

# 화염편 모델을 이용한 하이브리드 로켓의 연소과정 해석

임재범\* · 강성모\*\* · 김용모\*\* · 윤명원\*\*\*

## Flamelet Modeling for Combustion Processes of Hybrid Rocket Engine

Jaebum Lim\* · Sungmo Kang\*\* · Yongmo Kim\*\* · Myungwon Yoon\*\*\*

### ABSTRACT

Hybrid propulsion systems provide many advantages in terms of stable operation and safety. However, classical hybrid rocket motors have lower fuel regression rate and combustion efficiency compared to solid propellant rocket motor. Accordingly, the recent research efforts are focused on the improvement of engine efficiency and regression rate in the hybrid rocket engine. The present study has numerically investigated the combustion processes and the flame structure in the hybrid rocket engine. The turbulent combustion is represented by the flamelet model and Low Reynolds number  $k-\epsilon$  turbulent model is employed to reduce the uncertainties for convective heat transfer near solid fuel surface having strong blowing effect. Numerical results suggest that the present approach is capable of realistically simulating the combustion characteristics of the hybrid rocket engines.

**Key Words:** Hybrid Rocket Engine(하이브리드 로켓엔진), Flamelet Model(화염편 모델), Regression Rate(수축률), Turbulent Non-premixed Flame(난류비에혼합화염)

### 1. 서 론

기존의 하이브리드 로켓 엔진은 고체 추진 로켓에 비하여 낮은 연료 regression rate 값과 연소 효율을 가지는 단점이 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 최근에 선회유동을 이용하는 하이브리드 로켓 엔진들이 제안되고 있다. 이러한

선회유동을 가지는 하이브리드 로켓은 고체연료 그레이드에 평행하게 유입되는 기존의 하이브리드 로켓에 비하여 고체 연료 벽면에서의 대류열전달이 현저하게 증가하게 되어 아주 높은 고체연료의 regression rate 값을 얻을 수 있는 이점이 있다.

본 연구에서는 선회 유동을 갖는 하이브리드 로켓 엔진에서 화염편 모델(flamelet modeling)을 이용하여 산화제의 유입위치, 그리고 선회유동의 형성 방식이 하이브리드 로켓의 연소특성 및 regression rate에 미치는 영향을 해석하였다.

\* 한양대학교 대학원

\*\* 한양대학교 기계공학부

\*\*\* 국방과학연구소

연락처, E-mail: ymkim@hanyang.ac.kr

## 2. 압축성 비단열 난류화산 화염장의 모델링

본 연구에서는 난류와 호화반응의 상호작용을 층류화염면 모델에 의해 해석하였다. 화염면 방정식은 Peters에 의한 두 개의 길이 스케일에 대한 개념적 해석을 통하여 유도되거나 화학종 및 에너지 보존방정식으로부터 층류화염면내 반응면에 수직방향에 대한 좌표변환을 통해 혼합분율을 매개변수로 층류화염면의 혼합과정 및 화학반응을 동시에 지배하는 1차원 상미분 연립방정식을 이용하였다. 열손실을 고려할 경우 엔탈피 손실변수 개념을 이용하여야 한다. 또한 복사열전달은 FVM 복사모델을 이용하였다.

Figure. 1에서는 압력이  $HTPB/O_2$  화염구조에 미치는 영향을 도시하였다. 해석결과에 보는 바와 같이 순 산소 화염의 경우에는 압력을 증가시킬수록 화염온도가 현저히 증가하고 있음을 알 수 있다.

## 3. 결과 및 해석

본 연구에서는 HTPB 고체연료를 사용하는 Hybrid Motor 앞쪽과 뒤쪽에서 접선 방향으로 산화제가 유입되는 경우에 대해 각각 해석했으며 Fig. 2는 로켓의 형상을 보여준다. 본 연구에서는 분출 각을  $7^\circ$ 를 이용하였다.

Figure. 3은 산화제 유입 조건에 따른 하이브리드 로켓의 연소실 내부의 온도분포를 나타낸다. 산화제를 모터 전반부에 포트를 이용하여 접선방향으로 유입 시켜 선회유동을 발생시키는 Case1의 경우 산화제의 유량을 증가시킬 경우 고온 화염장이 연소실 후반부에 전체적으로 형성됨을 알 수 있다. 또한 산화제의 유량이 증가할수록 연소실 전반부의 저온 영역이 증가됨을 볼 수 있는데, 이것은 산화제의 유입 온도(300K)와 낮은 온도의 연료가스(900K)가 화염장에 영향을 미쳐 저온영역이 발생된 것이다. 이에 반해서 산화제를 모터 후반부의 포트를 이용하여 접

