

액체로켓 동축인젝터(CH₄/LO_x)의 고압 연소실 내 연소 유동장에 대한 수치적 연구

김정은* · 정인석*

Numerical Study of CH₄/LO_x Combustion of Shear-coaxial Injector in High Pressure Combustion Chamber of Liquid Rocket

Jung Eun Kim*, In-Seuck Jeung**

ABSTRACT

High pressure combustion with multiphase--liquid, gas, and supercritical phase--mixtures are widely used technology in the high efficiency liquid propellant rocket engine. This is the typical characteristics differentiate from the combustor of conventional air-breathing engines. Therefore, successful research of high pressure combustion at supercritical condition is essential to develop a high efficiency liquid rocket engine. Numerical studies have been carried out to explore capabilities of numerical method for LO_x-CH₄ non-premixed flames at high pressure. In this paper, corresponding numerical results are presented and compared with experimental result of MASCOTTE facility.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LO_x/CH₄, High Pressure(고압), Combustion(연소)

액체로켓엔진의 성능을 높이기 위해서는 보다 높은 압력 조건의 연소실에서 추진제의 연소가 이루어져야 한다. 고압조건의 연소실에서는 추진제가 액체나 기체 상태가 아닌 초임계상태로 존재하게 되며, 초임계상태의 물질은 액체의 밀도 특성과 기체의 확산특성의 독특한 열역학적 성질을 갖기 때문에 기존의 연소현상과 다른 특징을 나타낸다. 최근 이러한 고압조건에서의 초임계(Super Critical, Transcritical)연소 연구를 위해 실험적, 수치적 연구가 활발히 진행되고 있다.

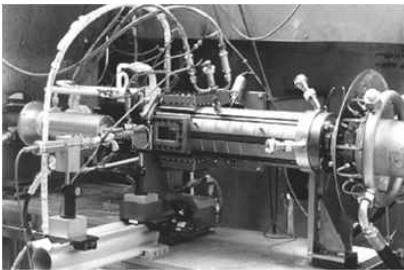


Fig. 1 MASCOTTE Test Bench

대표적인 고압연소 실험장치인 MASCOTTE(France, Onera) 실험장치(Fig.1)는 g.1)는 극저온 추진제의 연소특성 연구를 위해 1991년에 설계되었다. G.Singla(2005)는 MASCOTTE(v.04)에서 고압 초임계 상태에서의 CH₄/LO_x 연소특성 실험연구를 수행하였으며, 현재 많은 수치해석 연구의 비교 및 검증 데이터로 사용이 되고 있다. T.Schmitt(2011)와 L.Cutrone(2010)은 초임계연소 수치해석을 위해 개발한 코드 검증을 위해 위 실험결과를 사용하였으며, Maria Grazia De Giorgi(2014) 또한 초임계연소를 위한 수치모델 비교연구에서 G.Singla의 실험결과를 비교 데이터로 사용하여 수치모델의 타당성을 나타내었다[2~4]. 본 논문에서는 G.Singla(2005)의 G2 실험조건과 L.Cutrone(2010)의 수치적 방법을 모사하여 수치적 연구를 수행하였다.

모델링 형상 및 해석 조건은 G.Singla(2005)가 수행한 CH₄-LO_x 초임계연소 G2조건을 기준으로 하여 설정되었다.[5] 구체적인 연소조건은 Table. 1과 같다. 연소실의 압력은 5.6MPa로 액체상태의 산화제와 초임계상태의 메탄이 주입된 후, 초임계상태에서 연소가 이뤄진다. 인젝터는 동축 인젝터로 Fig.2와 같이 안쪽에서 액체상태의 산소가 주입되고 바깥쪽에서 초임계상태의 메

* 서울대학교 기계항공공학부

† 연락저자, enjis@snu.ac.kr

TEL : (02)880-1905 FAX : (02)-880-1718

탄이 주입된다. 실험에 사용된 인젝터를 기준으로 전체적인 수치를 결정하였다. 산소가 주입되는 내부 인젝터의 안쪽 반지름은 1.801mm, 바깥 반지름은 2.177mm, 메탄이 주입되는 외부 인젝터의 안쪽 반지름은 4.6226mm, 바깥 반지름은 7.0239mm이다. MASCOTTE V.04 연소실을 모사하여 인젝터의 길이는 50mm, 연소실 길이는 320mm, 연소실의 반지름은 28.21mm이다.[5]

Table 1 Condition for Test Case

	\dot{m} (kg/s)	T (k)	P (Mpa)	ρ (kg/m ³)	U (m/s)
LO2	0.0444	85	5.60	1177.8	3.70
CH4	0.1431	288	5.60	43.344	63.2

Fig. 2 Computational Domain near Injector

계산 격자는 총 156,000개의 축대칭(Axi-symmetric) 형상을 사용하였다. 반경 방향의 최소 격자 길이는 5 μ m로 인젝터 벽 부근 첫 번째 격자에 해당된다. 인젝터의 출구부근에 격자를 밀집시켜 주었으며, 축 방향의 최소격자 길이는 20 μ m이다. 인젝터 부근의 형상 및 격자구성은 Fig.3과 같다.

