

막냉각 모형을 이용한 액체로켓엔진 연소기의 열해석

김홍집* · 조원국** · 문윤완***

A Thermal Analysis of Liquid Rocket Combustors using a Modelling of Film Cooling Performance

Hong Jip Kim* · Won Kook Cho** · Yoon Wan Moon***

ABSTRACT

A design program has been developed to predict film cooling performance of a liquid rocket engine. A thermal protecting effect of low mixture ratio gas layer has been analysed by CFD. A one-dimensional film cooling model based on the CFD results has been implemented to the previously developed design program of regenerative cooling. Satisfactory agreement has been achieved by comparing the predicted maximum heat flux at the throat of a subscale chamber and the average measured value, and the predicted nozzle average heat flux and the measured value for a full scale chamber with film cooling. It is ascertained that the film cooling is effective to reduce the throat heat flux in rocket engine chamber.

초 록

액체로켓엔진의 막냉각 성능 예측을 위한 설계 프로그램을 개발하였다. 저혼합비 가스층이 가지는 열차단 효과를 CFD를 적용하여 해석하였다. CFD 해석 결과에 기반한 1차원 막냉각 모델을 기존의 재생냉각 프로그램에 적용하였다. 축소형 calorimetric 연소기와 실물형 연소실의 열유속 시험 데이터 비교를 통하여, 비록 과다예측 특성을 보이기는 하지만 만족할만한 결과를 얻었다. 이로서 막냉각이 로켓엔진의 노즐목의 열하중 감소에 효과적임이 확인되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Film Cooling(막냉각), Regenerative Cooling(재생냉각), Cooling Design Program(냉각 설계 프로그램), CFD(전산유동해석)

1. 서 론

로켓엔진의 고성능화에 따라 연소실의 냉각 요구량은 지속적으로 증가하고 있으며 특히 탄화수소계열의 연료를 적용하는 재생냉각 시스템의 경우, 냉각유체의 높은 점도, 낮은 전도도 및 낮은 비열로 인하여 많은 어려움이 발생한다. 따라서 막냉각(film cooling), 열차폐 코팅(thermal

† 2006년 9월 12일 접수 ~ 2006년 11월 28일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 중신회원, 한국항공우주연구원 엔진팀

*** 정회원, 한국항공우주연구원 엔진팀
연락처, E-mail: khongjip@kari.re.kr

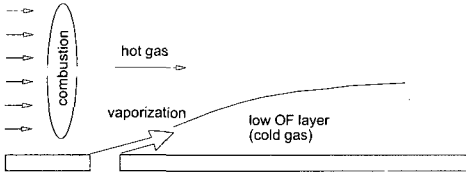


Fig. 1 Schematic of Film Cooling

barrier coating) 등과 같은 보조적인 냉각 방법이 이에 대한 보완으로 적용 가능한 방안이다 [1-5].

로켓엔진과 같은 고온 고압의 환경에서 막냉각에 의한 냉각효과를 평가하기 위해서는 궁극적으로 실험적인 확인이 필요하다. 이는 연소환경에서 막냉각 효과를 평가하기 위해서는 연소현상, 냉각유체의 상변화 특성, 복사현상, 대류/전도 및 소재의 물성변화 등 수많은 변수를 예측해야 하지만 현재의 기술로는 어떤 것도 완벽하게 예측할 수 없기 때문이다. 그러나 이러한 기술적인 제한에도 막냉각이 적용되는 로켓엔진의 개발을 위해서는 빠르게 결과를 예측할 수 있는 전용 설계 프로그램이 요구되는 실정이다.

본 문서에서는 CFD-ACE[6]를 이용한 전산해석을 통하여 막냉각의 기본적인 냉각효과를 구하고 이를 이용하여 1차원 설계프로그램을 개발한 후 이의 검증에 다루었다. 검증 대상은 문헌에 공개된 축소형 연소기와 실물형 연소기의 막냉각 특성[2]이다. 기본적인 재생냉각 성능 예측은 기존의 설계프로그램[3]을 사용하였다.

