

고고도 조건에서 슬링거 연소기의 점화특성 연구

이강엽* · 이동훈* · 박영일** · 김형모** · 박부민** · 이경재**
최호진*** · 장현수*** · 최성만****

An Ignition Characteristics of Slinger Combustor at High Altitude Condition

Kang-Yeop Lee* · Dong-Hun Lee* · Young-Il Park** · Hyung-Mo Kim** · Poo-Min Park**
Kyung-Jae Lee** · Ho-Jin Choi*** · Hyun-Soo Chang*** · Seong-Man Choi****

ABSTRACT

High altitude ignition test was performed to understand high altitude ignition characteristics of slinger combustor. To verify ignition limits, test was carried out with variation of altitude and fuel nozzle rotational speed using AETF(Altitude Engine Test Facility) in KARI(Korea Aerospace Research Institute). From the result, the effect of major factors which affect on ignition characteristics was observed. The reduction of ignition limit with increasing altitude and expansion of ignition limit with increasing rotational speed of fuel nozzle was verified. Also minimum rotational speed of fuel nozzle at high altitude must be greater than that of seal level condition.

초 록

고고도 조건에서 슬링거 연소기의 점화특성을 파악하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. 점화실험은 실험 연소기 리그와 고고도 조건을 모사할 수 있는 엔진고공환경 시험설비(KARI-AETF)를 이용하여 수행되었으며, 회전식 연료노즐을 가진 슬링거 연소기의 특성을 고려하여 고도 변화와 함께 연료노즐의 회전수를 변화시켜가며 점화한계를 측정하였다. 결과를 통하여 점화에 영향을 미치는 인자 중 연소기 압력과 공기온도, 연료온도의 영향을 살펴보았는데, 고도가 높아질수록 즉, 압력과 온도가 낮아질수록 점화한계가 축소되는 경향을 확인하였고, 특히 연료노즐 회전속도가 고고도 점화성능을 향상시킬 수 있는 인자임을 재확인 할 수 있었다. 또한, 고고도 점화에서는 점화를 위한 최소 회전수가 해면고도에 비해 66% 이상 증가되어야 함을 확인하였다.

Key Words: Slinger Combustor(슬링거 연소기), High Altitude Ignition(고고도 점화)

* 삼성테크윈(주) 파워시스템연구소

** 한국항공우주연구원

*** 국방과학연구소

**** 전북대학교 기계항공시스템공학부

연락처, E-mail: swirl.lee@samsung.com

와 터빈의 일을 통한 적절한 엔진 회전수에서 연소기 입구로 공급된 공기가 연료노즐을 통해 분사된 연료가 공기와 혼합되어 점화에 가능한 혼합기를 만들어 주고 이 때 최소 점화에너지 이상의 점화원으로 점화가 수행되는 것이다[1]. 그러나 회전분무시스템을 적용하는 슬링거 연소기는 엔진의 회전속도에 의해 연료가 분무되므로 연소기 입구 조건이외에 연료노즐의 회전속도가 점화에 큰 영향을 미치게 되며 점화 및 가속 성능이 매우 특이하다[3-7].

그리고 항공용 가스터빈엔진은 지상뿐만 아니라 고고도환경에서도 점화가 이루어져야 하며 점화성능을 만족시키기 위해서는 연소기 개발단계에서 고고도 조건에 대한 점화특성을 확인하고 점화를 수행하기 위한 부가적인 방법을 모색하게 된다[2].

본 연구에서는 슬링거 연소기를 대상으로 고고도조건, 즉 저압 저온에서의 점화특성을 분석하기 위한 실험을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 시험장치 및 방법

시험은 한국항공우주연구원의 엔진고공시험설비(AETF)에서 연소기 시험리그를 사용하여 수행되었다. Fig. 1은 설비에 장착된 시험장치의 모습이다.

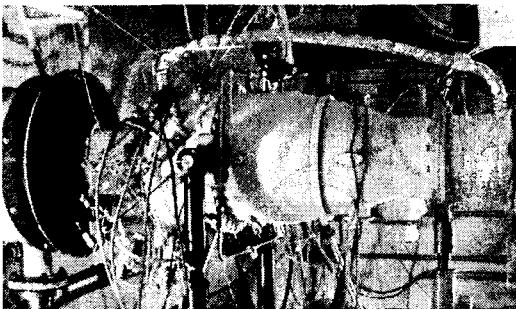


Fig. 1 High altitude ignition test rig(cooled by low temperature air)

연소기 입구의 공기유량은 벤츄리미터로 측정하고 연료는 터빈유량계로 측정하고 연료의 온도강하를 위해 연소기 입구 덕트에 열교환기를 설치하였다. 시험리그 안에는 속도 가변형의 고속모터와 직렬로 연결된 연료노즐이 있으며 미터링 오리피스스를 통과한 연료는 회전연료노즐을 통해 연소기 내부로 분사되도록 구성되었다.

