

## 비행탄두 형상 최적화를 이용한 사거리 증대 연구

김진석<sup>†</sup>

### Extended Range of a Projectile Using Optimization of Body Shape

Jinseok Kim<sup>†</sup>

#### ABSTRACT

A goal of improving projectile is to increasing achievable range. The shape of a projectile is generally selected on the basis of combined aerodynamics and structural considerations. The choice of body, nose and boattail shape has a large effect on aerodynamic design. One of the main design factors that affect projectile configuration is aerodynamic drag. The aerodynamic drag refers to the aerodynamic force that acts opposite to the relative motion of a projectile. An investigation was made to predict the effects of nose, boattail and body shapes on the aerodynamic characteristics of projectiles using a semi-empirical technique. A parametric study is conducted which includes different projectile geometry. Performance predictions of achievable range are conducted using a trajectory simulation model. The potential of extending the range of a projectile using optimization of projectile configuration is evaluated. The maximum range increase is achieved due to the combination of optimal body shapes.

**Key words** : Range, Optimization, Projectile

#### 요약

발사체의 사거리 증대는 중요한 성능개선 목표 중 하나이다. 일반적으로 발사체 비행탄두의 형상은 공기역학 및 구조적인 요소를 복합적으로 고려하여 선정한다. 몸체, 탄두부 및 탄미부 형상의 선정은 공기역학적 설계에 중요한 영향을 미친다. 발사체 비행탄두 형상의 주요 설계 요소는 공기역학적 항력이다. 공기역학적 항력은 발사체의 운동과 반대 방향으로 작용하는 공기역학적 힘이다. 준실험적 기법을 이용하여 탄두부, 탄미부 및 몸체 형상이 발사체의 공기역학적 특성에 미치는 영향을 분석하기 위한 연구를 수행하였다. 여러 가지 비행탄두 형상 변수에 대한 연구를 수행하였으며, 최대 사거리 성능 분석에는 탄도 모사분석 모델을 사용하였다. 발사체 비행탄두 형상 최적화를 이용한 사거리 증대 가능성을 분석하고, 형상 변수 최적화에 의한 사거리 증대 효과를 확인하였다.

**주요어** : 사거리, 최적화, 발사체

### 1. 서론

발사체의 사거리는 무기체계의 중요한 성능 요소이며, 사거리 증대를 위해 공기역학적 항력 감소, 비행속도 증대 등의 연구가 수행되고 있다. 공기역학적 항력은 발사체 비행탄두의 운동과 반대 방향으로 작용하는 공기역학적 힘이며, 동일한 발사 조건에서 발사체의 사거리를 증

대시키기 위해서는 공기역학적 항력을 최소화하는 형상 최적화 설계 연구가 필요하다. 발사체의 비행속도에 따른 공기역학적 항력계수를 산출하기 위해 전산유체역학을 이용한 전산해석방법(Sahu, 1986; Torangatti and Basawaraj, 2014)이 사용되고 있으나, 전산해석을 수행하기 위해서는 많은 시간과 비용이 소요되는 단점이 있고, 여러 차례 반복 계산이 필요한 형상 최적화 설계 적용에는 적합하지 않다. 발사시험을 통해 실험적 방법으로 발사체 비행탄두의 공기역학적 항력계수를 산출하기 위해 많은 시험이 수행되었으며, 시험결과를 데이터화하여 공기역학적 항력계수를 산출하는 준실험적 방법이 연구되었다(McCoy, 1981; Siewert, 2010; Whyte, 1973). 본

