

막냉각 모델을 이용한 재생냉각 연소기 성능/냉각 해석

김성구* · 조미옥* · 최환석*

Film Cooling Modeling for Combustion and Heat Transfer within a Regeneratively Cooled Rocket Combustor

Seong-Ku Kim* · Miok Joh* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Film cooling technique has been applied to effectively reduce thermal load on liquid rocket combustion chambers by direct injection of a portion of propellant, which flows through the regeneratively cooling channels, into the chamber wall. This study developed a comprehensive model to quantitatively predict the effects of kerosene film cooling on propulsive performance and wall cooling at supercritical pressure conditions, and assessed the predictive capability against hot-firing tests of an actual combustor. The present model is expected to be utilized as a design and analysis tool to meet the conflicting requirements in terms of performance, cooling, pressure loss and weight.

초 록

막냉각은 재생냉각채널을 통과하는 추진제의 일부를 연소실 벽면으로 선회 분사하여 연료 과잉 혼합층을 형성함으로써, 벽면 열유속을 감소시키는 효과적인 냉각 방식이다. 본 연구에서는 초임계 압력 조건하에서 분사되는 케로신 막냉각이 재생냉각 연소기 내부의 연소와 냉각 특성에 미치는 영향을 정량적으로 예측할 수 있는 해석모델을 개발하였으며, 실제 연소기 시제품에 대한 연소시험 결과와 비교하였다. 지속적인 모델의 개선을 통해 향후 냉각설계안에 따른 성능, 냉각, 압력손실, 그리고 무게 등과 같은 상반된 요구조건을 종합적으로 비교/분석하는 설계도구로 활용될 것으로 기대된다.

Key Words: Liquid Rocket Combustor(액체로켓 연소기), Regenerative Cooling(재생냉각), Film Cooling(막냉각), Real-Fluid Flamelet Model(실제유체 화염편 모델)

1. 서 론

현재 한국형발사체에 사용될 재생냉각 연소기는 연소실 벽면 근방에서 연소가스의 온도를 낮추기 위해 케로신 연료를 이용한 막냉각 기술을 적용하는 방식으로 개발되고 있다[1]. 따라서 설계의 신뢰성을 높이기 위해서는 막냉각에 의한

* 한국항공우주연구원 연소기팀
† 교신저자, E-mail: kimsk@kari.re.kr

재생냉각 연소실의 열유속과 벽면 냉각 특성의 변화와 함께, 연소기의 연소/추력 성능에 미치는 영향을 동시에 예측할 수 있는 해석 기술이 필요하다. 막냉각 방식은 재생냉각 연소실의 특정한 축 방향 위치에서 냉각 채널을 지나는 케로신 연료의 일부를 직접 연소실 벽면으로 선회분사시키기 때문에, 액체 상태의 케로신이 막유동을 형성하며 연소실 내부의 고온 가스 유동과 혼합되는 과정을 추가로 해석해야 한다. 이때 케로신은 임계압력(약 23 bar)보다 훨씬 높은 초임계 압력 상태로, 임계온도(약 683 K)까지의 초기 가열 구간을 지나게 되면 액체에서 바로 초임계유체(supercritical fluid) 상태로 변화하기 때문에 아임계 조건에서의 상변화를 수반하지 않는 단상(single-phase)의 혼합 구조를 가질 것으로 예상할 수 있다[2]. 항우연에서는 최근 액체 추진제의 고압 연소 현상에 대한 일련의 해석적 연구[3-5]를 수행하였으며, 이를 통해 초임계 압력하에서의 실제 유체 거동과 케로신의 비평형 화학반응, 그리고 벽면 냉각과 노즐 팽창 과정에서 나타나는 엔탈피와 압력의 변화를 동시에 효과적으로 해석할 수 있는 실제유체 기반의 난류연소모형을 개발하였다[3,4].

