

H class급 가스터빈의 단일 노즐 성능에 대한 CONVERGE CFD 기반 수치 해석적 연구

김종현* · 박정수†

Numerical study on single nozzle performances for H class gas turbine based on CONVERGE CFD

Jonghyun Kim* and Jungsoo Park†

Abstract In this study, we investigate the non-reacting and reacting performance of single nozzle for post H class gas turbine by using commercial CFD tool, CONVERGE, based on adaptive mesh refinement. By varying swirl number and mixing length of base nozzle design. Through the numerical analysis, basic phenomena can be well described with respect to fuel concentration for non-reacting flow, temperature distribution, velocity vector and combustion outlet temperature distribution for reacting flow. However, there are rooms for improvements in model accuracy by comparing test results. Comparison between numerical analysis are planning for further study.

Key Words : Gas turbine(가스터빈), Adaptive mesh refinement(자동 격자 세분화), Computational fluidic dynamics(전산 유체 역학), Turbine inlet temperature(터빈 입구온도), Single nozzle(단일노즐)

1. 서론

전기차 시장의 도래 등으로 인한 국내 전력량의 수요 증가가 예상되는 가운데, 전력 수요 만족을 위한 노력이 활발하다. 특히, 환경 이슈와 성능, 효율의 동시 만족이라는 난제를 중심으로, 기존 화력 발전 기술의 청정화와 신재생 에너지 원 기반의 신에너지 시스템 기술 개발에 집중이 되고 있다.^[1,2]

최근, 국내 전력 산업의 탈원전, 탈석탄의 추세로 인해 기존 화력 발전 시스템의 대체 기술이 요구되는 상황에서, 고효율 대형 가스터빈 기술 개발을 위한 각고의 노력 끝에 실증을 앞두고 있다. 이러한 가스터빈 기술의 국산화는 효율적인 개념 설계가 필수 불가결한 설계 과정이며, 시스템 규모와 운전 특성 상, 장기간 할애되는 설계 과정이다. 따라서, 효과적인 가스터빈 국산화를 위한 독자 기술(압축기, 연소기 및 노즐, 터빈) 확보가 중요하다.

연소기의 관점에서, 독자 노즐의 확보 및 빠르고 정확한 연소 해석 역시 중요한 설계 단축 요소이다. 현재, H class 이상급 달성을 위한 독자 노즐 확보를 위해 기존의 강선회가 아닌 저

† Department of Mechanical Engineering,
Chosun University
E-mail: j.park@chosun.ac.kr

* Department of Mechanical Engineering,
Chosun University

선회 노즐을 통한 부상 화염 달성 혹은 신연소 기술을 기반으로 성능과 환경을 동시에 만족하려는 노력이 진행되고 있다. 이를 통한 독자 노즐 확보는 결국, 가스터빈 기술 내재화의 견인차 역할을 할 것으로 판단된다.

연소 해석의 관점에서, 연소기 Sizing부터 Multi can 조건에서의 연소 불안정성 해결까지, 공력 설계, 1D 해석, CFD 해석 등 다양한 수치적 접근이 통합적으로 활용되어 왔으며, 특히, 연소기 성능에 지배적인 영향을 미치는 연소 해석을 위해 다양한 CFD 해석 기법 즉, RANS, uRANS, LES, DNS 등의 해석 기법들이 적용되어 왔다. [3] 하지만 CFD 해석의 특성상, 격자의존도가 격자 생성에 소요되는 시간이 상당하다. 최근, 이러한 문제를 해결하기 위해, Mesh free CFD로의 패러다임으로 전환되고 있으며, Mesh free 기반의 해석 정확도에 대한 연구 결과들이 다양하게 소개되고 있다.^[4]

본 연구는 Mesh free기반의 CONVERGE™ 프로그램을 이용하여 H class 이상급 대상 단일 노즐의 비반응 및 반응 유동 해석을 수행한 결과에 대한 것이다. 해석을 위해 간략한 설계 수식을 활용하여, H class 가스터빈용 연료 노즐의 초도 컨셉 결정을 통해, 단일 연료 노즐 해석을 수행하였다. 변수로는 Swirler angle, Mixing length를 선정하였고, 총 세개의 Case에 대해 해석을 진행하였다. 이를 바탕으로 비반응 유동 및 반응 유동에 대한 기초 해석 결과를 분석하였다.

