

Ballistic Range를 이용한 Projectile 공기역학의 수치모사

정성재* · G. Rajesh* · 김희동** · 이정민***

A Numerical Simulation of Projectile Aerodynamics Using a Ballistic Range

S. J. Jung* · G. Rajesh* · H. D. Kim** · J. M. Lee***

ABSTRACT

The objective of the present study is to develop a new type of the Ballistic range, called "two-stage light gas gun". A computational work has been performed to investigate the aerodynamics of a projectile which is launched from the two-stage light gas gun. A moving coordinate method for a multi-domain technique is employed to simulate unsteady projectile flows with a moving boundary. The effect of a virtual mass is added to the axisymmetric unsteady Euler equation systems. The computed results reasonably capture the major flow characteristics which are generated in launching the projectile supersonically, such as the interaction between the shock wave and the blast wave, the interaction between the vortical flow and the barrel shock, and the steady under-expanded jet. The present computational results properly predict the velocity, acceleration, and drag histories of the projectile.

Key Words: Ballistic Range(발리스틱레인지), Gasdynamics(기체역학), Shock Wave(충격파), Supersonic Flow(초음속 유동), Two-Stage Light Gas Gun(2단식 경가스총)

1. 서 론

일반적으로 어떤 Projectile을 정지 기체속에서 초음속으로 발사하여, 발사체의 비행상태 및 모형에서 발생하는 공기역학적 특성을 조사하거나, 또는 정지한 표적에 충돌시켜, 고속충돌 파괴현상이나 충돌에 의한 초고압력하에서 재료의 물성 등에 관한 연구를 위한 장치를 Ballistic

Range(BR)라고 부른다⁽¹⁾. 이러한 BR은 어떤 모형을 측정부에 고정하여, 그 주변의 초음속 혹은 극초음속유동을 발생시켜서 실험을 수행하는 통상적인 초음속 풍동(supersonic wind tunnel), 충격파 풍동(shock tunnel) 또는 Gun Tunnel 등과는 달리, 모형이 정지 기체속을 가속 운동하기 때문에 모형 주위에서 발생하는 공기역학적 특성을 조사하는 것은 풍동에 비하여 대단히 어렵다. 그러나 일반적으로 풍동실험에서 경험하게 되는 유동의 비균일성 및 난류문제 그리고 모형의 지지대가 유동장에 끼치게 되는 영향이 전혀 없기 때문에 실제에 가까운 유동을 실현하기 쉬

* 안동대학교 대학원 기계공학부

** 안동대학교 기계공학부

*** (주)풍산 기술연구소

연락처자, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

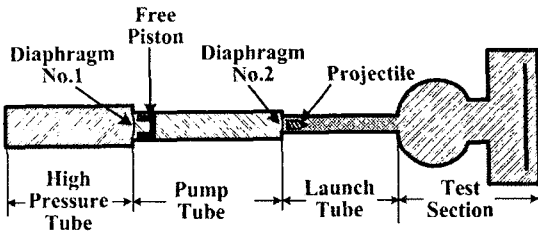


Fig.1 Typical Ballistic range.

운 장점을 가지고 있다. 이러한 이유로, 최근 BR을 이용하는 많은 응용연구가 수행되고 있다. 예를 들어, 자유비행체 발사장치, 경가스총, 화약총, 연소총, 레일총(rail gun), 전기총(electric gun), 램가속기(ram accelerator), 초고속 액체제트 발생장치 뿐만 아니라, 우주선의 비행시험, 충격초고압발생, space debris의 충돌연구, 각종 가공기술, 중량물의 가속 등 BR의 응용은 매우 다양하다.

