

막냉각에 따른 추력실의 냉각 성능

The Cooling Performance of Thrust Chamber with Film Cooling

김 선 진* 정 해 승**
Kim, Sun-Jin Jeong, Hae-Seung

ABSTRACT

Experiments on film cooling were performed with a small scale rocket engine burning liquid oxygen (LOx) and Jet A-1(jet engine fuel). Film coolants(Jet A-1 and water) were injected through the film cooling injector.

Film cooled length and the outside wall temperature of the combustor were determined for chamber pressure, and the different geometries(injection angle) with the flow rates of film coolant. The loss of characteristic velocity due to film cooling was determined for the case of film cooling with water and Jet A-1. As the coolant flow increases, the outside wall temperatures decrease but the decrease in the outside wall temperatures reduced over the 8 percent film coolant flow rate. The efficiency of characteristic velocity was decreased with the increase of the film coolant flow rate.

주요기술용어(주제어) : LRE(Liquid Rocket Engine)(액체로켓엔진), Film cooling(막냉각)

1. 머리말

액체로켓 엔진 개발의 최근 경향을 살펴보면, 고 에너지를 갖는 추진제를 이용하여 보다 높은 연소실 압력과 비추력을 얻는 방향으로 흐르고 있다. 하지만 이러한 조건에서는 액체로켓 엔진의 벽을 냉각하여 운용에 문제가 없도록 해야만 한다^{1~3)}.

액체로켓 엔진의 냉각방법 중에서 가장 일반적인 유용한 방법은 크게 두 가지로 나누어 볼 수 있다. 이중 하나는 재생냉각 방법이고, 다른 하나는 내부냉

각 방법이다. 재생냉각은 로켓 엔진의 외벽 주위의 냉각 통로를 통해 추진제를 하나 또는 두가지 모두를 흘려보내 외벽을 냉각하는 방법이다. 내부냉각은 로켓엔진의 내벽과 뜨거운 연소가스 사이에 유체 막과 가스 층을 형성함으로써 연소실 내벽을 냉각시키는 방법이다. 일반적으로 냉각제는 가스 또는 액체가 될 수 있으나, 보통 냉각제로 추진제를 사용하기 때문에 액체로켓 엔진에서 내부냉각은 냉각제로 추진제인 액체를 사용하도록 제한된다. 액체 냉각제는 벽을 따라서 각 분할된 위치에서 분사되는 막 냉각(film cooling) 또는 다공성 재질의 벽을 통하여 분사되는 침투냉각(transpiration cooling)의 형태로 분사된다^{4,5)}.

