

## 論文

## 액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(I)

최영환\*, 정해승\*, 김 유\*, 김선진\*\*

## Experimental Study of Film Cooling in Liquid Rocket Engine(I)

Young-Hwan Choi\*, Hae-Seung Jeong\*, Yoo Kim\* and Sun-jin Kim\*\*

## ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate the effect of film cooling in the lab-scale dump-cooled liquid rocket engine using LOX and kerosene as propellants. The nozzle of the rocket engine was film cooled with water as coolant. A special film cooling adapter was fabricated to introduce the film-coolant into the thrust chamber. The flow rates of film coolant was approximately 15~19 percent of the total propellant. The nozzle heat flux was determined from the measured temperature rise and flow rate of the coolant(water). Large reductions in the nozzle heat flux was resulted when film cooling adapter located directly upstream of the nozzle.

## 초 록

추진제로 LOX/kerosene를 사용하는 소형 액체로켓 엔진의 노즐에서 막냉각의 영향을 살펴보고자 물을 냉각제로 사용하여 로켓엔진의 노즐을 막냉각 시켰다. 막냉각제를 추력실로 흘러보내기 위한 막냉각장치를 제작하였으며, 막냉각제의 공급유량은 전체 추진제 공급 유량의 약 15~19% 하였다. 노즐의 열유속은 냉각제(물)의 온도상승과 유량을 측정하여 구하였다. 측정결과 노즐의 입구에서 막냉각제를 직접 분사시켰을 때, 노즐에서의 열유속은 크게 감소하였다.

**Key Words** : Film Cooling(막냉각), Heat Flux(열유속), Nozzle(노즐), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

## 1. 서 론

로켓 엔진 개발의 최근 경향은 높은 연소실 압력 및 높은 에너지를 갖는 추진제를 이용하여 보다 큰 비추력을 얻는 방향으로 흐르고 있다. 그러나 이러한 운용 조건에서는 로켓 엔진의 벽면을 냉각해야 하는 문제점이 발생한다[1],[2],[3].

로켓 엔진을 냉각시키는 가장 일반적이고 유용한 방법은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 한

가지는 재생냉각이고 다른 한 가지는 내부냉각 방식이다. 재생냉각은 로켓 엔진 벽 주위의 냉각 통로를 통해 추진제의 하나 또는 두 가지 모두를 흘러보내는 것으로 이루어진다. 내부냉각은 로켓 엔진의 내부 표면과 뜨거운 연소가스 사이에 냉각제 층을 형성하여 연소실 내벽을 냉각시키는 방법이다. 냉각제는 일반적으로 가스 또는 액체가 될 수 있으나, 통상적으로 추진제를 이용하기 때문에 액체로켓 엔진에서 내부냉각은 액체 냉각제를 사용하도록 제한된다.

막냉각은 여러 가지 방법이 사용되고 있다.

첫째, 엔진 내벽의 작은 구멍(hole)을 통하여 냉각제를 흘러보내는 냉각방법이 있고, 둘째 인젝터를 이용하여 직접 분사시키는 방법이 있으며, 셋째로는 다공성 재질을 이용하는 방법이 있

† 2004년 7월 30일 접수 ~ 2005년 4월 15일 심사완료

\* 정희원, 충남대학교 기계공학과  
연락처사, E-mail : metric0714@empal.com

대전시 유성구 공동 220번지

\*\* 정희원, 청양대학교 소방안전공학과

다. 재생냉각과 막냉각의 예로는 독일의 V-2 로켓으로, 냉각제로는 연료(75% 에틸알코올과 25% 물)를 사용하였다.

발사체 분야의 기술 선진국의 경우, 상기 언급된 재생냉각 및 막냉각 엔진이 일반화 되어 기술 수준이 완성기에 있다. 그러나 이와 관련된 연구 결과는 지속적으로 발표되고 있으며 여전히 발사체 분야에서 매우 중요하게 다루어지고 있다. 하지만 국내의 경우, 초보 단계로 최근 비중 있게 다루어지고 있는 실정이다.

