

한국의 가스터빈엔진 연소기 연구개발 동향

최성만*†

Research and Development Trend of Gas Turbine Combustor in Korea

Seongman Choi*†

ABSTRACT

The research and development history of the gas turbine combustor in Korea is introduced briefly. It is very important to understand the fuel spray, mixing phenomena in achieving combustion performance. In this paper, two kinds of fuel injection system such as duplex fuel injector and rotary spray system are introduced in developing gas turbine combustor in Korea. The extensive experimental research of fuel spray, ignition, performance and endurance rig test makes gas turbine combustor successfully in Korea.

Key Words : Gas Turbine, Reverse Combustor, Slinger Combustor

현대 가스터빈 엔진의 개발은 1940년 전후의 터보제트엔진으로부터 미국, 독일, 영국 등에서 본격적으로 시도되었다. 이러한 가스터빈 엔진은 항공용, 산업용 등으로 활용 가치가 높아지면서 괄목할 만한 발전을 거듭하였다. 그러나 한국에서의 독자적인 가스터빈 엔진의 개발은 1990년경 삼성항공(현 삼성테크윈(주)), 한국항공우주연구원, 국방과학연구소, 기계연구소 등을 중심으로 어렵게 시작되었다. 가스터빈 엔진 중에서도 연소기분야는 이론적인 해석이 어려워 아직도 명확한 설계방법이 구축되어 있지 않은 실정이다. 그럼에도 불구하고 1990년 이후 항공분야 및 산업용 용도의 가스터빈엔진은 개발은 국내에서도 꾸준히 연구개발이 진행되어 왔고, 이에 맞추어 다양한 형상의 연소기도 연구되어 왔다. 본 논문에서는 국내에서 연구하여 발표된 대표적인 연소기 형상 및 특성을 설명하고, 이를 바탕으로 향후 가스터빈 엔진의 연소기 개발방향을 토의해 보고자 한다.

환형역류연소기

1998년부터 2003년까지 환형역류연소기에 대한 연구가 진행되었다[1~4]. 연소기의 형상은 Fig. 1 과 같은 환형 역류형 형태의 연소기이며, 유입

공기의 온도가 740 K, 압력은 1,400 KPa 정도이다. 요구되는 성능은 연소효율 99%, 전압력손실 5%, 패터팩터 20%, 프로파일팩터 8%이다[3]. 발표된 논문에서 연료노즐 및 스윌러 분무특성 실험, 점화시험, 연소성능실험, 연소 유동장 수치해석 등의 연소기 연구에 대한 모든 과정이 국내에서는 최초로 수행되었음을 볼 수 있다. 연료노즐 및 스윌러는 HSNS(High Shear Nozzle and Swirler) 형태가 적용되었다. 점화기의 위치를 최적화하기 위한 많은 실험적 연구가 진행되었다. 또한 성능 요구조건을 만족시키기 위한 성능시험 및 내구시험이 이루어졌고, 이 과정에서 스윌러의 형상이 Counter-Swirler 형태로 최적화 되었으며, 최종형상은 연구목표에 도달된 것으로 발표되었다[4].

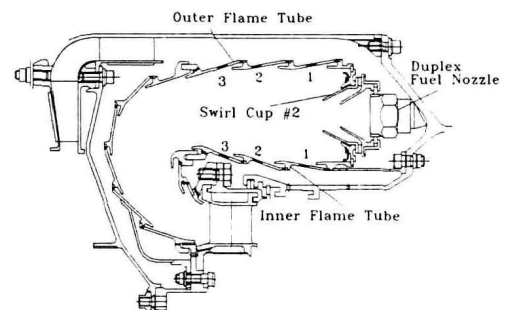


Fig. 1 Annular reverse combustor[2].

