

초소형 터보제트엔진 연소기의 리그시험 및 고고도 점화시험

이동훈* · 김형모** · 박부민** · 유경원*** · 팽기석*

Full Rig Test and High Altitude Ignition Test of Micro Turbojet Engine Combustor

Donghun Lee* · Hyungmo Kim** · Poomin Park** · Gyungwon You*** · Kisuk Paeng*

ABSTRACT

A full rig combustor test and altitude ignition test were carried out for radial-annular combustor of micro turbojet engine. 11.2% total pressure loss and 99.85% of combustion efficiency were measured at design point of engine under sea level standard condition and 2~6 of air excess ratio for ignition envelope was achieved on engine starting regime. Finally, A 30,000 ft high altitude ignition test was also performed and finally we found out that the developed radial-annular combustor is appropriate to micro turbojet engine.

초 록

초소형 터보제트엔진에 적용되는 반경형 연소기에 대한 전부하 연소리그시험과 고고도 점화시험을 수행하였다. 지상정지, 표준대기 조건에서 엔진의 최대운용점에서 연소리그시험과 기본 점화시험을 수행한 결과, 11.2%의 압력손실과 99.85%의 최종 성능을 도출하였으며, 주 시동영역에서 공기과잉율 2~6의 점화영역이 측정되었다. 30,000 ft 고고도 점화시험을 실시하여 고공환경에서의 점화영역을 측정하였고, 이러한 결과를 통해 개발된 연소기의 설계가 타당함을 입증하였다.

Key Words: Micro Turbojet Engine(초소형 터보제트엔진), Slinger Combustor(슬링거연소기), High Altitude Ignition(고고도점화), Combustor Rig Test(연소기 리그시험)

1. 서 론

일반적으로 추력 50 ~ 300 lbf급의 초소형 터

보제트 엔진은 무인기 등 다양한 비행체계에 활용될 수 있어 향후 그 발전전망이 매우 밝은 편이라고 볼 수 있다[1]. 한편, 초소형 엔진은 그 특성상 가격이 싸고, 시스템이 간단하면서도 고고도에서의 점화성능은 우수해야 하는 등 성능요구도는 매우 높은 편인데, 이렇게 다양한 요구를 동시에 충족시키기 위해서는 각 구성품의 설

* 삼성테크윈 파워시스템연구소
** 한국항공우주연구원 첨단추진기관그룹
*** 국방과학연구소
연락처, E-mail: dong.hun.lee@samsung.com

계가 엔진의 요구성능에 맞게 최적화되어야 할 뿐만 아니라, 실제 작동점과 동일한 환경에서의 시험을 통해 그 성능을 충분히 검증할 필요성이 있다. 특히 연소기는 개발 과정에서 실제 시험을 통해 성능을 검증하고 개선하는 것이 가장 중요한 구성품이므로 리그를 이용한 리그시험과 지상 및 고도에서의 점화시험이 연소기 개발과정에서 가장 중요한 시험이 된다.

상기와 같은 초소형 엔진의 요구도를 구현하기 위하여 회전연료노즐을 채택한 반경형 연소기(Radial Annular Combustor/Slinger Combustor)를 설계, 개발하였으며, 실제 연소기를 이용하여 엔진의 작동점과 동일한 조건에서 연소성능을 측정하는 전부하 연소시험(Full Rig Combustor Test)을 실시하여 연소효율 및 압력손실 등의 연소성능을 측정하였다. 또한 고고도 시험설비(Altitude Engine Test Facility)를 이용하여 고도 30,000 ft에서의 점화시험을 실시하여 연소기의 점화가능영역(Ignition Loop)를 측정하였다.

2. 시험장치 및 시험조건

2.1 시험용 연소기 및 연소시험리그

초소형 터보제트엔진에 적용한 반경형 연소기의 3차원 형상 및 단면을 Fig. 1에 보였다.

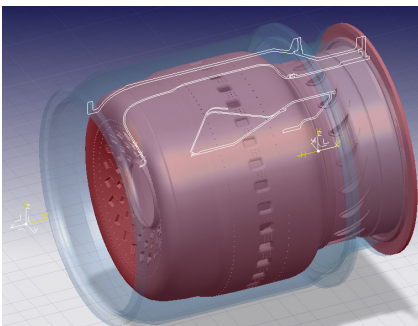


Fig. 1 Slinger Combustor Modeling

최대 회전수 75,000 rpm으로 회전하는 직경 40 mm의 회전연료노즐을 이용하여 연료를 분사

하였으며, 연소기 외경은 165 mm이다. 연소기 최대 출구온도는 1330 K로 설계되었으며, 목표 압력손실은 12.5%, 연소효율은 98.5% 이상이다. Fig. 2에 본 연소기 리그시험에 사용한 시험리그의 단면 및 각 부 구조를 보였다.

