

200kW_e급 마이크로가스터빈용 저NO_x 연소기 라이너 설계

김민국[†] · 이상민 · 김한석 · 안국영

Design of combustor liner for 200kW_e class micro gas turbine

Min Kuk Kim[†], Sang Min Lee, Han Suk Kim, Kook Young Ahn

1. 서론

화석에너지를 전기에너지로 전환하는 가스터빈엔진에 있어서 대기오염 배출을 줄이고 에너지 효율을 향상시키기 위한 연구가 국내외적으로 확대되어 가고 있다. 국내의 경우 대기 오염물질을 해결하기 위한 동력원으로 저공해 가스터빈 엔진을 이용한 열병합 발전 시스템개발에 초점을 맞추고 있다. 기존의 대형발전소 중심의 전력 공급 시스템은 초기투자비용 크고, 건설기간이 길어서 급변할 수 있는 전력수요의 변동에 대응하기가 어렵다. 게다가 발전단가가 상대적으로 높으며, 정전 시 대체 전력 공급이 힘들다. 소형 가스터빈 발전시스템의 경우, 초기투자비용이 작고, 설치기간이 짧으며, 기동-정지 시간이 짧아 전력수요에 탄력적으로 대응할 수 있다. 특히 마이크로 가스터빈의 경우, 수요지역에 설치하여 송전 손실을 최소화할 수 있고, 무게와 크기가 작아 부지선정이 수월하여 인구 밀도가 높은 대도시에도 적용이 가능하다. 따라서 인체에 해로운 일산화탄소와 질소산화물의 배출을 억제하는 기술이 크게 요구된다.(1) 대기오염물질을 저감하는 방법으로는 연료와 과잉의 공기를 가연 한계 이상으로 예혼합하여 공급함으로써 화염온도를 감소시켜 Thermal NO_x를 저감시키는 희박 예혼합연소(lean-premixed combustion), 연소에 필요한 공기량보다 적은 공기량을 주연소영역으로 공급하여 연료과농상태로 연소를 시켜 화염온도를 저하시키고 후류 쪽에 공기를 과잉공급하여 잔존하는 미연가스 및 CO를 연소시키고 화염의 고온영역이 되는 부분을 최소화함으로써 NO_x를 저감하는 과농-희박 연소(Rich-Quick quench- Lean burn combustion), 촉매를 사용하여 보다 낮은 온도영역에서 연소를 가능하게 하여 NO_x를 저감시키는 촉매연소(catalytic combustion), 그 외에 배가스 재순환(flue gas recirculation), 물분사

법 등 다양한 방법이 알려져 있다.(2~6)

본 연구에서는 200kW_e급 마이크로 가스터빈 개발에 필요한 저 NO_x형 연소기를 설계하기 위하여 희박예혼합 방법을 적용한 버너를 사용하였으며, 희박 연소에 따른 화염의 불안정성, 역화(flashback), 부하에 따른 안정적인 제어 등의 문제점(6,7)을 고려하여 실 엔진 운전에서 요구되는 성능을 만족할 수 있는 라이너 설계 방법에 대한 연구를 수행하였다.

2. 라이너 기본 설계

2.1 정격 운전 설계점 기준

2.1.1 대상 엔진 구성

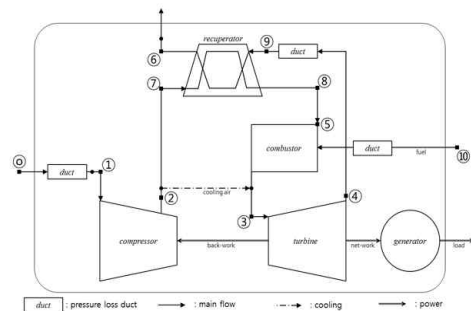


Fig. 1 Schematic of 200kW_e-class micro gas turbine.

본 연구의 대상 엔진의 경우, 시스템 효율을 향상시키기 위하여 배열회수 시스템(recuperator)을 포함하고 있어서 연소기 입구 온도가 높다. 가스터빈 엔진의 주요 구성품인 압축기, 터빈, 연소기 그리고 열교환기의 설계 사양은 정격 운전 조건에 대한 싸이클 해석과정을 통해 도출된다. 그 결과, 정격 운전 조건에서 연소기의 입출구 조건 및 요구 성능을 table 1에 나타내었다.