Fig.1에는 전형적인 Ballistic Range의 일례를 나타내었다. 제1 격막에 인접하고, 펌프실내에서 자유롭게 움직일 수 있는 무거운 피스톤을 설치하여, 발사체(Projectile) 즉 모형은 제2 격막에 인접한 발사관(Launch tube)내에 설치한다. 고압실에는 고압의 기체를 충전하며, 펌프실에는 모형을 가속하는데 효율이 좋은 가벼운 기체 즉 수소나 헬륨 등의 기체를 충전한다. 이러한 형태의 Ballistic Range는 위에서 기술한 Gun Tunnel의 노즐 부분을 발사관으로 대체한 것과 같으며, 발사관 내부에 모형을 장착하게 된다. 또 고압기체와 펌프실의 가벼운 기체를 이용하여 모형을 가속하게 되므로, BR을 일반적으로 2단식 경가스총(Two-stage light gas gun)이라고도 한다.

그림에 예시한 바와 같이, 제1 격막이 파열되면, 압력차에 의해 무거운 피스톤이 펌프실내를 오른쪽으로 이동하여, 펌프실의 기체를 등엔트로피적으로 압축하게 된다. 이러한 압축에 의하여, 가벼운 기체가 충분히 고온 고압으로 도달하였을 때, 제2 격막이 파막되도록 설정하면, 모형은 압력차에 의하여 가속되어 발사관내를 고속으로 운동하여 측정부내를 자유비행하게 된다. 이와

같이 Ballistic Range에서는 먼저 고압실의 고압기체의 에너지가 피스톤의 운동에너지로 변환되며, 피스톤에 의해 가열 압축된 고온 고압의 기체가 구동원으로 되어 모형의 운동에너지로 다시 변환되기 때문에 two-stage라 하는데 주의가 필요하다. 대개의 경우, 발사관 출구에서 모형의 속도를 크게 하기 위해서는 발사관내에서 모형의 가속도를 가능한 한 크게 해 줄 필요가 있다. 그러나 모형 재질의 강도면으로 부터 견디어 낼 수 있는 가속도에는 한계가 있을 수 있으며, 이 한계내에서 최대 속도를 얻기 위해서는 모형을 일정 가속도로 가속하는 것이 바람직하다⁽²⁾.

2단식 경가스총은 1948년 미국의 광산대학교의 Crozier-Hume에 의하여 최초 개발된 이래, 그 후 각국에서 우주개발에 대한 관심이 고조되면서부터 우주선과 debris 등의 충돌 또는 우주선의 대기권재돌입 등의 연구에 활용되기 시작하였다. 최근 2단식 경가스총으로 가속한 초고속 비행체의 충돌을 이용한 수백만 기압 이상의 초고압을 발생시켜, 각종 물질의 물성을 조사하거나, 신물질의 창조 및 합성, 다이아몬드 결성, 지구심층부의 물질조사, 또는 초고압, 초고온 상태에서 금속수소의 합성 또는 레이저 핵융합용 연료의 상태변화 등의 연구가 활발하게 수행되고 있다. 이러한 응용에 BR을 이용하는 경우, 충돌에 의하여 발생한 초고압력 상태는 부하시간이 매우 짧으며, 부하시에 필연적으로 나타나는 온도상승을 수반하는 단점이 있으나, 정적으로 발생시킬 수 있는 압력의 상한이 부하영역이 넓은 경우에는 수십만 기압정도에 불과하므로, Ballistic Range는 초고압력을 발생시키는데 필수 불가결한 장치로 알려져 있다.

종래 초고압력을 발생시키기 위하여 각종 폭약의 폭발현상을 이용한 방법이 사용되었으나, 이러한 방법은 안전성, 실험공간, 각종 계측 등의 문제로 인하여, 2단식 경가스총을 사용하는 방법이 바람직한 것으로 알려져 있다. 이러한 2단식 경가스총은 종래 가스 혹은 화약총으로는 불가능하였던 속도영역까지 물체를 가속시킬 수

있는 장점을 지니고 있다. 더욱이 종래의 화약총들은 구동가스의 압력이 크게 높지 않거나, 화약의 비중량이 커서, 기체의 점성이 클 뿐만 아니라, 음속이 낮아져 물체를 가속시키는데는 한계가 있었다. 그러나 2단식 경가스총에서는 화약가스가 가지는 결점이 비교적 작은 수소, 헬륨 등의 가벼운 가스를 물체의 구동용으로 사용하게 되므로, 경가스의 구동압력이 상당히 높아져 종래의 총들에 비하여 비행체의 속도를 수십배 정도 증가시킬 수 있다.

