

액체로켓에서의 운동량비와 혼합비가 연소성능에 미치는 영향

한재섭* · 김선진** · 김선기* · 김 유*

Effects of momentum ratio and mixture ratio on combustion efficiency in liquid rocket engine

J.S. Han* · S.J. Kim** · S.G Kim* · Y. kim*

ABSTRACT

An experimental study was carried out, in order to set up the procedure for evaluation of hot fire test, to investigate the effect of mixture on combustion performance and combustion stability, and to determine the optimum design condition for designing the liquid rocket engine. $\text{HNO}_3/\text{Kerosene}$ uni-element liquid rocket engine(thrust 24 lb_f , chamber pressure 200 psia) using impinging streams doublet injector was designed, and ground hot-fire test was carried out.

To prevent or reduce the hard start during ignition period, two step ignition method was used. This was accomplished by maintaining about 25% of the designed operating pressure during transient period, then chamber pressure was built up to the designed operating pressure. Maximum combustion efficiency was at O/F ratio 3.6, and combustion efficiency is decreased with increasing momentum ratio.

초 록

본 연구는 액체 추진제 로켓 엔진의 연소성능을 평가할 수 있는 절차를 확립하고, 운동량비와 혼합비가 연소성능에 미치는 영향을 고찰하여 안정된 연소를 보장하면서 최대의 효율을 제공하는 설계조건을 결정하고자 수행되었다. 연구를 위해 질산/Kerosene을 추진제로 사용하고 추력 24 lb_f , 연소실 압력 200 psia , uni-element impinging streams doublet injector를 사용하는 엔진을 설계 및 제작하여 연소시험을 수행하였다. 연구로부터 점화시 발생하는 hard start 현상은 연소실 압력을 설계치의 25% 정도가 되도록 한 후, 설계 압력으로 상승시키는 2단계 점화방법을 채택함으로써 최소화 할 수 있었다. 그리고 최대의 연소성능은 혼합비 3.6에 존재하였고, 연소성능은 운동량비 증가에 따라서 감소하였다.

*충남대학교 기계공학과
**청양대학 소방안전관리과

기 호 설 명

I_{sp}	: Specific impulse
L^*	: Characteristic length
P_c	: Chamber pressure
C^*	: Characteristic velocity
A_t	: Nozzle throat area
η_c^*	: Efficiency of C^*
σ	: Standard deviation
\bar{p}_c	: Mean Pressure

1. 서 론

산업사회에서 정보화사회로 변천해 감에 따라 정보통신의 기능은 상상할 수 없을 정도로 확대되었고, 오늘날 한 나라가 보유한 통신위성의 수는 한 나라의 경쟁력을 평가하는 지표가 되기도 하였다.

따라서, 효율성과 국가적 위상 제고를 위한 목적으로 국내에서도 항공우주 분야에 대한 연구는 활발하게 추진되고 있으나, 상대적으로 낙후되어 있는 기술수준과 MTCR(Missile Technology Control Regime)에 의한 선진국의 관련기술 이전규제의 장벽으로 인하여 핵심기술에 대한 기초연구가 절실한 실정이다.

이와 관련하여 본 연구에서는 우주운송수단으로 주로 사용되어온 액체추진제 로켓 엔진에 대한 실험실 규모의 연소시험을 수행하여 획득된 자료(추력, 연소실 압력, 공급추진제 질량 등)로부터 연소성능을 평가할 수 있는 절차를 확립하고 혼합비가 연소성능 및 연소안정성에 미치는 영향을 고찰하여 안정된 연소를 보장하면서 최대의 효율을 제공하는 최적 설계조건을 제공하고자 하였다. 연구의 수행을 위해 질산/Kerosene을 추진제로 사용하고 추력 24 lb_f, 연소실 압력 200psia, 단일요소 충돌형 인젝터를 사용하는 엔진을 설계 및 제작하여 추진제 저장 및 공급장치, 연소실험대, 자료획득 및 처리장치 등으

로 구성된 연소시험장치를 활용하여 연소시험이 수행되었다.

2. 엔진설계 및 제작

액체 추진제를 사용하는 일반적인 액체로켓 엔진은 추력실, 추진제 공급 장치, 추진제 탱크로 구분되어지고, 추력실은 인젝터, 연소실, 노즐, 재생냉각 장치, 점화기로 구성되어있다.

