

초음속 발사체의 공력 특성에 관한 수치해석

임채민* · 이정민** · 김희동***

Numerical Simulation of Aerodynamic Characteristics of a Supersonic Projectile

Chae-Min Lim* · Jeong-Min Lee** · Heuy-Dong Kim***

ABSTRACT

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 system. 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.

초 록

2단식 경가스총으로 부터 발사된 발사체의 공기역학적 특성을 연구하기 위해 이동 경계 수치계산법을 축대칭 비정상 압축성 오일러 방정식에 적용하였다. 본 연구로 얻어진 결과는 초음속으로 발사된 발사체로 인한 충격파와 폭발파사이 간섭현상, 와류와 barrel 충격파사이의 간섭현상, 정상 부족팽창 제트를 관찰할 수 있었으며, 발사체 질량 변화에 따른 발사체의 속도, 가속도, 항력 선도를 예측하였다.

Key Words: Ballistic Range(발리스틱 레인지), Shock Wave(충격파), Supersonic Flow(초음속 유동), Two-Stage Light Gas Gun(2단식 경가스총), Projectile(발사체)

1. 서 론

일반적으로 어떤 발사체를 정지 기체속에서

초음속으로 발사하여, 발사체의 비행상태 및 모형에서 발생하는 공기역학적 특성을 조사하거나, 또는 정지한 표적에 충돌시켜, 고속 충돌 파괴현상이나 충돌에 의한 초고압력하에서 재료의 물성 등에 관한 연구를 위한 장치를 Ballistic Range(BR)라고 부른다^[1].

Figure 1은 전형적인 BR의 일례를 나타낸다.

* 안동대학교 대학원 기계공학과

** (주)풍산 기술연구소

*** 안동대학교 공과대학 기계공학과

연락처, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

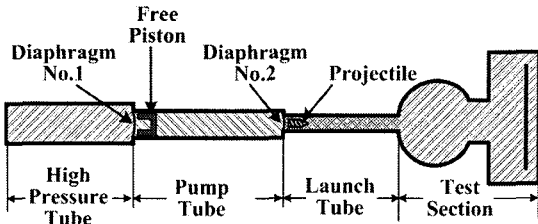


Fig. 1 Typical ballistic range

제 1격막에 인접하고, 펌프실내에 무거운 자유 피스톤을 설치하며, 발사체(projectile)는 제 2격막에 인접한 발사관(Launch tube)내에 설치한다. 고압실에는 고압 기체, 펌프실에는 발사체를 가속하는 데 효율이 좋은 수소나 헬륨등의 기체를 충전한다. 이러한 형태의 BR은 고압기체와 펌프실의 가벼운 기체를 이용하여 발사체를 가속하게 되므로, 일반적으로 2단식 경가스총(Two-stage light gas gun)이라고도 한다.

제 1격막이 파열되면, 압력차에 의해 무거운 피스톤이 펌프실내를 오른쪽으로 이동하여, 가벼운 기체를 등엔트로피적으로 압축한다. 기체가 충분히 고온고압으로 도달하였을 때, 제 2격막이 파막되도록 설정하며, 발사체는 압력차에 의하여 발사관내에서 가속되어 측정부내를 자유비행하게 된다. 발사관 출구에서 발사체의 속도를 크게 하기 위해서는 발사관내에서 모형 가속도를 가능한 크게 해야 하지만, 모형 재질의 강도에 의해 견딜 수 있는 가속도가 제한되므로, 최대 속도를 얻기 위해서는 모형을 일정 가속도로 가속하는 것이 바람직하다^[2].

