

화학반응기 네트워크를 이용한 희박 예혼합 가스터빈 연소기에서의 오염물질 예측에 관한 연구

박정규^{*†}, 누엔 후트록^{*}, 이민철^{**}, 정재화^{**}

^{*} 건국대학교 기계공학부, ^{**} 한국전력공사 전력연구원

Prediction of Pollutant Emissions from Lean Premixed Gas Turbine Combustor Using Chemical Reactor Network

Jung-Kyu Park^{*†}, Truc Huu Nguyen^{*}, Min-Chul Lee^{**} and Jae-Wha Chung^{**}

^{*} Dept. of Mechanical Engineering, Konkuk Univ.,

^{**} Korea Electric Power Research Institute

(Received September 14, 2011 ; Revised November 23, 2011 ; Accepted December 11, 2011)

Key Words : Lean Premixed Combustion(희박 예혼합 연소), CRN(Chemical Reactor Network, 화학반응기 네트워크), PSR(Perfectly Stirred Reactor, 완전혼합반응기), PFR(Plug Flow Reactor, 관유동반응기), NO formation pathway(NO 생성경로), Gas Turbine(가스터빈)

초록: 희박 예혼합 가스터빈 연소기에서 배출되는 NO_x, CO 와 같은 오염물질을 예측하기 위해서 화학반응기 네트워크 모델을 개발했다. 본 연구에서는 CHEMKIN 코드와 4 가지 NO 생성 메커니즘을 포함한 GRI 3.0 메탄-공기 연소 메커니즘을 이용해서 가스터빈의 부하조건을 변화시키며 NO_x 및 CO 배출의 예측을 수행하였다. 모델의 검증을 위해서 계산된 결과를 모사연소기의 실험 데이터와 비교하였다. 여러 부하조건에 따른 4 가지 NO 경로의 기여도를 조사하였다. 또한 인젝터의 질량유동 및 당량비의 불균일성이 NO_x 배출이 끼치는 영향을 고찰하고 10ppm 이하의 저 NO_x 연소기 개발을 위한 저감 방법을 제안했다.

Abstract: A chemical reactor network (CRN) was developed for a lean premixed gas turbine combustor to predict the emission of pollutants such as NO_x and CO. In this study, the predictions of NO_x and CO emissions from lean premixed methane-air combustion in the gas turbine were carried out using CHEMKIN and a GRI 3.0 methane-air combustion mechanism, which includes the four NO formation mechanisms for various load conditions. The calculated results were compared with experimental data obtained from a modified test combustor to validate the model. The contributions of the four NO pathways were investigated for various load conditions. The effects of nonuniformity of the mass flux and of the equivalence ratio of the injector on the NO_x formation were investigated, and a method of reducing the pollutant formation was suggested for the development of a sub-10 ppm gas turbine combustor.

1. 서 론

발전용 천연가스 가스터빈 엔진은 가장 청정한 연소기술 중의 하나로 간주되고 있다. 화석연료 중에 천연가스가 가장 높은 탄소 대 수소비를 갖기 때문에 단위 출력당 가장 적은 CO₂ 를 배출한다. 그러나 가스터빈 연소와 관련된 고온 때문에 많은 NO_x 를 배출한다. 가스터빈 연소기 설계의

주된 관심은 낮은 CO 농도를 유지하면서 NO_x 를 저감하는 것이다. 질소산화물 배출을 줄이는 주된 기술 중에 하나는 희박 예혼합 연소이다. 혼합기를 희박하게 태움으로써 연소기는 화염온도를 증가시키는 높은 국소적인 당량비를 피할 수 있다. NO_x 생성률은 연소온도에 지수적으로 의존하기 때문에 연소온도의 감소는 NO_x 배출제어에 크게 기여한다. 희박 예혼합 연소기술은 10ppm 이하의 NO_x 배출레벨을 달성할 수 있다.

10 ppm 이하의 희박 예혼합 연소기의 개발을 위해서는 화염내의 NO_x 생성에 대한 정보가 필요하

† Corresponding Author, jungkyup@konkuk.ac.kr
© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

다. 시스템 경계조건에서의 상대적으로 작은 변화가 큰 배출 증가를 일으킬 수 있다. 예를 들면 희박 예혼합 연소기 인젝터의 질량유량과 연료농도의 출구분포 변화가 NO_x 배출을 크게 변화시킬 수 있다. 따라서 연소과정의 모델링이 가스터빈 엔진 설계 과정의 필수적 부분이 되었다. 난류연소해석을 위해서 난류 유동 모델링과 결합된 화학 속도반응 세트를 병합할 수 있는 컴퓨터 모델이 시도된 바 있으나, 계산시간이 많이 소요되어서 간단한 연소시스템에 국한되어 있다. 복잡한 연소시스템을 모델링 하기 위해서 다양한 단순 속도 메커니즘이 개발되어 왔다. 이들 메커니즘은 작동 조건이 제한적이어서 NO_x 와 CO 발생을 정량적으로 잘 예측하기가 어렵다. 뿐만 아니라 산업용 연소기에 대해 단순한 화학식을 사용한 CFD 해석을 수행하더라도 수렴된 해를 얻는데 긴 시간(수주)이 걸린다.

