

표준 탄도모델 기반 항력감소탄의 모터 자료 결정에 관한 연구

박용인^{1),2)} · 이치훈¹⁾ · 고영성^{*,2)}

¹⁾ 풍산방산기술연구원

²⁾ 충남대학교 항공우주공학과

A Study on Determination of Motor Data of a Base-Bleed Projectile based on Standard Ballistic Model

Yongin Park^{1),2)} · Chihun Lee¹⁾ · Youngsung Ko^{*,2)}

¹⁾ Defense R&D Institute, Poongsan Cooperation, Korea

²⁾ Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

(Received 18 October 2023 / Revised 27 November 2023 / Accepted 8 January 2024)

Abstract

In this study, the methodology of determination of base bleed motor data for base bleed projectile based on the NATO standard trajectory model, especially STANAG 4355 Method 2 were presented. Ground combustion experiments and aerodynamic performance firing tests were conducted to determine the drag reduction motor data of the base bleed projectile and this data was described based on the NATO standard ballistic model. The derived drag reduction motor data were input into the ballistic equations to complete the ballistic model and it was confirmed that the calculated predicted trajectory from the ballistic model matched well with the measured trajectory from the aerodynamic performance firing tests.

Key Words : Base Bleed, Base Burn, Modified Point Mass Trajectory Model, STANAG

1. 서론

포탄의 총 항력은 조파 항력, 마찰 항력 및 탄저부 항력 등으로 구성된다. 탄저부 항력은 총 항력의 주요 원인이 되며 총 항력의 최대 70 %에 이를 수 있다. 그러므로 포탄의 탄저부 항력을 감소시키는 것은 매우

중요하다. 항력 감소 장치(Base Bleed Unit)는 탄저부 항력을 감소시키고 사거리를 연장시킬 수 있는 효과적인 수단이다. 탄도 계산의 정확성을 보장하려면 항력 감소 효과를 모사할 수 있는 탄도 모델이 필요하다. 항력감소탄의 탄도를 예측할 수 있는 탄도 모델에 대한 다양한 연구가 수행되어져 왔다.

Lieske^[1]는 발사각의 함수로 이루어진 탄저부 항력 감소 팩터를 사용하는 항력 감소 모델을 제안했다. 탄저부 항력 감소 팩터는 탄저부 항력 감소율을 포탄의

* Corresponding author, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

비행시간의 함수로 표현했다. 모델은 단순하지만 정확성을 향상시키기 위해 가능한 많은 발사각에 대해 항력 감소 팩터를 저장해두어야 하고 포탄의 회전속도, 대기압력의 영향을 고려할 수 없는 단점이 있다. 또한 항력 감소 팩터 계산을 위해 탄저부 항력계수(base drag)를 사용해야하는데 이 계수의 산출을 위해 CFD 결과나 McDrag와 같은 반경험적 식을 사용할 수 밖에 없다.

Chargelegue^[2] 등은 French Trajectory Model이라는 항력감소탄의 탄도 모델을 제안했다. 항력 감소 모터의 내탄도 계산을 시간에 따른 연소면적 계산으로 단순화시키고 항력 감소 효과는 항력 감소 모터 연소가스 유량에 대한 탄저부 항력 변화 계산으로 단순화시켰다. 현재 NATO 표준 탄도 모델에서 항력 감소 효과를 계산할 수 있는 방정식의 하나인 Method 1 방식은 이 모델에서 유래한다. NATO 표준 탄도 모델은 NATO 동맹에서 STANAG 4355 협정^[3]을 통해 표준화된 모델이며 수정 질점 모델(Modified Point Mass Model)^[4]을 기반으로 항력 감소 효과를 모사하기 위해 확장된 항력 가속도 항을 사용한다.

Lieske^[5] 등은 수정질점 탄도방정식을 위한 항력 감소 모델과 항력 감소 모터 자료 결정 방법론을 제시했다. 모터 자료 결정을 위해 지상연소실험, CFD 및 발사실험을 수행하였고 결정된 모터 자료와 수렴성만을 제시하였다. 이 항력 감소 모델은 항력 감소 모터의 내탄도 계산을 생략하고 기준 질량유량 곡선을 회전속도와 대기압력에 의해 가변적으로 변형시켜 단순화시키고 항력 감소 효과는 항력 감소 모터 연소가스 유량에 대한 탄저부 압력 변화를 적용하여 계산된다. 이 방식은 NATO 표준 탄도 모델의 항력감소탄에 대한 Method 2 방식이며 보조 로켓 포탄(Rocket Assisted Projectile, RAP)의 계산 절차를 확장한 방법이다. 표준 탄도 모델의 사용은 포탄과 사격제원입력자료의 동맹 간 교환 및 수출에 매우 유리하므로 미국탄도연구소의 구형 항력감소모델 적용 탄도계산기를 운용하고 있는 국내 실정에서 표준탄도 모델의 입력자료 결정 방법 기술의 획득 시 많은 이점이 있다.

기존의 Lieske의 연구는 모터자료 수렴과정에서 모터자료 도출 과정만을 반복하였지만 본 연구에서는 그 이전 과정인 레이더자료 축소부터 반복하여 수렴과정을 개선시킨 NATO 표준 탄도 모델 기반의 항력 감소 모터 자료 결정 방법을 설명하고, 결정된 모터 자료를 탄도 모델에 입력하여 예측한 탄도와 실제 탄

도를 비교하였다.

2. 본 론

2.1 탄도 방정식

2.1.1 수정 질점 탄도 모델

회전안정 항력감소탄(Spin-Stabilized Base Burn Projectile)의 탄도를 모사하기 위하여 수정 질점 모델을 사용한다. 수정 질점 탄도 방정식은 고주파 주전원(epicyclic) 피칭, 요잉 운동이 표현 가능한 6자유도 탄도 방정식을 근사화한 방정식이며, 수정 질점 모델의 주요한 가정은 탄도 궤적을 따라 주전원 피칭, 요잉 운동이 작다는 것이다. 수정 질점 탄도 방정식은 식 (1)과 같이 표현된다. \vec{u} 는 탄의 가속도, \overrightarrow{DF} , \overrightarrow{LF} , \overrightarrow{MF} , $m\vec{g}$, $m\vec{\Lambda}$ 는 각각 항력, 양력, 매그너스력, 중력, 코리올리력을 의미한다.

$$\vec{F} = m\vec{u} = \overrightarrow{DF} + \overrightarrow{LF} + \overrightarrow{MF} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (1)$$

각 힘에 의한 가속도는 다음과 같다.