Received: 2 July 2020, Revised: 16 August 2020,

Accepted: 18 August 2020

<sup>†</sup> Corresponding Author: Jinseok Kim

E-mail: jskimal@add.re.kr

Agency for Defense Development

연구에서는 발사체의 공기역학적 항력계수를 산출하기 위해 McCoy(1981)의 준실험적 방법을 사용하여, 비행탄두의 탄두부, 탄미부 및 몸체 형상 변수에 따른 공기역학적 항력계수 변화 경향을 마하수(Mach Number)별로 분석하였다. 그리고, 비행탄두의 형상 변수가 사거리에 미치는 영향을 연계하여 분석하기 위해 비행탄두 형상 변수에 따라 산출한 공기역학적 항력계수를 비행탄두의 수학적 운동 모델에 적용하여 사거리 증대 효과를 모사분석하였다. 비행탄두의 수학적 운동 모델은 질점 운동을 고려한 비행탄도 모델(McCoy, 1999)을 사용하였으며, 공기역학적 항력계수 산출 및 비행탄도 모사분석 모델에 최적화 기법(Vanderplaats, 1995)을 적용하여 사거리를 최대화하는 발사체 비행탄두 형상 변수를 도출하기 위한 최적화 설계 방법을 연구하고, 사거리 증대 효과를 확인하였다.

## 2. 공기역학적 항력계수

발사체 비행탄두의 공기역학적 항력계수는 탄두부, 탄미부, 몸체 형상 및 비행속도에 따라 변화하며, 비행속도는 마하수로 나타낼 수 있다. 일반적인 화포용 발사체 비행탄두의 형상은 Figure 1과 같으며, 외경은  $d$ , 탄두부 길이는  $L_h$ , 원뿔형 중앙부 길이는  $L_c$ , 탄미부 길이는  $L_{bt}$ , 전장은  $L_t$ 로 나타낼 수 있다.

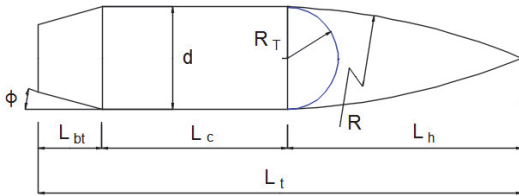


Fig. 1. The configuration of a projectile

발사체 비행탄두 형상 변수에 따른 공기역학적 항력계수를 산출하기 위해 McCoy(1981)의 준실험적 방법을 사용하였으며, 다음 식 (1)에서 식 (11)과 같다. 비행탄두의 항력계수  $C_{DO}$ 는 식 (1)과 같이 탄두부 항력계수  $C_{DH}$ , 탄미부 항력계수  $C_{DBT}$ , 탄저부 항력계수  $C_{DB}$  및 표면 마찰 항력계수  $C_{DS}$ 의 합으로 나타낼 수 있다.

$$C_{DO} = C_{DH} + C_{DBT} + C_{DB} + C_{DS} \quad (1)$$

식(1)에서 탄두부 항력계수  $C_{DH}$ 는 탄두부 길이  $L_h$ , 탄

두부 형상 및 마하수  $M$ 의 관계식으로 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{DH} = \left( \frac{C_1 - C_2 \tau^2}{M^2 - 1} \right) [\tau \sqrt{M^2 - 1}]^{(C_3 + C_4 \tau)} \quad (2)$$

식 (2)에서  $C_1, C_2, C_3, C_4, \tau$ 는 탄두부 형상과 관련된 함수이며, 식 (3)과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} C_1 &= 0.7156 - 0.5313(R_T/R) + 0.5950(R_T/R)^2 \\ C_2 &= 0.0796 + 0.0779(R_T/R) \\ C_3 &= 1.5870 + 0.0490(R_T/R) \\ C_4 &= 0.1122 + 0.1658(R_T/R) \\ \tau &= 1/L_h \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)에서  $R_T$ 는 탄두부 길이에 따라 정해지는 접선형 오자이브(Tangent ogive)의 반경을 나타내고,  $R$ 은 설계 오자이브 반경을 표시한다. 예를 들면, 원뿔형 오자이브(Cone ogive)의 경우  $R$ 이  $\infty$ 이므로  $R_T/R$  값은 0이고, 접선형 오자이브로 설계할 경우  $R_T/R$  값은 1이다. 접선형 오자이브 반경  $R_T$ 는 탄두부의 기하학적 관계로부터 식 (4)와 같이 정리 할 수 있으며, 식 (2)와 식 (3)을 이용하면 초음속 영역에서의 탄두부 형상 변화에 따른 항력계수를 계산할 수 있다.