재생냉각과 막냉각의 가장 잘 알려진 예로는 독일의 A-4 로켓 미사일(V-2 로켓) 엔진으로, 냉각제로

† 2005년 11월 1일 접수~2006년 3월 17일 게재승인

* 청양대학 소방안전관리과

** 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : crossmusic@hanafos.com

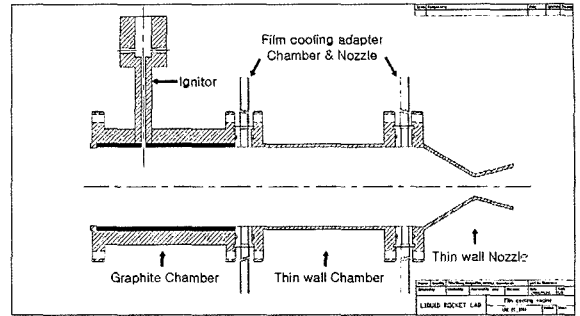
는 연료(75% 에틸 알코올과 25% 물)를 사용하였다^[5]. 이 엔진은 막냉각제로 총추진제 유량의 약 3% 정도를 사용하였다. 또한 이 로켓엔진은 재생냉각 되었으며 막냉각은 재생냉각제로의 열유속을 줄이기 위한 수단으로 사용되었다. 최근 국내에서는 로켓엔진의 성능을 향상시키기 위한 시도를 하면서 다음과 같은 재생냉각의 한계가 중요하게 인식되고 있기 때문에 막냉각에 대한 연구가 시작되고 있다. 첫째, 재생냉각제에 의해 흡수될 수 있는 최대열량은 총 추진제의 유량으로 제한된다. 만일 연소가스로부터 냉각제로의 열 방출량이 특정값을 초과한다면 냉각제는 냉각제 통로 출구근처에서 기화될 것이다. 재생냉각제에 의해 흡수될 수 있는 열전달률이 연소가스로부터의 열 방출물보다 훨씬 크게 될 수 있다. 냉각제가 포화온도에서 작동된다면 벽이 “번아웃(burn out)”되는 결과를 가져올 것이다. 둘째, 냉각제의 유량이 충분할지라도 로켓엔진의 벽을 안전한 운용온도로 유지하기 위해서는 냉각제의 유속이 빨라야 한다. 특히 가장 큰 열유속을 받는 노즐 목에서는 더욱 그렇다. 높은 유속이 요구되기 때문에 냉각제 통로에서의 압력강하량은 꽤 커지고 펌프의 추진제 공급압력도 한계값까지 커질 수 있다. 로켓엔지니어들은 보다 더 높은 비추력을 얻고자 하기 때문에 위의 첫 번째 항과 두 번째 항에 따른 문제점들이 발생하게 되고, 기껏해야 재생냉각 적용의 한계점에 이른다. 따라서 막냉각은 재생냉각이 부적당한 경우 필수적으로 요구되는 방법이다.

본 연구는 LOX/Jet A-1을 추진제로 하는 소형 액체로켓엔진을 이용하여 막냉각제의 유량 변화에 따른 추력실의 외벽온도의 거동, 막냉각 길이 및 연소성능 등 냉각성능에 미치는 영향을 고찰하고자 하였다. 막냉각장치는 연소실 내벽에 스윙(Swirl) 분사되는 형태를 사용하였으며, 막냉각제로 물과 Jet A-1을 사용하여 막냉각제에 따른 막냉각 특성을 살펴보았다.

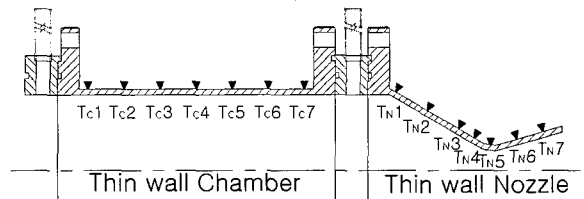
2. 실험장치

가. 연소시험장치

본 연구를 위하여 그림 1과 같은 추력실을 제작하



[그림 1] A sketch of model thrust chamber



[그림 2] Thermocouple position in thrust chamber

였다. 안정된 화염에서 막냉각제를 분사하기 위하여 Graphite 연소실과 Thin wall 연소실을 결합하여 연소실을 길게 하였으며 연소실 압력의 변화를 위하여 Thin wall 노즐 목의 직경은 23.3mm, 20.3mm, 16.6mm로 제작하여 교체 장착하였다. 재질은 SUS316L을 사용하였다.

추력실에서 정확한 온도측정은 열유속 계산에 있어 가장 중요한 사항이라 할 수 있다. 본 연소실험에서는 그림 2와 같이 K-type 열전대를 추력실 길이방향으로 연소실과 노즐 외벽에 각각 7개씩 점(spot)용접기를 사용하여 설치하였다. 연소실의 2번째 측정점에서는 원주방향에서의 균일분포를 확인하기 위해 이 측정점을 기준으로 하여 원주방향으로 5mm 간격으로 세 군데에서 측정하도록 하였다.

표 1은 본 연구에 사용된 추력실 사양이다.

나. 실험결과 처리

실험 데이터는 막냉각 성능시험을 위한 연소실 및 노즐을 냉각하기 위해 냉각제를 분사시켜 이에 따른 연소실 외벽 온도의 거동을 측정하여 얻었다. 그림 3은 실험을 통해 얻은 시간에 따른 온도변화의 한 예이다. 이 때의 실험조건은 연소실압력 1.85MPa, 막냉

