

# Ballistic Range로 부터 발사되는 Projectile 공기역학에 관한 수치해석적 연구

전구식\* · 임채민\* · 김희동\*\* · 이정민\*\*\*

## A Computational Study of the Aerodynamics of a Projectile Launched from a Ballistic Range

Gusik Jun\* · Chaemin Lim\* · Heuydong Kim\*\* · Jeongmin Lee\*\*\*

### ABSTRACT

A computational work has been performed to investigate the aerodynamics of a projectile which is launched from a ballistic range. A moving coordinate method for a multi-domain technique is employed to simulate unsteady projectile flows with a moving boundary. The variation of a virtual mass and the shape of projectile are added to the axisymmetric unsteady Euler equation systems. The present computational results properly predict the velocity, acceleration, drag histories and the major flow characteristics of the projectile.

### 초 록

Ballistic Range로부터 발사되는 발사체의 공기역학적 특성을 조사하기 위하여 축대칭 비정상 압축성 오일러 방정식에 이동경계법을 적용하여, 수치계산을 수행하였다. 그 결과, 발사체의 형상과 질량을 변화시켜 발사체의 순간속도, 가속도, 공기저항력을 조사한 결과, 발사 직후 발사체의 거동과 주위 유동장의 특성을 예측할 수 있었다.

Key Words: Ballistic Range(발리스틱 레인지), Projectile(발사체), Shock Wave(충격파), Blast Wave(폭발파), Supersonic Flow(초음속 유동)

### 1. 서 론

천음속 또는 초음속으로 비행하는 물체 주변에서 발생하는 공기역학에 관해서는 풍동실험이

나 이론해석 그리고 수치해석적인 방법을 통하여 과거 반세기 동안 상당히 많은 연구가 수행되었다. 그 결과 물체의 형상과 마하수 그리고 레이놀즈 등이 알려지는 경우, 물체주변에서 발생하는 공기역학적 특성들이 비교적 잘 알려져 있다. 예를 들면, Fig. 1에 개략적으로 나타낸 바와 같이, 천음속 또는 초음속의 유동에서 비행하는 물체의 형상이 주어지는 경우, 물체에 작용하

\* 안동대학교 대학원 기계공학과

\*\* 안동대학교 공과대학 기계공학과

\*\*\* (주)풍산 기술연구소

연락처, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

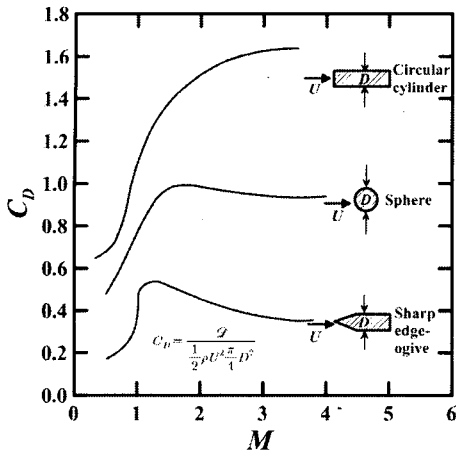


Fig. 1 Drag coefficient vs Mach number

는 공력저항의 크기는 레이놀즈수보다는 유동의 마하수에 크게 의존한다는 것이 잘 알려져 있다 [1,2].

이와 같은 유동 마하수에 대한 공기저항의 의존성은 물체의 형상에 따라 다르게 된다. 구체적으로 그림에 나타낸 바와 같이, sharp edge를 가지는 물체에 작용하는 공기저항력은 유동의 마하수가 1.0 부근에서 크게 증가한 후, 초음속의 영역에서 마하수가 증가하면 감소하는 경향을 나타내는 반면, circular cylinder형의 물체에 작용하는 공기저항력은 마하수 1.0 부근에서 급격하게 증가한 후, 마하수가 더욱 증가하더라도 공기저항력은 감소하지 않고 단조롭게 증가하는 경향을 보인다. 이러한 경향은 주로 유동의 압축성효과에 기인하며, 아음속 유동과 대별되는 매우 중요한 특성 중의 하나이다.