$$R_T = \frac{L_h^2}{d} + \frac{1}{4}d \quad (4)$$

탄미부 항력계수  $C_{DBT}$ 는 탄미부 길이  $L_{bt}$  및 탄미부 각도  $\Phi$ 의 관계식으로 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} C_{DBT} &= \frac{4A \tan \Phi}{k} [(1 - e^{-kL_{bt}}) \\ &\quad + 2 \tan \Phi (e^{-kL_{bt}} (L_{bt} + \frac{1}{k}) - \frac{1}{k})] \end{aligned} \quad (5)$$

식 (5)에서  $A$ 는 탄미부 압력계수이고,  $k$ 는 식 (6)과 같이 표시할 수 있다.

$$k = \frac{0.85}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (6)$$

탄저부 항력계수  $C_{DB}$ 는 탄저부 직경  $d_b$ 와 마하수  $M$ 의 관계식으로 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{DB} = \frac{2d_B^2}{\gamma M^2} \left(1 - \frac{P_B}{P_\infty}\right) \quad (7)$$

식 (7)에서  $\gamma$ 는 비열비이고, 탄저부 압력  $P_B$ 와 자유류 정적압력  $P_\infty$ 의 비율은 식 (8)과 같이 표시할 수 있다.

$$\frac{P_B}{P_\infty} = [1 + 0.09M^2(1 - e^{-L_c})] \cdot [1 + \frac{1}{4}M^2(1 - d_B)] \quad (8)$$

식 (8)에서  $L_c$ 는 원통형 중앙부 길이이며, 식 (7)과 식 (8)을 이용하면 탄저부 직경 변화에 따른 탄저부 항력계수를 계산할 수 있다.

표면 마찰 항력계수  $C_{DS}$ 는 표면 마찰계수  $C_F$ 와 비행탄두 표면적의 관계식으로 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{DS} = \frac{4}{\pi} C_F (S_{WH} + S_{WB}) \quad (9)$$

식 (9)에서  $S_{WH}$ 는 탄두부 표면적,  $S_{WB}$ 는 탄미부 표면적이며, 각각 식 (10) 및 식 (11)과 같이 표시할 수 있다.

$$S_{WH} = \frac{\pi}{2} L_h \left(1 + \frac{1}{8L_h^2}\right) \cdot \left[1 + \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{50L_h^2}\right) \left(\frac{R_T}{R}\right)\right] \quad (10)$$

$$S_{WB} = \pi(L_t - L_h) \quad (11)$$

식 (10)과 식 (11)을 이용하면 비행탄두의 형상 변화에 따른 표면 마찰 항력계수를 계산할 수 있다.

비행탄두의 형상 변화에 따른 공기역학적 항력계수를 분석하기 위해 155mm 화포용으로 가장 많이 운용되고 있는 M107탄(HE) 모델을 사용하였으며, M107탄의 기하학적 특성은 Table 1과 같다(Wessam and Chen, 2015).

M107탄 모델에 대해 McCoy(1981)의 준실험적 방법을 사용하면, 식 (1)의 항력계수 성분별로 구분하여 공기역학적 항력계수를 계산할 수 있으며, 마하수에 따른 항력계수 성분의 변화는 Figure 2와 같이 나타낼 수 있다.

