혼합형 고체추진제를 이용한 로켓의 비정상 성능해석

이성남* · 백승욱** · 김경무*** · 김윤곤***

Unsteady Modeling of a Solid Rocket Motor with a Composite Propellant

Sung Nam Lee* · Seung Wook Baek** · Kyung Moo Kim*** · Yoon Gon Kim***

ABSTRACT

A Numerical Simulation which uses preconditioning algorithm to examine unsteady combustion processes for the AP/HTPB propellant with a converging-diverging nozzle has been compared with experimental data for solid rocket motor. To analysis reacting flow of solid rocket motor, unsteady pressure, temperature contour was simulated by grid moving of propellant.

초 록

예조건화 기법을 이용하여 AP/HTPB 연료를 사용하는 내삽 노즐에 대한 수치해석을 실시하여 실험 데이터와 비교해 보았다. 내부 현상을 파악하기 위해서 고체연료가 regression 되는 현상을 묘사하여 시간에 따른 온도,압력등의 변화를 확인해 보았다.

Key Words: Solid Propellant(고체로켓), Precondition(예조건화), SST Turbulence(SST 난류), AUSM+

1. 서 론

고체 연료 로켓은 액체로켓에 비해 제작이 용이하고 발사가 빠르기 때문에 상업적으로는 물론 군사적으로도 다양하게 응용되어 왔다. 하지만 로켓모터의 내부의 현상은 복잡한 고체연료의 연소현상과 고온 고압의 초음속 출구 조건으로 인하여 실험을 통한 예측이 어렵고 많은 비용이 드는 것이 현실이다. 또한, 연소실의 아음속 영역과 초음속 영역이 공존하기 때문에 일반적인 수치해석 기법으로도 그 현상을 묘사해내기에 많은 문제점이 따른다. 이에 예조건화 기법을 이용하여 로켓모터에 대한 수칙 해석을 가능하게 한다.

* KAIST 대학원
** KAIST 항공우주공학과
*** 국방과학연구소
*** 국방과학연구소
연락저자, E-mail: kirhi@kaist.ac.kr

2. 고체로켓의 해석

이번 연구에서는 AP/HTPB가 혼합된 고체 연료에 대해 연소실과 노즐 내부에 대해서 해석을 하였다. 고체연료의 화학반응은 복잡하기 때문에

때론 간략화시킨 방법이 사용되곤 한다. 이번 계산에서는 A. Hegab[10]의 방식을 따라 계산 하였다. 수치해석 단계는 우선 2차원 축대칭형 고체로켓에 고체연료가 장착되어 있는 방식으로 해석을 실시하고, 노즐은 내삽형 노즐에 대해서 Multi-Block을 이용하여 계산을 하였다. 유동해석을 위해서는 Advective Upwind Splitting Method(AUSM)[14]을 전 속도영역에서 가능하도록 변형된 AUSM+를 적용하였고 난류 모델로서는 Shear Stress Transport(SST)[7] 난류모델을 적용시켰다. Figure 1은 이번 연구를 위한 격자 구성을 나타내고 있다.

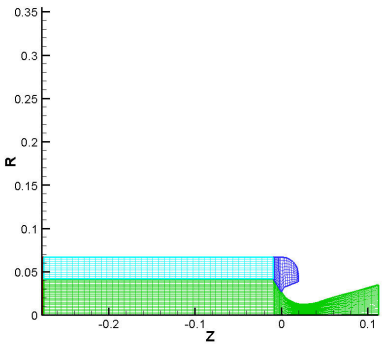

Fig. 1 내삽 노즐 격자

3. 지배 방정식

3.1 2차원 축대칭

2차원 축대칭에 대한 예조건화된 지배 방정식은 아래와 같이 나타난다.

$$\Gamma\frac{\partial Q_v}{\partial t}+\frac{\partial(E-E_v)}{\partial x}+\frac{\partial(F-F_v)}{\partial y}=aH \qquad (1)$$

$$Q_v=\begin{bmatrix} p \\ u \\ v \\ T \\ k \\ w \\ Y_i \end{bmatrix} \qquad (2)$$

예조건화된 방정식은 연속방정식에서 시간의 밀도항이 압력항으로 바뀌어서 비압축성의 경우에도 특이점이 없이 계산이 수월해지며 압축성인 영역에서는 다시 밀도항으로 바뀌어서 일반적인 압축성 방정식을 계산할 수가 있게 된다.

