

論文

가스터빈 슬링거 연소기 실험연구

최성만*, 이강엽**, 이동훈**, 박정배***

An Experimental Study of the Gas Turbine Slinger Combustor

Seong-Man Choi*, Kang-Yeop Lee**, Dong-Hun Lee** and Jeong-Bae Park***

ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate the combustion characteristics of the slinger combustor. A combustion test rig was manufactured and installed in KARI combustor test facility. From the ignition test results, we found that there were two major factors influencing the ignition limits; by increasing the rotational speed and the air mass flow rate, a better ignition performance was attained. From the combustion test results, we obtained 99.6% combustion efficiency, 15% pattern factor, and 3% profile factor. The results in this work indicate that the ignition and combustion characteristics of a slinger combustor are markedly different from those of a conventional annular combustor.

초 록

가스터빈 슬링거 연소기의 연소특성을 연구하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. 연소 실험을 위한 시험리그를 제작하여 한국항공우주연구원의 연소시험설비에 설치하였다. 점화성능 시험결과 점화한계에 영향을 주는 두개의 중요한 인자를 발견할 수 있었다. 첫 번째는 연료노즐의 회전수이고, 두 번째는 질량유량이다. 좋은 점화성능을 가지기 위해서는 연료노즐의 회전속도와 공기유량을 증가시킴으로서 가능하다. 연소성능 시험결과 연소효율은 99.6%, 패턴 팩터는 15%, 프로파일 팩터는 3%로 측정 되었다. 연구결과 슬링거 연소기의 점화와 연소특성은 기존의 환형 연소기에 비하여 상당한 차이점을 가지고 있음을 알 수 있었다.

Key Words : Slinger Combustor(슬링거 연소기), Rotating Spray System(회전연료 분사 장치), Ignition(점화), Combustion(연소)

1. 서 론

회전연료 분사장치를 이용한 환형 연소기는 가스터빈 엔진에 이용되고 있으며 터보메카 등의

가스터빈엔진 제작사에서 성공적으로 적용하고 있다. 이 시스템의 가장 주요한 장점은 간단하면서도 저렴하다는 것이다. 분무의 관점에서 보면 회전연료 분사장치는 엔진의 아이들 조건 또는 부분부하에서 미세한 연료분사가 가능하다는 것이다[1]. 일반적으로 가스터빈엔진의 연료분사 장치의 역할은 연소영역으로 연료입자를 분포시키는 것이며 이때 연료의 공간적인 분포는 일차연소영역으로 분사되는 연료의 관통력에 좌우되며, 또한 연소기로 유입되는 공기의 유동형상과 밀접한 관련이 있게 된다. 압력분무식 또는 공기 충

† 2005년 11월 14일 접수 ~ 2005년 12월 15일 심사완료

* 정희원, 전북대학교 기계항공시스템공학부
연락처, E-mail : csman@chonbuk.ac.kr
전북 전주시 덕진구 덕진동1가 664-14

** 정희원, 삼성테크윈 파워시스템 연구소

*** 정희원, 국방과학연구소

돌형(air blast) 분무노즐의 경우 이러한 연소기의 특성을 만족할 수 있으나, 위의 연료노즐은 매우 복잡한 고정밀의 부품으로 구성되는 단점이 있다 [2][3]. 그런데 회전연료 분사시스템은 구성 원리상 구조가 매우 간단하고 작동압력이 낮아 가스터빈 엔진에 경제적으로 적용이 가능하다는 특징이 있다[4]. 그러나 이러한 연료분사 시스템을 채용한 슬링거 연소기의 상세한 연소특성은 아직까지 완전히 이해되고 있지는 않다[5][6][7][8].

Marskey등[5]의 경우 J69-T-25 터보제트 엔진에 이용되는 연소기의 특성을 엔진의 운용관점에서 간략하게 설명하였으나, 구체적인 연소기 리그 시험결과를 제시하지는 않았다. Casimir Rogo등[6]의 경우 600lb 추력의 YJ402-CA-400 터보제트 엔진 스케일 설계관점에서 연소기의 일반적인 설계 및 운용특성을 언급하였으며, 분무입자의 크기를 압력분무식 노즐의 경험식으로부터 도출하여 연소특성과 상관관계를 연구하였다. S. Huebner등[7]은 수치해석을 통하여 슬링거 연소기의 특성을 규명하고자 하였으나 실험과의 검증이 충분하지는 못하였다. 이강엽등[8]의 경우 슬링거 연소기의 점화특성에 연구가 국한되어 점화 및 연소 특성에 대한 전반적인 이해가 어려운 점이 있었다.

