면 측면각  $\alpha_{a,6}$ 에 대해 조정계수  $U$ 가 도입되었는데, 이것은 실제와 유사하게 나비형상의 표적강도를 모사하기 위한 것이다.

$$U = \left[ 0.251635 \alpha_{a,6}^2 - 0.18555 \alpha_{a,6} + 0.0365 \sin 3(\alpha_{a,6} + 0.17453) + 0.015 \alpha_{a,6}^2 \sin \left( \frac{9 \alpha_{a,6}}{2} \right) \right]^{-1} \quad (16)$$

### 3.5.3 전달손실

전달손실 TL은 거리  $r$ 에 따라 결정된다.

$$TL = SF \log_{10} r + \alpha r \quad (17)$$

여기서, SF = 분산계수,  $\alpha$  = 척도계수이다.

### 3.5.4 빔손실

빔손실 BL은 경어뢰 빔특성에 의해 결정된다. 이것은 소자배열 및 각 소자들의 송출 및 수신가중치들에 따른 빔패턴에 의해 결정된다. 특정 탐색기의 빔패턴을 알 수 없을 때는, 교전수준의 시물레이션이므로, 다음과 같이 sinc 함수에 의한 빔형상모델을 이용할 수 있다<sup>[3]</sup>.

$$G(\beta) = G_0 \left| \frac{\sin(x\pi)}{x\pi} \right| \cos \frac{\beta}{2} \quad (18)$$

여기서,  $x = \beta/\beta_l$ ,  $G_0$  = 최대이득,  $\beta$  = 시선각,  $\beta_l$  = 로브폭(= 빔폭/2) 이다.

### 3.5.5 통합소음수준

통합소음수준 TNL은 다음과 같이 계산된다.

$$TNL = 10 \log_{10} (10^{RL/10} + 10^{NL/10}) \quad (19)$$

복반사음수준 RL은 다음과 같이 계산된다.

$$RL = SL - (TL_t + TL_r) - DI + S_\nu + 10 \log_{10} \left( \frac{c\tau}{2} r^2 \right) + RPG \quad (20)$$

여기서, DI = 방향지수,  $S_\nu$  = 부피산란강도,  $c$  = 음속,  $\tau$  = 펄스길이, RPG = 복반사신호처리이득이다.

환경소음을 포함한 자체소음 NL은 다음과 같이 계산된다.

$$NL = NL_1 + 10 \log_{10} BW \quad (21)$$

여기서,  $NL_1$  = 기준 밴드의 소음수준,  $BW$  = 밴드폭이다.

#### 4. 시뮬레이션과 모의실험

##### 4.1 시뮬레이션

임의의 실험점에 대한 실험을 위해 1회 또는 반복적인 시뮬레이션이 수행된다. 시뮬레이션은 개체의 상태방정식으로부터 일정시간간격으로 개체의 상태를 갱신함으로써 이루어진다. 경어뢰와 표적의 운동과 자세는 상태방정식을 시간적분함으로써 갱신되는데, 어뢰 유도 및 표적회피와 관련한 논리와 알고리즘에 의해 어뢰 및 표적의 조종입력이 결정된다.

음향탐지를 관정하기 위해 송신빔이 표적에 도달하고 반향빔이 음탐기로 회신되는 빔의 이동과정 또한 일정시간간격으로 갱신된다. 송수신빔의 시뮬레이션은 음탐기의 PRI 및 신호처리주기를 고려한다.

표적을 타격하거나 주행시간에 다다른 경우 시뮬레이션은 종료된다. 표적거리가 설정된 타격판단거리 이내로 좁혀진 경우에 타격으로 판단하고 시뮬레이션은 종료된다.

##### 4.2 모의실험과 반복시뮬레이션

MAD전술분석, 비직주모드분석 및 직주모드분석에서는 운용성능에 대한 실험변수들의 영향을 분석하기 위한 전투실험이 수행된다. 실험변수는 실험문제에 따라 달리 설정된다. 실험변수는 문제에 따른 가변조건과 불확실성이 될 수 있으며, 컴퓨팅 파워를 고려하여 유용한 실험결과를 얻기 위해서는 효율적인 실험설계가 필요하다.