따라서 본 연구는 LOX/Kerosene을 추진제로 하는 액체로켓 엔진에 막냉각 장치를 적용하기 위한 기초 연구로 막냉각의 유무에 따른 추력실 노즐의 열유속 거동을 살펴보고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 연소실험 장치

본 연구에서 사용한 엔진은 케로신과 액체산소를 추진제로 하였으며, 연소실은 냉각을 하지 않고 내부에 graphite를 삽입하여 내벽을 보호하도록 하였으며, 노즐은 calorimetric nozzle을 사용하였다[4]. Calorimetric nozzle 및 막냉각을 위한 냉각제로는 물을 사용하였다. Table 1은 엔진의 주요 제원을 나타내고 있다.

Table 1. Engine specification

chamber pressure		230 psia
mass rate	kerosene	29 g/s
	LOX	71 g/s
injector		swirl coaxial
nozzle throat		12 mm
chamber		cylinder form

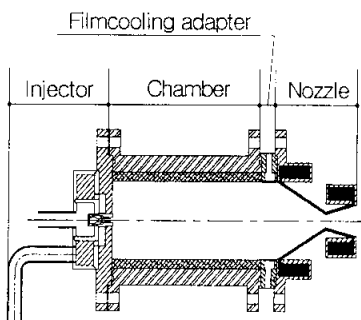


Fig. 1. Engine with film-cooling adapter

실험에 사용되어진 엔진은 Fig. 1과 같고 인젝터는 이중 스웰인젝터를 사용하였다. 산화제와 연료 오리피스들은 모두 4개의 접선방향으로 하였으며, 단일요소로 구성하여 실험을 수행하였다.

연소실은 벽면을 보호하기 위하여 내열재를 이용하였으며, 노즐은 냉각수 입·출구 온도를 측정하기 위하여 각각 T-type 열전대 온도센서를 장착하였다.

### 2.2 막냉각 장치

막냉각 장치는 직경이 0.7 mm인 8개의 오리피스가 균일한 간격으로 배열되어 있으며, 각각의 오리피스는 노즐 수축각과 동일한 30°의 경사를 가지고 노즐 내벽을 따라 냉각수가 분사되도록 하였다. 또한 냉각수가 노즐 내벽에 좀더 많은 접촉면을 갖도록 하기 위하여 30°의 접선방향을 두어 분사하도록 하였다. 냉각제의 막냉각 장치로의 유입은 3/8" tube를 통하여 양방향으로 매니폴드에 균일하게 주입 되도록 하였으며, 8개의 오리피스로부터 냉각제가 동시에 분사되도록 하였다.

본 연구에서 사용된 막냉각 장치는 Fig. 2와 같다.

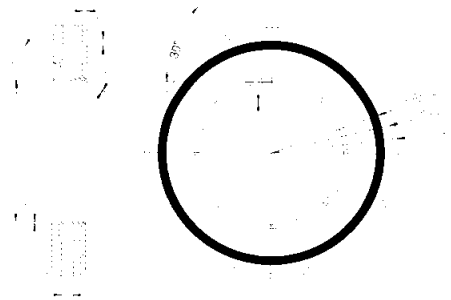


Fig. 2. Schematic of film cooling adapter

Table 2는 실험에 사용된 film-cooling adapter의 제원을 나타낸 것이다.

Table 2. Specification of film cooling adapter

number of orifice	8
orifice diameter	0.7mm
injection angle	30°
oblique angle	30°
wall thickness	1mm

### 2.3 실험 방법

본 연구에서는 O/F ratio를 2.45로 일정하게 유지하고, 연소압력은 170~240 psia 이내에서 변화시켰다. 즉 막냉각의 주 파라미터 중 하나인 총 추진제와 막냉각제의 유량비를 변화시켜 이에 따른 열전달 특성을 확인하고자 하였다[5],[6].