2. 해석 방법

2.1 막냉각 모델

막냉각에 의한 열차단 효과는 액체 상태의 막이 전열면을 덮고 지속적인 상변화를 통하여 전열면의 온도를 상변화 온도 이내로 유지하는 것으로 볼 수 있다. 그러나 액체로켓엔진과 같은 고온 고압 환경에서 액막은 빠르게 증발하여 액체상태를 유지하지 못한다. 로켓엔진에서의 막냉

각 효과는 증발된 낮은 혼합비의 가스층 즉 연료과농 조건의 미연소가스 층이 형성되어 엔진 연소실 벽을 보호하는 것으로 이해할 수 있다. 미연소 가스층은 연소실 중심부의 연소가스에 비하여 월등히 낮은 온도가 유지될 것으로 볼 수 있다. Fig. 1은 막냉각 효과를 도식적으로 나타낸다.

연소실로의 열전달은 벽과 접촉하는 가스의 유효온도에 의하여 결정되며 이 온도는 Eq. 1의 관계로 모델링된다.

$$\eta \left(\equiv \frac{T_{aw} - T_{\infty}}{T_f - T_{\infty}} \right) = A + \frac{B}{x^{0.8}} \quad (1)$$

여기서 η 는 막냉각 효율, T_{aw} 는 단열벽 온도, T_{∞} 는 연소실 중심의 가스온도, T_f 는 저온가스층의 온도, x 는 축방향 위치이다. A , B 는 비례계수로 연소실 직경과 전체 유량에 대한 막냉각 유량의 비로 결정된다. Eq. 1과 같은 형태의 관계는 일반적인 막냉각 특성[4]을 기술하는 모델을 변형한 것[5]이다. 따라서 로켓엔진에서 필요한 범위는 문헌에 주어진 조건을 벗어나므로 유사한 형태의 관계식을 전산해석 결과를 이용하여 모델링하였다. 막냉각 효율은 막냉각 층의 유효 두께에 비례하며, Eq. 1의 비례계수 A , B 는 막냉각량에 대한 2차 함수로 근사하였다.

본 연구에서는 T_f 를 혼합비만의 함수로 구하며 평형상태의 화학반응으로 가정하며 이론적으로 구한 결과는 실험결과를 이용하여 보정하였다. 이는 평형상태로 가정하기 어려운 저혼합비 조건에서 반드시 필요한 방법이며 막냉각에 의한 미연소 가스의 온도를 추정하는데 적용된다. 막냉각 시작 위치에서 막냉각 층은 연료만으로 구성될 것이며 온도 역시 연료공급 온도일 것이다. 그러나 본 연구에서는 산화제가 미량 혼합된 혼합비 0.1을 가정하며 가용 데이터의 최저 온도인 580 K을 적용하였다. 또한 이러한 방법은 연소실 중심부의 고온 연소가스의 온도인 T_{∞} 를 예측하는 데도 사용된다. 경험식을 사용하는 본 프로그램의 특성상 추진제의 분무/기화/연소 등의

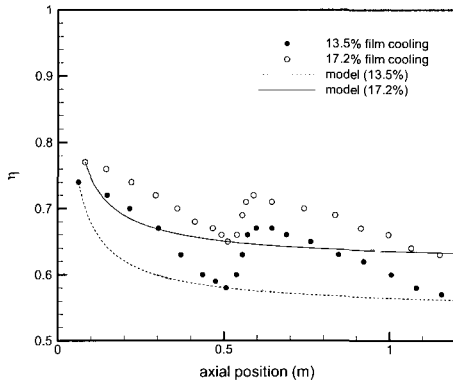


Fig. 2 Film Cooling Efficiency along Axial Position

현상이 발생하는 분사면 가까운 곳의 열특성은 예측할 수 없다. 본 프로그램은 열적으로 취약한 노즐 축소부 이후 노즐목까지 열특성을 예측하는 것이 주요 목적이며 이는 다음 절에서 확인 될 것이다.