MAD전술분석을 위해서는 투하시간지연을 고려한 시뮬레이션이 이루어진다. 투하시간지연에는 MAD 접촉 후 운용자의 반응시간과 함께 투하시스템의 시간지연이 포함된다. 여기서 실험변수는 반응시간과 만남조건(진입각)이 된다. 실험조건으로서 운용자에 의해 표적종류, 해역조건, 비행조건 등이 입력될 수 있다.

직주모드 및 비직주모드분석에서는 표적정보에 대한 확률특성이 고려될 수 있다. 표적거리, 방위, 침로, 속도 및 심도 정보에 오차가 포함될 수 있고 이들의 통계적 특성이 정규분포 또는 일정범위내의 균일분포를 따른다고 가정된다. 임의의 실험점에 대한 평가는 오차모델의 실험공간에 대한 통계적 실험 결과에 따

라 결정된다.

##### 4.2.1 실험설계

MAD전술분석에서는 항공기 진입방향과 투하시간 시간과라미터, 즉 최소, 최대시간 및 분할개수에 의해 실험점들이 결정된다. 항공기 진입방향과 최소투하시간부터 최대투하시간까지 분할한 지연시간에 대해 완전요인배치계획<sup>[4]</sup>에 따라 실험을 수행한다.

비직주모드에서는 입력된 분석공간과라미터에 따라 표적으로부터의 거리와 방위를 분할하여 분석공간을 생성한다. 최소거리부터 거리간격에 따라 최대거리에 이르기까지 거리 분할을 하고, 방위간격에 따라 360도 전방위를 분할하여 실험점들을 결정하고, 완전요인배치계획에 따라 실험을 수행한다.

직주모드분석에서는 입력된 분석공간과라미터에 따라 표적거리와 측면각을 분할하여 분석공간을 생성한다. 최소거리부터 거리간격에 따라 최대거리에 이르기까지 표적거리를 분할하고, 측면각 간격에 따라 360도 전방위를 분할하여 실험점들을 결정하고, 완전요인배치계획에 따라 실험을 수행한다.

비직주모드 및 직주모드 분석에서는 표적정보오차에 대한 통계분석이 이루어지는데, 이것은 설계된 실험점에 대해 통계분석을 위한 오차모델에 대한 실험공간을 다시 생성하고 실험함으로써 이루어진다.

##### 4.2.2 확률변수

표적이동정보는 오차를 포함하고 있고, 임의의 실험점에 대한 성공률은 이에 대한 통계분석을 수행함으로써 구해진다.

직주모드분석에서는 다음과 같이 표적거리, 방위, 침로, 속도, 심도에 대한 오차모델을 도입하여 분석을 수행한다.

$$\begin{aligned} \hat{r}_T &= r_T + \epsilon_r, & \hat{\beta}_T &= \beta_T + \epsilon_\beta, \\ \hat{\psi}_T &= \psi_T + \epsilon_\psi, & \hat{\nu}_T &= \nu_T + \epsilon_\nu, \\ \hat{d}_T &= d_T + \epsilon_d \end{aligned} \tag{22}$$

여기서,  $r_T$  = 표적거리,  $\beta_T$  = 표적방위,  $\psi_T$  = 표적침로,  $\nu_T$  = 표적속도,  $d_T$  = 표적심도,  $\epsilon_* = *$ 에 대한 오차이다.  $\hat{\cdot}$ 는 계측정보로부터의 추정 값을 의미한다.

비직주모드분석에서는 다음과 같이 표적거리와 방위를 따로 구분하지 않고, 표적위치에 대한 오차로써



반경오차를 도입한다. 즉,

$$\hat{\rho} = \rho_T + \epsilon_r \quad (23)$$

여기서,  $\rho_T =$  표적위치반경이다.

위치오차, 거리오차, 속력오차, 심도오차는 통계특성 상 정규분포를 따른다고 가정하고, 방위오차와 침로오차는 균일분포를 따른다고 가정한다<sup>[3]</sup>. 즉,

$$\begin{aligned} \epsilon_\rho &\sim N(\hat{\rho}_T, \sigma_\rho^2), & \epsilon_r &\sim N(\hat{r}_T, \sigma_r^2), \\ \epsilon_d &\sim N(\hat{d}_T, \sigma_d^2), & \epsilon_\nu &\sim N(\hat{\nu}_T, \sigma_\nu^2), \\ \epsilon_\beta &\sim U(\epsilon_{\beta,\min}, \epsilon_{\beta,\max}), \\ \epsilon_\psi &\sim U(\epsilon_{\psi,\min}, \epsilon_{\psi,\max}) \end{aligned} \quad (24)$$

