

키메라 격자를 이용한 발사체의 비정상 열유동해석

Numerical Analysis of Unsteady Thermo-Fluid Behavior for Launched Body using Chimera Mesh

손 동 현*

D. H. Son

손 창 현*

C. H. Sohn

하 재 훈**

J. H. Ha

Abstract

This paper presents a numerical evaluation of the launch dynamics and thermo-fluid phenomena for gas generator launch eject system. The existing gas dynamic model for launching eject body used ideal gas and adiabatic assumption with empirical energy loss model. In present study, a turbulent Navier-Stokes solver with CHIMERA mesh is employed to predict the detail unsteady thermo-fluid dynamics for the launched body. The calculation results show that proper grid number is necessary for good agreement with experimental data. The important effects for accurate prediction are a gap distance and thermal boundary condition on the wall. The computational results show good agreement with experiment data.

Keywords : Launch(발사), Chimera Mesh(키메라 격자), Gas Generator(가스발생기)

1. 서론

발사체 사출장치는 발사체 자체의 추진력이 아닌 가스발생기를 이용하여 발사체를 일정 높이만큼 사출시키는 기구이다. 이와 같은 사출장치를 개발하기 위해서는 많은 시간과 비용이 소요된다. 특히 사출장치 성능 검증을 위해서는 많은 사출시험이 필요하다. 시행착오와 시험 횟수를 줄이기 위해서는 해석적으로 발사관 내부의 유동장과 발사체 동적 거동을 정확히 예측하는 것이 필요하다. 현재까지의 발사체 사출장치해

석은 주로 가스 동역학 모델을 사용하여 발사체의 동적 거동을 분석하였다^{1~5)}.

가스 동역학 모델은 가스발생기에서 형성되는 고온, 고압의 가스가 발사관으로 유입되는 과정을 단일 챔버 사이의 질량 유량 이동으로 표현하고 각 챔버는 단일 압력, 단일 온도가 적용된다고 가정하였다. 따라서 발사관 내부의 복잡한 이차 유동 특성과 마찰, 압력 손실 및 열 손실을 제대로 고려할 수 없었다. 본 연구에서는 시간에 따라 자동 생성되는 키메라 격자(chimera mesh)^{5~9)}를 사용하여 가스 발생기로부터 발생하는 가스 유동 특성과 가스 압력에 의한 발사체 거동을 보다 엄밀히 해석하고자 한다.

상용코드인 CFD-FASTRAN을 사용하여 키메라 격자 모델을 수립하고 점성의 영향, 중력, 벽면과의 열전달 등의 영향을 고려한 6 자유도 비정상 유동해석을 수

† 2010년 6월 11일 접수~2010년 10월 1일 게재승인

* 경북대학교(Kyungpook National University)

** 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 손창현(chsohn@knu.ac.kr)

행하였다. 해석 결과는 실험 결과와 비교를 통해 검증하여 그 효용성을 확인하였다.

2. 본 론

가. 해석 방법 및 조건

발사관 내부에서 움직이는 발사체의 동적 거동 해석을 위해 키메라 격자를 사용하였다. 키메라 격자의 이동 격자는 발사체의 움직임에 따라 격자도 자동적으로 움직이도록 되어 있으며 고정 격자와 중첩되도록 격자를 구성한다. 사용한 상용 프로그램은 6 자유도 모듈을 사용하면 발사체에 작용하는 점성의 영향, 공력, 내부 유동, 중력에 의한 힘 및 기타 모멘트를 모두 계산하여 발사체의 움직임을 해석할 수 있다. 본 연구에서는 계산에 필요한 시간을 줄이기 위해 축대칭 모델로 해석을 수행하였으며, CPU가 8개인 컴퓨터를 사용하여 병렬 해석을 수행하였다.