항력 가속도 항:

$$\frac{\overrightarrow{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi \rho d^2}{8m}\right) (C_{D_0} + C_{D_{\alpha_e}} (Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_{\alpha_e^4}} (Q_D \alpha_e)^4) v \vec{v}$$

양력 가속도 항:

$$\frac{\overrightarrow{LF}}{m} = -\left(\frac{\pi \rho d^2 f_L}{8m}\right) (C_{L_\alpha} + C_{L_{\alpha_e}} \alpha_e^2 + C_{L_{\alpha_e^4}} \alpha_e^4) v^2 \vec{\alpha}_e$$

매그너스힘 가속도 항:

$$\frac{\overrightarrow{MF}}{m} = -\frac{\pi \rho d^3 Q_M p C_{mag-f}}{8m} (\vec{\alpha}_e \times \vec{v})$$

회전가속도 항:

$$\dot{p} = \frac{\pi \rho d^4 p v C_{spin}}{8I_x}$$

정정이축각(靜定離軸角, yaw of repose) 항:

$$\vec{\alpha}_e = \frac{8I_x p (\vec{v} \times \vec{u})}{\pi \rho d^3 (C_{M_\alpha} + C_{M_{\alpha_e}} \alpha_e^2) v^4}$$

여기서 ρ , d , m , I_x , p , v 는 각각 탄 비행고도의 공기 밀도, 탄 기준 직경, 탄 질량, 탄 축관성모멘트, 탄 회전속도, 바람에 상대적인 탄 속도를 의미한다. C_{D_0} , $C_{D_{\alpha^2}}$, $C_{D_{\alpha^4}}$ 는 0, 2, 4차 항력계수, $C_{L_{\alpha}}$, $C_{L_{\alpha^2}}$, $C_{L_{\alpha^3}}$ 는 1, 3, 5차 양력계수, C_{mag-f} , C_{spin} 는 매그너스력계수, 스펀 댐핑모멘트 계수, C_{M_z} , C_{M_x} 는 1, 3차 피칭 모멘트 계수를 의미한다. i , f_L , Q_D , Q_M 은 form factor, lift factor, yaw drag fitting factor, Magnus force fitting factor 이고 탄도 오차를 보정하는 수정인수를 의미한다.

2.1.2 항력 감소 모델

STANAG 4355는 항력 감소 효과를 모사하기 위해 Method 1과 Method 2로 지칭되는 두 가지 방식을 제공한다. Method 1은 항력 감소 모터의 연소가스 유량에 의한 탄저부 항력 변화를, Method 2는 항력 감소 모터의 연소가스 유량에 의한 탄저부 압력 변화를 모델링한다. 본 논문에서는 Method 2 방식을 사용한다. 항력 감소 모터에 의한 탄저부 항력감소 효과는 위에 기술한 항력 가속도 항에 추가된다.

$$\frac{\overrightarrow{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho id^2}{8m}\right)\{C_{D_0} - f(i_{BB,MT})\left[\frac{I\left(\frac{\delta BP}{\delta I}\right)}{\left(\frac{\gamma}{2}\right)M^2\left(\frac{d}{d_b}\right)^2}\right] + C_{D_{\alpha^2}}(Q_D\alpha_e)^2 + C_{D_{\alpha^4}}(Q_D\alpha_e)^4\}vv$$

여기서 γ , M , d_b 는 각각 공기 비열비, 탄 비행 마하수, 탄저부 직경을 의미한다. $f(i_{BB,MT})$ 는 탄도 오차를 보정하는 수정인수이며 발사각도와 모터 온도의 함수다. I 는 분사 매개변수이고 $I = \frac{\dot{m}_f}{\rho v A_b}$, $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 는 항력 감소 모터의 질량 유량에 의한 탄저부 압력 변화이고 마하수와 분사 매개변수의 함수다. 항력 감소 모터의 실제 질량유량 \dot{m}_f 곡선은 항력감소탄의 회전속도와 대기압력에 영향을 받아 가변적으로 변한다. 기준 회전속도와 기준 대기압에서의 질량유량은 기준 질량유량 \dot{m}_f^* 으로 표현되며 가상 연소시간 t_B^* , 가상 비행시간 t^* , 실제 연소시간 $t_{B(t)}$, 실제 비행시간 t 의 항과 관련하여 실제 질량유량을 결정한다. 실제 질량유량과 기준 질량유량의 관계식은 다음과 같다.

$$\dot{m}_f = \frac{t_B^* - t_{(t)}^*}{t_{B(t)} - t} \dot{m}_f^* \quad (2)$$

여기서 실제 연소시간의 도함수는 아래와 같이 표현된다.

$$i_{B(t)} = (t_{B(t)} - t) \left[f_{BT_p} \left(\frac{\dot{p}}{p} \right) + f_{BT_r} \left(\frac{\dot{P}}{P} \right) \right] \quad (3)$$

f_{BT_p} 와 f_{BT_r} 는 각각 회전속도에 대한 연소시간 계수와 대기압력에 대한 연소시간 계수다.

2.1.3 사격제원입력자료

사격제원입력자료(Fire Control Inputs)는 화포와 탄의 조합에 대해 탄도계산기 혹은 사격제원계산기(Fire Control Computer)에서 사용되는 기술 자료다⁶⁾. 이 자료는 탄도 예측과 사표(firing tables) 생성을 위해 탄도 방정식에 입력된다. 사격제원입력자료는 크게 3개의 범주인 물리 및 모터 자료, 내탄도 자료, 외탄도 자료를 포함하며 여기서 외탄도 자료는 다시 공력 자료, 수정인수, 공산오차를 포함한다. 물리 자료는 탄의 직경, 질량, 관성모멘트 등을 의미한다. 모터 자료는 모터의 물리 자료 및 추력, 항력 특성을 의미한다. 내탄도 자료는 온도 및 포신마모에 대한 포구속도 영향성을 의미한다. 공력계수 자료는 공기역학적 힘과 모멘트 계수를, 수정인수는 탄도 오차 보정치를, 공산오차는 탄착 분산도를 의미한다.

2.1.4 항력 감소 모터 자료 결정 방법

사격제원입력자료 중 물리 자료와 모터 물리자료, 공력계수 자료는 이미 결정된 고정 값이다. 내탄도 자료인 포구속도는 탄 발사실험에서 측정되는 실험값을 적용한다. 결정된 모터 자료의 탄도 오차를 파악하기 위해 수정인수는 적용하지 않는다. 항력 감소 모터 자료의 결정 절차는 Fig. 1과 같다. 최종적으로 \dot{m}_f^* 와 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 를 구하게 된다.

모터 입력자료를 결정하기 위해 도플러 레이더 자료 축소 기술(doppler radar data reduction technique)⁷⁾을 이용한다. 도플러 레이더 자료 축소 기술은 비행 중 탄의 항력을 구할 수 있으며, 이 기술을 이용하여 항력감소탄의 항력 감소 모터 작동 중의 항력 감소량

을 구한다. 도플러 레이더 자료 축소 기술은 레이더로부터 계측된 시선속도(slant range rate)와 추정탄도의 관계식을 기반으로 한다. 추정탄도는 Fig. 1에서 Draft FCI를 탄도 방정식에 입력하여 생성한다. 수정 질점 탄도 방정식에 속도벡터 \vec{v} 를 내적하여 다음과 같이 항력을 구한다.

$$\Delta BP = \{C_{D_0} + C_{D_e}(Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_e}(Q_D \alpha_e)^4 - C_{D_r}\} \times \left(\frac{\gamma}{2}\right) M^2 \left(\frac{d}{d_b}\right)^2 \quad (5)$$

획득한 무차원 탄저부 압력변화 ΔBP 를 이용하여 항력 감소 모터의 질량유량 \dot{m}_f 와 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 를 구한다.

$$\Delta BP = I \left(\frac{\delta BP}{\delta I} \right) \Rightarrow \dot{m}_f = \frac{\rho v A_b \Delta BP}{\frac{\delta BP}{\delta I}} \quad (6)$$

레이더자료 축소기술로 획득한 ΔBP 는 시간에 따른 단일한 스칼라 값이므로 식 (6)에 의해 \dot{m}_f 와 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 를 동시에 추출하는 것은 어렵다. Fig. 1에서 모터자료 도출 처리과정의 알고리즘은 다음과 같다. 여기서 n 은 반복횟수, m_p 는 항력 감소 모터의 질량이다.