* 전북대학교 항공우주공학과

† 연락처, csman@jbnu.ac.kr

TEL : (063)270-3996 FAX : (063)270-2472

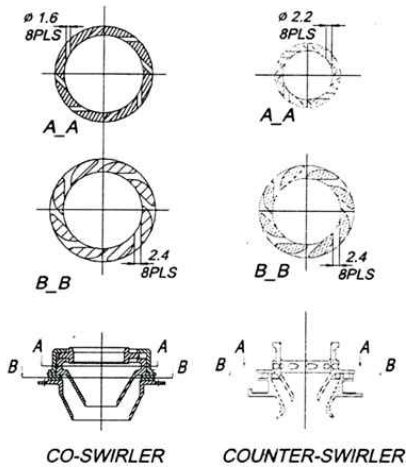


Fig. 2 Co-swirler and counter-swirler[4].

Slinger Combustor

이 후 회전연료노즐을 가지는 또 하나의 새로운 가스터빈 연소기 연구가 시도되었다[5~10]. 이 연소기의 핵심 이슈는 엔진의 회전축의 원심력을 이용하여 연소기내로 연료를 분사하는 것이다. Figure 3과 같이 회전축과 연결된 회전연료노즐에 연료를 흘려주면, 엔진의 회전력에 의해 연료를 고속으로 연소기로 분출하여 이때 미립화 된 연료는 주위 공기와 혼합되어 안정된 연소를 이루게 된다. 이러한 시스템의 가장 큰 특징은 고압의 연료펌프가 필요 없고, 연료분사기가 극도로 단순화되어 매우 저비용의 가스터빈 연소기를 구현할 수 있다는 장점이 있으며, 무한개의 연료분사기를 가지는 효과를 얻을 수 있다는 것이다.

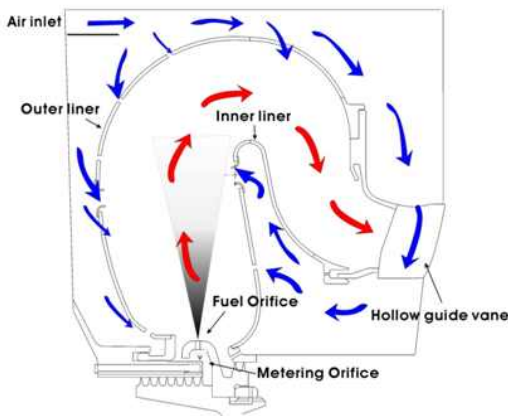


Fig. 3 Slinger combustor[9].

이때 과연 연소기의 초기점화 및 안정된 연소와 성능을 확보할 수 있을 것인가 하는 것이 연구의 주요한 초점이었다. 분무시험결과 엔진의 회전수에 따라 SMD(Sauter Mean Diameter) 가 크게

감소하는 것을 Fig. 4 와 같이 발견하였다.

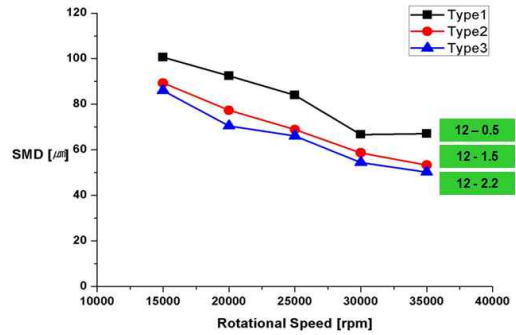


Fig. 4 Spray performance with rotational speed[10].

이때 분무형상은 Fig. 5 와 같이 3가지 형태로 발견함을 고속카메라를 이용한 가시화 연구에서 밝혀내었다.

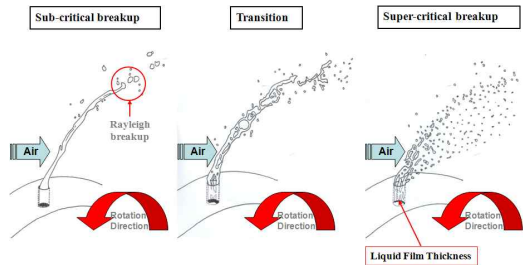


Fig. 5 Schematics of the spray behavior in rotary atomizer[10].