본 실험에서는 막냉각제의 유량을 정확히 측정할 수 있는 소형 유량계를 확보하지 못해 총 추진제 유량 변화에 따른 유량비 변화를 파라미터로 하였다.

Table 3. Flow rates

	Total propellant (g/s)	coolant (g/s)	percent(%)
Test 1	107.12	20.0	18.7
Test 2	118.84	20.0	16.9
Test 3	132.55	20.0	15.1

Table 3은 실험에 사용되어진 추진제와 냉각제의 유량을 나타낸 것으로, 냉각제 유량은 20 g/s로 일정하게 공급하였다. 또한 dump cooling 노즐에서는 유량 0.32 kg/s의 물을 흐르게 하여 노즐 외벽을 냉각하도록 하였으며, 이는 본 연구에 사용된 엔진이 100%의 효율을 갖는 이상 연소를 가정한 상태에서 노즐외벽을 흐르는 냉각제의 온도가 끓는점을 초과하지 않도록 하는 이론적 최소유량이다.

### III. 실험 결과

#### 3.1 막냉각제 유량확인 및 분무현상

연소실험을 하기에 앞서 막냉각 장치의 분사 유량을 확인하였다. 막냉각제 유량은 압력에 따라 Fig. 3과 같이 나타났으며, 실험결과 가공된 막냉각 장치의 오리피스 유량계수는 0.65였다.

Fig. 4는 막냉각 장치에서 8개의 오리피스를 통하여 분사되는 냉각제의 분사형상을 촬영한 사진이다. 이것은 5 kg/cm<sup>2</sup>의 압력으로 분사시킨 것으로, 8개의 오리피스를 통하여 분사되어진 냉각제는 30°의 경사각과 30°의 비틀림 각을 갖고 분사됨을 확인 할 수 있었다.

Fig. 5는 film cooling을 이용한 연소실험 후 노즐 안쪽 벽면에 발생한 soot의 형상을 촬영한 사진으로 막냉각 장치의 오리피스로부터 분사된

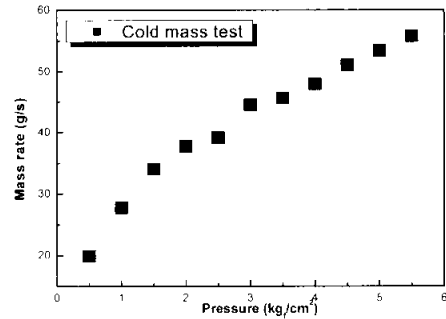


Fig. 3. Mass flow rate of film cooling adapter

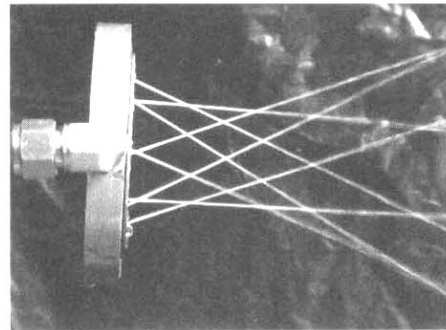


Fig. 4. Spray pattern of a film cooling adapter

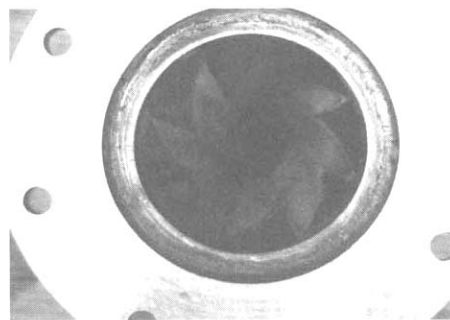


Fig. 5. Soot in nozzle wall after test

냉각제는 노즐의 내벽을 따라 반 시계방향으로 회전하며 노즐 목까지 분사됨을 확인할 수 있었다. 이는 노즐의 전 영역에 걸쳐 발행되는 열유속 중 최대 열유속을 갖는 노즐 목 전단에서 전 표면을 냉각제로 덮어 큰 냉각효과를 가져옴을 예측할 수 있었다. 하지만 노즐의 시작 부분에서는 국부적으로 막냉각 되지 못하는 부분이 발생하였는데, 이는 분사되는 작은 축 방향에 대하여 30° 방향으로 비틀었기 때문이다. 따라서 전부분에 대하여 고르게 막냉각을 시켜주기 위해서는

접선방향으로 80~90°의 분사각으로 가공해야 할 것이다. 이것에 대해서는 향후 연구를 진행할 예정이다.