Figure 2에서  $C_{DH}$ 는 탄두부 항력계수,  $C_{DB}$ 는 탄저부 항력계수,  $C_{DS}$ 는 표면 마찰 항력계수,  $C_{DBT}$ 는 탄미부 항력계수를 나타내며, 마하수 1.1의 비행속도에서 탄두부 항력계수는 비행탄두 전체 항력계수  $C_{DO}$ 의 38% 수준이

Table 1. The geometric characteristics of M107 projectile

Projectile	Nomenclature	Units	Characteristics
Mass	m	kg	43.0
Diameter	d	mm	154.7
Total length	$L_t$	caliber	4.54
Nose length	$L_h$	caliber	2.43
Head shape parameter	$R_T/R$	-	0.63
Boattail length	$L_{bt}$	caliber	0.45
Boattail angle	$\Phi$	degree	8.0

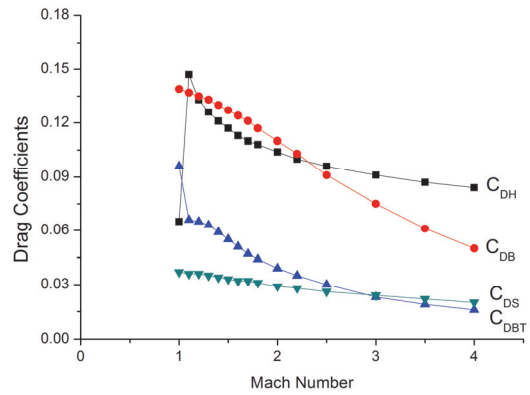


Fig. 2. Behavior of the various components of drag

고, 탄저부 항력계수는 35% 수준이다. 마하수 3.0의 비행속도에서는 탄두부 항력계수의 비중이 전체 항력계수의 42% 수준으로 증가하고, 탄저부 항력계수 비중은 34% 수준으로 감소함을 알 수 있다. 비행속도 마하수에 따라 전체 항력계수와 항력계수 성분의 비중이 변화하므로, 발사체의 사거리를 극대화시키기 위해서는 비행속도 구간에서 공기역학적 항력을 최소화하기 위한 비행탄두 형상 최적화 연구가 필요함을 알 수 있다.

McCoy(1981)의 준실험적 방법을 적용하여 산출한 비행탄두 항력계수  $C_{DO}$ 의 정확도 수준을 검증하기 위해 상용 PRODAS 소프트웨어(Siewert, 2010)를 이용한 M107탄 항력계수 계산 결과와 비교하면 Figure 3과 같으며, PRODAS 계산 결과와의 오차는 3% 이내로 양호하였다.

상용 PRODAS 소프트웨어는 비행탄두의 총 항력계수  $C_{DO}$  데이터만 출력하고, 탄두부 항력계수, 탄미부 항력계수, 탄저부 항력계수 및 표면 마찰 항력계수 등의 세분화된 항력계수 데이터는 출력되지 않는다. 비행탄두의 탄두부, 탄미부 및 몸체 형상 변수에 따른 공기역학적 항력계

수의 변화를 분석하여 사거리를 극대화하기 위한 형상 최적화 연구에 사용하기 위해서는, McCoy(1981)의 준실험적 방법으로 산출한 항력계수를 사거리 분석과 연계시키는 최적화 설계 모델 연구가 필요하다.

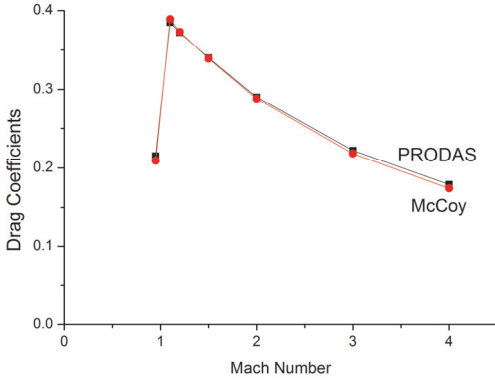


Fig. 3. Comparison of PRODAS and McCoy data

### 3. 비행탄도 모델

발사체 비행탄도의 형상 변수가 사거리에 미치는 영향을 공기역학적 항력계수와 연계하여 분석하기 위해서는 사거리를 계산하기 위한 비행탄도 해석 모델의 적용이 필요하다. 비행탄도 무게 중심에 대한 질점 운동을 고려할 경우 비행탄도 모델(McCoy, 1999)은 식 (12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= -\frac{F_D}{m} \cos\theta \\ \frac{dV_z}{dt} &= -\frac{F_D}{m} \sin\theta - g \end{aligned} \quad (12)$$

