

다중 분사기가 장착된 초임계 연소기 난류연소해석

전태준* · 박태선*†

Numerical analysis of turbulent combustion in Supercritical combustor with multi-injector

Tae Jun Jeon* · Tae Seon Park*†

ABSTRACT

the liquid oxygen transitions to a supercritical state, causing rapid changes in properties and pseudo boiling in supercritical combustion. the combustion reaction operating in a supercritical state depends on the turbulence diffusion caused by difference of density, therefore, a study of the diffusion flow and pseudo boiling is required. Many researchers have studied these phenomena in the supercritical combustion, but A case study by various variables is inadequate.

In this study, the flow field and flame structure were investigated numerically by changing the recirculation flow and liquid oxygen core length through oxygen-fuel ratio(O/F), combustor diameter and recess ratio at supercritical pressure condition.

초 록

초임계 조건에서의 연소반응에서는 액체산소가 초임계 상태로 천이되며 스토보일링과 급격한 물성치변화를 발생시킨다. 이때 초임계 상태에서 작동하는 분사기의 연소반응은 급격한 밀도차로 인한 난류확산에 의해 지배되며, 따라서 스토보일링과 함께 발생하는 확산유동에 대한 연구가 필요하다. 많은 연구자들에 의해 초임계 연소해석에서 발생하는 이 현상들에 대한 연구가 진행되었지만 다양한 변수들에 의한 사례연구가 부족한 상태이다. 본 연구에서는 초임계 압력조건에서 산화제-연료비(O/F)와 연소기 직경, 리세스비를 통해 재순환유동 및 액체산소코어 길이에 변화를 주어 이로 인한 유동구조 및 화염구조의 변화를 수치적으로 연구하였다.

Key Words: Pseudo Boiling(스토보일링), Supercritical Combustion(초임계 연소), Recess Ratio(리세스비)

* 경북대학교 기계공학부

† 교신저자, E-mail: tsparkjp@knu.ac.kr

고온 고압의 상태에서 작동하는 로켓엔진의 특성상 연소기연구의 실험적 접근은 많은 어려움을 갖고 있다. 예를 들면 높은 압력에 의한 폭발위험성과 연료의 안전관리의 어려움, 높은 실험시설 유지비용 등의 문제점이 있다. 실험적 연구사례를 보면 S. Candel 등[1]과 G. Singla 등[2]은 초임계 조건에서 작동하는 동축 전단형 분사기의 화염구조를 관찰하였다. F. Richecoeur 등[3]은 분사기가 3개로 구성된 다중분사기에서 압력섭동과 화염구조를 관찰하였다. Johannes Lux and Oskar Haidn[4]은 리세스 유무에 따른 화염구조, 압력손실, 연소실 압력섭동을 관찰하였다. 이처럼 대부분의 실험적 연구의 결과들을 볼 때 실험에서 얻을 수 있는 데이터에는 한계가 있다고 판단된다. 이에 비하여 수치해석을 통한 연구는 안전성 및 비용측면에서 실험적 연구보다 이점이 있으며 결과에서 상세한 정보를 얻을 수 있다는 장점이 있다. 따라서 로켓연소기에 대한 연구는 실험연구만이 아니라 해석연구를 병행하는 것이 필요하다. 하지만 초임계 압력조건에서 작동하는 분사기의 해석은 급격한 물성치의 변화로 해석의 안정성을 찾는 데 많은 어려움이 있었다.

Joseph C. Oefelein and Vigor Yang[5]에 의해 초임계 조건에서 작동하는 분사기를 수치적으로 해석하는 것이 의미가 있다는 것이 알려진 후, 여러 연구자들에 의해 초임계 상태에서 작동하는 분사기에 대한 해석방법 및 정확성을 높이기 위한 연구가 많이 진행되었다.