지능적으로 설계된 화학반응기 네트워크가 정량적 NO_x 와 CO 의 거동에 관한 답을 줄 수 있다.^(1,2) Sturgess 등⁽³⁾에 의해 영역 모델링을 사용한 항공용 엔진의 희박 blow out 모델링 연구가 수행된 바 있다. 후에 Sturgess 와 Shouse⁽⁴⁾에 의해 가스터빈 연소기에 대한 CFD-CRN 모델이 제안되었다. Roby 등⁽⁵⁾은 Mellor⁽⁶⁾의 가스터빈 연소기의 실험결과를 활용하고 불완전한 연료-공기 예혼합을 설명하기 위해 주 연소영역을 두 개의 흐름으로 쪼갠 화학 반응기 네트워크를 사용하여 모델링하였다. Novosselov^(7,8)는 희박 예혼합 가스 터빈 연소기의 NO_x 와 CO 배출 예측을 위한 화학 반응기 네트워크를 사용했다. 이 모델은 주 연소영역을 3 개의 흐름으로 나누고 제트 크로스믹싱 모델을 도입해서 네트워크를 구성하였다. 이러한 화학 반응기 네트워크는 연소시스템의 오염물질과 블로우 아웃 성능의 계산에 매우 유용한 도구임이 확인됐다.

본 연구에서는 이러한 화학 반응기 네트워크 모델 개발을 통해 NO_x 배출 예측 및 제어를 목적으로 한다. 연소실내의 유체 및 난류-화학 거동의 이해를 돕고, 화학반응기 네트워크 모델 개발의 기초를 쌓기 위해서 희박-예혼합 가스터빈 연소기에 대한 CFD 모델링을 실시한다. CFD 모델의 결과를 분석하여 불균일성을 고려하기 위해서 주 연소실은 3 개의 흐름으로 파일럿 연소실은 2 개의 흐름으로 나누어 CRN 을 구성하여 NO_x 를 예측하고 실험 데이터와의 비교를 통해서 모델을 검증한다. NO_x 생성 경로 분석을 통해서 가스 터빈의 각 부하별 NO_x 생성 원인을 파악한다.

2. 모사 가스터빈 연소기

모사 연소기는 DGT-5 가스터빈 연소기의 전단부를 원통 모양의 투명한 석영(quartz)관 라이너에 연결해 노즐 부근의 화염을 육안으로 관찰할 수 있도록 하였다. 모사 연소기의 구조는 Fig. 1 과 같다. 4 개의 공기 입구를 통해 유입된 공기가 내부의 방사형으로 배치된 유로를 따라 동일한 압력으로 메인 노즐, 파일럿 노즐로 분산된다. 이 때 방사형 유입로의 편심에 의해 공기는 스윙을 가지고 연소실 내부로 유입된다. 공기는 노즐 외에 파일럿 컵 냉각을 위한 중앙 슬리브 냉각 공기공, 라이너 냉각을 위한 라이너 냉각 공기공으로도 분배된다. 메인 버너의 연료와 파일럿 버너의 연료는 서로 다른 입구를 통해 연소기에 공급되는데 각각 분배관을 거쳐 스윙러에서 공기와 혼합된다. 스윙러에서 형성된 공기와 연료의 혼합기는 고리 모양의 노즐을 통과한 뒤 연소실로 유입된다. 연소실을 구성하고 있는 석영관 라이너는 외부에서 공기를 강제 대류시켜 냉각한다. 연소실 후단부는 스테인리스 스틸 재질의 transition piece 로 구성되어 있고 냉각수로 냉각된다.

전력연구원은 상압 연소시험을 수행하기 위해 1 atm 하에서 DGT-5 의 운전 조건과 동일한 공기와 연료의 체적유량과 온도를 가지도록 운전 조건을 정하

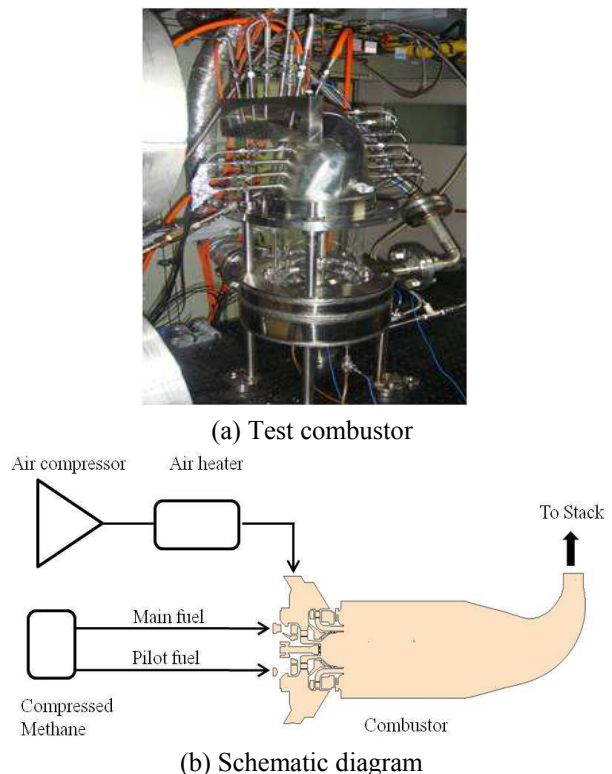


Fig. 1 Geometry of the DGT-5 model combustor

였다. 전력연구원의 실험 조건 중 본 연구에서 분석한 케이스를 Table 1에 정리하였다. 공기는 수분이 제거된 상태에서 전기 히터로 예열되어 연소기로 공급되었고 연료로는 상온의 메탄(CH₄)이 쓰였다. 연료와 공기가 운전 조건에 따라 일정하게 유입되고 화염의 형상이 안정화된 정상 상태에서 측정을 수행하였다.