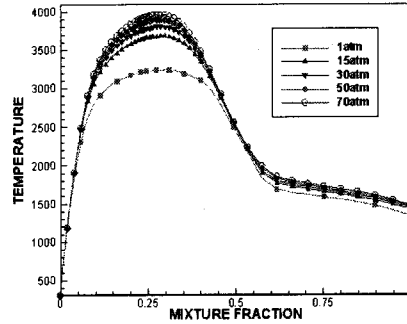


Fig. 1 Effects of pressure on  $HTPB/O_2$  flame structure

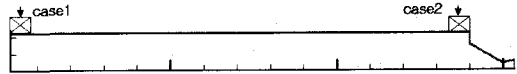
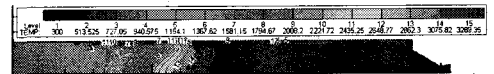


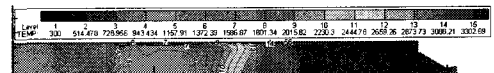
Fig. 2 Configurations of Hybrid motor with swirling oxygen flow



(a) Oxygen mass flux:  $200 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$

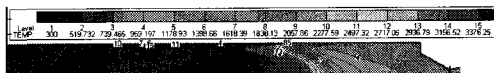


(b) Oxygen mass flux:  $400 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$



(c) Oxygen mass flux:  $600 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$

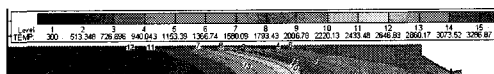
(a) Case1



(a) Oxygen mass flux:  $200 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$



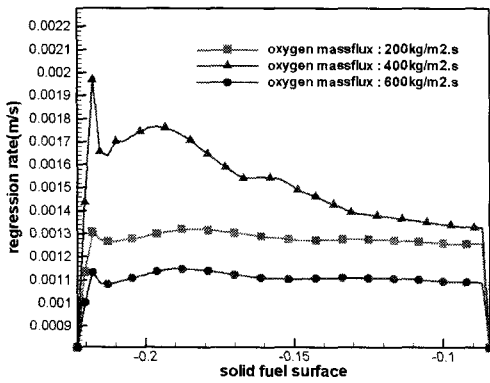
(b) Oxygen mass flux:  $400 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$



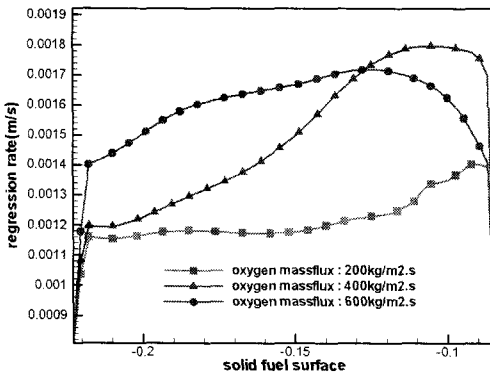
(c) Oxygen mass flux:  $600 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$

(b) Case2

Fig. 3 Temperature Field



(a) Case1



(b) Case2

Fig. 4 Regression rate

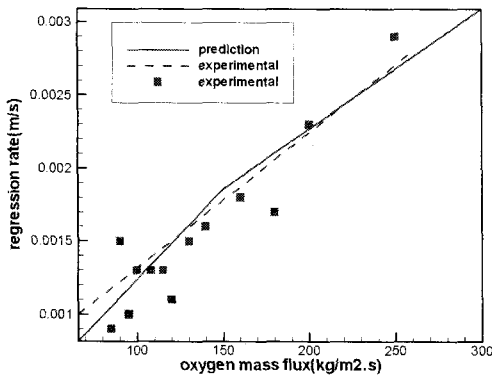


Fig. 5 Comparison with measurement

선방향으로 유입시켜 선회유동을 발생시키는 Case2의 경우 강한 역류에 의해 고온연소 생성물들을 연소실 전반부로 수송하고 다시 후류로 나가기 때문에 Case1 보다 화염 온도가 증가하

게 되어 고체 연료에 대류 및 복사열전달이 증가하고 고체 연료의 regression rate 값을 증가시키게 된다. 연소실 후반부의 온도가 상대적으로 낮은 것은 Case1과 마찬가지로 산화제(300K)와 낮은 온도(900K)의 연료가스 때문이다.

