

## 축소형 엔진의 성능에 관한 연구

남궁혁준\* · 한풍규\* · 김동환\* · 이경훈\* · 김영수\*

# Study on the Performance of Small Size Liquid Rocket Engine

Hyuck-Joon Namkoun\* · Poong-Gyoo Han\* · Dong-Hwan Kim\* · Kyoung-Hoon Lee\* · Young-Soo Kim\*

### ABSTRACT

Combustion Test Facility for Liquid Rocket Engine using kerosene and liquid oxygen has been developed for the purpose of cooling and performance study. Test engine of thrust 0.5 KN(design thrust) is tested to confirm the normal operation. Therefore, water-cooled firing tests using kerosene engine with injectors of fuel-centered coaxial type are conducted. With the viewpoint of characteristic velocity, and specific impulse at sea level, and chamber pressure on OF mixture ratio are analyzed.

### 초 록

액체로켓엔진의 성능 및 냉각특성 연구를 위한 연소시험장치가 개발되었다. 본 시험장치는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 추력 1 KN 이하의 액체로켓엔진의 성능 및 냉각 특성연구가 가능하며, 일련의 연소시험을 통해 정상적인 작동을 확인할 수 있다. 또한 케로신 중심 분사 방식의 동축형 인젝터를 사용하는 엔진에 대해 물 냉각 연소시험을 수행하고 연소시험과 CEC86을 이용한 연소 해석 결과를 통해 액체로켓엔진 성능 인자로서, 특성속도, 비추력 관점에서, 추진제 혼합비 및 연소실 압력의 영향을 분석한다.

Key Words : Kerosene (케로신), Characteristic Velocity(특성속도), Specific Impulse(비추력)

### 1. 서 론

본 논문에서 다루고자 하는 소형연소시험장치는 액체로켓엔진의 연소특성 및 엔진성능 연구 또한 가능토록 설계/제작하여, 로켓엔진개발에 필요한 비용의 절감 및 기초연구가 가능토록 하였다. 액체로켓엔진의 성능은 추력과 비추력, 특성속도로 표현되며, 추진제의 종류와 혼합비, 연

\* 정회원, 로템  
연락처, E-mail : namkoun@hanafos.com  
경기도 용인시 구성읍 마북리 80-10

소실 압력과 추진제의 연소 효율, 그리고 노즐목 면적과 면적 팽창비와 같은 기하학적 인자의 영향을 받는다. 액체로켓엔진의 연소실 환경은 고온 고압이므로, 고온 고압의 연소가스의 열역학적 물리량을 계측하는 것은 매우 제한적으로 이루어지게 되므로, 액체로켓엔진의 성능을 계량화하기 위해서 이론 및 실험적으로 구한 특성속도와 특성속도 효율을 이용하여 연소효율을 평가하는 것이 일반적이다<sup>[1][2][3]</sup>. 따라서, 본 논문에서는 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진에 대하여, Fuel-Centered Coaxial 인젝터 방식의 액체로켓엔진의 성능을 혼합비에 대해 특성 속도 및 비추력 관점에서 분석하기로 한다. 또한, 연소기에 대해서 수행된 일련의 연소시험 결과를 분석하여 도출된 성능을 비교 평가할 예정이다.

## II. 본 론

### 21 엔진 사양

본 연구에서 검토중인 엔진은 축소형 액체로켓 엔진으로, 케로신과 액체산소를 추진제로 하며, 추력 50kgf와 비추력 179초 이상을 목표로 하고 있다. 냉각방식으로는 물냉각을 기본으로 하며, 추진제 혼합비와 연소실 압력은 2.0과 1MPa이다. 표 1에는 엔진 기본 개발 사양에 따르는 엔진 설계 사양을 나타내었다.

Table 1. Engine Design Specification

구분	사양	
추력	50kgf	
비추력	179sec	
추진제유량	케로신	0.257kg/s
	액체산소	0.514kg/s
냉각	물냉각	
분사기	산화제중심 스월동축형	
연소실 직경	원통형(80mm)	
노즐	Cone Type 노즐	
노즐목직경	40mm	
면적수축비	4	
면적팽창비	2.01	

### 22 믹싱 헤드

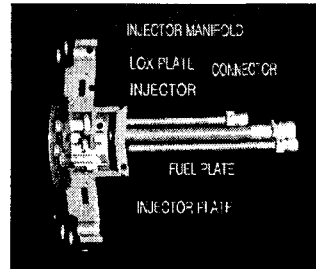


Fig. 1. Mixing Head and Injector Type

그림 1에서 볼 수 있듯이 인젝터는 내부와 외부 유로로 구성되어 있으며, 내부는 연료홀이 120도 간격으로 3개소 편심되어 위치하고 있으며, 외부는 산화제홀이 90도 간격으로 4개소가 편심되어 위치하고 있어서 Swirling이 발생하도록 설계되어 있다.

