

研究論文

경사진 그레인 포트를 가진 하이브리드 로켓의 연소 특성

김재우\* · 김수종\*\* · 오정수\* · 도규성\* · 소정수\* · 문희장\*\*\*†

Investigation of Combustion Characteristics of Hybrid Rocket with Tapered Grain Port

Jae-woo Kim\* · Soo-jong Kim\*\* · Jung-soo Oh\* · Gyu-sung Do\* · Jung-soo So\* · Hee-jang Moon\*\*\*†

ABSTRACT

In this paper, the combustion characteristics of hybrid rocket fuel with tapered grain port were investigated experimentally. The charging efficiency of convergent and divergent port shape fuel with 1° taper angle was 6.8% higher than that of cylindrical port shape fuel. The regression rate was increased about 17.5% by using the convergent port shape fuel. On the other hand, in case of divergent port shape fuel, no notable difference of regression rate was observed when compared to that of the cylindrical port shape fuel. In the case of convergent port shape fuel, characteristic velocity and its efficiency were notably increased with respect to cylindrical port fuel. It was found that convergent port shape of hybrid rocket fuel can lead to a better option compared to the conventional cylindrical port in terms of combustion efficiency and performance improvement.

초 록

본 논문에서는 경사진 그레인 포트 형상을 가진 고체 연료를 사용한 하이브리드 로켓의 연소 특성을 실험적으로 연구하였다. 1°의 경사각을 갖는 수렴, 확산 형상 고체 연료는 원통형 연료에 비해 충전 효율이 6.8 % 더 높았다. 수렴 형상의 그레인 포트를 갖는 연료에서는 경사각이 없는 원통형 연료에 비해 동일 산화제 유속 구간에서 후퇴율이 평균 17.5 % 증가하였으나 확산 형상 연료에서는 후퇴율의 차이가 크지 않았다. 또한, 수렴 형상의 연료를 사용한 경우 특성속도 및 특성속도효율이 증가하였으며, 이를 통해 하이브리드 로켓 연료에서 수렴 형상의 그레인 포트가 연소 효율 및 성능을 개선하는데 효과적임을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Convergence(수렴), Divergence(확산), Regression Rate(후퇴율), Characteristic Velocity(특성 속도)

접수일 2010. 12. 27, 수정완료일 2011. 3. 14, 게재확정일 2011. 3. 20

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주산업기술연구소

\*\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: hjm@kau.ac.kr

1. 서 론

하이브리드 로켓은 고체 연료와 기체 또는 액

체 산화제를 추진제로 사용하며 산화제 유량 조절을 통해 추력 조절이 가능하면서도 경제적이고 안전하여 최근 실용화를 위한 많은 연구가 이루어지고 있다. 하이브리드 로켓은 고체 연료의 연소 속도로 정의되는 후퇴율(regression rate)이 느린 단점을 가지며, 산화제가 유입되는 그레인 포트 입구부와 출구부에서의 상대적으로 높은 후퇴율로 인해 연소 중단 시 연료 길이방향으로 불균일한 연소 현상을 보인다. 이러한 연료 축 방향에 대한 국부 지점에서의 후퇴율인 국부 후퇴율(local regression rate)은 고체연료 그레인 입구에서 출구로 갈수록 경계층의 발달로 인한 대류 열전달의 감소로 후퇴율이 점차 낮아지다가, 축 방향을 따라 연료의 연소량이 축적되어 후퇴율이 점차 높아지기 때문인 것으로 알려져 있다[1]. 이러한 불균일한 국부 후퇴율은 최대 국부 후퇴율을 수용하는 기준으로 설계되어야 하는 고체 연료의 측면에서 연소 중단시의 잔여 연료량(sliver)을 증가시키는 단점으로 거론되고 있다.

본 연구에서는 고체 연료 그레인 포트의 입구부와 출구부에서 높게 나타나는 불균일한 국부 후퇴율에 대응하여 높은 잔여 연료량 비율을 개선하기 위하여 균일한 경사각을 갖는 확산형상과 수렴형상의 연료를 사용하여 실험적 연구를 수행하고자 한다. 경사진 그레인 포트 형상에 대한 연구는 고체 로켓 분야에서 이미 많이 이루어졌으나 고체 추진제 그레인에서의 이러한 고려는 연료 표면에서의 전단 응력에 의한 연료의 갈라짐과 캐스팅 축으로부터의 연료의 떨어져 나감을 최소화하기 위해 고안된 것으로 주로 확산형상 연료에 대해 적용되었다[2-5]. 고체 연료 그레인 포트 내부로 고속의 산화제를 분사하는 하이브리드 연소의 경우에는 고체 로켓에서 경사진 포트를 가진 경우의 연소 현상과는 근본적으로 다른 연소 특성을 보이게 되며 경사진 그레인 포트를 고안한 목적 또한 다르다. 또한 하이브리드 로켓에서의 경사진 그레인 포트를 적용한 연소 특성에 관한 연구는 연료의 효율적 활용의 면에서 중요성이 높음에도 아직 연구가 수행된 바 없다. 따라서 본 연구에서는 확산형상