2. 해석 방법

본 연구에 사용된 CFD 상용 프로그램은 CONVERGE이다. CONVERGE는 자동 격자 세분화 기술(Adaptive mesh refinement)을 지향하며, 본래 용도는 내연기관과 같은 이동식 격자의 해석을 원활하기 위해 개발된 프로그램이다. 최근 가스터빈 연소기 연구 개발 활성화와 함께, 연소 해석 프로그램을 활용도가 증가하고 있으며, 본 연구에서는 CONVERGE CFD의 가스터빈 연소 해석 활용 가능성을 도출함과 동시에, H class 가스터빈 연소기의 단일 노즐 기초 성능을 파악

하고자 하였다. CONVERGE CFD의 지배 방정식 및 해석 조건 등은 아래 절에 나타내었다.

2.1 Governing equations

CONVERGE™에 적용되는 물리적 모델은 크게 유동, 연소, 열전달, 화학종 계산이 있다.

2.1.1 Navier-Stokes Equations

유체해석은 일반적인 고체해석과는 달리 정해져 있는 형태가 없으므로 흔히 사용하는 고정 좌표계에서 불가능 하다. 따라서 뉴턴의 $F=ma$ 를 점성을 가진 유체 해석 방식을 재정리한 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다.

$$\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} = 0$$

2.1.2 k-epsilon turbulence model

난류 유동 조건에 대한 평균 유동 특성을 시뮬레이션 하기 위하여 k-epsilon 난류 모델을 사용하였다. k-epsilon 난류모델의 기본 가정은 난류 점도가 isotropic일 때 사용한다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

2.1.3 Taylor series for AMR

Subgrid 격자의 scalar값을 추정하고 CONVERGE 사용자가 지정한 subgrid의 scalar 임계값을 초과할 때 세분화를 추가하는 방식을 사용한다.

$$f(x) = f(x_0) + \frac{f'(x_0)}{1!}(x-x_0) + \frac{f''(x_0)}{2!}(x-x_0)^2 + \frac{f'''(x_0)}{3!}(x-x_0)^3 + \frac{f^{(4)}(x_0)}{4!}(x-x_0)^4 + \dots$$

$$= \sum_{n=0}^{\infty} \frac{f^{(n)}(x_0)}{n!}(x-x_0)^n$$

여기서 $n!$ 은 n 의 factorial을 나타내고 $f^n(a)$ 는 a 점에서 f 의 n 차 미분을 나타낸다.

2.1.4 SAGE model

Arrhenius equation을 기반으로 한 CFD 연소 해석 모델로 각 time-step에 따른 Cell에서의 질량 분율을 계산한다.

$$k = A_r T^b \exp\left(\frac{-E_r}{R_u t}\right)$$

$$\frac{\partial \rho \widetilde{Y}_m}{\partial t} + \frac{\partial \rho \widetilde{u}_j \widetilde{Y}_m}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D_t \frac{\partial \widetilde{Y}_m}{\partial x_j} \right) + \widetilde{W}_m$$

Arrhenius equation 식에서 A_r 은 Pre-exponential factor을 나타내며, E_r 은 activation energy를 나타낸다. 아래식인 Sage model mass fractions transport equations 에서 \widetilde{W}_m 는 source term을 나타낸다.

2.1.5 GRI-3.0 mechanism

GRI-3.0 mechanism^[5]은 메탄 기반 연료의 연소에 적합하며 53종의 화학종과 함께 325개의 기본 반응을 포함하고 있으며 NO_x의 형성 및 재연을 화학적으로 모델링 하기 위하여 GRI-3.0 mechanism을 사용하였다.

$$\frac{C_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$$

$$\frac{H}{RT} = a_1 + \frac{a_2 T}{2} + \frac{a_3 T^2}{3} + \frac{a_4 T^3}{4} + \frac{a_5 T^4}{5} + \frac{a_6}{T}$$

$$\frac{S}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{a_3 T^2}{2} + \frac{a_4 T^3}{3} + \frac{a_5 T^4}{4} + a_7$$

2.2 Base노즐 형상 및 제원(경계조건)

본 연구에 사용된 Base 노즐 형상 및 제원을 Table 1에 표시되어있다. Base 노즐은 Combustor loading factor(or heat loading factor)와 Combustion loading parameter(CLP)에 근거하여, 단순 계산을 통해 컨셉을 도출하였다.