식 (12)에서  $V_x$ ,  $V_z$ 는 비행탄도의 사거리 방향과 고도 방향의 속도 성분이며,  $F_D$ 는 공기역학적 항력,  $m$ 은 비행탄도의 질량,  $g$ 는 중력 가속도이며,  $\theta$ 는 지표면에 대한 비행탄도의 속도 벡터 각도를 나타낸다. 비행탄도의 사거리  $X$ 는 식(13)과 나타낼 수 있다.

$$X = \int V_x dt \quad (13)$$

비행 중에 비행탄도의 운동과 반대 방향으로 작용하는 공기역학적 항력은 비행탄도의 속도  $V$ 와 단면적  $S$ 의 관계식으로 식 (14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} \quad (14)$$

식 (14)에서  $\rho$ 는 공기밀도,  $C_{D0}$ 는 항력계수이며, 마하수에 상응하는 항력계수 값을 McCoy(1981)의 방법으로 산출하여 비행탄도 모사분석에 사용하였다.

### 4. 비행탄두 형상 변수의 영향 분석

발사체 비행탄두의 공기역학적 항력계수 산출 및 비행탄도 모사분석 모델에 최적화 기법을 적용하여 비행탄두의 형상 변수가 사거리에 미치는 영향을 분석하고, 사거리를 극대화하는 형상 변수 값을 도출하기 위한 최적화 설계 방안을 연구하였다. 비행탄두의 형상 변수 영향 분석 및 사거리 극대화 변수 값 도출을 위해 Quasi-Newton method 최적화 기법(Vanderplaats, 1995)을 적용하였으며, 식 (15)와 같이 탄두부 길이, 탄두부 형상, 탄미부 길이 및 탄미부 각도 변수에 대해 최적화 기법을 적용한 반복 계산을 통해 사거리를 극대화 할 수 있는 변수 값을 산출하였다.

$$\text{Max Range} = f(L_h, R_T/R, L_{bt}, \Phi) \quad (15)$$

먼저, 비행탄두의 탄두부 길이 변수가 사거리에 미치는 영향을 분석하기 위해, 탄두부 길이 증가에 따른 사거리 증가 영향을 계산하였다. 탄두부 형상의 영향을 최소화하기 위해 M107탄 모델의 탄두부를 오자이브 반경  $R$ 이  $\infty$ 인 원뿔형 오자이브 형상으로 가정하고, 현용 탄의 최대 전장을 고려하여 탄두부 길이 상한 값을 5.0 caliber로 설정하였다. 발사 고각은 일반적으로 최대 사거리 시험에 사용하는  $48^\circ$ 를 적용하였으며, 최대사거리 시험에는 최고장약을 사용하므로 최고장약(8호)의 초기속도 690 m/s에 대해 비행탄도 모사분석 모델을 적용한 사거리 계산 결과를 분석하였다. 탄두부 길이 초기 값은 M107탄과 동일하게 2.43 caliber로 설정하였으며, 사거리를 극대화하는 탄두부 길이 변수 값을 도출하기 위해 최적화 기법을 적용하여 반복 계산을 수행한 결과는 Figure 4와 같다.

Figure 4는 비행탄두의 초기속도가 690 m/s인 경우 탄두부 길이 변화에 따른 사거리 계산 결과를 나타내며, 2.43 caliber에서 5.0 caliber까지의 설정된 구간에서 탄두부 길이가 증가함에 따라 사거리도 계속 증가하여 상한 경계 값인 5.0 caliber에서 최대 사거리가 초기 값 대비 11.3% 증가함을 알 수 있다.

