

論文

하이브리드 로켓 인젝터 포트직경 변화에 따른 난류연소 유동장 해석

문희장* · 구자에** · 윤창진* · 민문기* · 장원재*

Investigation of Turbulent Combustion Characteristics for Different Injector Port Diameter in Hybrid Rocket

Hee-Jang Moon* · Ja-Ye Koo** · Chang-Jin Yoon* · Moon-Ki Min* · Won-Jae Jang*

Abstract

Numerical analysis of the flow field in the reactive medium of End-burning combustor is studied in order to investigate the combustion characteristics of hybrid combustion. The main part of this study is focused on the port diameter effects of oxidizer injector on the temperature distribution within the reactive field. It is found that the case having the largest port diameter(2.5 mm) delivers the optimum conditions for the design of End-burning combustor where the predicted temperature field showed the most acceptable distribution.

Key Words : Hybrid Rocket, End-burning, Combustion, O/F Ratio, Injector, Turbulent Mixing

1. 서 론

액체 산화제와 고체 연료를 추진제로 사용하는 하이브리드 로켓은 고체로켓에서는 불가능한 연소의 중단/재개 및 추력의 제어가 가능하며 연료와 산화제의 분리로 인한 운용의 안정성과 장기 수명을 갖추고 있다. 또한 액체 로켓 시스템에 비해 보다 구조가 단순하여 제작이 쉬우며, 경제성과 안전성의 장점을 가지고 있어 고체로켓과 액체로켓의 장점을 극대화시킨 추진기관으로 볼 수 있다[1].

그러나 일반적으로 하이브리드 로켓은 낮은 고

체 연료의 후퇴율 \dot{r} (regression rate)과 연소가 진행됨에 따라 O/F 비가 변한다는 단점을 지니고 있다. 이러한 이유로 후퇴율을 향상시키기 위해 각 연구기관 및 대학에서는 연소실 유동장 내 스윙 효과를 이용하여 연료와 산화제의 혼합효율을 증가시켜 반응유동장을 변화시키거나[2], 보다 후퇴율이 높은 연료를 사용하여 이러한 문제들을 극복해나가고 있는 실정이다[3]. 또한 단일 포트 형태의 연료 그레이를 이용한 하이브리드 추진 시스템은 연소 과정 중 연료의 표면적이 증가하기 때문에 기화된 고체연료 가스의 발생량이 증가하여 연소 초기상태 보다 혼합물이 과농한 상태에 이르게 되어 최적 연소 조건을 유지할 수 없게 한다. 반면 연소시간이 지남에도 고체 연료의 표면적이 일정하여 연료 가스가 일정하게 공급되는 End-burning 형태의 하이브리드 추진 시스템은 일정한 추력을 유지할 수 있어 큰 추력을 요구하는 추진시스템은 물론 위성의 자세제어용

† 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

E-mail : hjm@hau.ac.kr

TEL : (02)300-0118 FAX : (02)3158-4429

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학부

추력시스템으로도 응용이 가능하기에 많은 연구가 진행되고 있다[4]. 따라서 End-burning type 하이브리드 로켓 연소실 내부 반응유동장의 해석은 최적의 연소실 설계와 성능 향상을 위해 상당히 중요한 연구 테마로 볼 수 있다.

이를 위해 본 연구에서는 O/F비가 일정한 End-burning 형태의 하이브리드 추진시스템의 후퇴율을 극대화하기 위해 산화제 인젝터 포트 직경에 따른 연소실 내 현상의 특성을 수치적으로 해석해 보았다.