Cheng and Farmer[6]는 MASCOTTE에서 진행된 RCM-1,2,3의 실험과 SIMPLE 기반의 실제 유체의 효과가 고려된 수치해석결과를 비교하였다. Tucker 등[7]은 단일 동축 분사기의 RANS, URANS, LES의 난류모델 변화에 따른 난류연소 해석결과를 비교하였다. Poschner and Pfitzner[8]은 RCM-3를 상용코드를 사용하여 2차원 축대칭 영역에서의 실제유체와 이상유체의 혼합과 물성치 해석결과를 비교하였다. Park and Kim[9]은 RCM-3의 2차원 축대칭 해석에서 안정적인 해석을 위한 압력-속도 연결의 알고리즘과 대류항의 차분법의 영향을 확인하였다. 이

러한 연구자들의 노력으로 초임계 압력에서 작동하는 분사기의 해석이 충분한 정확성을 가질 수 있다는 것이 확인되었다.

실제 로켓엔진에 적용되는 분사기의 수는 수백개로 이루어져 있으며, 분사기 사이의 상호작용에 대한 연구가 필요하다. 초임계 조건에서 작동하는 다중분사기에 대한 실험적 연구사례는 다음과 같다. Joseph C. Oefelein and Vigor Yang[10]은 우주발사체 새턴5에 사용되는 실제 스케일의 F-1엔진에서의 배플 형상에 따른 연소 안정성에 대한 연구를 진행하였다. Y. Mery 등[11]은 일렬로 배치된 5개의 메탄과 액체산소 조합의 다중분사기에서 화염구조와 연소안정성을 보여주었다. Stefan Groning 등[12]은 수소-산소의 조합으로 작동되는 42개의 분사기를 가진 BKD연소기에서 연소안정성에 대한 연구를 진행하였다. 주로 실험적 연구는 연소안정성을 확인하는 것이 주된 목적이었으며 다수의 분사기를 사용한 연구가 많이 진행되었다. 반면에 다중분사기에 대한 해석연구는 많은 수의 격자수로 인해 해석에 오랜 시간이 소요되며 이로 인해 소수의 연구그룹들에 의해 진행되어왔다.

Masquelet 등[13]이 ASTRIUM의 19개의 분사기가 장착된 연소기에 대한 비정상해석을 제시하였지만 2차원 축대칭으로 형상을 변환하여 해석되었다. A. Urbano 등[14]이 42개의 분사기를 가진 BKD연소기의 full 3d LES해석을 통하여 실험결과와 비교하여 타당함을 보여주었다. 하지만 이 결과는 coarse한 격자수를 적용하였음에도 얻어지는데 상당한 시간이 소요되었다. 이처럼 다중분사기에 대한 해석적 연구는 실제 조건에 맞는 해석을 하기위한 시간적 비용이 급격히 커짐으로 인해 진행이 다소 미흡한 상태이다.

리세스는 동축형 분사기의 주된 geometric factor으로서 많은 연구가 진행되어왔다. D. Kendrick 등[15]은 동축 전단형 분사기에서 리세스가 존재할 때 화염구조의 변화를 실험적으로 보여주었다. Ahn 등[16]은 케로신을 사용하는 동축 스윙형 분사기의 실험을 통하여 리세스가 증가할 때 연소기 및 노즐 벽면에서의 열유속이 증가하는 것을 실험적으로 제시하였다. Kim 등

[17]은 동축 스윙형 분사기에서 리세스가 존재할 때 혼합성능과 연소안정성 측면에서 좋은 영향을 주지만, 열에 의한 손상을 고려해야함을 보여주었다. Park 등[18]은 동축 전단형 분사기의 LES 해석을 통해 연소반응이 없는 유동조건에서 리세스가 혼합특성에 주는 영향을 살펴보았다. Zhongtao Kang 등[19]은 Liquid Centered Swirl Coaxial 분사기에서 리세스 길이구간에 따라 서로 다른 유동패턴이 존재한다는 것과 유량변화에 따라 적절한 리세스길이가 적용되어야 한다는 것을 보여주었다.

이처럼 문헌조사에 의하면 리세스는 유동특성에 변화를 주어 혼합성능을 증가시키고 연소효율, 연소안정성 등의 연소특성에 대체적으로 긍정적인 영향을 주는 것으로 알려져있다. 하지만 선행연구들을 보면 단일분사기조건에서의 동일한 연소기형상에 대한 리세스길이 변화의 영향을 연구한 것이 대부분이다. 따라서 서로 다른 연소기 형상에 대한 리세스의 영향에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 다중분사기로 구성된 연소기에서 분사기 간격에 의한 형상변화 조건을 고려하였다. 이때 유동특성 및 연소특성에 주는 리세스 길이의 영향에 대한 연구를 진행하였다.

