

Hyperbolic 선두 형상 탄도발사체의 극초음속 반응유동 해석

정은주* · 정인석**

Hypersonic Reactive Flow Analysis around Hyperbolic Shaped Ballistic Launcher

Eunju Jeong* · In-Seuck Jeung**

ABSTRACT

The purpose of this research is to investigate the hypersonic reactive flow around hyperbolic shaped ballistic launcher. A numerical study was carried out to compare with the experimental results of hyperbolic shaped model, which were tested in a free piston shock tunnel, T3 in ANU. Freestream condition was 98% N_2 , 2% O_2 , and total enthalpy was $8MJ/kg$. Also this paper used 2-temperature and 1-temperature model to show the difference of them.

초 록

본 연구는 극초음속으로 비행하는 탄도발사체의 선두부분의 유동현상에 대해 기술하였다. 호주 국립대학의 자유 피스톤 충격파 관 T3을 이용하여 수행한 Hyperbolic 선두형상의 실험 모델에 대해 이를 수치적으로 해석하였다. 98%의 N_2 와 2%의 O_2 의 유동조건에 대해 전엔탈피 $8MJ/kg$ 에서의 실험 결과를 수치결과와 비교를 하고, 2-temperature 모델링을 적용하여 1-temperature 모델링과의 차이를 확인하였다.

1. 서 론

고속으로 비행하는 물체는 경계층에서 온도 구배에 의해 표면가열이 일어나고 이로 인해 구조물의 강도가 급감하거나 표면재질이 녹기도 하기에 선두부 구조물로서 복합재료의 사용이 타당하게 되었다. 그러나 우선 발사체 선두부에

작용하게 되는 공기력과 관성력, 열전달량이 정확하게 예측되어야 한다. 열전달 현상은 발사체 동체보다는 선두부에서 중요한 역할을 하게 되며 가장 높은 설계온도가 발생하는 지점 역시 선두부이다. 본 연구에서는 극초음속 발사 환경에서 선두부의 유동현상을 수치적으로 계산하고 이를 실험결과와 비교하였다.

* 서울대학교 대학원 항공우주공학과(Seoul National University, Graduate School, Dept. of Aerospace Eng.)

** 서울대학교 항공우주공학과(Seoul National University, Dept. of Aerospace Eng.)

2 본 론

2.1 실험장치

실제의 탄도발사체 선두 형상을 재현하기 위해 실제 기체 현상을 나타낼 수 있는 호주국립 대학의 자유 피스톤 충격파 관 T3를 사용하였다. 자유 피스톤 충격파 관은 압축관에서 고압으로 피스톤을 작동 시키면 다이어프램을 지나며 충격파가 형성되어 충격파 관 내부에 충전된 공기 또는 질소를 원하는 마하수로 노즐을 거쳐 시험부에 불어넣는 방식으로 작동된다. 실험장치에서 극초음속 유동의 시험부 체류시간은 1-4ms로 매우 짧지만, 고 엔탈피의 유동 조건에서 실험을 할 수 있다는 장점이 있다. 시험 유동은 98%의 N_2 와 2%의 O_2 를 혼합한 기체를 유동으로 하였다. 유동의 입구 조건으로는 전엔탈피 $8MJ/kg$, 자유류의 온도 $927K$, 마하수 6.21, 압력 $4.42kPa$ 이 되도록 하였다. 선두 형상은 폭이 99mm, 깊이가 75mm인 hyperboloid 형상이다. 실험 모델의 초기 온도는 실온인 $300K$ 으로 설정하였다. 모델의 개략도를 Fig.1에 나타내었다.

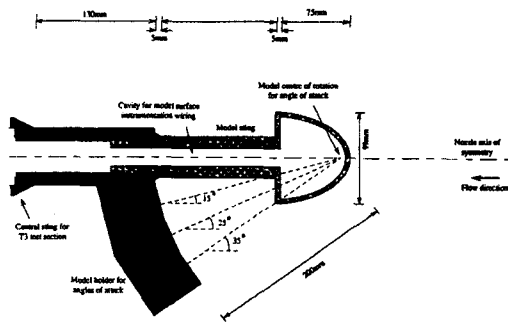


Fig.1 탄도 발사체의 선두형상의 개략도

모델 주위의 충격파를 살펴보기 위한 가시화 장치로 tomographic interferometry를 사용하였다.

