

액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(Ⅲ)

유 진* · 최영환** · 박희호*** · 고영성* · 김 유***

Experimental Study of Film Cooling in Liquid Rocket Engine(Ⅲ)

Jin Yu* · Younghwan Choi** · Heeho Park*** · Youngsung Ko* · Yoo Kim***

ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate the effect of film cooling in the thrust chamber of liquid rocket using LOx and Kerosene as propellant. The heat fluxes were obtained from the measured wall temperature to the axial direction of thrust chamber for different type of coolant, the various O/F ratio, mass flow rate and the location of the film cooling injector. A thin wall combustion chamber and nozzle were used to obtain the heat flux.

초 록

본 연구는 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진에 막냉각 링을 장착하여 추진제의 혼합비의 변화 및 막냉각제의 종류, 유량 그리고 분사위치에 따라 추력실 길이방향으로 외벽온도를 측정하였다. 연소실험을 위하여 thin wall 연소실과 노즐을 제작하였으며, 측정된 온도를 이용하여 추력실에 발생하는 열유속을 계산하였다.

Key Words: Film cooling(막냉각), Heat Flux(열유속)

1. 서 론

액체로켓엔진을 개발하는 과정에서 직면하는 가장 어려운 문제 중에 하나는 연소실에서 발생하는 연소 불안정성과, 높은 열유속(heat flux)으로부터의 구조물 보호다. 특히 로켓엔진의 구조물을 냉각하기 위한 필수 데이터인 열유속은 연

소실 압력, 분사기 종류, 연소실의 형상, 추진제의 조합 등에 따라 크게 변화하기 때문에 로켓의 운용조건에 맞는 적절한 냉각 방법을 선택하기 위해서는 정확한 예측이 필요하다. 본 연구에서와 동일한 케로신(kerosene)과 액체산소(LOx)를 추진제로 하는 로켓엔진의 일반적인 열전달량은 연소실과 노즐 목에서 각각 $1 MW/m^2$ 과 $10 MW/m^2$ 정도이다. 따라서 연소실 안으로 추진제를 분사시키기에 앞서 하나 또는 두 가지의 추진제로 외벽을 냉각하는 재생냉각 방법을 사

* 충남대학교 항공우주공학과

** 국방과학연구소

*** 충남대학교 기계공학과

연락처, E-mail: jinycomet@hanmail.net

용한다. 그러나 추진제가 모든 열전달량을 흡수 하기에는 열용량이 충분하지 않거나 추진제 자체가 열적으로 불안정한 경우 재생냉각만으로는 제약이 따른다. 따라서 이를 보완할 수 있는 추가적인 냉각방법으로 연소실 내벽에 내부 막냉각(internal film cooling) 또는 경계층 냉각(boundary layer cooling)을 사용한다. 이는 엔진 내부의 벽면에 냉각제(coolant) 막(film)을 형성시켜 엔진 벽면 온도를 안전한 값으로 유지할 수 있도록 하는 방법으로 냉각제(coolant)는 추진제 중에서 사용되거나 별도의 유체를 사용한다. 본 연구에서는 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하는 실험용 소형 액체로켓엔진의 외벽온도를 측정함으로써 막냉각(film cooling)이 추력실의 열유속에 미치는 영향을 고찰하고 예측기법을 제시하고자 한다.

2. 본 론

2.1 실험장치

본 연구를 위하여 Fig. 1과 같은 추력실을 제작하였다. 안정된 화염에서 막냉각제를 분사하기 위하여 graphite 연소실과 thin wall 연소실을 결합하여 연소실을 길게 하였으며, 연소실 압력의 변화를 위하여 thin wall 노즐 목의 직경은 23.3, 20.3, 16.6mm로 제작하여 교체 장착하였다.

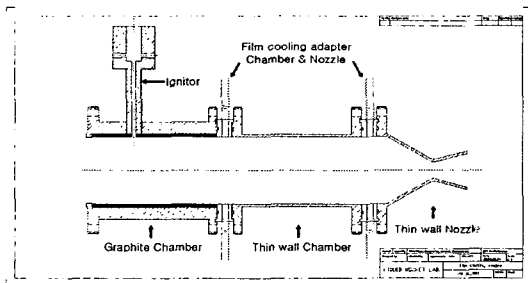


Fig. 1 A sketch of general view of baseline assembly of model combustion chamber

추력실에서 정확한 온도 측정은 열유속 계산

에 있어 가장 중요한 사항이라 할 수 있다. 본 연소실험에서는 Fig. 2와 같이 K-type 열전대를 추력실 길이방향으로 연소실과 노즐 외벽에 각각 7개씩 점(spot)용접기를 사용하여 설치하였다.