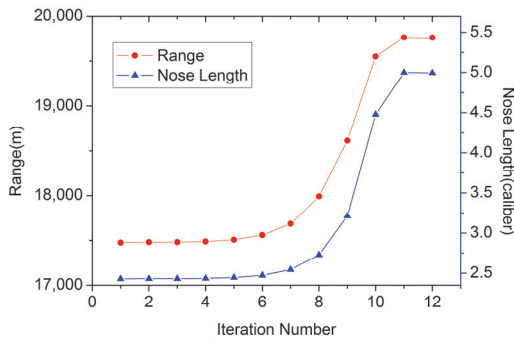


Fig. 4. Nose length vs range at 690 m/s shooting

다음, 탄두부 형상 변수  $R_T/R$  값이 사거리에 미치는 영향을 분석하기 위해 탄두부 형상 변수 변화에 따라 사거리 모사분석 모델을 이용하여 반복 계산한 결과는 Figure 5와 같다. 탄두부 형상 변수 초기 값은 원뿔형 오자이브 형상을 고려하여 0, 상한 경계 값은 1, 탄두부 길이는 5.0 caliber로 설정하고, 690 m/s 초기속도에 대해 최적화 기법을 적용하여 사거리를 반복 계산하였다. Figure 5는 비행탄두의 초기속도가 690 m/s인 경우 탄두부 형상 변수 변화에 따른 사거리 모사분석 계산 결과를 나타내며, 15회의 반복 계산을 통해 사거리가 극대화되는 탄두부 형상 변수 값 0.41을 산출하였고, 초기 값 대비 최대 사거리가 1.0% 증가하였다.

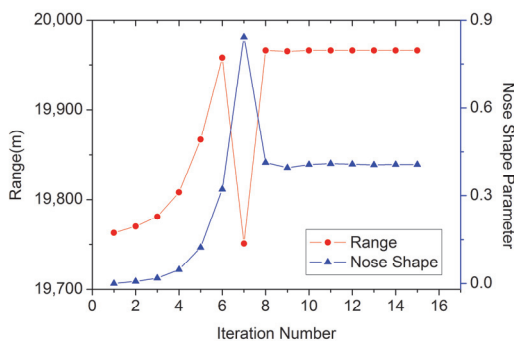


Fig. 5. Nose shape parameter vs range at 690 m/s shooting

다음, 비행탄두의 탄미부 길이  $L_{bt}$ 의 변화가 사거리에 미치는 영향을 분석하기 위해, 비행탄두 모사분석 모델을 사용하여 탄미부 길이 증가에 따른 사거리 영향을 계산하였다. 발사 고각은 탄두부 형상 변수 분석에서 적용한 조건과 동일한  $48^\circ$ 를 사용하였으며, 비행탄두 초기속도 690 m/s에 대해 계산하였다. 탄미부 형상 변수의 영향을

분석하기 위해 탄두부 형상 변수는 M107탄 모델과 동일한 값을 사용하였다. 그리고, 탄미부 보트테일 형상 변화의 영향을 최소화하기 위해 비행탄두 모사분석에 M107탄 모델과 동일한 보트테일 각도를 적용하였다. 일반적으로, 탄미부는 공기역학적 항력을 줄이기 위해 Figure 1과 같이 점진적으로 외경이 감소하는 보트테일(Boattail) 형태로 설계되며, 보트테일 각도가 임계값보다 큰 경우 탄미부에서 공기 유동의 분리에 의해 항력이 증가한다 (Sawicki, 1966). 탄미부 길이 상한 값은 화포 내에서 발사체의 장전 여건을 고려하여 1.5 caliber, 탄미부 길이 초기 값은 M107탄과 동일하게 0.45 caliber로 설정하고, 탄미부 길이 증가에 따른 사거리 변화 경향을 계산하였으며, 초기속도 690 m/s에서 사거리를 극대화하는 탄미부 길이 변수 값을 도출하기 위해 최적화 기법을 적용하여 반복 계산을 수행한 결과는 Figure 6과 같다. Figure 6은 비행탄두의 초기속도가 690 m/s인 경우 탄미부 길이 변화에 따른 사거리를 나타내며, 0.45 caliber에서 1.5 caliber까지의 설정된 구간에서 탄미부 길이가 증가함에 따라 사거리도 증가하여 탄미부 길이 상한 경계 값인 1.5 caliber에서 최대 사거리가 초기 값 대비 10.4% 증가하는 것으로 나타났다.