Figure 5에서 보는바와 같이 오리피스 입구에서부터 액적으로 분열되는 Super-critical 형태가 가장 미세한 연료액적을 생성하여 연소에 유리할 것으로 판단되었다. 이 결과는 Fig. 6의 연소 실험결과에서 잘 볼 수 있다. 즉 엔진의 회전수를 실험 장치에서 전기모터를 통해 증가시키고, 그 외 나머지 변수인 공기의 온도, 압력, 공기연료혼합비를 일정하게 유지한 상태에서 연소효율을 측정할 결과 연소효율은 엔진 회전수의 증가에 따라 계속 증가함을 볼 수 있다. 즉 액적의 미립화가 원심력의 증가에 따라 계속 발달하여 변화된 액적의 크기가 연소효율에 영향을 주었음을 판단할 수 있다. 성능시험결과 연소효율은 99.6 % 이상의 값을 얻을 수 있었고, 넓은 화염안정성 및 우수한 연소기 출구온도분포를 얻을 수 있었다.

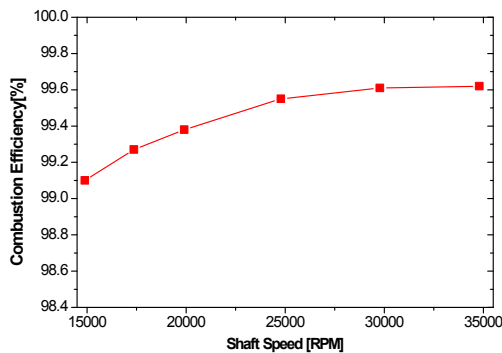


Fig. 6 Combustion efficiency with shaft speed in slinger combustor[9].

위의 두 가지 국내의 연소기 연구사례에서 살펴본 바와 같이, 실험 또는 해석을 통한 연소현상에 대한 기본 이해가 충분히 이루어진다면, 국내에서도 충분히 최신의 가스터빈 연소기 개발이 가능하다는 것을 알 수 있다.

참고 문헌

- [1] 최성만, 전승배, 민성기, "HSNS(High Shear Nozzle and Swirler) 연료노즐 및 스윌러 실험연구", 한국항공우주학회지, Vol. 9, No. 8, 1998, pp. 92-104.
- [2] 최성만, 전승배, 민성기 "가스터빈 연소기 점화성능 시험연구", 제6회 항공기 개발기술 심포지움, 국방과학연구소, 1998, pp 181-190.
- [3] 최성만, 전승배, 민성기, "환형 역류연소기 성능특성연구 I", 제7회 항공기개발기술심포지움, 2000, pp 548-560.
- [4] 최성만, 민대기, 민성기 "환형 역류연소기 성능특성연구 2", 제 11차 유도무기 학술대회, 국방과학연구소, 2001, pp 385-388,
- [5] 이강엽, 이동훈, 최성만, 박정배, 김형모, 박영일, 고영성, 한영민, 양수석, 이수용 "회전분무시스템을 가진 환형연소기의 점화성능 연구" 한국항공우주학회지, Vol. 31, No. 10, 한국항공우주학회, 2003, pp 60-65,
- [6] 이강엽, 이동훈, 최성만, 박정배, 박영일, 김형모, 한영민 "슬링거 연소기 연소특성", 한국 추진공학회지, Vol. 8, No. 1, 한국추진공학회, 2004, pp 38-43.
- [7] 최성만, 이강엽, 이동훈, 박정배 "가스터빈 슬링거 연소기 실험연구", 항공우주학회지, Vol. 34, No. 2, 한국항공우주학회, 2006, pp 68-74.
- [8] 최성만, 이강엽, 이동훈, 박정배 "가스터빈 슬링거 연소기 실험연구", 항공우주학회지, Vol. 34, No. 2, 한국항공우주학회, 2006, pp 68-74.
- [9] S. M., Choi, D. H., Lee, J, B. Park,

"Ignition and Combustion Characteristics of the Gas Turbine Slinger Combustor", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol 22, No. 3, 2008, pp 538-544.

[10] S. M., Choi, S. H., Jang, D. H., Lee, G. W. You, "Spray Characteristics of the Rotating Fuel Injection System of a Micro-jet Engine", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol 24, No. 2, 2010, pp 551-558.