Figure 3은 본 연구를 위하여 장착된 추력실의 모습과 냉각제의 분사를 위해 제작된 막냉각 링의 사진이다.

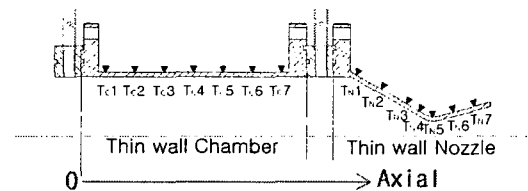


Fig. 2 Thermocouple position in combustion chamber

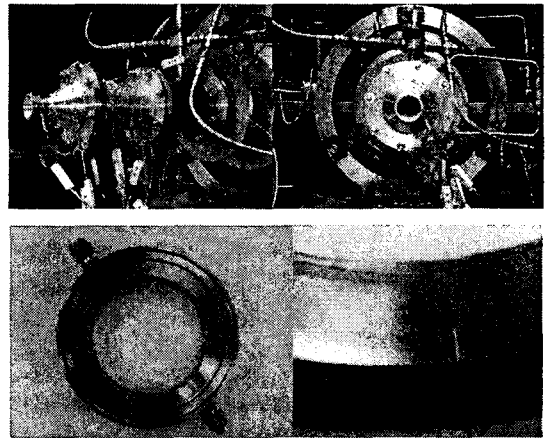


Fig. 3 Rocket engine setup and film cooling adapter ring

2.2 실험조건

추력실 길이방향에 대한 온도측정에 앞서 연소실에 원주 방향으로 90°간격으로 열전대를 부착하여 연소실험을 실시하여 원주방향의 온도분포가 균일한 것으로부터 연소화염이 안정화되었음을 확인하였다. 연소실험 방법은 아래와 같다.

첫째, 연소실 압력을 15, 20, 30 kg/cm^2 로 변화시키고 추진제의 혼합비는 2.2로 고정한 상태

에서 막냉각제를 추진제의 연료와 동일한 케로신과 별도의 유체인 물을 사용하여 각각의 냉각제가 열유속에 미치는 영향을 비교 분석하고, 두 냉각제의 상관관계를 알아보았다.

둘째, $20 \text{ kg} / \text{cm}^2$ 의 연소실 압력과 혼합비 2.2에서 막냉각제 유량을 총 유량의 4~10%로 변화시키면서 냉각제 유량이 열유속에 미치는 영향을 분석하였다. 연소실 안으로 분사된 케로신과 물 막냉각제의 유량은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \text{Coolant}_{\text{kerosene}}(\%) &= \frac{\dot{m}_{\text{coolant}}}{\dot{m}_{\text{propellant}} + \dot{m}_{\text{coolant}}} \\ &= \frac{\dot{m}_{C,K}}{\dot{m}_{T,K}} \end{aligned}$$

$$\text{Coolant}_{\text{water}}(\%) = \frac{\dot{m}_{\text{coolant}}}{\dot{m}_{\text{propellant}}} = \frac{\dot{m}_{C,W}}{\dot{m}_{T,W}}$$

셋째, $20 \text{ kg} / \text{cm}^2$ 의 연소실 압력에서 추진제의 혼합비를 1.7, 2.2, 2.5로 변화시켜 추진제의 혼합비가 열유속에 미치는 영향을 확인하였다.

2.3 열유속의 계산

열유속의 정확한 계산을 위해서는 실험을 통해 얻은 압력-시간선도 그래프에서 연소실 압력이 정상상태에 도달한 후 온도구배가 선형적으로 형성된 구간을 선정하였다. 또한 연소시간이 증가하면서 Radial 방향뿐만 아니라 축 방향으로의 열전달도 함께 증가하기 때문에 연소실 압력이 안정화된 시점으로부터 초기의 선형 구간을 열유속 계산 시점으로 정하였다. [1]

2.4 실험결과

Figure 4는 노즐 목에서 측정된 열유속을 막냉각제의 종류와 연소실 압력에 따라 나타낸 것이다. 실험결과 15, 20, 30 kg / cm^2 의 연소실 압력에서 막냉각제 유량을 총 6%로 고정하고, 냉각제를 케로신으로 사용한 경우 물을 사용할 때보다 각각 12.7%, 7.6%, 30.1% 적은 열유속을 나타냈다. 특히 30 kg / cm^2 의 연소실 압력으로 케로신을 막냉각제로 사용한 연소실험에서는 총 유량의 4%까지 37.3%의 급격한 열유속 감소현상

을 보이다 이후 일정 수치를 유지하는 반면에 물을 막냉각제로 사용한 경우 10.1%의 적은 열유속 감소를 나타냈다.