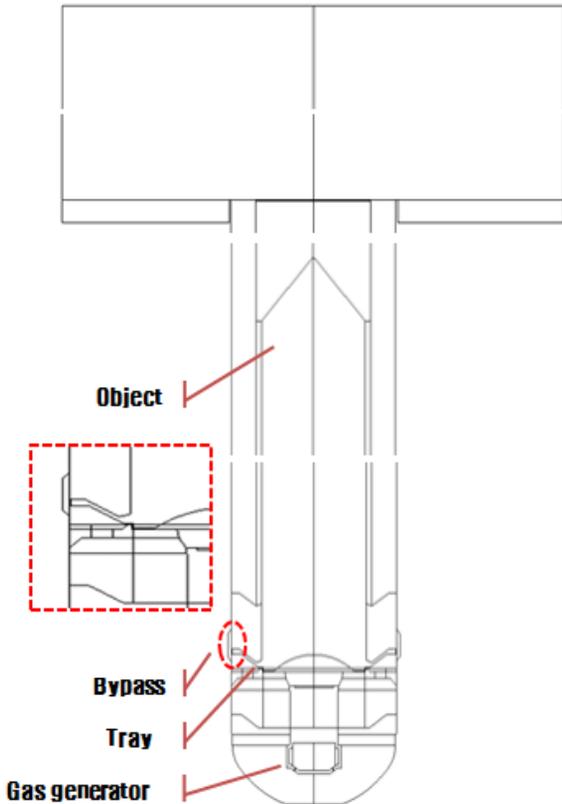


Fig. 1. 발사체 사출장치의 개략도

해석을 위한 형상은 공기 영역을 포함한 발사관과 발사체 영역으로 크게 나눌 수 있으며 발사관은 Fig. 1과 같이 가스발생기, 바이패스 등으로 구성되어 있고, 발사체의 하부는 트레이가 있어서 발사체의 가이드 역할과 발사관 하부 압력을 유지시켜 주는 역할을 한다.

발사관 및 발사체의 격자는 Fig. 2와 같으며, 일부 영역만을 그림에 나타내었다. 사용한 격자수는 약 7만 개와 11만개의 경우로 변화시켜 해석을 수행하였다.

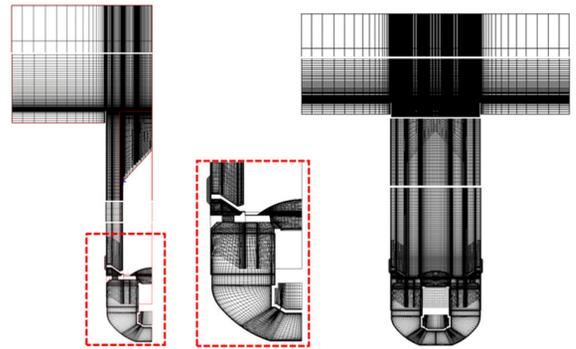


Fig. 2. 해석에 사용한 격자 형상

발사체의 동적 거동을 해석하기 위한 키메라 격자는 Fig. 3과 같이 2개의 영역으로 구성하였다. 발사관 내부와 외부에 해당하는 고정 격자와 발사체 영역인 이동 격자로 구별되며 이동 격자는 6 자유도 조건을 적용하였다.

유동해석은 비정상, 축대칭, 압축성 조건으로 설정하고 점성유동 해석을 위해 표준 $K-\epsilon$ 난류모델을 사용하였다. 공간차분으로는 Roe의 FDS를 사용하였다. 해석은 단열조건, 등온조건, 발사관과 발사체의 간격과 격자수에 따라 수행하였으며 실험 결과와 비교 분석하였다.

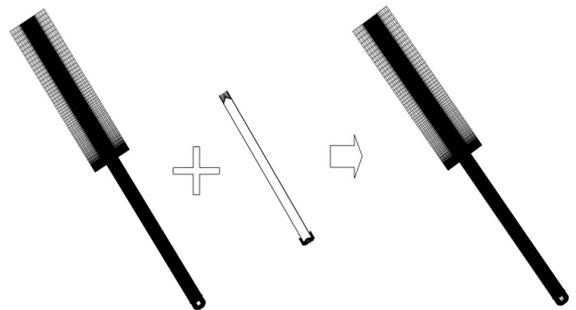


Fig. 3. 키메라 격자의 개략도

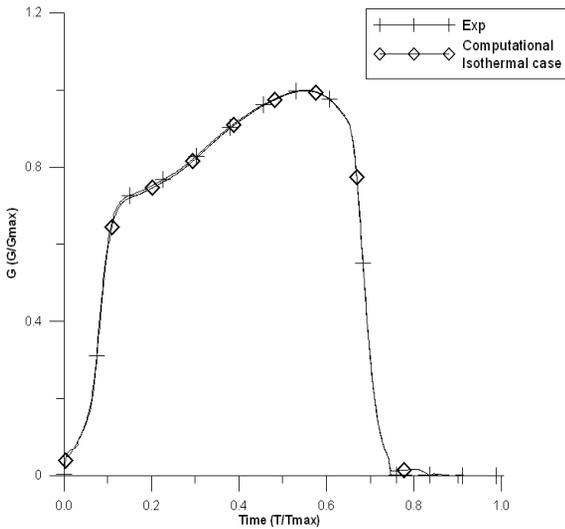


Fig. 4. 시간에 따른 유량의 변화

먼저 해석 결과의 타당성을 검증하기 위하여 가스 발생기 출구에서의 유량 실험값과 해석값을 실험값의 최대값으로 무차원화 하여 비교하였다. 해석에서는 가스발생기 내부 벽면에 시간에 따른 온도와 압력을 입력 조건으로 주면 출구와의 압력 차이로 유량이 계산된다. Fig. 4는 발사체에 사출에너지를 공급하는 가스 발생기의 질량유량을 실험 결과와 비교한 것으로 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

