

분할연소기의 화염 가시화 연구

김보라미* · 최채홍** · 김춘택** · 최성만***

Flame Visualization of the sector combustor

Borami Kim* · Cheahong Choi** · Chuntaek Kim** · Seongman Choi***

ABSTRACT

In order to see the flame behavior in the gas turbine combustor, combustion test was performed by using sector combustor. Ignition test with torch ignition system was carried out at the various combustor inlet velocity and air fuel ratio. Also, flame blow out limit was measured by changing fuel flow rate with fixed air mass flow rate. In the test results, stable ignition is possible at air excess ratio of 6 and this limit is gradually increased with combustor inlet air velocity. The minimum blow out limit is about 4 at 40 m/s of combustor inlet velocity. This blow out limit is also increased up to about 10 with increasing combustor inlet velocity.

초 록

가스터빈 연소기의 화염 특성을 알기 위하여 분할 연소기 시험을 수행하였다. 점화시험은 여러 가지 연소기 유입 공기속도와 공기과잉율에 따라 토치 점화장치를 이용하여 수행되었다. 또한, 연료를 충분히 공급한 상태에서 점화를 수행한 후 점차 연료량을 감소시켜가며 희박연소한계를 측정 하였다. 실험 결과, 공기과잉율 6에서 안정한 점화를 보였고 이 값은 연소기 공기 유입속도에 따라 점점 증가함을 보였다. 최소 실화한계는 연소기 공기 유입속도 40 m/s에서 약 4였고, 이 값 또한 연소기 공기유입속도에 따라 약 10 까지 증가함을 보였다.

Key Words: Annular Reverse Combustor(환형 역류형 연소기), Ignition Behavior(점화 특성), Flame Visualization(화염 가시화), Blow Out Limit(실화한계)

1. 서 론

가스터빈엔진 중 100 kW 급 소형 엔진은 주로

보조동력장치로써 항공기의 시동 및 전기발생, 추기 공기(Bleed Air)발생 등 항공기의 생존에 중요한 역할을 담당 하고 있을 뿐만 아니라 분산 발전/비상 전원용으로도 적용 가능하므로 그 중요성이 점차 증대되고 있는 실정이다.[1] 이렇게 다양한 분야에서 적용이 가능한 100 kW 급 가스터빈 엔진은 지금까지는 주로 지상용 주동력장치

* 전북대학교 항공우주공학과
** 한국항공우주연구원
*** 전북대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: csman@chonbuk.ac.kr

로써 개발되어져 왔다. 이러한 지상용 주동력장치를 항공기에 적용하기 위해서는 다양한 비행조건에 따른 성능평가를 필요로 한다. 그런데 소형가스터빈의 경우 적은 연료노즐 사용으로 인하여 연소안정성이 취약하며, 엔진이 극한 작동 상황에서 실화가 발생하여 작동중단이 일어날 수 있는 가능성이 있다. 이러한 APU 엔진의 작동중단은 헬기의 운용에 심각한 위협이 될 수 있으므로 이를 사전에 검증하여 연소기의 실화를 능동적으로 회피하거나 또는 시스템을 개선하여 그 가능성을 억제하여야 한다. 한편, 항공기용 가스터빈에 주로 적용되는 환형연소기에 있어서 가스터빈 연소기의 점화성능 및 화염안정성은 매우 중요한 역할을 하며, 이러한 성능은 본질적으로 연소기의 성능과도 밀접한 관계를 가지고 있다. 그러므로 항공기용 가스터빈 연소기 개발시 점화 및 성능에 대한 실험이 반드시 필요하다.[2]

따라서 본 연구에서는 APU 엔진과 동일한 크기와 형태를 가진 분할연소기를 제작하고 항공기의 비행조건을 모사하여 각 조건에서의 화염가시화 실험을 수행하였다. 연소기로 유입되는 공기의 속도는 일정하게 한 후 연료의 양을 조절하며 점화가 되는지를 우선 확인하였다. 그 후 화염의 안정성 여부를 판단하기 위하여 실제 항공기와 동일하게 연소기 유입공기 속도를 맞추고 후 토치장치로 점화를 시켜서, 연료량을 점차 줄여가며 희박연소한계를 측정하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

연소기 성능시험은 항공우주연구원의 연소성능시험설비에서 수행되었다. Figure 1에 연소기 시험장치의 전체적인 형상을 나타내었다. Fig. 1은 실험 장치에 대한 개요도를 보여주고 있다.