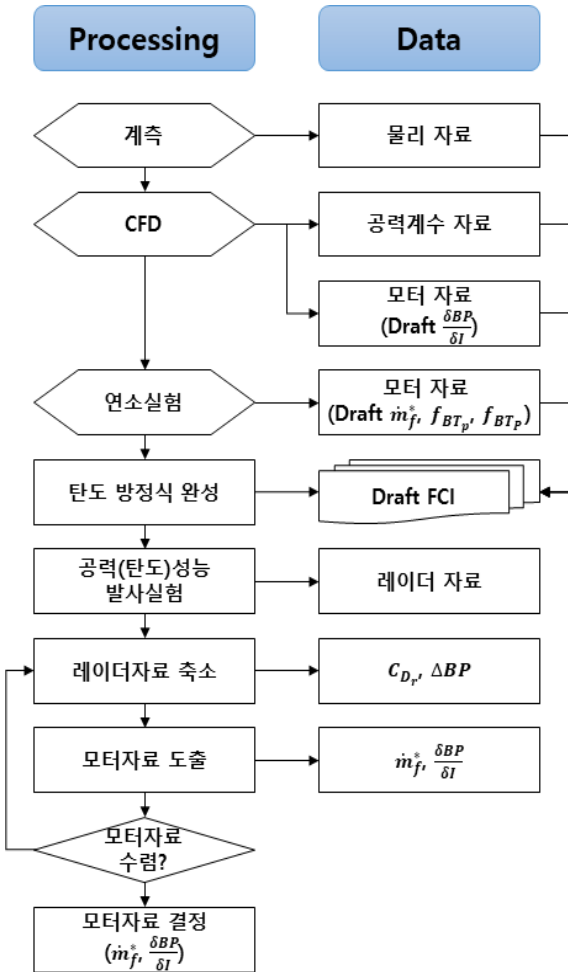


Fig. 1. Process of determining motor data

$$C_{D_r} = -[(\vec{r}_r - \vec{w}) \cdot (\vec{r}_r - \vec{g} - \vec{\Lambda})]8m/(\pi \rho d^2 v^3) \quad (4)$$

여기서 \vec{r}_r 과 \vec{r}_r 은 시선속도와 추정탄도의 관계로부터 구할 수 있다. 획득한 항력 C_{D_r} 를 이용하여 무차원 탄저부 압력변화 ΔBP 를 구한다.

Algorithm : Deduction of motor data

```

do
  for  $t_{DI} \leq t < t_B$ 
     $\dot{m}_{f,(n+1)} = \frac{\rho v A_b \cdot \Delta BP_{(n)}}{\frac{\delta BP}{\delta I_{(n)}}$ 
     $\dot{m}_{f,(n+1)} = \dot{m}_{f,(n)} \times f_s, f_s = \frac{m_p}{\int \dot{m}_{f,(n+1)} dt}$ 
     $\frac{\delta BP}{\delta I_{(n+1)}} = \frac{\Delta BP_{(n)}}{\dot{m}_{f,(n+1)} / (\rho v A_b)}$ 
  end for
  update function  $\dot{m}_{f,(n)}^* \leftarrow \dot{m}_{f,(n+1)}^*$ 
                    $\frac{\delta BP}{\delta I_{(n)}} \leftarrow \frac{\delta BP}{\delta I_{(n+1)}}$ 
  while  $|m_{p,(n+1)} - m_{p,(n)}| < \epsilon$ 
  
```

Lieske^[5]는 모터자료 수렴조건을 만족하지 못할 경우 모터자료 도출 처리과정만 반복했지만 본 연구에서는 레이더자료 축소 처리과정부터 반복한다. 레이더자료 축소기술은 입력자료 값이 정확할수록 더 정확한 축소결과를 산출하므로 매 반복마다 레이더자료 축소기술 처리과정부터 반복하도록 설정했다.

2.2 연소 실험을 통한 모터 자료 결정

회전속도에 대한 연소시간 계수 f_{BT_p} 와 대기압력에 대한 연소속도 계수 f_{BT_p} 를 구하기 위해 연소실험을 수행한다. 먼저 식 (3) 및 이 식에 입력되는 연소시간 계수의 의미를 파악하기 위해 식 (3)을 유도한다. 압력에 대한 모터의 연소속도는 다음과 같이 Saint Roberts 법칙으로 표현할 수 있다.

$$\dot{r} = kP^n$$

임의의 순간 t 에서 Δr 만큼 연소하기 위한 연소시간을 $t_{B(t)}$ 라고 할 때 연소속도는 다음과 같다.

$$\dot{r} \simeq \frac{\Delta r}{\Delta t} = \frac{\Delta r}{t_{B(t)} - t} = kP_{(t)}^n \quad (7)$$

Δt 이후 $(t + \Delta t)$ 순간에 변화한 압력 $P_{(t + \Delta t)}$ 에 의해 Δr 만큼 연소하기 위한 연소시간을 $t_{B(t + \Delta t)}$ 라고 할 때 연소속도는 다음과 같다.

$$\frac{\Delta r}{t_{B(t + \Delta t)} - t} = kP_{(t + \Delta t)}^n \quad (8)$$

식 (7)과 식 (8)의 비는 다음과 같다.

$$\frac{t_{B(t + \Delta t)} - t}{t_{B(t)} - t} = \frac{kP_{(t + \Delta t)}^n}{kP_{(t)}^n} = \left(\frac{P_{(t + \Delta t)}}{P_{(t)}} \right)^{-n} \quad (9)$$

회전속도와 압력에 대해서 동시에 적용하면 다음 식을 얻는다.

$$\frac{t_{B(t + \Delta t)} - t}{t_{B(t)} - t} = \left(\frac{\dot{p}_{(t + \Delta t)}}{\dot{p}_{(t)}} \right)^{-n_p} \left(\frac{P_{(t + \Delta t)}}{P_{(t)}} \right)^{-n_p} \quad (10)$$

양변에 로그를 취하면 다음과 같다.

$$\ln \frac{t_{B(t + \Delta t)} - t}{t_{B(t)} - t} = -n_p \ln \left(\frac{\dot{p}_{(t + \Delta t)}}{\dot{p}_{(t)}} \right) - n_p \ln \left(\frac{P_{(t + \Delta t)}}{P_{(t)}} \right) \quad (11)$$

$0 < x \leq 2$ 일 때, $\ln x$ 의 테일러급수 전개는 다음과 같으므로

$$\ln x = (x-1) - \frac{(x-1)^2}{2} + \frac{(x-1)^3}{3} \dots$$

식 (11)을 테일러급수 전개하고 고차 항을 무시하면 다음 식을 얻는다.

$$\frac{t_{B(t + \Delta t)} - t_{B(t)}}{t_{B(t)} - t} = -n_p \left(\frac{\dot{p}_{(t + \Delta t)} - \dot{p}_{(t)}}{\dot{p}_{(t)}} \right) - n_p \left(\frac{P_{(t + \Delta t)} - P_{(t)}}{P_{(t)}} \right) \quad (12)$$

식 (12)의 양변을 Δt 로 나누고 Δt 의 극한을 취하면 다음과 같다.

$$\dot{i}_{B(t)} = (t_{B(t)} - t) \left[-n_p \left(\frac{\dot{p}}{\dot{p}} \right) - n_p \left(\frac{\dot{P}}{P} \right) \right] \quad (13)$$

그러므로 $-n_p$ 와 $-n_p$ 는 f_{BT_p} 와 f_{BT_p} 이다. 이 계수들은 각각 회전 연소 실험과 strand burner 실험으로 구할 것이다.