### 3.2 막냉각제 유량비에 따른 노즐 열유속 영향

Fig. 6은 막냉각을 하지 않은 연소실험 결과로서, 노즐부의 냉각제 입·출구에서의 온도 변화를 나타낸 것이다.

총 추진제와 막냉각제의 유량비에 따른 노즐의 열유속 영향을 알아보기 위하여 10초간의 연소시험을 통한 노즐부 냉각제의 입구와 출구 온도를 측정하였고, 이를 통해서 노즐에서 발생하는 열유속을 구하였다. 연소실 압력의 변화에 따른 실험 결과, 노즐부 냉각제 입구와 출구의 온도차이는 각각 23.23℃, 23.82℃, 24.15℃를 보였으며, 이 때의 열유속은 4.492 MW/m<sup>2</sup>, 4.606 MW/m<sup>2</sup>, 4.669 MW/m<sup>2</sup>를 나타냈다.

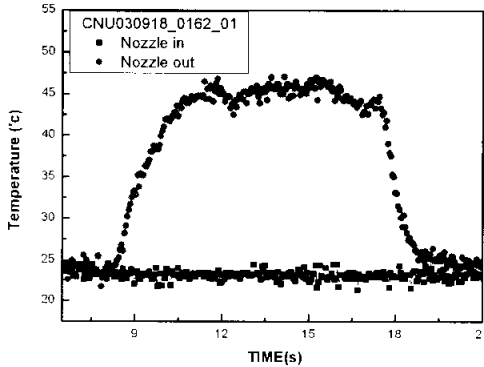


Fig. 6. Temperature variation in the nozzle without film cooling

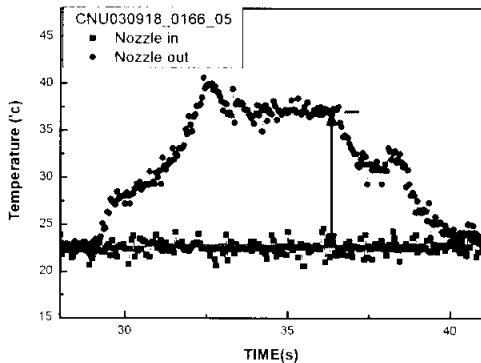


Fig. 7. Temperature variation in the nozzle with film cooling

Table 4. Temperature and Heat Flux

Chamber Pressure(psi)		178	202	232
Temperature (°C)	non-cooling	23.23	23.82	24.15
	film-cooling	14.1	14.62	18.3
	<b>Difference</b>	<b>9.13</b>	<b>9.2</b>	<b>5.85</b>
Heat Flux (MW/m <sup>2</sup> )	non-cooling	4.492	4.606	4.669
	film-cooling	2.734	2.830	3.540
	<b>Difference</b>	<b>1.758</b>	<b>1.776</b>	<b>1.129</b>

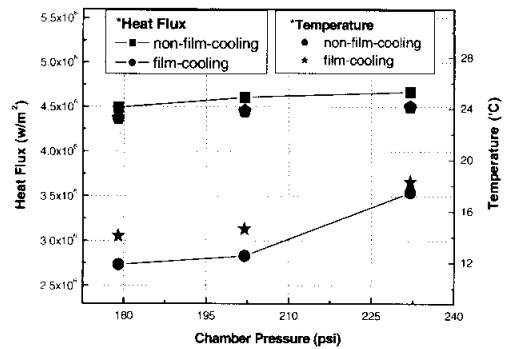


Fig. 8. Temperature and heat flux variation with chamber pressure

막냉각을 적용한 연소실험에서는 Fig. 7과 같이 막냉각을 적용하지 않은 연소실험에 비하여 노즐부 냉각제 입구와 출구의 온도차이가 낮게 형성되었다. 연소실 압력의 변화에 따라서 그 값은 각각 14.1℃, 14.6℃, 18.3℃를 보였다.