[표 1] Engine Specifications

Propellant	Fuel	Jet A-1	
	Oxidizer	liquid oxygen	
Coolant		kerosene	
Injector	Shape	coaxial swirl type	
	Number	1 EA	
Chamber	Shape	Cylindrical type	
	Diameter	83.1mm	
	Thin wall	Length	154mm
		thickness	3mm
Nozzle	Shape	Conical type	
	Diameter	23.3mm, 20.3mm, 16.6mm	
	Convergent angle	30°	
	Divergent angle	15°	
	Wall thickness	3mm	

$$\text{퍼센트 막냉각 유량} = \frac{\dot{m}_c}{(\dot{m}_o + \dot{m}_f + \dot{m}_c)} \times 100[\%]$$

여기서 \dot{m}_c 는 막냉각제의 유량, \dot{m}_o 는 산화제의 유량, \dot{m}_f 는 연료의 유량이다.

막냉각 길이는 연소실 외벽온도가 냉각제의 끓는점에 비하여 낮은 점까지의 거리로 판단하였다.

모든 실험조건에서 대하여 연소성능 파라미터 중 특성속도(characteristic velocity)로 막냉각이 연소성능에 미치는 영향을 고찰하였다. 이 때, 특성속도는 CEC86 프로그램을 이용하였으며, 평형상태로 가정할 값을 취하였다.

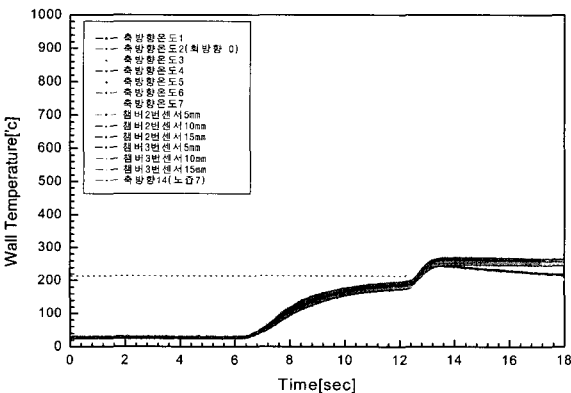
3. 실험결과

가. 막냉각량의 변화에 따른 추력실 외벽온도 변화

막냉각의 주된 목적이 냉각제의 막이 추력실 내벽으로의 전달되는 열을 흡수하여 추력실 내벽온도를 줄이는데 있다. 그러나 추력실의 내벽온도를 직접 측정하기에는 어려우므로 외벽온도를 측정하여 추력실 내벽온도를 유추할 수가 있다. 따라서 추력실 외벽온도는 막냉각되는 정도를 판단하는데 이용할 수 있다.

그림 4는 연소실 축방향 10°로 막냉각제가 분사되도록 제작된 막냉각장치를 사용하였을 때의 막냉각 유량의 변화에 따른 연소실에서의 외벽온도 변화를 나타낸 그래프이다. 이때의 실험조건은 연소실 압력 1.8MPa, 혼합비 1.7이었으며, 막냉각제로는 물을 사용한 결과이다. 그림 4(a)에서 퍼센트 막냉각 유량이 4.3%와 7.3%인 경우, 연소실 길이방향으로 26~66mm 지점에서의 외벽온도 거동이 9.4%인 경우와는 다르게 불안정함을 볼 수 있다. 이 영역에서의 거동을 확인하기 위하여 그림 4(b)와 같이 연소실 길이방향 46mm와 66mm 측정지점을 기준으로 원주방향으로 5, 10, 15mm 떨어진 지점에서 외벽온도를 측정하였다.

