Proceedings of
The 5th National Congress on Fluids Engineering
March 26-28. 2008, Jeju, Korea

예조건 알고리즘을 적용시킨 고체로켓의 2D/3D 연소해석

이성남* · 백승욱**

Modeling of 2D/3D Solid Rocket Combustion Using Preconditioning Method

S.N. Lee and S.W Baek

Key Words : *Solid Rocket(고체로켓), AUSM, SST(난류), Double base, Precondition(예조건)*

Abstract

A solid rocket motor has quite complex physical condition such exothermal chemical reaction in subsonic area and supersonic ex pansion in a converging-diverging nozzle. To introduce a simulation tool for compressible flow in supersonic range as well as incompressible chemical reaction zone in a whole rocket nozzle is a essential demand. Since the flow vary subsonic to super sonic, the convergence in computation becomes very low and unstable in a whole domain of rocket motor. This paper reports the 2-D Axisymmetric and simple 3-D solid propellant combustion and flow of gases in rocket motor by using a precondi tioning, shear stress turbulence modeling, AUSM(p). To simulate the simplified combustion process, Double base solid propellant is used to calculate reaction of solid propellant.

1. 서 론

고체로켓은 그 용도가 군사적으로나 민간사업으로도 다양하기 때문에 해외는 물론 국내에서도 오래전부터 고체로켓에 대한 많은 연구와 실험이 이루어져 왔다. 하지만 로켓모터의 내부의 현상은 복잡한 고체연료의 연소현상과 고온 고압의 초음속 출구조건으로 인하여 실험을 통한 예측이 어려운 현실이다. 또한, 연소실의 아음속 영역과 초음속 영역이 공존하기 때문에 일반적인 수치해석 기법으로도 그 현상을 묘사해내기에 많은 문제점이 따른다. 이에 예조건화 기법을 이용하여 로켓모터에 대한 정량적 해석을 가능하게 한다.

2. 고체로켓의 해석

이번 연구에서 해석된 계산의 편의를 위해서 Double base solid propellant를 가정하여 해석을 하였다. 고체연료의 화학반응은 복잡하기 때문에 때론 간략화시킨 방법이 사용되곤 한다. 이번 계산에서는 T.S. Rho[1]의 방식을 따라 계산 하였다. 수치해석 단계는 우선 2차원 축대칭형 고체로켓에 고체연료가 장착되어 있는 방식으로 해석을 실시하고, 그 다음으로 3차원으로 확장시켜 계산을 하였다. 유동해석을 위해서는 Advective Upwind Splitting Method(AUSM)[10을 전 속도영역에서 가능하도록 변형된 AUSM+를 적용하였고 난류 모델로서는 Shear Stress Transport(SST)[7] 난류모델을 적용시켰다. 그림 1은 이번 연구를 위한 격자 구성을 나타내고 있다.

* KAIST 대학원, kirhi@kaist.ac.kr
** KAIST 항공우주공학과, swbaek@kaist.ac.kr

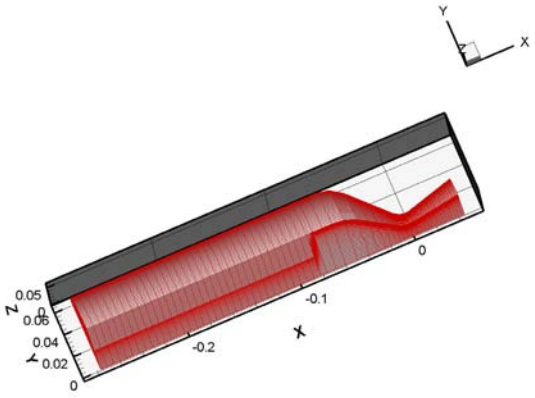

그림 1 고체 로켓 모타

3. 이론적 배경

3.1 지배방정식

2차원 축대칭에 대한 예조건화된 지배 방정식은 아래와 같이 나타난다.

$$\Gamma\frac{\partial Q_v}{\partial t}+\frac{\partial (E-E_v)}{\partial x}+\frac{\partial (F-F_v)}{\partial z}=\alpha H \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \rho_p & 0 & 0 & \rho_t & \rho_k & 0 & \rho_y \\ u\rho_p & \rho & 0 & u\rho_t & u\rho_k & 0 & u\rho_y \\ v\rho_p & 0 & \rho & v\rho_t & v\rho_k & 0 & v\rho_y \\ H\rho_p-1 & \rho u & \rho v & H\rho_T+\rho C_p & \frac{5}{3}\rho+H\rho_k & 0 & \rho_y+\rho H_y \\ k\rho_p & 0 & 0 & k\rho_t & k\rho_k & 0 & k\rho_y \\ \omega\rho_p & 0 & 0 & \omega\rho_t & \omega\rho_k & \rho & \omega\rho_y \\ Y_i\rho_p & 0 & 0 & Y_i\rho_t & Y_i\rho_k & 0 & Y_i\rho_y+\rho\delta_{ij} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$Q_v=\begin{bmatrix} p \\ u \\ v \\ T \\ k \\ w \\ Y_i \end{bmatrix} \quad (3)$$

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.