2.2.1 Strand burner 실험

항력 감소 모터의 연소속도는 strand burner 실험을 통해 획득한다. 실험은 챔버압력 2~14 psia 범위에서 수행되었고 결과는 Fig. 2에 도시되었다. 대기압력에 대한 연소속도 계수 f_{BT_p} 는 식 (13)에 따라 연소속도의 추세로 결정된다.

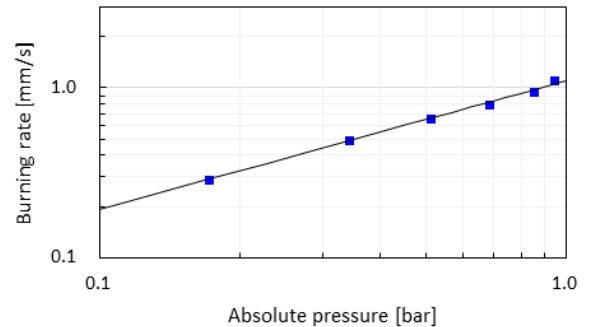


Fig. 2. Strand burning rate

2.2.2 지상 회전 연소 실험

항력 감소 모터의 연소시간에 대한 회전속도의 영

향성을 관찰하기 위해 항력 감소 모터의 회전 연소 실험을 수행했다(Fig. 3).



Fig. 3. Tests in a ground based spin fixture

회전속도 0, 5000, 11000, 13000, 15000 rpm, 5개 조건에 따른 시간에 대한 연소실 압력을 측정하였고 측정된 압력은 Fig. 4과 같다. 11000 rpm 이상의 회전속도부터 연소실내부에서 배압조건인 1 atm 이하의 압력이 측정되었다. 고속회전에 의해 연소가스에 원심력이 작용하고, 연소가스 배출에 의해 연소실 내부 압력이 1 atm 보다 낮게 측정된 것으로 추정된다. 0 rpm과 5000 rpm의 회전속도의 경우 압력곡선으로부터 연소시간 추정이 가능하지만, 11000 rpm 이상의 회전속도에서는 압력곡선만을 이용한 연소시간 추정이 어려우므로, 추가로 실험 영상을 통하여 연소시간을 추정했다.

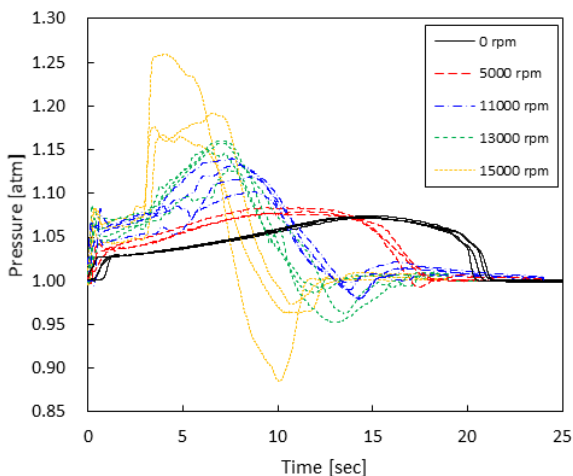


Fig. 4. Measured chamber pressure versus time for various spin rates

11000 rpm 이상의 회전속도의 경우 압력곡선에서 1 atm 이하로 감소했다가 다시 1 atm으로 회복되는 시점을 연소종료 시점으로 판단했다. 영상을 통한 연소

시간 추정에서는 연소가스의 화염이 소멸되는 순간을 연소종료 시점으로 판단했다. 압력곡선과 영상을 통해 추정한 연소시간과 그에 따른 연속속도를 각각 Fig. 5와 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 7에 연소속도 그래프를 log 스케일로 도시하였다. 회전속도에 대한 연소속도 계수 f_{BT} 는 식 (13)에 따라 회전속도에 대한 연소속도의 추세로 결정된다.

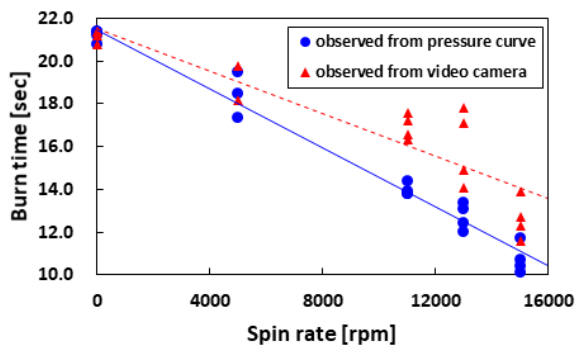


Fig. 5. Burn-time versus spin rate

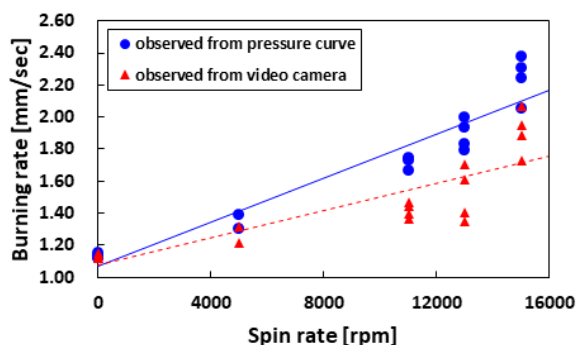


Fig. 6. Burning rate versus spin rate

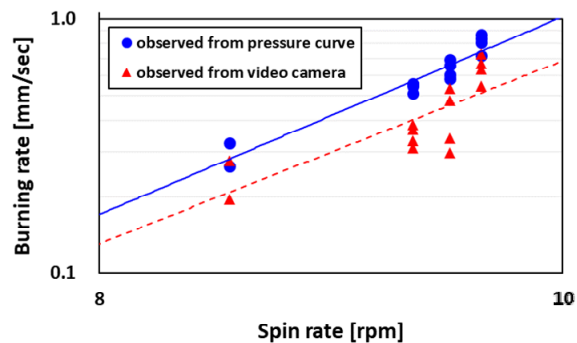


Fig. 7. Burning rate versus spin rate

2.3 CFD를 통한 예비 모터 자료 산출

항력 감소 모터의 연소가스 분사량에 대한 탄저부 압력변화를 나타내는 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 를 구하기 위해 CFD해석을 수행한다. 이 자료는 탄도 방정식에 예비 모터자료로 입력되어 레이더자료 축소기술을 위한 추정탄도를 생성한다.