종래 초고압력을 발생시키기 위하여 각종 폭약의 폭발현상을 이용하였으나, 안전성, 실험공간, 각종 계측 등의 문제로 인하여, 2단식 경가스총을 사용하는 방법이 바람직한 것으로 알려져 있다. 또한 2단식 경가스총은 수소, 헬륨 등의 가벼운 가스를 물체의 구동용으로 사용하게 되므로, 경가스의 구동압력이 상당히 높아져 종래의 종들에 비하여 비행체의 속도를 수십 배 정도 증가시킬 수 있다. 그러나, 2단식 경가스총을 실험실에서 이용하는 경우, 수소, 헬륨 등의 기체를 가압하는데 어려움이 있다. 더욱이 각종 탄두의 공기역학 시험을 하기 위해서는 구동가스를 압축공기로 하고, 발사체 비행마하수를 비교적 쉽게 변화시킬 수 있는 새로운 방법이 필

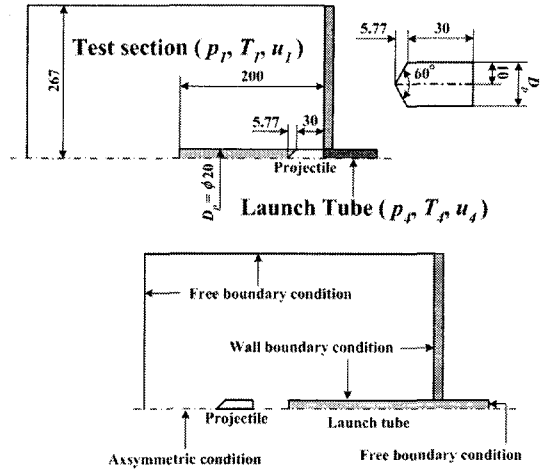


Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

요하다. 따라서 본 연구에서는 종래의 2단식 경가스총의 발사관과 제 2격막 사이에 충격파 관을 설치하여, 제 2격막의 파막에 의하여 발생하는 충격파에 의하여 발사체를 구동하는 새로운 형태의 BR을 개발하기 위한 기초연구의 일환으로 이동경계를 가지는 수치계산법의 개발하고, 발사체 가속도에 큰 영향을 미치는 발사체의 질량을 변화시켜 수치실험을 수행하였으며, 발사체의 공기역학에 어떠한 영향을 미치는 지 조사하였다.

2. 수치해석법 및 경계조건

본 연구에서는 BR로부터 발사되는 발사체를 수치적으로 모사하기 위하여 축대칭 비정상 압축성 오일러 방정식을 이용하였다. Fig. 2는 본 수치계산에서 사용된 계산영역 및 경계조건을 나타낸다. 발사체의 질량(M_p)은 0.0271, 0.0135, 0.00674 kg으로 변화시켰으며, Case 1, Case 2, Case 3으로 각각 정의하였다. 발사관 내의 유동상태량은 첨자 4를, 자유공간의 대기상태는 첨자 1을 이용하여 나타냈다. 발사체 후방의 발사관내부 압력 p_4 와 온도 T_4 는 각각 200 MPa와 293 K로, 대기상태의 압력 p_1 와 온도 T_1 은 각각 0.1 MPa와 293 K로 가정하였다. 본 연구에서는 이동하는 좌표계와 관련된 계산영역에 약 80만, 고정된 계산영역에 대해서는 60여만의 정렬격자를 배치하였다.