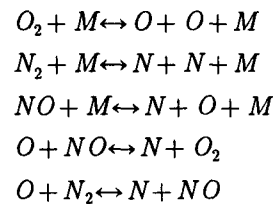
2.2 수치 해법

본 연구의 모델은 축대칭형의 hyperboloid 물체이므로 2차원 축대칭 Navier-Stokes 방정식을 이용하였다. 비평형 기체에 대해 화학종 연속 방정식과 진동 에너지 방정식을 고려한 지배 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) + S$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \\ \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ \rho e_{v,3} \\ \rho e_{v,4} \\ \rho e_{v,5} \end{bmatrix}, \quad p = \sum_i \rho_i \frac{R}{M_i} T$$

여기서, E , F 는 x , y 방향으로의 모멘텀, E_v , F_v 는 x , y 방향으로의 점성항이고, S 는 생성항으로 화학종 보존 방정식과 진동에너지 방정식을 포함한다. 수식에서는 D_i 는 확산 계수이고, k_i 는 각 화학종들의 열전도를 나타낸다. R 은 일반기 체상수이고, M_i 는 비평형기체에서 각 화학종들의 분자량이다. 비평형 영향을 살펴보기 위해 5 화학종의 화학 반응 모델을 이용하였다.



극초음속 유동해석에 적합한 수치 기법으로 AUSM 계열의 수치기법을 들 수 있다. AUSM 계열 수치 기법의 경우 advection 특성을 공유하고 있으며 일반적으로 정확성과 강건성, 그리고 효율성을 두루 갖춘 극초음속 유동 해석에 적합한 수치 기법이다. 그러나 한 가지 단점으로 벽면 근처나 충격파 영역에서 압력 진동현상을 나타내는 문제점이 있다. 이를 해결하기 위해 AUSMPW기법이 개발되었고, 이를 이용하여 수

치해석을 하였다.

2.3 결과

Fig.2는 전엔탈피 $8MJ/kg$ 에서 실험 모델의 받음각을 0° 로 설치하고 도출한 interferogram이다. 이를 바탕으로 모델의 위치와 충격파의 위치를 수치적으로 나타내어 계산 결과와 비교한 그림이 Fig.3이다. 이것으로 계산 결과와 실험 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. 온도와 마하수에 관한 분포를 Fig.4에 나타내었고, 여기서 점선부분은 마하수가 1인 부분이다. 선두부근처에