이러한 기존의 연구에서 슬링거 연소기의 점화 및 연소에 대한 구체적이고 체계적인 연구가 미흡하여 전반적인 슬링거 연소기의 점화 및 연소특성을 이해하기 어려운 점이 있었다. 본 연구에서는 상세한 슬링거 연료노즐의 분무시험 데이터[9]를 기초로 하여 점화와 연소시험을 여러 조건에서 수행하여 슬링거 연소기의 연소거동을 살펴보고자 한다. 이러한 실험적 연구로부터 회전연료 분사시스템을 채용한 슬링거 연소기의 점화 및 연소특성을 보다 잘 이해할 수 있을 것이며, 본 연구결과는 슬링거 연소기를 이용한 가스터빈 설계 및 개발 시 유용한 설계기반 데이터로 활용될 수 있을 것이다.

II. 본 론

2.1 실험장치

Fig. 1에 시험리그의 개념도가 제시되어 있다. 시험리그는 공기를 공급하는 환형 유로와, 환형 유로 내부에서 연료노즐을 회전시키기 위한 전기모터, 연소기, 그리고 연소기 출구에서 온도, 압력 및 배기가스를 측정하기 위한 회전 측정 장치로 구성된다. 회전연료노즐은 시험리그 내부에 장착된 고속전기모터와 직렬로 연결되어 있다.

고속전기모터의 작동에 의해 연료노즐은 같은 속도로 회전하게 된다. 외부 연료장치에서 공급된 케로신 연료는 연료채널을 통해 회전연료노즐로 이송되며, 고속으로 회전하는 연료노즐의 원심력에 의해 연소기내로 연료가 분무된다.

슬링거 연소기는 외부 라이너(outer liner), 내부 라이너(inner liner), 할로우 가이드 베인(hollow guide vane), 연료량을 조절하는 미터링 오리피스(metering orifice), 회전연료노즐에서 연료를 직접 분사하는 연료분사오리피스(fuel orifice)로 구성되며, Fig. 2에 연소기의 형상과 연소기 내부

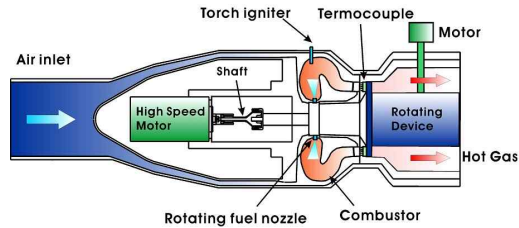


Fig. 1. Schematic diagram of combustion test rig

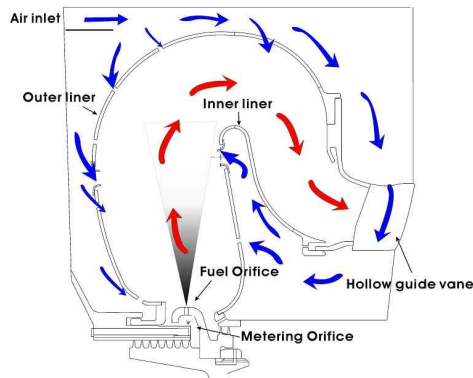


Fig. 2. Schematic of flow pattern in combustor

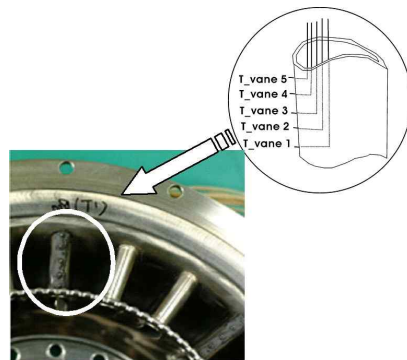


Fig. 3. Thermocouples at the hollow guide vane

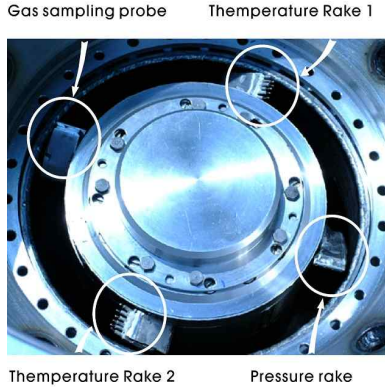


Fig. 4. Picture of the rotating device

의 유동패턴이 제시되어 있다. 압축기 유로를 모사한 환형유로를 통해서 공급된 공기는 외부라이너의 공기공을 통해 대부분 연소기내로 공급되고, 일부 공기는 할로우 가이드 베인을 통과하여 내부 라이너의 공기공을 통하여 연소기내로 공급된다.

