한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집 pp.161~164 2006 KSPE Spring Conference

로켓엔진의 막냉각 성능 예측을 위한 열설계 프로그램 개발

조원국* · 문윤완* · 설우석*

Development Thermal Design Program to Predict Film Cooling Performance in Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho* · Yoon Wan Moon* · Woo Seok Seol*

ABSTRACT

A design program has been developed to predict film cooling performance in a liquid rocket engine combustion chamber. A thermal protecting effect of low mixture ratio gas has been analysed by CFD. A one-dimensional film cooling model based on the CFD results has been implemented in the previously developed design program of regenerative cooling. The predicted heat flux at the nozzle throat ranges from -16% to +28% when it is compared to the published measured data. The throat heat flux reduces by 36% when film cooling of 10% of fuel mass flow rate is applied.

초 록

액체로켓엔진 연소실의 막냉각 성능을 예측할 수 있는 설계프로그램을 개발하였다. 저혼합비 가스의 열차폐 효과를 전산해석으로 예측하였고 이를 기반으로 1차원 모델을 개발하여 기존의 재생냉각 설계 프로그램에 이식하였다. 문헌에 제시된 축소형 연소실에서의 막냉각 특성과 비교하여 노즐목에서의 열유속에 대한 본 프로그램의 정확성이 -16%에서 +28% 범위에 있음을 확인하였다. 연료유량의 10% 막냉각에 의하여 노즐목의 열유속을 36% 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

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 경우, 냉각유체의 높은 점도, 낮은 전도도 및 낮은 비열로 인하여 재생냉각에 어려움이 많다. 따라서 이에 대한 보완으로 보조적인 냉각이 필요하며 막냉각, 열차폐 코팅 등이 적용 가능한 방안이다.

본 문서에서는 CFD-ACE를 이용한 전산해석을 통하여 막냉각의 기본적인 냉각효과를 구하고 이를 이용하여 1차원 설계프로그램을 개발한 후 이의 검증을 다루었다. 검증 대상은 문헌에 공개된 축소형 연소기의 막냉각 특성[1]이다. 기본적인 재생냉각 성능 예측은 기존의 설계프로

* 한국항공우주연구원, 엔진그룹
연락저자, E-mail: wkcho@kari.re.kr

그램[2]을 사용하였다.

2. 해석 방법

21 막냉각 모델

로켓엔진에서의 막냉각 효과는 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. 연소실로의 열전달은 벽과 접촉하는 가스의 유효온도에 의하여 결정되며 이 온도는 식 (1)의 관계로 모델링된다.

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

위 식에서 η는 막냉각 효율, T_{aw}는 단열벽 온도, T_{∞}는 연소실 중심의 가스온도, T_f는 저온 가스층의 온도, x는 축방향 위치이다. A, B는 비례계수로 연소실 직경과 막냉각 유량과 전체 유량의 비로 결정되며 전산해석 결과를 이용하여 구한다. T_f는 연소압과 혼합비의 함수이다.

22 전산해석에 의한 막냉각 성능 평가

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

$$\frac{\partial\overline{Q}}{\partial t}+\overline{\nabla}\cdot\overline{F_c}-\overline{\nabla}\cdot\overline{F_d}=S_{evap}+S_{comb} \qquad (2)$$

여기서 $\overline{Q}$는 보존변수이고 $\overline{F_c}$는 대류유속이며 $\overline{F_d}$는 확산유속이다. S_{evap}는 액적증발에 의한 생성항이며 S_{comb}는 연소에 의한 생성항이다. 해석기법으로는 SIMPLEC[3]가 사용되었고 대류항의 처리를 위해 2차 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였으며 난류모델은 벽함수를 갖는 표준 k-ε모델을 사용하였다.

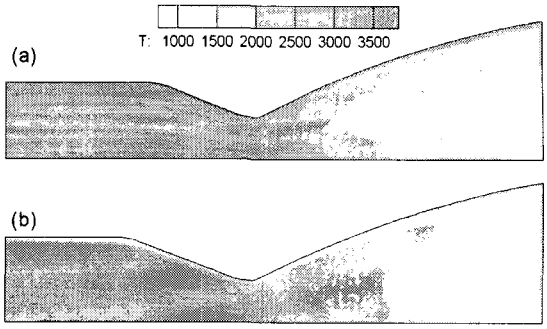

Fig. 1 Comparison of hot gas temperature distribution; (a) w/o film cooling, (b) film cooling (17.2%)

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

$$4C_{12}H_{23}+71O_2=48CO_2+46H_2O \qquad (3)$$

또한 화학반응모델은 순간반응모델[3]을 사용하였으며 CO, OH, H, O, H_2 등을 고려한 부분화학평형을 고려하여 반응 유동장을 계산하였다.

분무모델은 2상 유동에서 전산해석기법의 하나인 라그랑지-오일러 방법과 stochastic 액적 추적모델 및 증발모델로는 Ranz-Marshall의 관계식을 포함하는 무한전도모델을 사용하였다. 또한 본 연구에서는 정상상태를 모사하였으므로 액적의 분열은 고려하지 않았으므로 초기에 액적의 크기를 Rosin-Rammler 분포로서 고려하였다.

