

55kW급 마이크로터빈용 저공해 연소기 개발

김형모* · 박영일* · 박부민* · 양수석*

Development of Low NOx Combustor for 55kW Class Micro Gasturbine

Hyung-Mo Kim* · Young-Il Park* · Poo-Min Park* · Soo-Seok Yang**

ABSTRACT

The design and performance test of a low NOx gas turbine combustor to be used in 55kW class micro-gasturbine engine was performed in KARI's combustion test facility. The combustor is reverse flow-can type for easy installation of injector and other parts and LNG is used as fuel. The performance targets are 99.5% combustion efficiency, less 10ppm NOx, 30% patten factor and 4% pressure loss. Most of the performances required are satisfied.

초 록

한국항공우주연구원에서는 55kW급 마이크로 터빈용 엔진에 사용되는 저공해 예혼합 연소기를 개발하였다. 연소기는 역류-캔 형 연소기로써 항공우주연구원에서 설계, 해석, 제작 및 시험을 수행하였으며 최종 시험결과, 연소효율 99.5%, NOx 10ppm 미만, Pattern Factor 30%이하, 압력 손실 4% 이하의 성능을 확인하였다.

Key Words: Gas turbine combustor(가스터빈 연소기), Low emission(저공해), Combustion efficiency(연소효율)

1. 서 론

최근 들어 날로 심각해지는 대기 오염과 환경 보호의 필요성에 대한 공감대가 형성되면서 대기 오염 물질을 줄이기 위한 연구가 국내외적으로 활발하게 진행되고 있다. 국내의 경우, 자동차 및 소각로, 보일러 등의 저공해 기술연구는 활발하나 가스터빈 엔진용 연소기에서 배출되는

공해물질 저감에 관한 연구는 기술적 후발주자라는 사실과 시장 및 수요의 확보가 미비한 이유로 사실상 저조한 실정이다. 하지만 구내외적으로 점차 엄격해지는 환경 관련 규제를 고려하면 가스터빈엔진용 저공해 연소기 개발에 관한 독자적인 기술을 확보하는 것이 향후 세계 가스터빈 시장에서 경쟁력을 확보하기위해 시급한 과제라고 판단되고 있다. 현재 항공우주연구소에서는 에너지절약 기술개발 사업의 일환으로 55kW급 분산발전용 가스터빈엔진 개발에 필요한 연소기 개발을 수행하였으며 본 논문에서는

* 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락처, E-mail: hmkim@kari.re.kr

저공해 연소기의 개발과정에서의 설계 및 최적화 성능시험에 대하여 소개하기로 한다.

2. 저공해 연소기의 설계

2.1 예혼합 연소기의 개념설계

기존의 확산화염형태를 갖는 재래식 연소기와는 달리, 예혼합 저공해 연소기의 경우는 대부분의 연료가 Frontal device의 예혼합 영역에서 공기와 혼합하여 연소장으로 유입되며 저공해 성능 향상을 위하여 예혼합기의 당량비를 최소화시키는 것이 유리하다. 본 연소기의 개념설계에서의 예혼합 공기과잉률은 2.3~2.4정도로 러시아 VTI社(All Russian Thermal Engineering)의 연소기 설계자문을 통하여 결정되었으며 연소기의 사양 및 설계/제작결과를 Table 1과 Fig. 1에 나타내었다.

Fig. 2는 설계된 연소기의 내부유동장과 혼합기의 연료분포를 확인하기 위하여 상용유동해석 코드(Flow-vision)를 이용한 해석결과이며 Fig. 2에서 보여지듯이 설계된 연소기 주연소영역 내의 재순환유동형태와 예혼합기가 끝나는 부근에서의 연료의 균일한 분포 등을 확인할 수 있었다.

개발된 예혼합 연소기는 크게 예혼합부와 파일럿부를 갖는 Frontal device부, liner부, case부 등으로 구성된다. 본 연소기의 상세설계 및 제작은 엔진통합시스템 개발 기관인 (주)뉴로스를 통하여 이루어 졌다. 현재의 재질은 시제작용으로 SUS304를 사용하였으나 향후 내열합금강으로 보강하기로 하였다.