과 수렴형상 연료를 사용한 실험 연구를 통해서 서로 다른 기하학적 형상에 따른 후퇴율, O/F 비, 연소실 압력 및 특성 속도 등의 연소 특성을 기존의 원통형 연료와 비교하여 살펴보았으며 하이브리드 로켓의 연료 형상으로서의 적용 가능성을 검토하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험 장치 및 실험방법

본 연구에서 사용한 실험 장치는 Fig. 1과 같이 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치 및 연소기로 구성하였다. 산화제로는 기체 산소를 사용하였으며 압력조절기와 오리피스를 통해서 일정한 유량으로 공급되며, 산화제 공급 유량은 TFM(Turbine Flow Meter)으로 측정하였다. 점화는 부탄과 산소 혼합 가스에 스파크를 가해 점화하는 방법을 사용하였다. DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 획득하였으며, 실험은 PLC(Program Logic Control)를 통해 제어하였다. 연소기는 저항이 작은 LM가이드 위에 장착하였다. 연료형상과 실험 조건은 Table 1과 같으며, 실험에 사용된 연료 형상은 Fig. 2와 Fig. 3에 나타내었다.

Table 1. Specification of the propellants type

Solid Fuel	HDPE		
Oxidizer	Gaseous Oxygen		
Oxidizer Mass Flow Range	10 - 60 g/sec		
Fuel Density	950 kg/m <sup>3</sup>		
Burning Time	10 sec		
Nozzle Diameter	9 mm		
Solid Fuel Configuration	convergence	inlet D	22 mm
		outlet D	15 mm
	divergence	inlet D	15 mm
		outlet D	22 mm
Taper Angle	1°		

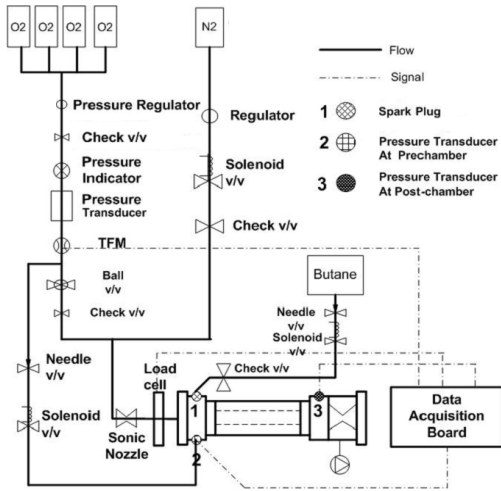


Fig. 1 Lab-scale PE-GOx experimental system

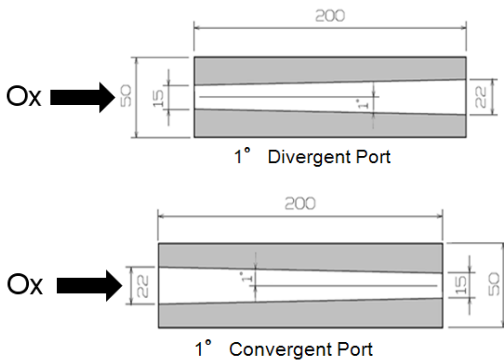


Fig. 2 Solid fuel configuration (divergence and convergence)