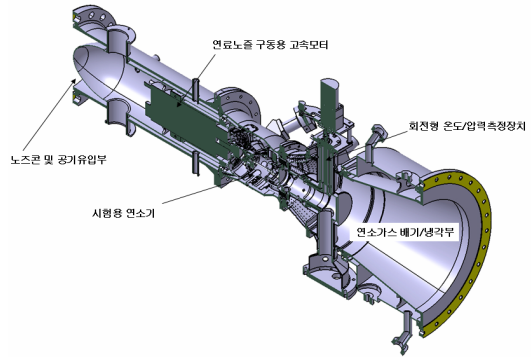


Fig. 2 Slinger Combustor Test Rig

2.2 연소시험설비

연소기의 지상연소시험과 고고도 점화시험을 위하여 한국항공우주연구원의 연소기 시험설비(Combustor/Compressor Test Facility)와 고고도 엔진시험설비(Altitude Engine Test Facility)를 이용하였다. Fig. 3에 연소기 시험리그를 고고도 엔진시험설비에 장착하여 시험하는 모습을 보였다. 항공우주연구원의 CCTF는 최대 6 kg/sec의 공기유량 및 최대 5 bar에서의 연소시험이 가능하며 AETF는 최대 30,000 ft 환경의 고공조건을 모사한 엔진시험이 가능한 설비이다.

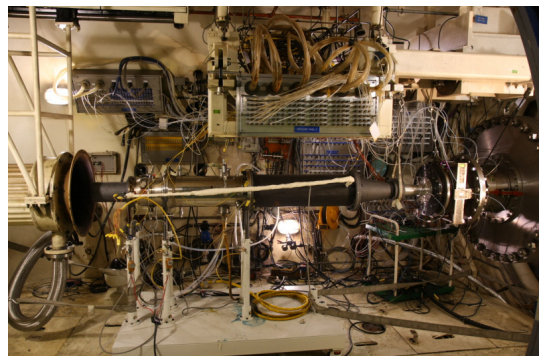


Fig. 3 Altitude Ignition Test

2.3 시험조건

Table 1에 연소기 리그시험을 위한 연소기 입구공기조건을 보였다. 연소기 리그시험은 idle과 operating 조건에 대해서 압력손실, 연소효율, 출구온도분포 등을 측정하였으며, 지상정지조건에서의 점화 영역을 도출하기 위하여 15,000 ~ 30,000 rpm 사이에서 점화시험을 실시하였다.

Table 1. Test Conditions for Combustor Rig Test

| | idle | Operating |
|----------------------|-------|-----------|
| Inlet Pressure (kPa) | 412 | 492 |
| Inlet Temp. (K) | 469 | 508 |
| Air Mass (kg/sec) | 1.022 | 1.059 |
| Fuel Mass (kg/hr) | 41 | 91 |

Table 2에 고고도 점화성능을 측정하기 위한 고고도 점화조건을 예를 엔진회전수 25,000 rpm에 대해 보였다. 고고도 점화영역은 고고도 정지조건에서 압축기 회전수에 따른 연소기 유입 공기조건을 해석적으로 구하여 이 공기조건을 시험설비로 모사한 후, 연료유량 변화에 따른 점화가능여부를 측정함으로써 얻을 수 있다.

Table 2. Test Conditions for High Altitude Ignition Test at 25,000 rpm, STD

| | 10k ft | 20k ft | 30k ft |
|----------------------|--------|--------|--------|
| Inlet Pressure (kPa) | 85 | 58 | 38.8 |
| Inlet Temp. (K) | 292 | 272 | 252 |
| Air Mass (kg/sec) | 0.133 | 0.098 | 0.07 |

고고도로 갈수록 연소기 점화성능은 급격히 떨어지게 되므로 산소를 연소기 입구에 분사시켜 점화성능을 향상시키게 되는데, 본 연소기의 고고도 점화시험에서는 5, 10 bar의 산소를 연소기 입구에 공급하여 산소공급 여부에 따른 점화영역 차이를 관찰하였다.

3. 시험결과

3.1 지상 연소 리그 시험

설계된 연소기의 성능을 확인하기 위하여 지상정지조건에서의 점화영역을 측정하였고, 아이들 및 최대 운용점에서의 연소성능을 측정하였다. Fig. 4에 연소기 입구 공기유량에 대한 점화가능영역을 공기과잉율(AER, Air Excess Ratio)로 나타내었다. 시험결과 연소기는 주 점화영역인 15,000 ~ 30,000 rpm 구간에서 AER 3 ~ 6 정도의 결과를 보였으며, 회전연료분사 기구를 채택한 슬링거 연소기임을 감안할 때 매우 양호한 점화영역으로 평가된다.

