

## 액체로켓엔진 추력실의 재생냉각에 관한 실험적 연구 (Ⅱ)

김정훈\* · 정해승\* · 박희호\* · 박계승\* · 김유\* · 문일윤\*\*

### Experimental Investigation of the LRE Thrust Chamber Regenerative Cooling(Ⅱ).

Jung-hun Kim\* · Hea-seung Jeong\* · Hee-Ho Park\* · Kye-seung Park\* · Yoo-Kim\* · Il-Yoon Moon\*\*

#### ABSTRACT

This paper describes the general design procedure of cooling system for liquid rocket engine(LRE). From this design logic, cooling channels are designed and fabricated. The measured heat flux from firing test is similar to the heat flux predicted by design logic. Therefore, the proposed design procedure of cooling channel can be applied to real LRE system. Also the result of firing test indicates that combustion pressure and mixture ratio have an influence on the heat flux to be produced in combustion chamber.

#### 초 록

본 연구에서는 액체로켓에서 널리 사용되는 냉각시스템이 장치된 실험용 액체로켓 엔진을 설계하고 제작하여 연소실험을 수행한 내용을 다루었다. 연소실험을 통해 측정된 열유속이 계산에 의한 해석결과와 유사하므로 실제로켓엔진의 설계 및 제작에 설계 프로그램을 이용할 수 있음을 확인하였다. 또한 연소실험결과 연소압과 혼합비가 추력실에서 발생하는 열유속에 미치는 영향을 고찰하였다.

**Key Words** : LRE(Liquid Rocket Engine), Regenerative cooling, Heat flux

#### 1. 서 론

액체로켓엔진은 장시간에 걸쳐 고온, 고압, 고속의 연소가스에 노출된다. 따라서 엔진의 성능을 유지하기 위해서는 이러한 연소가스로부터

엔진을 보호하는 작업이 반드시 뒤따라야 한다. 액체로켓엔진의 냉각방식은 여러 가지가 있으나 일반적으로 널리 사용되는 냉각방식으로 재생냉각이 있다.

본 연구에서는 실험용 냉각시스템을 적용한 액체로켓엔진을 설계 제작하여 냉각특성을 연구

\* 충남대학교(Chungnam National University, Dept. of Mechanical Eng.)

\*\* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

하고자한다. 먼저 냉각제로 추진제가 아닌 물을 사용하여 냉각특성을 파악하고, 이 결과를 실추진제를 사용한 재생냉각설계에 반영하고자한다. 또한 추력실에서 발생하는 열유속에 영향을 미치는 연소압과 혼합비를 변화시켜가며 실험을 수행하여 각 경우에서의 냉각특성을 알아보고자한다. 그리고 이러한 실험을 통해 측정된 열유속(Heat flux)을 냉각시스템 설계 기법에 의한 계산결과와 비교함으로써 냉각시스템 설계기법의 타당성을 검증하고자한다.

## 2. 냉각시스템의 설계

본 연구에서 사용한 액체로켓엔진은 추력이 250kgf이고 추진제는 케로신과 액체산소를 사용하며 냉각제는 순수 재생냉각을 위해 추진제를 사용하여야 하나 본 연구에서는 예비단계로서 물을 사용하였다. 엔진의 설계를 위한 조건은 Table 1.과 같으며 연소실 내부의 직경은 70 mm, 노즐 목의 직경은 28 mm이며 추력실 전체의 길이는 310 mm로 설정하였다. 설계를 위한 해석적 접근은 integral method를 사용하였다.

Table 1. Design conditions of LRE

Thrust	250 kgf
Chamber pressure	300 psia
Fuel	kerosene
Oxidizer	liquid oxygen
Coolant	water
Propellant mass flow rate	700 g/s
Mixture ratio	2.385
Pressure drop across the injector	10 kgf/cm <sup>2</sup>

연소실에서 발생한 열유속량과 냉각제가 흡수한 열유속량의 평형조건에 의해 연소가스 쪽 벽면온도와 냉각제 쪽 벽면온도 냉각제의 온도 등을 계산하여 설계하였다.

## 3. 실험용액체로켓 엔진 제작

설계결과를 가지고 Table 2.와 같은 재원의 실험용 액체로켓엔진을 제작하였다.