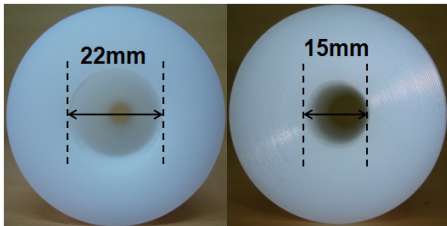


Fig. 3 Tapered fuel ports with tapered angle of 1 degree

2.2 후퇴율 계산

하이브리드 로켓에서의 후퇴율은 Fig. 4와 같이 고체 연료 축방향에 대해 연료가 균일하게 타들어가는 것으로 가정하여 연소되어 소모된

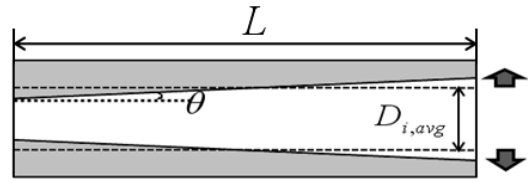


Fig. 4 Regression rate calculation by general method

연료의 체적 변화량을 고려한 그레인 포트의 축방향 평균 직경을 사용하여 계산하며, 후퇴율은 Eq. 1~3을 통해 계산된다.

$$D_{i,avg} = \frac{D_{i,in} + D_{i,out}}{2} \tag{1}$$

$$D_{f,avg} = \sqrt{\frac{4\Delta m}{\pi\rho L} + D_{i,avg}^2} \tag{2}$$

$$\dot{r} = \frac{D_{f,avg} - D_{i,avg}}{2t_b} = aG_{o,avg}^m \tag{3}$$

여기서,  $t_b$ 는 연소시간,  $L$ 은 연료길이,  $D_{i,in}$ 와  $D_{i,out}$ 은 경사각  $\theta$ 를 가지는 연료의 입, 출구 직경이며, Fig. 2와 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 확산형상 연료는 입구가 출구보다 작은 경우이고, 수축형상 연료는 입구가 출구보다 큰 경우이다.  $D_{i,avg}$ 와  $D_{f,avg}$ 는 각각 연소 전과 후의 연료 그레인 포트의 입, 출구 평균 직경이다.

일반적으로 하이브리드 로켓에서의 후퇴율은 연료 표면에 수직방향으로 타들어가는 속도로 정의되나 본 연구에 사용한 연료는 경사각을 지니고 있어 Fig. 5와 같이 경사면에 대해 수직으로 타들어가는 후퇴율을 고려하여야 하며, 이때의 후퇴율은 Eq. 4~5를 통해 계산된다.

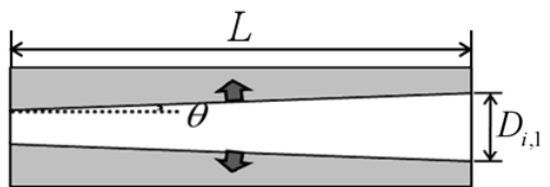


Fig. 5 Regression rate calculation for tapered grain

$$\Delta V = \frac{\pi}{3} \left[ \left( \frac{3}{4} D_{f,1}^2 L - \frac{3}{2} D_{f,1} L^2 \tan \theta + L^3 \tan^2 \theta \right) - \left( \frac{3}{4} D_{i,1}^2 L - \frac{3}{2} D_{i,1} L^2 \tan \theta + L^3 \tan^2 \theta \right) \right] \quad (4)$$

$$\dot{r} = \cos \theta \left( \frac{D_{f,1} - D_{i,1}}{2t_b} \right) \quad (5)$$

여기서,  $D_{i,1}$ 과  $D_{f,1}$ 은 연료 그레인의 입·출구 포트 직경 중 큰 포트 직경에 대한 연소 전과 후의 직경을 나타낸다. 후퇴율 계산식을 이용한 결과에서 평균 포트 직경을 이용한 후퇴율 계산 결과와 경사각을 고려한 후퇴율 계산 결과의 차이는 0.5 %로 무시할 수 있을 만큼 작아 경사각을 가지지 않은 원통형 연료 형상과의 비교가 쉽도록 본 연구에서는 평균 포트 직경을 이용한 후퇴율을 사용하였다.

본 실험에 사용한 산화제 질량 유속은 연소 전·후의 평균 포트 직경을 고려한 평균 산화제 질량 유속을 사용하였으며 Eq. 6과 같다.

$$G_{o,avg} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_{P,avg}} = \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi \left( \frac{D_{i,avg} + D_{f,avg}}{2} \right)^2} \quad (6)$$

여기서,  $G_{o,avg}$ 는 평균 산화제 질량 유속,  $\dot{m}_{ox}$ 는 산화제 질량 유량,  $A_{P,avg}$ 는 연소 전·후의 평균 포트 단면적이다.