Fig. 3은 할로우 가이드 베인 내에 장착된 열전대를 보여주고 있다. 이것은 점화시험에서 연소기 내부의 가스온도를 알기 위하여 설치한 것으로 4개의 베인에 각각 5개의 열전대가 설치되어 있다.

Fig. 4는 회전장치와 이것에 부착된 측정센서들을 보여주고 있다. 회전측정장치는 할로우 가이드 베인 다음에 위치하며, 연소기 출구의 온도형상, 압력과 배기가스 측정을 위하여 이용된다. 이 측정장치는 1개의 압력레이크, 2개의 온도레이크와 수냉식 가스 샘플링 프로브로 구성되며, 3분에 1회전 하도록 고안되었다. 연소효율은 배기가스내의 CO, CO₂, NO_x, 미연탄화수소의 농도를 분석하여 계산함으로써 가능하다.

2.2 실험조건 및 방법

연소시험은 점화시험과 성능시험이 순차적으로 이루어졌다. 이때 사용된 연료는 케로신이다. 점화시험에서 이용된 시험개념이 Fig. 5에 제시되어 있으며 시험순서는 다음과 같다.

- 1단계 : 연소기에 공기를 공급한다.
- 2단계 : 연료노즐을 회전시켜 일정 회전수를 유지한다.
- 3단계 : 토치 점화기를 작동시킨다.
- 4단계 : 연소기에 연료를 공급한다.
- 5단계 : 가스온도를 이용하여 점화특성을 확인한다.

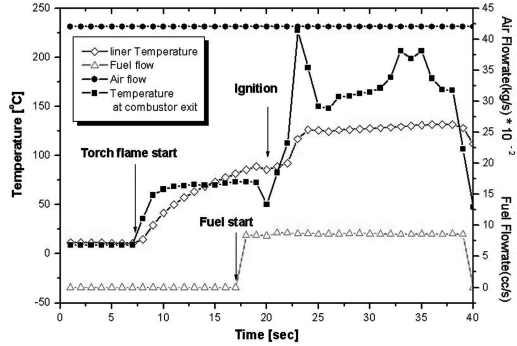


Fig. 5. Typical ignition sequence

토치점화기가 작동될 경우 가스의 온도는 60 °C로 상승함을 볼 수 있고, 점화성공 후에는 100 °C 이상으로 증가함을 볼 수 있다. 점화성공 여부는 연소기 금속에 부착한 라이너 온도를 통해서도 확인이 가능하다.

연료노즐의 회전속도에 대한 영향을 평가하기 위하여 13,000 rpm 부터 30,000 rpm 까지 부드럽게 속도를 증가시킨다. 이때 당량비는 0.31, 공기유량은 1.5 kg/s, 연소기 유입 공기온도는 450 K, 연소기 유입 공기압력은 3.5 bar 로 일정하게 유지한다. 당량비에 대한 영향을 평가하기 위하여 당량비 0.1에서 0.3까지 증가시킨다. 이때 연소기 유입 공기유량은 0.6 kg/s이고 연료노즐의 회전수는 13,000 rpm 으로 일정하게 유지하였다.

슬링거 연소기의 일반적인 연소특성을 알기 위하여 연소성능시험을 수행하였으며, 이때 연료노즐의 회전수는 35,000 rpm, 연소기 유입 공기온도는 450 K, 공기압력은 3.5 bar 이며 당량비는 0.26이다. 연소압력손실이 다양한 공기유입속도에서 측정 되었으며, 이때 연소기 유입 공기온도는 400 K, 연소기 유입 공기압력은 3.5 bar 이고 당량비는 0.26 이다.