위와 같은 2단식 경가스총을 실험실에서 이용하는 경우, 수소 헬륨 등의 기체를 이용하여야 하며, 이들 가스를 가압하는데 어려움이 있다. 더욱이 각종 탄두의 공기역학 시험을 실험실에서 용이하게 실현하기 위해서는 구동가스를 압축공기로 하고, Projectile 비행마하수를 비교적 용이하게 변화시킬 수 있는 새로운 방법이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 종래의 2단식 경가스총의 발사관과 제2 격막 사이에 충격파 관을 설치하여, 제2격막의 파막에 의하여 발생하는 충격파에 의하여 Projectile을 구동하는 새로운 형태의 BR을 개발하기 위한 기초연구의 일환으로 이동경계를 가지는 수치계산법을 개발하고자 한다. 본 논문에서는 먼저 발사관으로부터 발사되는 Projectile의 공기역학을 이동경계를 가지는 수치계산법을 개발하여, 수치실험을 수행하였다.

2. 지배방정식 및 수치해석법

본 연구에서는 BR로부터 발사되는 Projectile을 수치적으로 모사하기 위하여, 다음과 같이 주어지는 3차원 비정상 압축성 오일러 방정식을 이용하였다.

$$\frac{d}{dt} \iiint Q dV + \iint \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dA = \iiint \mathbf{S} dV \quad (1)$$

위의 식에서 \mathbf{n} 은 계산격자의 표면에서 외향법선 벡터, Q 는 보존량 벡터, \mathbf{F} 는 대류플럭스 tensor 그리고 \mathbf{S} 는 Source 벡터를 의미하며, 이들은 다음의 식으로 주어진다.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ E \end{pmatrix}, F_k = \begin{pmatrix} \rho u_k \\ \rho u_1 u_k + \delta_{1,k} p \\ \rho u_2 u_k + \delta_{2,k} p \\ \rho u_3 u_k + \delta_{3,k} p \\ E u_k + u_j \delta_{j,k} p \end{pmatrix} \quad (2)$$

또 위의 Source 벡터는 후술하는 바와 같이 이동하는 계산영역에 고정된 좌표계가 사용될 때 적용된다. 본 수치계산에서는 다중계산 영역⁽³⁾에 대한 이동좌표계를 적용하였다. 이러한 방법은 본 연구에서와 같은 비정상 유동을 해석하기 위하여 자주 적용되어 온 것으로^(4,5), 본 연구에서는 BR로부터 발사되는 Projectile을 모사하기 위하여, 2개의 좌표계와 2개의 계산영역을 적용하였다. 먼저 Fig.2에 도식적으로 나타낸 바와 같이, 좌표계 A는 이동하는 물체 관한 계산영역 A에 고정된 것이며, 좌표계 B는 발사관 주변의 계산영역 B에 고정된 좌표계이다. 즉 2개의 좌표계는 Projectile과 동일한 속도를 가지고 서로 멀어지는 방향으로 이동하는 것을 의미한다. 따라서 다음에 기술하는 바와 같이, 본 연구에서 사용된 다중 계산영역기법은 정지된 좌표계의 문제와는 다르다. 우선 지배방정식은 비행하는 Projectile의 가상 질량(virtual mass)을 포함해야 하며, 이동하는 계산격자의 속도 U_G 가 계산영역내의 공간 상에서 균일하게 되므로, 다음 식으로 주어지는 source 항이 각 계산 영역에 포함되어야 한다.