퍼센트 막냉각 유량이 4.3%와 7.3%인 경우, 막냉각제 분류가 연소실 내벽을 완전히 냉각제로 덮지 못



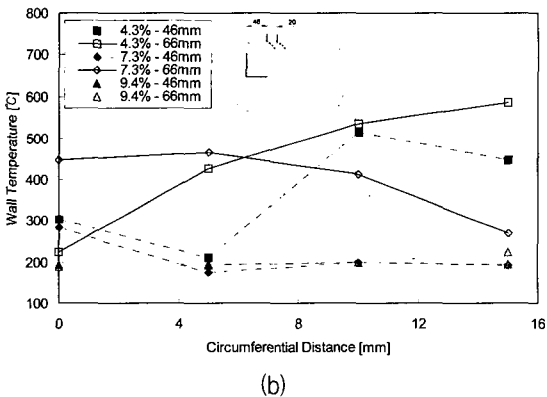
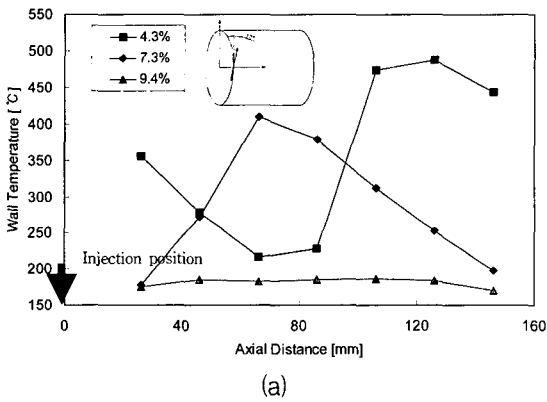
[그림 3] Variation of wall temperatures

각제 유량 41.7g/s 이었으며, 막냉각제로는 물과 Jet A-1을 사용하였다.

막냉각제 유량은 유량계를 통하여 얻은 데이터를 다음과 같이 변환하여 적용하였다.

하고 연소실을 빠져나감을 볼 수 있다. 퍼센트 막냉각 유량이 9.4%의 경우, 46mm 지점에서는 큰 차이를 보이지 못하였으나 66mm 지점에서는 원주방향 15mm 지점에서 물의 끓는점보다 약간 상회하였다. 이것은 퍼센트 막냉각 유량 4.3%와 7.3%보다 많이 개선되기는 하지만 여전히 연소실 내벽을 완전히 덮지 못하고 연소실을 빠져나가는 것을 알 수 있다. 따라서 유철성^[6] 등의 연구결과와 그림 4의 결과로 비추어 볼 때, 막냉각제는 연소실 축방향 0°로 분사시켜 연소실 내벽을 타고 흐르도록 하는 것이 연소실 내벽 보호에 가장 적합할 것으로 사료된다.

이후의 실험에서는 축방향으로 0°의 스윙 형태로 분사시키도록 막냉각장치를 수정하여 막냉각제가 연소실 내벽을 완전히 덮도록 하였다.



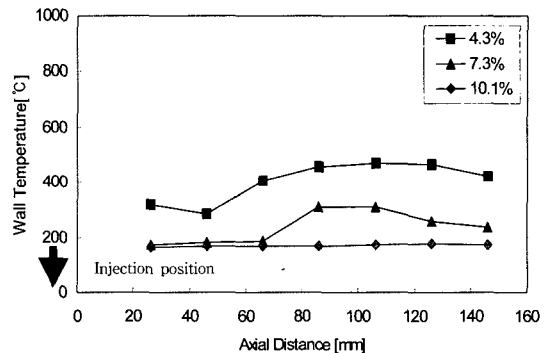
[그림 4] Variation of wall temperatures with film coolant flow rate (combustion chamber) - injection angle 10°

그림 5는 축방향으로 0°의 스윙 형태로 분사시키도록 수정한 막냉각장치를 이용하여 막냉각 유량에 따른 연소실에서의 외벽 온도 변화를 나타낸 그래프이다. 실험조건은 그림 4에서의 실험조건과 같다. 그림 5는 실험을 통하여 측정된 값을 나타낸 연소실 외벽의 온도이다. 그림 5는 그림 4의 결과와 비교하여 볼 때, 막냉각제의 분류방향이 원주방향으로 타고 흐르기 때문에 연소실 내벽보호가 상당히 개선된 것을 볼 수 있다.

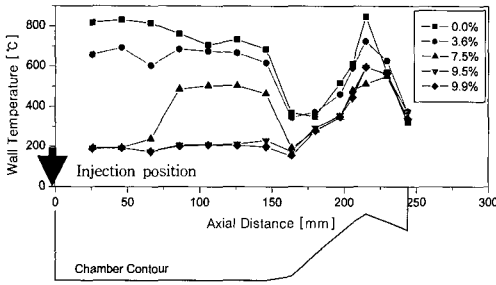
그림 6은 주추진제 혼합비 2.2, 연소실 압력 2.0 MPa에서 막냉각 유량의 변화에 따른 추력실에서의 벽 온도 변화를 나타낸 그래프이다. 그림 6(a)는 막냉각제로 물을 사용하였을 때 실험을 통하여 측정된 연소실 외벽의 온도이며, 그림 6(b)는 막냉각제로 Jet A-1을 사용하여 측정된 연소실 외벽의 온도이다.