측정 항목은 석영관 라이너를 통해 관찰된 화염 형상 이미지, 온도, 배기 가스의 화학종 농도이다. 연소기 출구에서의 온도는 열전대로 측정했다. 또한 연소기 출구에서 배기 가스를 수집하여 TESTO 360 가스 분석기를 이용해 CO, NO, NO₂ 등의 농도를 측정하였다. 화염 형상 이미지는 일반 디지털 카메라를 이용해 촬영하여 육안으로 관찰했을 때와 동일하다. 또한, 평면 레이저 유도 형광법(PLIF)을 이용하여 DGT-5 가스터빈의 각 운전조건에서 화염의 OH 라디칼 이미지를 획득하였다. 레이저 유도 형광법이란 기저 전자에 너지상태(Electronic Ground State)의 원자나 분자를 레이저를 이용하여 여기 전자에너지 상태(Electronic Excited State)로 천이시킨 후 여기상태에서 기저상태로 떨어지면서 발생하는 형광 신호를 측정하여 원자나 분자의 농도를 측정하고 이를 이용하여 온도를 측정하는 기술이다. Nd - YAG 레이저 조사 파장 532nm 이고, 이를 염료 레이저에서 567.13 nm 로 파장변조한 후 Frequency doubler 를 통해 283.565 nm 로 변조한 후 평면광을 만들어 연소기에 조사하였다.

3. CFD-CRN 모델링

3.1 CFD 연소해석

본 연구에서는 유동해석을 위해서 CD Adapco 사의 STAR-CCM+ 4.02 버전을 이용했다. STAR-CCM+는 유한체적법을 이용해 격자 생성에서 후처리까지

Table 1 Experimental input data

Loading	Air flow rate (Nm ³ /hr)	Air Temp (°C)	Main fuel (SLPM)	Pilot fuel (SLPM)	Pilot fuel / Total fuel (P/T)
0.2N	309.3	370.1	29.0	74.4	0.719
0.4N	296.0	376.2	58.1	71.2	0.551
0.6N	284.3	381.6	90.2	64.4	0.416
0.8N	273.8	386.4	121.1	58.2	0.324
1.0N	263.9	391.6	147.6	56.3	0.276

Table 2 TESTO 360 measuring range

Parameter	Measuring range	Accuracy achieved
NO(EC)	0 to 3000 ppm	≤ 3.0% of meas, range full scale
NO ₂ (EC)	0 to 500 ppm	≤ 1.0% of meas, range full scale
CO(EC)	0 to 10000 ppm	≤ 2.0% of meas, range full scale
Temperature at	-40 -1200°C	

하나의 프로그램으로 해석을 수행할 수 있다. 스월러에 의한 회전 유동과 연소기의 복잡한 형상을 고려하여 realizable k-ε 모델과 two-layer wall treatment 모델⁶⁾로 난류 유동을 모델링하였다. 부분예혼합 연소 모델로서 PCFM 을 적용했다. PCFM 은 CFM 의 화염 면적밀도(flame area density)와 반응 과정 변수(mean progress variable)에 대한 각각의 전달식을 풀고 거기서 구한 반응 과정 변수를 결합변수로 이용해 혼합분율(mixture fraction)에 기초한 미연(unburned)과 기연(burned) 상태를 일차 결합하여 각 물리량에 대한 값을 얻는다.

본 연구에서는 유동이 있는 영역을 하나의 연속체로 이루어진 CAD 파일로 제작하여 STAR-CCM+을 이용해 Fig. 2 와 같이 비정형 polyhedral 격자를 생성하였다. 벽면에서 구배가 큰 난류 소산율(turbulent dissipation rate)을 고려해 벽면과 접촉하는 부분에는 벽면의 곡면에 대해 단위 격자들의 중심이 평행하게 배치되는 prism layer mesh 를 2 겹으로 생성하였다. 총 격자 개수는 약 390 만 개이다. 유체 부분에 대해서만 해석하였으므로 본 연구에서는 대류와 복사에 상응하는 열전달 경계 조건을 주기 위해 석영관 라이너 벽면에 일정한 열유속(constant heat flux)를 적용하였다. Fig. 3 는 전부하(1.0N) 조건에서 계산된 연소실내의 온도 및 속도분포를 보여준다.

Fig. 4 는 각 운전조건 별로 촬영한 디지털 카메라 화염형상, 측정한 PLIF 이미지로부터 얻은 OH 라디칼의 강도 및 CFD OH 농도 계산결과를 보여준다. OH 라디칼 강도와 농도의 크기는 그림 상단에 나타낸 색표와 같다. 0.2N 부하조건에서는 PLIF 이미지는 파일럿 컵에 가까운 연소실 중심축에서 높은 OH 라디칼 강도를 보이는데 이것은 직접 사진과 CFD 결과에서는 보이지 않는다. 이것은 과농의 파일럿 화염이 주로 파일럿 컵 내에 형성되거나 난류화염의 불규칙성 때문에 중심축에서 PLIF 는 영상강도가 증폭된 순간 장을 포착하고 실제 사진에서는 증폭되지 않는 장면을 찍으므로 보이지