나. 결과 및 고찰

1) 벽면 단열조건과 등온조건

발사관 벽면의 온도 조건을 열손실이 전혀 없는 단열조건과 열손실이 일어나는 등온조건일 때로 해석을 수행하여 실험 결과와 비교하였다. Fig. 5는 발사체 하부에서의 압력을 비교한 결과이다. 단열 조건에서의 최대압력은 실험값보다 높게 나타났고 등온조건에서의 최대 압력은 실험값보다 낮게 나타났다. 단열조건인 경우가 등온조건인 경우보다 약 10%가량 높은 최대 압력이 나타났다. 단열조건인 경우 열전달을 고려할 수 없으므로 벽면에서의 열손실이 없어 등온조건보다 최대 압력이 높게 나타난 것으로 판단된다. 발사체가 발사관을 떠나기까지는 매우 짧은 시간이 소요되고, 그때 벽면의 온도증가는 무시 할 수 있다. 따라서 벽면을 등온조건으로 계산한 결과가 실험 결과와 유사하다는 것을 알 수 있다^[2].

발사체 하부의 압력이 높으면 발사체를 밀어내는

힘이 증가하여 발사체의 속도 및 가속도가 증가한다. 이는 Fig. 6의 시간에 따른 발사체의 가속도 선도에서도 확인할 수 있다. 최대가속도 역시 단열조건에서의 결과가 높게 나타났으며 그 이유는 Fig. 5에서 언급한 것과 같이 단열조건에서는 발사관 내부의 열손실이 없기 때문이라고 판단된다. 이후 해석은 발사관 내부의 열전달을 고려한 등온조건으로 수행하였다.