또한 연료와 산화제의 조합은 분사기설계에서 형상조건을 결정하는 중요한 요소이다. 우주추진제로는 수소와 케로신이 주로 사용되고 있지만, 케로신의 경우 상세화학반응이 확실하게 규명되지 않았고 해석을 위해서는 탄소침착과정을 고려하여야 한다는 어려움이 있다. 반면에 최근 메탄이 새로운 우주추진제로 적합하다고 평가되어 메탄을 사용하는 연소기에 대한 연구가 많이 진행되고있다. 따라서 본 연구에서는 다중분사기 형상조건 변화에 대한 일반적인 특성을 확인하기 위해 수소-산소 조합의 해석을 기본으로 하여 메탄-산소 조합의 분사기해석이 추가적으로 수행되었다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식

3차원 비정상상태의 압축성 난류유동을 해석하기 위한 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \overline{\rho u_i u_j} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho E U_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i} [U_i (P \delta_{ij} - \tau_{ij}) + q_j] \quad (3)$$

난류모델은 *standard k-ε* 모델을 사용하였으며, 초임계 조건에서의 연소에 실제유체 효과를 고려하기 위하여 Soave-Redlich-Kwong(SRK) 상태방정식을 사용하였고, 연소모델로는 수소-산소의 상세화학반응식에 Burke 등[20]이 제안한 20개의 반응 메커니즘과 8개의 화학종들을 사용하였고, 메탄-산소의 상세화학반응식에는 325개의 반응메커니즘과 53개의 화학종이 적용된 GRI-Mech 3.0[21]을 사용하여 화염편 모델을 적용하였다.

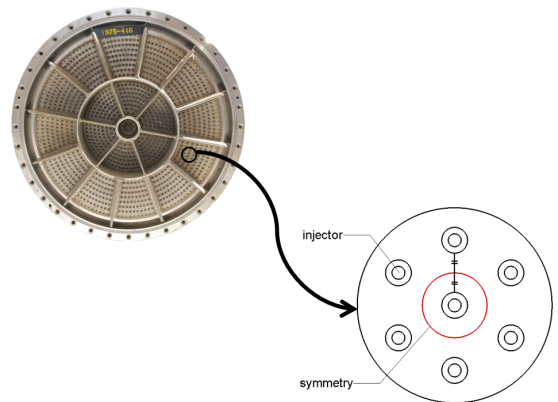


Fig. 1 Computational domain

2.2 계산영역

형상모델은 MASCOTTE에서 실험한 RCM-3 연소기의 분사기형상으로 선정하였고 해석시간의 효율성을 위해 Fig. 1과 같이 다중 분사기 전체 영역이 아닌 1개의 분사기영역을 원형으로

가정하여 이에 해당하는 영역을 확대칭조건으로 해석하였다.

경계조건 및 격자구성을 Fig. 2에 나타내었고, 총 분사기의 유량과 작동조건은 Table 1과 같이 설정하였다.

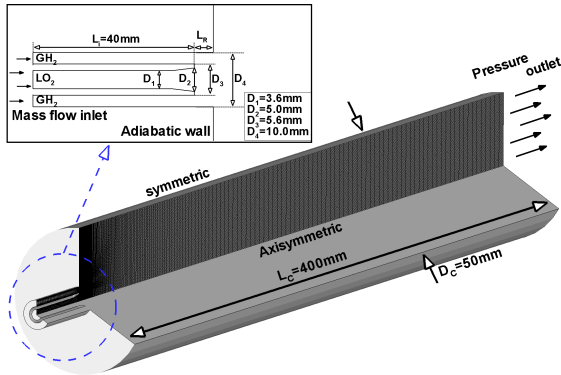


Fig. 2 Computational domain

Table 1. Operating condition

	H_2	O_2
Pressure(MPa)	6	6
Temperature(K)	287	85
Mass flow rate(kg/s)	0.07	0.1
Density at inlet(kg/m ³)	5.51	1177.8

2.3 수치해석방법

격자는 전체 5만개 수준으로 유지하였고, 해석은 상용 코드인 Fluent 6.3[22]을 이용하여 대류항의 차분화에는 2차 정확도의 Second order upwind scheme을 사용하고, 압력-속도 연결에 Coupled 알고리즘을 사용하였다.