막냉각을 하지 않은 경우, 추력실 외벽의 온도가 급격하게 상승하여 연소실이 파괴될 수 있어 연소시간을 단축하여 동일한 시간에서 온도를 측정하였다. 이렇게 하여 측정된 온도는 정상상태에 도달하였을 때에 비하여 다소 낮으나 연소실 압력이 정상상태에 도달한 이후이기 때문에 열유속이 일정하게 작용한다고 보면 상대적인 비교는 가능하다.

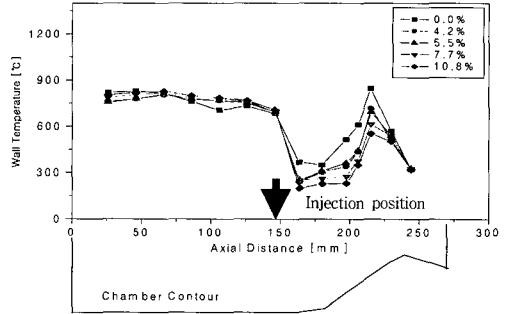
그림 6에서 막냉각 유량의 증가에 따라서 추력실 외벽 온도는 감소하는 것을 보여주고 있다. 막냉각 유량이 총유량의 약 10%이상에서 추력실 외벽온도는 Jet A-1을 냉각제로 한 경우 최대 50%까지 감소하



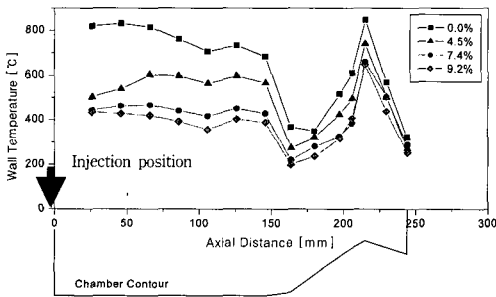
[그림 5] Variation of wall temperatures with film coolant flow rate(Combustion chamber) - injection angle(0°)



(a) Water



[그림 7] Variation of wall temperatures with film coolant flow rate(nozzle) - Jet A-1



(b) Jet A-1

[그림 6] Variation of wall temperatures with film coolant flow rate(combustion chamber)

였으며, 물을 냉각제로 한 경우 최대 75%까지 감소하였다. 이는 두 냉각제의 끓는점에 영향을 받기 때문으로 사료된다.

막냉각을 하지 않았을 때에는 연소실의 길이방향으로 외벽온도가 감소하는 경향을 보인다. 그러나 막냉각을 한 경우에는 막냉각제가 연소실 내부로 분사되어 노즐부분으로 흐르면서 막냉각제가 증발하거나 막으로부터 액적형태로 떨어져 나감에 따라서 막두께가 얇아져 외벽온도는 대체로 연소실 길이방향으로 증가하다 연소실 끝부분에서는 감소하는 경향을 보인다. 하지만, 막냉각 시험을 위한 연소실을 충분히 냉각시켜주는 경우에는 연소실 길이방향으로 큰 변동이 없이 막냉각제의 포화온도보다 낮게 유지하였으며, 연소실 끝부분에서는 막냉각을 하지 않았을 때와 마찬가지로 다소 감소하는 경향을 보였다. 이렇게 연소실 끝부분에서 감소하는 경향을 보인 것은 본 연구에서 연소실과 노즐 부분을 분리하여 플랜지 형태로 체결하는 방식을 사용하여 이 부분에서 열을 많이 흡수

하였기 때문으로 사료된다.