### 23 점화기 시스템

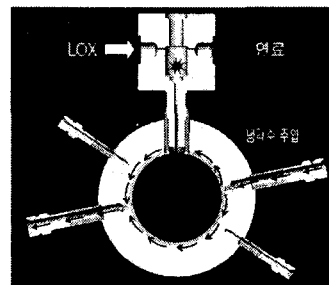


Fig. 2. Ignition System

그림 2에서는 케로신/액체산소를 추진제로 사용하는 시험용 소형 로켓엔진의 안정적인 점화를 위한 Igniter System을 보여주고 있다. Spark Ignition 방식으로 자동차용 Spark Plug가 장착되어 있으며 점화 방식은 Torch 방식으로 산화제는 기체 산소, 연료는 수소 가스를 사용하고 있다. 산화제와 연료의 혼합이 이루어져 분사되는 부분에 화염이 통과할 수 있도록 Igniter Spacer에서

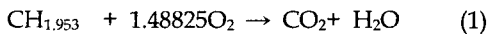
수직으로 장착된다.

지금까지의 축소형 엔진 사양에 대해 혼합비 선정 및 작동 영역 결정을 위해서 혼합비 변화에 대해 특성 속도 및 비추력 관점에서 성능 해석을 수행하였다.

### III. 결과 및 고찰

#### 3.1 성능 해석

연료의 경우 RP-1(CH1.953)을 기준으로 하였고 노즐 목 직경은  $D_{th}=40\text{mm}$ , 노즐 출구 직경,  $D_e=64\text{mm}$ , 노즐 팽창비 2.01을 사용하였으며 노즐 배압은 대기압 조건으로 설정하였다. 최적 혼합비 결정 관련하여 RP-1/LO2을 위한 Stoichiometric Mixture Ratio (MR<sub>stoi</sub>)는 산화제가 연료와 모두 반응하여 완전연소가 일어나는 추진제 혼합비로서, MR<sub>stoi</sub>에서 추진제가 분사되어 연소될 때 단열화염온도를 얻을 수 있다. Kerosene 계열 연료인 Rp-1의 경우 MR<sub>stoi</sub>는 아래와 같이 구할 수 있다



MR<sub>stoi</sub>는 완전 연소에 필요한 연료량에 대한 산화제량으로 정의 되므로 RP-1과 LO2를 추진제로 하는 경우 MR<sub>stoi</sub>는 3.413이 된다. 본 연구 대상인 축소형 엔진의 초기 Nominal Value는  $P_k, \text{nominal} = 1.0 \text{ MPa}$ ,  $\text{MR} = 2.7$ 이다. 이는 러시아 로켓 엔진의 경우 혼합비가  $2.6 \pm a$ 의 영역을 가지기 때문에 설정한 값인데, 미국 로켓 엔진의 혼합비는  $2.25 \pm a$ 의 영역으로 러시아 로켓 엔진보다 낮은 작동 혼합비를 가지며 Optimum Mixture Ratio는  $\text{MR}_{opt} = 2.56$ 으로 나타나 있다<sup>[4]</sup>. RP-1/LO2을 사용하는 로켓 엔진의 경우 앞서 살펴본 바와 같이 MR<sub>stoi</sub> = 3.413의 값을 사용하는 것이 타당한 것으로 간주되나, 실제로는 이보다 상당히 낮은 값을 가진다. 본 축소형엔진의 경우도, 최초 Nominal Mixture Ratio인 2.7보다 낮은 최적 혼합 비를 구하고자 하였으며 연소

해석을 통해 혼합비를 좀 더 낮추는 것이 보다 효과적이라는 결론을 얻었다. 연소 해석을 통해 혼합비 변화에 따른 성능변화를 고찰하였으며, 해석 결과는 그림 3과 같다.

