論文

회전분무시스템을 가진 환형연소기의 점화성능 연구

이강엽*, 이동훈*, 최성만*, 박정배**,
김형모***, 박영일***, 고영성***, 한영민***, 양수석***, 이수용***

A Study of Ignition Performance on the Annular Combustor with Rotating Fuel Injection System

Kang-Yeop Lee*, Dong-Hun Lee*, Seong-Man Choi*, Jeong-Bae Park**, Hyung-Mo Kim***,
Young-Il Park***, Young-Sung Ko***, Yeoung-Min Han***, Soo-Suck Yang*** and Soo-Yong Lee***

ABSTRACT

An experimental study was performed to understand ignition characteristics of gas turbine combustor with rotating fuel injection system. Liquid fuel applied to the inner surface of rotating fuel nozzle which was driven by high speed electrical motor is flung away by centrifugal forces. The real scale combustor and test rig was manufactured and tested under atmospheric condition in KARI combustion test facility. From the test results, this combustor ignition characteristics are highly dependent upon fuel nozzle rotating speed. Furthermore, combustor exit gas temperature was rapidly changed by increasing or decreasing the fuel nozzle rotating speed.

초 록

회전분무시스템을 적용한 가스터빈연소기의 점화특성을 연구하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. 연료분사는 연료를 회전연료노즐의 내측에 공급한 후, 고속모터로 회전하는 연료노즐에서 발생하는 원심력을 이용하여 분사되는 방식을 이용하였다. 실물크기의 연소기 및 시험리그를 제작하여 한국항공우주연구원의 연소시험설비를 이용하여 대기압 조건에서 연소시험을 수행하였다. 시험결과 이 연소기의 점화성능은 연료노즐의 회전수와 상관관계를 가지고 있으며, 연료노즐의 회전속도를 증가하거나 감속할 경우 연소가스의 온도가 급격하게 변화되는 특성이 있음을 알 수 있었다.

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Spray(분무), Annular Combustor(환형연소기), Rotating Fuel Injection System(회전분무시스템), Ignition(점화)

1. 서 론

가스터빈엔진 연소기의 최적설계는 엔진의 운

전조건과 관련된 연소기 성능, 즉 연소효율, 연소 안정성, 연소기 출구온도, 점화영역, 내구성 등을 만족시키는 데 있다. 항공용 가스터빈에 적용되는 연소시스템은 일반적으로 환형연소기를 채택하고 있으며 연소기가 차지하는 제한된 공간 내에 무게, 제작비용, 단순성, 연소 성능 면에서 더 효율적인 연소시스템을 구현하기 위한 연구가 진행되고 있다.

이러한 환형 연소기는 터빈의 수명제약조건으

† 2003년 8월 25일 접수 ~ 2003년 10월 24일 심사완료

* 정회원, 삼성테크윈(주) 파워시스템 연구소

연락처, swirl.lee@samsung.com

경남 창원시 성주동 28번지

** 정회원, 국방과학연구소

*** 정회원, 한국항공우주연구원

로 균일한 연소기 출구 온도분포를 요구하며 이를 위하여 다수의 압력식 노즐을 이용하여 연소기내에 균일한 연료분포를 형성하는 것이 기본적인 설계개념으로 되어있다. 다수의 압력 식 압력 노즐은 많은 비용과 무게, 복잡한 연료공급시스템이 필요한 문제점이 발생되며 이러한 한계를 극복하기 위하여 일부에서는 회전축의 원심력을 이용하여 반경방향으로 연료를 분무시켜 환형의 균일한 연료분포를 얻을 수 있는 개념을 이용하여 적용하고 있다^{1),2)}.