그림 7은 막냉각장치를 노즐입구에 장착하였을 때, 막냉각 유량의 변화에 따른 추력실에서의 외벽 온도 변화를 나타낸 그래프이다. 그림 6(b)에서와 마찬가지로 막냉각을 하지 않았을 때에 비하여 벽 온도가 다소 감소하였다. 막냉각 시험을 위한 연소실의 앞부분에 막냉각장치를 장착하여 막냉각을 하였을 때의 노즐부분에서의 외벽온도는 노즐입구에 장착하였을 때의 추력실의 외벽온도보다 약간 높게 나타났으나, 큰 차이를 보이고 있지는 않다. 따라서 연소실의 중간에 막냉각장치를 장착하였을 때, 막냉각제가 기화하여 추력실 내벽온도가 상승하였음에도 막냉각제의 가스 층이 연소가스 속으로 완전하게 확산되지 않아 노즐 목에 이르기까지 영향을 주고 있음을 보여주고 있다. 그러나 열부하가 가장 큰 노즐 목을 가장 효과적으로 냉각하기 위해서는 노즐입구 또는 노즐의 수축부에서 막냉각제를 분사시키는 것이 바람직하다.

나. 막냉각량의 변화에 따른 막냉각 길이에 미치는 영향

Jet A-1은 탄화수소 혼합물이기 때문에 각 요소마다 임계압력을 가지고 있는데, 대부분 3.5MPa보다는 작다. 막냉각제는 대부분 임계온도로 가열될 때까지 액상으로 존재하며, 기화가 되지 않고 소위 “유체영역(fluid region)”으로 들어간다. 막냉각 길이는 추력실 외벽온도가 최소 막냉각 유량으로 막냉각제의 끓는점(boiling point)를 초과하지 않는 조건에 상응할 때의 길이를 말한다. 참고문헌에 따르면 Jet A-1의

규격이 폭넓은 범위로 설정되어 있기 때문에 모든 Jet A-1에 어떤 특정값을 적용하기에는 무리가 따른다. 그러나 본 연구에서는 Jet A-1의 끓는점을 1.5MPa에서 620°C, 2.0MPa에서 631°C, 3.0MPa에서 647°C로 사용하였다. 따라서 Jet A-1을 막냉각제로 사용하였을 때의 막냉각 길이는 각 해당압력에서의 끓는점보다 추력실 외벽온도가 약간 낮을 때까지의 거리로 하였다.

막냉각제로 물을 사용한 경우, 추력실 내벽의 온도가 1.5MPa에서 198°C, 2.0MPa에서 212.42°C, 3.0MPa에서 233.9°C 이하일 때까지의 추력실 축방향 거리를 막냉각 길이로 하였다.

그림 8과 그림 9는 막냉각 시험을 위한 연소실의 앞부분에 막냉각장치를 장착하였을 때, 각각 막냉각제로 Jet A-1과 물을 사용하여 각각 혼합비 2.0과 2.2에서 막냉각 유량의 변화에 따른 막냉각 길이를

나타내고 있는 그래프이다. 막냉각 유량의 증가에 따라 연소실 외벽온도의 분포에 따라서 막냉각 길이는 증가하였다. 그러나 막냉각 유량이 총 유량의 약 9% 이상일 때의 막냉각 길이는 본 연구에서 사용한 연소실 길이가 충분하지 못하여 정확하게 측정하기엔 적절하지 못하였다. 향후 연구에서는 연소실 성능에 크게 영향을 미치지 않을 정도로 연소실 길이를 좀더 충분히 길게 하여 정확하게 측정하는 것이 필요하다.

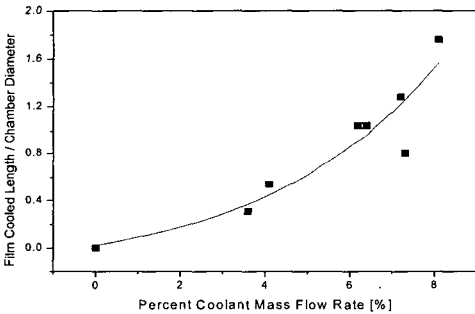
그림 8과 그림 9에서 보는 바와 같이 막냉각 길이는 막냉각 유량의 증가에 따라서 비선형적으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해서만 살펴보면, 막냉각 유량을 퍼센트 막냉각 유량 10%보다 약간만 증가시켜도 막냉각되는 영역을 크게 증가시킬 수 있음을 보여준다. 하지만, 실제 엔진에서 막냉각 유량을 많이 소비하는 것은 바람직하지 않다. 이것은 막냉각 유량으로 소비되는 만큼의 양을 발사체에 더 실어야 하고 이것 때문에 발사체의 무게가 늘어나며 그만큼 성능이 감소할 수 있기 때문이다. 따라서 막냉각 유량은 엔진성능 손실을 최소로 하고 연소실 내벽온도를 낮출 수 있는 양으로 적절하게 선정하여야 한다.