로켓을 설계하기 위해서는 추력, 연소실 압력, 사용 추진제 등의 기본 제원으로부터 설계추력을 발휘할 수 있는 유량을 계산하고, 계산된 유량을 공급하기 위한 인젝터 오리피스 지름을 선정하는 것이 통례이다. 그러나, 본 연구에서는 기 연구되어 발표된 like impinging streams doublet injector에 대한 비연소시험 자료를 기초로 농질산과 케로신을 추진제로 사용하는 추력실을 설계하였다. Table.1은 설계된 추력실의 기본제원 및 설계값이다.

엔진의 설계는 실험용이라는 특성을 고려하여 연소 도중 고온 고속의 연소가스에 의해 노즐 목이 녹게되거나, 연소실 압력을 일정하게 유지하고 추력을 증가시키는 경우에 노즐을 쉽게 교환할 수 있도록 설계하였고, 인젝터, 연소실, 노즐은 볼트를 이용하여 체결할 수 있도록 하였고, 점화기는 충돌점 근처의 수직 상방에 위치하도록 하였다. 그리고, 점화기 측면에 압력 변환기를 설치할 수 있는 구멍을 제작하여 연소압력을 측정할 수 있도록 하였다. 엔진 결합시 모든 연결부에는 연소가스 및 추진제가 새는 것을 방지하기 위해 오링을 이중으로 사용하였다.

연료와 산화제는 각각 지름 3mm 홀 속으로 manifold에 공급되어지고, 추진제의 공급압력을 측정하기 위해 manifold에 지름 2mm 홀을 제작하여 압력 변환기를 설치할 수 있도록 하였다. 또한 가능한 Manifold에서 측정되는 압력이 정체 압력이 될 수 있도록 공간을 크게 하였다.

Photo.1은 스테인레스강(SUS304)을 사용하여 제작된 추력실과 압력 변환기가 부착된 조립된 엔진이다.

Table 1. Design Requirements and Design Values of Liquid Rocket Engine

Thrust	24lbf		
Chamber Pressure	200psia		
Propellants	Oxidizer	Nitric Acid	
	Fuel	Kerosene	
Injector	Type	Like Impinging Doublet	
	Orifice Diameter	Oxi.	0.98mm
		Fuel	0.98mm
	Orifice L/d	10	
	Fan spacing	20mm	
	Inclination Angle	0 Degree	
	Impingement Angle	60 Degree	
	Impingement Distance	5mm	
	Mass Flow Rate	Oxi.	41.21g/s
		Fuel	10.43g/s
Injection Velocity	Oxi.	18.18m/s	
	Fuel	8.57m/s	
Momentum Ratio	8.38		
Chamber	Shape	Cylindrical	
	Diameter	60mm	
	Length	196mm	
Nozzle	Shape	Conical	
	Expansion Half Angle	15 Degree	
	Contraction Half Angle	30 Degree	
	Throat Diameter	8.618mm	
	Exit Diameter	14.87mm	
	Length of Expansion	12.16mm	
Length of Contraction	45.54mm		
Isp	210.4s		
C*	1551 m/s		
O/F Ratio	3.95		



Photo 1. Thrust Chamber

3. 연소성능 평가

일반적으로 액체 로켓 엔진의 성능을 평가하기 위한 변수로는 비추력을 사용하나, 본 연구에서는 엔진의 연소성능평가를 위해 연소성능 평가 변수인 특성속도를 평가변수로 사용하였다.

특성속도 C^* 는 노즐목 면적과 연소실험을 통하여 측정된 연소실 정체압력, 산화제와 연료 질유량을 식(1)에 대입하여 계산하였다.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_o + \dot{m}_f} \quad (1)$$

따라서, 인젝터, 추진제, 연소실과 운용조건등이 로켓엔진의 연소성능에 미치는 영향을 평가할 때에는 실험으로부터 구해진 특성속도 대 이론적으로 계산된 특성속도의 비로 식(2)와 같이 특성속도 효율 η_{C^*} 을 정의하여 사용한다. 식(2)에서 C_{Exp}^* 는 연소 실험을 수행하여 공급된 추진제의 질유량과 연소실 정체압력을 측정하여 계산하고, C_{Theory}^* 는 이론적으로 계산하였다. 한편, 연소실 정체압력을 직접 측정할 수 없어 통상적인 방법으로 사용되는 정압을 측정하여 정체압으로 환산하여 사용하였다.

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{Exp}^*}{C_{Theory}^*} \quad (2)$$

본 연구에서는 연소성능 평가를 위해 운동량비(혼합비)를 변화하면서, 설계된 유량을 정확하게 연소실로 공급하는 것은 많은 시간이 소요되고 정확도가 떨어지기 때문에 연소성능 평가시 C_{Theory}^* 는 연소 시험시 공급된 유량을 입력자료로 하여 Fig. 1의 절차에 의해서 이론적으로 계산을 수행하도록 하여 시간의 절약 및 정확도를 증가시켰다.