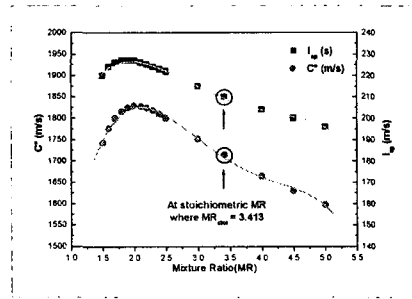


Fig. 3 Performance vs Mixture Ratio

혼합비 2.0인 경우 특성 속도는 물론 비추력이 가장 높게 나타남을 알 수 있다. 결론적으로 이원 추진제를 사용하는 로켓 엔진의 경우 연료 농후 영역에서 엔진을 작동하는 것이 보다 유리하다는 것을 확인할 수 있고, 또한 개발 중인 축소형엔진의 경우 각각의 참고문헌 4.5에서 제시한 최적 혼합비 보다 (상당히) 낮은 혼합비에서 구동하는 것이 보다 바람직하다는 결론을 얻을 수 있다. 따라서, 해석 결과를 바탕으로 본 축소형 엔진의 Optimum Mixture Ratio는 2.0으로 결정하였다.

#### 3.2 작동 영역 (Serviceability Regime)

일반적으로 이원추진제를 사용하는 액체로켓엔진의 작동영역(Serviceability Regime)은 아래와 같다<sup>[6]</sup>.

\* 압력 영역 : Nominal Pressure의 -58% ~ +6%

\* 혼합비 영역: Nominal Mixture Ratio의  $\pm 17\%$

해석결과에 따라 Recommended Nominal Mixture Ratio가 2.0으로 정해 졌으므로, 소형 엔진의 작동 영역과 각 영역에서의 소형 엔진의 운용 범위는 그림 4와 같다.

그림 4에서 직사각형 영역은 연소실 개발 영역(CDR)을 의미하며, 다이아몬드 영역은 실제 엔진 작동 영역(EOR)을 나타낸다.

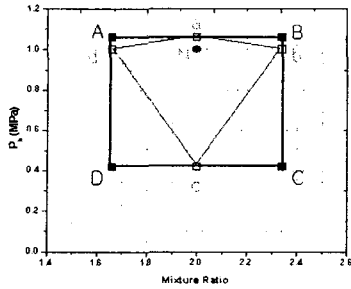


Fig. 4 Serviceability Regime

엔진 작동영역의 경우, 연소실 개발 영역, 즉 탈 설계점이 결정되면, 자동으로 정해지는 작동 모드로서, 엔진작동영역 내에서는 엔진의 성능이 높은 신뢰수준을 보여야 한다. 당 소형 엔진의 연소실 개발영역과 엔진 작동영역에 대한 세부적인 해석 결과는 그림 5와 같다. 축소형 엔진의 성능을 각각의 작동 영역별로 나타내고 있다.

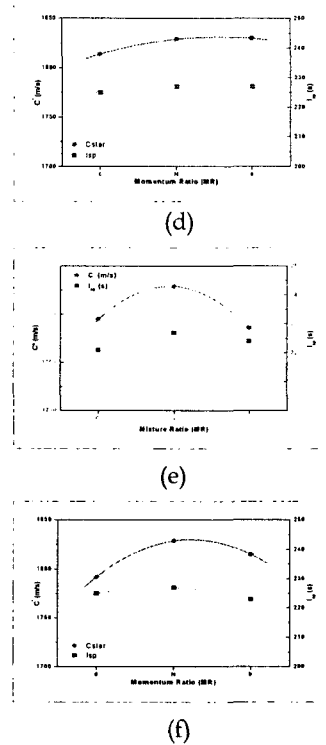
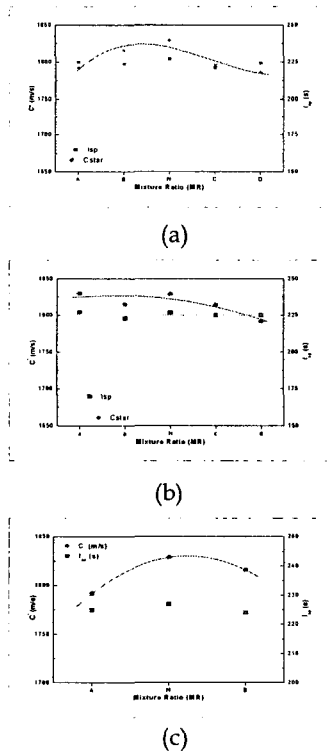