Table 1 연소기 사양 및 설계결과

사용 연료	LNG
연소 효율	99.5% 이상
압력 손실	4% 이내
Pattern factor	20% 이내
공기/연료유량	0.598/0.005 kg/s
출구 온도	907℃
입구 온도/압력	588℃/400kPa
NOx	10ppm

Premixing Air	30.5%
Pilot Air	5.26%
Liner Cooling	32.7%
Dilution	31.5%
Premixing Air Excess	2.4
Pilot Air Excess	4
FD Air Excess	2.56

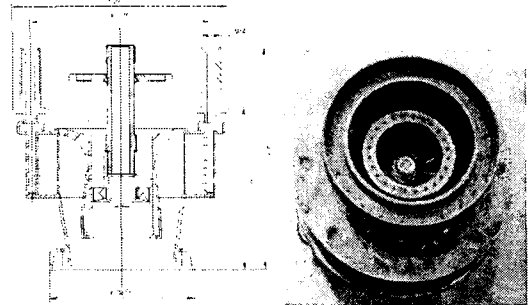


Fig. 1 연소기 상세설계 및 제작결과

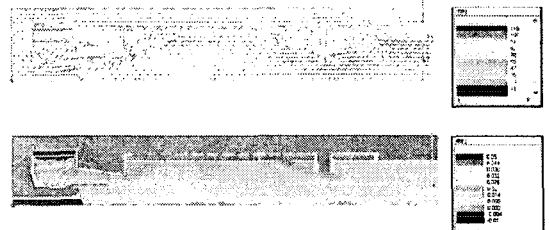


Fig. 2 연소기 유동해석결과

2.2 연소기 모듈시험

예혼합 연소기의 예혼합 성능과 연소성능을 포함한 대부분의 성능은 Frontal device의 특성에 의해 좌우되며 따라서, 설계/제작된 연소기의 최적화과정은 몇 가지 형태의 Frontal device와 모듈최적화시험에 의해 설계 최적화되는 것이 일반적이다. 본 연소기의 최적화도 초기의 모델은 두 가지 variant에서 시작하였으며 성능시험 후 보완하여 최종적으로 성능을 만족하였다.

파일럿 노즐의 역할은 안정된 확산화염을 통하여 예혼합기에 열적인 보염효과를 가지도록 하는데 있으며 파일럿의 특성에 따라 저공해 특성

과 연소효율에 크게 영향을 미치는 것을 확인하였다. Fig. 3과 Fig. 4는 전체 연료유량에 대한 파일럿 연료노즐에 유입되는 연료분배율 ($G_{pl}(\%) = G_{pl}/G_{TOT} \cdot 100(\%)$)과 공기과잉률에 따른 저공해 특성을 보여주고 있다.

NOx의 경우 파일럿 유입량이 작을수록 확산 화염의 영향에 따른 국부고온영역이 작아지기 때문에 NOx의 발생량은 줄어들며 CO의 경우 반대로 예혼합화염의 연소반응이 나빠지기에 증가하는 것을 볼 수 있다.

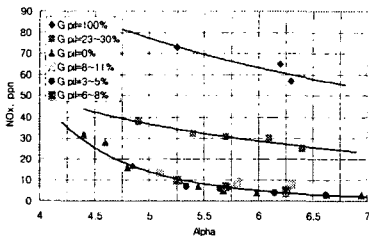


Fig. 3 연료분배율과 NOx 특성

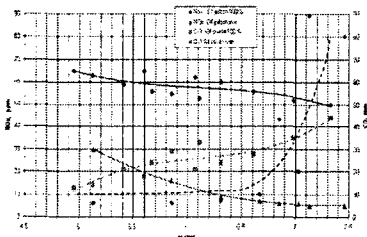


Fig. 4 공기과잉률과 저공해 특성

2.3 라이너 최적화 시험

초기의 설계된 라이너의 성능확인 및 최적화를 위하여 라이너 온도를 측정하여 개선하고자 하였다. Fig. 5는 초기라이너의 형상과 측정점의 위치 그리고 변경후의 라이너형상을 보여주고 있다. 초기 라이너의 경우 표면온도가 850℃ 근처까지 높게 나타났으며 수정된 라이너의 경우, 연소기 내부 라이너의 Discharge orifice와 외부 케이스와의 간격과 냉각 홀 개수를 증가시키고 연소기 하류에 분포되어 있던 홀들을 상류로 끌고 오게 하여 외부 케이스로부터의 냉각공기가 잘 유도 되도록 하여 냉각성능을 향상시켰으며 그 결과를 Fig. 6에 나타내었다.



Fig. 5 변경 전(좌)/후(우)라이너의 형상

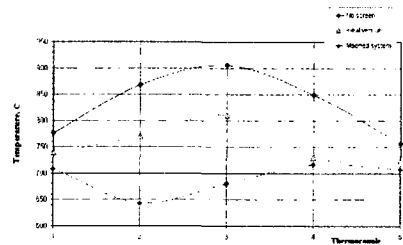


Fig. 6 라이너 수정 전/후 온도분포

3. 연소기의 성능시험

3.1 실험 장치

연소기 성능시험은 한국항공우주연구원의 가스터빈 연소기 성능시험설비(Combustor Test Facility)에서 수행하였다. 설비의 특징은 개방 유로형으로써 연소기의 주요성능인자인 압력손실, 출구온도 분포, 연소효율 측정, 각종 배기가스 성분 분석, 점화 및 가연한계측정 등의 시험을 수행할 수 있다. Fig. 7은 연소기와 연결된 스크롤 출구의 온도를 계측하기 위한 리그의 형상과 그 측정 포인트를 도시하였다. 터빈 전단부의 온도를 계측하기 위하여 스크롤 표면에 부착된 열전대의 지시값을 감시하면서 시험을 수행하였으며 온도 분포는 10°의 간격으로 36개의 k-type 열전대를 3열로 배치시켜 분포를 측정하였다.