Figure. 4에서는 산화제의 주입조건에 따른 하이브리드 로켓 연소장에서 고체연료의 regression rate 값을 나타내었다. Case1의 경우 산화제의 유량이 증가할수록 regression rate 값이 증가하였고 산화제의 유량이  $600\text{kg/m}^2.\text{s}$ 으로 주입된 경우 regression rate 값이 오히려 감소한 것을 볼 수 있는데 이것은 산화제의 높은 속도와 swirl 강도로 인해 regression rate 값이 감소한 것으로 보인다. 또한 전반적으로 고체연료 표면 후반부로 갈수록 감소하는 경향을 볼 수가 있는데 이는 후반부로 갈수록 산화제가 고갈되기 때문인 것으로 보인다. Regression rate의 최적화된 값을 찾기 위해 추후 연구에서 다양한 조건에서의 산화제의 유량을 가지고 연구할 필요가 있다. Case2의 경우도 마찬가지로 산화제의 유량이 증가 할수록 regression rate 값이 증가하였고 산화제의 유량이  $600\text{kg/m}^2.\text{s}$  이상일 경우는 오히려 감소하였으나 가장 고르게 분포하는 값을 얻을 수 있었다. Case1과 마찬가지로 산화제의 고갈로 인해 전반부에서 regression rate 값이 감소하는 경향을 보였다.

Figure. 5에서는 예측한 regression rate 값과 수치계산으로부터 구한 해석치를 비교하였다. 산화제가 전반부에서 주입된 경우에 대해 비교한 결과, 실험값 보다 약간 낮게 예측하고 있었지만 대체로 실험치에 근접한 값을 가짐을 알 수 있었다.

#### 4. 결 론

본 연구에서 사용된 화염편 난류연소 모델은 선회유동을 이용한 하이브리드 로켓에서의 압축성 난류연소 특성을 실제적으로 잘 예측하고 있음을 알 수 있었다. 수치해석 결과를 살펴보면 선회유동을 이용한 하이브리드 로켓의 경우, 높

은 온도의 연소 생성물들의 연소장 내에서의 체류시간 증가로 인해 고체연료 표면에서의 대류 및 복사 heat flux가 현저히 증가하게 되고 그로 인해 높은 regression rate 값을 갖게 됨을 알 수 있었다. 또한 regression rate 값을 최대로 하는 최적의 산화제 유량이 존재함을 알 수 있었다.

### 참 고 문 헌

1. Hoojoong Kim and Yongmo Kim, 2001, "Numerical Modeling for Combustion Processes of Hybrid Rocket", 37th AIAA Propulsion Meeting Paper
2. Nagle, J. and Strickland-Constable, R.F., 1962, Proc. Fifth Carbon Conf., vol. 1, pp.154-164
3. Chang, K.C., Hsieh, W.D. and Chen, C.S., 1995, "A Modified Low-Reynolds-Number Turbulence Model Applicable to Recirculating Flow in Pipe Expansion", Journal of Fluid Engineering, vol.117, pp.417-423
4. Chiaverini, M.J., Harting, G.C., Lu, Y.C., Kuo, K.K., Peretz, A., Jones, S., Wygle, B., and Arves, J.P., 1997, "Pyrolysis Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels Under Rapid Heating Conditions", AIAA 97-3078, Seattle.
5. Hiroyasu, H. and Nishida, K., 1989, "Simplified Three Dimensional Modeling of Mixture Formation and Combustion in a DI Diesel Engine", SAE Technical Paper 890269
6. Belardini, P., Bertoli, C., Ciajolo, A., D'Anna, A. and DelGiacomo, N., 1992, "Three Dimensional Calculations of DI Diesel Engine Combustion and Comparison with In-Cylinder Sampling Valve Data", SAE Technical Paper 922225
7. Dua, S.S., and Cheng, P., 1973, "Multi-Dimensional Radiative Transfer in Nonisothermal Bounding Walls", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol.18, pp.245-259
8. <http://www.casandia.gov/tdf/Workshop/Submodels.html>
9. Kent, J.H. and Honnery, D.R., 1990, "A soot Formation Rate Map for a Laminar Ethylene Diffusion Flame", Combustion and Flame, vol. 79, pp.287-298
10. Chakravarthy, S.R., and Osher, S., 1985, AIAA-85-0363, 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV
11. Kim, Y.M., Chen, C.P., Ziebarth, J.P., and Chen, Y.S., 1994, Numerical Heat and Transfer, vol.25, pp.21-42
12. Knuth, W.J., Gramer, D.J., Chiaverini, M.J., Sauer, J.A., Whitesands, R.H., and Dill, R.A., 1998, "Preliminary CFD Analysis of the Vortex Hybrid Rocket Chamber and Nozzle Flow Field", AIAA98-35193, Cleveland
17. M. Boccanera and D. Lentini, 2004, "Thermochemical closure for high-speed flows", Acta Astronautica 55, pp.965-976
18. Gunhong Kim, Yongmo Kim, 2005, "Non-Adiabatic Flamelet Modeling for Combustion Processes of Oxy-Natural Gas Flame", Journal of Mechanical Science and Technology (KSME Int. J.), Vol.19, No.9, pp.1781-1789
19. Seong-Ku Kim and Yongmo Kim, 2000, "Prediction of Detailed Structure and NOx Formation Characteristics in Turbulent Nonpremixed Hydrogen Jet Flames", Combust. Sci. and Tech., Vol. 15, pp. 107-137