이 회전분무시스템의 작동원리는 연료를 회전 연료노즐에 공급하여 엔진의 회전축과 연결된 연료노즐의 회전하는 원심력에 의하여 연소기 내부로 분사되는 방법으로 가스터빈연소기와 산업용 버너 등에 일부 적용되고 있다. 이 시스템의 장점은 매우 간단하고 저렴하면서도 성능특성이 매우 우수하다는 점이다^{1),2),3)}. 그러나 연료노즐이 고온의 연소가스에 노출되어 있어 연소 잔류물에 의하여 연료노즐 오리피스가 막힐 가능성이 상존하며, 연료공급 메카니즘의 특이성으로 연료량의 변화에 따른 반응이 늦게 나타나는 단점이 있다⁴⁾.

또한, 엔진시동이 낮은 회전수에서 점화되므로 점화특성이 불량하고 엔진회전속도에 비례하여 연료가 분무되므로 가속성능이 특이하다고 알려져 있다. 이러한 연구를 수행하기 위하여 Full scale 연소기와 시험 장치를 제작하여 실험에 이용하였다.

II. 본 론

2.1 실험장치 및 방법

시험은 한국항공우주연구원의 연소시험설비에서 수행되었다. 그림 1은 본 연구에서 사용된 연소기 시험리그의 개략도와 사진을 보여주고 있다.

시험장치는 속도가변이 가능한 고속 전기모터와 이와 직렬로 연결된 연료노즐, 그리고 연소기로 구성된다. 연료는 연료파이프를 통해 연소기 내로 공급되며, 파이프 끝단의 미터링 오리피스에 의하여 연료유량이 제어된다. 미터링 오리피스를 통과한 연료는 연료노즐 내부표면에 얇은 연료 층을 형성하게 되며 고속으로 회전하는 연료노즐의 원심력에 의해 연소기 내부로 분사하게 한다. 그 후, 공기와 혼합되어 연소실내에 연소가 일어나게 되며 연소된 가스는 온도측정센서를 통과한 후 대기로 배출된다.

그림 2는 시험에 사용된 실물 연소기의 모습

(a) Schematic of Test Rig

(b) Picture of Test Rig

그림 1. Test Rig

그림 2. Combustor layout

그림 3. Thermocouple positions at hollow guide vane

이다. 일반 환형연소기(Annular combustor)와는 달리 반경방향으로 연료가 분무되고 연소기의 길이가 매우 짧은 형상이다. 점화는 2개의 토치점화기를 사용하였다.

연소기 출구온도를 측정하기 위하여 Hollow guide vane의 Leading edge에 총 20개(5EA/1Vane)의 열전대를 설치하였다(그림 3).

연료는 Kerosine계열의 밀도가 다른 두 연료(Fuel A, Fuel B)를 사용하였으며 연료의 특성은 표 1에 기술되어 있다.

표 1. Properties of test fuels

Properties	fuel A	fuel B
density(kg/m ³)@10℃	820	≫820
viscosity(10 ⁻⁶ m ² /sec)@10℃	1.975	4.1
freezing point(℃)	-46	-79
sulfur total mass(%)	max. 0.4	max. 0.4
flash point(℃)	min. 60	min. 54.4

2.2 실험조건

점화영역을 확인하기 위하여 표 2와 같이 입구온도 300K에서 공기량을 증가시키며 실험을 수행하였다. 연료를 분무시키는 회전장치의 속도를 7,300 rpm, 10,400 rpm, 13,000 rpm으로 변화시켜 회전수에 따른 점화영역을 확인하였다. 연소기 입구에서의 특성 마하수(Critical Mach Number)는 0.08~0.2의 범위이다. 점화의 성공여부는 토치점화기의 화염이 소멸된 후 약 30초간 화염이 유지되면 점화 성공으로 판정하였다(그림 4).