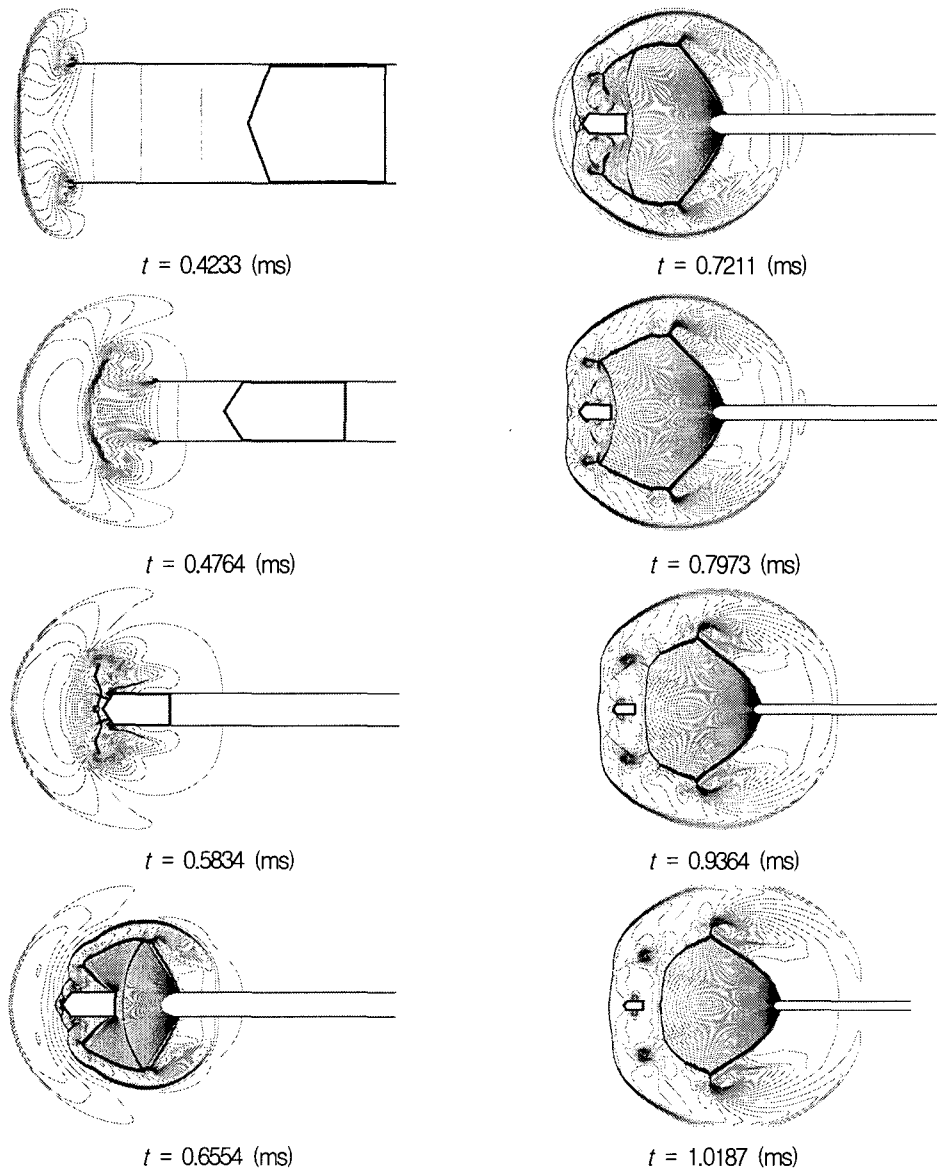


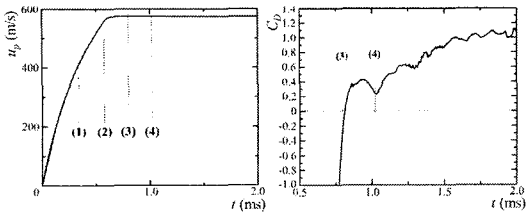
Fig. 3 Pressure contours around flying projectile (Case 1)

3. 결과 및 고찰

Figure 3은 발사체 주변 등압선도를 나타낸다. $t=0.4233(\text{ms})$ 인 경우, 발사체로 인하여 압축된 압축파가 발사관 출구를 통하여 대기에 배출되며, 출구끝단에서 와류가 발생한다. $t=0.6554$ 인 경우, 발사관 출구를 지난 발사체의 선두부는 선행한 압축파와 간섭하며, 발사체 하류에서는 발사관을 통해 배출된 부족팽창 제트로 인한 barrel 충격

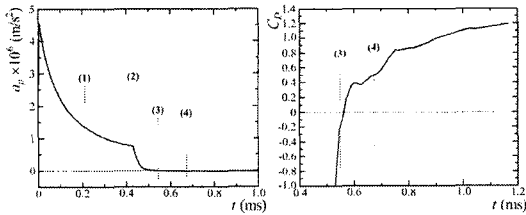
파가 발생한다. $t>0.7211$ 인 경우, 선행했던 압축파와 발사체 선두부에 발생한 충격파가 합쳐져 폭발파^[3] 형태로 진파되며, 발사체 주변에 와류들이 발생한다.