2.3.1 CFD 수치해석 기법

항력 감소 모터의 연소가스가 유출되는 탄저부의 유동은 연료과농 상태의 예연생성물이 대기 중의 산소와 2차 연소하여 탄저부 후방의 압력을 유지하기 때문에 화학 반응을 고려한 반응 유동에 대한 공력 해석이 필수적이다. 본 연구에서 CFD 수치해석 기법은 비반응 유동장 해석을 기반으로 비에혼합 PDF 연소모델을 추가적으로 적용하여 반응 유동 해석을 수행하였다. 격자 형상 및 해석 영역은 Fig. 8에 나타내었다.

격자는 2차원 정렬 격자를 사용하였으며, 총 격자수는 약 16만 cell이다. Aziz^[8], Choi^[9] 등의 연구를 바탕으로 격자공간의 크기를 고려하여 선행연구의 약 2배의 격자를 사용하였다. 경계조건으로 상류의 입구 경계면과 원방 경계면에 Pressure farfield를, 하류 경계면에 Pressure outlet을 적용하였으며, 실린더 형태를 모사하기 위해 축대칭 조건을 적용하였다. 탄저부 유출면은 mass flow inlet 조건을 부여하였다. 탄저부 유출면의 초기 온도는 CEA코드에서 계산된 값을 부여하였다. 해석 case는 마하수 1 ~ 2.5이며, 분사 매개변수 I 의 범위는 0 ~ 0.016이다.

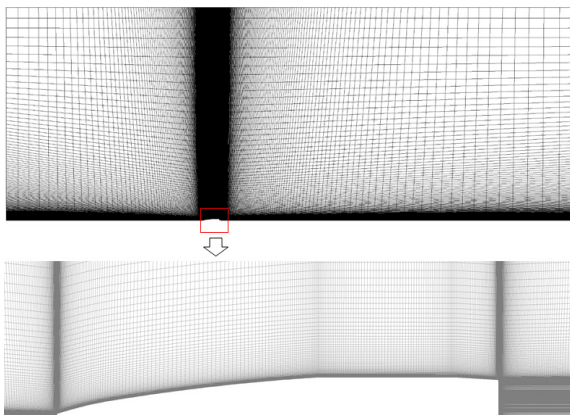


Fig. 8. Computational grid near the model

2.3.2 해석 결과 및 분석

유동장의 전반적인 특징을 살펴보기 위하여 마하수 2.5에서 분사 매개변수 변화에 따른 탄저부의 유속, 온도, 2차 연소 생성물인 CO₂, OH의 분포를 Fig. 9 ~ 12에 나타내었다. 동일한 마하수에서는 분사 매개변수 I 가 증가할수록 질량유량이 증가하여 출구면에서 유속이 증가하고 있으며 이로 인하여 축방향의 재순환 영역이 점점 후방으로 이동하고 기저면의 압력이 회복되어 항력계수가 감소함을 알 수 있다(Fig. 9).

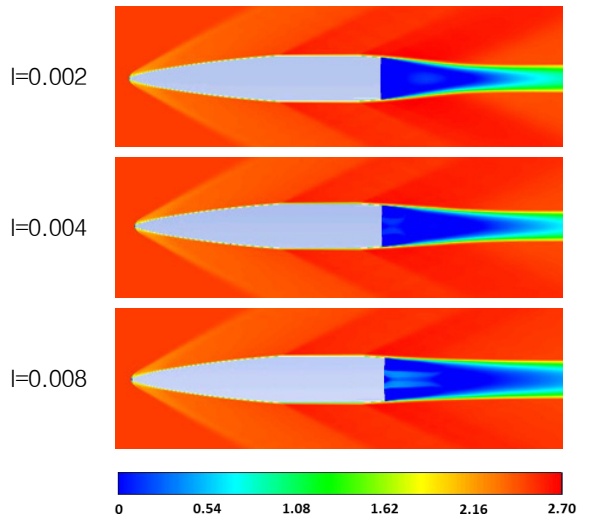


Fig. 9. Mach number contour

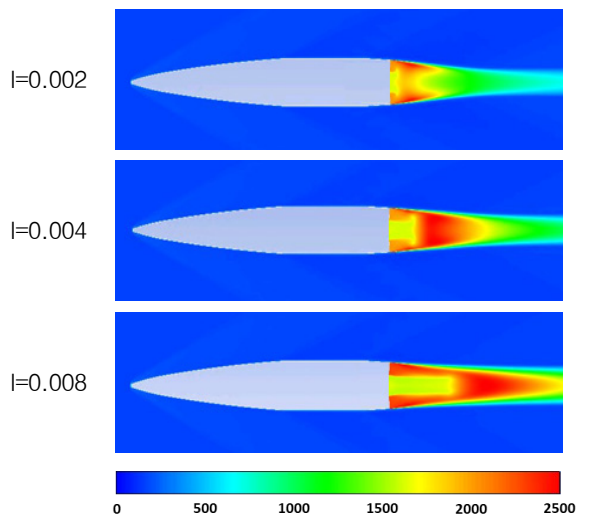


Fig. 10. Temperature contour

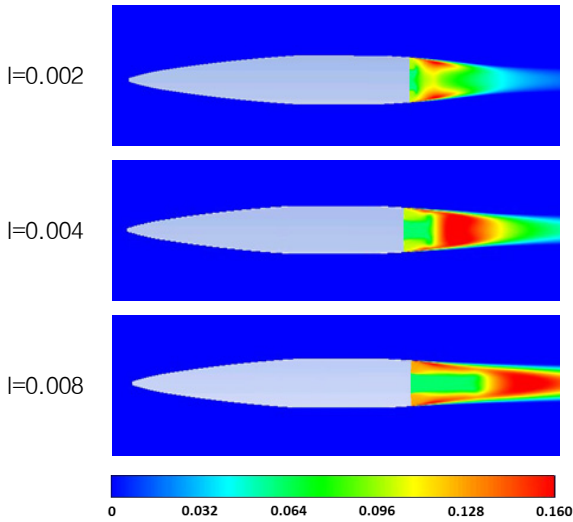


Fig. 11. Mass fraction contour - CO₂

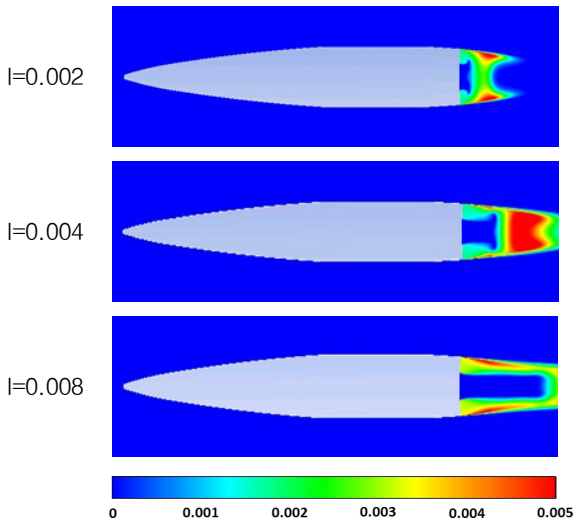


Fig. 12. Mass fraction contour - OH

예연혼합물의 온도는 1682 K이지만 2차 연소 이후 온도가 약 2500 K까지 증가하는 것을 알 수 있다(Fig. 10). 2차 연소는 CO₂, OH의 분포를 통해 확인할 수 있으며 탄저부의 끝부분에서 발생하여 질량유량이 증가하면 축방향 재순환 영역 이후 부분에서 다시 확장하는 형태를 갖는다(Fig. 11, 12). 전체 마하수 범위에 대해 분사 매개변수 I 를 변화시켜가며 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 를 산출한 결과를 Fig. 13에 나타내었다.