2.3 점화성능시험

점화실험결과 측정된 점화한계가 Fig. 6에 제시되어 있다. 이때 가로축의 공기유량계수는 엔진 설계나 해석 시 편리하게 이용하는 준무차원 (quasi dimensionless) 계수로 공기유량과 온도 제곱근의 곱에 압력을 나눈 값으로 정의한다. 공기유량계수는 5.0인 경우 점화한계 당량비는 7,300 rpm에서 0.33, 10,400 rpm에서 0.17, 13,000 rpm에서 0.1이다. 이 결과에서 연료노즐 회전속도가 7,300 rpm에서 10,400 rpm 까지 증가될 때 점화한계는 크게 증가되나, 10,400 rpm에서 13,000 rpm 으로 증가될 때 미세하게 점화한계

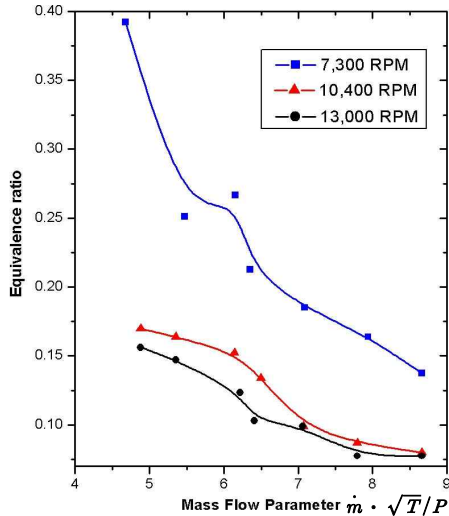


Fig. 6. Ignition limits

가 증가됨을 볼 수 있다. 이것의 주된 이유는 연료노즐의 회전속도 증가에 따른 연료입자의 크기가 변화하는 것이 주된 이유라고 볼 수 있다.

한편 7,300 rpm에서 공기유량계수를 5.0에서 8.7로 증가시킬 때 점화한계 당량비는 0.39에서 0.13으로 변화된다. 13,000 rpm의 경우 점화한계 당량비는 0.16에서 0.08로 변화된다. 이것은 공기유량계수가 큰 값을 가질 경우 연소기 내에 고속의 유동장을 형성하며, 고속의 공기유동 속도로 인해 공기와 연료의 혼합이 증대되기 때문이라 판단된다. 이러한 결과로부터 일정한 연료노즐 회전수에서 공기유량계수가 클수록 점화한계가 커짐을 알 수 있다.

결국 이 시험결과에서 슬링거 연소기의 점화한계에 영향을 주는 두 가지 요소로는 연료노즐의 회전속도와 공기유량계수를 들 수 있으며, 연료노즐의 회전속도와 공기유량 계수를 증가시키므로서 보다 좋은 점화성능을 얻을 수 있음을 알 수 있다.

2.4 연소성능실험

연료노즐의 회전속도에 따른 연소특성을 알기 위하여 연소기 출구 가스온도를 측정하였으며 그 결과가 Fig. 7에 제시되어 있다. 이때 당량비는 0.32로 일정하게 유지하였다. 연료노즐 회전속도 14,000 rpm에서 16,000 rpm사이에서 가스온도는 150℃에서 450℃으로 급격하게 상승되며, 16,000 rpm 이상에서는 완만하게 상승함을 볼 수 있다. 그러나 30,000 rpm 부근에서는 가스온도는 더 이상 증가하지 않고 일정하게 유지됨을 볼 수 있

