

초임계 압력상태의 기체메탄/액체산소 연소과정 해석

김태훈* · 김용모*[†] 김성구**

Modeling for gaseous methane/liquid oxygen combustion processes at supercritical pressure

Taehoon Kim* · Yongmo Kim*[†] · Seong-Ku Kim**

ABSTRACT

This study has been mainly motivated to numerically model the supercritical mixing and combustion processes encountered in the liquid propellant rocket engines. In the present approach, turbulence is represented by the extended $k-\epsilon$ turbulence model. To account for the real fluid effects, the propellant mixture properties are calculated by using SRK (Souve-Redlich-Kwong) equation of state. In order to realistically represent the turbulence - chemistry interaction in the turbulent nonpremixed flames, the flamelet approach based on the real fluid flamelet library has been adopted. Based on numerical results, the detailed discussions are made for the real fluid effects and the precise structure of gaseous methane/liquid oxygen coaxial jet flame.

초 록

본 연구에서는 액체로켓 분사기에서 임계압력 이상의 추진제의 혼합과 연소과정을 수치적으로 모사하여 분석하고자 하였다. 이 과정에서 확장된 $k-\epsilon$ 난류 모델을 이용하여 난류 속도장을 예측하였고 고압에서의 실제 유체 효과를 고려하기 위하여 혼합 추진제의 물성치는 SRK 상태 방정식을 이용하여 계산하였다. 또한 난류 확산 화염에서의 좀 더 정확한 난류와 화학반응의 상호작용을 고려하기 위하여 실제 유체 효과를 고려할 수 있는 층류 화염편 모델을 이용하였다. 수치적인 계산을 바탕으로 이상기체 가정을 사용한 결과와 비교하여 실제 유체의 효과와 기체메탄/액체산소 동축 전단 분사기의 제트 화염 구조를 상세하게 살펴보았다.

Key Words: Supercritical pressure (초임계 압력), Flamelet model (화염편모델), Real fluid effects (실제유체 효과), Liquid rocket injector (액체로켓 분사기)

1. 서 론

* 한양대학교 기계공학과

** 한국항공우주연구원 연소기팀

[†] 교신저자, E-mail: ymkim@hanyang.ac.kr

로켓엔진은 연소실 압력이 높아짐에 따라 연소실의 크기가 줄어들어 노즐비율이 증가하는 등 엔진 성능을 향상시킬 수 있다[1]. 이런 이유로 대부분의 로켓엔진은 연료와 산화제인 산소의 임

계압력보다 높은 초임계 압력에서 작동한다. 이런 초임계 영역에서는 기존의 아임계의 영역과는 다른 유체의 특성을 보여주는데, 열역학적 물성치와 수송 물성치들이 기체와 액체의 특성을 동시에 가지게 된다. 특히 압력은 임계압력 이상이고 온도는 임계온도 이하인 초월임계 영역에서는 유체의 표면장력이 거의 무시되고 용해도가 기체와 비슷해지면서 밀도와 열전도도는 액체와 비슷한 값을 가지는 특성을 보여준다. 따라서 이러한 초임계 영역에서의 비예혼합 연소는 추진체의 미립화, 액적분열, 기화되는 일련의 아임계 연소특성이 사라지고 난류 확산과 높은 밀도 구배, 이상기체로부터 벗어난 열역학적 및 수송 물성치들에 의하여 지배된다. 따라서 이러한 특성을 보이는 초임계 비예혼합 연소는 이전의 실험적인 연구 성과를 바탕으로 다상이 아닌 밀도가 높은 기체의 단상으로 다루어질 수 있다고 거론되어 왔다.

본 연구에서는 초임계 상태의 극저온 추진체의 난류 연소특성을 기존의 화염편 모델에 실제 유체의 특성을 고려한 모델과 이전의 이상기체 기반의 난류 연소 모델과의 비교를 통하여 살펴 보았다.