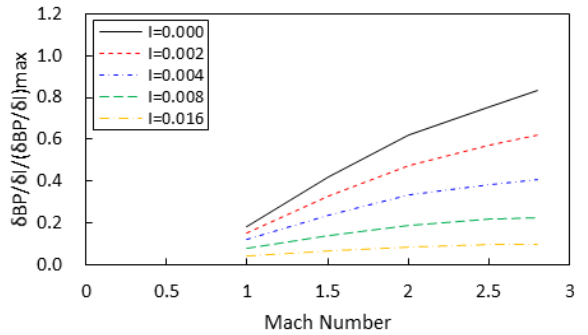


Fig. 13. Computed change in base pressure for a change in injection parameter vs. Mach number for various injection parameters based on CFD

2.4 항력 감소 모터 자료 결정

2.4.1 공력성능 발사실험

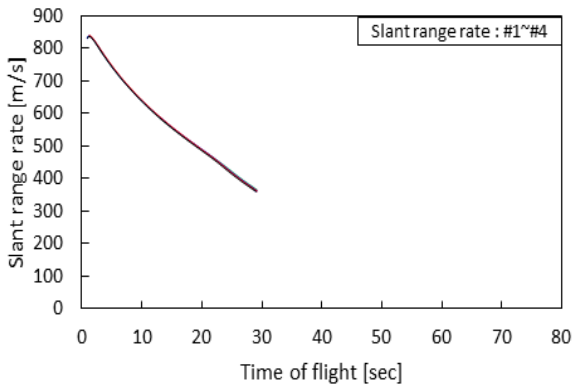
공력성능 발사실험을 위하여 단일 추진장약 K676으로 두 개의 발사각도 190 mil(10.69°), 550 mil(30.94°)에서 4발씩 발사되었다. STANAG 4144에서 제시하는 공력성능 발사실험설계의 고각 당 발사 수량은 2발이지만 분산도를 고려하여 4발씩 설정하였다. 도플러 레이더로 탄의 시선속도를 계측하였으며, RIR(Range Instrumentation Radar)로 탄착점을 계측하였다. 도플러 레이더로 계측한 시선속도는 Fig. 14에 나타내었다.

2.4.2 레이더자료 축소 및 모터 자료 도출

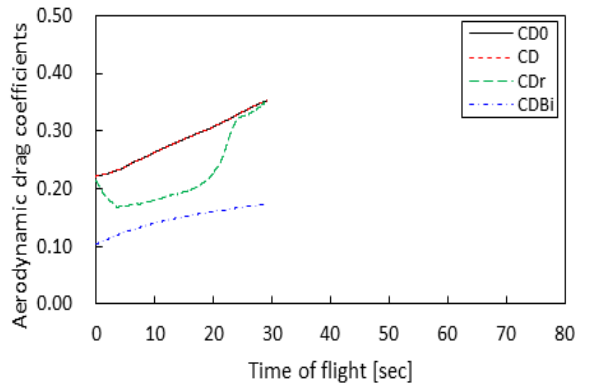
각 발사각도에서 #1번 탄에 대해 2.1.4절의 모터 입력자료 결정 방법을 따른 처리과정들의 부분 결과와 최종결과는 Fig. 15 ~ Fig. 22에 나타냈다. Fig. 15에 비행시간에 따른 항력 C_{D_0} , C_{D_r} , C_{D_B} , C_{D_r} 를 도시하였고 C_{D_B} 는 항력 감소 모터가 비활성(inert)일 때 탄저부 항력계수이며 McDrag^[10] 코드 계산 결과를 사용하였다. Fig. 16에 탄저부 항력 감소 팩터 f_{BD} 를 도시하였다. f_{BD} 는 무차원 탄저부 압력변화 ΔBP 에서 나타나는 연소종료시간과 유사한지 확인하기 위해 계산하였다.

$$f_{BD} = (C_{D_0} - C_{D_r}) / C_{D_B} \quad (14)$$

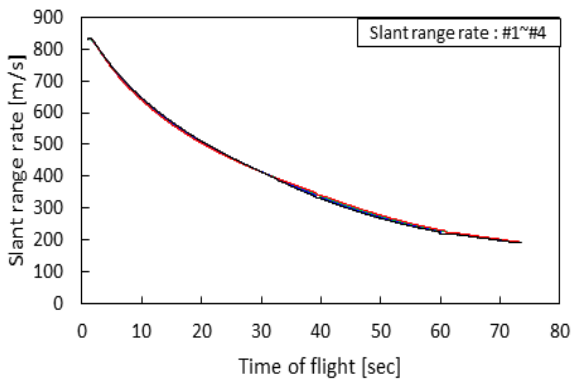
Fig. 17~20에 각각 시간에 따른 무차원 탄저부 압력 변화 ΔBP , 질량유량 \dot{m}_f , $\frac{\delta BP}{\delta I}$, 분사 매개변수 I 를



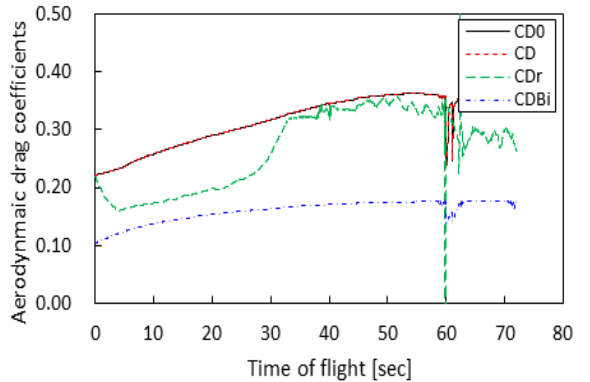
(a) Slant range rate at a quadrant elevation of 190 mils.



(a) Aerodynamic drag coefficients at a quadrant elevation 190 mils.



(b) Slant range rate at a quadrant elevation of 550 mils.



(b) Aerodynamic drag coefficients at a quadrant elevation 550 mils.

Fig. 14. Slant range rate vs. time of flight

Fig. 15. Aerodynamic drag coefficients vs. time of flight

나타내었다. Fig 21~22에 각각 최종적으로 결정된 항력 감소 모터 자료인 마하수와 분사 매개변수 I 에 따른 $\frac{\delta BP}{\delta I}$, 가상시간 t^* 에 따른 기준 질량유량 \dot{m}_f^* 를 나타내었다. 시간에 따른 C_D 의 변화를 관찰하면 발사 후 항력 감소 모터가 작동하여 항력이 감소하는 것을 확인할 수 있다. C_D 이 C_{D_0} 에 근접하는 시점으로 항력 감소 모터의 연소시간을 추정할 수 있으며, 발사각 190 mil, 550 mil의 연소시간은 각각 약 24초, 33초이다.

2.4.3 항력 감소 모터 자료 도출 결과 분석

발사각이 클수록 더 높은 고도를 비행하며, 더 낮은 대기압의 영향을 받아 모터의 연소시간이 증가하는 것을 Fig. 16~20에서 확인할 수 있다.