한국기계연구원 환경기계시스템연구실

[†] 연락저자, mkkim@kimm.re.kr

TEL : (042)868-7276 FAX : (042)-868-7284

Table 1 Design target of combustor for 200kW_e MGT

Cycle pressure ratio	4.2
Inlet temp. [K]	900
Inlet press. [kPa]	400
Combustion eff. [%]	99.5
Fuel flow rate [kg/hr]	43

2.1.2 MGT 연소기 성능 제어 인자

MGT 연소기 설계에 있어서 여러 가지 성능 인자들을 고려해야한다. 이미 전체 시스템의 성능 요구 조건에서 정격 운전시의 공기량, 공기 온도와 압력 그리고 연료 투입량이 결정되어 있으며, 부분 부하 운전의 경우에도 시스템의 운전 특성에 의해 연소기의 입출구 조건이 제한되게 된다. 따라서 전체 시스템의 부품으로써의 운전 범위에서 연소기의 요구 성능을 만족해야할 필요가 있다. 연소기에 요구되는 성능은 배출물 저감 성능, 소염/역화/진동 등과 관련된 연소 안정성이 대표적이다. 대부분 버너의 개발과정에서 결정되나, 연소기와의 상호 관계에 의해 변동될 수 있다. 따라서, 연소기의 성능을 제어하기 위해서는 요구되는 입출구 조건에서 주어진 버너의 성능을 최대로 이끌어내는 운전 조건을 구현할 수 있도록 해줄 필요가 있다. 이를 위한 제어 인자로는 화염 온도와 버너 출구 유속이 있다. 주어진 입구 공기량, 연료량, 공기온도/압력에서 화염 온도를 제어하기 위해서는 주연소 영역으로 유입되는 공기와 희석 영역으로 공급되는 공기의 분배량을 제어해야한다. 이를 통해 버너 출구 유속도 제어 될 수 있다.

2.1.3 연소기 라이너 설계 인자

일반적인 가스터빈 연소기 기본 형상 설계 방법은 여러 문헌에서 찾아볼 수 있다(1-3, 7). 정격 운전 조건에서 요구되는 화염의 안정성 및 압력 손실을 만족하기 위한 기준 속도와 면적을 도출한 후, 전체 엔진의 크기를 고려되어 연소기 케이싱의 크기가 결정되면, 내부의 공기 유로와 연소실을 이루는 라이너 크기를 결정하게 되는데 이때 각 유로의 속도와 차압의 크기, 냉각성능, 주연소 영역과 희석 영역의 공기량 배분 등이 고려되어야 한다. 마이크로 가스터빈의 경우, 가변 속도에서 운전되기 때문에 운전 영역에 따라 유입 공기량이 변동된다. 이렇게 유입된 전체 공기는 Fig. 2와 같이 라이너 유로를 따라서 이동하다가 1차 희석공기공(m_1), 버너(m_0), 2차 희석공기공(m_2)를 통해 연소실 내부로 유입된다. 이때 버너 출구 형상, 1,2차 희석공기공 형상에 의해 각각의 분배량이 결정되어진다.

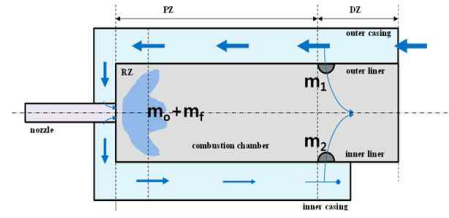


Fig. 2 Schematic of air flow passages.

이때 특정 공기 분배량이 결정이 되면, 점화, 가속, idle, 부분부하, 정격운전, 감소, 정지로 이어지는 가스터빈 엔진의 다양한 운전 영역에서 동일한 공기 분배량이 적용되기 때문에 공기 분배량을 결정하는 라이너의 형상 설계를 위해서는 다양한 가스터빈 운전 조건에서 연소기 성능을 검토하여 최적화 시킬 필요가 있다.

3. 라이너 최적 설계

3.1 싸이클 해석상의 운전 영역

3.1.1 부분 부하 운전 영역

Fig. 3은 본 연소기가 적용되는 가스터빈의 압출기 성능을 보여준다. 60~100% 속도에서 공기량과 압력비가 변동되면서 작동되는 것을 알 수 있다. 본 연구에서는 부분 부하 운전 영역에 해당하는 70~100% 속도 (A-E)에 대하여, 압축기 특성 선도값 0.73~0.82 (1-4)를 검토점으로 선정하였다. 이때 제어 로직은 터빈 입구 온도 방법을 사용하였으며, 각각의 검토점에 대하여 터빈 입구온도를 380도에서 980도로 변화 시키면서 출력과 효율, 그리고 연소기 입구 조건을 계산하여 연소 성능 검토에 사용하였다. 자세한 해석 방법은 문헌 (8)를 참고하였다.