2. 수치 및 물리 모델

본 연구에서는 로켓엔진 내 고압의 초임계 연소를 모사하기 위하여 기존의 화염편 모델을 통하여 검증된 난류 연소모델에 초임계 유체의 물성치를 SRK 상태방정식[2,3]을 적용하여 개선하였다. 이상기체방정식으로 표현되는 정압 비열을 비롯한 일부 열역학적 상태량들이 압력에는 상관없이 온도에 따른 변화만을 보여주는 반면에, SRK 방정식은 온도와 압력의 영향을 반영하면서 임계점 근처에서 나타나는 물성치들의 급격한 변화를 표현할 수 있다. 따라서 SRK 상태 방정식은 이상기체 방정식이 고려하지 못하는 극저온 유체의 열역학적 상태량들을 표현할 수 있다. 내부에너지, 엔탈피, 정압 비열과 같은 열역학적 물성치들은 기본적으로 열역학적 이론을

바탕으로 SRK 상태 방정식을 이용하여 이상기체 상태를 벗어난 정도를 고려하여 초임계 상태의 값을 개선하였다.

고압에서의 수송 물성치의 정확한 예측은 화염장 해석에 기본으로 지금까지 사용되어왔던 액체와 기체를 구분하여 접근하는 방식은 초임계 상태 유체의 연속적인 물성치 변화를 고려하기에는 적합하지 않은 접근법이다. 따라서 여기에서는 화학종 및 혼합물의 점성, 열전도 계수와 같은 수송 물성치의 모델로 Chung, Ely, Hanley 그리고 Takahasi의 모델을 사용하여 초임계 상태인 유체의 수송 물성치를 다루었다.

난류 확산 화염은 1차원의 구조를 가지는 층류 화염편들의 집합체로 볼 수 있는데 이때 난류 유동은 화염편들을 신장시키거나 주름지게 함으로서 화염편 내부에서 분자 단위의 물질 및 열 확산을 지배하고 비평형 화학반응에 영향을 미치게 된다. 이 층류 화염편을 해석하는 방법으로는 대향류 확산화염 해석으로부터 구하거나, Peters에 의하여 제시된 화염편 방정식을 이용하여 해석할 수 있다. 해석결과를 다시 혼합분율 공간으로 사상(mapping)해야 하는 대향류 확산화염과는 달리, 화염편 방정식을 이용하는 해석방법은 훨씬 직접적이고 다양한 형태로 유동해석코드와 결합할 수 있기 때문에 정상상태 연소유동뿐만 아니라 자연발화와 화염전파의 비정상 현상이 중요한 디젤분무연소와 같은 폭넓은 연구 분야에 적용되어 왔다. 이러한 이점을 바탕으로 본 연구에서는 화염편 방정식을 이용하여 국소화염구조를 해석하였고 이때 스칼라소산율은 물질 및 열 확산에 의한 비평형 화학반응을 지배하는 중요한 인자로 사용되었다.

모든 지배방정식의 해는 유한 체적법 기반으로 구하였고 원통 좌표계와 함께 non-staggered 격자를 사용하였다. 난류 모델로는 extended $k-\epsilon$ 을 이용하여 속도장을 예측하였다. 압력과 속도의 상호 결합은 PISO 알고리즘을 사용하였고[4] 2차 정확도를 가지도록 확산항과 대류항을 차분하였다. 유동 알고리즘의 자세한 설명은 다음의 참고문헌 [4,5]에 설명되어 있다.

3. 결과 및 고찰

아직까지는 액체로켓 연소 조건에서 해석모델 검증에 필요한 측정 데이터가 존재하는 실험은 이루어지고 있지 않다. 따라서 이전의 해석적 연구들과 마찬가지로 본 연구에서는 초임계 영역에서의 연소 물리 및 수치 모델을 검증하기 위하여 G2로 명명된 단일 분사기 연소시험[6]을 해석대상으로 선정하였다. G2는 기체메탄/액체 산소 추진제를 사용하는 동축 전단 분사기 실험으로 중앙에는 85 K의 극저온 액체산소가 44.4 g/s로 분사되고 바깥 쪽 환형 유로를 통해서 288 K의 기체메탄이 143.1 g/s로 분사된다. 이때

연소실의 압력은 56bar로 유지되며 화학반응식은 메탄연소에 검증된 GRI-Mech 3.0 사용하였다 [7].