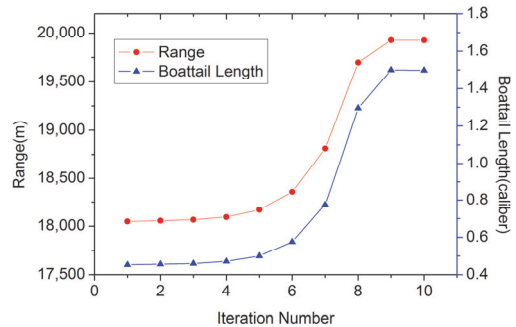


Fig. 6. Boattail length vs range at 690 m/s shooting

다음, 탄미부 보트테일 각도  $\Phi$ 가 사거리에 미치는 영향을 분석하기 위해 탄미부 각도 변화에 따른 사거리를 비행탄두 모사분석 모델을 사용하여 반복 계산한 결과는 Figure 7과 같다. 탄미부 각도 초기 값은  $0^\circ$ , 상한 경계 값은  $15^\circ$ , 탄미부 길이는 1.5 caliber로 설정하고, 초기속도 690 m/s에 대해 사거리 모사분석 모델을 적용하여 사거리를 반복 계산하였다.

Figure 7은 비행탄두의 초기속도가 690 m/s인 경우 탄미부 각도 변화에 따른 사거리 계산 결과를 나타내며,

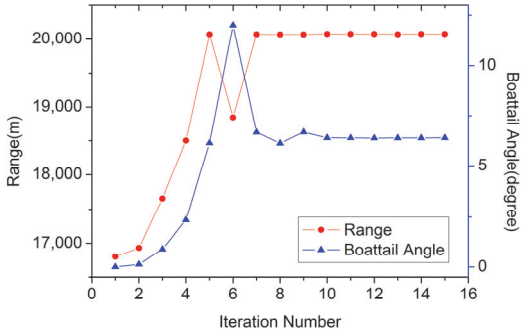


Fig. 7. Boattail angle vs range at 690 m/s shooting

15회의 반복 계산을 통해 사거리가 극대화되는 탄미부 각도 값 6.4°를 산출하였으며, 초기 값 대비 최대 사거리가 19.5% 증가하였다.

본 연구를 통해 탄두부 길이, 탄두부 형상 변수, 탄미부 길이 및 탄미부 각도 변수에 따른 공기역학적 항력계수 변화와 연계한 사거리 개선 효과를 분석하고, 사거리 극대화 설계 변수 값을 도출하기 위한 최적화 설계 모델을 연구하였다. 다음, 본 연구의 최적화 설계 모델에 탄두부 길이, 탄두부 형상 변수, 탄미부 길이 및 탄미부 각도 변수를 동시에 적용하여 최적화한 변수 값을 산출하였으며, 사거리를 극대화하기 위해 본 연구를 통해서 최적화한 비행탄두 형상과 M107탄의 제원을 비교하면 Table 2와 같다.

Table 2. Parameters of M107 projectile and optimal shape

Projectile	Nomenclature	M107	Optimal shape
Total length (caliber)	$L_t$	4.54	8.16
Nose length (caliber)	$L_h$	2.43	5.00
Head shape parameter	$R_T/R$	0.63	0.41
Boattail length (caliber)	$L_{bt}$	0.45	1.50
Boattail angle (degree)	$\Phi$	8.00	6.40
Maximum range(ratio)		1.00	1.25

Table 2에서 본 연구를 통해서 산출한 최적화 비행탄두 모델과 M107탄의 최대 사거리를 비교해 보면, M107탄 대비 25% 증가하는 것으로 분석되었다. 탄두부 길이

와 탄두부 형상 변수 최적화에 의해 사거리가 12% 개선되고, 탄미부 길이와 탄미부 보트테일 각도 최적화에 의해 13% 개선되었으며, 비행탄두 형상 최적화 설계 모델 연구를 통한 사거리 증대 가능성을 확인하였다.