Fig. 8과 Table 4는 연소실 압력 변화에 따라 막냉각 장치의 유·무에 따른 노즐에서 냉각제 입·출구 온도차이와 측정된 노즐에서의 열유속을 보여주고 있다.

막냉각을 적용하였을 때 노즐에서의 열유속은 실험범위 내에서 막냉각을 적용하지 않은 경우에 비하여 크게 감소하였다. 또한 주 추진제와 막냉각제의 유량비가 감소함에 따라 다소 실험오차는 있지만 노즐에서 열유속의 감소 폭은 적게 나타났다. 그러나 앞선 연구자들의 보고에 의하면 막냉각을 적용하였을 경우 연소압력과 열유속 감소가 독립적인 관계를 가진다고 하는 것으로 미루어 볼 때, 연소압력 232 psi에서의 열유속 감소량은 연소압력 178 psi와 202 psi에서의 결과와 유사한 값을 가질 것이다. 그러나 막냉각을 적용하였을 때의 열유속은 막냉각을 적용하지 않았을 때와 마찬가지로 연소실 압력의 증가에 따라 함께 증가하는 경향을 확인하였다[5],[6].

### III. 결 론

액체로켓 엔진의 추력실에서 막냉각이 미치는 영향을 고찰하고자 본 연구에서는 막냉각 장치를 통하여 막냉각제(물)를 dump cooling되는 노즐의 입구에 직접 분사시켜 노즐의 열유속에 미치는 영향을 고찰하였다. 막냉각제의 유량은 총 추진제 유량의 약 15~19%를 사용하였다.

연구결과, 막냉각을 적용한 경우, 노즐에서의 열유속은 크게 감소함을 알 수 있었으며, 막냉각을 적용하지 않은 경우에 비하여 최대 39%까지 감소하였다. 그러나 실제 액체로켓엔진에 적용시 비추력 감소에 대한 영향을 함께 고려하여 총 추진제와 막냉각제의 유량비대한 적절한 선정을 필요로 하겠다[5],[6],[7],[8]. 그러나 이에 대한 연구는 아직 진행 중에 있어 향후 발표할 예정이다.

### 후 기

본 논문은 한국과학기술기획평가원 핵심우주 기술개발사업으로 지원된 "액체 로켓엔진 연소실 냉각시스템 설계 기술 개발"과제에서 수행된 연구결과와 일부이며, 과제를 지원하여 주신 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Element", 7th John Wiley & Sons Inc, 1992.
- 2) Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines", AIAA, Vol. 147, Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992.
- 3) G. P. Sutton, W. R. Wagner and J. D. Seader, "Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines", Astronautics & Aeronautics, January 1966.
- 4) 김병훈, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓 추력실에서 heat flux 측정을 위한 calorimetric chamber의 연구", 한국항공우주학회지, Vol. 31, No. 4, 2003, pp.76-81.
- 5) A. R. Graham "Film Cooling of Rocket Motors", Ph.D Thesis, Purdue Univ., 1958.
- 6) R. Carl Stechman, Joelee Oberstone, and J.C.Howell, "Design Criteria for Film Cooling for Small Liquid-Propellant Rocket Engines" J. Spacecraft, February 1969.
- 7) Andrew E. Abramson, "Investigation of Internal Film Cooling of Exhaust Nozzle of A 1000-pound-thrust Liquid-Ammonia Liquid-Oxygen Rocket" National Advisory Committee for Aeronautics, June 17, 1952.
- 8) J. L. Sloop and G. R. Kinney, "Internal Film Cooling of Rocket Nozzles" NACA Report No. RM E8A29a, June 8, 1948.