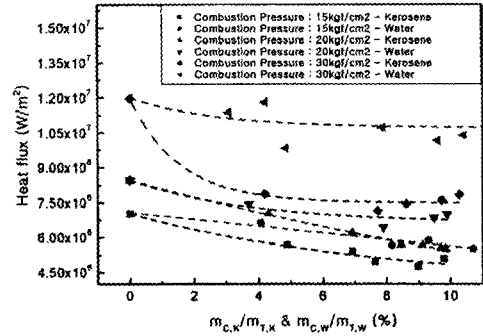


Fig. 4 Heat flux distribution with coolant type over $\dot{m}_{C,K}/\dot{m}_{T,K}$ & $\dot{m}_{C,W}/\dot{m}_{T,W}$ (%)

Figure 5는 $20 \text{ kg} / \text{cm}^2$ 의 연소실 압력과 2.2의 추진제 혼합비 조건에서 추력실 길이 방향에 대한 열유속 변화를 냉각제(케로신) 분사 유량에 따라 나타낸 것이다. 막냉각을 하지 않은 연소실험에 비하여 냉각제를 4.3%, 6.9%, 9.7% 투입한 연소실험의 열유속은 연소실에서 26.9%, 43.7%, 61.6% 노즐에서는 17%, 26.8%, 34.5% 감소되었다.

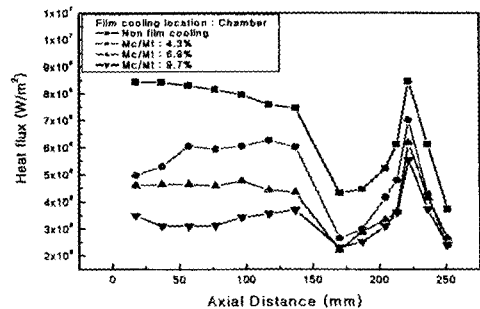


Fig. 5 Heat flux distribution with film coolant flow rate over LRE length(Chamber)

Figure 6은 $15 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 의 연소실 압력에서 노즐에 발생된 열유속을 막냉각제(케로신) 유량에 따라 위치별로 나타낸 것이다. 노즐 각 부분에서 열유속은 냉각제 유량이 증가함에 따라 일정하게 감소하였으며, 어느 순간의 유량에 이르러 더 이상 열유속의 감소는 일어나지 않았다. 노즐 목 (T_{N5}) 부분에서 열유속을 관찰해 보면 냉각제 유량이 0%, 4.9%, 6.9%, 9.8%로 증가함에 따라 열유속은 $7.0, 5.7, 5.4 \text{ MW}/\text{m}^2$ 로 감소하였으며, 이것은 각각 전 단계의 열유속에 18.7%, 5.65%, 5.2%씩의 감소 폭을 확인할 수 있었다. T_{N7} 의 경우에는 초기 막냉각을 실시하지 않은 연소 실험에서 $3.8 \text{ MW}/\text{m}^2$ 의 값을 보이다가 4.9%의 냉각제 투입 시 $2.5 \text{ MW}/\text{m}^2$ 로 35.9%의 감소하여 9.8%의 냉각제 투입 때까지 단 3.9%의 감소만을 나타냈다. 이러한 현상의 발생 이유는 막냉각 링으로부터 분사된 냉각제가 추력실 벽면을 짧은 시간 안에 덮게 되고 유체 막을 형성하여 일정 유량 이상으로는 유체표면을 변화시키지 않고 유체 층의 두께만 두꺼워져 열교환에 대해 실질적인 영향을 미치지 않기 때문이다.

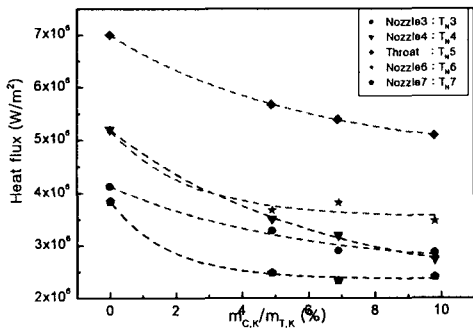


Fig. 6 Heat flux distribution with nozzle location over $\dot{m}_{C,K}/\dot{m}_{T,K}$ ($P_C = 15 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$)

Figure 7은 추력실 길이 방향에 대한 혼합비의 영향을 나타낸 것이다. Thin wall 연소실에 막냉각제(케로신)를 총 유량의 약 4%로 고정된 경우,

혼합비가 2.5에서 2.2, 1.7로 낮아질수록 T_{C4} 와 T_{C5} 에서 각각 전단계의 열유속에 19.0%, 38.5% 그리고 14.2%, 24.2% 씩 감소함을 확인할 수 있다. 이것은 추진제의 혼합비가 커질수록 이론 공연비에 가까워지므로 연소실 온도는 높게 형성되며, 일정한 시간동안의 온도 상승 크기는 열유속에 지배적인 영향을 미치기 때문이다.