천음속 또는 초음속 물체의 공기역학에 관하여, 종래에 수행된 연구들 대부분은, 유동이 정상상태라고 가정하여 풍동실험이나 이론계산 등의 방법으로 얻어진 결과이며, 실제 공학적 응용에서 자주 관찰되는 바와 같이, 물체가 정지 상태에서부터 초음속까지 가속하는 경우에 발생하는 공기역학은 정상유동의 결과로부터 예측하기가 곤란하다.

본 연구에서는 이동경계법을 이용한 수치계산법을 적용하고, Ballistic Range (BR)로부터 발사되는 발사체의 형상과 질량을 변화시켜, 발사체

의 순간속도, 가속도 그리고 공기저항력을 조사하였다.

## 2. 수치계산법

본 연구에서는 BR로부터 발사되는 발사체를 수치적으로 모사하기 위하여 축대칭 비정상 압축성 오일러 방정식을 이용하였다. Fig. 2와 Table 1은 본 수치계산에서 사용된 계산영역, 경계조건 및 계산조건을 나타내었다.

본 연구에서 사용된 수치계산법과 계산영역 등에 관해서는 이전의 연구[3,4]에서 상세하게 기술되어 있으므로, 본 논문에서는 계산조건과 발사체의 형상을 간략하게 기술한다. Table 1에 나타낸 바와 같이, 발사체의 질량( $M_p$ )이 공기역학적 특성에 미치는 영향을 조사하기 위하여,  $M_p$ 를 6.75g과 13.5g의 두 종류로 변화시켰으며,

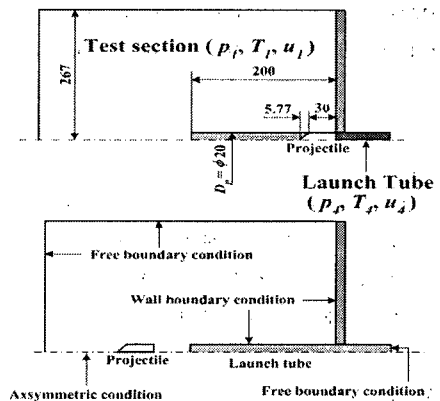


Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

Table 1 Computational conditions used in the present study

	$p_1$ (kPa)	$T_1$ (K)	$u_1$ (m/s)	$p_4$ (MPa)	$T_4$ (K)	$u_4$ (m/s)	$M_p$ (g)
Case 1	100	293	0	200	1000	0	13.5
Case 2	100	293	0	200	1000	0	6.75
Case 3	100	293	0	200	1000	0	13.5

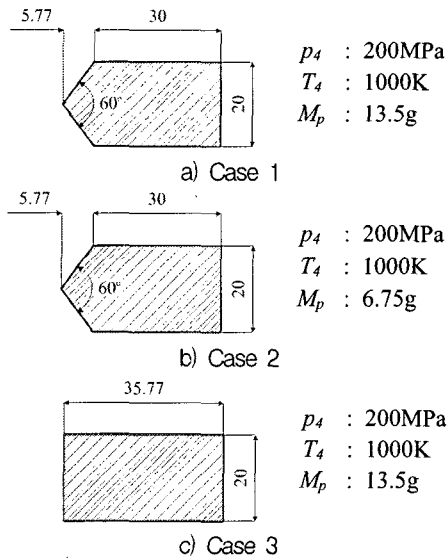


Fig. 3 Projectile configurations

발사체의 형상은 Fig. 3에 나타난 바와 같이 반정각 30°를 가지는 Case 1과 2, 그리고 90°인 Case 3의 두 형태를 적용하였다.