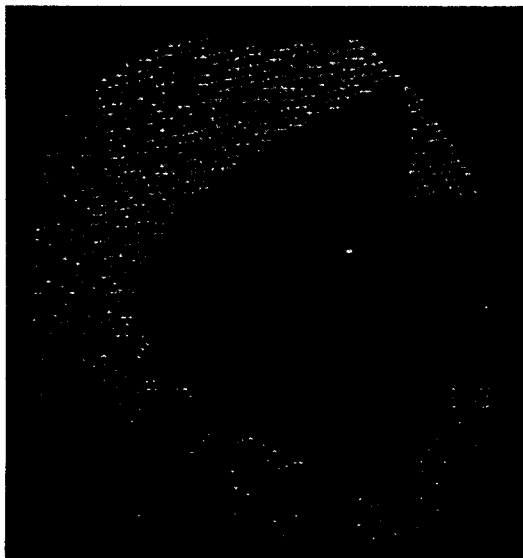


Fig.2 interferogram

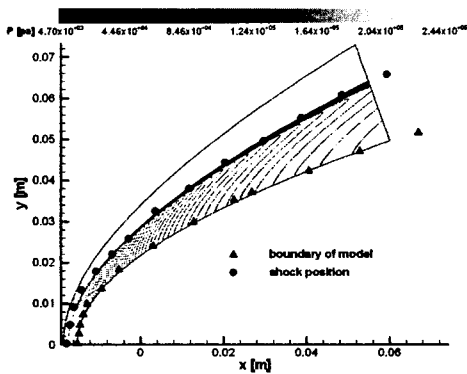


Fig.3 실험 및 수치 결과의 비교

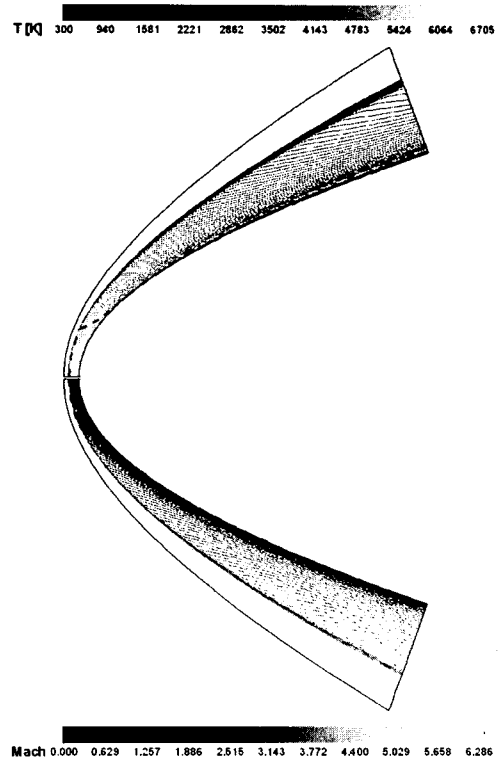


Fig.4 온도와 마하수의 분포

서는 거의 수직에 가까운 충격파가 발생하기 때문에 아음속 영역이 발생하고, 동시에 온도가 $6700K$ 까지 급격히 상승하였다. 선두부를 지나고 나서는 유동장이 다시 초음속 영역으로 전환됨을 확인 할 수 있다. Fig.5에서는 실험 모델 표면을 따라 온도 분포를 나타내었는데, 온도 모델링에 따라 온도분포에 차이가 있음을 확인할 수 있다. 2-temperature는 진동 온도 (vibrational temperature)와 병진 온도 (translation temperature)를 모두 고려한 모델링이고, 1-temperature는 병진 온도만 고려한 모델링이다. 진동 온도는 충격파 바로 뒷부분에서는 매우 약하므로 이부분에서는 화학 반응률이 거의 0이다. 따라서 선두부에서는 두 온도모델링이 거의 동일한 결과를 도출하게 된다. 그러나 충격파를 지나 조금 떨어진 부분에서는 화학 반응률이 매우 커지게 되므로 두 온도 모델링의 결과가 서로 다르게 나

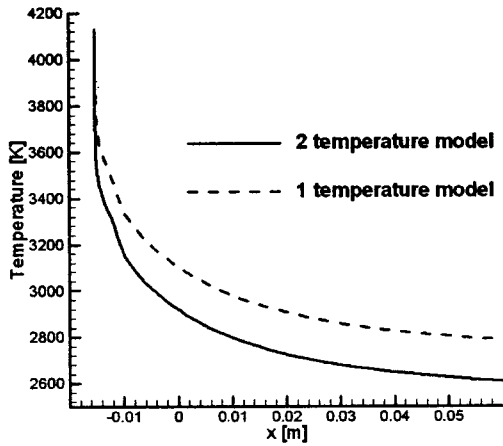


Fig.5 모델 표면의 온도 분포

타나게 된다. T3의 자유 피스톤 충격파 관은 실험 시간이 1-4ms로 매우 짧은 시간이므로 실험 모델은 실험 시간 동안 초기 표면 온도인 300K를 유지할 하게 되고, 실험 모델 근처에서는 급격한 온도차가 나타나게 된다. 따라서 Fig.5에서 나타낸 온도는 열량 플럭스에 비례하게 된다고 볼 수 있다. 즉, 선두부에서는 진동 온도가 매우 낮으므로 진동에너지로 전환되는 부분은 매우 작고, 따라서 거의 대부분의 열량이 물체로 전달이 된다. 그러나 후반부에서는 진동 온도를 무시 할 수 없게 되고, 따라서 에너지의 일부가 진동에너지로 전환이 되어 상대적으로 물체로 흡입되게 되는 열량은 적어지게 된다.

3. 결론

고속비행을 하게 되는 탄도 발사체의 선두 부분의 유동 현상에 대해 수치기법을 사용하여 해석하고 이를 실험결과와 비교해 보았다. 둘의 결과를 충격파의 위치로 비교를 해본 결과 수치 결과가 실험결과를 잘 모사함을 알 수 있었다. 또한 이를 바탕으로 두 가지의 서로 다른 온도 모델을 사용하여 수치 계산을 해본 결과 수치

충격파 후면에서는 진동 화학 반응이 거의 없으므로 두 온도모델의 수치가 유사하게 나왔으나, 충격파를 좀 지난 뒤에는 진동에너지로 인해 두 온도 모델의 결과가 다르게 나타났다.

후 기

본 연구는 서울대학교 BK21 기계 분야 사업의 일환으로 호죽국방대학(ADFA), 호주국립대학(ANU)과의 국제 공동연구의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Kim K. H., Lee J. H. and Rho O. H., "An Improvement of AUSM Schemes by Interoducing the Pressure-based Weight Functions," Computers and Fluids, Vol 27, No. 3, pp. 311-346, 1998
2. 최원, 김규홍, 이경태, "KSR-III급 발사체 선두부의 공력가열현상 특성연구", 항공우주학회 춘계학술대회 논문집, pp. 530-533, 2001
3. Anderson, J., Hypersonic and High Temperature Gas dynamics, McGraw-Hill
3. Bertin, J., Hypersonic Aerodynamics, AIAA Education series