수치해석 모델의 타당성을 확인하기 위한 RCM-3의 실험데이터가 부족하기 때문에 Fig. 3에 수치해석결과와 thomas 등[23]이 실험한 가시화된 화염구조를 비교하였다. 그리고 Fig. 4에 초임계 연소해석에서 발생하는 특징인 Pseudo boiling이 일어나는 것을 나타내었다. 결과로 현재 수치해석 모델이 초임계 연소해석에 충분히 타당하다고 판단하였다.

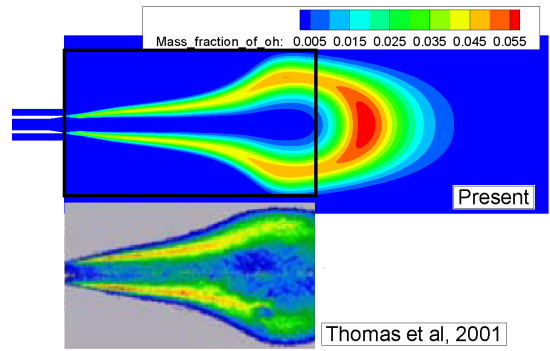


Fig. 3 Comparison of the OH mass fraction

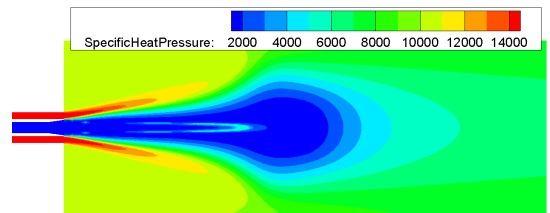


Fig. 4 Distribution of specific heat coefficient

3. 결과 및 토의

3.1 분사기 O/F 비에 따른 화염구조 변화

수소 산소의 연소반응의 이론반응비는 O/F=8 이며 대부분의 연구는 O/F가 8보다 작은 연료 과잉상태로 수행되었다. 따라서 본 연구는 O/F = 0.143 ~ 2.14의 범위로 수행되었다.

RCM-3에 해당되는 압력 및 분사기 조건에서 기체수소와 액체산소의 O/F비의 변화에 따른 화염구조 및 유선을 Fig. 5에 나타내었다. O/F비의 변화는 기체수소의 유량을 고정한 상태에서 액체산소의 유량에 변화를 주었다. 따라서 그림을 보면 O/F가 커질수록 산소코어의 길이가 증가하며 스토브일링에 의한 팽창발생 위치가 후류로 이동하였다.

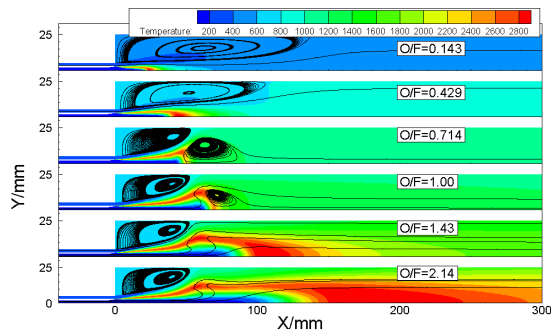


Fig. 5 Temperature distribution and flow field of mixture ratio(O/F= 0.143 ~ 2.14)

O/F=0.429 ~1.43 구간의 유선을 보면 중심축에서 재순환유동이 발생하였다. 중심축에서의 재순환유동은 스토보일링에 의해 발생하며 벽면 재순환유동의 방향과 반대로 발생하였다. 이로 인해 산화제와 연료의 혼합이 영향을 주어 화염구조에 변화를 주었다. 화염구조는 O/F가 0.429보다 작을 때 일반적인 화염구조로 나타났으며 O/F가 1.43보다 클 때 스토보일링에 의해서 측면 고온영역이 발생하였다.