본 논문에서는 기존에 개발된 재생냉각 연소기의 성능/냉각 통합해석코드에 실제유체 기반의 난류연소모형을 적용하여 막냉각이 재생냉각 연소기의 성능과 냉각에 미치는 영향을 해석하였으며, 연소시험 결과와 비교하여 예측 정확도와 적용성을 평가하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 재생냉각 연소기 성능/냉각 통합해석 코드

항우연에서 수행된 축소형 및 30톤급 실물형 연소기 개발 과정에서 얻어진 데이터를 바탕으로 개발된 KPP2D 코드[6]는, 재생냉각 연소실 설계 단계에서 활용될 수 있도록 특성화된 해석 프로그램으로서 노즐 형상 설계, 설계점 및 탈설계점 작동 조건에서 연소 및 추력 성능 분석, 재생냉각 채널의 설계 검토 등에 활용되어 왔다.

KPP2D 코드에서 사용한 해석모델의 개념은

Fig. 1에 나타나 있으며, 이때 사용되는 수치 및 물리 모델을 요약하면 아래와 같다[6].

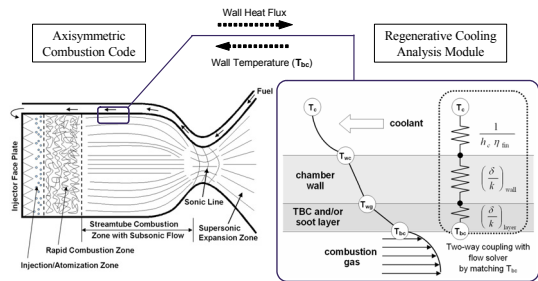


Fig. 1 Solution Strategy of KPP2D Code

- 2차원 축대칭 Navier-Stokes 유동해석: 모든 마하수 영역으로 확장된 PISO 알고리즘, TVD 기법의 대류항 처리
- 추력실 형상과파라미터 입력을 통한 자동 격자 생성(비직교 정렬격자계)
- 추력실 내 연소가스의 상태는 화학평형모델(frozen/shifting) 또는 상세화학반응식을 이용한 층류화염편 난류모델을 적용
- 최외곽 연료 분사 또는 막냉각에 의한 불균일성을 모사하기 위해 혼합분율(mixture fraction) 기반의 추진제 혼합 모델
- 마찰 손실 예측을 위해, 압축성 효과를 고려한 저레이놀즈수 $k-\epsilon-f_\mu$ 모델을 이용한 벽면 난류열경계층 해석
- 난류열경계층(유동해석)과 재생냉각 채널(열저장 해석모델)간의 양 방향 해석(Fig. 1)
- 재생냉각채널의 압력손실 및 무게 예측

2.2 실제유체 난류연소모형을 이용한 막냉각 해석

본 연구를 통해 추가된 막냉각 모델은 비예혼합 난류화염 연구에 널리 사용되어 온 층류화염편 모델을 기반으로 한다. 이때 초임계 압력하에서 분사되는 액체 추진제의 열역학적 비이상성과 전달 물성치의 특이성을 고려하기 위해 아래와 같이 Cismondi와 Mollerup이 제안한 새로운 cubic EoS(Equation of state)를 사용하였다[3].

$$p = \frac{\rho R_u T}{M_w - b\rho} - \frac{a\alpha(T)\rho^2}{(M_w + \delta_1 b\rho)(M_w + \delta_2 b\rho)} \quad (1)$$

연소해석과 관련하여 식(1)을 이용한 열역학적 모델링은 저자들의 최근 연구결과[3,5]에 자세히 설명되어 있다.

난류화염장에 포함된 국소화염구조는 실제유체 해석 패키지[5]와 연동된 층류화염편 해석코드를 사용하여 계산하였다. 이때 케로신은 부피비로 74% n-decane, 11% n-propylcyclohexane, 15% n-propylbenzene인 혼합물로 가정하였으며 연소해석은 208개 화학종간의 1673개 가역반응식[7]을 사용하였다. 액체로켓 연소기에서는 노즐 팽창과 벽면 냉각이 중요해지기 때문에 기존의 층류화염편 모델에 엔탈피와 압력의 변화를 추가로 고려하였으며, 난류 섭동을 고려한 평균 상태량(밀도, 온도, 정압비열, 점성계수 등)은 층류화염편 해석해에 다중확률밀도함수를 가중하여 적분함으로써 아래 식과 같이 구해진다[4].

