

선회수와 압력이 초임계상태 케로신 추진제 축소형 다중분사기의 화염구조에 미치는 영향 해석

박상운* · 김태훈 · 김용모**

Effects of Swirl number and Pressure on Flame Structure of Supercritical Kerosene Propellant Subscale Injector

Sangwoon Park*, Taehoon Kim*, Yongmo 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 standard k- ϵ model. To account for the real fluid effects, the propellant mixture properties are calculated by using generalized cubic 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 effects of swirl on flame structure of supercritical kerosene liquid propellant combustion.

Key Words : Supercritical combustion, Flamelet model, Real fluid effect, Generalized cubic equation of state, Kerosene Swirling flame

최근 자동차 및 항공엔진, 로켓과 같은 기관에서는 열효율과 시스템의 조밀화를 위해서 점점 더 작동 압력을 높여서 사용을 하고 있다. 특히 로켓엔진의 경우 연소실 압력이 초임계압까지 올라감에 따라 연소실의 크기가 줄어들고, 노즐비율이 증가하는 등 엔진성능을 향상시킬 수가 있다.[1] 이러한 초임계압력의 영역에서는 기존의 아임계 영역과는 다른 유체의 특성을 보여주는 데, 열역학적 물성치와 수송 물성치들이 기체와 액체의 특성을 동시에 가지게 된다. 특히 압력은 초임계압력 이상이고, 온도는 임계온도 이하인 초월임계 영역에서는 유체의 표면장력이 사라지게 되어 기체처럼 거동하며, 용해도는 기체와 비슷하며 밀도와 열전도도는 액체와 비슷한 값을 가지는 특성을 보여주게 된다. 따라서 이러한 초임계 영역에서의 비예혼합 연소는 추진제의 미립화, 액적분열, 기화되는 일련의 아임계 연소특성이 사라지고 난류 확산과 높은 밀도 구배, 이상기체로부터 벗어난 열역학적 및 수송 물성치들에

의하여 지배된다.

여기에 케로신의 경우에는 일반적인 메탄이나 수소와 달리 동축 전단 분사기는 사용되지 않는다. 대신 동축와류 분사기를 사용하여 케로신이나 산화제에 강한 와류를 만들어 각운동량을 증가시켜 추진제의 혼합을 가속시킨다.

따라서 본 연구에서는 기하학적 및 물리적으로 복잡한 액체 추진제 분사시스템의 연소유동장해석을 위해 실제유체 층류화염편 연소모델을 3차원 병렬 비정렬격자 기반코드를 적용하여 액체 케로신 추진제를 사용하는 고성능 엔진인 RD-170 엔진 분사연소조건인 축소형 다중분사기에 대하여 수치해석을 수행하였다.

본 연구에서는 로켓엔진 내 고압의 초임계 연소를 모사하기 위하여 기존의 화염편 모델을 통하여 검증된 난류 연소모델에 초임계 유체의 물성치를 generalized cubic equation[2]을 적용하여 개선하였다. 내부에너지, 엔탈피, 정압 비열과 같은 열역학적 물성치들은 기본적으로 열역학적 이론을 바탕으로 generalized cubic equation을 사용하여 이상기체 상태를 벗어난 정도를 고려하여 초임계 상태의 값을 개선하였다. 여기에서는 화학종 및 혼합물의 점성, 열전도 계수와 같은 수송 물성치의 모델로 Chung, Ely, Hanley 그리고 Takahasi의 모델을 사용하여 초임계 상태인 유

* 한양대학교 기계공학부

† 연락저자, ymkim@hanyang.ac.kr

TEL : (02)2220-0428 FAX : (02)-2220-0339

체의 수송물성치를 다루었다.

난류 확산 화염은 1차원의 구조를 가지는 층류 화염편들의 집합체로 볼 수 있는데 이 때 난류 유동은 화염편들을 신장시키거나 주름지게 함으로서 화염편 내부에서 분자 단위의 물질 및 열 확산을 지배하고 비평형 화학반응에 영향을 미치게 된다. 국소화염구조로서 층류화염편은 대항류 확산화염해석으로부터 구하거나, Peters 변환에 의하여 유도되는 화염편 방정식을 통해서 해석할 수 있다.[3]

본 실험을 수행함에 있어 압력의 영향을 알아보기 위해서 연소실의 압력을 각각 250bar, 200bar, 150bar의 조건을 사용하였고, 선회유동의 영향을 알아보기 위하여 선회유동을 가진 입구조건과 선회유동을 가지지 않는 입구조건에 대하여 수치해석을 수행하였다.