이후 O/F가 커지면 고온영역이 길어지는 결과를 보였다. 산소의 유량이 증가함에 따라 연소반응이 일어나는 수소의 양이 증가한 결과로 보여진다.

3.2 분사기 직경 변화에 따른 화염구조 변화

수소 0.07kg/s 산소 0.1kg/s의 조건에서 분사기의 직경변화에 따른 화염구조 및 유선을 Fig. 6에 나타내었다. 이는 많은 수의 다중분사기 조건에서 분사기의 간격변화와 유사한 결과를 보여줄 수 있을 것이다.

유동구조를 보면 분사기의 직경의 증가는 벽면 재순환유동의 길이를 증가시키는 것을 알 수 있으며 직경 80mm와 90mm사이에서 재순환유동의 길이가 급격히 증가하였다. 직경이 90mm보다 클 경우 스토보일링에 의한 유동이 벽면 재순환유동에 영향을 주지 못하여 재순환유동의 중심이 중앙에 있는 반면 80mm보다 작을 경우 재순환유동의 길이가 스토보일링에 의한 유동에 간섭을 받아 감소하고 재순환유동의 중심이 오른쪽에 치우쳐 나타났다. 직경 50mm~90mm 사이에서 중심축에 추가적인 재순환유동이 발생하였다. 이처럼 벽면에서 발생하는 재

순환유동의 변화가 스토보일링에 의한 유동에 영향을 주어 전체적인 혼합 및 화염구조에 변화를 주었다.

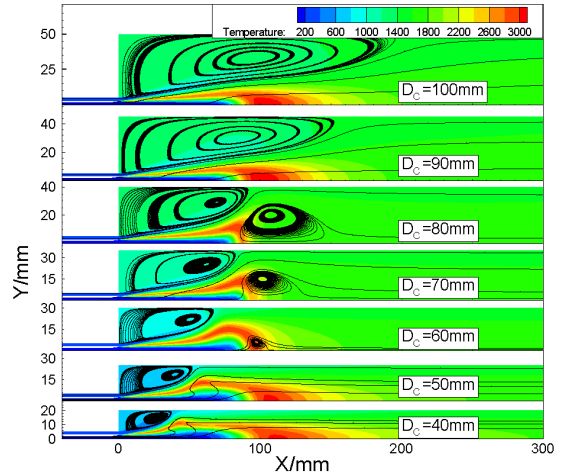


Fig. 6 Temperature distribution and flow field of combustor diameters ($D_C = 40 \sim 100mm$)

3.3 분사기 리세스 길이 변화에 따른 화염구조 변화

리세스는 분사기 출구를 고정된 시점으로 보면 분사기면이 연소실 하류방향으로 들어간 조건과 같다고 생각할 수 있으며 이는 벽면 재순환유동의 길이를 증가시킨다.

위 Fig. 5와 Fig. 6에서 산소코어의 길이와 벽면 재순환유동의 길이의 상호간섭으로 화염구조가 변화하였으므로 또 다른 형상변수인 리세스비($RR = L_R / D_A$)의 도입에 따른 화염구조의 변화를 Fig. 7에 나타내었다.

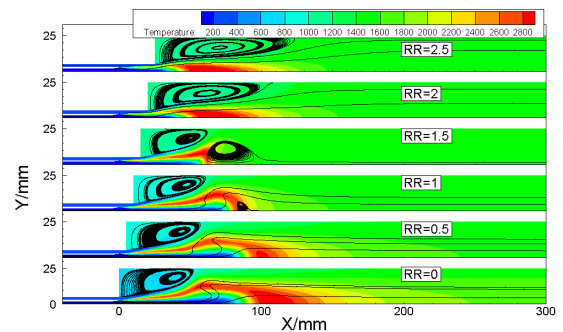


Fig. 7 Temperature distribution and flow field of Recess ratio ($RR = 0 \sim 2.5$)

리세스길이가 증가하면 벽면 재순환유동의 길이가 증가하는 것이 확인되었고 RR=1.5 ~ 2.0 사이에서 벽면 재순환유동의 길이가 급격히 증가하였다. RR이 1보다 작을 때는 측면 고온영역과 중심축 고온영역이 같이 존재하였다. 또한 RR이 2보다 크면 화염구조에 영향을 주지 않을 것으로 보여진다.