여기서,  $N(*) =$  정규분포,  $U(*) =$  균일분포를 의미하고,  $\sigma_* = *$ 에 대한 표준편차이다. 정규분포와 균일분포에 대한 확률밀도함수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} f\{x|U(x_{\min}, x_{\max})\} &= \frac{1}{x_{\max} - x_{\min}}, x_{\min} < x < x_{\max} \\ f\{x|M(\mu, \sigma^2)\} &= \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\left(\frac{1}{2\sigma^2}\right)(x - \mu)^2\right] \end{aligned} \quad (25)$$

표적정보오차는 대잠전력의 센서 정확도에 의존한다. 표적정보오차는 교전상황에서 표적예상지점에 대한 오차를 유발하게 되고, 결과적으로 잘못된 입수점, 공격각 또는 교차점 추정을 유발하게 된다. 탐지 또는 공격성공률은 이러한 표적정보오차의 통계적 특성에 대한 통계분석 결과로써 구해진다.

#### 4.2.3 통계분석

통계분석을 위한 실험은 오차모델의 통계특성을 따르는 실험점들을 생성하여 입력으로 적용한다.<sup>[3]</sup> 정규분포에 대한 실험점들은 확률밀도함수의 면적이 동일하도록, 즉 다음을 만족하는  $N = 15$ 개의 실험점  $x_i$ 를 결정한다.

$$\frac{1}{2} \left[ 1 + \operatorname{erf}\left(\frac{x_i - \mu}{\sqrt{2}\sigma}\right) \right] = \frac{i}{N} \quad (26)$$

균일분포의 경우에는 다음과 같이 최소 및 최대값 구간을 동일하게 나누도록  $N = 11$ 개의 실험점을 결정한다.

$$x_i = x_{\min} + \frac{i}{N} \times (x_{\max} - x_{\min}) \quad (27)$$

선택한 오차모형과 분할된 통계공간의 갯수에 대해 완전요인배치계획에 따라 반복시뮬레이션에 의한 실험을 수행하고, 전체 실험점 수에 대한 성공점 수의 비에 의해 성공율을 계산한다.

### 5. 개발 및 분석 사례

Fig. 2에 보이는 전술상황분석은 임의의 교전조건에 따른 교전시뮬레이션 결과를 전시하고 있다. 이것은 임의의 교전상황에서 투하에서부터 표적명중 또는 주행종료에 이르기까지 경이러의 작동흐름과 표적기

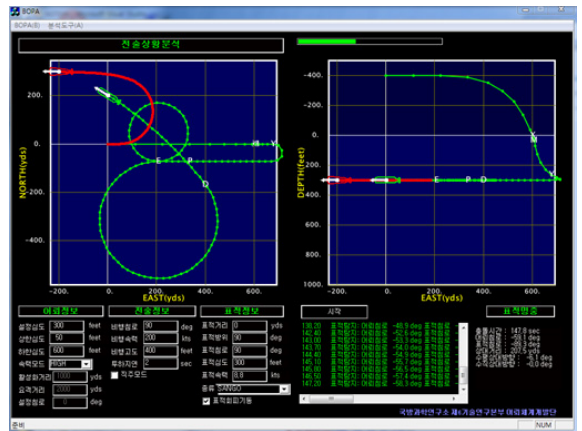


Fig. 2. User interface of tactical situation analysis

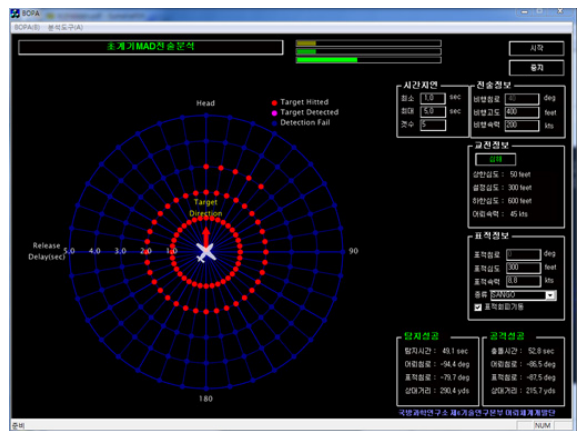


Fig. 3. User interface of MAD tactic analysis

동, 그리고 주요 교전이벤트에 대한 정보를 제공함으로써 교전 과정 및 결과의 이해와 전술 연구에 도움을 준다. Fig. 3은 MAD전술분석의 진행 과정을 보여준다. 실험이 종결되면 원형도표에서 분석 결과를 전시하고 이로부터 MAD전술 적용 가능성을 확인할 수 있다. Fig. 4 직주모드분석을 보여준다. Fig. 5는 비직

