

과산화수소/케로신 액체로켓엔진의 막냉각 특성에 관한 연구

최유리* · 전준수* · 채병찬* · 민지홍* · 고영성* · 김선진** · 김 유***

Study on Film Cooling Characteristic of a Liquid Rocket Engine using Hydrogen Peroxide/Kerosene

Yuri Choi* · Junsu Jeon* · Byoungchan Chae* · Jihong Min* · Youngsung Ko* · Sunjin Kim** · Yoo Kim***

ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate the effect of film cooling in a liquid rocket engine using Hydrogen peroxide/Kerosene as propellants. The heat fluxes were calculated by the measured wall temperatures on the axial direction of thrust chamber for mass flow rate of coolant and different type of film cooling rings. The flow rate of coolant was 0~20 percent of the total propellant.

초 록

본 연구는 과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진에 막냉각 링을 장착하여 막냉각 효과에 관한 연구를 수행하였다. 막냉각제의 유량 및 냉각장치 형상에 따른 열유속을 계산하기 위하여 축방향으로 열전대를 장착하여 온도를 측정하였다. 냉각제 유량은 총 추진제 유량의 0~20%의 유량으로 선정하여 실험을 수행하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hydrogen peroxide (과산화수소), Film cooling (막냉각), Heat flux (열유속), Kerosene(케로신),

1. 서 론

액체로켓엔진의 연소시에 발생하는 열전달 과정에서 연소실 벽에는 매우 높은 열이 전달되며, 전달되는 높은 열유속에 의해 심각하게는 추력실 파괴까지 이르게 된다. 따라서 높은 열유속으

로부터 연소실을 보호하기 위해서는 적절한 냉각장치가 필요하다[1].

액체로켓 엔진에서의 냉각 방법으로는 재생냉각, 삭마냉각, 막냉각 등이 있다. 재생냉각은 추진제의 하나 또는 두 가지가 추력실 벽 내의 유로를 지나가도록 함으로써 벽을 냉각하는 방법이며, 삭마냉각은 연소실 내부 표면에 단열재를 부착하여 열 보호를 하는 방법이다. 또 다른 냉각 방법인 막냉각인 경우 인위적으로 연소실 벽면으로 냉각제를 공급하여 연소실 벽면에 막을

* 충남대학교 항공우주공학과

** 청양대학교 소방안전관리학과

*** 충남대학교 기계공학과

교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

형성하여 증발하면서 연소실 벽을 보호하는 방법이다[2].

최근 친환경 추진제에 대한 관심이 높아짐에 따라 액체로켓 엔진의 추진제로서 과산화수소에 대한 관심도 급증하고 있다. 또한 과산화수소/케로신 액체로켓 엔진의 경우 두 추진제 모두 냉각제로 사용할 수 있는 장점이 있다. 하지만 국내에서의 과산화수소/케로신 액체로켓 엔진의 막냉각에 관한 연구는 전무하다고 볼 수 있다. 따라서 본 연구에서는 과산화수소/케로신 액체로켓 엔진에서 과산화수소를 냉각제로 채택하였을 때의 막냉각 성능과 냉각제 유량에 따른 냉각 효과를 확인하여 보았다.

2. 본 론

2.1 실험 장치

본 연구에서 사용된 엔진은 과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 동축스웰 타입의 인젝터를 6개 배열하였고, 연소실과 노즐은 thin-wall type으로 두께는 3mm이다. Table 1은 엔진 사양을 나타낸 것이다.

막냉각 장치는 냉각제가 연소실 축 방향으로 벽면에 분사하는 방법을 선택하여 설계하였다. 엔진 설계 요구조건인 차압으로 냉각제의 유속을 결정하여, 냉각장치의 홀 사이즈와 개수와 선회각을 변화시켜 냉각장치를 설계하였다. Table 2는 냉각장치의 설계조건을 나타낸 것이며, Table 3는 설계한 냉각장치의 제원을 나타낸 것으로서 3가지 모두 막냉각 입구 면적은 동일하게 설계되었다.