잔류항에서의 격자 경계면에서의 비점성 항은 Van Albada limiter를 적용하여 AUSM+기법을 사용하였다.

고체 연료 표면에서의 화학반응은 연료인 CH_2O와 산화제인 NO_2가 다음과 같이 반응한다고 알려져 있다.

$$5CH_2O+7NO_2\rightarrow 7NO+5H_2O+3CO+2CO_2 \quad (4)$$

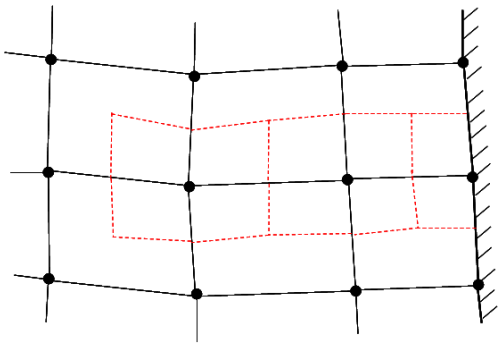

그림 2 Finite Volume Method

$$\left[\Gamma+\frac{3}{2}\frac{\triangle\tau}{\triangle t}\frac{\partial W}{\partial Q}\right]\triangle Q=-\alpha_i\triangle\tau \left\{R^{(i-1)}+\frac{1}{2\triangle t}\left[3W^{(i-1)}-4W^n+W^{n-1}\right]\right\} \quad (5)$$

전체 알고리즘은 그림 2의 경우처럼 좌표변환을 사용하지 않은 finite volume method를 적용하였다.

계산 시간의 향상을 위해서 연소반응식과 난류 반응식은 분리하여 계산하는 semi-implicit 방식을 취하였다.

3.1 물성치

기체상의 열전도도, 점성, 확산계수는 Chapman-Enskog 의 이론에 맞추어서 정해주었다.

비열과 엔탈피는 McBride et al.[11]의 다항식의 계수를 사용하여 계산하였다.

$$C_p^0(T)/R=a_1T^{-2}+a_2T^{-1}+a3+a_4T+a_5T^2+a_6T^3+a_7T^4 \quad (6)$$

$$H_p^0(T)/RT=-a_1T^{-1}+a_2lnT/T+a3+a_4T/2+a_5T^2/3+a_6T^3/4+a_7T^4/5+b_1/T \quad (7)$$

4. 연구결과

계산 격자는 2차원의 경우 90×50으로 3차원의 경우 65×51×51으로 구성하였다. converging-diverging의 영역에서는 JPL nozzle 형상으로 해석을 하였다. 경계조건은 벽면에서는 no-slip condition을 적용하였으며 고체연료 표면에서의 압력은 momentum 방정식을 이용하여 계산하였다. 3차원 해석의 경우는 원통형의 형상이 아닌 1/4, 90°에 해당하는 부분을 선택하여 symmetric 경계조건을 주고 계산을 하였다.

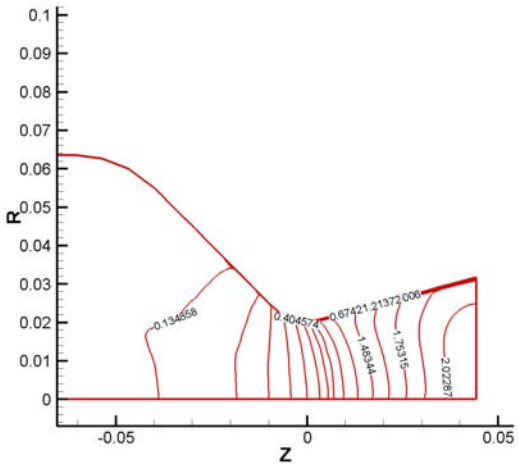

그림 3 2차원 노즐에서의 마하수

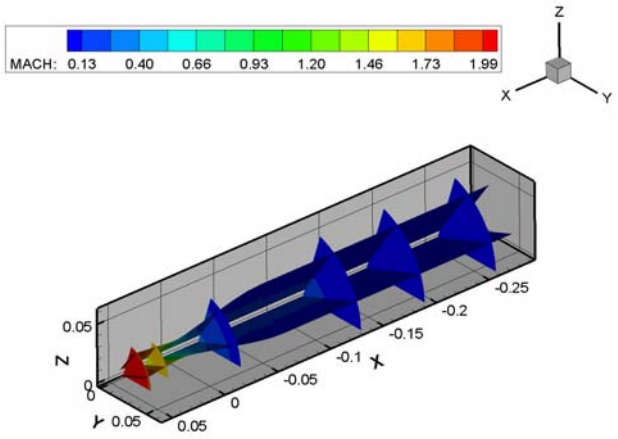

그림 4 3차원 노즐에서의 마하수

2차원과 3차원의 모두 다 연소실에서는 매우 낮은 마하수를 보이고 있으며 노즐목을 지나면서 급격히 그 수가 증가하고 있는 것을 확인할 수가 있다.