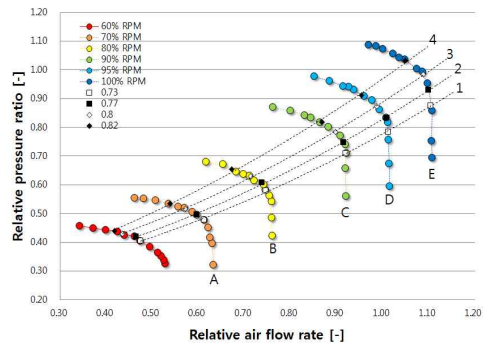


Fig. 3 Operation points on compressor performance map for various loads.

3.2 단일 버너 성능 실험

검토점에 대한 싸이클 해석 결과를 통해 얻은 연소기 입출구 조건에서 원하는 성능 구현 여부를 검토하기 위하여 단일 버너의 연소 성능 실험

을 수행하 소염 한계와 배출물 특성을 살펴 보았다.

3.2.1 화염 안정성

Fig. 4는 버너 출구 유속의 변화에 따른 화염 날림시의 단열화염온도를 보여준다. 출구 유속이 증가 할수록 높은 화염온도에서 화염 날림이 발생하는 것을 알 수 있다. 희박에혼합 화염을 사용하는 본 연소기의 버너의 경우에 화염이 상류의 혼합기 속도와 화염의 전파속도가 평형을 이루는 지점에서 안정화가 이루어진다. 희박 영역에서 화염 전파속도는 화염 온도에 비례하기 때문에 유속이 증가할수록 안정화 영역이 좁아지게 된다. 여기에 운전 안정성을 고려하여 50K의 마진을 고려하여 안정 운전 영역을 결정하였다.

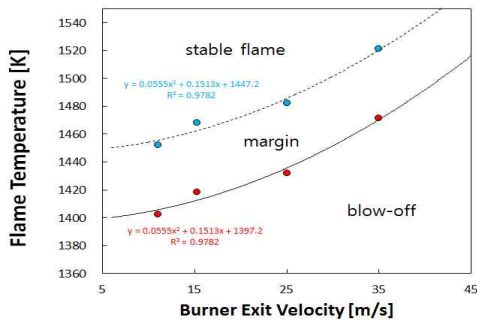


Fig. 4 Adiabatic flame temperature of blowoff with burner exit velocity.

3.2.1 배출물 저감 성능

Fig. 5는 연소기 입구 온도 400도에서 화염 온도 변화에 따른 CO와 NOx 배출 특성을 보여준다. 화염온도가 증가하면서, thermal NOx의 증가로 인하여 NOx 배출량이 증가하고, 화염 온도가 감소하면서 불완전 연소에 의한 CO 배출량이 증가하는 경향을 보인다. 이러한 배출 특성은 희박 혼합 연소기의 일반적인 특성이다. 결과적으로 CO와 NOx의 동시 저감을 위해서는 특정 화염 온도 영역을 연소기 작동 영역으로 제어해주어야 함을 알 수있다. 여기서는 약 1800K 근방이 된다. 이보다 높은 온도에서 운전되면 NOx가, 낮은 온도에서 운전되면 CO가 증가하여 원하는 저감 성능을 만족하기 어렵게된다.

3.3 최적 공기 분배량 결정

Fig. 3에 나타낸 검토점에 대하여 주연소 공기 비율을 0.25~0.4로 설계할 경우, 소염이 발생하지 않는 조건에 대하여 발전량을 화염 온도에 대하여 나타내었다. 열교환기를 포함한 시스템의 경우, 열교환기 입구 온도가 너무 높을 경우, 구조

적인 건전성이 떨어지게 되기 때문에 특정 온도 이하로 제어해야한다.