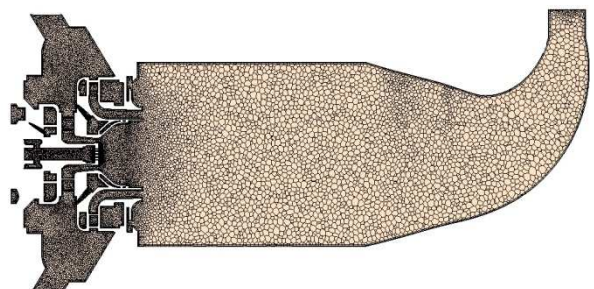


Fig. 2 Grids for DGT-5 model combustor

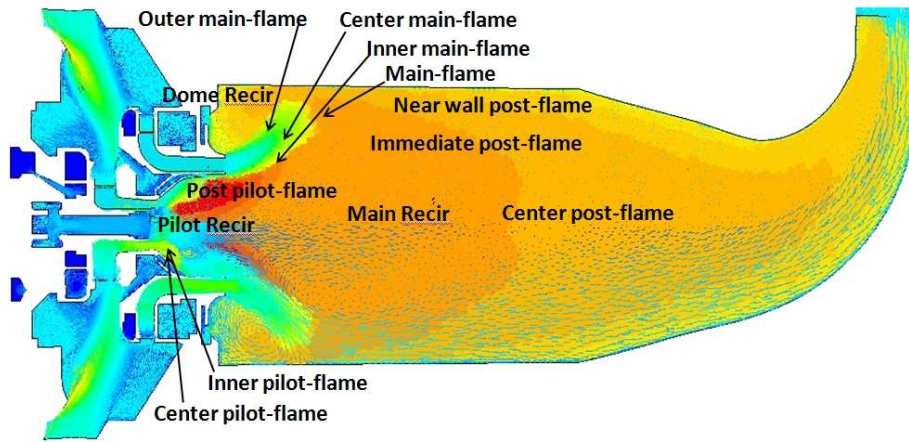


Fig. 3 Main zones of the combustor and the CFD calculated temperature contour plot at full load condition

않고, CFD 결과는 평균적인 OH 농도를 계산하므로 보이지 않는다. 그 반면에 파일럿 연료보다는 메인 연료를 더 많이 분사하는 고 부하 조건으로 이동할수록 가운데 파일럿 화염의 형상이 줄어들고, 가장자리의 메인화염의 영향이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 0.6N 부하조건에서는 신호의 강도를 나타내는 색깔에 의하면 강도가 높은 부분이 벽을 따라서 길게 분포하는 반면에 0.1N 부하에서는 메인제트가 닿는 벽근처에서 OH 라디칼의 강도가 매우 높은 것을 확인할 수 있었다. CFD OH 농도 계산결과도 0.2N 는 파일럿 화염에서 OH 농도가 높고 부하가 증가할 수록 파일럿 화염쪽의 OH 농도는 낮아지고 메인 화염 쪽의 OH 농도가 높아지는 경향을 보이고 있다.

3.2 CRN 개발

CRN 은 CFD-예측 유동 패턴들(화염 형상과 위치, 메인, 파일럿 및 돔 재순환영역으로부터 가스의 화염속으로의 entrainment 등)을 기초로 해서 구축된다. CRN 의 개발을 위한 첫 번째 단계는 연소기 체적을 명확한 영역들로 나누는 것이다. 각각의 영역은 유동의 물리적인 성질들과 화염의 거동에 의해 특징지어 진다. Fig. 3 은 인젝터, 캔 형태의 연소기가 온도를 기초로 해서 영역들이 어떻게 나뉘질 수 있는지를 보여준다. 이런 유동 패턴들이 네트워크에서 대응하는 요소(영역) 사이에서 유동 split 들을 조정해서 CRN 구축을 완성한다. 각 부하조건에 대해서 같은 CRN 모델을 사용하지만 각 조건에 따른 CFD 결과로부터 얻어진 입력값(인젝터출구의 질량유량 및 당량비 등), 각 영역의 체적 및 split 을 다시 정하여 사용한다. 본 연구에

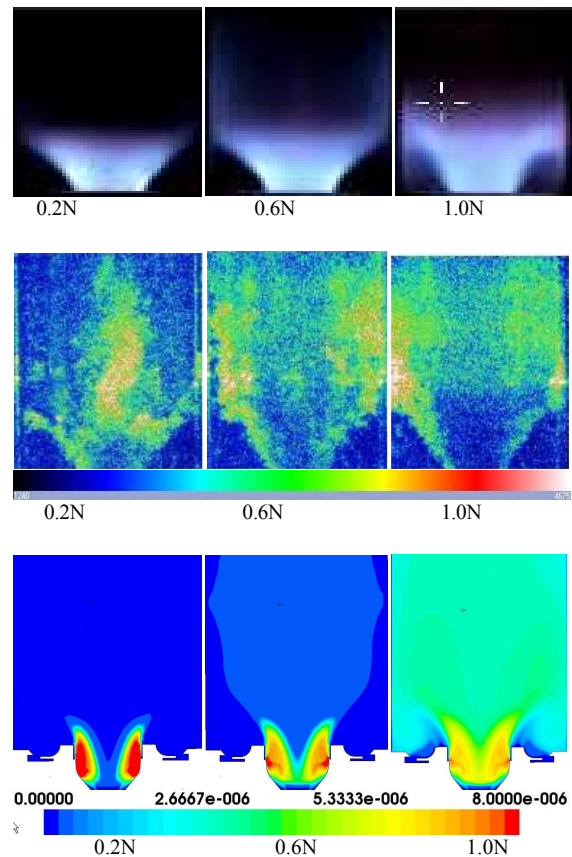


Fig. 4 The flame photograph, experimental OH images and simulated OH concentrations