Fig. 5 Performance on CDR and BOR Mode

Fig. 5의 (a)과 (b)는 연소실 개발 영역(CDR: A-B-C-D)과 엔진 작동 영역(EOR: a-b-c-d)에서의 작동 모드에 따른 성능 변화를 보여주고 있다. 두 경우 모두 각 작동 모드에서 비추력은 일정한 수준을 유지하지만, 특성 속도의 경우 작동 모드에 따라 변화하는 것을 알 수 있다. 동일 혼합비에서 연소실 압력 변화에 따른 특성 속도 변화는 작은 반면, 동일 연소실 압력에서 혼합비 차이에 따른 특성 속도변화 (Fig. 5의 c, e, f)는 큰 차이를 보인다는 것을 알 수 있다. 또한 엔진 작동영역 (EOR)의 특징을 나타내는 Fig. 5의 (d)를 통해 Nominal MR에서 압력 변화에 따른 특성 속도변화는 미소함을 알 수 있다. 즉 Nominal MR에서는 연소실 압력 변화가 엔진 성능에 큰 영향을 미치지 않는다는 것을 알 수 있다. 한가지 특이점은 Fig. 5의 (a) (연소실 개발 영역(CDR))에서 보는 바와 같이, 압력이 높은 영역에서는 혼

합비에 따라 특성 속도가 크게 감소하나, 압력이 낮은 영역에서는 특성 속도 변화가 덜하다는 것을 알 수 있다. 또한 동일한 고 혼합비 라 하더라도 연소실 압력에 따라 특성 속도 감소 정도가 달라지는데, 이러한 경우 연소실 압력이 높을수록 특성 속도 감소량이 작다는 것을 알 수 있다.

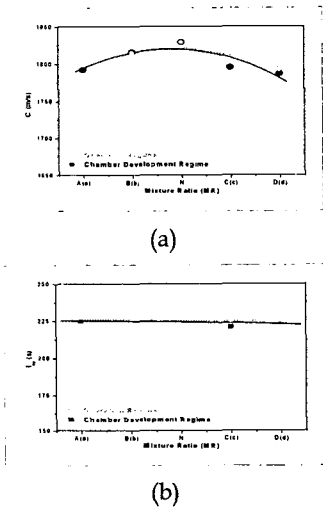


Fig. 6 Performance on CDR and BOR Mode

그림 6은 소형엔진의 연소실 설계영역에서의 엔진 성능 (a)과 엔진 작동 영역에서의 엔진 성능 (b)의 변화를 보여주고 있다. 그림 6의 (b)에서 보는 바와 같이 엔진 작동 영역에서는 엔진의 성능이 거의 일정한 수준을 보여주고 있어, Nominal Operation Condition을 기준으로 하여 엔진 작동 영역을 설정<sup>6)</sup>하였을 때 소형엔진의 성능은 신뢰할 만하다고 사료된다. 반면 연소실 설계 영역 내 각각의 탈설계점에서의 성능변화를 나타내는 (a)의 경우, 엔진 작동영역과 비교해 볼 때 상대적으로 큰 이탈을 보이고 있다. 그러나 실제 Nominal Point에서의 성능 값과 비교했을 때, 오차는 특성속도와 비추력 각각 0.7~2.35 %와 0.02~1.56 %이므로 연소실 설계 영역에서의 엔진 성능 또한 상당한 신뢰도를 보인다고 판단할 수 있다.

#### IV. 결 론

1) 새로운 축소형엔진 설계 사양에 따라 CEC86으로 해석하여 Nominal Mixture Ratio를 MR = 2.0으로 결정하였다.

2) 연소기 설계영역과 엔진 작동영역에서의 엔진 성능변화를 고찰한 결과 Nominal Mixture Ratio Mr = 2.0를 기준으로 할 때 각각의 탈설계점(ABCD)과 엔진작동점(abcd)에서 엔진 성능변수의 값이 거의 일정한 수준을 보여, 당 엔진의 운용상의 신뢰도가 매우 높은 것으로 판단되었다.

3) 연소실 개발영역에서 고 혼합비 영역(B-C)보다 저 혼합비 영역(A-D)에서 상대적인 성능 저하가 크게 나타났는데 이는 혼합비 감소와 압력 감소가 동시에 일어나 성능이 더욱 현저하게 저하된 것으로 사료되나, 이들의 상관관계는 향후 시험 결과를 통해 확인할 예정이다.

#### 후 기

본 논문은 “액체로켓엔진의 재생냉각시스템 개발”의 국가지정연구실과제에서 수행된 연구 결과의 일부이며, 과제를 지원하여 주신 ITEP 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, 1992.
2. Huzel, D. K., Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine, NASA SP-125, 1971.
3. Mckevitt, F., X., Walsh, T., J., "Space Engine Performance Prediction," Journal of Spacecraft, Vol. 2, No. 3, 1965.
4. Encyclopedia Astronautica([www.astronautix.com/props/loxosene.htm](http://www.astronautix.com/props/loxosene.htm))
5. Rocket and Space Technology (<http://users.comkey.net/Braeunig/space/propuls1.htm>)
6. Principles Of Analysis And Design of LRE, Ye. V. Lebedinsky Lecture Note, Chapter 10.