Figure 2는 막냉각 유량 변화에 따른 막냉각 효율을 나타낸다. 이 효율은 연소실의 형상에도 영향을 받으므로 연소실 노즐목 이후 급확대 부위에서 막냉각 효율이 다시 상승한다. 본 연구에서 정의된 모델은 연소기 형상 정보를 변수로 고려하지 않으므로 축방향에 따라 단조 감소하는 경향을 보인다. 본 연구에서는 Eq. 1의 비례계수를 노즐목에서의 막냉각 효율이 전산해석 결과와 일치하도록 조정하였다. 따라서 그림에서 보듯이 대부분의 위치에서 막냉각 효율이 과소 평가되고 있다. 이는 모델의 한계에 의한 것이며 향후 연소실 형상정보가 변수로 추가되는 개정이 이루어져야 보다 정확한 예측이 될 것이다. 그러나 이는 막냉각 설계 단계에서 충분한 정확도인 것으로 판단된다. 또한 연소실 냉각은 노즐목에서의 조건이 가장 중요하며 이외의 위치에서는 상기의 냉각성능 과소예측 경향이 보수적인 설계결과로 나타나기 때문에 본 모델의 적용성은 충분하다 하겠다. 이 외에도 본 설계프로그램을 적용한 설계 이후에 보다 높은 정확도의 전산해석과 최종적인 반복 실험에 의한 검증이

이루어지기 때문에 기하학적 형상에 의한 막냉각 효과 변화는 검증해석 단계에 필요한 내용으로 판단된다.

2.2 전산해석에 의한 막냉각 성능 평가

유동장은 확장된 Navier-Stokes 식을 적용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \bar{\nabla} \cdot \bar{F}_c - \bar{\nabla} \cdot \bar{F}_d = S_{evap} + S_{comb} \quad (2)$$

여기서 \bar{Q} 는 보존변수이고 \bar{F}_c 는 대류유속이며 \bar{F}_d 는 확산유속이다. S_{evap} 는 액적증발에 의한 생성항이며 S_{comb} 는 연소에 의한 생성항이다. 해석기법으로는 SIMPLEC가 사용되었고, 대류항의 처리를 위해 2차 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였으며, 난류모델은 벽함수를 갖는 표준 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다[6].

연료를 케로신(Jet A-1)으로 사용하였는데 이것은 탄화수소의 혼합물이므로 여기서는 연료에 대한 화학식을 $C_{12}H_{23}$ 으로 모사하였고 화학반응식은 다음과 같이 모사하였다.



또한 화학반응모델은 순간반응모델[6]을 사용하였으며 CO, OH, H, O, H₂ 등을 고려한 부분 화학평형을 고려하여 반응 유동장을 계산하였다.

분무모델은 2상 유동에서 전산해석기법의 하나인 Lagrangian- Eulerian 방법과 stochastic 액적 추적모델 및 증발모델로는 Ranz- Marshall의 관계식을 포함하는 무한전도모델을 사용하였다[6]. 또한 본 연구에서는 정상상태를 모사하였으므로, 액적의 분열은 고려하지 않고 초기에 액적의 크기를 Rosin-Rammler 분포로 고려하였다[6]. 기본적인 액적의 운동량 방정식은 다음과 같다.

$$m_d \frac{d\bar{v}}{dt} = C_{D\rho_{iq}}(\bar{u} - \bar{v})|\bar{u} - \bar{v}| \frac{A_d}{2} - \nabla p V_d + m_d \bar{g} \quad (4)$$

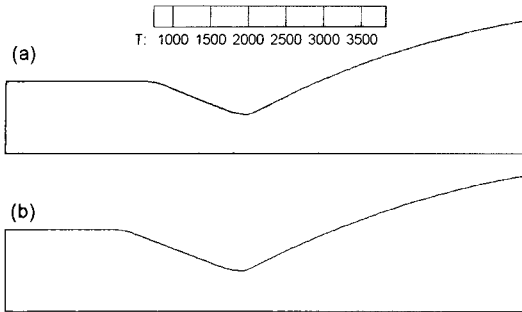


Fig. 3 Comparison of Hot Gas Temperature Distribution; (a) w/o Film Cooling, (b) Film Cooling (17.2%)

여기서 C_D 는 액적의 항력계수, \bar{v} 는 액적의 속도, \bar{u} 는 가스장의 속도, A_d 는 액적의 표면적, V_d 는 액적의 체적이다. Eq. 4의 우변은 점성항력, 압력구배, 중력 등으로 액적의 운동량에 변화를 주는 부분이다.