서는 Fig. 5 에서 볼 수 있듯이 5 개의 MIX 요소, 20 개의 PSR 요소와 1 개의 PFR 요소로 CRN 을 구성했다. CRN 모델링을 위해서 상세 메탄-공기 메커니즘인 GRI Mech 3.0 과 함께 CHEMKIN 코드

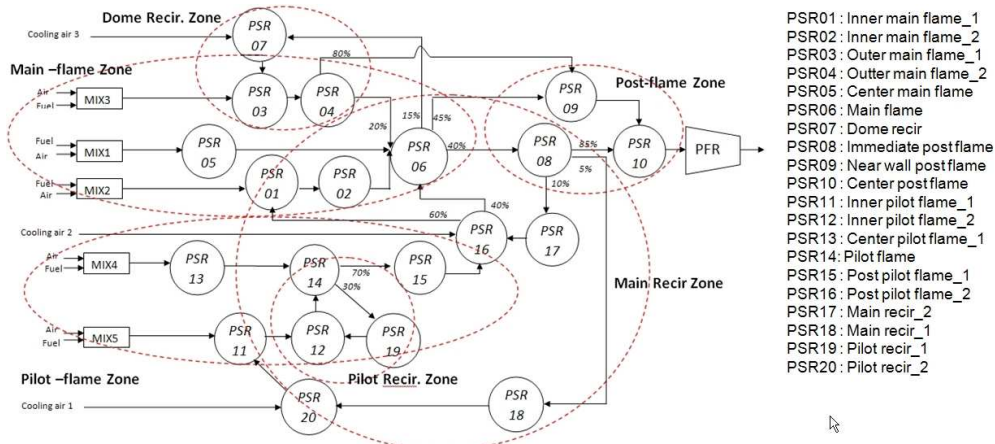
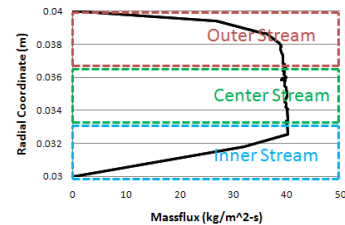


Fig. 5 26-element CRN for evaluating NOx and CO emissions of test combustor

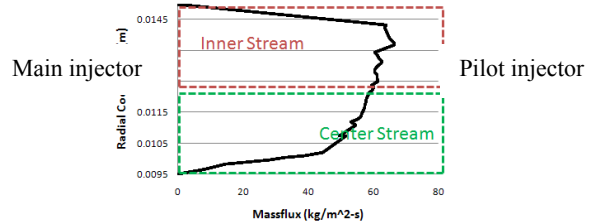
사용되었다.

본 CRN 개발에 있어서 가장 중요한 임무중의 하나는 인젝터 출구 스트림에서의 불균일한 공기-연료 혼합기의 유동분포와 당량비 분포를 정확히 표현하는 것이다. Fig. 6 은 인젝터 출구에서의 반경방향의 질량유속분포를 보여주고, Fig. 7 은 인젝터 출구에서의 불균일한 당량비 분포를 보여준다. 본 연구에서는 모델의 복잡성을 피하기 위해서 원주방향의 당량비 변화는 균일하다고 가정하여 평균값을 취하고 반경방향의 변화만 고려한다. 주 인젝터의 프로파일은 세개의 스트림으로, 파일럿 인젝터의 프로파일은 두개의 스트림으로 나누어져서 각각의 유량과 당량비 값을 갖고 CRN 속으로 맵핑된다. 이와 같은 방법으로 화염내의 당량비 변화 뿐만 아니라 질량유량 변화를 다룰 수 있다. 이들 스트림은 인젝터 형상에 의해서 결정된다.

메인화염은 Fig. 3 와 Fig. 5 에 보여진 것 같이 세 개 스트림으로 나누어진다. 내부 메인 스트림은 PSR1 에서 파일럿 포스트 화염 영역(PSR16)의 뜨거운 가스의 entrainment 에 의해서 점화된다. 외부 메인 스트림은 PSR3 에서 돔 재순환영역(PSR7)으로부터 들어오는 가스로부터 점화된다. 돔 냉각공기에 희석되어서 외부 스트림의 낮은 당량비에 의해서 상대적으로 낮은 온도에서 탄다. 센터 메인 스트림은 PSR5 에서 점화된다. 메인 화염영역 (PSR6)에서 세 개의 스트림이 합쳐지고 거의 다 연소가 이루어진다. 외부 메인 스트림으로부터의 일부 유동은 메인 화염영역을 바이패스해서 벽 근처 포스트 화염영역 (PSR9)으로 바로 들어간다. CFD 결과로부터 벽 근처에서 온도와 당량비 구배가 존재하는 것을 볼 수 있다. 따라서 포스트 화염 영역은 두 스트림으로 나눌 필요가 있다 (PSR8 and PSR9). 두 스트림은 온도와



(a) Main injector



(b) Pilot injector

Fig. 6 Mass flux distribution at the injector outlet

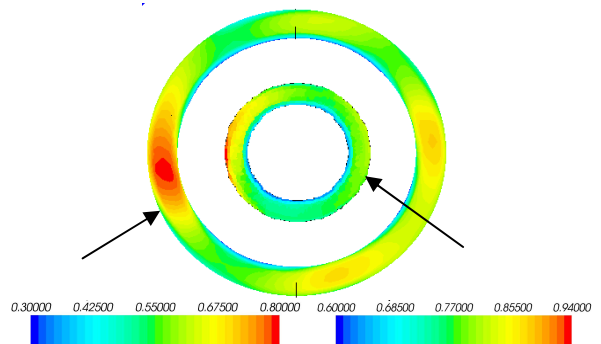


Fig. 7 Equivalence ratio distribution at the injector outlet

당량비 분포가 균일해지는 영역(PSR10)에서 합쳐진다.