### 3. 결과 및 토론

Figure 4와 5에는 각각 Case 1과 3에 대한 본

수치계산에서 얻어진 발사체 주변 등압력선도를 나타내었다. 먼저 Case 1에서 발사체가 발사관내에서 움직이기 시작하는 순간부터  $t=0.3404\text{ms}$ 가 경과한 경우, 발사관 내에는 발사체의 피스톤 효과로 인하여 발사체 전방에 압축파들이 형성된다. 이러한 압축파는 시간이 경과함에 따라 발사관 출구를 향해 이동하면서 서로 합체하여 수직충격파로 되며,  $t=0.4233\text{ms}$ 에서 수직충격파는 발사관으로부터 방출하여 cylindrical blast wave로 되며, 이때 발사체는 발사관 내부에 위치한다.

한편 수치계산에서는 발사관 내의 유동 상태량은 첨자 4를, 자유공간의 대기상태는 첨자 1을 이용하여 나타냈다. 발사체 후방의 발사관내부 압력  $p_4$ 와 온도  $T_4$ 는 각각 200MPa와 293K로, 대기상태의 압력  $p_1$ 와 온도  $T_1$ 은 각각 0.1MPa와 293K로 가정하였다. 본 연구에서는 이동 좌표계와 관련된 계산영역에 약 100만, 고정된 계산영역에 대해서는 70여만의 정렬격자를 배치하였다.

$t=0.5280\text{ms}$ 에서 blast wave는 주위로 전파하며, 그 배후에서 새로운 형태의 수직형태의 조절충격파가 발생한다. 이 경우 수직조절 충격파와 발사관 출구사이에서 비정상 초음속 부족팽창제트류가 형성되며, 발사체는 발사관 출구로부터 방출되기 직전의 상태로 발사관 출구 부근에 위치하게 된다. 이러한 비정상 초음속 부족팽창제

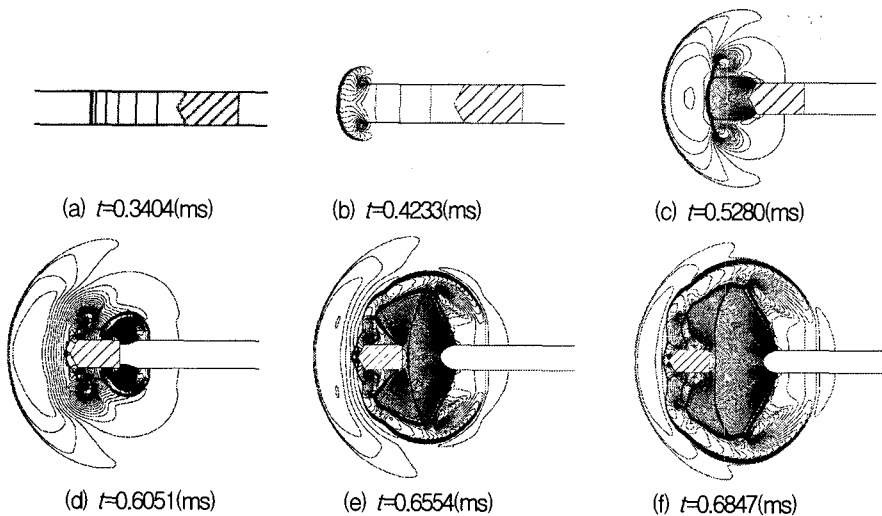


Fig. 4 Pressure contours at each time (Case 1)

트는 발사관내부 발사체 전방에서 수직충격파로 인하여 압축된 공기가 방출됨에 따라 형성되는 것이며, 발사관 배후의 구동기체의 방출에 의한 것이 아니다.

$t=0.6051\text{ms}$ 에서 선행하는 blast wave는 주변으로 전파하면서 그 강도가 약해지며, 발사체는 발사관 출구로부터 방출되어, 전방의 수직조절 충격파와 간섭하게 된다. 이 경우 발사체 선단의 상하측과 발사체 후미부에는 강한 와류가 형성되는 것을 관찰할 수 있다. 시간이 더욱 경과함에 따라 수직형 조절충격파는 발사체 전방에서 선행하는 blast wave와 유사한 형태로 주위로 전파하게 되며, 발사체 바로 하류의 후류에는 새로운 강한 접축 불연속면인 충격파가 형성된다. 이 충격파 하류에는 발사관 내부의 고온/고압의

기체가 발사체 출구로부터 방출되며, 그 배후에 매우 강한 초음속 정상부족팽창 제트류가 형성된다. 이후 발사체는 조절 충격파를 추월하게 되며( $t=0.6554\text{ms}$ ), 발사관 출구에는 강한 부족팽창 기류가 성장하는 것을 관찰할 수 있다.