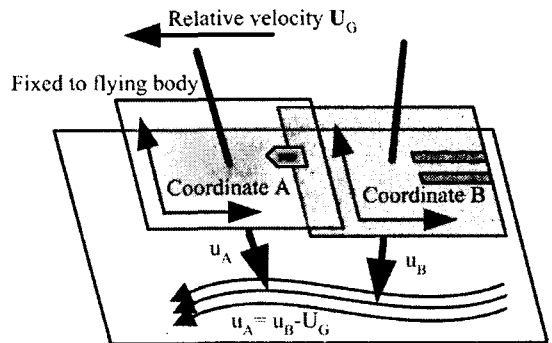


Fig. 2 Observation from the coordinate system fixed to a moving domain.

$$S = \begin{pmatrix} 0 \\ -\rho dU_{g1}/dt \\ -\rho dU_{g2}/dt \\ -\rho dU_{g3}/dt \\ -\rho(\mathbf{u}d\mathbf{U}_g/dt) \end{pmatrix} \quad (3)$$

위에서 좌표계 A가 B에 상대적인 속도 U_G 로 이동한다고 가정하면, 이 속도는 Projectile의 속도가 되며, 각 계산의 시간 step에서 뉴턴의 운동 방정식을 적용하여 해를 구할 수 있다. 또 계산 영역들간의 물리량들을 교환할 때, 각 좌표계에서 관찰할 수 있는 물리량들은 Galillean 변환을 통하여 평가할 수 있다.⁽⁶⁾ 만일 좌표계 A와 B에서 관찰되는 속도를 각각 u_A 와 u_B 라고 가정하면, $u_A = u_B - U_G$ 가 되므로, 좌표계 B로부터 A로 변환하는 경우에 운동량 M 과 전에너지 E 는 다음으로 주어지게 된다.

$$M_A = M_B - \rho U_G$$

$$E_A = E_B - \rho u_B \cdot U_G + (1/2)\rho U_G^2 \quad (4)$$

이와 유사하게 좌표계 A로부터 B로의 변환의 경우에는 다음으로 주어진다.

$$M_B = M_A + \rho U_G$$

$$E_B = E_A + \rho u_A \cdot U_G + (1/2)\rho U_G^2 \quad (5)$$

여기에서 움직이는 Projectile에 고정된 좌표계로 유체운동을 관찰하는 경우, 움직이는 벽에 대한 경계조건은 정지된 벽의 경계조건과 같아지게 되므로, 이 방법은 큰 잇점으로 작용하게 된다.

위의 식들을 정렬격자계(ξ, η, ζ)를 이용하여 축대칭 유동에 관한 유한체적법을 적용하면, 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(Q_{i,j}V_{i,j}) = \hat{F}_{i+1/2,j}^\xi - \hat{F}_{i-1/2,j}^\xi + \hat{F}_{i,j+1/2}^\eta - \hat{F}_{i,j-1/2}^\eta + \hat{D}F_{i,j}^\zeta$$

$$\hat{F}^\xi = \mathbf{F} \cdot \mathbf{n}^\xi A^\xi, \hat{F}^\eta = \mathbf{F} \cdot \mathbf{n}^\eta A^\eta \quad (6)$$

여기에서 A^ξ 와 A^η 는 각각 ξ 와 η 방향으로 계산격자의 면적을 의미하며, \mathbf{n}^ξ 와 \mathbf{n}^η 는 계산격자

표면의 ε 와 η 방향으로 외향 단위 법선벡터이다. 여기에서 2차원 유동과 축대칭 유동의 차이점은 압력수정항 $\hat{D}F^\zeta$ 가 보존방정식 대칭형에 추가된다.

위에서 기술한 바와 같이 가상질량을 가지는 축대칭 오일러 방정식을 cell-centered 유한 체적법으로 이산화하여 수치적으로 구하며, 공간변수의 차분은 Chakaravarthy-Osher의 TVD scheme⁽⁷⁾으로 그리고 시간항의 적분은 2차 Runge-Keuta 법을 적용하였다.