파일럿화염은 Fig. 3 와 Fig. 5 에서 볼 수 있듯이

두 스트림으로 나누어진다. 내부 파일럿 스트림은 파일럿 재순환영역(PSR20)으로부터의 뜨거운 가스의 entrainment에 의해서 내부 파일럿 PSR11에서 점화된다. 센터 파일럿 스트림은 PSR14에서 점화되고, 두 파일럿 스트림은 파일럿화염영역(PSR15)에서 함께 혼합되어 연소가 거의 이루어진다. 대부분의 파일럿화염 후 가스는 메인 화염 영역으로 들어간다.

메인 재순환가스의 일부가 파일럿 컵 중앙 냉각공기와 합쳐진 후 파일럿 화염영역으로 들어가고, 일부는 파일럿화염 후 영역으로 들어간다. 재순환 영역의 두 가지 주 파라미터는 재순환 영역의 질량유량과 가스온도이다. 돔 재순환 영역은 화염속으로 저온의 공기를 넣어준다. 파일럿 재순환 영역이 메인 재순환 영역과 파일럿 화염 사이에 형성된다. 각 영역들의 경계면에서의 유량을 적분하여 split 값을 결정하였다.

4. 결과 및 토론

4.1 실험 데이터와의 비교

Fig. 8은 부하에 따른 NOx 배출 농도의 예측치 및 실험 데이터를 보여준다. 선은 예측치를 보여주고 점은 실험치를 나타낸다. 실험치는 연소기 후단에서 측정하였고, 10개의 측정 데이터를 평균하여 얻었다. 인젝터의 질량유량과 공연비의 불균일성을 처리할 수 있는 CRN을 구성하여 예측한 NOx 배출 결과는 그림에서 실선과 같고, 균일한 공연비 인젝터 프로필을 가정하여 계산한 결과는 점선과 같다. 불균일성을 처리한 CRN의 예측 결과가 실험 데이터와 보다 잘 일치한다. 균일한 연공비의 경우 정격부하(1.0N)의 경우는 불균일성을 처리한 모델보다도 12% 정도 낮은 NOx 배출을 예측하고 있고, 저부하의 경우에도 약간 낮은(1% 정도) NOx 배출을 예측하고 있다.

NOx는 저부하에서 높게 배출되고, 부하가 증가할수록 감소하다가 전부하(1.0N)에서 다시 증가한다. P/T비가 높은 낮은 부하에서는 높은 배출을 보이지만 부하가 증가할수록 P/T비가 낮아짐과 함께 낮은 배출을 보이다가 전부하에서 메인화염의 당량비 증가와 불균일성에 의해서 NOx 배출이 다시 증가한다. 따라서 불균일성을 낮추는 것은 NOx 저감에 매우 중요하다는 것을 알 수 있다. 저부하에서의 높은 NOx 배출은 인젝터의 불균일성보다도 높은 파일럿 당량비에 기인한다. 따라서 DGT5 가스터빈의 저 NOx화(10ppm 이하)를 위해

서는 불균일성 낮추기 위한 premixer/인젝터 및 연소실 설계 변경이 필요하고, 또한 연소 안정성을 해치지 않는 범위에서 파일럿 당량비를 낮출 필요가 있다.

Fig. 9는 부하에 따른 CO 배출 농도의 예측치 및 실험 데이터를 보여준다. 실선은 불균일한 인젝터 당량비를 고려한 경우의 예측치를 보여주고, 점선은 균일한 경우의 예측치를 보여주고, 점은 실험 데이터를 나타내었다. 저부하(0.2N) 조건에서는 불균일성을 처리한 모델을 사용한 경우의 결과가 균일한 모델을 사용한 경우의 결과보다 더 잘 실험 데이터와 일치하나 다른 조건에서는 두 경우 모두 잘 일치한다. CO 배출을 보면 낮은 부하에서 크게 나타나고 높은 부하에서 적게 나타나는 경향성이 뚜렷이 나타났다. 이는 파일럿 화염에서의 연소보다도 메인 화염의 연소의 영향이 크다고 볼 수 있다. Fig. 3의 유동패턴을 보면 파일럿 화염의 연소가 거의 대부분 메인화염 영역으로 빨려