### 5. 결론

본 연구는 동일한 발사 조건에서 발사체의 사거리를 증대시키기 위해 공기역학적 항력을 최소화는 설계 변수 값을 산출하기 위한 형상 최적화 설계 방법을 연구하였다. 발사체 비행탄두의 공기역학적 항력계수를 계산하기 위해 준실험적 방법을 활용하였으며, 비행탄두의 형상 변수가 사거리에 미치는 영향을 분석하기 위해 공기역학적 항력계수를 비행탄두의 비행탄도 모사분석 모델에 연계 적용하여 사거리 개선 효과를 계산하고, 최적의 설계 변수 값을 산출하는 비행탄두 형상 최적화 설계 모델을 연구하였다.

비행탄두의 형상 변화에 따른 공기역학적 항력계수를 분석하기 위해 155mm M107탄 모델을 비교 모델로 사용하였으며, 비행탄두 초기속도 690 m/s에 대해 사거리 증대 수준을 비교하였다. 본 연구를 통해 도출한 비행탄두 형상 최적화 모델과 M107탄의 최대 사거리를 동일한 발사조건에서 비교해 보면, 초기속도 690 m/s에서 M107탄 대비 25% 개선 가능한 것으로 분석되었으며, 탄두부 길이와 탄두부 형상 변수 최적화에 의해 사거리가 12% 개선되고, 탄미부 길이와 탄미부 보트테일 각도 최적화에 의해 13% 개선되었다.

공기역학적 항력계수와 비행탄도 모델을 연계한 비행탄두 형상 최적화 설계 모델 연구를 통해 사거리 개선 가능성 및 최적화 설계 모델 연구의 유용성을 확인하였으며, 비행탄두의 구조안전도를 고려한 탄두 내·외부 형상 최적화 설계 연구가 추가로 필요하다.

### References

- McCoy, R.L. (1981) "MC DRAG - A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles", US Army Ballistics Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, ARBRL-TR-02293
- McCoy, R.L. (1999) "Modern Exterior Ballistics", Schiffer Military History, Atglen, PA
- Sahu, J. (1986) "Drag Predictions for Projectiles at Transonic and Supersonic Speeds", US Army

- Ballistics Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, BRL-MR-3532
4. Sawicki, S.J. (1966) "Design for Control of Projectile Flight Characteristics", US Army Material Command, Washington, AMC Pamphlet 706-242
  5. Siewert, J. (2010) "PRODAS V3 User Manual", Arrow Tech Associates, South Burlington, VT
  6. Torangatti, K., and Basawaraj (2014) "Drag Prediction and Validation of Standard M549, 155mm Projectile", International Journal of Engineering Research and Reviews, 2(3), 26-32
  7. Vanderplaats, G.N. (1995) "DOT Design Optimization Tools", Vanderplaats Research & Development, Inc., Colorado Springs, CO
  8. Wessam, M.E., and Chen, Z.H. (2015) "Firing Precision Evaluation for Unguided Artillery Projectile", International Conference on Artificial Intelligence and Industrial Engineering (AIIE 2015), 584-587
  9. Whyte, R.H. (1973) "SPIN-73 An Updated Version of the Spinner Computer Program", Feltman Research Laboratory, Picatinny Arsenal Dover, NJ, Technical Report 4588



**김진석** (ORCID : <https://orcid.org/0000-0003-3872-4947> / [jskimal@add.re.kr](mailto:jskimal@add.re.kr))

1997 연세대학교 기계공학과 박사

1984~ 현재 국방과학연구소 재직중

관심분야 : 비행탄도, 유도제어