선회유동이 있을 때와 없을 때의 온도장을 Fig. 1에 나타내었다. 본 연구에서는 단순화된 2차원 선형연구를 통해서 선회수가 3 이상이 되면 그 영향이 크게 나타나지 않는다는 결론을 얻어서 3차원 해석에서는 선회수 3을 가지는 경계조건을 사용하였다. Fig. 1을 통해서 선회유동을 통해서 생성된 재순환 영역들이 연소실 내부의 화염장에 얼마나 큰 영향을 미치는지 확인하게 확인할 수 있다. 이 재순환 영역을 통하여 온도가 높은 영역의 기체들이 다시 분사기 입구로 옮겨오게 되고, 이 재순환 영역 자체도 추진체의 혼합을 촉진시키는 역할을 하고 있기 때문에 화염의 길이가 짧아지게 되거나, 화염이 안정화되는 역할을 하고 있는데 결과 그림에 이러한 현상들이 고스란히 나타나고 있다. 그리고 선회 유동이 있는 경계조건일 때에는 각각의 분사기들간에 재순환 영역들이 상호작용하고 있음을 알 수 있으나, 선회유동이 없는 경우에는 단순한 제트유동을 사용한 것처럼 연소실 내부의 온도분포를 만들고 있다.

다음으로 압력에 대한 영향의 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 본 연구에서는 압력을 낮춰줌에 따라서 산화제의 속도를 고정하고 이에 따라서 추진체의 질량유량이 산화제연료비가 2.9가 나오게끔 연료의 경계조건을 변화시켰다. 그에 따라서 250bar에서 150bar로 압력이 낮아짐에 따라서 변하게 되는 연료의 입구속도는 10% 미만이다. 따라서 연소실 내부에 형성되는 화염구조에는 크게 영향을 미치지 않게 되고 온도의 최고치가 약간 변하거나 중간 생성물인 OH의 질량분율 분포에 영향을 약간 미치는 정도의 결과를 보이고 있다.

이를 통해서 축소형 다중분사기의 경우에는 상대적으로 압력에 대한 영향보다는 선회유동에 의한 영향이 연소실 내부의 화염장에서 크게 작용하고 있다는 것으로 사료될 수 있다.

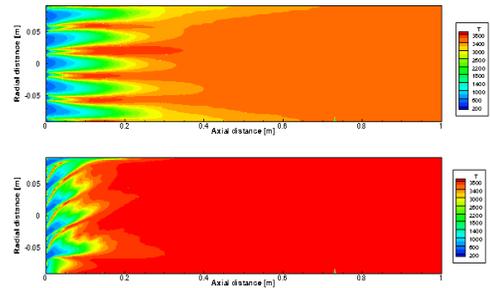


Fig. 1 Contours of temperature field in the non-swirling and swirling($S_v=3.0$) flame field of the subscale RD-170 engine with 19 injectors

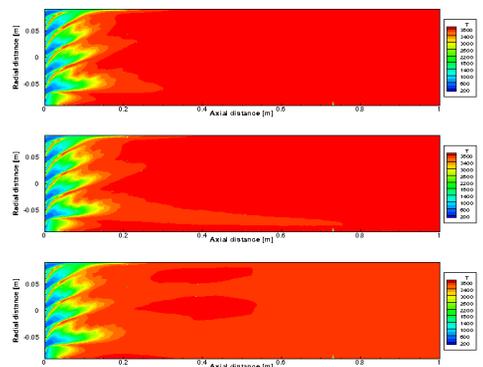


Fig. 2 Effects of chamber pressure on temperature field in the constant oxidizer injection velocity condition 250bar(top), 200bar(middle) and 150bar(bottom)

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업 (NSL, National Space Lab) 으로부터 지원받아 수행 되었습니다 (NRF-2009-0091793).

참고 문헌

- [1] Sutton G. P., "History of liquid propellant rocket engines", American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [2] Seong-Ku Kim, Hwan-Seok Choi, Yongmo Kim, "Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/LOx rocket combustion", Combustion and Flame, Vol. 159, 2012, pp.1351-1365
- [3] Peters, N. (2000) Turbulent Combustion,, Cambridge University press