3.4 연료, 산화제 조합 변화에 따른 화염구조 변화

위의 결과가 초임계 압력조건에서의 연소반응에 의한 일반적인 결과임을 확인하기 위하여 기체메탄, 액체산소 조합에 대한 연소기 직경변화에 의한 화염구조의 변화를 Fig. 8에 나타내었다. 전체적인 화염구조 및 유선의 형태가 앞서 기체수소, 액체산소의 결과인 Fig. 6와 동일한 결과를 보여주고 있다.

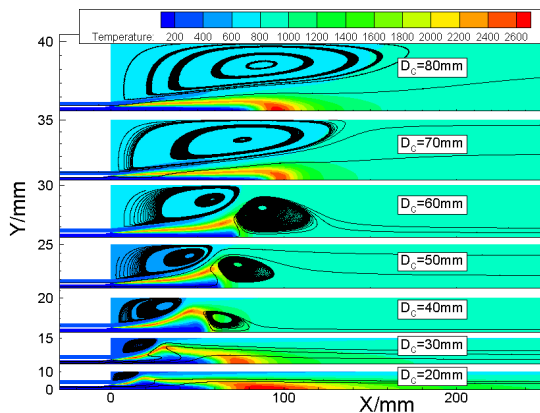


Fig. 8 Temperature distribution and flow field of combustor diameters ($D_c = 20 \sim 80 \text{ mm}$) at methane-oxygen

4. 결론

초임계 압력조건에서 발생하는 연소기 내부의 스토보일링이 유동 및 화염구조의 변화를 주었다.

스토보일링에 의한 유동은 벽면 재순환유동에 의한 간섭으로 중심축에 추가적인 재순환유동을 발생시키고, 벽면 재순환유동의 길이에 영향을 주는 등 유동구조 및 혼합성능에 큰 영향을 주

었다.

연소실 직경의 증가는 벽면 재순환유동길이의 증가에 영향을 주고, 리세스 길이의 증가는 산소 코어의 길이를 감소시켰다. 이를 통해 벽면 재순환유동과 스토보일링 사이의 영향에 대한 차이가 발생하였고 이에 따른 화염구조의 변화를 나타내었다.

이러한 현상이 연료와 산화제의 조합과 무관하게 초임계 연소현상에서 발생한다는 것을 추가적인 메탄, 산소의 조합을 통해 확인하였다.

참 고 문 헌

1. S. Candel, G. Herding, R. Synder, P. Scoufflaire, C. Rolon, L. Vingert, M. Habiballah, F. Grisch, M. Pealat, P. Bouchardey, D. Stepowski, A. Cessou and P. Colin, "Experimental Investigation of Shear Coaxial Cryogenic Jet Flames", Journal of Propulsion and Power Vol.14, No.5, 1998, pp.826-834
2. G. Singla, P. Scoufflaire, C. Rolon and S. Candel, "Transcritical Oxygen/Transcritical or Supercritical Methane Combustion", Proceedings of the Combustion Institute 30, 2005, pp.2921-2928
3. F. Richecoeur, S. Ducruix, P. Scoufflaire and S. Candel, "Experimental Investigation of High-frequency Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engine", Acta Astronautica 62, 2008, pp.18-27
4. J. Lux and O. Haidn, "Effect of Recess in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Coaxial Injection and Combustion", Journal of Propulsion and Power Vol.25, No.1, 2009, pp.24-32
5. J. C. Oefelein and V. Yang, "Modeling High-Pressure Mixing and Combustion Processes in Liquid Rocket Engines", Journal of Propulsion and Power Vol.14,