한편 Fig. 5에는 Case 3에 대한 수치계산 결과를 나타내었으며, 발사관의 출구 부근 유동장은 정성적으로 Case 1과 매우 유사하다. 그러나  $t=0.3830\text{ms}$ 와  $0.4282\text{ms}$ 에서 관찰되는 바와 같이, 발사관 출구에서 형성되는 blast wave는 Case 1에 비하여 보다 강하다는 것을 알 수 있다. 또  $t=0.6207\text{ms}$ 에서 발사체는 조절충격파를 추월하여, 선행하는 blast wave와 간섭하며, 이후 blast wave를 추월하게 된다. 이 경우 발사체 전방에는 이탈 충격파가 발생한다( $t=0.7176\text{ms}$ ).

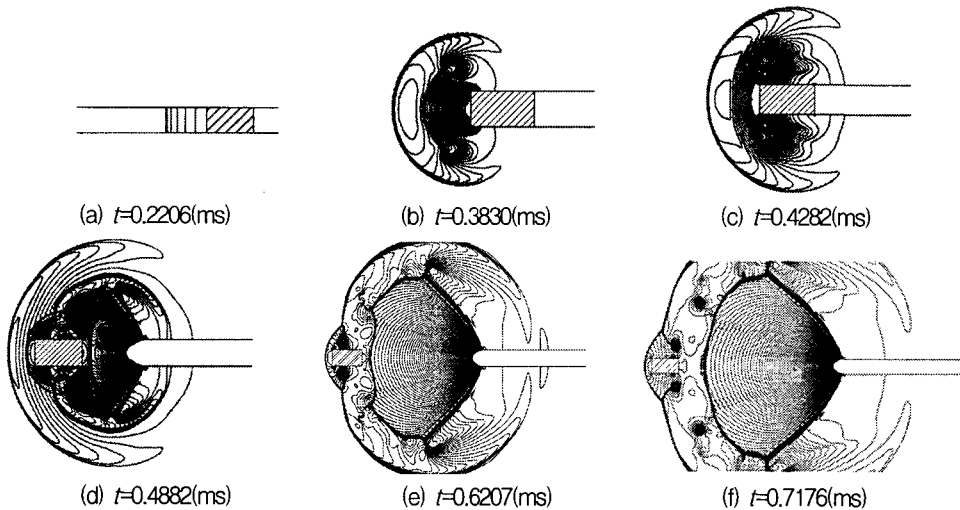


Fig. 5 Pressure contours at each time (Case 3)

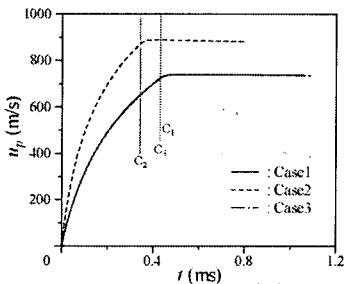


Fig. 6 Projectile velocity histories

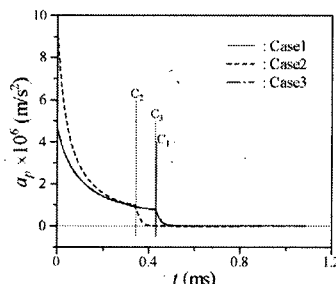


Fig. 7 Projectile acceleration histories

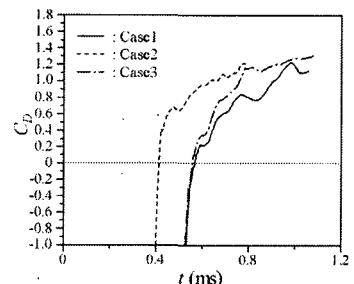


Fig. 8 Drag coefficient on projectile

발사체의 속도이력을 나타낸 Fig. 6에서 발사체는 발사관 내부에서 가속하여, 발사관 출구로부터 방출된 후, 어느 최대속도에 도달하여, wave drag에 의하여 감속하나 그 정도는 매우 작다.