α는 축대칭인 경우 1이며 2차원일 경우 0으로 정해진다.

시간에 대해서는 2차 정확도를 가진 전진 기법을 사용하였다.

$$[\Gamma+\frac{3}{2}\frac{\triangle\tau}{\triangle t}\frac{\partial W}{\partial Q}]\triangle Q=-a_i\triangle\tau R^{(i-1)}+\frac{1}{2\triangle t}[3W^{(i-1)}-4W^n+W^{n-1}] \qquad (3)$$

3.2 Shear Stress Transport

벽면과 자유류에 대해서 정확도를 가지기 위해서 κ-ω와 κ-ε을 혼합한 SST 모델을 사용하였다.

3.3 화학종 방정식

연소해석은 반응식에 대해서 Arrhenius- type의 식을 각 현상별로 찾아서 activation 에너지와 상수값을 대입하여 계산한다.

$$AP\rightarrow APdecomposition\,\mathrm{Product}(APd) \qquad (4)$$

$$\beta APd+binder(b)\rightarrow final\ prouctes(p) \qquad (5)$$

$$R_1=D_1P_o^{n_1}[AP]\exp(-E_1/R_uT) \qquad (6)$$

$$R_2=D_2P_o^{n_2}[APd][b[\exp(-E_2/R_uT) \qquad (7)$$

3.4 물성치

기체상의 열전도도, 점성, 확산계수는 Chapman-Enskog 의 이론에 맞추어서 정해주었다. 비열과 엔탈피는 McBride et al.[11]의 다항식의 계수를 사용하여 계산하였다.

예조건화 행렬에 대해서 유동장, 연소장, 난류장의 방정식을 한번에 계산하는 것은 많은 계산시간을 요하기 때문에 3개의 방정식으로 나누어서 semi-implicit 방식으로 해석을 하였다. 계산에 사용된 물성치는 Table 1과 같다.

Table 1. Property of AP/HTPB

Parameters	Values
E_{AP}	22 kcal/mol
E_B	15 kcal/mol
E_1/R_U	8.D3
E_2/R_U	1.1D4
A_1	2.234D7×(P(atm))
A_2	1.105D7×(P(atm))
ρ_{AP}	1950 kg/m^3
ρ_B	920 kg/m^3

4. 연구결과

2차원 축대칭의 내삽형 노즐에 대해서 고체 연료가 시간에 따라 변하는 과정을 묘사하였다. 초기 조건은 대기압과 대기온도를 적용하였으며 벽면은 no-slip, adiabatic condition을 출구는 아음속일 경우 대기압으로 고정하며 초음속일 경우 내삽하였다. 고체 연료의 표면은 질량보존식과 에너지 보존식을 이용하여 온도와, 화학종을 결정하였으며, 압력은 momentum balance를 이용하여 도출하였다.

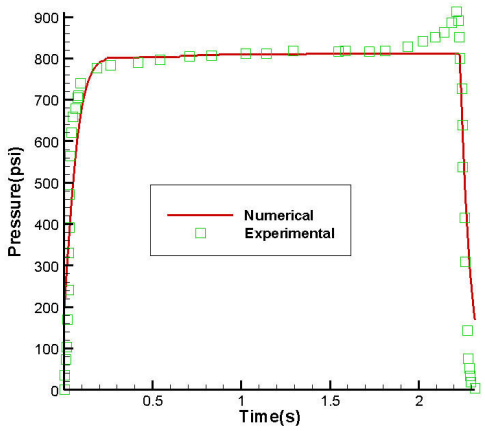

Fig. 2 연소실 압력변화

Figure 2에서와 같이 내삽 노즐에 대해 실험으로 측정한 압력과 수치 계산한 압력을 비교해 보았을 때 상당히 잘 맞는 결과를 보여주고 있음을 알고 있다.