계산 절차는 입력자료로 혼합비와 연소실 압력변화에 따른 연소가스의 물성치, 연소실험을 수행하여 얻어진 추진제 질유량과 사용된 노즐목직경이 주어지고, 이러한 자료를 이용하여 노즐 내에서의 질량 유동율을 계산하여, 좌변 항의 실제 공급된 질유량과 균형이 이루어질 때까지 반복적인 계산에 의해서 연소실 압력을 예측한 후 C_{Theory}^* 을 구하였다.

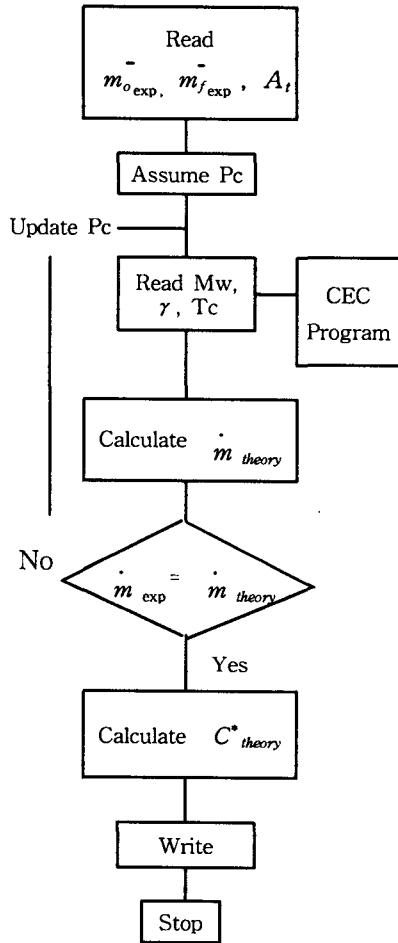


Fig. 1 Flow chart for calculating characteristic velocity C^*_{theory}

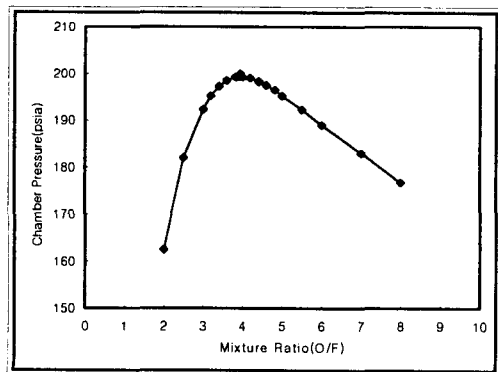


Fig. 2 Mixture ratio v.s. chamber pressure predicted

Fig. 2는 개발된 프로그램의 검증을 위해 $HNO_3/Kerosene$ 을 추진제로 사용하고, 공급 유량 51.46g/s, 노즐목 지름 8.618mm인 엔진에 대하여 계산된 혼합비 변화에 대한 연소실 압력이다.

혼합비가 3.95에서 최대의 연소실압력을 나타내고 있고, 연료과잉 상태가 산화제과잉 상태보다 더 급격한 연소압력의 변화를 나타내고 있다. 이러한 자료를 근거로 추력 및 노즐목을 계산하여 계산 결과를 확인 할 수 있었고, 본 결과를 이용하여 연소성능을 평가하였다. 한편, 연소실 정체압력을 직접 측정할 수 없었기 때문에 연소실내에서의 정압에 비해 동압의 량이 작다는 가정하에 동압을 무시하고 정압을 정체압으로 사용하였다. 한편 모든 형태의 연소 불안정의 공통적인 특징은 연소실 압력의 맥동으로 나타나고, 불안정의 형태에 따라 압력의 맥동들은 다른 주파수와 진폭을 나타낸다고 알려졌다.

따라서, 이러한 불안정한 연소과정을 연구하기 위해서는 로켓엔진에서 발생하는 여러 가지 진동하는 변수를 측정하여, peak-to-peak 진폭과 진동 주기뿐만 아니라 서로와의 위상관계와 연소실내의 여러 위치에서의 위상관계를 결정하는 것이 바람직한 방법으로 알려져 있다.

본 연구에서는 획득된 자료로부터 식(3)과 같이 정의되는 표준편차를 계산한 후, 평균압력에 대한 백분율로서 연소 안정성 평가를 수행하였다.

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_{c_i} - \bar{p}_c)^2} \quad (3)$$

4. 결과 및 고찰

연소시간은 냉각장치가 없고 또한 정상연소 성능 평가를 위한 실험인 것을 고려하여 약 5초로 하였고, 연소 후 purge용 질소가스를 연소실로 주입하여 잔류추진제 및 연소가스를 배출시키고, 엔진냉각도 겸하도록 하였다.