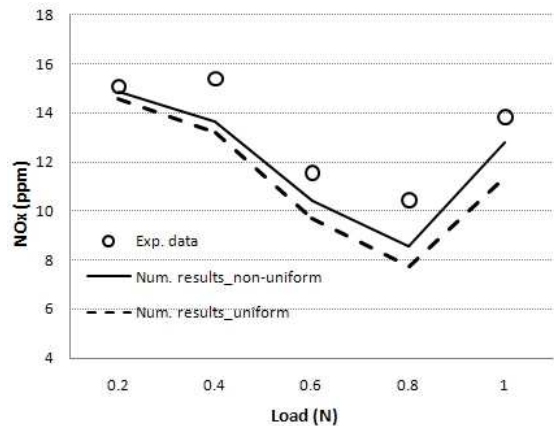


Fig. 8 Comparison of measured and predicted NOx emissions of test combustor

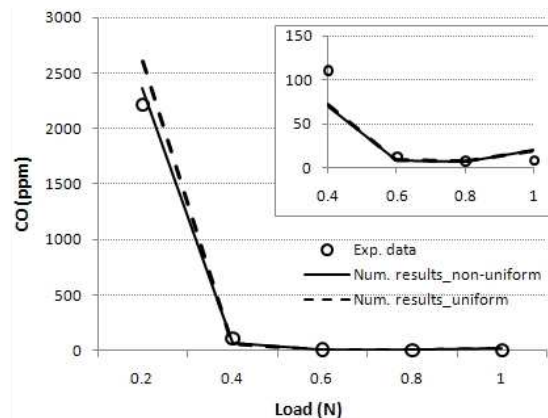


Fig. 9 Comparison of measured and predicted CO emissions of test combustor

들어가기 때문에 저부하 조건에서는 메인화염의 낮은 당량비에 의해 화염이 제대로 형성되지 않을 경우 불완전연소가 일어나기 때문에 산화되지 못하고 다량의 CO가 배출된다.

4.2 NOx 생성 경로 분석

본 연구에 사용된 GRI 3.0은 네 가지 NO 생성 메카니즘(zeldovich, N2O, prompt, NNH)이 모두 포함된 메카니즘이며, 각 경로의 중요도를 분석하기 위해서 GRI 3.0 메카니즘에서 네 메카니즘을 분리해서 계산하였다.^(9,10) 각 경로에 의해서 생성된 NOx의 합과 GRI 3.0에 의한 예측치가 Fig. 10에서 볼 수 있듯이 잘 일치하는 것으로 보아 분리가 잘 이루어졌음을 알 수 있다. Zeldovich 경로에 따라 생성된 NOx는 전체 NOx 배출과 유사한 경향을 보이고 있다. Prompt 경로에 따른 생성된 NOx는 가장 낮은 부하에서 가장 크고 고부하로 갈수록 파일럿 당량비가 줄어들어 따라 감소한다. 이것은 높은 당량비에서 연소가 일어나는 파일럿 화염내에서 많이 생성되기 때문이다. 반면에 N2O 경로에 따른 생성된 NOx 생성은 저부하에서 낮다가 전부하(1.0N)에서 증가한다. 이것은 희박연소가 일어나는 메인 화염영역에서 많이 생성되기 때문이다. Zeldovich 경로가 전체 부하조건에서 가장 중요한 경로이지만, 저부하에서는 Prompt도 매우 중요한 경로임을 알 수 있고, 전부하(1.0N)에서는 N2O 경로의 기여도도 상당함을 알 수 있다. 또한, NNH 경로의 경향성은 prompt와 유사하면서 기여도도 전체 부하조건에서 무시 못할 정도로 큰 것을 알 수 있다.

4.3 영역별 NOx 생성 분석

Fig. 11은 세 가지 다른 부하조건에서 각 영역

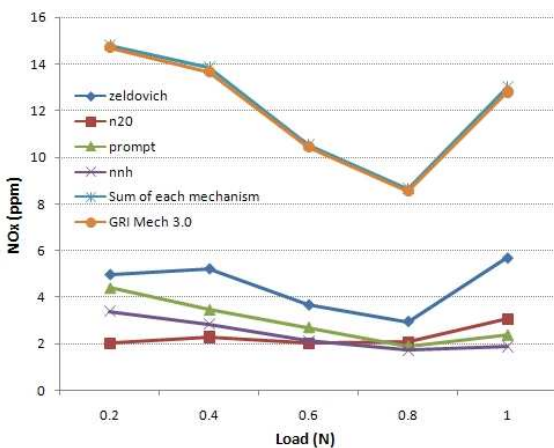


Fig. 10 NOx emissions by each NO formation pathways

별 total NOx 생성률을 보여 준다. 저부하에서 고부하로 갈수록 파일럿 화염영역에서의 total NOx 생성률은 줄어드는 반면 전부하에서 메인 화염영역에서의 total NOx 생성률은 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 저부하로 갈수록 파일럿 화염영역에서 total NOx 생성률이 큰 것은 Fig. 11에서 볼 수 있듯이 파일럿 화염 영역에서 부하 변동에 따른 온도 변화가 작지만 온도가 높고, 당량비가 커짐에 따라 Zeldovich와 prompt 경로에 의한 NO 생성이 크기 때문이고, 전부하에서는 메인 화염영역 생성률이 매우 크게 상승하는 것은 희박예혼합 연소온도가 1800K 이상 오름에 따라 Zeldovich와 N2O 경로에 의한 NO 생성이 커지기 때문이다.