Figure 6은 경사각을 가지는 고체 연료의 연료 부를 표시한 개략도이다. 빗금으로 표시한 부분은 초기 포트 직경  $D_{i,1}$ 을 가지는 원통형 연료 대비 추가적으로 충전이 가능한 연료량을 나타낸다. 경사각을 가지는 연료의 연료 충전량은

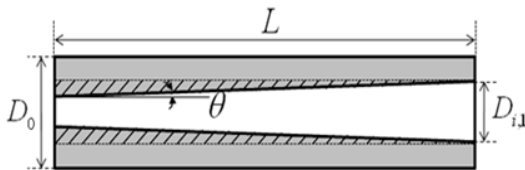


Fig. 6 Schematic of charged fuel amount by tapered angle (shaded area)

Eq. 7을 이용해 구할 수 있으며, 경사각  $\theta = 1^\circ$ 를 갖는 고체 연료는 초기 포트 직경  $D_{i,1}$ 을 갖는 원통형 연료에 비해 약 6.8 %의 추가적인 연료 충전이 가능하여 기본 형상과의 비교에서 연소 특성이 유사하다면 충전량을 증가시킬 수 있는 경사진 그레인 포트를 가진 고체 연료 형상이 효과적임을 알 수 있다.

$$V_{Charging} = \frac{\pi}{4} D_0^2 L - \frac{1}{3} \pi \left( \frac{3}{4} D_{i,1}^2 L - \frac{3}{2} D_{i,1} L^2 \tan \theta + L^3 \tan^2 \theta \right) \quad (7)$$

### 23 실험 결과 및 고찰

후퇴율은 하이브리드 로켓추진시스템에서 내탄도 예측과 설계에 사용되는 주요 변수로서, 산화제 질량 유속과의 함수 관계를 가진다. Fig. 7은 경사각을 가지지 않은 원통형 연료와 경사각  $\theta = 1^\circ$ 를 가진 연료의 후퇴율을 비교한 결과이다. 경사각을 가지는 고체 연료의 입·출구 직경은 15 mm~22 mm로 축 방향을 따라 달라지므로 경사각에 따른 효과를 살펴보고 기존의 경사각을 가지지 않은 원통형 연료와의 비교를 위해 선행 연구된 초기 포트 직경이 15 mm, 20 mm, 25 mm인 원통형 연료의 실험 결과와 비교하였다[6].

Figure 7에서 확산 형상 연료의 후퇴율은 기존 원통형 연료의 후퇴율과 큰 차이를 보이지 않았으나, 수렴 형상 연료는 후퇴율이 높게 나타났다. 수렴 형상 연료의 경우 연료 후방으로 갈수록 점차 좁아지는 그레인 포트의 기하학적 형상으로 인해 산화제의 축 방향 유속이 증가하게 된다. 이 때문에 경계층 발달이 늦어지고 대류 열 전달량이 증가하여 후퇴율이 증가한 것으로 판단된다. 각각의 도출된 후퇴율 관계식 Eq. 8, Eq. 9에 의해 수렴 형상 연료는 원통형 연료 대비 약 17.5 %의 후퇴율 증가를 보임을 확인하였다.

$$\dot{r} = 0.011 G_{o,avg}^{0.73} \quad (1^\circ \text{ convergence}) \quad (8)$$

$$\dot{r} = 0.023 G_{o,avg}^{0.55} \quad (1^\circ \text{ divergence and } 0^\circ) \quad (9)$$