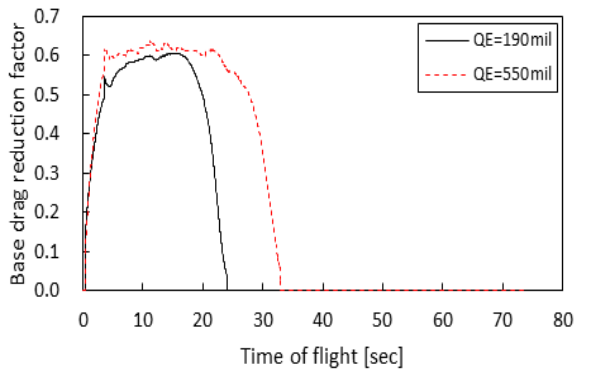


Fig. 16. Base drag reduction factor vs. time of flight

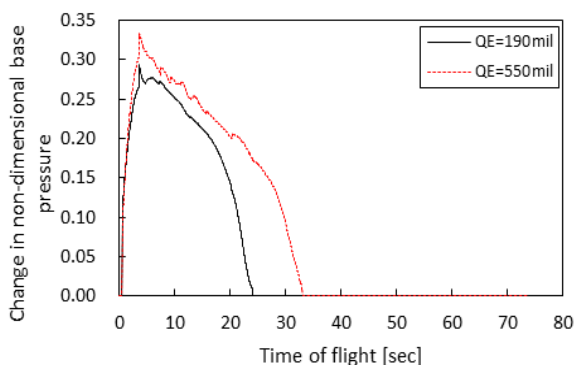


Fig. 17. Change in non-dimensional base pressure vs. time of flight

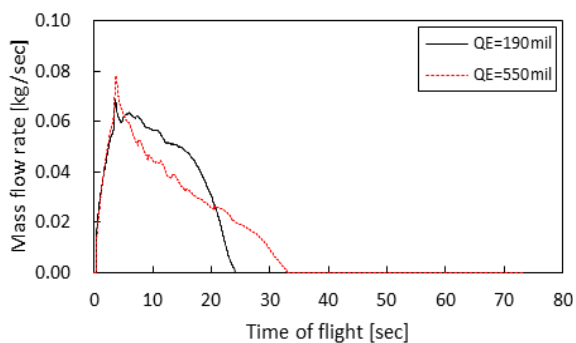


Fig. 18. Mass flow rate vs. time of flight

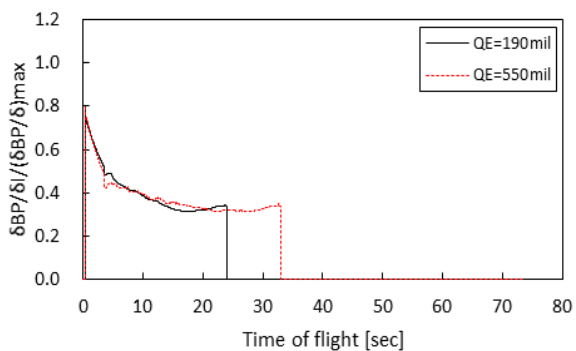


Fig. 19. Change in base pressure for a change in injection parameter vs. time of flight

Fig. 18에서 발사각도에 따라 대기압의 영향으로 질량유량이 달라지는 것을 확인할 수 있다. Fig 20에서 분사 매개변수 I 는 190mil보다 550 mil에서 더 큰 것을 확인할 수 있다. 550 mil에서 분사 매개변수가 더 큰

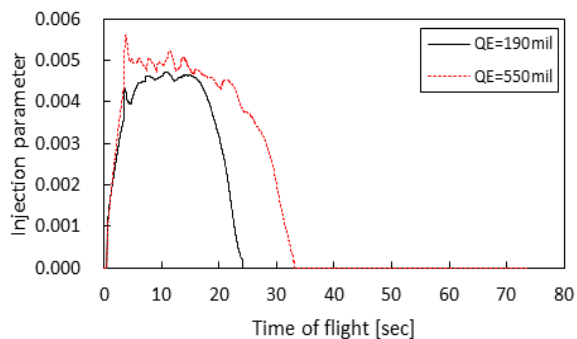


Fig. 20. Injection parameter vs. time of flight

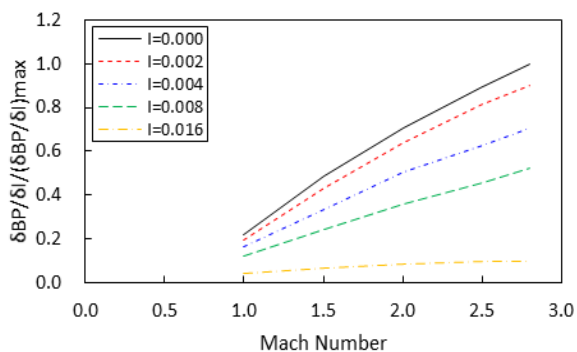


Fig. 21. Modeled change in base pressure for a change in injection parameter vs. Mach number

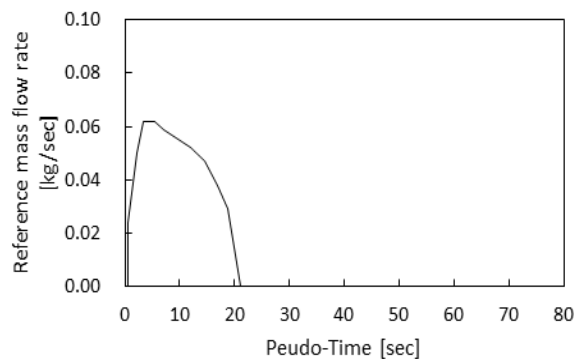


Fig. 22. Reference mass flow rate of the fuel as a function of the pseudo time

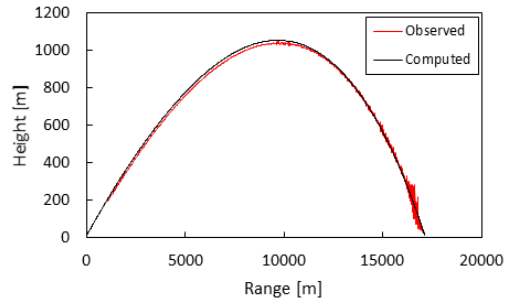
원인은 발사각도가 클수록 항력감소탄이 더 높은 고도를 비행하여 대기밀도가 낮아지기 때문에 I 의 값이 더 커지게 된다. 즉 항력감소탄의 발사각도가 클수록 항력감소 효과가 더 커지며 사거리 증가효과도 커진다.

Fig. 16~20에서 도출된 결과들이 항력감소탄의 일반적인 비행특성을 나타내므로 결과들이 타당하다고 판단할 수 있다. 두 발사각도의 시간에 따른 ΔBP , \dot{m}_f , I 는 각 비행특성에 대해 상이한 패턴을 보이지만 Fig. 19에서 도출된 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 는 잘 일치하며 두 발사각도에서 공통적으로 사용가능한 모터 자료가 잘 추정되었음을 알 수 있다. 각 발사각도에서 #1 ~ #4번 탄에 대해 위의 동일한 방법을 적용하여 항력 감소 모터의 질량 유량에 의한 탄저부 압력 변화 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 와 기준 질량유량 \dot{m}_f^* 를 구하고 결과를 Fig. 21, Fig. 22에 나타내었다.