주모드 분석 사례를 보여준다. 입수점에 따른 탐지 및 공격성공율을 도시함으로써 효과적인 투하전술 개발을 위한 자료를 제공한다.

## 6. 결론

경어뢰 운용전술개발지원을 위한 모의실험도구 개발에 적용한 모델링 및 시뮬레이션 기법에 대해 소개하였다. 모의실험 및 시뮬레이션 개념과 시뮬레이션 요소들의 모델링 및 실험 방법에 대해 기술하였으며, 개발된 모의실험도구의 활용 사례를 소개하였다.

개발된 모의실험도구는 2004년 개발 완료된 경어뢰 청상어 운용부대의 운용전술개발 지원을 위해 활용되어 왔으며, 운용부대 및 전문가 검토를 통해 유용성이 입증되었다. 이의 개발을 위한 본 연구에서의 기술적 접근은 유사무기체계의 운용지원을 위한 모의실험도구개발, 그리고 대항체계의 개입과 확장된 교전범위를 다루는 상위수준 분석모델의 개발에 확장 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

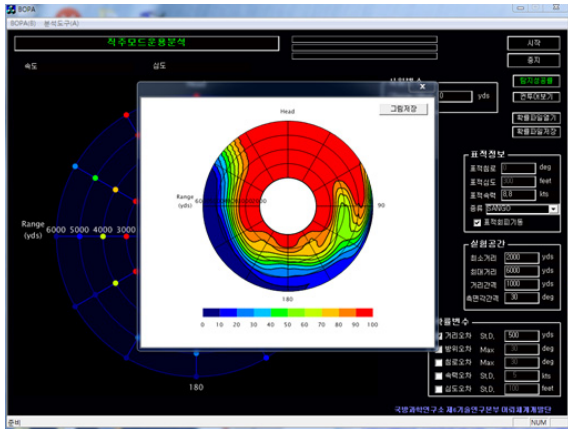


Fig. 4. User interface for runout mode analysis

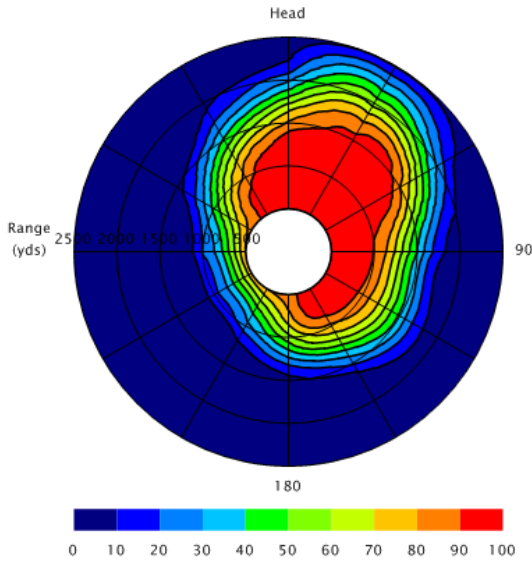


Fig. 5. Sample of no-run out mode analysis

## References

- [1] Fossen, T. I., "Guidance and Control of Ocean Vehicles," John Wiley and Sons, Chichester UK, pp. 172-176, pp. 216-217, 1994.
- [2] Knacke, T. W., "Parachute Recovery System Design Manual," Para Publishing, 1992.
- [3] Mjelde, A., "A Homing Torpedo. The Effect of the Tactical Situation and the Torpedo Parameters on the Torpedo Effectiveness," Thesis of MS. Degree, Naval Postgraduate School, Sep. 1977.
- [4] Montgomery, Douglas C., "Design and Analysis of Experimentation(6th ed.)," John Wiley & Sons, 2005.
- [5] TTCP, "Guide for Understanding and Implementing Defense Experimentation," TTCP JSA AG-12, pp. 16, 2006.