Table 2. Specifications of the model LRE

Material		SUS-316	
Injector	Shape	swirl type	
	Number	7 ea	
Chamber	Shape	Cylindrical type	
	Diameter	70 mm	
	Length	200 mm	
	Number of cooling channel	40 ea	
Nozzle	Shape	Conical type	
	Diameter	28 mm	
	Convergent angle	50°	
	Divergent angle	30°	
	Number of cooling channel	Convergent	72 ea
		Throat	36 ea
Divergent		72 ea	

분사기는 산화제가 중심에서 분사되는 스월동축형 분사기를 7개 설치하였다. Fig. 1은 추력실의 길이방향에 따른 채널의 개수를 나타낸 것이다. 연소실의 냉각 채널 폭은 4mm, 리브(rib) 폭은 2.2mm로 제작하였으며 노즐은 단면적이 변하기 때문에 채널의 폭을 2mm로 일정하게 유지하기 위해서 채널의 수를 변화시켰다.

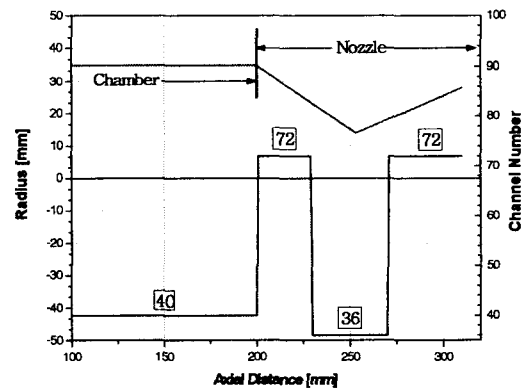


Fig. 1 Number of cooling channel

#### 4. 실험방법 및 계측

냉각수의 온도를 측정하기 위하여 Fig. 3과 같이 열전대를 설치하였다. 연소실은 냉각제가 연소실 메니폴드로 공급되는 부분과 분사기 면으로부터 76 mm, 135 mm 떨어진 곳에 각각 한 개씩, 그리고 냉각수의 출구 메니폴드에 원주방향으로 90°씩 간격을 주어 네 개를 설치하였고 노즐에서는 냉각수의 입구에 한 개, 출구 메니폴드 부분에 원주방향으로 90° 간격으로 네 개를 설치하였다. 열전대는 냉각수의 온도 범위에 맞는 T type을 사용하였다.

압력변환기는 Fig. 3과 같이 입구와 출구에 각각 한 개씩 그리고 연소실에서 점화기가 설치된 단면의 냉각유로에 한 개를 설치하여 냉각제의 압력을 측정하였다.

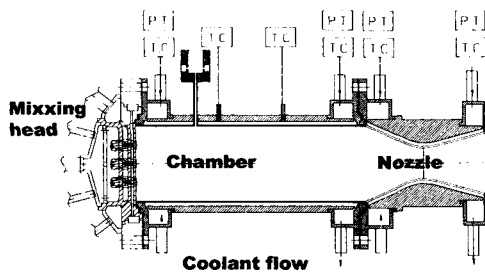


Fig. 2 Sensor location

#### 5. 결과 및 고찰

모든 연소실험은 냉각제의 유량을 연소실은 1.88 kg/s, 노즐은 2.53 kg/s 로 설정하였으며 연소실의 냉각유로 내에서의 압력이 연소압 보다 높게 하여 안정성을 기하였다.

혼합비가 일정한 상태에서 연소압의 변화에 따른 heat flux 영향과 연소압이 일정한 상태에서 혼합비 변화에 따른 heat flux 영향을 알아보기 위해서 연소실험을 수행하였다. 그리고 각각의 연소실험 결과를 설계기법에 의한 계산결과와

비교하여 설계기법의 신뢰성을 검증하였다.

##### 5.1 연소압에 따른 냉각특성

로켓의 성능향상을 위해 가능한 범위안에서 연소압이 높은 것이 좋다. 연소압이 높아지면 연소가스밀도가 증가하게 되어 강제대류에 있어서 열전달계수를 증가시키게 된다. 본 연구에서는 연소실험을 수행하여 연소압에 따른 열유속의 증가를 확인하였다. 또한 실험결과를 계산결과와 비교하여 설계기법을 검증하였다.

Fig. 4는 연소압 변화에 따른 추력실의 길이 방향으로의 열유속을 나타낸 그래프이다. 설계기법으로 계산한 값은 연소실에서 길이 방향으로 네 곳에서, 열유속이 보다 많은 노즐에서는 열두 곳에서 데이터를 계산하였다. 실험결과는 앞에서 설명한 온도측정 위치를 기준으로 하여 평균 열유속을 구하였다.

Fig. 4에서 계산결과와 실험결과 모두 연소압이 증가할수록 열유속이 증가함을 확인할 수 있다. 실험결과의 측정 데이터수가 적으므로 보다 정확한 비교를 위해 계산된 열유속을 열전달면적을 감안하여 열전달량으로 환산하여 비교하였다. 두 결과는 거의 일치하며 특히 열유속이 큰 노즐에서는 3% 이내의 오차를 유지했다.