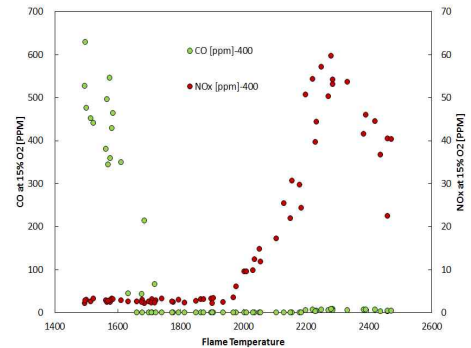


Fig. 5 NOx and CO emission with adiabatic flame temperature at inlet air temperature of 400 deg. C.

본 연구의 대상 열교환기의 경우, 680도의 한계 온도를 적용하였다. 결과적으로 주연소로 유입되는 공기 비율을 높게 되면, 운전 영역이 희박 연소영역으로 치우치게 되어 낮은 화염 온도에 의해 소염되기 쉽기 때문에 작동 가능한 영역이 상대적으로 감소하게 된다. 반면에 주연소 공기 비율이 감소하게 되면, 작동영역은 넓어지게 되나, 화염 온도 상승으로 인해 NOx 배출물 제어가 힘들다.

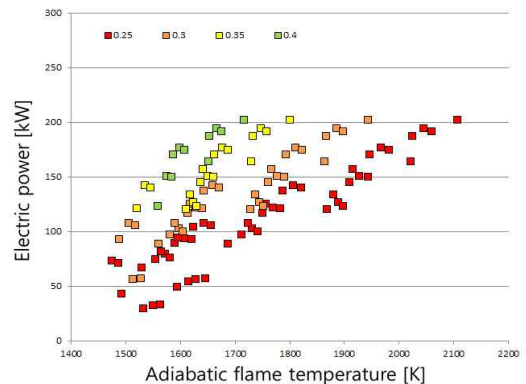


Fig. 6 Electric power with adiabatic flame temperature for various main air ratio.

본 연구에서는 배출물 저감 성능이 우수한 1800K 지점에 정격 운전점이 형성되는 0.35 조건과 약 25%의 넓은 부분부하 운전 영역을 갖는 0.3 조건의 중간 지점을 선정하여 설계하였다. 이 경우에 CO와 NOx가 각각 50ppm과 10ppm (배가스 O2농도 15% 기준)이하로 제어될 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 200kWe급 마이크로 가스터빈 용 저 NO_x 연소기 개발을 위하여 연소기 라이너 설계에 대한 연구를 수행하였으며, 다양한 가스터빈 운전 조건에서 우수한 배출물 저감 성능과 화염 안정성을 확보하기 위하여 사이클 해석에서 도출된 작동점에 대한 검토를 수행하였으며, 그 결과 라이너 설계점을 주연소 공기비가 약 0.325이 되도록 선정하였다.

후 기

본 연구는 지식경제부의 재원으로 한국에너지기술연구원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구과제(20142010102780)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Commercialization of cogeneration plants using 200kW micro-turbine, Planning report, Ministry of Knowledge Economy, 2011
- (2) Lefebvre, A. H., 1983, Gas turbine combustion, McGraw-Hill.
- (3) Fietelberg, A. S., Lacey, M. A., 1997, "The GE Rich-Quench-Lean Gas Turbine Combustor", ASME, 97-GT-127.
- (4) Griebel, P., Fischer M., Hassa Ch., Magens E., Nannen, H., Winandy, A., Chrystostomou, A., Meier, U., Stricker, W., 1997, "Experimental Investigation of an Atmospheric Rectangular Rich Quench Lean Combustor Sector for Aeroengines", ASME, 97-GT-146.
- (5) Kim, H. S., Lim, A. H., Ahn, K.Y., Lee, S. M., 2004, "Study on the Combustion Characteristics of a Lean-Premixed Combustor," Journal of Korean Society Combust, Vol. 9, No. 1, pp. 25~31.
- (6) Cohen, H., Rogers, G. F. C., Saravanamutto H. I. H., 1987, Gas turbine theory, 3rd edition, Longman Scientific & Technical, England, pp. 414.

- (7) D. S. Kim, G. W. Ryu, K. Y. Hwang, S. K. Min, 2013, Preliminary design program development for aircraft gas turbine combustor: part 1-combsutor sizing, J. Korean Soc. Combust. Vol. 18, No.3, pp. 54-60.
- (8) T. S. Kim, S. H. Hwang, 2004, Performance characteristics for off-design operation of micro gas turbine, 유체기계 학회지, 제7권, 제3호, pp.39-47.