증발에 의한 액적 질량의 변화는 다음 식으로부터 얻는다.

$$\frac{dm_d}{dt} = -2\pi d_d \rho_{liq} D \cdot \ln(1 + B_y) \cdot Sh \quad (5)$$

여기서 d_d 는 액적의 직경, D 는 기체의 질량확산 계수, B_y 는 Spalding의 질량전달수, Sh 는 Sherwood수이다.

막냉각이 있을 때와 없을 때의 온도장 분포를 Fig. 3에 비교하였다. 위의 그림에서 막냉각이 있을 때가 연소 가스 중심위치에서 보다 균일한 온도 분포가 형성된다. 두 경우 모두 연소기로 유입되는 추진제의 평균 혼합비가 동일하므로 막냉각이 있을 경우, 연료의 17.2%가 벽면의 냉각을 위해 사용되어 연소의 중심부분에서 혼합비가 더 높아져 당량비 1에 가까운 조건이 된다. 따라서 연소 중심부에서 산화제가 부족한 현상이 완화되어 국부적인 저온 영역대가 소멸된다. 반면에 막냉각이 적용된 경우, 연소실 벽면부의 인위적인 저혼합비 층이 저온 경계층을 형성한다. 연소기 내부에서는 반경방향으로의 유동을

유발할 요인이 없으므로 벽면의 저온층은 노즐 출구까지 유지되어 연소실 전체를 효과적으로 보호한다.

2.3 재생냉각 성능

기본적인 재생냉각 성능평가는 이전에 개발된 설계 프로그램[3]을 사용하였다. 로켓엔진 연소실에서의 열전달은 고온의 연소가스가 가장 중요한 역할을 하며 다음의 Bartz 관계식[3, 5, 7, 8]으로 추정할 수 있다. 이 관계식으로 복잡한 수치해석 방법 없이 연소가스의 전열특성을 구할 수 있으며, 이는 빠른 결과와 안정적인 수렴성이 중요한 설계 프로그램에서 적합하다.

$$h_g = \frac{0.026 \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8}}{D_t^{0.2}} \times \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (6)$$

위 식에서 D_t 는 노즐목 직경, μ 는 연소가스의 점성계수, C_p 는 연소가스의 비열, Pr 는 프란틀 수, $(p_c)_{ns}$ 는 정체 연소압, c^* 는 특성속도, R 은 곡률 반경, A_t 는 노즐목의 단면적, A 는 면적, σ 는 연소실 벽면 경계층에서의 물성 보정 변수이다. σ 는 연소실 벽의 온도를 알아야 계산되므로 초기의 가정된 연소실 벽온도를 사용하여 수렴된 연소실 벽온도가 구해질 때까지 반복계산을 수행한다. 본 프로그램은 냉각유체의 대류 열전달 특성, 채널의 립에 의한 냉각성능 향상 특성, 열차폐 코팅과 탄소침착물에 의한 단열효과를 종합적으로 고려하여 연소실 내부의 열전달 특성을 예측한다[3].

3. 결과 및 고찰

3.1 축소형 연소기에서 열특성 비교

앞서 기술한 방법으로 개발된 막냉각 설계 프로그램으로 축소형 연소실의 열특성을 예측하였다. 대상 연소기는 추력 2톤급이며 설계점 조건

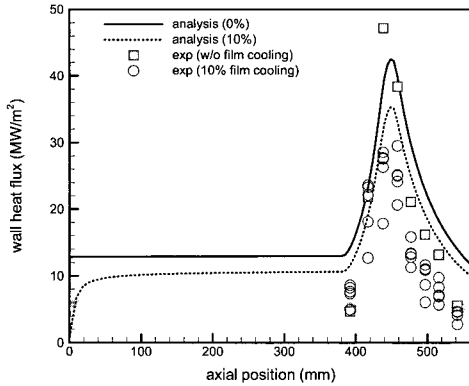


Fig. 4 Comparison of Heat Flux

은 연소압 54 bar이다[8]. 막냉각이 적용된 조건은 54~55 bar이며, 5회 평균 압력은 55 bar이다. 막냉각 유량은 연료 유량의 10%이며 평균 혼합비는 2.5, 막냉각을 제외한 중심부의 혼합비는 2.8이다[2]. 원 문헌에 제시된 것은 칼로리미터의 채널 당 열흡수량이며 본 문서에서는 이를 채널의 연소실 표면적으로 나누어 열유속으로 환산하였다.