Table 1. Boundary conditions and specifications for base single nozzle

Item	Symbols (unit)	Value
Air	Mass flow rate (kg/s)	7.8
	Inlet pressure (bar)	24
	Inlet temperature (K)	750
	Inlet velocity (m/s)	40
Fuel	Mass flow rate (kg/s)	0.24
	Temperature (K)	500
ϕ	-	0.53
Swirler	Length (mm)	150

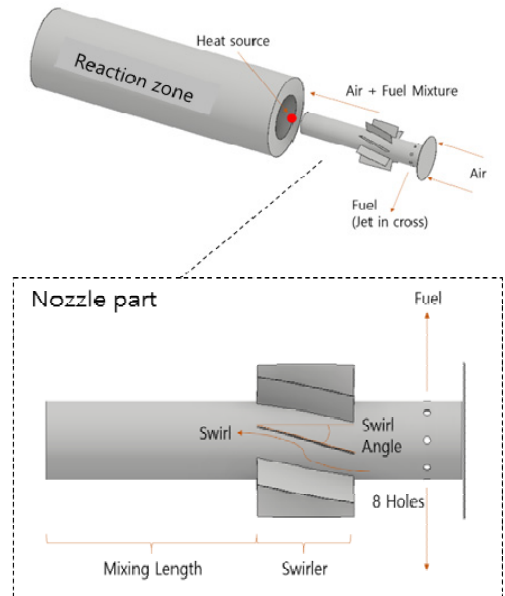


Fig. 1. Single nozzle layout

해석 대상의Base 노즐 형상 및 구성은 Fig. 1에 나타내었다. Nozzle casing 내부에 Nozzle과 Swirler로 구성하였다. 연료 분사방식은 주입되는 공기와 수직으로 분사되는 Jet in Cross 방식을 채택하였다. Nozzle끝단에Heat source를 가정하였으며, 연료-공기 혼합물이 Liner내부영역에서 연소반응이 일어나도록 구성하였다.

그림의 Liner 에 해당하는 부분은 해석 대상에서 제외되었기에, Liner 고체부의 복합 열전달 계산은 고려하지 않았다

Table 2. Parameters used for parametric study

Case number	Swirl number (-)	Mixing length (mm)
1	0.215	350
2	0.663	350
3	0.215	300

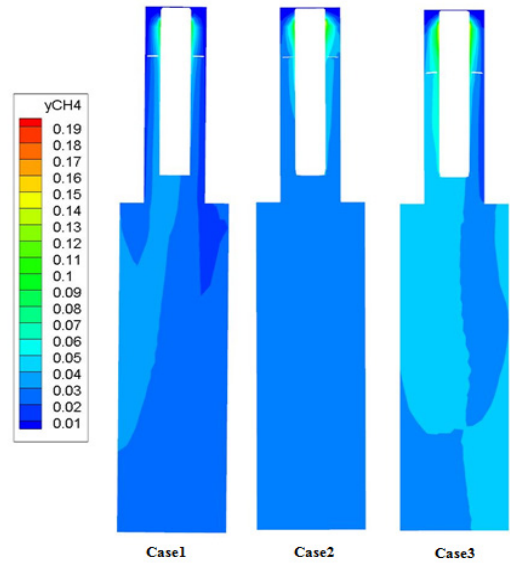
Table 2는 해석 수행을 위해 선정된 변수들을 나타낸다. 간단한 변수 변화를 통해 연료의 혼합도 및 연소 성능에 미치는 영향을 파악하였다. 또한, 단일 노즐 연소부 출구에서의 연소 출구 온도 (Combustor outlet temperature, COT)를 분석하였으며, 이는 향후, 터빈 입구 온도 (Turbine inlet temperature, TIT)와 밀접한 연관이 있다. 또한, 터빈 블레이드의 내구성에 영향을 미치는 Pattern factor에 영향을 미친다.

Case 1과 Case 2는 Swirler의 각도의 차이이며, Case 1과 Case 3는 혼합 길이, 즉 Swirler 위치 차이이다. (Fig. 1참고) 이를 통해, 비반응 유동 및 반응 유동 해석 경향성을 간략히 파악할 수 있었다. Table 2에 나타난 바, 모든 Case는 상대적으로 저스윙(Low swirl) 영역에서 해석을 진행하였다.