2. 연소방정식 및 수치해법

2.1 하이브리드 연소

하이브리드 로켓의 연소는 Fig. 1과 같이 고체 상태의 연료 표면위로 기체상태의 산화제가 공급되어 연료 표면 근처에 확산 화염이 형성된다. 화염으로부터 발생하는 지속적인 열전달은 고체 연료를 기화시키며, 기화된 연료는 다시 화염으로 공급되어 초기 점화 이후에는 자발 점화(Self ignition)에 의해 화염이 유지되는 전형적인 확산 화염의 형태를 가진다.[5,6]

하이브리드 연소는 과거 여러 연구자들에 의해 이론적인 연구[5]가 이루어 졌으나, 최근에는 컴퓨터의 발달에 따라 반응열유동의 수치모사를 통한 연소해석이 상당한 진전을 이루었다. 예를 들어 Marxman et al.[5,6]의 하이브리드 연소의 난류경계층 확산화염 모델을 기반으로 Helman et al.[7]은 수치적 방법으로 경계층 방정식을 풀어 연소실 내부의 속도장, 온도장, 그리고 화학종의 농도장을 구했다. 또한 Karabeyoglu et al.[8]은 비정상 하이브리드 연소 및 불안정성을 연구하였으며, Antoniou et al.[9]은 전산유체기법을 이용하여 비정상 연소 과정에 대한 연구를 수행하고 있다. 이러한 기존의 연구들은 단일 포트 하이브리드 로켓에서의, 축방향 2차원 연소 유동장에 대한 해석만 수행되어 왔다. 본 연구에서는 단일 포트가 아닌 End-burning 하이브리드 연소의 수치적 해석에 중점을 두었다. 정밀한 해석을 위해 열전달에 의한 고체연료의 기화과정을 정확히 묘사 하는 모델의 필요성이 대두되나 그 복잡성으로 인해 본 연구에서는 반응 유동장의 특성만을 중점적으로 해석하였다.

2.2 연소실 형상 및 제원

현재 한국항공대 로켓 추진연구실에서 사용하

고 있는 End-burning 하이브리드 로켓 연소기[6]의 개략도는 Fig. 2와 같으며 자세한 제원은 Table 1과 같다. 반응 유동장에 해석을 간단하게 하기 위해 연료 면, 연소실과 노즐 벽면을 경계로 닫힌 유동장을 단순화하면 Fig. 3과 같은 형태의 모델을 적용할 수 있다[4,10,11].

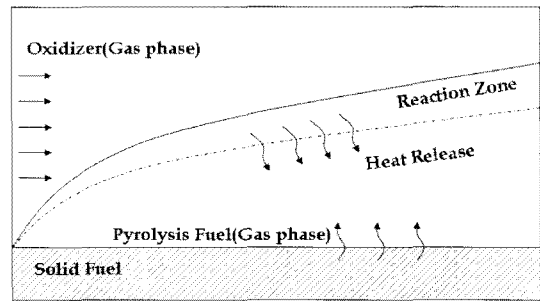


Fig. 1 Simplified hybrid combustion system

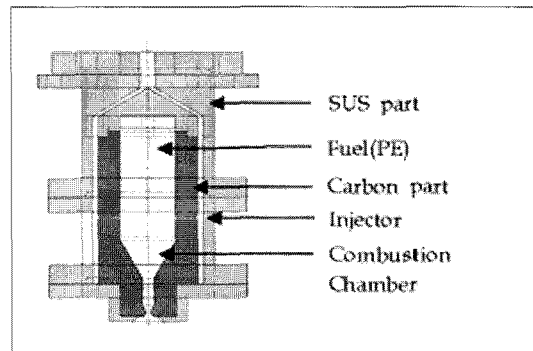


Fig. 2 Schematics of Lab-scale End-burning hybrid rocket

표 1 Specification and operating conditions for hybrid combustor

Operating Conditions	Fuel	Propane(Vel.= 0.277 m/s)
	Oxidizer	GOX
	O/F Ratio	3.71
Specification of Hybrid Combustor	Fuel Supply	diameter : 50 mm
	Oxidizer Supply	diameter : 1.5 mm × 4 (1.5 mm, 2.0 mm, 2.5 mm)
	Combustor Configuration	chamber height : 24 mm converging section : 35 mm exit port & nozzle : 35.5 mm total : 94.5 mm