고체연료 표면에서의 화학반응으로 표면 근처에서 화염이 생성되어 그림 5에서 보는 것처럼 연료면 근처에서 가장 높은 온도가 생성됨을 볼 수 있다. 또한 연소실의 온도 상승에 따른 압력의 발달로 그림 6에 나타나는 것처럼 연소실의 압력이 가장 높으며 노즐을 통과하면서 하강하는 것을 확인 할 수 있다.

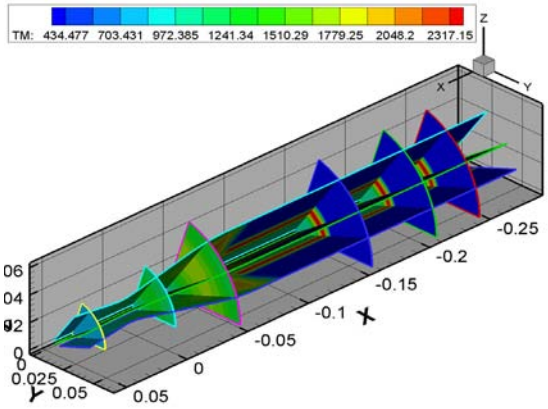

그림 5 3차원 온도 contour

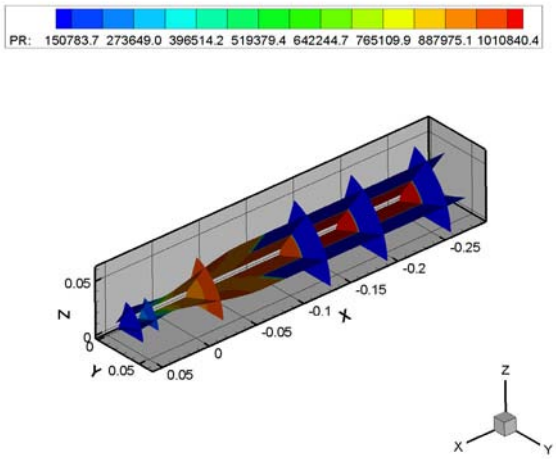

그림 6 3차원 압력 coutour

그림 4, 5 그리고 6에서 나타나는 것처럼 마하, 온도와 압력 분포가 X축을 대칭으로 하는 면에서 매우 유사하게 나타나는 것을 알 수가 있다.

그림 8,9에서 2차원과 3차원의 stream line을 확인해 보면 고체연료와 벽면의 상호작용으로 vortex가 생기는 현상을 확인해 볼 수 있다.

vortex 현상은 난류 점성 계수를 확인해 보아도 알 수 있는데 그림 7에서 나타나는 것처럼 고체연료와 벽면으로 막힌 공간에서 점성계수가 크게 나타는 것을 확인할 수가 있다. 이러한 현상은 연료표면의 화학반응에 예측하지 못한 결과를 일으킬 수도 있을 것으로 보인다.