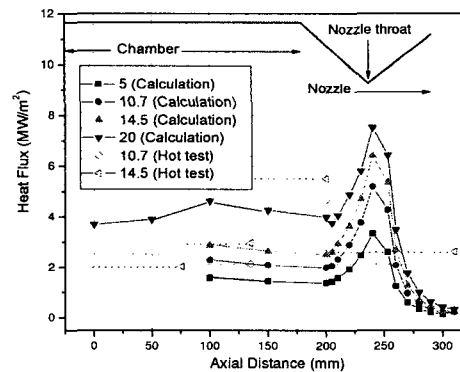


Fig. 3 Comparison of heat flux concerned with combustion pressure

### 5.1 혼합비에 따른 냉각특성

설계기법으로 혼합비를 1.5에서 2.8까지 증가시켜 가면서 냉각제의 온도변화를 계산한 결과 Fig. 5 와 같이 혼합비에 비례하여 열유속량이 증가함을 알 수 있다. 연소실험으로는 혼합비를 1.861, 2.052, 2.479로 하여 실험을 수행하였다. 실험결과는 계산된 결과와 달리 혼합비 2.052에서 열유속량이 가장 크게 나타났다.

연소실에서는 계산결과와 실험결과의 차이가 크지만 노즐에서는 계산결과와 실험결과가 거의 일치하였다. 혼합비 1.861에서는 노즐에서 계산결과는 실험결과와 3% 차이를 보였다. 또한 노즐에서도 연소실에서 나타난 경향과 마찬가지로 혼합비와 온도변화가 비례하지 않고 혼합비 2.052에서 열유속이 가장 크게 나타났다.

설계기법으로 예측한 혼합비와 열유속과의 관계가 실험결과와 다른 경향을 보였으나 실험에 의한 데이터가 적으므로 판단하기에는 무리가 있다. 추후 이부분에 관한 추가 실험을 통해 정확한 결과를 확인할 필요가 있다.

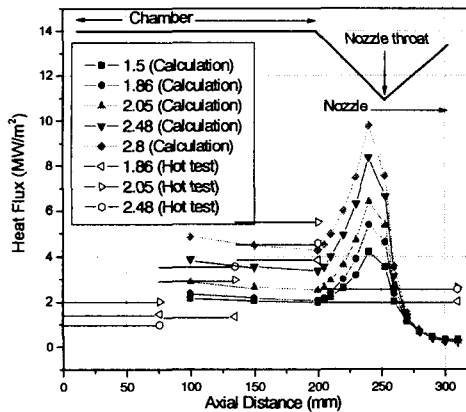


Fig. 4 Comparison of heat flux concerned with Mixture ratio

### 6. 결론

본 연구에서는 재생냉각 시스템 설계결과를 통해 액체로켓엔진을 제작하였으며 제작된 엔진으로 연소실험을 수행하였다. 연소실험을 통하여 측정된 냉각수의 열전달량과 설계기법에 의해 계산된 냉각수의 열전달량을 비교하여 현 설계기법을 검증하였고 또한 액체로켓엔진의 성능을 좌우하는 연소압과 혼합비에 따른 냉각특성을 알아보았다. 연소압과 엔진의 열유속이 비례함을 실험결과와 설계기법에 의한 결과에서 확인할 수 있었고 혼합비에 따른 열유속의 변화는 추후 추가실험을 통해 보다 정확한 검증이 요구된다.

### 후 기

본 연구는 한국과학기술기획평가원의 핵심우주기술훈발사업으로 지원된 “액체로켓엔진 연소실 냉각시스템 설계 기술 개발”과제에 의해 수행된 연구입니다. 연구를 지원해주신 한국과학기술기획평가원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. 액체로켓엔진 추력실의 재생냉각에 관한 실험적 연구(I)
2. 김지훈, “액체로켓엔진 추력실의 재생냉각 시스템 설계” 석사학위논문, 충남대학교 대학원, 2002.
3. S.C. Fisher, M. Popp, R.J. Quentmeyer, “Thrust Chamber Cooling and Heat Transfer”, 2nd Int. Symposium on Liquid Rocket Propulsion, ONERA, June 19-21, 1995.
4. 홍용식, “우주추진공학”, 청문각, 1994.
5. А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев и др. “Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей”, книга 2, Высшая школа. Москва, 1993.
6. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. “Тепло массообмен и трение в турбулентном пограничном слое.” М.Энергоатомиздат, 1985