2.2 분할연소기

본 연구에서는 연료 노즐 1개에 해당하는 영역인 1/6 크기의 분할연소기를 이용하여 실험에 활용하였다.[3] Fig. 2에 제작된 분할연소기를 나타내었다.

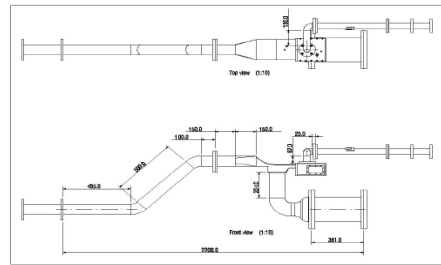


Fig. 1. Combustor Test Rig

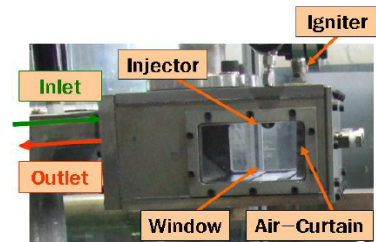


Fig. 2. Sector Combustor

실험에 사용된 연료노즐은 스윌러가 부착된 형태의 노즐과 스윌러가 부착되지 않은 형태의 노즐로 전형적인 심플렉스 압력 분무식 노즐이다. 분할 연소기 내에서의 연료노즐은 쉬라우드 공기를 이용하여 미립화 특성을 향상시키게 된다. 쉬라우드 공기는 라이너 외부에서 작은 홈을 통하여 쉬라우드 캡 내부로 유입되고 스윌러를 통하여 선회성분을 포함하게 된다. 이후 유동이 연료 노즐 주위를 선회하며 연료노즐 출구의 연료 분무와 만나게 된다. 이러한 쉬라우드 공기는 분무각을 크게 하고 미립화 특성을 향상시키는 효과가 있는 것으로 알려져 있다.

연소기는 내부유동을 용이하게 하기 위하여 측면에 가시화 창을 설치하였으며, 분사된 액적들이 가시화 창에 흡착할 경우를 대비하여 이를 제거하기 위한 에어 커튼을 설치하였다.

2.3 시험리그

본 연구에서 사용된 시험리그는 블로워, 유량 조절부, 센서부, 연소기, 그리고 추가공기 공급을 모사할 Bleed Air부로 구성된다.

연소기의 작동조건을 모사하기 위해 10 HP Turbo Blower를 이용하였다. 최대유량은 7 m³/min이며 이때 압력은 계기압으로 6,000 mmAq이다. 회전수 조절을 통해 유량 및 공급압력을 조절할 수 있게 되어있으며 출구온도는 최대 80 °C이다. 연소기 입구 온도와 출구 온도 분포의 측정을 위해서 열전대 3개를 배치하여 연소기 출구의 온도분포를 측정하였다. 또한 출구 각 부분에서의 속도를 측정하기 위해 피토판(Pitot tube)를 설치하였다.

점화에 쓰인 토치 점화기는 산화제 탱크로부터 공급되는 산화제와 연료 탱크로부터 공급되는 연료가 혼합되는 혼합챔버와 스파크를 발생시키는 전기점화기로 구성되어 있다.

화염가시화는 가시화 창에서 화염을 직접 관찰할 수 있도록 캠코더를 설치하여 모니터와 연결하여 실험상황을 실시간으로 볼 수 있게 하였다. 캠코더는 원격으로 조종하여 동영상을 촬영을 수행하였다.

3. 실험결과 및 검토

연소성능 시험은 공기량과 연료량의 변화에 따른 점화특성을 알기 위한 점화시험과 화염이 생성된 후 화염의 안정성을 살펴보기 위한 화염안정성 시험으로 구분된다. 연소기 시험에 사용되는 주요 인자 중 공기와 연료의 비를 나타내는 공기 과잉율의 정의는 Equation 1 과 같다.

$$\text{Air excess ratio}(\alpha) = \frac{\text{air flow}(\text{kg/s})}{\text{fuel flow}(\text{kg/s}) \times 14.7} \quad (1)$$

3.1 점화시험

점화 성능은 가스터빈 연소기의 중요 성능 인자 중의 하나로써, 점화영역을 파악하는 것은 매우 중요하다. 섹터 연소기의 점화성능을 파악하기 위하여 연소기 입구 공기유량 및 연료유량을 변화시키면서 점화성능을 관찰하였다. 연소기의 점화는 토치점화기를 이용하였다.[4]

Fig. 3은 점화시험 결과로서, 공급공기의 유량을 변화시키면서 같은 공기공급량에 대한 공기과잉율을 변화 시켜가면서(즉, 연료유량을 변화시키면서) 실험한 결과, 점화는 공기과잉율 6에서 안정한 점화를 보였고 약 55 m/s 와 70 m/s 에서 가장 높은 점화 영역을 보였다.