연소시험은 운동량비 3~15(혼합비 2.25~5.47) 범위에서 수행되었고, Fig. 3은 연소시험시 자료획득 장치에 의해서 계측된 대표적인 신호로 x축은 시간, y축은 추력 또는 각 위치에서의 압력이다. 위

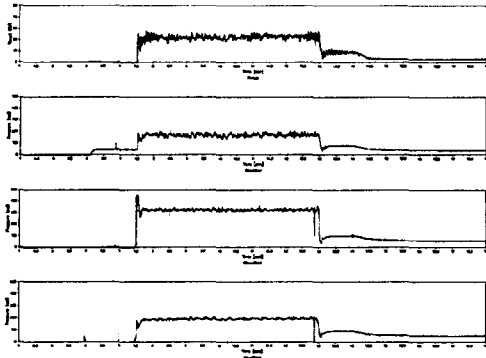


Fig. 3 Signal showing thrust and pressure during hot firing test

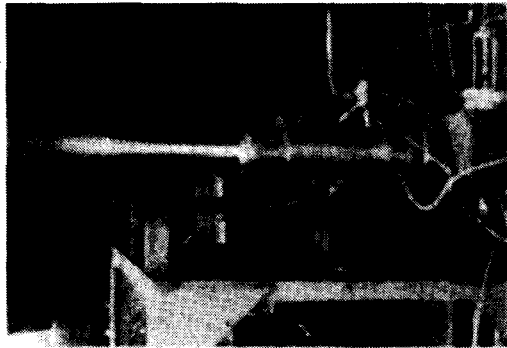


Photo. 2 Hot firing test

에서부터 순서대로 추력, 연소실압력, 산화제 manifold 압력, 연료 manifold 압력이다. 연소실 압력선도가 다른 선도의 시작 부분보다 약 1.5초 앞서 압력을 계측하였는데, 이것은 점화용으로 사용된 가스산소와 가스수소를 추진제로 사용하는 점화기가 연소되면서 연소실 압력을 상승시키기 때문이다. 그리고, 점화기가 점화된 후 약 1.5초 후에 추진체가 인젝터를 통해서 연소실로 공급되어 연소가 일어남과 동시에 추력, 산화제 및 연료 manifold부분에서 압력이 측정되었다

이렇게 추진체가 연소실로 공급되기 전에 연소실 압력을 설계압력의 약 25%정도 상승시키는 방법을 본 시스템에 적용함으로써, 점화시 발생하는 hard start 현상을 방지할 수 있었고, 또한 추진체의 점화가 자연스럽게 이루어질 수 있었다.

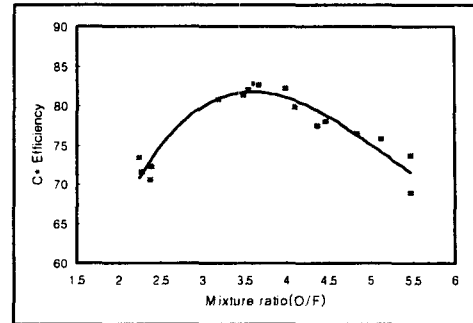


Fig. 4 The effect of mixture ratio on C^* efficiency

정상연소 성능해석을 위한 자료는 엔진 점화후 안정된 연소상태에 도달한 값 중 약 2초 정도의 압력을 평균하여 사용하였다.

Photo. 2는 로켓엔진의 지상연소시험시 촬영된 엔진이다.

Fig. 4는 혼합비의 변화가 정상연소 성능에 미치는 결과선도로, 특성속도 효율은 실험으로부터 계측된 특성속도 $C_{exp}^*(O/F)$ 를 최대 이론 특성속도 $C_{theory}^*(3.95)$ 로 나눈 것으로 이론혼합비 3.95보다 약간 작은 3.6근처에서 최대의 연소효율을 나타내었다.

특성속도 효율 곡선은 혼합비 3.6에서 최고점을 가지는 산고형 곡선이나, 연소효율은 혼합비가 작아질 경우 더 급격하게 감소하는 경향을 나타내고 있다. 이러한 원인은 혼합비의 변화로 인한 연소효율의 감소와 운동량의 변화로 인한 혼합효율의 감소 때문으로 사료된다. 한편, 혼합비의 변화가 연소성능에 미치는 효과를 제거하고 단지 혼합 및 증발로 인한 효율만을 고려하기 위해, 각 조건마다 연소시험시 주입된 산화제와 연료의 총질량과 주입 혼합비를 이용하여 이론 특성속도 $C_{theory}^*(O/F)$ 를 계산한 다음 실험으로부터 계측된 $C_{exp}^*(O/F)$ 를 $C_{theory}^*(O/F)$ 로 나누어 특성속도 효율을 계산하였다.