해석조건은 연소압 55 bar, 평균 혼합비는 2.4이며 막냉각 유량은 전체유량의 10%이다. 냉각은 측정과 동일하게 상온의 물이 적용되었으며 평균 유속은 최소 7m/s에서 최대 22 m/s이다. 본 프로그램은 재생냉각 설계를 위하여 개발되었기 때문에 냉각조건은 칼로리미터와 다르지만 물냉각의 경우 충분한 냉각성능을 가지기 때문에 열유속 평가에는 큰 차이가 없을 것으로 판단된다.

막냉각 적용에 의한 연소실 벽으로의 열유속 변화를 Fig. 4에 도시하였다. 그래프에 대한 설명이 없는 굵은 실선은 연소실 형상을 표시한다. 막냉각이 적용되지 않은 경우의 실험은 1회 결과이며, 3번째 채널에서의 측정 열유속은 해석결과의 최대값과 비교하여 12% 높고 동일 축방향 위치에서의 해석결과보다는 18% 높다. 노즐목 직전에서 열유속의 변화가 급격하며 측정 결과는 하나의 냉각 채널에서 흡수한 열량으로 계산

한 평균 열유속으로 실험 결과를 표시한 축방향 위치에서의 측정값은 아니다. 막냉각이 적용된 경우, $x < 50$ mm 영역에서 열유속이 매우 작으며 이는 막냉각 시작위치에서 미연가스의 영향으로 유효 온도가 낮게 평가된 것에 기인한다.

연소실부분에서 실험 데이터가 없지만 노즐 시작부에서 열유속이 설계 결과의 50% 수준임이 확인되며 이러한 경향이 연소실 시작부분까지 이어질 것이라는 것을 추정할 수 있다. 이 부분에서의 차이는 설계 프로그램에서 적용한 관계 Eq. 6의 한계로 추진제의 혼합과 축방향으로의 연소 진행 등을 고려할 수 없기 때문이다. 이러한 불일치는 경험식을 적용한 해석에서 공통적 [3, 8, 9]으로 나타나는 현상이며 설계 프로그램의 목적이 주요 설계 변수의 영향을 빠르게 평가하고 적절한 여유를 가지는 설계 결과를 제공하는 것이므로 이러한 차이를 감소시키기 위한 노력은 본 연구의 범위를 넘는 것으로 판단된다. 따라서 설계 단계에서 본 프로그램에서 제공하는 정확성은 적절한 수준으로 볼 수 있다.

막냉각이 적용된 경우 역시 만족할 만한 일치를 보이며 노즐목 직전인 3번째 냉각 채널의 측정값을 기준으로 열유속 18~29 MW/m²까지 분포된다. 1회의 실험을 제외한 4회의 실험 결과는 잘 일치하며 26~29 MW/m²사이 분포된다. 예측 결과는 32 MW/m²으로 상한값과 비교하면 10% 과소예측하고 있다. 실험결과 중 최소값과 비교하면 78% 과대평가하고 있으며 이때 실험조건은 다른 실험 조건의 평균에 비하여 혼합비가 0.1 낮다. 이 경우의 차이는 혼합비만의 영향은 아닌 것으로 판단되며 이에 대한 평가를 위해서는 다른 조건들도 비교해야 할 것이다. 3번째 냉각채널 위치에서의 평균 열유속은 25.6 MW/m²이며 해석결과는 31.9 MW/m²이므로 25% 과대예측하고 있다. 측정값이 많은 차이를 보이는 1회의 실험결과를 제외한 평균은 27.5 MW/m²이며 이 때의 차이는 +16%이다. 이 결과는 막냉각이 적용되지 않은 경우의 차이와 같은 수준으로 축소형 연소실에서의 열유속 평가에 있어 막냉각 유무에 무관하게 일관성 있는

결과를 주는 것으로 볼 수 있다. 축소형 연소실에서 연료유량의 10% 막냉각에 의하여 예측되는 노즐목에서의 열유속 감소는 약 17%이므로 소량의 막냉각에 의하여 최대 열유속을 효과적으로 감소시킬 수 있음이 확인된다. 막냉각 유량에 대한 막냉각 효율의 관계를 2차 함수로 근사함에 따라 막냉각 유량비가 작은 영역에서 막냉각 효과를 과대예측하는 경향이 완화된 것으로 판단된다. 이전의 연구[5]에서 1차 근사 관계를 이용한 결과는 노즐목에서 25 MW/m²로 측정결과에 비하여 작은 값을 예상했다.