Table 1 Specification of Engine

Propellant	Oxidizer	Kerosene
	Fuel	95% H2O2
Coolant		95% H2O2
Injector	Shape	Coaxial swirl
	Number	6 EA
Camber & Nozzle	Type	Thin-wall type
	Thickness	3 mm

Table 2 Design of Film cooling ring

Coolant mass flow rate	32 g/s
Density	1430 kg/m ³
Discharge coefficient	0.7
Pressure drop	4 bar
velocity	16.5 m/s
Total exit area	1.78 mm ²

Table 3 Specification of Film cooling ring

	Type 1	Type 2	Type 3
One orifice area	0.3*0.2	0.3*0.4	0.3*0.4
Number of orifice	30	15	15
swirl angle	18°	18°	54°

Figure 1은 냉각장치 Type 2의 모습이며, Fig 2는 인젝터 헤드, Fig 3은 thin-wall chamber와 인젝터, 냉각장치가 결합된 모습이다.



Fig. 1 Film cooling ring (Type 2)



Fig. 2 Injector

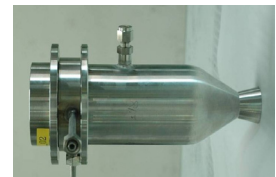


Fig. 3 Thin-wall chamber

2.2 실험 방법 및 조건

연소실험 조건으로는 총 추진제 유량 169g/s, 연소실 압력 10barg 이며 막냉각 유량은 총 추진제 유량의 20%, 12%, 8% 그리고 무냉각(0%)으로 변화시켜 가며 연소시험을 수행하였다. 또한 냉각효과가 가장 뛰어난 냉각제 유량을 선택

하여 냉각장치 형상에 따른 열유속 변화를 비교하였다. Table 4는 연소시험 조건을 나타낸 것이다.

Table 4 Condition of Combustion test

Combustion time		5 sec
Propellant	H2O2	144 g/s
	Kerosene	19 g/s
Chamber Pressure		10 barg
Coolant	20%	32 g/s
	12%	20 g/s
	8%	11 g/s
	0%	0 g/s

열유속 계산은 연소실 길이 방향으로 부착된 열전대를 통해 측정된 추력실 벽면 온도를 1차원 비정상상태로 가정하여 계산하였다. 연소실 길이방향으로 10개, 노즐목 원주방향으로 4개의 온도를 측정하였으며 아래의 Fig. 4는 연소실에 부착된 열전대의 위치를 나타낸 것이다.

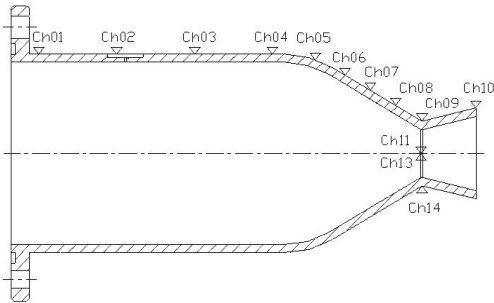


Fig. 4 Thermocouple position in chamber

3. 결 과

Figure 5는 20%의 냉각제가 분사되었을 때의 추진제 공급 유량 및 연소실압력을 나타낸 것이다. 연소실 압력은 약 1초 후 안정화가 되는 것을 확인 할 수 있었으며, 추진제 각각의 유량도 안정적으로 공급되는 것을 확인할 수 있었다.