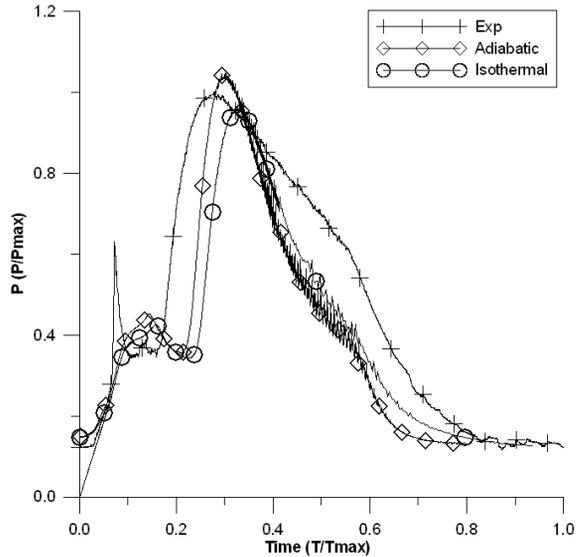


Fig. 5. 시간에 따른 발사관 하부 압력 변화

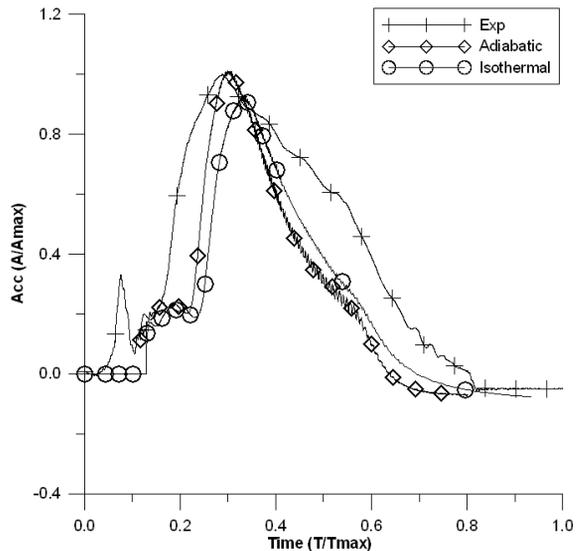


Fig. 6. 시간에 따른 발사체의 가속도 변화

2) 발사관과 발사체의 틈새영향

발사관과 발사체의 실제 틈새 형태의 경우는 일정한 간격의 틈새가 있는 것이 아니며, 원주 방향에 따라 틈새의 크기가 불규칙적으로 존재한다. 본 연구에서는 축대칭 모델로 해석을 수행하였기 때문에 발사체와 발사관의 틈새를 실제 틈새 면적을 기준으로 설정하였다. 최대 틈새(gap_max)를 기준으로 틈새 간격을 변화시켜 계산 결과를 비교하였다. 발사관과 발사체 사이의 틈새의 영향은 등온조건으로 최대 틈새와의 비(gap/gap_max)를 각각 0.5, 0.6, 그리고 1로 해석하여 실험값과 비교하여 틈새의 영향을 분석하였다.

Fig. 7은 틈새 간격 변화에 따른 발사관 하부의 압력 변화를 나타낸다. 해석 결과는 최대 틈새에 대한 틈새의 비가 0.5와 0.6일 때 최대 압력 값이 유사하며, 틈새 1 과 실험 결과 보다 상당히 높게 예측함을 알 수 있다. 이는 틈새가 클 때 생성된 가스가 틈새를 통하여 발사관 외부로 빠져 나가기 쉬워져 발사관 하부에 압력이 낮아진 것으로 판단된다. 실제 실험조건인 틈새 비가 1인 경우의 해석 결과가 실험 결과와 가장 유사하다.

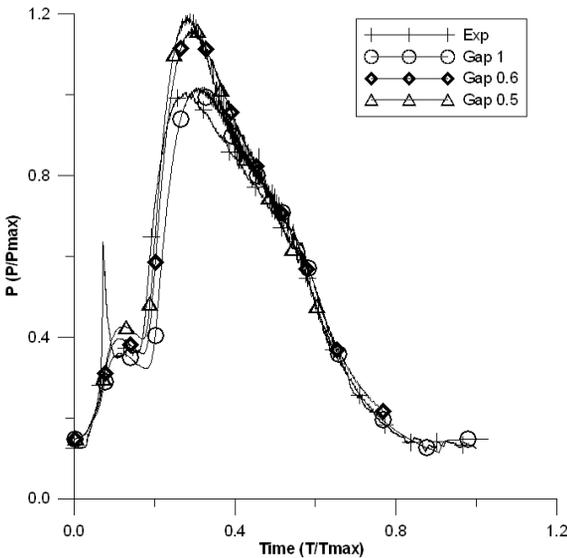


Fig. 7. 시간에 따른 발사관하부 압력 변화

Fig. 8은 틈새 간격 변화에 따른 발사체의 속도 변화를 나타낸 것으로 틈새가 작은 0.5와 0.6인 경우가 유사한 크기의 발사체 속도를 예측하고 있으며, 틈새 1인 경우에 비해 발사체의 속도를 높게 예측함을 알

수 있다. Fig. 9의 틈새에 따른 가속도 해석 결과에서 틈새의 비가 1인 경우 실험 결과와 잘 일치한 반면 Fig. 8의 속도 예측에서는 실험 값에 비해 적은 값이 계산되었다.