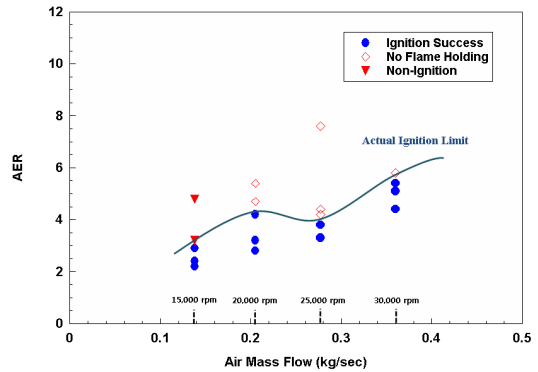


Fig. 4 Ignition Loop Test Result

Table 3. Combustion Performance Test Result

| | Idle | Operating |
|--------------------|-------|-----------|
| 압력손실 (%) | 17.41 | 11.46 |
| 연소효율. (%) | 98.09 | 99.65 |
| Pattern Factor (%) | - | 20 |
| Profile Factor (%) | - | 9 |

Table 3에 아이들과 최대 운용점에서의 연소성능 측정결과를 보였는데, 최대 운용점에서 11.46%의 압력손실 및 99% 이상의 연소효율을 달성하여 설계목표를 만족함을 확인하였다. Fig. 5에 연소기 표면에 대한 온도분포 측정을 보였는데, 열전대와 열감지 페인트를 동시에 적용하여 시험한 결과, 라이너표면의 최대 온도는 약 720 °C 정도로 측정되었다. 이러한 표면 온도는

연소기 라이너 내열한계가 900 °C 임을 감안할 때 설계된 연소기의 내구성 및 냉각설계 또한 설계목표에 부합된다는 것을 알 수 있었다.

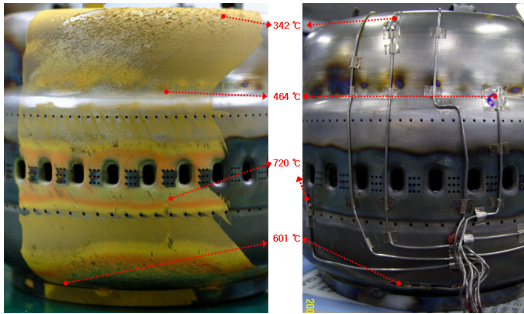


Fig. 5 Combustor Liner Temperature Distribution

3.2 고고도 점화시험

고고도에서의 안정적인 점화특성은 항공용 추진기관의 가장 중요한 성능 중의 하나인데, 이를 검증하기 위해서는 고공시험설비를 이용한 고고도 점화시험이 필수적이다. 이를 위해 고고도 10,000 ~ 30,000 ft 에서의 연소기 점화가능 영역을 회전수 25,000 rpm과 30,000 rpm에 대해 측정하였고, 산소보조분사시험을 수행하여 고고도에서의 산소보조시동의 타당성을 검증하였다.

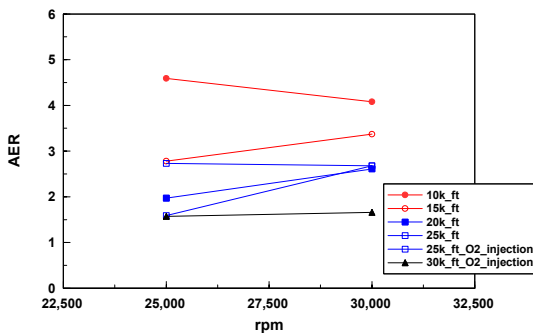


Fig. 6 Ignition available AER limit in accordance with rpm

Figure 6에 회전수 고도조건에 대해 회전수에 따른 점화가능 영역을 AER에 대해 나타내었다. 회전수가 올라갈수록 전반적으로 점화가능영역

이 증가함을 알 수 있는데, 이러한 경향은 지상 점화시험과 유사하게 나타나고 있다.

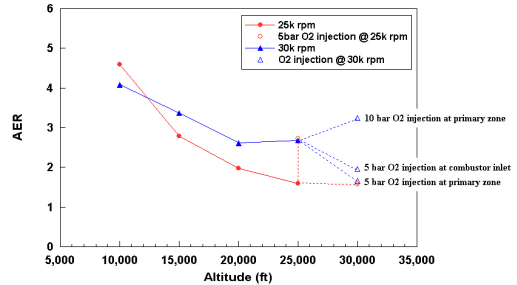


Fig. 7 Ignition available AER limit in accordance with Altitude using Oxygen Injection

두 회전수 조건에 대해 고도에 따른 점화가능 영역을 AER로 나타낸 것을 Fig. 7에 보였다. 고도일수록 점화가능 AER이 떨어지는 것을 잘 볼 수 있는데, 25,000 rpm 이상에서는 AER이 거의 1~2 사이로 일반적인 지상 점화에 비해 상대적으로 매우 fuel rich한 상태에서만 점화가 가능함을 알 수 있다. 또한 산소보조분사를 시험한 결과, 30,000 ft 조건에서는 산소공급여부에 따라 점화가능 영역이 약 2배 이상 차이가 남을 알 수 있는데, 따라서 고고도점화를 위한 산소보조분사 방법이 매우 효과적임을 확인하였다.

4. 결 론

초소형 터보제트엔진에 적용되는 슬링거 연소기의 리그시험 및 고고도 점화시험을 수행하여, 연소기의 점화특성 및 연소성능 특성을 파악하였다.

참 고 문 헌

1. 이동훈, 최현경, 최성만, 유경원, 허환일, “드럼형 회전연료노즐의 미립화 기구 분무특성 연구,” 한국추진공학회지, 제12권, 제2호, 2008, pp.57-65