3. 계산조건 및 경계조건

본 수치계산에서 사용된 계산영역 및 경계조건을 Fig.3에 나타내었다. 직경 20mm를 가지는 Launch Tube로부터 Projectile가 자유공간으로 방출된다. 본 연구에서는 Projectile의 형상을 그림에 나타낸 바와 같이 Blunt body로 하였으며, 기존의 연구결과와 비교하기 위하여 Projectile은 27.07g의 질량을 가지는 알루미늄으로 가정하였다. Launch Tube 내의 유동의 상태량에 첨자 4를 적용하고, 자유공간의 상태를 나타내기 위하여 첨자 1을 적용하여, Table 1에는 본 연구에서 적용한 계산 조건을 기술하였다. 본 연구에서는 두 가지 경우에 대하여 수치실험을 수행하였다. 즉 Launch Tube 내와 자유공간의 압력차로 인하여 Projectile의 속도가 0인 상태로부터 가속하

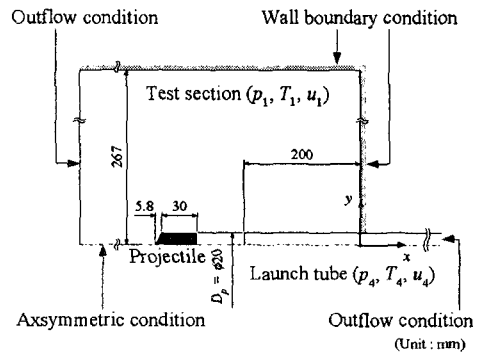


Fig.3 Computational domain and boundary conditions.

Table 1 Initial conditions used in the present computation.

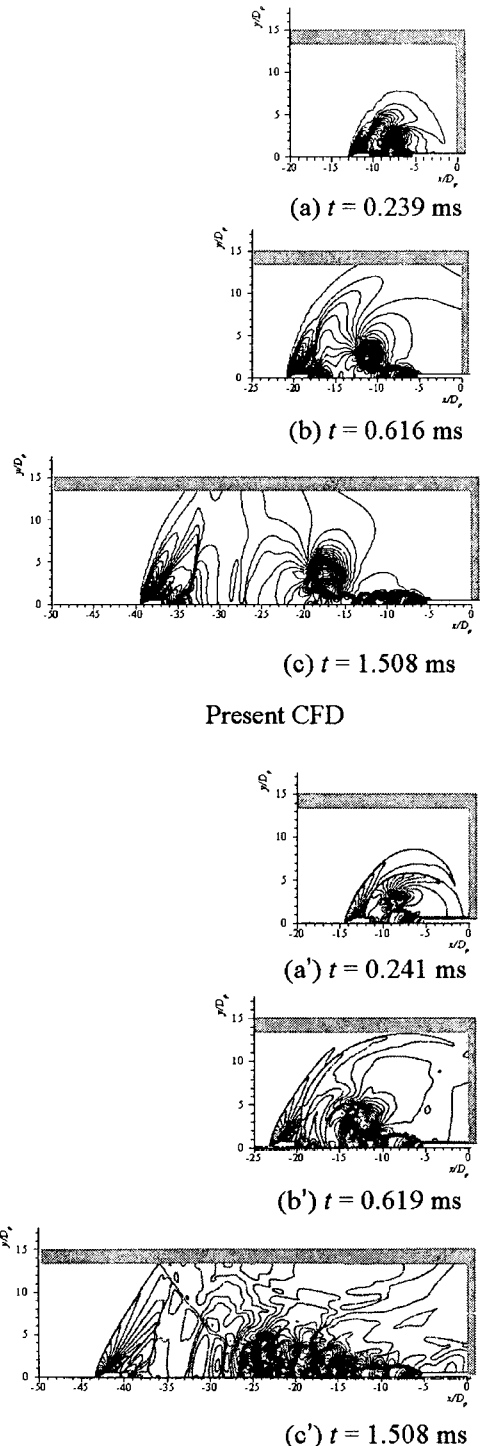
(a) $V_0 = 0$ m/s					
p_1 (MPa)	T_1 (K)	u_1 (m/s)	p_4 (MPa)	T_4 (K)	u_4 (m/s)
0.1	293	0	200	293	0