실제 유체의 영향을 포함한 해석결과는 Fig 1~4에 차례대로 온도, 정압 비열, OH 질량 분율 그리고 속도 벡터의 분포가 아래쪽에 나타나있고 이와 비교하여 Fig 1~4의 위쪽에 기존의 이상기체 모델을 이용한 결과들을 표시하였다. 이상기체를 기반으로 한 화염면 모델과 비교했을 때 본 연구의 실제 유체 화염면 모델은 유동 패턴, 화염 길이, OH 라디칼의 퍼짐 그리고 정압 비열의 분포에서 상당히 다른 화염 구조를 보여주는 것을 알 수 있으며, 이는 실험적으로 나타

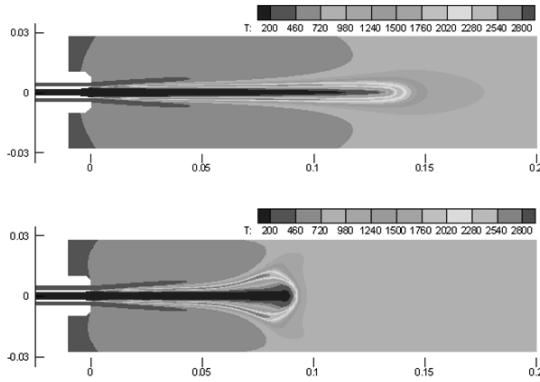


Fig. 1 Temperature distribution for ideal gas model (top) and real fluid model (bottom)

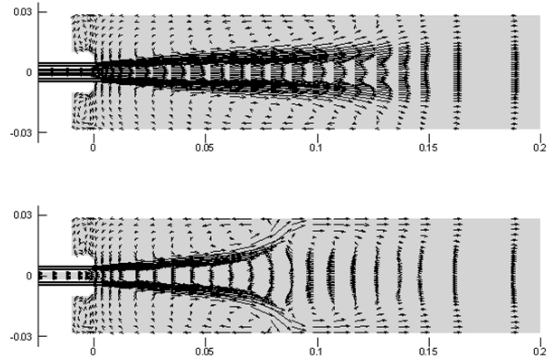


Fig. 3 Velocity vector distribution for ideal gas model (top) and real fluid model (bottom)

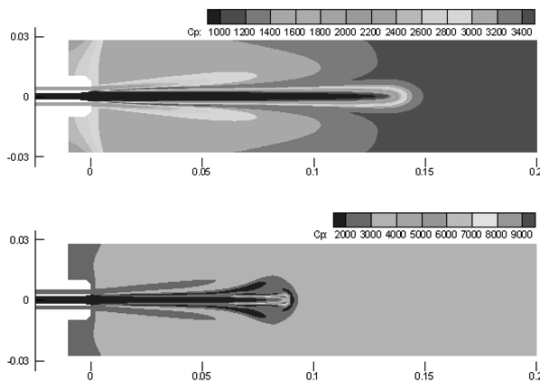


Fig. 2 Constant pressure specific heat for ideal gas model (top) and real fluid model (bottom)

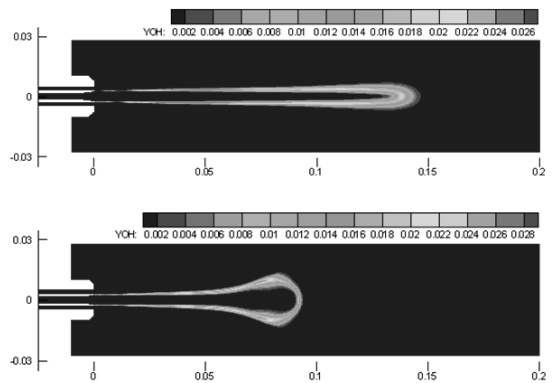


Fig. 4 OH mass fraction distribution for ideal gas model (top) and real fluid model (bottom)

난 OH 라디칼의 분포[6]는 물론 이전의 해석결과들[8]과도 정성적으로 유사하게 나타났다.