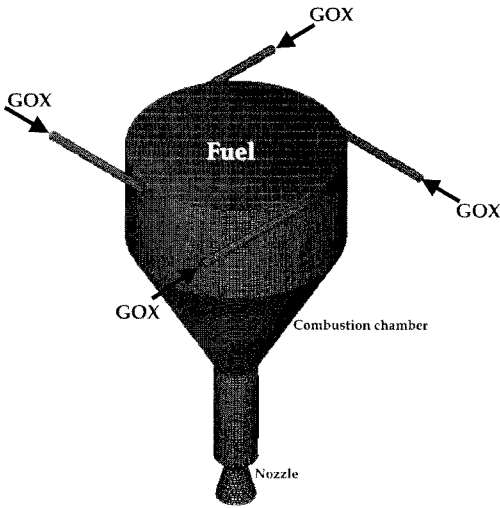


Fig. 3 Simplified model of the combustion chamber for CFD analysis

계산 격자는 wall function의 적용을 위해 벽면 근처에 2겹의 Layer mesh를 이용하여 약 87만 여개의 격자를 생성하였다[12]. 계산 격자는 Hexahedral 형태를 사용하였으며, 비직교 격자망을 통해 구성하였다. 본 연구에서의 모든 case에 대해, 윗면은 고체로 채워져 있으며, 수치 계산시에는 기화된 연료의 Inlet boundary로 설정하였다. 4개의 산화제 인젝터를 통해 연소실로 기체 산소가 공급되며, 인젝터는 모두 접선 방향으로 서로 직각을 이루게 배치되며 인젝터 포트의 크기는 각 Case에 따라 변경된다.

2.3 지배 방정식 및 수치해법

End-burning 연소기내 하이브리드 연소 유동장은 복사 열전달이 무시되고 벽면에서의 단열 조건을 설정한 3차원 난류 연소 유동장으로 가정하였으며 연소실 내부의 유동장 해석을 위해 RANS 방정식과 $k-\epsilon$ 모델을 이용하였다. 복사 열전달은 금속 성분의 입자가 포함된 연료의 경우에 큰 영향을 주고, 순수 탄화수소 계열 연료에는 큰 영향을 주지 않는 것으로 알려져 있다 [13,14]. 따라서 기화된 고체연료를 프로판으로 가정한 본 연구에서는 복사열에 의한 영향을 배제하였다. 유동장의 정밀해석과 유한화학반응 (finite rate chemistry)을 고려하기 위해 범용 열 유동해석 코드인 Star-CD[12]를 사용하였다. Star-CD에서의 PPDF Model을 이용한 해석은 가스터빈 연소기에서의 NOX 생성 예측과 같은 연구 사례[15]에서 성공적으로 수행되었다.

반응 매커니즘은 유동해석모델과 난류연소 모델을 결합하여 분석하였다. 화학종간 화학평형이 가정된 만큼, 확산화학 해석에 용이한 혼합분율을 주요변수로 이용하였으며, 식 (1)과 같이 정의되는 혼합분율(mixture fraction) f 의 1차 및 2차 모멘트의 전달방정식을 계산하였다.

$$\tilde{f} = \frac{m_f}{m_f + m_o}, \quad \tilde{f'^2} = \overline{(f - \tilde{f})^2} \tag{1}$$

\tilde{f} 와 $\tilde{f'^2}$ 의 전달방정식은 각각 (2)과 (3)와 같으며 확률밀도함수(PDF :Probability Density Function) 모델로는 1차 및 2차 모멘트항으로부터 PDF 형상을 결정짓는 Presumed PDF 모델로서 β -PDF로 가정하였다.

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho \tilde{f}) = - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho \tilde{u}_j \tilde{f} - (\rho D_f + \frac{\mu_t}{\sigma_{f,t}}) \frac{\partial \tilde{f}}{\partial x_j} \right] \tag{2}$$

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho \tilde{f'^2}) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho \tilde{u}_j \tilde{f'^2} - (\rho D_g + \frac{\mu_t}{\sigma_g}) \frac{\partial \tilde{f'^2}}{\partial x_j} \right] = \frac{2\mu_t}{\sigma_g} \left(\frac{\partial \tilde{f}}{\partial x_j} \right)^2 - C_D \rho \frac{\epsilon}{k} \tilde{f'^2} \tag{3}$$