본 프로그램을 이용하여 로켓엔진 연소실 설계 단계에서 막냉각 성능을 효과적으로 예측할 수 있음을 확인하였고 이의 정량적인 정확성을 평가하였다. 로켓엔진 연소실의 열특성이 수많은 인자에 의하여 영향을 받지만 이를 단순화하여 평균혼합비와 막냉각 유량만으로 예측하는 방법이 설계 단계에서 성공적으로 적용될 수 있으며 측정결과와 비교하여 충분한 정도의 정확성을 가지는 것으로 확인되었다. 본 프로그램은 재생냉각 성능, 막냉각 성능, 소재 및 냉각유체의 물성변화 평가, 미연 탄소침착물의 단열효과 평가, 열차폐 코팅의 효과 등 실제 액체로켓엔진 연소실의 열특성을 결정하는 주요 현상의 거동을 예측할 수 있으므로 향후 막냉각이 적용되는 실물형 로켓엔진 개발에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

3.2 실물형 연소기의 열특성

실물형 엔진에 대한 열특성은 정확하게 측정하기 매우 어렵다. 실물형에 대한 열특성은 재생냉각형 연소실의 냉각수 온도상승을 설계값과 비교함으로써 검증하는 것이 일반적이며 정밀한 측정은 축소형으로 제한된다. 본 절에서는 실물형 연소실에서의 냉각수 상승을 비교하였다. Table 1은 냉각수 35 kg/s 유량에 대한 냉각수 온도 상승을 나타낸다. 연소기는 진공추력 30톤급이며 연소압 52.5 bar, 평균혼합비 2.44이다. 측정결과[10]와의 차이는 연소실 벽에 적용된 열차폐 코팅과 미연성분의 침착에 의한 자연적인

Table 1 Comparison of Coolant Temperature Rise

	analysis	measurement
cylindrical part	9.6 K	3.3 K
nozzle part	12.2 K	9.6 K

단열효과 등에 의한 것으로 판단된다. 특히 탄소 침착물의 단열 효과는 문헌에 따라 100배까지도 서로 다른 결과[9]를 보고하고 있어 해석적으로는 예측하기 매우 어려운 특성이다. 열저항 모델에 따라 NASA에서 제시한 결과를 적용할 경우 최대 열유속이 24%까지 감소한다. 그러나 오차의 원인이 확인되지 않은 상황에서 측정 결과와의 차이를 줄일 수 있는 수치적인 모형을 도입하는 것은 큰 의미를 가지지 않는다. 로켓엔진에서 열특성은 매우 많은 요인에 의하여 영향을 받으므로 이들의 효과를 모두 반영하는 모델을 만들 수는 없으며 가장 중요한 인자는 추진제 종류, 연소압, 열차폐 코팅 특성, 재생냉각 특성과 본 연구에서 제시하는 막냉각 특성 등으로 볼 수 있다. 따라서 실제 측정 결과와 비교하여 상기 인자를 고려하여 예측한 열특성 결과가 가지는 정확성의 범위를 확인하는 것이 중요한 의미를 가진다.

실물형의 경우 예측 열유속은 과대평가되는 것을 알 수 있으며 이는 동일한 막냉각 유량비율이 적용되더라도 실물형의 경우에 절대 유량이 증가하고 따라서 미연 기체층의 두께가 증가하기 때문인 것으로 해석할 수 있다. 냉각성능이 중요한 노즐목을 포함한 채널부에서 냉각수 온도상승은 측정결과와 비교하여 27% 과대평가하고 있다. 이는 평균 열유속에 있어서도 동일한 과대평가를 의미한다. 연소실 부에서의 평균 열유속은 측정결과와 비교하여 190%의 큰 차이를 보이고 있다. 이는 분사면 부근의 불완전 연소등을 모사하고 있지 못함에 기인하며 본 예측 방법의 한계로 볼 수 있다. 그러나 열특성이 중요한 노즐목 부근에서 정확한 예측을 한다는 것이 확인되어 본 예측 방법을 설계에 적용하는 것이 가능한 것으로 판단된다.