(b) $V_0 = 418$ m/s					
p_1 (MPa)	T_1 (K)	u_1 (m/s)	p_2 (MPa)	T_2 (K)	u_2 (m/s)
0.1	293	0	1	293	418

여 Launch Tube로 내에서 가속하여 발사되는 경우 (a)와 Projectile이 일정속도 $V_0=418$ m/s 로 이동한다고 가정한 경우 (b)에 대하여 수치계산을 수행하였다. (a)의 경우, Projectile후방의 압력 p_4 과 온도 T_4 는 각각 200MPa 및 293K로 가정하였으며, (b)의 경우에는 각각 1MPa 및 293K로 가정하였다. 한편 자유 공간의 압력 p_1 및 T_1 은 각각 0.1MPa 및 293K로 일정하게 유지하도록 하였다. 본 연구에서는 이동하는 좌표계와 관련된 계산영역에 약 60만 정렬격자를 그리고 고정된 계산영역에 대해서는 50여만의 정렬격자를 배치하였다.

4. 결과 및 고찰

Fig.4에는 문헌 (5)의 연구결과와 본 수치계산의 결과를 비교하였다. 그림에서 시간 t 는 Fig.3에 나타낸 바와 같이 Projectile이 $x=0$ 인 위치에서 있을 때 $t=0$ 으로 가정하여 그로부터 경과한 시간을 나타낸다. 그림의 두 결과로부터 Projectile 선두에서 발생하는 충격파와 후미부에서 발생하는 충격파 그리고 Projectile 하류에서 발생하는 강한 와류 및 Launch Tube로부터 발생하는 정상 제트의 형상을 분명하게 관찰할 수 있다. 그러나 본 연구의 결과와 문헌 (5)의 결과의 비교로부터 Projectile하류에서 발생하는 와류의 상세구조에는 약간의 차이가 발생함을 알 수 있다. 이것은 본 연구에서 적용된 충분하지 못한 계산격자에 기인할 수 있으며, 또 문헌 (5)에서 적용된 계산조건 중 온도 T_4 에 관한 정보가 기술되지 않아 동일한 t 에서 두 결과를 비교할 수 없었기 때문이다. 그러나 본 수치계산법은



Ref. (5)

Fig.4 Comparison with Takakura's results.