Fig. 1에서 나타나는 실제 유체 화염편 모델로 예측된 화염 패턴은 중심부의 극저온 액체산소의 급격한 팽창을 보다 확실하게 확인할 수 있다. Fig. 2의 아래 그림에 나타나듯이 정압비열은 중심부의 극저온 액체산소 주변을 둘러싸면서 아주 좁은 지역에서 큰 값으로 급격하게 변한다. 이 영역에서 주변의 메탄이나 화염으로부터 극저온 액체산소로 전달되는 열에너지는 높은 정압비열 때문에 액체산소 혼합물의 온도를 증가시키는데 사용되지 못하고 그 에너지가 체적비율을 급격하게 증가시키는데 사용된다. 이러한 영향은 노즐로부터 0.05 m 떨어진 근방에서부터 0.1 m 지점까지 보다 더 확연하게 나타난다. 이러한 체적비율의 급격한 증가는 Fig. 3의 나타난 속도 벡터장에 확인할 수 있듯이 연소실 벽면에 의해서 나타나는 재순환유동과는 다른 실제유체의 효과에 의해서 나타나는 재순환유동이 나타남을 확인할 수 있다. 이러한 재순환유동으로 아임계 제트화염장과는 판이하게 다른 초임계 액체 추진제 화염장의 spreading과 화염길이 를 가지게 된다. 반면에 이상기체 화염편 모델은 이러한 실제 유체 효과를 전혀 나타내지 못하고 일반적인 제트 화염 구조를 보여주면서 화염길이를 과대 예측하는 경향을 보이고 있으며 Fig. 4의 OH 라디칼 질량 분율에서 보다 확실하게 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 실제 유체 효과가 고려된 화염편 모델을 이용하여 초임계 영역에서의 기체메탄/액체산소 동축 전단 단일 분사기의 난류 확산 화염을 해석하였다. 수치해석 결과를 통하여 이상기체 화염편 모델은 다르게 고압의 액체로켓 엔진에 적용 가능성을 확인하였다. 그러나 이러한 실제유체 화염편 모델의 예측능력에 대한 체계적인 검증을 위해서는 다양한 조건에서 실험적 연구가 함께 수행되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업 (NSL, National Space Lab) 으로부터 지원받아 수행되었습니다 (No.20100028976).

참 고 문 헌

1. Sutton G. P., "History of liquid propellant rocket engines", American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
2. Soave G., Chemical Engineering Science, Vol. 37, 1972, pp. 1197~1203.
3. Graboski M. S. and Daubert T. E., Ind. Engineering Chemical Process Vol. 17, 1978, pp. 443~450.
4. Kim G. H., Kang S. M., Kim Y. M., Bilger R. W. and Cleary M. J., "Conditional moment closure and transient flamelet modeling for detailed structure and NO_x formation characteristics of turbulent nonpremixed jet and recirculating flames", Combustion Theory and Modeling, Vol. 11, 2007, pp. 527~552.
5. Kang S. M., "Parallel unstructured-grid finite-volume method for chemically reacting flows at all speeds", Ph.D. thesis, 2002, Hanyang University.
6. Singla G., Scoufflaire P., Rolon C. and Candel S., "Transcritical oxygen/transcritical or supercritical methane combustion", Proceedings of the Combustion Institute Vol. 30, 2005, pp. 2921-2928.
7. http://www.me.berkeley.edu/gri_mech
8. Cutrone L., De Palma P., Pascazio G. and Napolitano M., "A RANS flamelet progress variable method for computing reacting flow of real-gas mixtures", Computer & Fluids, Vol. 39, 2010, pp. 485~498