실물형에서 막냉각에 의한 연소실 벽의 열유

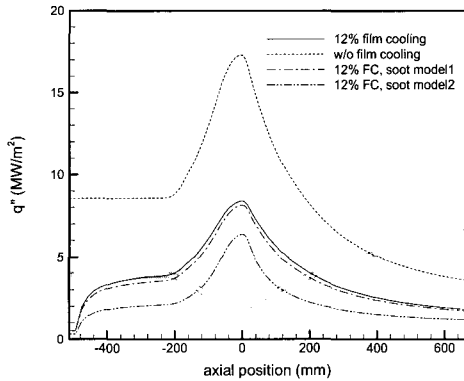


Fig. 5 Effect of Film Cooling on Wall Heat Flux

속을 Fig. 5에 도시하였다. 막냉각이 없을 경우 노즐목의 열유속은 16.1 MW/m^2 이며, 12% 막냉각에 의하여 노즐목의 열유속이 7.9 MW/m^2 으로 감소하였다. 막냉각에 의한 열유속 감소는 51%로 축소형보다 막냉각 효과가 크다는 것이 확인된다. 이는 연소실의 단위 표면적당 막냉각 유량의 절대량 증가에 의한 것으로 풀이할 수 있다.

4. 결 론

전산유동 해석을 통하여 막냉각 특성을 확인하고 이를 이용하여 1차원 막냉각 모델을 개발하여 재생냉각 설계 프로그램에 적용하였다. 본 모델은 미연가스의 유효온도 감소를 예측하는 것으로 기존의 재생냉각 설계 프로그램에 성공적으로 이식되어 수렴성 문제없이 빠른 결과를 제공하는 것을 확인하였다. 개발된 모델의 정량적인 정확성을 기존의 측정 결과와 비교하였다. 막냉각이 적용된 연소실에서 노즐목을 포함한 냉각 채널의 평균열유속을 비교한 결과, 축소형에서 +16%, 실물형에서 +27% 차이를 보였다. 실물형에서의 차이는 막냉각 유량의 절대량 증가에 의한 막냉각 성능 증가로 볼 수 있다. 축소형에서 연료유량의 10% 막냉각을 적용하여 노즐목에서 열유속을 17% 감소시킬 수 있으며 실물형

의 경우, 12% 막냉각으로 노즐목에서의 열유속이 51% 감소될 것으로 예상된다. 축소형과 실물형 연소기의 열특성에 대하여 정량적인 비교가 이루어졌으며 이로써 본 예측 방법의 정확성이 확인되었으므로 향후 로켓엔진 설계에 본 프로그램의 적용이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 “소형위성 발사체 개발사업” 연구결과와 일부입니다.

참 고 문 헌

1. NASA, Liquid Rocket Engine Fluid-Cooled Combustion Chambers, 1972, SP-8087
2. 김승한, 문윤완, 문일윤, 임병직, 한영민, 설우석, “배플 분사기를 적용한 축소형 연소기의 연소성능시험,” 제6회 우주발사체기술 심포지움, 2005, pp.250-255
3. 조원국, 설우석, “재생냉각 연소실 설계 프로그램 개발,” 한국항공우주학회지, 제 32권, 제3호, 2004, pp.102-109
4. Kays, W. M. and Crawford, M. E., Convective heat and mass transfer, McGraw-Hill, 1993
5. 조원국, 문윤완, 설우석, “로켓엔진의 막냉각 성능 예측을 위한 열설계 프로그램 개발,” 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, 2006, pp.161-164
6. CFD-ACE, User's manual, Version 6.2
7. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147 Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992
8. 조원국, 류철성, 정용현, 이광진, 김승한, 이수용, “추력 2톤급 축소형 칼로리미터 개발,”

- 한국항공우주학회지 제33권, 제3호, 2005, pp.107-113
9. Kumakawa, A., Sasaki, M., Sato, H., Tamura, K. H., Ono, F., Sakamoto, H., and Yatsuyanagi, N., "Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC type propellants," NAL-TR-1062T, 1990
10. 한영민, 김종규, 문일윤, 이광진, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기물냉각 연소시험 성능결과," 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, 2006, pp.187-192