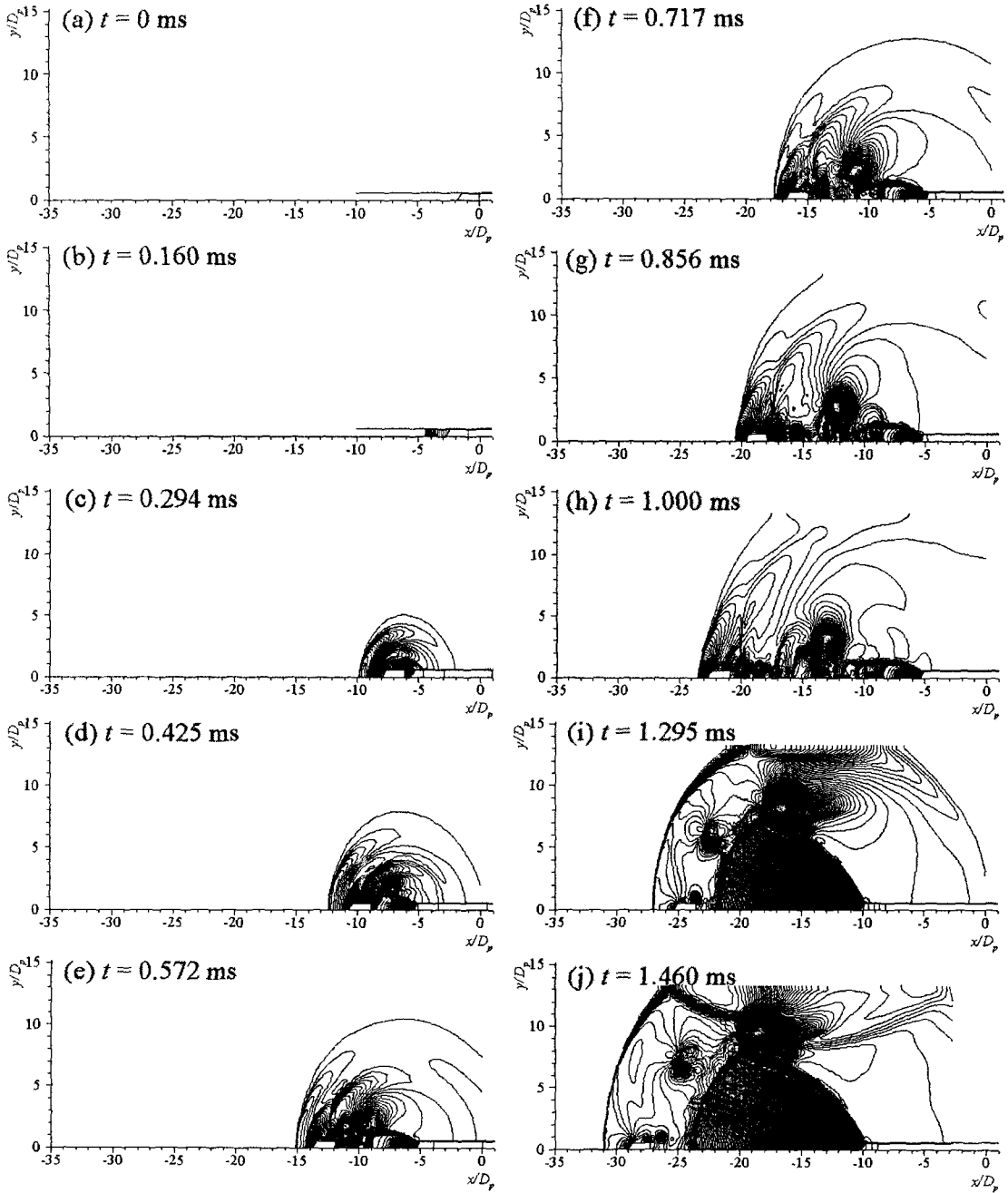


Fig. 5 Pressure contours around a flying projectile.

Projectile의 주변에서 관찰되는 충격파, 와류구조 그리고 정상제트의 형태를 적절하게 묘사하는 것으로 판단된다.

Fig.5에는 Launch Tube내에서 Projectile의 속

도가 $V_0=0\text{m/s}$ 에서부터 가속하여, 발사되는 과정을 상세하게 나타내었다. $t=0$ 에서 Projectile의 base가 $x=0$ 인 위치에 있으며, 이 상태는 본 계산의 초기조건에 해당한다. $t=0.16\text{ms}$ 에서

Projectile은 Launch Tube내에서 가속하게 되며, Projectile의 전방에는 피스톤 효과로 인한 수직 충격파가 관찰된다. 그후 시간이 경과함에 따라 충격파와 Projectile은 Launch Tube내에서 가속하게 되며, $t=0.491$ 에서 진행되는 충격파가 방출되어, Blast wave 형태로 되는 것을 관찰 할 수 있으며, 이때 Projectile은 Launch Tube 내에 위치한다. 이 Blast wave 자유공간내를 전파하게 되며, 그 하류에는 강한 와류가 발생함을 관찰 할 수 있다. $t=0.650\text{ms}$ 에서 Projectile은 Launch Tube로부터 방출되어, Blast wave 하류에서 발생하는 강한와류와 간섭을 하면서 자유공간 내를 비행하게 된다. $t=0.812\text{ms}$ 에서 Projectile의 선두에는 새로운 충격파가 발생하게 되며, Projectile의 윗부분에서는 충격파와 Blast wave 하류에서 발생하였던 와류와 간섭을 한다. 또 Projectile의 하류에는 Launch Tube로부터 방출되는 정상제트가 관찰된다. 시간에 더욱 경과함에 따라 Projectile의 선두에서 발생한 충격파는 진행되는 Blast Wave를 따라가 합체하게 되며, Launch Tube로부터 발생하는 정상제트 내에서 바렐 충격파가 발생함을 관찰 할 수 있다. 한편 이 바렐충격파는 진행되는 충격파들 하류에서 발생하는 와류와 간섭하여, 바렐충격파 하류에는 강한 슬립라인들이 발생한다. 시간이 더욱 경과함에 따라 Blast Wave와 Projectile의 선두에서 발생한 충격파는 완전히 합체하게 되며, Projectile은 이들 합체된 충격파와 정상제트에서 발생한 바렐충격파 사이에 위치하게 된다. 이 경우 바렐충격파는 시간의 경과에 따라 크게 이동하지 않으며 거의 정상위치에 존재하게 된다.