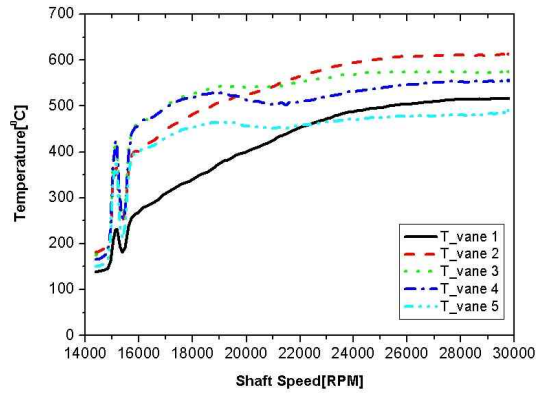


Fig. 7. Combustor exit gas temperature with shaft speed

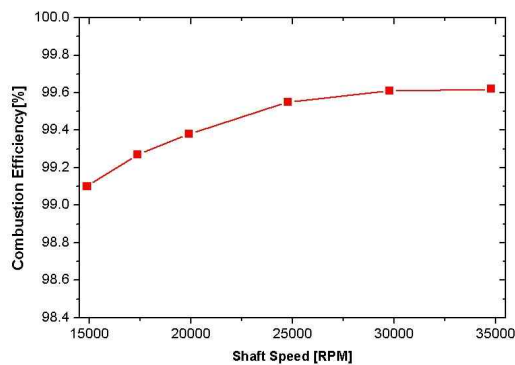


Fig. 8. Combustion efficiency with shaft speed

다. 이 결과는 연소특성이 연료노즐의 회전수에 직접 영향을 받고 있음을 알 수 있게 하여준다. 연료노즐의 회전수에 따른 연료입자의 크기결과 [9]로부터 연료입자의 크기가 연소특성에 영향을 미치는 주 인자임을 알 수 있다. 한편 15,000 rpm 부근에서 강한 온도 의 변동이 있음을 볼 수 있는데 이것은 축 진동에 의한 결과로 판단된다.

Fig. 8은 연소효율과 연료노즐 회전속도와의 관계를 보여준다. 시험조건은 연소기 유입 공기량이 1.5 kg/s, 연소기 유입 공기압력이 3.5 bar 이고 공기온도가 450 K인 경우이다. 연소효율은 채집된 가스를 이용하여 EI 방법으로 계산하였다. 연료노즐 회전속도를 15,000 rpm에서 30,000 rpm으로 증가시킬 때 연소효율은 99.1%에서 99.6%로 변화되었으며, 30,000 rpm 이후에는 연소효율은 일정한 값을 유지하였다. 이 결과 슬링 거 연소기의 연소효율은 연소기내로 유입되는 공기와 연료의 양의 변화 없이도 연료노즐의 속도 증가만으로 향상할 수 있음을 알 수 있다.

Casmir Rogo등[6]은 연소효율은 연소기입구

공기압력과 공기온도의 곱의 함수로 표시되는 단순 반응률(simplified reaction rate)과 상관관계가 있음을 실험결과로 제시하였다. 그런데 이것은 터보제트 엔진실험을 통해 연소기 특성을 도출한 결과로, 엔진 회전수와 유량특성을 독립적으로 실험할 수 없는 한계에서 발생된 것으로 볼 수 있다. 그러나 본 연구에서는 엔진 회전수와 유량 특성을 각각 독립적으로 조정할 수 있는 시험 장치를 이용하여, 유량특성을 일정하게 유지한 채 엔진 회전수만을 변화시키는 방법으로 연소효율을 측정하였으며, 이 결과 슬링거 연소기의 연소 효율에 영향을 주는 가장 주요한 요인으로 엔진 회전수임을 밝혀내었다. 엔진 회전수의 변화는 연료분무 특성을 주로 변화시키는 것으로 Choi 등 [9]의 연구에서 조사되어졌다.

연소기 출구 온도와 당량비의 관계를 알기 위하여 연료노즐의 회전속도를 13,000 rpm으로 고정하고, 연소기 유입 공기유량을 0.6 kg/s로 일정하게 유지한 상태에서 연료유량을 서서히 증가