Fig. 5는 상기 방법에 의해 계산된 결과로서, 산화제와 연료의 운동량비가 증가함에 따라 연소효율은 작은 범위에서 감소하였다.

이러한 성능감소원인은 산화제의 운동량이 증가함에 연료충돌에 의해 형성된 분무가 산화제 분무영역

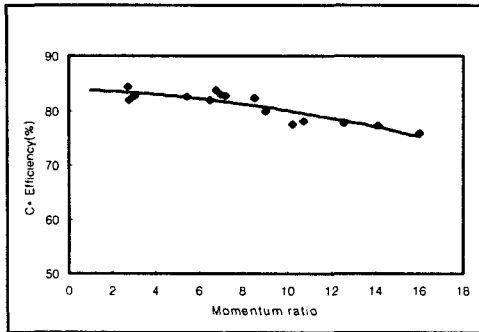


Fig. 5 The effect of momentum ratio on C^* efficiency

으로 침투하지 못해, 혼합효율이 감소하기 때문으로 사료된다. 식 (3)을 이용하여 계산하여 본 결과실험 범위 내에서 모든 조건에 대해 시간 평균압력의 약 5~15% 정도의 편차를 가지는 진동연소가 이루어졌다. 이러한 전반적인 진동 현상은 산화제와 연료의 충돌점 간격이 너무 커서 연소실 내에서 충분한 혼합과정이 이루어지지 못하기 때문으로 사료된다. 한편, 최적혼합비 3.6 근처에서는 평균압력의 약 5%의 편차를 나타내었고, 연료과잉으로 이동함에 따라 진폭이 증가하여 평균압력의 약 15%의 편차를 나타내었다. 또한 산화제 과잉으로 이동함에 따라 진폭이 증가하였으나, 편차는 설계압력의 약 10% 정도로 연료과잉조건에 비해 작은 진폭의 진동을 나타내었다.

상기 자료분석으로부터 혼합비 제어에 의한 추력 조절을 할 경우, 산화제 과잉상태로의 제어방법이 어느 정도 엔진의 안정성을 보장하면서, 완만한 추력조절을 할 수 있었다.

5. 결 론

본 연구는 질산/Kerosene을 추진제로 사용하는 추력 24 lb, 연소실 압력 200psia, like impinging streams doublet injector를 사용하는 엔진의 혼합비 및 운동량비가 연소특성에 미치는 영향을 고찰하였고, 실험범위내에서 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 점화초기에 점화 지연 및 과대 유량공급에 의해 발생하는 hard start 현상을 1단계로 연소실 압력을 설계치의 25 % 정도가 되도록 점화시킨

후, 2단계로 설계 압력으로 상승시켜서 hard start 현상을 방지할 수 있었다.

2. 최대의 연소성능은 혼합비 3.6에 존재하였고, 산화제 과잉이 연료과잉에 비하여 혼합비 변화에 따라 완만한 연소성능의 감소 및 작은 진폭의 증가율을 나타내었다.
3. 혼합비의 조절에 의한 추력 조절시 산화제과잉조건으로의 운용조건을 선정하는 것이 바람직하였다.
4. 산화제와 연료의 운동량비가 증가함에 따라 연소성능은 감소하였다.
5. 연소성능의 평가를 위해 개발된 프로그램은 액체로켓 엔진의 설계 및 운용조건이 연소특성에 미치는 영향을 평가하기 위해 사용될 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 김선진의 3명, "액체로켓엔진용 Unlike Triplet Impinging 인젝터(O-F-O형)의 분무 및 연소성능에 관한 연구", 한국항공우주공학회지 논문집 26권 1호, 1998.2.
2. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992
3. Hiroshi Tamura, etc, "Injection and Combustion Characteristics of Unlike Impinging Triplet Injector for LOX-Kerosene Rocket Combustor", NAL TR 648, 1980.
4. Anon, "Liquid Rocket Engine Injectors", NASA SP 8089, 1976
5. Marcel Barrere, "Rocekt Propulsion", ELSEVIER PUBLISHING COMPANY, 1960.
6. D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA Publ., Vol.147, Prog. in Astronautics and Aeronautics, Washington DC, 1992.
7. Gordon and McBride, "Computer Program for Calculating of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations", NASA SP-273, 1976.