Figure 4는 발사체의 속도, 가속도, 항력계수 선도를 나타낸다. 발사체가 발사관내부에서 가속되어 발사관내에서 속도가 증가하며, 발사관 출구를 지나면서 등속도/등가속 운동을 한다. 항력계수는 발사체가 발사관 출구를 통과하면서 급격히



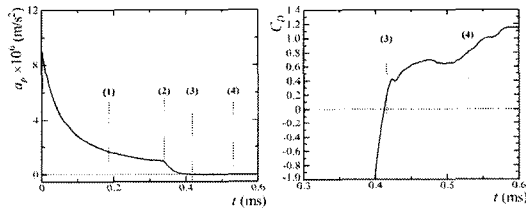
(1) $t=0.3404$, (2) $t=0.5834$, (3) $t=0.7973$ (4) $t=1.0187$

(a) Case 1



(1) $t=0.2108$, (2) $t=0.4276$, (3) $t=0.5427$ (4) $t=0.6720$

(b) Case 2



(1) $t=0.1856$, (2) $t=0.3384$, (3) $t=0.4159$ (4) $t=0.5296$

(c) Case 3

Fig. 4 Time histories of velocity, acceleration and drag coefficient variation of projectile

증가한 후 진동을 하며 서서히 증가한다.

Figure 5는 Case 2에 대해 두 점에서 측정된 압력변화선도이다. 위치 1에서는 발사체에 의해 압축되어 선행한 압축파(A)와 발사체 선두에서 발생한 충격파(B)로 압력이 증가하고 발사체 선두에서 발생한 와류(C)로 인해 감소한 후 부족팽창된 제트로 인한 충격파(D, E)로 인하여 급격히 증가한다. 위치 2에서는 선행한 압축파와 발사체 선두에서 발생한 충격파가 합쳐져(F) 압력이 증가하며 압축파가 배출되며 발생한 와류(G)에 의해 압력이 감소한다.

4. 결 론

본 연구에서는 BR로부터 발사되는 발사체의 공기역학을 수치적으로 모사하기 위하여 이동경

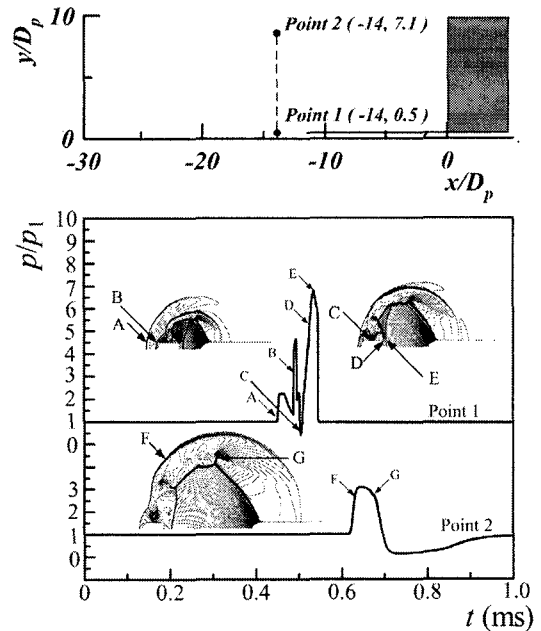


Fig. 5 Pressure variations at two points (Case 2)

계법을 확대칭 압축성 오일러 방정식에 적용하였다. 그 결과, 초음속으로 발사된 발사체로 인한 충격파와 폭발파, 와류와 barrel 충격파사이의 간섭현상, 정상 부족팽창 제트를 관찰할 수 있었으며, 발사체 질량 변화에 따른 발사체의 속도, 가속도, 항력 선도를 예측하였다

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. Lukasiewicz, J., "Constant Acceleration Flows and Applications to High-Speed Guns," AIAA Journal, Vol.5, No.11, Nov., 1967
3. Kim, H. D., Lee, D. H., and Setoguchi, T., "Study of the Impulse Wave Discharged from the Exit of a Right-Angle Pipe Bend," Journal of Sound and Vibration, Vol.259, No.5, 2003, pp.1147-1161