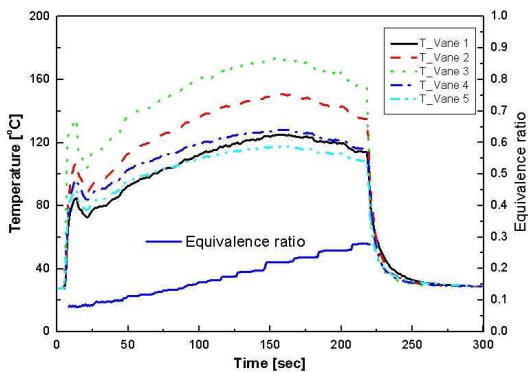


Fig. 9. Combustor exit gas temperature with equivalence ratio

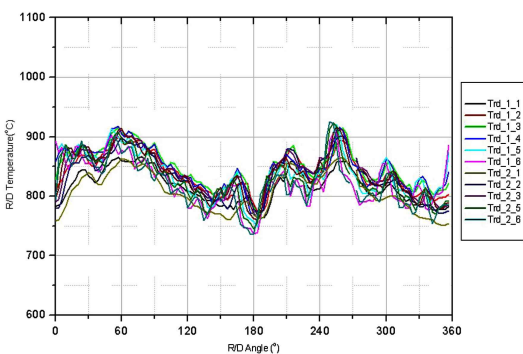


Fig. 10. Combustor exit gas temperature with rotating device angle

시켜 보았다. 실험결과가 Fig. 9에 제시되어 있다. 당량비가 0.1에서 0.2로 증가할 경우 연소기 출구온도는 함께 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 당량비가 0.2에서 0.3으로 증가할 경우 오히려 연소기 출구온도는 감소하는 경향을 보인다. 이 결과로부터 연소기 출구온도는 특정 당량비에서 최대값을 가짐을 알 수 있으며, 이것의 이유는 13,000 rpm의 낮은 연료노즐 회전속도에서 연소효율은 상대적으로 적은 값을 가지며, 과도한 연료는 적절하게 연소되지 않고 배기가스로 빠져나감을 알 수 있다.

Fig. 10은 회전측정장치에 의해 측정된 원주 각도에 대한 연소기 출구의 온도분포를 나타낸다. 12개의 열전대에 의해 측정된 온도형태는 모두가 유사한 형태를 가짐을 볼 수 있다. 이것은 회전연료노즐에서 분사되는 연료가 마치 무한대의 연료노즐처럼 연소기 내로 일정하게 연료를 분사하고 있음을 보여준다.

Fig. 11은 당량비 0.26에서의 패턴 및 프로파일 팩터를 나타낸다. 이때 패턴 및 프로파일 팩터의 정의는 다음과 같다.

$$\text{패턴팩터} = \frac{T_{\text{peak,out}} - T_{\text{mean,out}}}{\text{Mean Temperature Rise}} \times 100\%$$

$$\text{프로파일팩터} = \frac{T_{\text{max radial,out}} - T_{\text{mean,out}}}{\text{Mean Temperature Rise}} \times 100\%$$

패턴 및 프로파일 팩터는 Fig. 10의 12개의 열전대의 측정결과로부터 계산된 것이다. 프로파일 팩터 형상은 활모양으로 나타나며, 터빈 베인 높이의 약 40% 부근에서 3%의 최대값을 가진다. 이것은 기존의 환형 연소기와 비교할 때 매우 뛰어난 수치이며, 회전연료노즐에서 분사된 연료가 공기와 혼합된 후 연소기 내에서 균질한 연소혼합기를 만들었기 때문에 가능한 것으로 판단된다. 패턴 팩터는 약 15%로 최대워치는 터빈 베인의 75% 지점에서 관찰되었다. 이때 최대온도가 나타나는 터빈 베인의 75% 높이는 터빈 수명을 위해서 가장 이상적인 위치이다. 본 연구에서 측정된 결과와 기존의 연료분사시스템을 장착한 항공기용 환형 연소기의 프로파일 팩터 10~20%, 패턴 팩터 20~40% 수치와 비교하여 보면 회전 연료분사 시스템을 장착한 슬링거 연소기의 터빈입구 온도분포가 매우 균일한 값을 가짐을 알 수 있다[10].

이것은 Maskey[5] 등의 연구결과와 유사한 경향으로 슬링거 연소기의 경우 회전하는 연료노즐의 특성으로 인해 연소기내의 연료분포가 공간적으로 매우 균일하여 안정된 연소가 가능하며 온

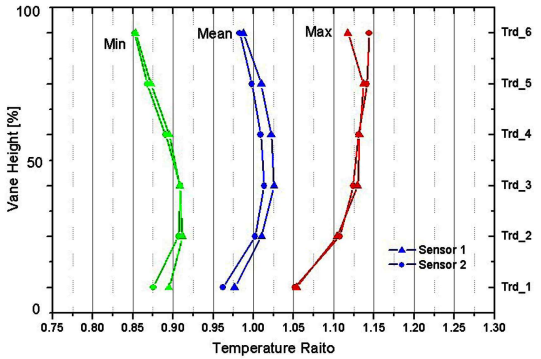


Fig. 11. Pattern and profile factor with vane height

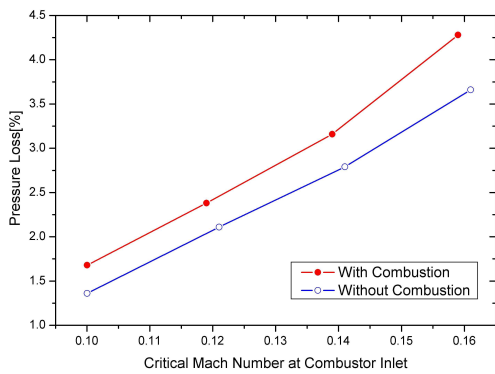


Fig. 12. Total pressure loss with critical Mach number

도편차가 작고 평균온도에 근접한 연소가스를 생성할 수 있는 특성이 있음을 알 수 있다.