다. 막냉각량의 변화가 성능에 미치는 영향

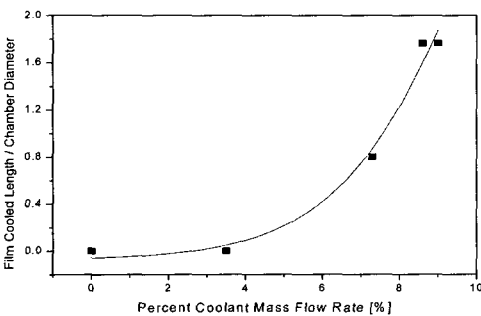
본 연구에서는 Tamura^[7] 등의 연구에서와 같이 막냉각에 따른 엔진성능 파라미터 중에서 특성속도의 변화를 통하여 엔진성능에 미치는 영향을 고찰하고자 하였다.

Jet A-1과 액체산소를 추진제로 사용하는 엔진의 성능 데이터는 먼저 연소실 압력에 따라서 냉각을 하지 않은 상태에서 획득하였으며, 이를 막냉각을 한 결과와 비교하였다. 연소실 압력은 2.0MPa를 목표로 하였으며, 혼합비 변화에 따라 연소실을 수행하였다. 주 추진제를 분사시키는 인젝터와 노즐은 같은 것을 사용하였다.

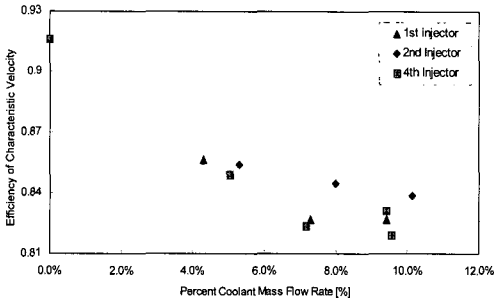
막냉각된 엔진의 성능은 그림 10 및 그림 11과 같이 동일 연소실 압력에서 특성속도 효율과 퍼센트 막냉각 유량에 따라서 비교하였으며, 여기서 막냉각장치는 오리피스 직경이 0.4mm, 오리피스의 수가 8개일 때 분사방향 10°(1st injector)와 0°(2nd injector), 오리피스의 수가 16개(4th injector)인 것이 사용되었다.



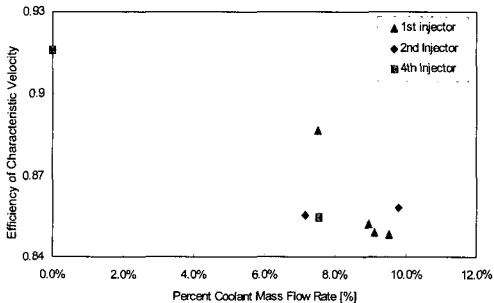
[그림 8] Variation of film cooled length with film coolant flow rate - Jet A-1



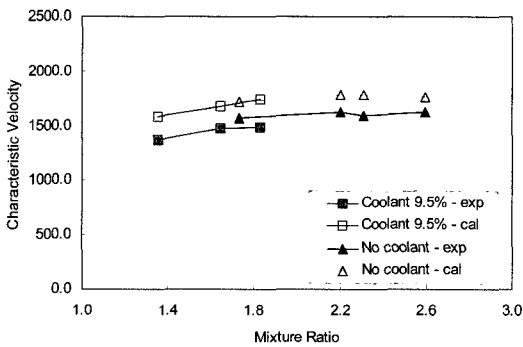
[그림 9] Variation of film cooled length with film coolant flow rate - Water



[그림 10] Effect of film cooling on rocket engine performance - Water



(a)



(b)

[그림 11] Effect of film cooling on rocket engine performance - Jet A-1

그림 10은 물을 막냉각제로 하였을 경우 막냉각 유량에 따른 특성속도 효율의 변화를 나타낸 것이다. 이것은 연소실 압력 1.82MPa, 혼합비 1.7에서의 결과이다. 막냉각 유량의 증가에 따라서 특성속도 효율은 감소하였으나, 퍼센트 막냉각 유량이 약 8%정도부터

는 특성속도 효율의 감소가 둔화되었다.