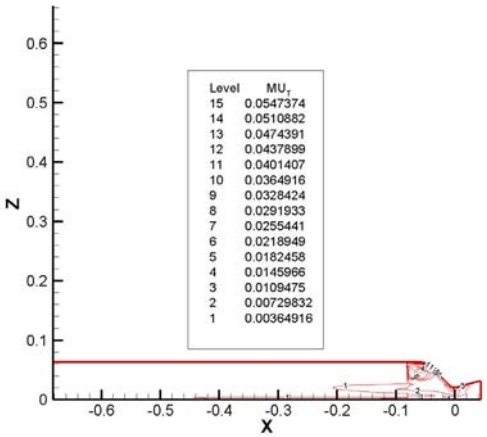

그림 7 2차원 난류점성계수

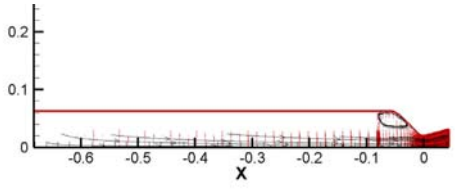

그림 8 2차원 stream line

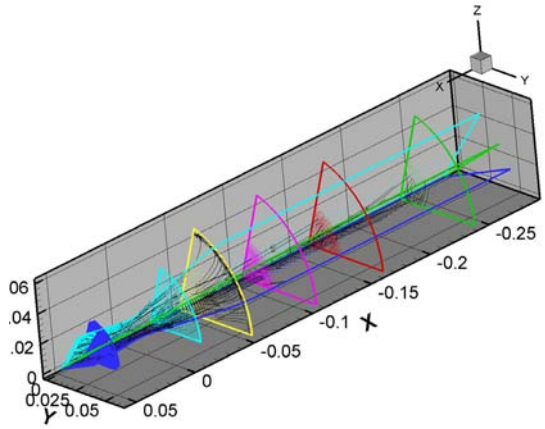

그림 9 3차원 stream line

연료표면으로부터 화학종의 분포를 보면 그림 10에서처럼 연료와 산화제가 표면에서 반응하다가 DR2라는 중간 물질로 변화한다음 생성물질로 변화하게 된다. 이 모든 과정이 매우 좁은 영역에서 이루어 지기 때문에 격자 생성은 매우 중요한 부분이 될 수 있다.

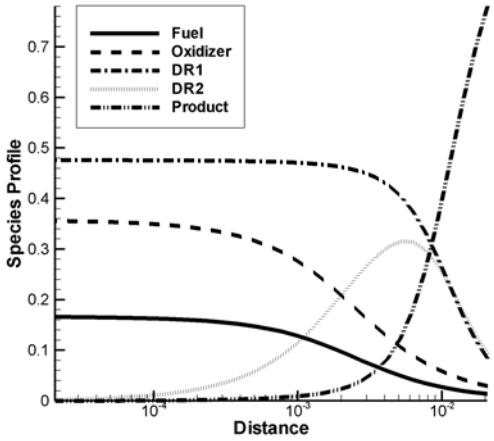

그림 10. Species Distribution

5. 결 론

본 연구에서는 2차원과 3차원에 대한 비정상상태의 고체연료의 연소와 노즐 유동장 해석을 실시하였다. 실제 로켓의 해석을 위해서 연료가 벽면에서 연소 되는 형식이 아닌 원통형으로 장착되어 있는 형상에 대한 계산을 수행하여 좀 더 현실적인 고체로켓 해석을 가능하도록 하였다. 3차원 해석결과는 x축을 기준으로 데이터를 확인하였을 때 전 영역에서 비슷한 결과를 보여주어 2차원 축대칭으로 해석하여도 타당한 결과를 나올 수 있음을 확인하였다. 예조건화를 적용시킴으로써 아음속 영역의 연소실과 초음속의 노즐 유동 해석에 있어서 효율적인 계산을 수행할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구 R01-2006-000-11311-0 지원으로 수행되었음.

참고문헌

[1] T. S. Roh, I-S Tseng and V. Yang, "Effects of Acoustic Oscillations on Flame Dynamics of Homogeneous Propellants in Rocket Motors," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 4, pp. 640-650, 1995.

[2] I. S. Tseng and V. Yang, "Combustion of a Double-Base Homogeneous Propellant in a Rocket Motor," Combustion and Flame, Vol. 96, pp. 325-342, 1994.

[3] X. WU. M. Kumar and K. K. Kuo, "A Comprehensive Erosive-Burning Model for Double-Base Propellants in Strong Turbulent Shear Flow," Combustion and Flame, Vol. 53, pp. 49-63, 1983.

[4] J.M.Weissand W.A.Smith, 1994 "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Time-Accurate Flows on Unstructured Meshes." AIAA paper 94-2209. 1994

[5] J. R. Edwards, "Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flows at All Speeds." AIAA Journal, Vol. 36, No. 9, 1998

[6] J. M. Weiss, J. P. maruszewski, and W. A. Smith, "Implicit Solution of Preconditioned Navier-Stokes Equations Using Algebraic Multigrid." AIAA Journal, Vol. 37, No. 1, 1999

[7] S. H.Park and J. H. Kwon, "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method." AIAA Journal, Vol. 42, No. 7, 2004

[8] F. Liu and X. Zheng, "A Strongly Coupled Time-Marching Method for Solving the Navier-Stokes and k-w Turbulence Model Equation with Multigrid." J. Computational Physics, 128, 289-300. 1996

[9] J.-S.Shuen, K.-H. Chen and Y. Choi, "A Coupled Implicit Method for Chemical Non-equilibrium Flows at All Speeds." J. Computational Physics, 106, 306-318. 1993

[10] M.S. Liou, "A sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up for All Speeds", J. Computational Physics, 214, 137-170. 2006