\sqrt{g} : determinant of metric tensor
 $C_D = 2.0$, $\sigma_g = \sigma_f$

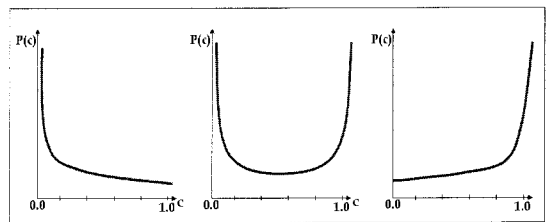


Fig. 4 Examples of Beta PDF distribution

표 2. Boundary conditions for CFD model

Case	Diameter (mm)	Injection Speed (m/s)	Angle based on horizontal line (deg.)
1	2.0	225	0
2	1.5	400	0
3	2.5	144	0

β -PDF 은 Euler의 Γ function으로 묘사되며 아래의 식으로 표현된다.

$$P(f) = \frac{f^{a-1}(1-f)^{b-1}}{\int_0^1 f^{a-1}(1-f)^{b-1} df} \quad (4)$$

$$a \equiv \tilde{f} \left[\frac{\tilde{f}(1-\tilde{f})}{\tilde{f}'^2} - 1 \right]$$

$$b \equiv (1-\tilde{f}) \left[\frac{\tilde{f}(1-\tilde{f})}{\tilde{f}'^2} - 1 \right]$$

a, b는 β -PDF의 형상을 결정짓는 변수로써 각각 혼합분율의 1차 및 2차 모멘트항에 의해 지배된다. 해석을 위해 사용되는 β -PDF의 개념을 Fig. 4를 예로 들어 설명될 수 있다. Fig. 4는 혼합분율이 아닌 반응진행변수(Progress variable)의 확률밀도함수를 보여주는 예로서 c=0은 기연가스, c=1은 미연가스에 해당된다. 왼쪽 그림의 분포함수는 연소가 많이 진행된 경우이며, 오른쪽 그림의 분포함수는 연소가 보다 적게 진행된 연소 초기에 해당된다[4,16]. 가운데 분포함수의 예는 매우 빠른 연소반응의 경우를 나타내고 있다. 이는, 연소 과정 중 발생 가능한 여러 화학반응의 빠르기 정도를 β -PDF 통계모델(Statistical Model)을 통해 묘사 가능하다는 것을 보여 주고 있다.

화학반응에서 반응물로는 폴리에틸렌의 열분해 [17]에서 상당량을 차지하고 있는 프로판(C_3H_8)과 기체상태의 산소(GOX)를 적용하였으며, 완전연소를 가정하여 이산화탄소(CO_2)와 수증기(H_2O) 만을 생성하는 총괄화학반응식을 적용하였다.

해석을 위해 사용되는 전달방정식은 혼합분율, f 에 대한 식 (1), (2)와 식 (4)의 운동량 방정식 그리고 식 (5)의 에너지 방정식으로 구성된다.

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j u_i - \tau_{ij}) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + s_i \quad (5)$$

s_i : momentum source component

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho h) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j h - F_{h,j}) \\ & = \frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} p) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{u}_j p) \\ & \quad - p \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + s_h \end{aligned} \quad (6)$$

s_h : energy source

산화제 인젝터 포트 직경 변화에 따른 혼합효율과 모멘텀 추력을 비교하기 위해 Table 2와 같이 3가지의 직경을 적용하였다. Case 1,2,3들과 같은 인젝터 직경 변화를 Fig. 3의 모델 연소기에 적용함으로써 해석결과들을 비교토록 한다.

3. 결과 해석

3.1 반응 유동장의 해석

인젝터 직경 변화에 따른 난류 혼합 특성과 반응유동장의 해석을 위해 Fig. 5의 혼합분율 f 와 Fig. 6의 온도장을 분석하였다. Fig. 5과 Fig. 6은 포트 직경 20 mm에 해당되는 case 1의 결과이다.