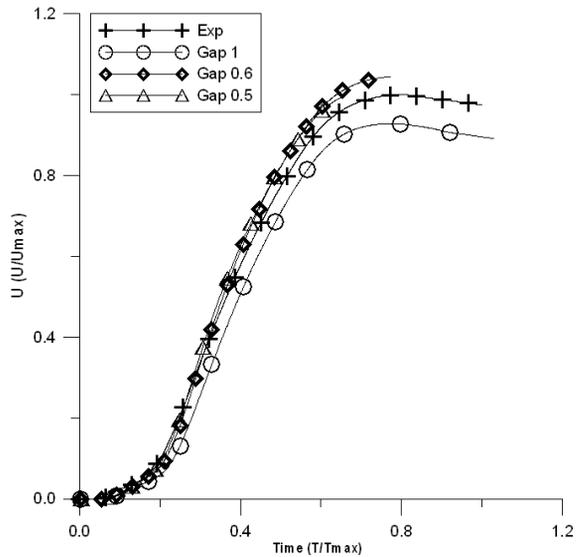


Fig. 8. 시간에 따른 발사체의 속도 변화

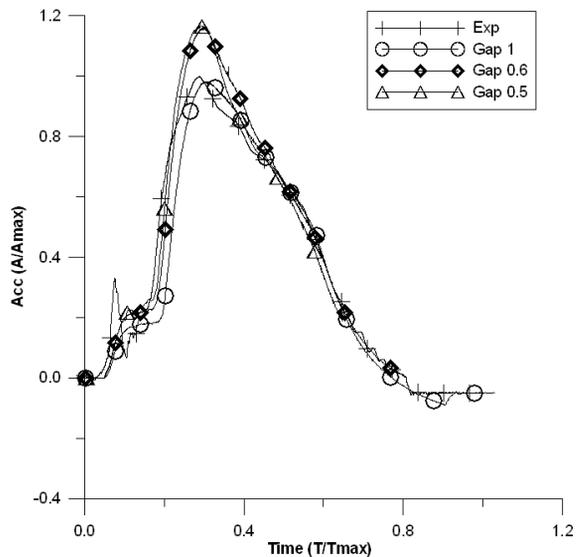


Fig. 9. 시간에 따른 발사체의 가속도 변화

틈새 비가 1일 때 발사체 속도 실험결과와의 오차 원인은 실제 실험에서 발사관과 발사체의 틈새가 균

일하지 않다. 축대칭 유동조건으로 계산하면 가스발생기에서 나오는 질량 유량이 원주 방향으로 균일하게 분사되어 발사관 하부 벽면과 충돌하면서 일부 재순환 영역이 발사체로 공급 되지 못함으로 인해 일어나는 에너지 손실과 가스 발생기를 통과한 연소가스의 일부가 재연소 됨으로 인해서 생기는 에너지의 공급에 의한 실험의 피크압력을 정확히 고려할 수 없었기 때문이라 판단된다.

3) 격자수에 따른 해석 결과

서로 다른 격자 대한 해석 결과와 실험 결과를 비교하기 위해 발사관과 발사체의 틈새 비가 1이고 등온조건인 경우에, 격자수에 따른 해석을 수행하였다.

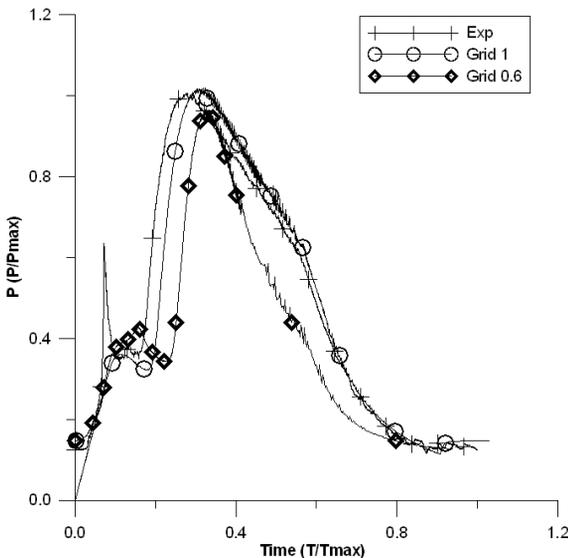


Fig. 10. 시간에 따른 발사관하부 압력 변화

실제 발사체의 길이는 직경에 비해 매우 길고, 가스발생기가 위치한 발사관 하부의 길이는 전체길이의 약 10%정도이다. 격자수의 증가는 발사관 하부를 제외한 나머지 발사체 길이 부분에서만 변화 시켰다. Fig. 10에서는 최대 격자수(grid_max)와 다른 격자수의 비에 따라 시간에 따른 발사체 하부의 압력을 비교한 것이다. 해석 결과에서 격자수의 비(grid/grid_max)가 1인 경우와 0.6인 경우가 시간에 따른 압력 분포에서 많은 차이가 발생함을 알 수 있다. 격자수가 작은 경우, 실험 결과에 비해 최대 압력에 도달하지 못하고 급격히 압력 감소가 발생하는 것을 알 수 있다. 격자

수가 적은 경우에 예측한 최대 압력은 실험값의 12.5%의 오차가 발생 하였으며 격자수를 증가시킨 결과에서는 실험값과 2%의 오차를 보여 매우 정확함을 알 수 있다. 적절한 격자수에서 실험 결과의 최대 압력에 도달할 뿐만 아니라 시간에 따른 압력 강하 정도도 잘 일치함을 알 수 있다.

Fig. 11의 시간에 따른 가속도 선도에서도 압력 선도와 같이 격자수가 적은 경우 가속도가 시간이 지남에 따라 급격히 저하되는 것을 알 수 있으며, 격자수의 비가 1인 경우 실험값과 매우 잘 일치하였다.