- No.5, 1998, pp.843-857
6. G. C. Cheng and R. Farmer, "Real Fluid Modeling of Multiphase Flows in Liquid Rocket Combustors", *Journal of Propulsion and Power* Vol.22, No.6, 2006, pp.1373-1381
 7. P. K. Tucker, S. Menon, C. L. Merkle, J. C. Oefelein and V. Yang, "Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008
 8. M. Poschner and M. Pfitzner, "CFD-Simulation of Supercritical LOX/GH2 Combustion Considering Consistent Real Gas Thermodynamics", *Proceedings of The European Combustion Meeting*, 2009
 9. T. S. Park and S. K. Kim, "A Pressure-Based Algorithm for Gaseous Hydrogen/Liquid Oxygen Jet Flame at Supercritical Pressure", *Numerical Heat Transfer: Part A* 67, 2015, p.547-570
 10. J. C. Oefelein and V. Yang, "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines", *Journal of Propulsion and Power* Vol.9, No.5, 1993, pp.657-676
 11. Y. Mery, L. Hakim, P. Scoufflaire, L. Vingert, S. Ducruix and S. Candel, "Experimental Investigation of Cryogenic Flame Dynamics under Transverse Acoustic Modulations", *C. R. Mecanique* 341, 2013, pp.100-109
 12. S. Groning, J. S. Hardi, D. Suslov and M. Oswald, "Injector-Driven Combustion Instabilities in a Hydrogen/Oxygen Rocket Combustor", *Journal of Propulsion and Power* Vol.32, No.3, 2016, pp.560-573
 13. M. Masquelet, S. Menon, Y. Jin and R. Friedrich, "Simulation of Unsteady Combustion in a LOX-GH2 Fueled Rocket Engine", *Aerospace Science and Technology* 13, 2009, p.466-474
 14. A. Urbano, L. Selle, G. Staffelbach, B. Cuenot, T. Schmitt, S. Ducruix and S. Candel, "Exploration of Combustion Instability Triggering Using Large Eddy Simulation of a Multiple Injector Liquid Rocker Engine", *Combustion and Flame* 169, 2016, pp.129-140
 15. D. Kendrick, G. Herding, P. Scoufflaire, C. Rolon and S. Candel, "Effects of a Recess on Cryogenic Flame Stabilization", *Combustion and Flame* 118, 1999, pp.327-339
 16. K. Ahn, J.-G. Kim and H.-S. Choi, "Effects of Injector Recess on Heat Flux in a Combustion Chamber with Cooling Channels", *Aerospace Science and Technology* 37, 2014, pp.110-116
 17. Y. J. Kim, C. H. Sohn, M. Hong and S. Y. Lee, "An Analysis of Fuel-Oxidizer Mixing and Combustion induced by Swirl Coaxial Jet Injector with a Model of Gas-Gas Injection" *Aerospace Science and Technology* 37, 2014, pp.37-47
 18. T. S. Park and Y. M. Chung, "Turbulent Flow and Scalar Mixing of a Coaxial Injector Having Two Fluid Jets", *Numerical Heat Transfer, Part A* 60, 2011, pp.197-211
 19. Z. Kang, Q. Li, P. Cheng, X. Zhang and Z. Wang, "Effects of Recess on the Self-Pulsation Characteristics of Liquid-Centered Swirl Coaxial Injectors", *Journal of Propulsion and Power* Vol.32, No.5, 2016, pp.1124-1132
 20. M. P. Burke, M. Chaos, Y. Ju, F. L. Dryer and S. J. Klippenstein, "Comprehensive H2/O2 Kinetic Model for High-Pressure Combustion", *International Journal of Chemical Kinetics* V.44, I.7, 2012, pp.444-474
 21. G. P. Smith, D. M. Golden, M. Frenklach,

N. W. Moriarty, B. Eiteneer, M. Goldenberg, C. T. Bowman, R. K. Hanson, S. Song, W. C. Gardiner, Jr., V. V. Lissianski, and Z. Qin, "GRI-Mech 3.0", http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/.

22. ANSYS Fluent 6.3

23. J. L. Thomas and S. Zurbach, "Test Case RCM-3: Supercritical Spray Combustion at 60bar at Mascotte", Proceedings of the 2nd International Workshop on Rocket Combustion Modeling, 2001