Assumed β -function PDF(Probability Density Function) 연소모델, pure Eulerian single phase 방법, Soave-Redlick-Kwong(SRK) EoS, Shear-Stress Transport(SST) 난류모델을 사용하여 위 형상 및 조건에 대한 해석을 수행한 결과 얻어진 온도, 물분률 분포는 Fig.3, Fig.4와 같다.

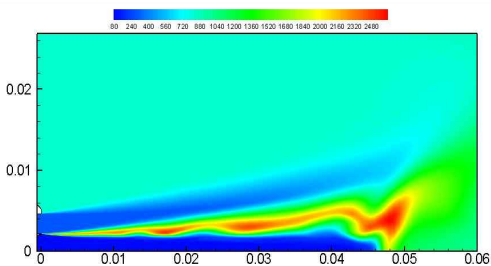


Fig. 3 G2 case: Temperature Contour

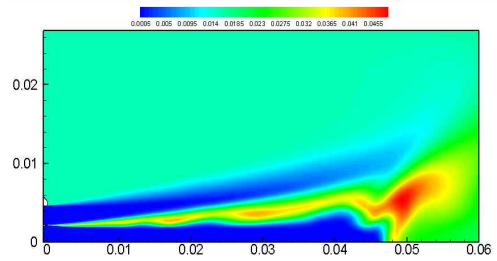


Fig. 4 G2 case: OH mass fraction Contour

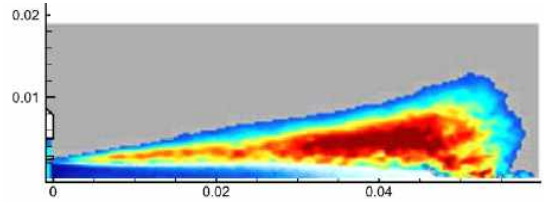


Fig. 5 Measured Abel Transformation of the OH emission, G.Singla(2005) [5]

G.Singla(2005)가 수행한 G2 조건에서의 실험 결과는 Fig.5와 같다. 본 연구의 결과와 비교를 해보면 전반적인 화염의 길이는 0.05~0.06 사이로 비슷하게 나타났으며, Radial 방향으로 퍼진 정도 또한 0.01정도로 실험결과와 비슷한 경향을 보였다.

하지만 Fig.4와 Fig.5를 비교해보면 본 연구에서 수행한 수치해석의 경우 G.Singla(2005)의 실험결과에 비하여 최대OH 분포 위치가 뒤쪽에 위치하는 것을 알 수 있다. OH는 연소반응을 통해 생성되며, 따라서 높은 OH분포를 갖는 부분에서 활발하게 반응이 일어나고 있다고 볼 수 있다. 즉, 본 연구의 경우 실제 연소반응에 비하여 연소실 앞부분에서 충분한 반응이 이뤄지지 못한다는 것을 알 수 있다. 이는 Pure Eulerian Single Phase 수치적 방법을 사용하였기 때문에 나타난 한계로 보인다. Pure Eulerian Single Phase 방법은 추진제의 혼합 및 반응을 활발하게 하는 액체의 미립화와 같은 실제현상을 모사하지 못한다. 따라서 기체의 확산 및 유동만을 통해 혼합이 이루어지게 되는 본 수치적 방법은 실제현상보다 뒤쪽에서 충분히 반응이 이뤄진다고 판단된다.

후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

이 논문은 국토교통부의 「 날다 프로젝트 」
로 지원 되었습니다

참고 문헌

- [1] Habiballah* M, Orain M, Grisch F, Vingert L, Gicquel P, "Experimental Studies of High-Pressure Cryogenic Flames on the Mascotte Facility," *Combustion Science and Technology*, V. 178, No. 1-3. 2006, pp. 101-28.
- [2] Schmitt T, Méry Y, Boileau M, Candel S, "Large-Eddy Simulation of oxygen/methane flames under transcritical conditions," *Proceedings of the Combustion Institute*, V. 33, No. 1. 2011, pp. 1383-90.
- [3] Cutrone L, De Palma P, Pascazio G, Napolitano M, "A RANS flamelet - progress-variable method for computing reacting flows of real-gas mixtures," *Computers & Fluids*, V. 39, No. 3. 2010, pp. 485-98.
- [4] De Giorgi M, Sciolti A, Ficarella A, "Application and Comparison of Different Combustion Models of High Pressure LOX/CH4 Jet Flames," *Energies*, V. 7, No. 1. 2014, pp. 477-97.
- [5] Singla G, Scouflaire P, Rolon C, Candel S, "Transcritical oxygen/transcritical or supercritical methane combustion," *Proceedings of the Combustion Institute*, V. 30, No. 2. 2005, pp. 2921-8.