3. 해석 결과

3.1 비반응 유동 해석 결과

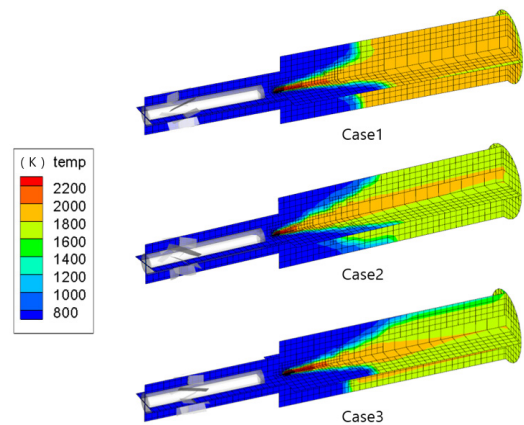
Fig. 2는 케이스에 따른 비반응 유동시 연료 혼합도를 나타낸다. 그림에서 볼 수 있듯, 가장 높은 스윙 넘버에 해당하는 Case 2의 혼합도가 가장 큰 것으로 파악되었다. 이는 연료 분사 후, Swirler를 바로 통과하는 Case 1의 경우보다, 분사된 연료가 Swirler를 통과하기 전에 일정 체류 시간이 확보되는 Case 2의 경우, 더 균일한 혼합이 가능함을 보여준다. 반면, Case 3는 case 1과 동일 Swirl number 조건에서 혼합 길이를 상대적으로 짧게 구현한 것으로서, Fig. 2에서 볼 수 있듯, 불균일한 혼합도를 야기함을 알 수 있었다. 이는 Swirl number 및 Swirler 각도가 혼합도에 동시에 영향을 미침을 나타낸다.

**Fig. 2.** Fuel concentration for non-reacting flow in each case

3.2 반응 유동 해석 결과

3.2.1 연소 영역 온도분포

Fig. 3은 case에 따른 반응 유동시 연소 후 온도분포를 나타낸다. 그림에서 볼 수 있듯, 가장 높은 Swirl number에 해당하는 Case 2에서의 화염의 형상은 V형태로 안정적인 것을 볼 수 있는 반면 Case 1과 Case 3는 상대적으로 화염의 형상이 불안정한 모습을 알 수 있다.

**Fig. 3.** Temperature distribution at reaction zone w/ reacting flow for each case

3.2.2 속도 vector

Fig. 4는 연소반응시 Liner 내부 속도 vector장을 가시화 한 그림이다. Case 1, 2, 3 모두 Inner recirculation zone (IRZ) 와 Outer recirculation zone (ORZ) 이 존재하는 것을 확인할 수 있다. Liner내부 재순환 영역은 화염의 안정화에 영향을 미치는 인자이다. Case 2에서는 IRZ와 ORZ의 형태가 균일한 반면 Case 1과 Case 2는 IRZ와 ORZ가 불안정하게 생성됨을 알 수 있다.

3.2.3 연소기 출구 온도 및 압력

Fig. 5는 연소부 출구의 온도 분포를 이미지화한 것이다. 각 Case별 파라미터 조건에 따라 연소부 출구의 온도분포가 달라지는 것을 확인할 수 있으며 비반응 유동해석결과 혼합도가 가장 좋은 Case 2의 온도 분포가 균일한 것을 볼 수 있었다. 또한 화염의 형상이 치우쳐 있는 Case 1, 3는 온도분포가 비교적 균일하지 않는 것을 볼 수 있다.