한편 그림에 나타낸  $C_1$ ,  $C_2$  그리고  $C_3$ 는 각각 Case 1, 2 그리고 3에 대하여, 발사체가 발사관 출구로부터 방출되는 시간을 의미한다. Table 1에 나타낸 바와 같이, Case 1과 3는 발사체 질량이 동일하므로,  $C_1$ 과  $C_3$ 는 거의 동일한 시간 약  $t=0.41ms$ 를 나타낸다. 그러나 Case 2는 발사체의 질량이 6.75g인 경우이며,  $C_2$ 는 대략  $t=0.33ms$ 로 다른 두 경우보다 발사체가 일찍 발사관 출구로부터 방출된다. 이것은 다른 두 경우에 비해, 발사체의 질량이 작아 가속도가 커지기 때문이다.

Figure 7에서 발사관 내부의 발사체는 초기 큰 가속도로 이동하게 되며, 발사관 내부에서 가속도는 점차 시간이 경과함에 따라 작아지게 된다. 발사관 출구로부터 발사체가 방출되는 순간부터 발사체의 가속도는 급격하게 작아지게 되며, 그 후 거의 가속도가 영이 된다.

Figure 8에서 세 경우 모두 항력계수는 급격하게 증가하며, 항력계수의 값에서 큰 시간변동을 한다. 이러한 시간변동은 발사체 주변에서 발생하는 충격과 시스템들이나 외류 및 후류들에 기인한 것으로 그림에서 나타낸 유동장에서 정상 항력값은 발견할 수 없다.

한편 그림에서 Case 2에 대한 항력계수의 값은 대체적으로 다른 두 경우에 비하여 크게 나타나며, Case 1과 2의 경우 발사체의 형상은 동일하지만, 항력계수의 값은 크게 다르다는 것을 알 수 있다. 더욱이 Case 1과 3을 비교하는 경우, 두 발사체의 질량은 동일하지만, 선두부 형상이 다른 경우에도 항력계수의 값이나 시간변동의 정도는 현저하게 다르다. 따라서 본 연구의 결과로부터, 정상 초음속 유동장과는 달리, 발사체의 공기역학은 발사체의 질량, 마하수 그리고 형상에도 크게 의존하며, 정상 항력계수의 값은 발사관의 근거리장에서는 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 Ballistic Range로부터 발사되는 발사체의 공기역학을 이동경계법을 적용한 축대칭 압축성 오일러방정식으로 모사하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 발사체의 질량이 동일한 경우, sharp edge 형 발사체의 항력계수가 작다.
2. 발사체의 형상이 동일한 경우, 질량이 큰 발사체의 항력계수가 작다.

따라서, 발사체의 공기역학은 발사체의 질량, 마하수 그리고 형상에 크게 의존하며, 정상 항력계수의 값은 발사관의 근거리장에서는 발생하지 않는다.

#### 후 기

본 연구는 산업자원부의 지역혁신 인력양성사업의 연구결과로 수행되었음.

#### 참 고 문 헌

1. Shappiro, A. H., The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol. 1, Ronald Press Company, 1953, pp. 379-387
2. Schlichting, H., Boundary Layer Theory, 7th Ed., McGraw-Hill, 1987, pp.12-19
3. 정성재, G. Rajesh, 김희동, 이정민, "Ballistic Range를 이용한 Projectile 공기역학의 수치 모사", 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.386-393
4. 임채민, 이정민, 김희동, "초음속 발사체의 공력 특성에 관한 수치해석", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2005, pp.86-89