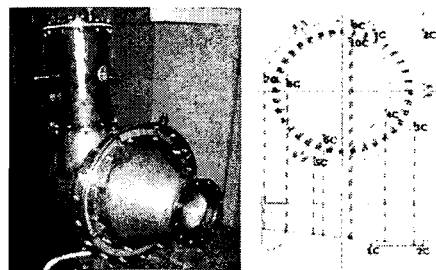


Fig. 7 연소기 시험리그 및 센서위치

3.2 점화 시험

점화시험은 2J용량의 spark ignitor를 사용하였으며 시동공기량인 0.03kg/s에서 공기과잉률 약 2.5정도까지 점화가 되는 특성을 보였으며 점화 지연도 1초 이내로 매우 양호하였다.(Fig. 8).

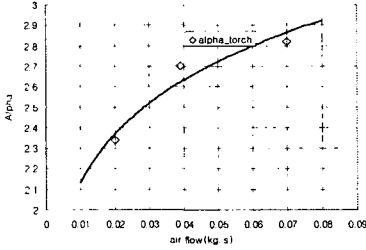


Fig. 8 점화Loop시험 결과

3.3 연소기 후단 온도분포

초기 개발된 연소기 라이너의 경우, 앞서의 설명과 같이 연소기 라이너의 회석공기공이 후류에 설치되었고 이때의 터빈입구 온도 분포를 Fig. 9에 나타내었다. 수정된 라이너의 경우, 회석공기공이 상류로 배치되고 충분한 혼합시간을 가지게 되어 수정전의 Pattern factor가 28.2% 인데 반하여 수정후의 경우는 15.4%로 개선되었다.

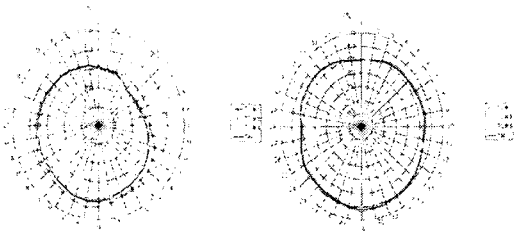


Fig. 9 수정 전(좌)/후(우)의 온도분포

3.4 연소 효율 및 배기가스 특성

최적화된 라이너를 이용한 연소기의 배기가스를 연료배분율에 따라 그 특성을 확인하였으며 연료배분율 15%~20%에서 NOx의 경우 3ppm으로 매우 낮은 수치를 보였다. Fig. 11에서 볼 수 있듯이 CO와 UHC의 측정된 가스를 이용하여 연소효율을 측정할 결과 99%이상을 보였다. 이 두 결과에서 나타났듯이 엔진의 전부하운전시 파일럿의 연료 배분율 30% 근방에서 효율

99.5%이상과 저공해 성능 NOx 기준 10ppm이하를 만족시킬 수 있음을 알 수 있었다.

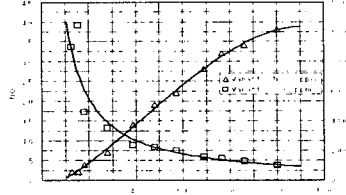


Fig. 10 연소기 저공해 특성 최종시험

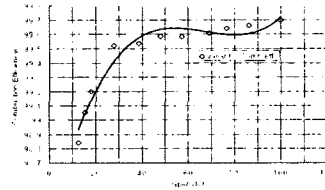


Fig. 10 개발된 연소기 효율

4. 결론

55kW급 예혼합형 가스터빈 저공해 연소기의 설계, 해석, 성능시험을 수행하여 성공적으로 개발에 성공하였으며 그 결과는 다음과 같다.

Table 2 연소기 최종 개발결과

	개발목표	개발결과	달성도(%)
점화 한계		2.5	
연소 효율	99.5%	99.5%	100
Pattern Factor	30%	15.4%	148
Pressure loss	5%	4%	140
NOx	10ppm	8~9ppm	120

후기

본 연구는 산업자원부 및 에너지관리공단의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고 문헌

- Lefebvre, A. H., "Gas Turbine Combustion," McGraw-Hill, 1983