막냉각이 있을 때와 없을 때의 온도장 분포를 Fig. 1에 비교하였다. 막냉각이 있을 때가 연소가스 중심위치에서 보다 균일한 온도 분포가 형성되며 이는 평균 혼합비를 유지면서 막냉각을 적용함으로 인하여 중심부의 혼합비가 높아져 미연소 영역이 감소한 것에 기인한다. 또한 막냉각이 적용된 경우, 연소실 벽면부의 저혼합비 층이 저온 경계층을 형성하며 연소기 내부에서 반경방향으로의 유동을 유발할 모멘텀이 없으므로 벽면의 저온층은 노즐 출구까지 유지되어 연소실 전체를 고온 가스로부터 보호한다.

2.3 재생냉각 성능

로켓엔진 연소실에서의 열전달은 고온의 연소가스가 가장 중요한 역할을 하며 Bartz가 제시한 경험식을 이용하였다. 기본적인 재생냉각 성능은 이전에 개발된 설계 프로그램[2]을 사용하였다. 본 프로그램은 냉각유체의 대류 열전달 특성, 채널의 립에 의한 냉각성능 향상 특성, 열차폐 코팅과 탄소침착물에 의한 단열효과를 종합적으로 고려하여 연소실 내부의 열전달 특성을 예측한다.

$$h_g = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8} \times \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \qquad (4)$$

위 식에서 D_t는 노즐목 직경, μ는 연소가스의 점성계수, C_p는 연소가스의 비열, Pr는 프란틀 수, $(p_c)_{ns}$는 정체 연소압, c^*는 특성속도, R은 곡률 반경, A_t는 노즐목의 단면적, A는 면적, σ는 연소실 벽면 경계층에서의 물성 보정 변수이다.

3. 검증결과 및 고찰

앞서 기술한 방법으로 개발된 막냉각 설계 프로그램으로 축소형 연소실의 열특성을 예측하였다. 대상 연소기는 추력 2톤급이며 설계점 조건은 연소압 54 bar이다[4]. 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[1]. 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

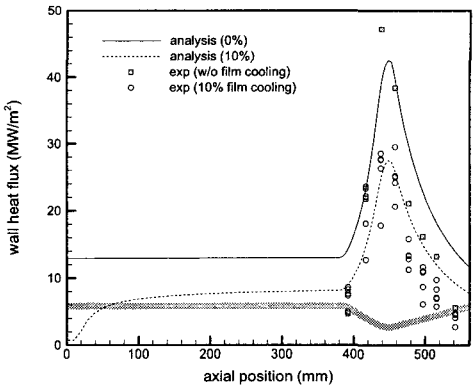

Fig. 2 Comparison of heat flux

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. 2에 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 x위치에서 비교하면 21% 높다. 노즐목 직전에서 열유속의 변화가 급격하며 측정 결과는 하나의 냉각채널에서 흡수한 열량으로 계산한 평균 열유속으로 실험 결과를 표시한 x 위치에서의 측정값은 아니다. 막냉각이 적용된 경우, x<50 mm 영역에서 열유속이 매우 작으며 이는 막냉각 시작 위치에서 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 관계식 (6)의 한계로 추진제의 혼합과 축방향으로의 연소 진행 등을 고려할 수 없기 때문이다. 이러

한 불일치는 경험식을 적용한 해석[2,4]에서 공통적으로 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 18에서 29까지 분포된다. 1회의 실험을 제외한 4회의 실험 결과는 잘 일치하며 26에서 29에 분포된다. 예측 결과는 25로 상한 값과 비교하면 16% 과소예측하고 있다. 실험결과 중 최소값과 비교하면 28% 과대평가하고 있으며 이때 실험 조건은 전체 실험 조건의 평균에 비하여 혼합비가 0.1 낮다. 이 경우의 차이는 혼합비만의 영향은 아닌 것으로 판단되며 이에 대한 평가를 위해서는 다른 조건들도 비교해야 할 것으로 보이지만 이는 본 연구의 범위를 벗어나므로 구체적인 토의는 생략한다. 또한 열유속 과대평가는 설계에서 마진을 의미하는 것으로 안전성에 문제가 없으며 실험과 비교하여 과소평가하는 경우는 -16%에 그치므로 본 프로그램으로 안전한 열특성 예측이 가능한 것으로 볼 수 있다. 축소형 연소실에서 연료유량의 10% 막냉각에 의하여 예측되는 노즐목에서의 열유속 감소는 약 36%이므로 소량의 막냉각에 의하여 최대 열유속을 대폭 감소시킬 수 있음이 확인된다.

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.

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 비교하였으며 막냉각 적용 시 노즐목 열유속을 기준으로 -16%에서 +28% 범위의 차이를 보였다. 연료유량의 10% 막냉각을 적용하여 노즐목에서 열유속을 36% 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 김승한, 문윤완, 문일윤, 임병직, 한영민, 제6회 우주발사체기술 심포지움, 2005, pp.250-255
2. 조원국, 설우석, 한국항공우주학회 논문지, 제 32권, 제3호, 2004, pp.102-109
3. CFD-ACE User's manual v.6.2
4. 조원국, 류철성, 정용현, 이광진, 김승한, 한국항공우주학회 논문지 제33권, 제3호, 2005, pp.107-113