그림 4. Diagram of ignition test sequence

표 2. Ignition condition

No	Inlet Air			Rotating Speed [RPM]
	Mass flow [kg/s]	Pressure [kPa]	Temp. [K]	
1	0.30	110	300	7300/10400/13000
2	0.35	110	300	7300/10400/13000
3	0.40	110	300	7300/10400/13000
4	0.45	120	300	7300/10400/13000
5	0.50	120	300	7300/10400/13000
6	0.55	120	300	7300/10400/13000
7	0.60	120	300	7300/10400/13000

점화이후, 회전장치의 가감속 특성 관찰은 공기과잉률(α) 3.2범위에서 수행하였다. 여기서, 공기과잉률(α)은 당량비(ϕ)의 역수이다. 그리고 회전수를 13,000 rpm, 공기유량을 0.6 kg/s로 일정하게 유지한 후 연료유량을 증가시키며 연소기의 출구온도를 측정하였다.

2.3 실험 결과 및 분석

그림 5는 시간에 따른 점화시험 프로세서를 보여주고 있다. 점화기인 토치가 7초경에 작동하여 토치화염이 유지되고 약 17초경에 연료가 공급되면 약 2.5초의 지연 후에 점화가 이루어진다. 그 때부터 연소기 출구온도가 급격하게 상승하고 25초 이후부터 연소기 화염이 유지되는 것을 볼 수 있다. 연료가 연소기 내로 분사되기 위해서 연료 파이프를 통해 미터링 오리피스스를 거쳐 회전 연료노즐에 공급된 후 회전 장치의 원심력에 의해 분사가 이루어지기 때문에 완전한 분무가 이루어지기까지는 일반 압력식 인젝터에 비해 다소 많은 시간이 소요되는 것이 주요한 이유이다.

그림 5. Ignition sequence

토치점화기를 사용한 상온점화성능의 시험결과를 그림 6과 같다. 연소기의 입구조건인 공기 유량과 압력, 온도를 유량함수(Flow Parameter)로 표현하여 공기 과잉률(α)에 따라 점화한계를 표현하였다.

회전속도가 7,300 rpm 인 경우 점화한계는 공기 과잉률(α) 이 7정도이나, 회전속도가 10,400 rpm 인 경우 이 값이 12.5, 13,000 rpm 인 경우 13까지 증가됨을 알 수 있다. 이것은 연료노즐의 회전속도가 증가함에 따라 연료분무입자의 조성이 연소에 유리한 방향으로 변화되고 있음을 의미한다. 이미 Oyama and Endou, Norster¹⁾ 등의 많은 연구자들에 의해 회전분무시스템에서 액적의 크기가 회전속도에 반비례함을 보고하고 있으며 특히, Oyama는 식1)을 제시하였는데, 본 실험과 같이 7,300 rpm에서 13,000 rpm으로 약 2배의 회전속도 증가할 경우, 액적의 크기는 2배 정도 감소되며, 이로 인하여 점화한계는 확장된 것으로 볼 수 있다.

$$SMD \propto K \frac{1}{N} \quad (1)$$

K : 유량과 오리피스직경의 상수

N : 회전속도(RPM)

또한 모든 회전수에서 공기유량함수의 값이 증가할 경우 점화범위가 확장됨을 그림 6에서 볼 수 있다. 이것은 같은 연료분무상황에서도 연소기 유입공기속도가 빨라질 경우 분사된 연료와 공기의 혼합이 강화되어 점화영역이 확장되는 특성이 있는 것으로 판단된다.

일반적으로 압력식 인젝터를 사용하는 환형연소기의 상온점화영역이 유사조건에서 공기 과잉률 5~10정도⁵⁾임을 고려할 때 Radial 연소기의 점화를 위한 연료노즐 회전수는 10,000 rpm 이상을 유지하는 것이 적절한 것으로 판단된다.