Fig. 5과 Fig. 6의 왼쪽 그림은 연소기 상류로부터 3 mm 떨어진 산화제 인젝터 포트를 통해 형성되는 단면을 나타내며 오른쪽 그림은 중심축을 지나는 단면에서의 혼합분율과 온도장을 나타낸다. 혼합분율 f 는 주어진 연료와 산화제에 대하여

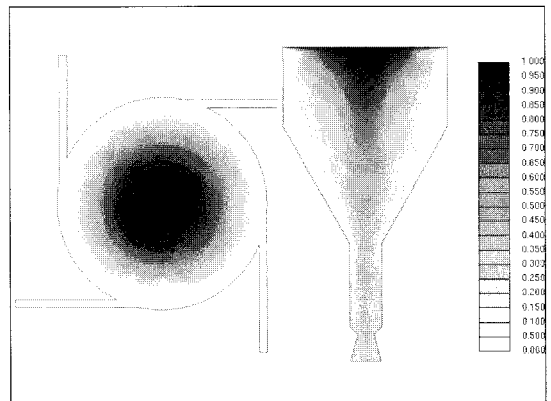


Fig. 5 Mixture fraction field at 3 mm downstream cross-section and centerline cross-section

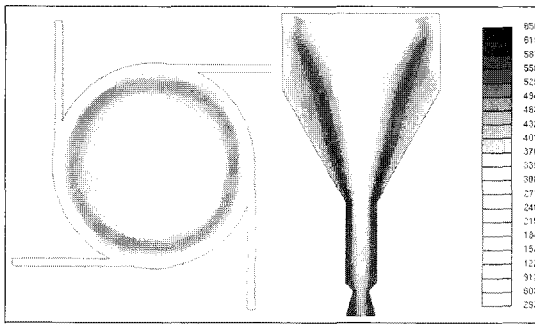


Fig. 6 Temperature distribution at 3 mm downstream cross-section and centerline cross-section

완전연소를 가정할 때 $f=0.216$ 부근이 이론혼합분율(stoichiometry)에 해당된다. 상류로부터 3 mm 떨어진 단면의 반응유동장(Fig. 5)에서의 이론혼합분율은 벽면으로부터 중심축 방향으로 약 2 mm 안쪽으로 형성되어 있다. 이 위치는 반응유동의 온도장(Fig. 6)을 통해 볼 수 있듯이 가장 높은 온도 부위임을 확인할 수 있다.

3.2 인젝터 포트 직경 변화에 따른 비교분석

Fig. 7과 Fig. 8은 인젝터 포트 직경에 따른 유동장의 혼합분율 분포와 온도분포를 나타내고 있다. 동일 유량 조건에서 산화제 인젝터 직경이 커질수록, 연소실 안쪽으로 고온부위가 형성됨을 알 수 있다. 반대로, 산화제 인젝터 직경이 작아질수록 고온부위가 연소실 외곽 방향으로 이동됨을 볼 수 있다. 이는 직경이 작아질수록 운동량의 증가로 인한 연료와 산소와의 혼합이 벽면 근처(2.0~2.5 mm)에서 급격히 이루어지기 때문이다.

산화제 인젝터 직경이 커질수록 연소실 안쪽으로 고온부가 생성되는 것은 Fig. 8의 혼합분율 분포를 통해서도 확인할 수 있는데, case 2의 경우를 살펴보면 인젝터 지점을 제외한 반응유동장 전반에 걸쳐 혼합분율이 과농한($f > 0.3$) 상태임을 확인할 수 있다. 반면 case 1과 case 3은 case 2에 비해 과농한 영역의 면적이 상대적으로 작았으며 중심부 방향으로 갈수록 이론혼합분율에 멀어짐을 알 수 있다. case 3의 경우는 case 1에 비해 보다 연소실 중심 방향으로 이론혼합분율이 형성되어 있음을 알 수 있다.