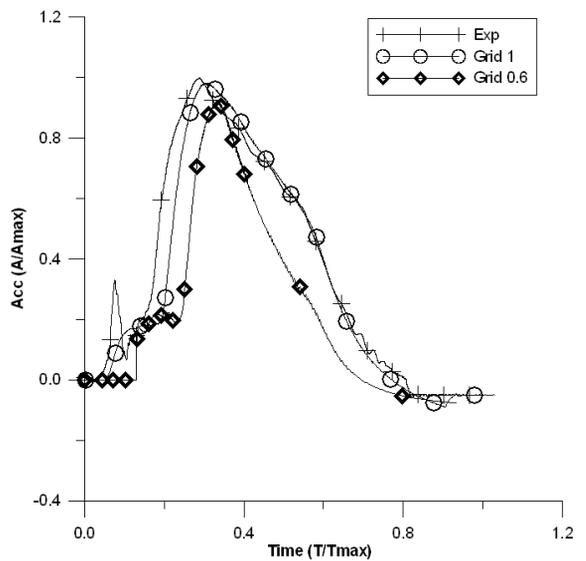


Fig. 11. 시간에 따른 발사체 가속도 변화

3. 결론

상용프로그램인 CFD-FASTRAN을 이용하여 6자유도 모델과 키메라 격자를 적용하여 사출장치의 발사체 거동을 해석하였다. 단일조건과 등온조건, 발사관과 발사체의 틈새 그리고 격자수의 영향을 계산하여 실험값과 비교하였다. 발사관과 발사체의 틈새는 발사관 내부의 최대압력과 발사체의 속도 및 최대가속도에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있었다. 해석 결과 발사체가 바이패스를 지나는 시점에서 압력 및 속도가 급격하게 변화하는 것을 보여주었으며 발사관 내부의 격자수는 시간에 따른 압력, 속도, 가속도의 지속 시간과 관련이 있었다. 격자수가 적은 경우 해석 결과는 최대 압력 및

최대 가속도가 각각 실험값의 12.5%의 오차가 발생하였으며 격자수를 증가시킨 결과에서는 실험값과 2%의 오차를 보임으로써 더욱 정확한 결과를 얻을 수 있었다. 해석 결과와 실험의 오차는 가스 발생기를 통과한 연소가스의 일부가 재연소 됨으로 인해서 생기는 에너지의 공급에 의한 실험의 피크압력을 정확히 고려할 수 없었기 때문이라 판단된다.

후 기

본 논문과 관련하여 국방과학연구소의 연구(계약번호 UE085097CD) 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- [1] 하재훈, 김지철, 김일수, 심우전, “Piston 방식 사출 발사장치의 가스 동역학 해석”, 제11차 유도무기 학술대회 논문집, pp. 576~579, 2001. 10.
- [2] C. T. Edquist and G. Romine, “Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles”, AIAA/ASME/SAE/ASEE 16th Joint Propulsion Conference, pp. 1~8, June 30~July 2, 1980.
- [3] C. T. Edquist, “Prediction of the Launch Pulse for Gas-Generator-Launched Missiles”, J. Propulsion, Vol. 6, NOV.~DEC. 1990.
- [4] Cheng Yong-sheng, Liu Hua, “Mathematical Modeling of Fluid Flows for Underwater Missile Launch”, CESH.
- [5] Z. J. Wang and V. Parthasarathy, “A Fully Automated Chimera Methodology for Multiple Moving Body Problems”, Int. J. Numer. Meth. Fluids, Vol. 33, pp. 919~938, 2000.
- [6] B. Chung, P. C. Johnson and A. S. Popel, “Application of Chimera Grid to Modelling Cell Motion and Aggregation in a Narrow Tube”, Int. J. Numer. Meth. Fluids, Vol. 53, pp. 105~128, 2007.
- [7] Xing Zhang, “Computation of Viscous Incompressible Flow using Pressures Correction Method on Unstructured Chimera Grid”, International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 20, No. 9, pp. 637~650, 2006.
- [8] D. A. Cicci, C. Qualls, G. Landingham, Marc Lazareff, Robert G. Lacau, “Two-Body Missile Separation Dynamics”, Applied Mathematics and Computation, 2007.
- [9] Y. H. Yoon, K. B. Kwon and S. K. Hong, “Numerical Simulation of Unsteady Missile Staging System”, 한국전산유체공학회지, 제10권, 제4호, pp. 24~31, 2005년 12월 31일.