연료는 Kerosene계열의 Jet A-1을 사용하였으며 점화기는 토치점화기를 사용하였다. 점화성공여부는 연소기 케이스에 장착된 가시화창과 연소기 라이너 및 출구의 배인에 장착된 열전대를 통해서 확인하였다.

2.2 시험조건

고고도 점화시험에 앞서 입구 공기온도의 영향을 파악하기 위하여 해면고도조건(상압)에서 저온점화시험을 수행하였다. 시험을 수행한 온도 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Ambient pressure condition

case	Pressure [MPa]	Air Temp. [°C]	Fuel Temp. [°C]
1	0.1	20	20
2	0.1	-15	20
3	0.1	-32	20

고고도 점화시험을 위해 Table 2와 같은 고도 정지조건에 대하여 연료노즐의 회전속도를 변화시키며 점화영역을 확인하였다.

Table 2. High altitude condition

Altitude	Condition	Pressure [MPa]	Temperature [°C]
10,000ft	STD	0.069	-4.85
	COLD	0.069	-26.05
20,000ft	STD	0.046	-24.55
	COLD	0.046	-43.35

연료노즐의 회전수는 10,000 rpm, 13,000 rpm, 15,600 rpm, 18,200 rpm으로 변화시켰으며 각 조건에 대하여 공기유량은 최소 0.17 kg/s에서

최대 0.43 kg/s 로 연소기 입구에서의 특성마하수(Critical Mach Number)는 0.06~0.17 범위에 해당된다. 시험은 설정된 공기 유량에 대해 연료 유량을 감소시키며 점화 한계를 확인하였으며 공급 가능한 최소 연료유량은 0.3 cc/s 이었다.

3. 결과

3.1 해면고도 조건에서의 점화 한계

Figure 2는 연소기 입구 공기온도와 연료노즐 회전수 변화에 대한 점화한계를 나타낸 것이다. 상온과 저온에서의 점화영역이 큰 차이를 보이지만 -15 °C와 -32°C의 점화성능은 동일 연료노즐 회전수에서 동일한 경향을 보인다. 저온 영역에서는 온도차이 보다는 연료노즐 회전수의 영향이 큼을 알 수 있다. 저온에서 연료의 점도증가로 인해 미립화 특성이 현저히 떨어지는 것이 그 이유이며 이것은 연료노즐의 회전수 증가를 통해 미립화 특성을 향상시킬 수 있음을 반증하고 있다.

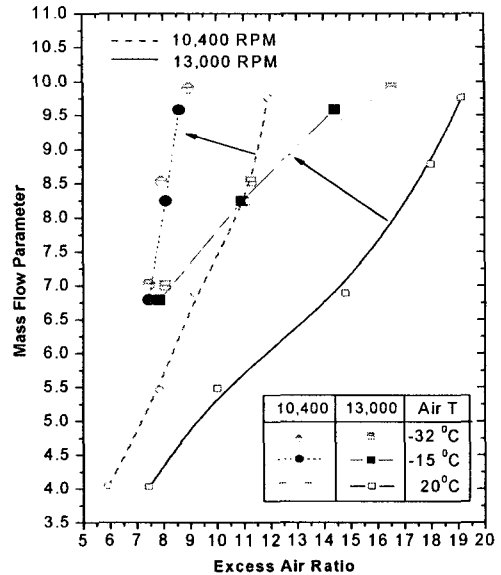
3.2 고고도 조건에서의 점화 한계

10,000 ft 이상의 고고도조건에서는 연료노즐 회전수 13,000 rpm 이상에서 점화가 가능하였다. 이는 해면고도 조건에서 점화가 가능했던 7,800 rpm 보다 66% 이상 높은 회전수로서, 고고도 대기 조건에 따른 저온환경은 연료의 점도를 증가시켜 연료의 미립화가 충분히 이루어지지 못하게 됨에 따라, 이 점도 증가를 극복하기 위해서는 더 높은 원심력, 즉 높은 회전수가 요구되게 된다.

고고도 조건인 10,000 ft 와 20,000 ft에서 상온 및 저온 조건에서의 점화한계 측정결과를 Fig. 4에 나타내었는데, Fig. 2의 해면고도 조건의 결과와 비교하면 동일 온도조건에 대해 점화한계가 눈에 띄게 축소되었음을 볼 수 있다.

동일한 고도 10,000 ft 조건에서 상온에 비해 저온 조건에서 점화 한계가 축소되는 현상은 해면고도 조건과 마찬가지로 뚜렷하다. 특히 시험설비의 한계로 연료유량을 3cc/s 이하로 감소시

키지 못한 관계로 그림에 화살표로 표시한 바와 같이, 상온 조건에서의 점화한계는 실제 그래프보다 화살표 방향으로 더 확장될 것으로 판단된다.