물성치가 다른 연료를 이용할 경우의 점화특성 결과는 그림 6에 실선과 점선으로 비교되어 있다. Fuel A 는 일반 케로신 계열의 연료로서 실선이며, Fuel B 는 상대적으로 점도가 2배 높은 연료로서 점선으로 표시되어 있다. 점도가 높은 Fuel B의 점화영역이 Fuel A 보다 다소 축소되어 있음을 볼 수 있다. 이것은 두 연료의 점도에 따른 분무특성의 차이에 의해서 발생하는 것으로 판단된다⁶⁾. 그러나 점도가 2배 증가 하더라도 회전 수 10,000 rpm 이상에서 점화영역은 공기 과잉률(α)이 5이상으로 관측되어 매우 우수한 점화 특성을 가지고 있음을 알 수 있으며, 연료 온도가 저온 일 경우에도 점화성능이 크게 감소

$$\text{Mass Flow Parameter} = W\sqrt{T}/P$$

W: Air Flowrate [kg/s]

T: Inlet Temperature [K]

P: Inlet Pressure [MPa]

$$\text{Alpha}(\alpha) = \text{Excess air ratio}, \frac{(A/F)_{\text{real}}}{(A/F)_{\text{stoich}}}$$

그림 6. Comparison of ignition limit on different density fuel

하지 않을 것임을 예측 할 수 있다.

연료노즐의 회전수에 따른 연소특성을 알기 위하여 회전수를 14,000 rpm에서 30,000 rpm 까지 변화시켜가며 연소가스의 온도를 측정하였다. 이때 연소기 입구의 공기온도는 상온으로 하였고 공기 과잉률(α)은 3.2로 일정하게 유지하였다. 실험결과를 그림 7에 제시되어 있다. 회전수가 증가하는 경우인 (a)그림의 경우 연소기 출구온도가 회전수에 따라 계속 상승되며, 약 25,000 rpm 이후에는 그 온도가 더 이상 상승하지 않고 일정 온도를 유지함을 볼 수 있다. 즉 14,000 rpm에서 25,000 rpm 사이에서는 회전수 증가에 따라 화염의 크기 및 위치가 계속 변동되며, 25,000 rpm 이상에서는 회전수가 증가하여도 화염은 일정 상태로 유지하는 것을 의미한다. 관측창을 통하여 화염의 상태변화 측정에서도 이러한 현상은 목격되었다.

(a) Rotating speed acceleration

(b) Rotating speed deceleration

그림 7. Temperature change by rotating speed variation

회전속도가 15,000 rpm를 지날 때, 순간적으로 온도가 급격히 상승하였다가 감소하는 현상은 고속전기모터와 연결된 회전축의 공진현상에 의한 것으로 판단된다. 즉 이것은 엔진에 적용 시 연소기의 특성이 엔진의 진동특성에 매우 민감하게 반응함을 의미한다.

그림(b)는 회전수를 감소시킬 경우이며, 이 경우에는 회전수 증가와 반대의 경향이 나타남을 볼 수 있다.

그림 7의 결과 중 연소가스의 온도가 특정 회전수에서 매우 급격하게 변화된다. 회전수 14,000 rpm 이하에서는 연소가스의 온도가 200°C 근방을 유지하고, 회전수가 2,000 rpm 증가한 16,000 rpm의 경우 연소가스의 온도가 500°C 이상으로 급격하게 상승한다. 이것은 14,000~16,000 rpm 사이에서 급격하게 연료분무특성이 변화하기 때문이라 판단된다.

연료노즐의 회전수에 따른 분무입자의 크기를 확인하기 위하여 PDPA로 물을 이용하여 분무입자의 크기를 측정하였으며⁷⁾ 그 결과가 그림 8에

그림 8. SMD vs. RPM

그림 9. Temperature change by fuel flow variation(RPM=13,000)

제시되어 있다. 연료노즐 끝단에서 80 mm인 경우 회전수 5,000 rpm에서 20,000 rpm으로 변화시킬 경우 연료입자의 직경은 73 μm 에서 42 μm 으로 1.7 배정도 급격하게 감소함을 알 수 있다. 따라서 이 회전수 구간에서 연료분무의 특성이 급격하게 변화됨을 알 수 있고 이에 따라 연소특성이 연동되어 변화된다고 판단할 수 있다.