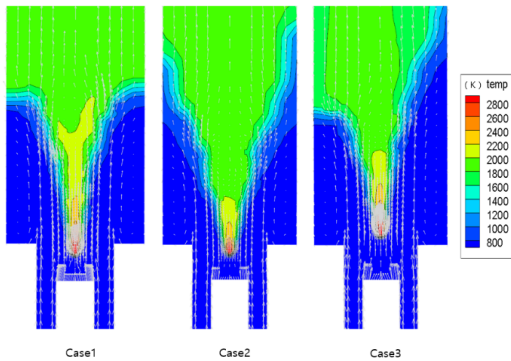


Fig. 4. Liner internal speed vector field for each case



Fig. 5. Temperature contour at combustor outlet for each case

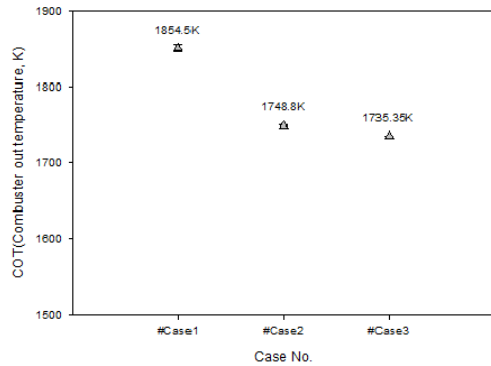


Fig. 6. Averaged COT for each case

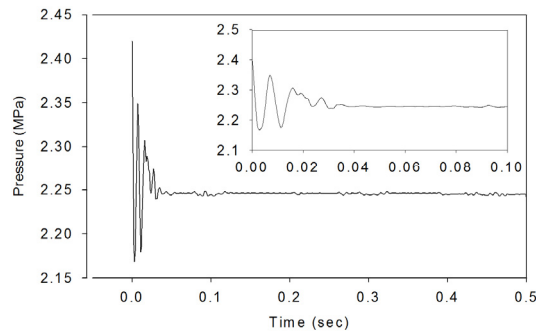


Fig. 7. Pressure at combustor outlet for case 2

Fig. 6은 연소기 출구에서의 평균 온도를 나타낸 그래프이다. H class의 TIT가 1873K (1600°C)임을 감안하면, 해석 결과는 단일 조건임에도 불구하고 이에 못 미치는 결과를 보여준다.

Case 2는 상대적으로 높은 혼합도로 인해 Case 1에 비해 낮은 COT를 보였다.

이는 연소기 반응 영역의 Aspect ratio를 포함한 형상 변수 최적화, Mixing length, Swirler angle, 위치 등을 포함한 Swirler 최적화 및 Fuel injection trajectory, Fuel staging을 연료 분사 전략 최적화, 당량비 최적화 등에 대한 고려를 하지 않은 기본 해석 결과에 해당되며, 향후 해당 변수들에 대한 심도 있는 고찰을 통해 H class 및 post H class에 해당하는 TIT 구현이 가능하도록 결과를 제시할 계획이다.

Fig. 7은 case 2의 연소기 출구의 수렴 압력을 나타내는 대표 결과이다. 해석 결과, 수렴된 연소기 출구 압력은 2.25MPa 로, 노즐 입구 압력

인 2.4MPa와 비교하여, 6.3%의 압력 강하를 나타낸다. 통상, 연료 노즐 입구부터 연소기 출구까지의 압력강하를 5% 이내로 고려해야 함을 감안하면, 높은 압력 강하를 나타내었다. 이는 상대적으로 강선회(High swirl) 구현 및 Aspect ratio 그리고 cylindrical factor등이 고려되어야 함을 시사하는 결과이다.

4. 결론

본 연구에서는 상대적으로 저선회 영역에서의 연소기 연료 노즐에 대한 비반응 유동과 반응 유동 해석 결과에 대해 고찰해보았다. 대상의 가스터빈은 H class로 선정하여 수행하였고, 해석 프로그램은 자동 격자 세분화 기법 기반의 CONVERGE CFD를 활용하여, 빠른 해석 시간 확보를 지향하였다.

해석 결과, 선회 현상과 혼합 현상에 따른 비반응 및 반응 유동의 물리적 현상 경향성이 대체적으로 합리적인 범위에서 도출될 수 있었다. 하지만, 아직 다양한 변수를 고려한 해석이 진행된 상태가 아니기 때문에 보다 심도 있는 결과 도출이 필요하다.

향후, Swirler, Confined ratio, Aspect ratio를 포함한 연소기 형상 관련 인자 및 연료 분사 전략 최적화를 통해, 활용 가능한 연료 노즐의 개념 설계 결과를 도출할 계획이다.

후 기

This research was supported by First Research in Life time Program through the National Research Foundation of Korea (NRF) funded by the Ministry of Education (2017R1C1B5017401).

REFERENCE

1) T. Zornik, T. Monz, M. Aigner, 2015, "Performance analysis of the micro gas turbine Turbec T100 with a new Flox-combustion system for low calorific fuels", Applied Energy,

Vol. 159, pp. 276-284.

- 2) K. I. Khidr, Y. A. Eldrainy, M. M. EL-Kassaby, 2017, "Towards lower gas turbine emissions: Flammess distributed combustion", Renewable and Sustainable Energy Reviews, Vol. 67, pp. 1237-1266.
- 3) A. Tyliczszak, A. Boguslawski, D. Nowak, 2016, "Numerical simulations of combustion process in a gas turbine with a single and multi-point fuel injection system", Applied Energy, Vol. 174, pp. 153-165.
- 4) S. A. Drennan and G. Kumar, 2014, "Demonstration of an automatic meshing approach for simulation of a liquid fueled gas turbine with detailed chemistry", Propulsion and Energy Forum, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion conference, AIAA 2014-3628, July 28-30, Cleveland
- 5) 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, Z. Qin, http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/.