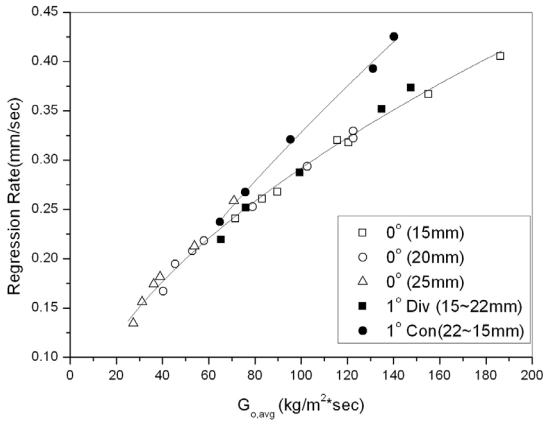


Fig. 7 The overall regression rate vs. averaged oxidizer mass flux

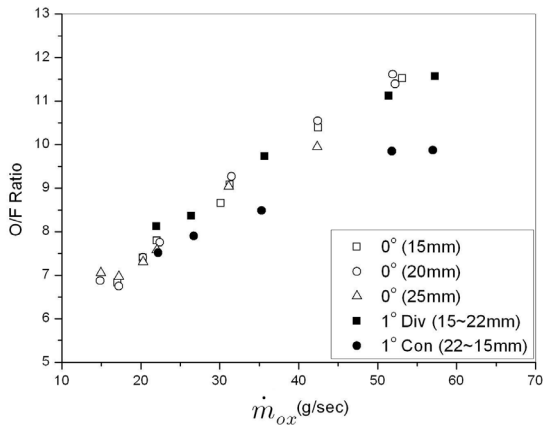


Fig. 8 O/F ratio vs. oxidizer mass flow rate

Figure 8은 산화제 질량 유량에 대한 O/F 비를 나타낸 결과이다. 원통형 연료는 모든 연료 형상에 대해 산화제 유량이 증가함에 따라 O/F 비가 증가하는 경향을 나타냈으며, 수렴 형상 연료의 경우 다른 형상 연료에 비해 O/F 비가 낮아지며 PE의 이론 O/F비( $O/F_{stoic} = 3.4$ )에 접근하는 경향을 보였다. 이러한 결과는 Fig. 7에서 설명한 바와 같이 수렴 형상의 연료를 사용한 경우 동일 산화제 질량 유속에서 후퇴율이 높게 나타나기 때문에 연료 연소량이 증가하였음을 보여주는 결과이다.

Figure 9는 O/F 비에 대한 특성속도( $C^*$ ) 결과를 나타낸 그래프이다. 경사각이 없는 원통형 그

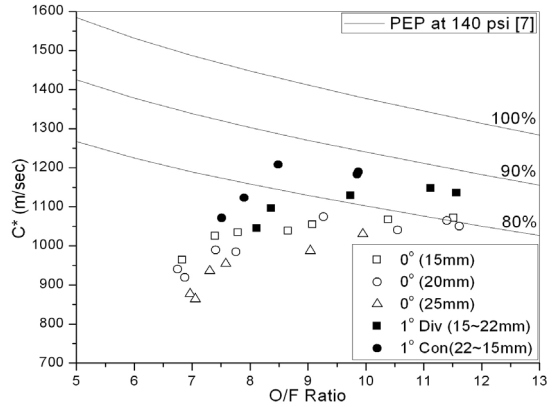


Fig. 9 Characteristic velocity vs. O/F ratio

레인 포트를 가지는 연료는 동일한 O/F 비에 대해 그레인 포트의 직경이 작을수록 즉, 그레인 포트 내부 체적이 작을수록 높은 특성속도를 나타냈다. 반면 수렴 형상과 확산 형상 연료는 포트 직경 15 mm인 원통형 연료에 비해 큰 그레인 포트 내부 체적을 가짐에도 동일 O/F 비에 대해 더 높은 특성속도를 나타냈으며, PEP[7]를 이용해 얻은 특성속도를 기준으로 나타낸 특성속도 효율 곡선을 통해 특성속도 효율 또한 증가하였음을 확인할 수 있었다.

이러한 결과는 총 추진제 유량에 대한 연소실 압력 결과인 Fig. 10과 O/F 비에 대한 연소실 압력 결과인 Fig. 11을 통해 설명될 수 있다. 모든 실험에서 사용된 출구 노즐목의 직경은 9 mm로 같고 Fig. 10의 추진제 유량에 대한 연소실 압력 결과에서 알 수 있듯이 연료 형상별 추진제 유량에 따른 연소실 압력에 큰 차이가 보이지 않으므로 연소실 압력 증가는 총 추진제 유량에 의존하기 보다는 O/F 비의 차이에 기인한 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 11의 결과에서 나타난 것과 같이 수렴 형상 연료를 사용한 경우 O/F 비가 낮아져 이론 O/F 비에 다소 근접하게 되고 연소 가스의 온도가 증가하여 연소실 압력이 높게 형성되었기 때문으로 판단된다.

따라서, 수렴 형상 연료를 사용한 경우 수렴 형상의 그레인 포트에 의해 고체 연료 연소량이 증가하여 보다 이론 O/F 비에 근접한 연소가 이루어져 연소 효율 또한 증가된 것으로 판단된다.