연료노즐의 회전수가 일정할 경우 연료량 증가에 따라 연소가스의 변화특성을 살펴보았다. 그림 9는 회전수를 13,000 rpm, 공기유량은 0.6 kg/s으로 일정하게 유지한 후 연료유량을 증가시키며 연소기 출구온도를 측정된 결과이다. 연소가스 온도는 연료유량 증가에 따라 선형적으로 증가하다가 연료가 약 10 cc/s, 공기 과잉률(a)이 5.1 이후부터는 오히려 가스온도가 감소하는 경향을 보이고 있다. 즉, 13,000 rpm의 회전수 영역에서는 연료유량을 증가시켜도 가스온도가 증가되지 않는다. 즉, 연료노즐의 회전수에 따라 가스의 최대 온도가 결정됨을 알 수 있다.

III. 결 론

회전분무시스템을 가진 연소기의 점화 및 가압속 특성연구를 위하여 Full scale 리그시험을 수행하였으며, 실험결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 연료노즐의 회전수의 증가에 따라 점화영역은 크게 증가한다. 회전수가 7,300 rpm에서 13,000 rpm으로 증가 할 경우 점화한계인 공기과잉률(α)은 7에서 13까지로 약 1.85배 증가한다.

2) 점화지연 시간은 약 2.5초로 초기 화염생성시 다소의 시간이 필요함을 알 수 있다.

3) 점도가 2배 높은 연료를 이용할 경우 점화한계는 약 20% 정도 감소하나, 10,000 rpm의 회전수에서도 공기과잉률(α)이 5이상의 값을 가져서 안정된 점화가 가능함을 확인하였다.

4) 공기 및 연료유량이 일정하게 유지한 후 연료노즐의 회전수를 가속하는 경우, 회전속도의 증가에 따라 연소기 출구온도는 25,000 rpm까지 계속 상승한 후 그 이상의 회전수에서는 일정 온도로 유지된다. 회전속도 14,000~16,000 rpm 사이에서 급격하게 연소기 출구온도가 변화되며, 이는 연료 분무특성이 변화에 따른 것으로 판단된다.

5) 연료노즐의 회전수가 13,000 rpm의 저속인 경우 연료유량을 증가시켜도 연소기 출구온도는 일정온도이상 증가되지 않는다. 즉 연료노즐의 회전수에 따라 얻을 수 있는 최대의 가스온도가 결정됨을 알 수 있다.

참고문헌

1) Arthur H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion" Second edition, Taylor & Francis, 1999, pp.212~213.

2) Arthur H. Lefebvre, "Atomization and Spray", Hemisphere Publishing Corporation, 1989 pp.134~135.

3) L. Bayvel, Z. Orzechowski, "Liquid Atomization" Taylor & Francis, 1993, pp.110~113, 208~220.

4) NREC, "The design and development of Gas Turbine Combustors" volume I, Northern Research and Engineering Corporation, 1980, pp. 6. 32~6. 34.

5) 이동훈, 최성만, 김지희, 박정배 "환형 직류 연소기의 점화 성능에 관한 연구" 제11차 유도무기학술대회, pp.381-384, 2001.

6) 이동훈, 최성만, 박정배, "연료의 물성치 변화가 이중오리피스 연료 노즐의 분무구조에 미치는 영향에 관한 연구" 한국연소학회 제26회 Symposium 논문집, pp.179-188.

7) 최성만, "Establish Fuel Nozzle Spray Performance Test Data," 삼성테크윈 기술자료 Doc No. TC0005466, 2002.

8) Maskey and Marsh, "The Annular Combustion Chamber with Centrifugal Fuel Injection," SAE paper 444C, January 1962.

9) Casimir Rogo and Richard L. Trauth, "Design of High Heat Release Slinger Combustor with Rapid Acceleration Requirement," SAE paper 740167.