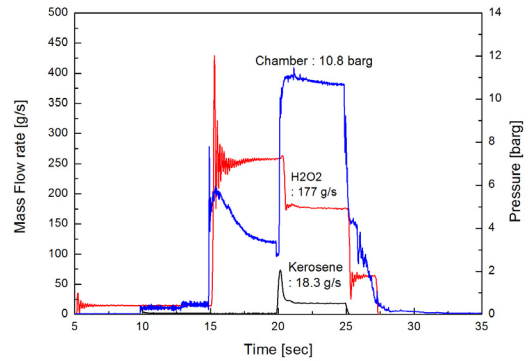


Fig. 5 Result of Combustion Test

3.1 냉각제 유량에 따른 열유속 변화

연소실 압력이 정상상태에 도달한 이후의 연소실 벽면의 온도분포를 이용하여 열유속을 계산하였다. Fig. 6은 Type 2의 냉각링을 장착하였을 때, 추력실 길이 방향으로 냉각제 유량에 따른 열유속 변화를 나타낸 것이다. 연소실험 결과 32, 20, 11, 0g/s의 냉각제 유량에 대하여 노즐목에서의 열유속은 각각 1.35, 1.58, 2.15, 2.55 MW/m^2 의 값을 나타냈으며, 32g/s의 냉각제를 분사하였을 때 무냉각 경우와 비교하여 약 47%의 열유속 감소가 나타남을 확인하였다.

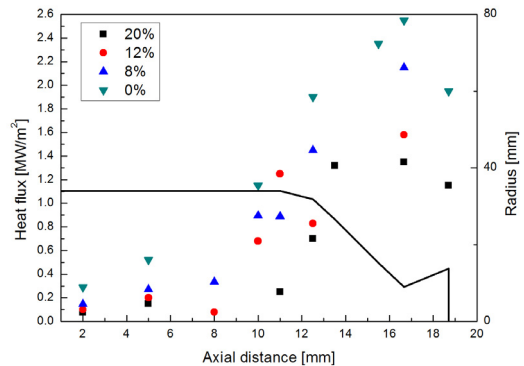


Fig. 6 Heat Flux distribution with film coolant flow rate over LRE length

3.2 막냉각 장치 형상에 따른 열유속 변화

냉각효과가 가장 좋았던 32g/s의 유량으로 막냉각 장치 형상에 따른 열유속 변화를 확인하여

보았다. Fig. 7은 기준이 된 냉각장치인 Type 2에서 홀 개수와 선회각을 변화시킨 Type 1과 Type 3의 열유속 변화를 나타낸 그래프이다.

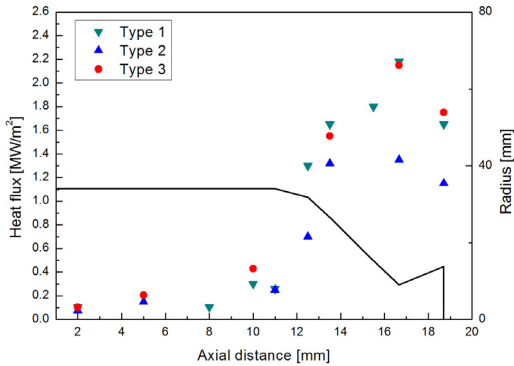


Fig. 7 Heat Flux distribution with film cooling ring

노즐목에서 Type 1과 Type 3는 Type 2에 비하여 높은 열유속을 나타내었다. Type 3는 Type 2에 비하여 59% 높은 열유속을 보였는데 이는 선회각이 클수록 노즐에 도달하기 이전에 증발이 빨리 일어나기 때문에 냉각 효과가 감소되는 것으로 판단된다. 또한 Type 1의 경우 Type 2에 비하여 61% 높은 열유속을 나타내었다. 이것은 냉각제가 같은 유속으로 공급될 때, 막냉각 오리피스마다의 냉각제의 운동량이 중요하다는 것을 나타내는 것이다.

4. 결 론

과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진의 막냉각에 관한 연구를 수행하였다. 냉각제를 과산화수소로 택하였을 때에 냉각제 유량 변화와 냉각장치 변화에 따른 냉각효과를 비교하였다. 냉각제 유량의 경우 총 추진제 유량의 20%인 32g/s에서 가장 뛰어난 냉각효과를 나타내었으며 냉각장치의 경우 선회각이 작고 각각의 홀에서 분사되는 냉각제의 운동량이 큰 경우에 뛰어난 냉각효과를 나타내었다.

5. 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Element*, 7th John Wiley & Sons Inc, 1992, pp.89-97
2. 유진 “액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(Ⅲ)” 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집 pp.203~207