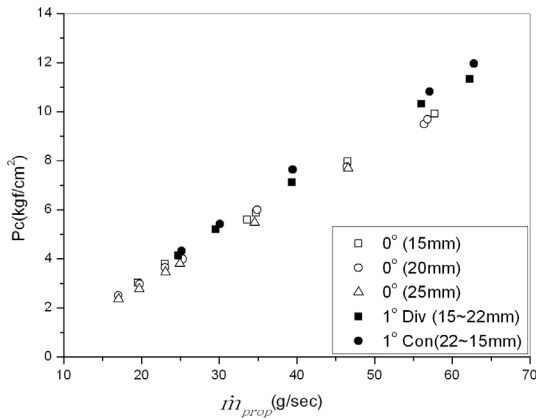


Fig. 10 Chamber pressure vs. propellant mass flow rate

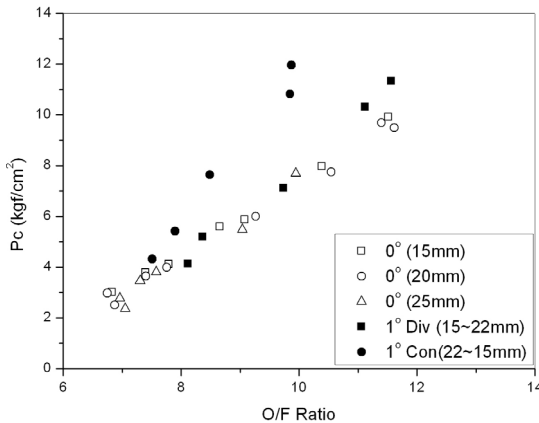


Fig. 11 Chamber pressure vs. O/F ratio

### 3. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 로켓에서 일반적으로 사용되고 있는 원통형 그레인 포트와 경사각을 가진 확산 형상과 수렴 형상 연료의 실험적 연구를 통해 연소특성을 비교 검토 하였다.

수렴 형상 연료를 사용함으로써 경사각이 없는 연료 형상에 비해 후퇴율을 17.5 % 증가시킬 수 있었으며 동시에 충전 효율을 6.8 % 증가시키는 효과를 얻었다. 반면 확산 형상 연료에서는 경사각이 없는 형상 연료 대비 충전효율의 증가와 특성속도의 증가를 일부 피할 수 있었으나 연료의 후퇴율은 큰 차이를 나타내지 않았다.

또한, 수렴 형상 연료를 사용한 경우 축방향으로 증가되는 산화제 유속과 증가된 연료 연소량으로 인해 O/F 비가 이론 O/F에 근접하였고 연소실 압력이 증가하여 특성속도 효율이 증가됨을 알 수 있었다.

이러한 경사각을 가진 연료형상의 연소특성 결과를 통해 수렴 형상 연료가 하이브리드 로켓 연료의 후퇴율과 성능 향상에 효과적임을 확인 하였다.

추후 경사각의 영향과 더불어 수렴 형상과 확산 형상 연료에서의 국부후퇴율 개선 효과를 확인하기 위해 고체 연료 축방향에 대한 국부후퇴율 측정을 수행할 예정이다.

### 후 기

“이 논문은 2008년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임 (No. 2008-01-008).”

### 참 고 문 헌

1. 이정표, 김기훈, 조정태, 김수중, 문희장, 성홍계, 김진곤, "하이브리드 로켓에서의 고체 연료의 국부 후퇴율에 관한 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2008
2. Oliver C. Sams IV, Joseph Majdalani, Gary A. Flandro, "Mean Flow Approximation for a Slab Rocket Motor with Tapered Sidewalls", 39th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL., AIAA-2003-5114, July 2003
3. Oliver C. Sams, IV, Joseph Majdalani, Tony Saad, "Mean Flow Approximation for a Solid Rocket Motors with Tapered Sidewalls", Journal of Propulsion and Power, vol. 23, No. 2, March-April 2007
4. Curtis D. Clayton, "Flow Fields in Solid Rocket Motors with Tapered Bores", 32nd

- AIAA/ASME/SAE /ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, FL., AIAA Paper 96-2643, 1996
5. B. A. Pardue, S. Han, Don S. Bai, Charles F. Schafer, "Chemically Reacting Flow in Converging and Diverging Combustion Chambers", 32nd AIAA/ASME/SAE /ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, FL., AIAA Paper 96-3095, 1996
  6. 김수종, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소 특성 연구", 한국추진공학회지, 제9권, 제4호, 2004, pp.31-38
  7. Cruise, D. R., "Theoretical Computation of Equilibrium Composition, Thermodynamic Properties, and Performance Characteristics of Propellant Systems(PEP code)," Naval Weapons Center, China Lake, CA, April 1979