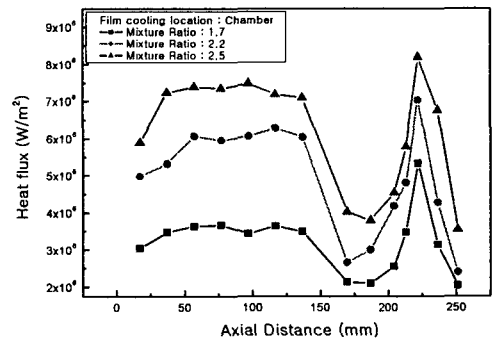


Fig. 7 Heat flux distribution with mixture ratio over LRE length(chamber)

Figure 8은 막냉각 링을 thin wall 연소실 시작부에 설치하고 냉각제(케로신)량을 변화시켜 노즐 목(T_{N5})에서 측정된 열유속을 일정 추진제 유량에 대한 혼합비로 나타낸 것이다. 추진제 혼합비를 1.7~1.8로 하고 막냉각제 유량을 총 유량의 4.3~9.7%까지 분무하였을 때 열유속은 $5.4\sim 5.0 \text{ MW}/\text{m}^2$ 을 나타냈다. 그러나 추진제 혼합비를 2.52까지 높임에 따라 열유속은 4.3, 7.2, 9.7%로 증가하여 $8.2, 7.2, 6.4 \text{ MW}/\text{m}^2$ 을 나타냈다.

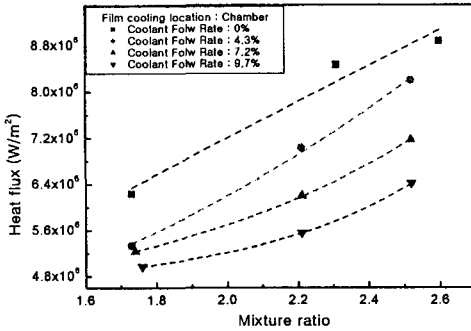


Fig. 8 Heat flux distribution with coolant flow rate over Mixture Ratio(chamber)

3. 결 론

케로신과 물을 냉각제로 사용한 액체로켓 추력실에서 막냉각의 영향을 고찰하고자 하였으며 연소실험결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 막냉각제의 종류에 따른 열유속 측정결과, 물보다는 케로신을 냉각제로 사용하였을 경우 냉각효과가 높게 나타났다.

2. 노즐 각 부분에서의 열유속은 냉각제 유량이 증가함에 따라 일정하게 감소하고 일정 유량에 이르러 더 이상의 열유속의 감소는 일어나지 않았다. 이것은 일정 유량 이상으로는 유체층의 두께 변화만 있을 뿐 열교환에 대하여 실질적인 영향을 미치지 못하기 때문이다.

3. 연소실 압력을 고정한 상태에서 막냉각제의 유량과 추진제의 유량을 변화시킨 혼합비에 대한 열유속 측정결과 막냉각제는 추력실 안에서 유체막을 형성함과 동시에 추진제 유량과 함께 지면서 혼합비를 변화시켜 냉각효과를 극대화함

을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 안 원근, "液體로켓 추력실에서 發生하는 Heat Flux에 관한 實驗的 研究" 석사학위논문, 충남대학교 대학원, 2003
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. Philip A. Masters, Elizabeth S. Armstrong, and Harold G. Price "High-Pressure Calorimeter Chamber Tests for Liquid Oxygen/Kerosene Rocket Combustion", NASA TP-2862.
5. R. Carl Stechman, Joelee Oberstone, and J.C.Howell, "Design Criteria for Film Cooling for Small Liquid-Propellant Rocket Engines" J.SPACERAFT, February 1969
6. 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
7. J.C.Volkman, J.M.McLeod, and S.E.Calflin, "Investigation of Throat Film coolant for Advanced LOX/RP-1 Thrust Chambers"
8. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Element", 7th Jhon Wiley & Sons Inc, 1992.