Fig. 12 는 연소 시와 연소가 없을 경우의 특성 마하수에 대한 전압력 손실을 나타낸다. 특성 마하수가 증가함에 따라 두 경우 모두 전압력 손실이 증가됨을 볼 수 있다. 특성마하수가 0.16일 경우 연소 시는 4.3%, 비 연소 시에는 3.6% 로 전압력 손실이 나타나며 두 경우의 비는 16% 정도이다. 즉 전 압력 손실의 84%는 공기유동에 의해서 발생되며, 16%는 연소에 의한 압력손실을 알 수 있다.

III. 결 론

슬링저 연소기의 점화 및 연소특성을 연구하였다. 점화실험결과 점화한계는 연료노즐의 회전속도와 공기유량계수를 증가시킴으로서 가능하였다. 최대 점화한계는 연료노즐 회전속도 13,000

rpm에서 당량비 0.08로 측정 되었다.

연소실험결과 연소효율은 99.6%, 패턴 팩터는 15%, 프로파일 팩터는 3%로 측정되었다. 이 결과에서 연소기로 유입되는 공기와 연료의 양의 변화 없이도 연료노즐의 회전속도 변화만으로도 연소효율을 향상 시킬 수 있음을 알 수 있었다. 연료노즐 회전속도를 변화시킬 경우 15,000 rpm 부근에서 화염은 다소 불안정 하였으나, 회전수를 증가 시킬 경우 화염은 안정됨을 알 수 있었다. 연소기 출구온도의 분포는 매우 균일 하였고, 패턴 팩터의 최대 위치는 터빈 베인의 75% 위치에서 나타났다. 전압력 손실은 특성마하수 0.16에서 4.3%로 나타났으며, 공기유동에 의한 압력손실은 84%, 연소에 의한 압력 손실은 16%가 됨을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2005년도 전북대학교 지원 연구비에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) NREC, "The Design and Development of Gas Turbine Combustors", Northern Research and Engineering Corporation, pp. 6.32~6.34, 1980.
- 2) 이동훈, 최성만, 박정배 "연료종류에 따른 이중오리피스 노즐의 분무특성 연구", 한국액체미립화학회지, 제 8권 2호, pp. 7-15, 2003.
- 3) Arthur H. Lefebvre, "Atomization and Spray", Hemisphere Publishing Corporation, pp.134~142, 1989.
- 4) A. M. Mellor, "Design of Modern Turbine Combustors", Academic Press, pp.280~314, 1990.
- 5) Maskey and Marsh, "The Annular Combustion Chamber with Centrifugal Fuel Injection", SAE paper 444C, January 1962.
- 6) Casimir Rogo and Richard L. Trauth, "Design of High Heat Release Slinger Combustor with Rapid Acceleration Requirement", SAE paper 740167, 1974.
- 7) S. Huebner, T. Exley, "Numerical Analysis of the Flows in Annular Slinger Combustors", AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
- 8) 이강엽, 이동훈, 최성만, 박정배, 김형모, 박영일, 고영성, 한영민, 양수석, 이수용, "회전분무 시스템을 가진 환형연소기의 점화성능 연구", 한

국항공우주학회지 제 31권 10호, pp. 60-65, 2003.

9) Seong Man Choi, Kamg Yeop Lee, Dong Hun Lee, Jeong Bae Park "Spray Characteristics of the Rotating Fuel Injection System by using PDPA and PIV", 17th International Symposium on Air Breathing Engine, September 4~9, Munich, Germany, ISABE 2005-1217.

10) R. K. Mishra, P. S. Ramanujam, C. Badarinath and M. N. Bhat "Influence of operating pressure on the performance of an aero gas turbine combustor", 17th International Symposium on Air Breathing Engine, September 4~9, Munich, Germany, ISABE 2005-1020.