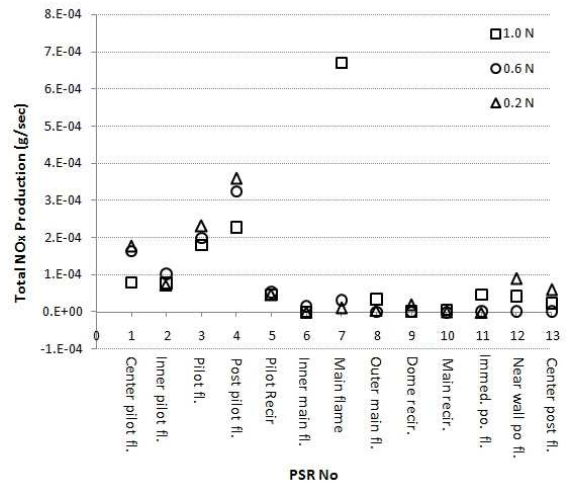


Fig. 11 Total NOx production rates in main reactor zones in the test combustor

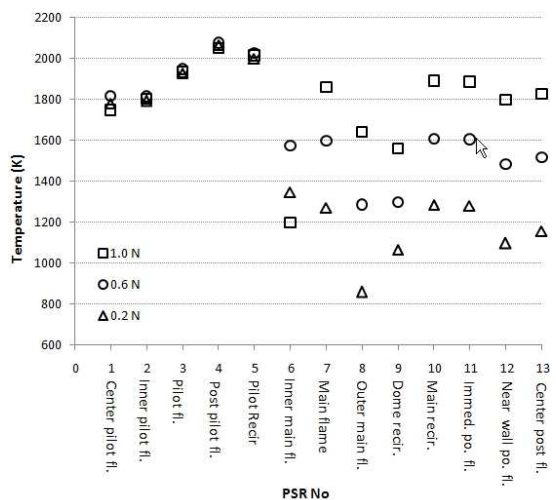


Fig. 12 Temperatures in main reactor zones in the test combustor

5. 결 론

CFD-CRN 접근방법은 예혼합 가스터빈 연소기의 NO_x, CO 등의 오염물질 배출을 잘 예측하므로 연소실 설계를 위한 파라미터 분석에 도구로 사용될 수 있다. 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 인젝터의 스트림을 메인화염은 3개의 스트림으로 파일럿 화염은 2개의 스트림으로 세분화하여 인젝터의 불균일성을 표현하여 상세 CRN을 개발함으로써 NO_x 배출 예측의 정확도를 높일 수 있었다.

(2) 불균일한 CRN 모델을 사용한 경우와 균일한 CRN 모델을 사용한 경우의 CO 예측결과는 거의 차이를 보이지 않고 실험 데이터와 모두 잘 일치한다.

(3) 저부하에서는 파일럿 당량비가 높아서 파일럿 화염영역에서 Zeldovich 및 Prompt 경로에 의한 NO 생성이 커지고 이에 따라 NO_x 배출이 크고 고부하로 갈수록 파일럿 당량비가 낮아져서 NO_x 배출이 줄어들지만, 전부하(1.0N)에서는 메인화염의 당량비와 불균일성이 커짐에 따라 메인화염 영역에서 Zeldovich와 N₂O 경로에 의한 NO 생성이 커져서 NO_x 배출이 증가하는 것을 볼 수 있었다.

(4) DGT5 가스터빈의 저 NO_x화를 위해서는 불균일성을 줄이기 위한 premixer/인젝터와 연소실의 설계 변경이 필요하고, 또한 안정성을 해치지 않는 범위에서 파일럿 당량비를 낮출 필요가 있다.

후 기

이 논문은 2010학년도 건국대학교의 지원에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- (1) Lee, D.Y., Park, J.K., Jin, J.M. and Lee, M.C., 2011, "A Simulation for Prediction of Nitrogen Oxide Emissions in Lean Premixed Combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, 25, No. 7, pp. 1871~1878.
- (2) Lee, B.R., Park, J.K., Lee, D.Y., Lee, M.C. and Park, W.S., 2010, "Chemical Reactor Modeling for Prediction of NO Formation in Lean Premixed Methane-Air Combustion in Jet Stirred Reactor, *Transaction of KSME (B)*, Vol. 34, No. 4, pp. 365~373.
- (3) Sturgess, G.J., Heneghan, SP., Vangness, M.D., Ballal, D.R. and Lesmersies, A.L., 1991, "Lean Blowout in a Research Combustor at Simulated Low Pressures," *American Society of Mechanical Engineers (Paper)*, 91-GT359.
- (4) Sturgess, G. and Shouse, D.T., 1996, "A Hybrid Model for Calculating Lean Blow-outs in Practical Combustors," *AIAA Paper No.96-3125*.
- (5) Roby, R.J., Klassen, M.S., Vashistat, D., Joklik, R. and Marshall, A., 2003, "High Fuel-Air Ratio (FAR) Combustor Modeling," *Report to Naval Air Warfare Center*.
- (6) Mellor, A.M., 1996, "NO_x and CO Emissions Models for Gas-Fired, Lean Premixed Combustion Turbine: Final Report," *Vanderbit University, Nashville, TN*.
- (7) Novosselov, I.V., 2002, "Eight-Step Global Kinetic Mechanism of Methane Oxidation with Nitric Oxide Formation ofr Lean Premixed Combustion Turbine." *MSME Thesis*, University of Washington, Seattle, WA.
- (8) Novosselov, I. V., 2006, "Chemical Reactor Networks for Combustion Systems Modeling," *Ph.D. Dissertation*, University of Washington.
- (9) Lee, B.R., Kim, H., Park, J.K., Lee, M.C. and Park, W.S., 2009, "A Study on NO_x Formation Pathway of Methane-Air Lean Premixed Combustion by using PSR Model," *Transactions of KSAE*, Vol. 17, No. 5, pp. 46~52.
- (10) http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/version30/text30.html