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

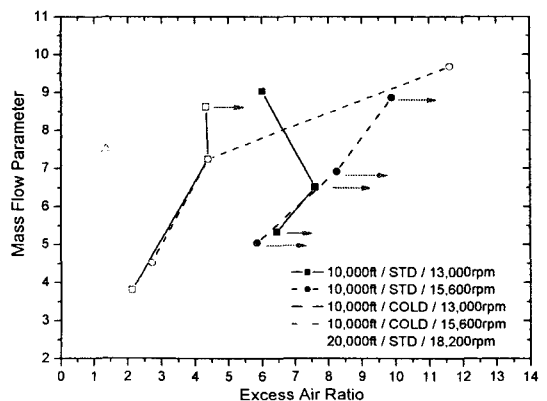
W: Air Flowrate [kg/s]

T: Inlet Temperature [K]

P: Inlet Pressure [MPa]

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

Fig. 2 Ignition limit at ambient pressure condition



At 15,600rpm test, Fuel flow was impossible below 3 cc/s

Fig. 3 Ignition limit at high altitude condition

20,000 ft 조건에서는 연료노즐 회전수 18,200 rpm에서 점화 성공하였으며 이 조건은 0.46 bar의 매우 낮은 압력으로 공기의 밀도가 매우 희박한 조건이다. 이 이상의 고고도조건에서 점화를 하기 위해서는 부가적인 점화성능 향상 방법으로서 산소공급이나 연료가열 등이 사용될 수 있을 것이다.

추가적으로 엔진입구와 연소기 입구조건을 살펴보면 본 연구에서 연소기의 입구조건을 고도 정지조건을 가정하여 엔진 입구조건과 동일하게 설정하였으나, 실제 고고도에서는 일정한 비행속도를 지녀야 한다. 따라서 공기는 흡입구와 압축기를 통과하면서 ram effect에 의해 압력과 온도가 다소 상승하여 연소기로 유입된다. 이에 ram effect를 Mach Number 0.8을 가정하여 본 시험조건에 반영, 재계산하면 Table 3과 같다.

Table 3 Combustor inlet condition on ram effect

Altitude		Combustor inlet		Static condition
		Pressure [MPa]	Temp. [°C]	
10,000ft	STD	0.105	29.49	0 ft 조건과 유사
	COLD	0.105	5.58	
20,000ft	STD	0.070	7.27	10,000 ft 조건과 유사
	COLD	0.070	-13.94	
30,000ft	STD	0.046	-15.18	20,000 ft 조건과 유사
	COLD	0.046	-36.61	

따라서, 본 연구에서 시험한 20,000 ft 정지조건은 실제 30,000 ft 비행조건으로 환산될 수 있다.

4. 결론

회전분무시스템을 가진 슬링거 연소기의 고고도 점화특성을 살펴보기 위하여 연소기 리그의

입구 조건을 고고도 조건으로 모사하여 점화한계를 측정하였다. 점화에 영향을 미치는 인자 중 연소기 압력조건과 공기온도, 연료온도의 영향을 확인할 수 있었는데, 고도가 높아질수록 즉, 압력과 온도가 낮아질수록 점화한계가 축소되는 경향을 확인하였다. 특히, 연료노즐 회전속도가 고고도 점화성능을 향상시킬 수 있는 인자임을 재확인 할 수 있었는데, 고고도 점화에서는 점화를 위한 최소 회전수가 해면고도에 비해 66% 이상 증가되어야 함을 확인하였다.

참고 문헌

1. Rolls-Roys, "The Jet Engine", Rolls-Roys plc, 1986, pp.121~131
2. Arthur H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion" Second edition, Taylor & Francis, 1999, pp.212~213
3. 이강엽 외 9인, "회전분무시스템을 가진 환형연소기의 점화성능 연구," 한국항공우주학회, 제 31권 10호, 2003, pp60-65
4. 이강엽, 이동훈, 최성만, 박정배, "회전연료노즐의 분무특성 연구," 제3회 유체공학학회, 2004
5. 이강엽 외 6인, "슬링거 연소기의 연소특성," 한국추진공학회지, 제8권 1호, 2004, pp.39-43
6. Kang-Yeop Lee, Seong-Man Choi, Yeoung-Min Han, Jeong-Bae Park, "Ignition Characteristics on the Annular Combustor with rotating fuel injection system," GT2004-53233
7. Seong-Man Choi, Kang-Yeop Lee, Jeong-Bae Park, Kyung Chun Kim, Man Yeong Ha, "Spray Characteristics of the Rotating Fuel Injection System," AJCPP2005-2230