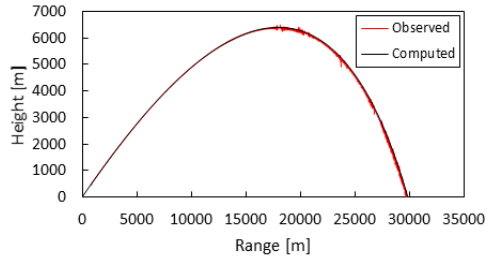
2.4.4 탄도 모델의 검증

도출된 항력 감소 모터 자료들을 탄도방정식에 입력하여 탄도 계산을 수행하였다. 계산된 탄도와 공력 성능 발사실험에서 측정한 탄도를 비교하였다. 탄도궤적과 탄착점의 비교는 각각 Fig. 23에 나타내었다. 먼저 발사각도 190 mil, 550 mil에서 계산된 탄도가 실제 탄도를 잘 따르는지를 확인하고 950 mil에서 탄도 모델을 검증하였다. 190 mil, 950 mil의 경우 레이더 Lost로 탄착점 없이 궤적만을 비교하였다.

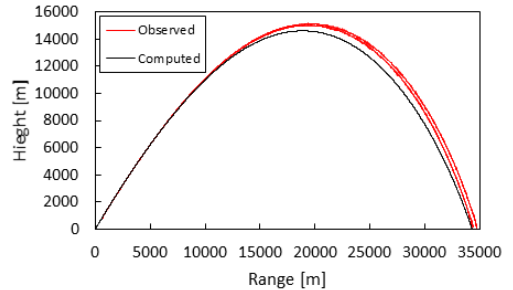
항력 감소 모터 자료를 결정했던 190 mil, 550 mil의 경우 계산된 탄도와 측정한 탄도궤적이 유사하지만 950 mil의 경우 탄도의 차이를 보인다. 궤적상 190 mil의 사거리오차는 0.1~1.0 %, 950 mil의 사거리오차는 0.3~1.3 %이다. 550 mil의 경우 평균 탄착점(Mean Point of Impact, MPI)의 오차는 수평사거리 오차 약 50 m, 편류 약 100 m로 사거리의 0.37 % 오차를 보인다. 항력 항은 사거리에 지배적으로 영향을 미치므로 계산된 탄도와 실제 탄도의 사거리 오차만 비교하면 약 50 m이다. Table 1에 발사각도에 따른 실제 탄도 사거리 대비 계산된 탄도의 사거리 오차를 표시하였다. 950 mil에서 큰 탄도오차의 요인으로는 높은 발사각도에서 넓은 범위의 고도변화, 즉 넓은 범위의 압력변화가 작용하므로 낮은 각도에서 결정된 모터 자료와 항력 감소 효과가 다르게 나타날 것으로 추정된다. 모터 자료 결정 시 탄도 평균성능을 만족하기 위해 공력성능 발사실험 설계 시 다양한 발사각도 설정이 필요할 것으로 판단된다. 모터 자료 결정을 위한 시간과 비용이 한정적일 경우 특정 발사각도에서 결정된 모터 자료와 적절한 범위(typical limit) 내의 수정인수 i 혹은 $f(i_{BB,MT})$ 를 적용하여 유사한 탄도를 만들 수 있을 것이다.



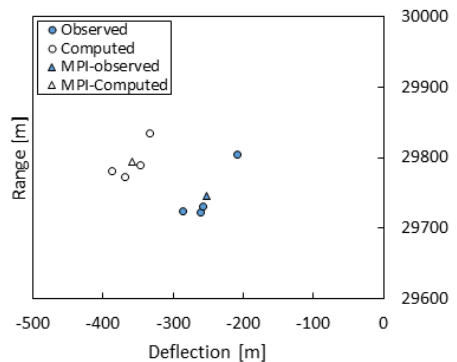
(a) Trajectory at quadrant elevation of 190 mils



(b) Trajectory at quadrant elevation of 550 mils



(c) Trajectory at quadrant elevation of 950 mils



(d) Point of impact at quadrant elevation 550 mils

Fig. 23. Comparison of computed trajectory with observed trajectory

Table 1. Predicted range data

Quadrant elevation	Range difference*
mil	Per cent
190	1.0
550	0.2
950	1.3

*Range difference = $|R_{\text{computed}} - R_{\text{observed}}| / R_{\text{observed}}$

3. 결론

본 연구에서는 항력감소탄의 표준 탄도 모델에 대한 항력 감소 모터 자료 결정 방법과 결과를 제시하였다. 도출된 항력 감소 모터 자료는 일반적인 항력감소탄의 비행특성을 나타냄을 확인하였고 항력 감소 모터의 질량 유량에 의한 탄저부 압력 변화 $\frac{\delta BP}{\delta I}$ 가 190 mil과 550 mil에서 공통적으로 사용할 수 있을 만큼 일치함을 확인하였다. 모터 자료를 결정한 발사각도 190 mil, 550 mil에서 사거리 오차는 각각 1.0 %, 0.2 %이고, 검증에 위한 각도 950 mil에서는 1.3 %의 오차를 보였다. 다양한 발사각도에서 탄도의 평균성능을 만족하려면 다양한 조건에서 결정된 모터 자료의 대푯값을 사용하거나 특정 운용 각도에서 결정된 모터 자료를 사용해야하는 것을 확인하였다.

References

[1] R. F. Lieske, "Determination of Aerodynamic Drag and Exterior Ballistic Trajectory Simulation for the 155mm, DPICM, M864 Base-Burn Projectile," BRL-MR-3768, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, June, 1989.

[2] D. Chargelegue, M. T. Couloumy, "Base Burn Projectile French Trajectory Model," Base Bleed : First International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, pp. 187-203, 1988.

[3] "The Modified Point Mass and Five Degrees of Freedom Trajectory Models," STANAG 4355(Edition 3), NATO, April, 2009.

[4] R. L. McCoy, "Modern Exterior Ballistics," Schiffer Publishing, Ltd. U.S.A., pp. 212-217, 1999.

[5] R. F. Lieske, J. E. Danberg, "Modified Point Mass Trajectory Simulation for Base-Burn Projectiles," BRL-TR-3321, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, March, 1989.

[6] "Procedures to Determine the Fire Control Inputs for Use in Indirect Fire Control Systems," STANAG 4144(Edition 2), NATO, August, 2005.

[7] R. L. McCoy, A. M. McKenzie, "Determination of Aerodynamic Drag from Radar Data," BRL-MR-2210, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, August, 1972.

[8] M. M. Aziz, M. Y. M. Ahmed, A. Z. Ibrahim, A. M. Riad, "Numerical Simulation and Drag Prediction for Base Bleed Projectile," Journal of Multidisciplinary Engineering Science and Technology (JMEST), Vol. 7, Issue. 9, pp. 12717-12722, September, 2020.

[9] J. Choi, E. Shin, C. Kim, "Numerical Study of Base-Bleed Projectile with External Combustion," 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 10-13, July, 2005.

[10] R. L. McCoy, "'McDrag' - A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles," ARBRL-TR-02293, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, February, 1981.