$$\tilde{\phi}(\vec{x}, t) = \int_{p_i}^{p_u} \int_0^1 \int_0^\infty \int_0^1 \phi^{SEI}(Z, \chi, \zeta, p) \times \tilde{P}(Z, \chi, \zeta, p; \vec{x}, t) dZ d\chi d\zeta dp \quad (2)$$

본 연구에서는 연소유동 해석을 시작하기 전에 미리 모든 범위의 파라미터(Z, χ, ζ, p)에 대해 식(2)를 이용하여 연소가스의 평균 물성치들을 lookup table로 구축하였다. 따라서 유동 해석코드는 복잡한 상세화학반응식과 실제유체 상태방정식, 그리고 확률밀도함수 계산 등을 포함할 필요가 없으며, lookup table을 이용한 다차원 보간만으로 케로신의 비평형 화학반응, 천이임계 조건에서 액체 추진제의 실제유체 거동, 그리고 노즐 팽창과 벽면 냉각의 영향을 동시에 고려한 평균 상태량들을 손쉽게 구할 수 있다.

3. 결과 및 고찰

해석 대상은 75톤급 연소기의 1/2.5 스케일 축소형 시제품으로 설계/제작된 재생냉각 연소기이며 분사면 근방과 실린더부 끝단에서 장착된

막냉각벨트에 다수의 홀이 뚫려 있어 재생냉각 채널을 통과하는 케로신 유량의 일부가 연소실 벽면으로 선회 분사된다. Fig. 2에서 보듯이 2중의 막냉각 벨트를 통해 분사된 연료가 연소실 벽면을 따라 저온 혼합층을 형성하고 있다.

Fig. 3은 막냉각 모델이 재생냉각 벽면을 따른 열유속 분포의 예측에 미치는 영향을 비교한 결과이다. 막냉각이 분사된 직후에서 열유속이 크게 감소하고 점차 하류로 가면서 연소가스와의 혼합을 통해 열차폐 효과가 줄어드는 것을 알 수 있다. 또한 전체 연료유량의 12%를 막냉각으로 사용하는 경우 노즐 목을 지나 초음속 노즐 부까지 영향이 나타나고 있다. 열유속에 대한 직

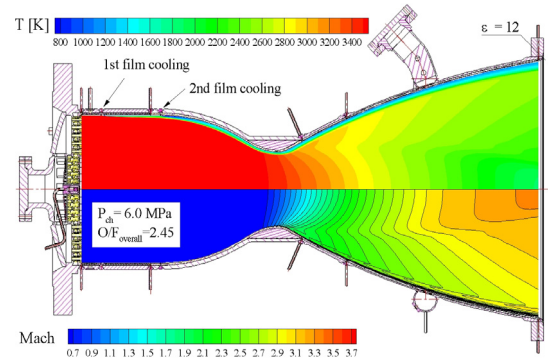


Fig. 2 Prediction of Temperature and Mach number within regeneratively cooled combustor

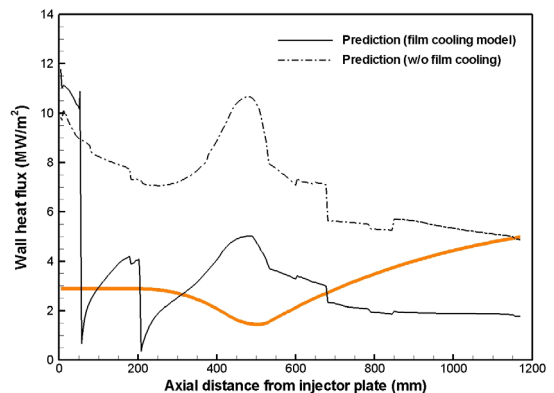


Fig. 3 Heat flux distribution along the regeneratively cooled chamber at design condition

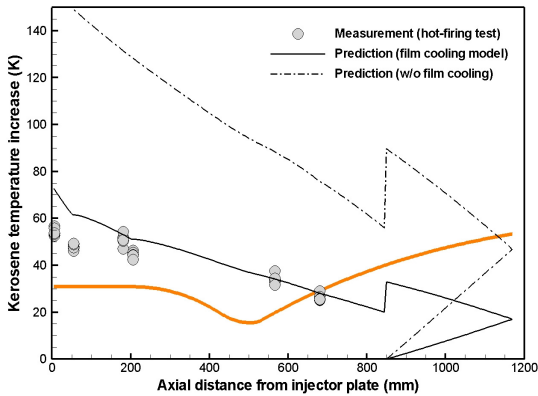


Fig. 4 Coolant temperature along the regeneratively cooled chamber at design condition