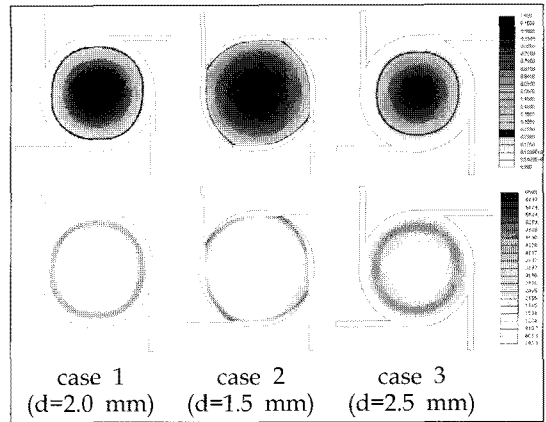


Fig. 7 Mixture fraction(upper fig.) and Temp. distribution(lower fig.) at top view

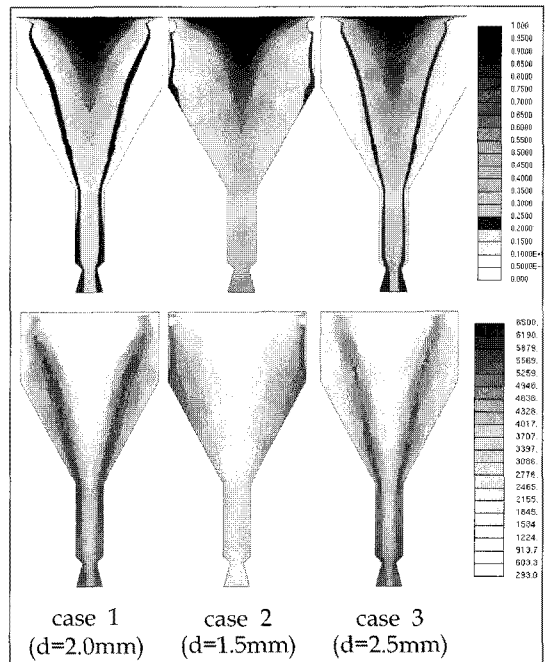


Fig. 8 Mixture fraction(upper fig.) and Temp. distribution(lower fig.) at front view

표 3. Comparison of the momentum thrust

	case 1	case 2	case 3
Diameter(mm)	2.0	1.5	2.5
Momentum Thrust(N)	1.69	3.66	3.80

벽면 근처에서 고온부가 형성되어 있는 case 2의 경우는 연소기 재질상의 문제를 야기할 소지가 있다고 판단된다. 보다 큰 인젝터 직경을 갖는 Fig. 8의 case 3은 case 1과 case 2에 비해 중앙부로 고온부가 형성되고 좁은 영역에서 효율적으로 혼합물이 연소되고 있음을 나타내고 있다. 이는 최적의 위치에서 연료와 산소가 혼합되고 있음을 알려준다. 또한 Fig. 8의 case 3 혼합분율 분포를 통해 벽면 근처에 위치한 저온부위가 연료에 비해 산화제가 과다하게 분포된 희박영역을 확인시켜주고 있다.

노즐에 수직방향으로 배출되는 유동의 평균속도에 동일하게 공급되는 추진제의 양을 곱한 모멘텀 추력은 Table 3과 같다.

Table 3을 통해 위와 같이 주어진 조건에서 큰 직경을 갖는 case 3이 가장 큰 추력을 제공한다는 것을 예상할 수 있다. 또한 노즐 출구면의 수직 속도 성분과 연관된 모멘텀 추력은 포트 직경의 크기와 비례하지 않는다는 것을 알 수 있으며 이는 유동장 내 불균일한 난류강도에 의한 것으로 사료된다. 모멘텀 추력은 모든 case에 대해 동일한 산화제와 연료 유량이 공급되었으므로 로켓의 주요 성능 파라미터인 비추력에 비례하게 된다. 따라서 case 3이 동일한 연료를 통해 얻을 수 있는 추력이 가장 큰 경우임을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

End-burning 하이브리드 연소기의 연소실 내부 반응 유동장의 특성을 알아보기 위해 수치적 연구를 수행하였다. 추후 실험 데이터와의 비교를 위해 실험에 사용된 연소기와 동일한 형상을 갖는 모델을 이용하여 계산 격자를 생성하였고 산화제 인젝터의 포트 직경에 따른 난류 혼합 특성과 반응유동장의 특성을 분석하였다.

1. 동일 유량 조건에서 인젝터 직경이 증가함에 따라 고온 부위가 연소실 중앙으로 배치되는 것을 살펴볼 수 있었다.