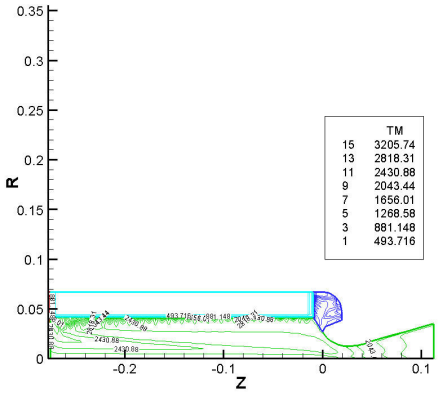

Fig. 3 0.02 초 일때의 내부 온도

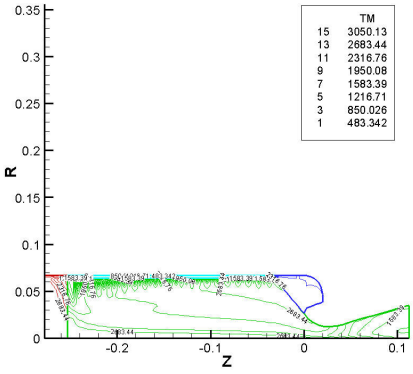

Fig. 5 2.0 초 일때의 내부 온도

5. 결 론

Composite propellant를 사용하는 내삽형 노즐에 대한 2차원 축대칭 해석을 실시하여 보았다.

고체연료의 regression rate가 12.5mm/s 알려져 있는데 수치적으로 연료표면이 감소하다가 2초가 조금 지나면 연소가 중단되게 된다. 시간에 따라 연료 형상 변화를 확인하였으며 그에 따른 내부의 온도,압력, 마하 수의 변화도 살펴볼 수 있었다. 또한 내부 압력의 변화를 확인해 보았을 때 실험 결과와 상당히 유사한 것을 확인할 수 있었

다. 개발된 코드를 가지고 향후 고체로켓의 성능 해석을 위한 기반을 마련할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 지원에 의한 연구 결과입니다. 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. F.A.Williams, M.Barrere and N.C.Huang. Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets. 1969
2. 이경태, 김규홍, 노오현, 김종암 2002. "AUSM 계열 수치기법의 수치적 불안정성에 대한 분석" 한국항공우주학회지 30권 3호. 2002
3. M.Weissand W.A.Smith, 1994 "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Time-Accurate Flows on Unstructured Meshes." AIAA paper 94-2209. 1994
4. Jack R. Edwards, "Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flows at All Speeds." AIAA Journal, Vol. 36, No. 9, 1998
5. Jonathan M. Weiss, Joseph P. maruszewski, and Wayne A. Smith, "Implicit Solution of Preconditioned Navier-Stokes Equations Using Algebraic Multigrid." AIAA Journal, Vol. 37, No. 1, 1999
6. Soo Hyung Park and Jang Hyuk Kwon, "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method." AIAA Journal, Vol. 42, No. 7, 2004
7. Nicholas J. Georgiadis, James R. DeBonis, "Navier-Stokes analysis methods for turbulent jet flows with application to aircraft exhaust nozzles" Progress in Aerospace Science 42, 377-418, 2006
8. Sourabh Apte and Vigor Yang, "Unsteady Flow Evolution and Combustion Dynamics of Homogeneous Solid Propellant in a Rocket Motor" Combustion and Flame, Vol. 131, 110-131. 2002
9. Weidong Cai and Vigor Yang, "A Model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion" AIAA 2000-0311
10. A. HEGAB, T. L. JACKSON, J. BUCKMASTER, and D. S. STEWART, "Nonsteady Burning of Periodic Sandwich Propellants with Complete Coupling between the Sold and Gas Phases" Combustion and Flame 125 :1055-1070. 2001
11. M. W. Beckstead, R. L. Derr and C. F. Price "A Model of Composite Solid-Propellant Combustion Based on Multiple Flames", AIAA Journal, Vol.8, No.12, 2200-2207, 1970
12. Briand A. Mcdonal and Suresh Menon "Direct Numerical Simulation of Solid Propellant Combustion in Crossflow", Journal of Propulsion and Power, Vol.21, No.3, 460-469, 2005
13. R. Cazan and S. Menon "Direct Numerical Simulation of Sandwich and Random-Packed Propellant Combustion", AIAA 2003-5082, 2003
14. M.S. Liou, "A sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up for All Speeds", J. Computational Physics, 214, 137-170. 2006