그림 11은 Jet A-1을 막냉각제로 하였을 경우 막냉각 유량에 따른 특성속도 및 특성속도 효율의 변화를 나타낸 것이다. 물에서의 결과와 마찬가지로 그림 11(a)과 같이 막냉각 유량의 증가에 따라서 특성속도 효율은 감소하였으며, 퍼센트 막냉각 유량이 약 8% 이상에서는 특성속도 효율의 감소가 둔화되었다. 그림 11(b)는 막냉각을 하지 않은 경우와 퍼센트 막냉각 유량이 9.5%인 경우에 혼합비에 따른 특성속도의 변화를 비교한 것이다. 혼합비가 1.3에서 1.7까지의 구간에서는 특성속도의 상승이 뚜렷하게 보였으나, 혼합비가 1.7이상인 경우에는 특성속도의 상승이 저하되었다.

따라서 Jet A-1을 막냉각제로 사용하였을 때, 전체 혼합비가 최적의 혼합비에서 엔진성능의 손실이 최소가 될 것으로 사료된다.

4. 결론

본 연구에서는 액체 산소(LOX)와 Jet A-1(Jet engine fuel)을 추진제로 하는 소형 액체로켓 연소기를 이용하여 연소기 내부에 막냉각제를 분사시켰을 때, 막냉각 유량의 변화가 연소실 벽온도, 막냉각 길이 및 연소기 성능에 미치는 영향을 알아내고자 하였다.

- 1) 막냉각제의 분사는 축방향으로 10° 경사지도록 하는 것에 비해 축방향에 대하여 0°로 스윙(swirl) 유동을 형성하도록 하는 것이 연소실 내벽을 고르게 냉각시킬 수 있었다.
- 2) 막냉각 유량의 증가에 따라서 연소실 외벽온도는 감소하였으나, 퍼센트 막냉각 유량이 8% 이상에서는 연소실 외벽온도의 감소가 둔화되었다. 연소실 중간보다 노즐 입구에 막냉각장치를 설치하였을 때, 노즐 목에서의 외벽온도가 더 감소하였다.
- 3) 막냉각 길이는 막냉각 유량의 증가에 따라서 증가하였으나, 퍼센트 막냉각 유량이 9% 이상에서 막냉각 길이를 비교하기에는 본 연구대상의 연소실 길이가 짧았다.

- 4) 막냉각 유량의 증가에 따라서 특성속도 효율은 감소하였다. 특성속도는 퍼센트 막냉각 유량이 9% 이상에서는 막냉각을 하지 않은 경우와 큰 차이를 보이지 않았다.
- 5) 본 연구에서 다른 실험결과들은 실물 연소기에서의 냉각장치 설계에 필요한 기초 자료로 활용 가능할 것이다. 그러나, 향후 본 연구에서 다뤄진 접선방향 주입구의 다양한 형상에 따른 막냉각 특성에 관한 부가적인 실험을 통하여 더욱 유용한 데이터를 획득할 수 있도록 추가적인 노력이 필요하다.

참 고 문 헌

- [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] 정해승, 최영환, 김유, 김선진, "액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(I)", 한국항공우주학회지, 33권 6호, 2005, pp.71~75.
- [5] М. В. доъровльскій, "жидкостные ракетные двигателей", Издательство «машиностроение», 1968
- [6] 유철성, 하성업, 조남경, 설우석, "KSR-III 주엔진 연소실 냉각 특성", 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2000, pp.7.
- [7] H. Tamura, F. Ono, H. Gomi, "High Pressure LOX/Heavy Hydrocarbon Fuel Rocket Combustor Investigation", 16th ISTS, 1988, pp.265~272.