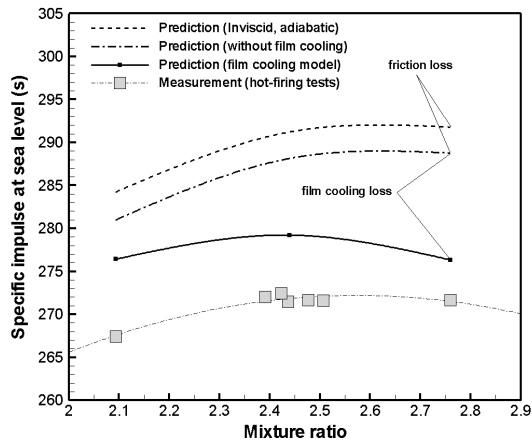


Fig. 5 Comparison of specific impulse at sea level for design pressure conditions.

접적인 연소시험결과는 없으나, Fig. 4에서 재생냉각 채널의 축 방향 위치별로 측정한 케로신의 온도 결과와 비교해 보면, 분사면에서 2차 막냉각 직전까지의 온도 상승을 다소 과대예측하는 것을 제외하고 막냉각 모델의 예측 결과가 연소시험결과와 정량적으로 일치하였다.

해석 모델에 따른 비추력 성능의 예측결과를 Fig. 5에서 비교하였다. 먼저 난류경계층을 고려한 경우에는 노즐 추력계수(C_F)에서 마찰손실이 포함되므로, 비점성 해석결과에 비해 약 3초 정도의 비추력 손실이 발생하는 것으로 예측되었

다. 추진제 유량 조건이 동일할 때, 막냉각은 균일한 혼합 분포를 가정한 해석결과에 비해 연소 효율(c^*)의 손실을 야기하므로 전체 비추력 성능도 감소하게 된다. 막냉각과 난류 경계층을 고려한 해석모델은 연소시험을 통해 얻은 비추력 성능 결과를 상대적으로 잘 예측하는 것으로 나타났다.

4. 결론

초임계 압력하에서 분사되는 케로신 막냉각이 재생냉각 연소기의 성능과 냉각 특성에 미치는 영향을 정량적으로 예측하기 위해 막냉각 해석모델을 개발하였으며, 실제 연소기에 적용하여 연소시험결과와 비교하였다. 냉각설계안에 따른 성능, 냉각, 압력 손실, 그리고 무게 등을 종합적으로 비교/분석할 수 있는 통합해석도구로서의 활용성을 확인하였으며, 지속적인 해석모델의 개발/보완을 통해 신뢰도를 높여나갈 예정이다.

참고 문헌

1. 최환석, 한영민, 유철성, 김성구, "한국형발사체 액체로켓엔진 연소기 설계의 해석적 고찰," 한국추진공학회지, 제14권, 제4호, pp. 71-80, 2010.
2. Oefelein, J. C. and Yang, V. (eds.), "Supercritical Fluid Transport and Combustion," Combustion Science and Technology, Vol. 178 (special issue), 2006
3. Kim, S.-K., Choi, H.-S. and Kim, Y., "Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/LOx rocket combustion," in press, Combustion and Flame, 2011.
4. 김성구, 한상훈, 조미옥, 최환석, "액체로켓 연소기의 케로신/액체산소 고압 연소 해석기술 개발," 2011년도 한국항공우주학회 추계학술대회, 2011.
5. 김성구, 최환석, "케로신/액체산소의 고압 연소해석을 위한 열역학/전달 물성치 해석 패키지

- 지 개발," 제36회 한국추진공학회 춘계 학술대회, 2011.
6. 김성구, 최환석, "액체로켓 추력실 설계 및 성능 분석을 위한 통합해석기법 개발," 제33회 한국추진공학회 추계 학술대회, 2009.
7. Dagaut, P. and Cathonnet, M., "The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling," Progress in Energy and Combustion Science, Vol. 32, 2006, pp. 48-92.