한편 본 연구에서는 Projectile후방의 온도를 293K로 가정하였다. 그 결과 Projectile충격파를 추월하지 못하였다. 실제의 경우, Projectile이 진행되는 충격파를 추월하는 경우와 추월하지 않은 경우, Projectile에 작용하는 공력현상은 매우 달라지게 된다. 특히 Projectile이 충격파를 추월하는 순간에 Projectile에는 매우 강한 압력변동 그리고 항력변동이 발생 할 것으로 예상되며, 따라서 이러한 변동은 Projectile의 비행안정성과

비행궤도에 중요한 영향을 미칠 수 있다. 본 수치계산법은 상당한 계산시간이 요구될 뿐만 아니라 수백만 정도의 수치계산 격자를 요하게 된다. 따라서 향후 계산격자를 증가시켜, 본 수치계산의 신뢰성을 향상시키며, Projectile배후의 압력 및 온도를 다양하게 변화시켜 Projectile의 공력특성에 미치는 효과를 조사할 예정이다.

5. 결 론

본 연구에서는 Ballistic Range로부터 발사되는 Projectile의 공기역학을 수치적으로 모사하기 위하여 이동경계법을 축대칭 압축성 오일러 방정식에 적용하였다. 그 결과 Launch Tube로부터 방출되는 Blast Wave와 Projectile 주변에서 발생하는 충격파 및 와류의 거동을 관찰 할 수 있었으며, Projectile 이 발사된 후에 Launch Tube의 출구로부터 정상 초음속 부족팽창 제트가 발생함을 알 수 있었다. 본 수치실험의 결과는 선행 연구결과와 비교적 잘 일치하였으며, 향후 보다 정밀한 수치격자를 구성하여, 보다 다양한 조건에서 수치실험을 수행할 계획이다.

후 기

본 연구는 산업자원부의 지역혁신 인력양성사업의 연구결과로 수행되었음.

참 고 문 헌

1. 김희동, "유체공학에서 충격파현상(II)," 대한기계학회지, 제35권, 제1호, 1995, pp.71-83.
2. Lukaszewicz, J., "Constant Acceleration Flows and Applications to High-Speed Guns," AIAA Journal, Vol. 5, No. 11, Nov., 1967.
3. Takakura, T., Ogawa, S. and Wada, Y., "Computational of Transonic Wind-Tunnel Flows about a Fully Configured Model of Aircraft by Using Multi-Domain Technique," AIAA Paper 93-3022, 1993.

4. Takakura , Y., Ogawa, S. and Wada, Y., "Transonic Wind-Tunnel Flows about a Fully Configured Model of Aircraft," AIAA Journal, 33(3), 1995, pp. 557-559.
5. Takakura, Y., Higashino, F. and Ogawa, S., "Unsteady Flow Computations on a Flying Projectile within a Ballistic Range," Computers & Fluids, Vol. 27, No. 5-6, 1998, pp. 645-650.
6. Vinokur, M., "An Analysis of Finite-Difference Formulations of Conservation Laws," Journal of Computational Physics, Vol. 81, 1989, pp. 1-52.
7. Chakravarthy, S. R. and Osher, S., "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," AIAA Paper 85-0363, 1985.