2. 가장 작은 인젝터 직경(1.5 mm)을 갖는 case 2의 경우, 벽면 근처에서 고온부가 형성된 만큼 연소기 재질의 선정 및 냉각문제가 대두될 것으로 판단되며 case 1 보다는 높으나 case 3에 비해 낮은 모멘텀 추력을 제공함을 알 수 있었다.

3. 인젝터 직경 2.5 mm의 case 3은 case 1, 2에 비해 연소실내 온도장 및 혼합분율의 분포가 정성적으로 가장 적절하였다. 또한 추력 성능 측면에서도 가장 이상적인 경우임을 확인할 수 있었다.

End-burning 하이브리드 연소기의 난류 혼합 특성과 반응유동장 해석의 정확도를 높이기 위해서는 후퇴율에 대한 모델링이 요구된다. 후퇴율의 수치모사는 연소실 내 연료의 공급량을 보다 정밀하게 예측할 것으로 사료되며 추후 본 연구에서 보완되어야 할 주요 인자로 판단된다.

참고문헌

- [1] Sutton, P. G., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., Seventh Ed., 2000
- [2] Kim, S. J., "The Study of Regression rate of Swirl Injection Hybrid Rocket Engine with the Variation of Swirler and Pre-chamber", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Hankuk Aviation Univ., 2004
- [3] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and D. Altman, "Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels", AIAA-2001-4503, AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 37th, Salt Lake City, UT, July 8-11, 2001
- [4] Cho, S. C., "Numerical Analysis of Turbulent Flame Propagation Speed using PDF Method and Application to 3-Dimensional Combustion Field", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Hankuk Aviation Univ., 2005
- [5] G. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963
- [6] Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522.

- [7] Helman, D. ; Wolfshtein, M. ; Manheimer-Timnat, Y., "Theoretical investigation of hybrid rocket combustion by numerical methods", Vol.22, No.2, pp 171~190, Combustion and flame, 1974
- [8] Karabeyoglu M. A., "Transient Combustion in Hybrid Rockets", Stanford University Ph.D. thesis, August 1998.
- [9] A. Antoniou and K. Akyuzlu,, "A Physics Based Comprehensive Mathematical Model to Predict Motor Performance in Hybrid Rocket Propulsion Systems", AIAA-2005-3541, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005
- [10] S.J.Kim, J.K.Kim, J.Y.Koo, H.J.Moon, S. C.Cho, et. al., "The Study on Combustion Characteristic of End-burning Hybrid Rocket Engine", 2004 KSAS Spring Conference, pp. 625-628, 2004
- [11] Sung-Chan Cho, Soo-Jong Kim, Seung-Chul Lee, Jin-Kon Kim, Ja-Yae Koo, Hee-Jang Moon, Reactive Fields Analysis of Hybrid Combustor Under Different Arrangements of Oxidizer Injectors, 2004 KSPE Fall Conference, pp, 2004
- [12] Star-CD Methodology Manual, Ver. 3.20, CD adapco Group, 2004
- [13] Estey, P. N., Altman, D., and McFarlane, J. S., "An Evaluation of Scaling Effects for Hybrid Rocket Motors", AIAA Paper 91-2520, 1991
- [14] Martin J. Chiaverini, "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels In a Hybrid Rocket Motor", The Pennsylvania State University Ph.D. thesis, December 1997.
- [15] Deur, J. M., Jonnavithula, S., Meeks, E. and Rupley, F., "Comparison of NOX Prediction Methodologies for Gas Turbine Combustor Simulations", Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit, 2000. (IECEC) 35th Intersociety, 2000 v.2, 2000, pp.1126-1136
- [16] Moon, H. J. and Cho, S. C., "A numerical study of turbulent flame propagation speed using the presumed probability density function", Journal of Research Institute for Aerospace engineering and Technology, Vol. 12, pp. 60-68, 2002
- [17] W. S. Cha, "Thermo-Degradation Kinetics of Polyethylene", Vol. 10, No. 3, May 1999, 432~437, J. Korean Ind. Eng. Chem.