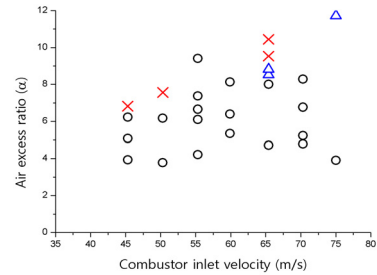


Fig. 3. Ignition Limit with Combustor Inlet Velocity

연소기의 점화시 온도 변화를 Fig. 4에 그래프로 나타내었다. Fig. 4는 속도 70 m/s일 때, 공기유량이 0.1 kg/s일 때의 온도 변화를 나타낸 것이다. 그림에서 Outlet L은 출구 왼쪽에서의 온도를 나타낸 것이고 Outlet C는 출구 중앙에서의 온도를 나타낸 것이다. 중앙부의 경우 최대 650°C까지 화염온도가 관찰되었고, 가장자리의 경우 450°C정도로 관찰되어 출구위치에 따라 온도편차가 큼을 알 수 있다.

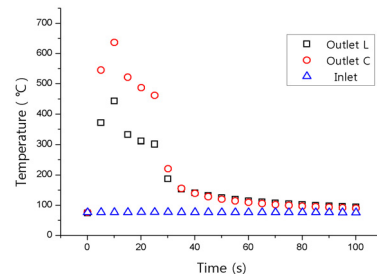


Fig. 4. Temperature on the Ignition Process

3.2 화염 안정성 시험

화염안정성 시험은 공기유량을 고정시켜 놓은 상태에서 연료유량을 변화시켜 가며 수행하였다.

Fig. 5에 공기유입속도와 공기과잉율의 상관관계를 나타내었다. 공기유입속도 40 m/s 에서는 최소 공기과잉율의 값이 4였고, 공기유입속도 75 m/s 에서는 10을 나타내었다.

화염안정성은 연소기 유입속도가 커질수록 희박화염소실한계(Lean Blow Out Limit)는 커짐을 알 수 있었고, 속도 65 m/s 근방에서 가장 큰 화염소실한계를 보였다.

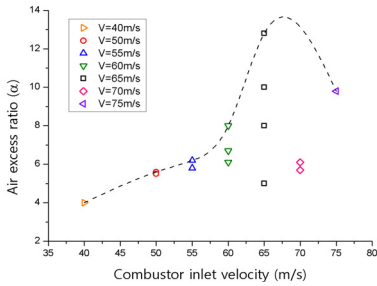


Fig. 5. Lean Blow Out Limit

APU 연소기의 성능특성을 지배하는 화염특성을 가시화하기 위하여 입구 공기 유량 및 연료 유량을 변화시키면서 화염특성을 관찰하였다.

공기과잉율 (α)	화염 가시화
4.8	
5.6	
6.0	
7.9	
8.2	

Fig. 6 Flame Photos with Air Excess Ratio

Fig. 6은 공기과잉율에 따른 화염사진이다. 공기속도를 70 m/s로 고정시킨 상태에서 공기과잉율을 달리 하였다. 공기과잉율이 4.8인 경우, 화염은 붉은색 계통을 띄고, 화염은 넓게 분포되어

있다. 공기과잉율이 8.2로 점점 커질 경우, 점차 청색으로 화염이 변하고 크기도 작아지고 화염은 불안정해지는 것을 볼 수 있다. 속도 70 m/s, 공기 유량 0.1 kg/s 실험조건의 경우 공기과잉율 8.3근방에서 화염이 소실됨을 알 수 있었다.

4. 결 론

1. 화염가시화 결과, 가스터빈 연소기 내부의 화염 특성을 잘 이해할 수 있었다.
2. 공급공기의 유량을 변화시키면서 같은 공기공급량에 대한 공기과잉율을 변화시켜 실험한 결과, 점화는 공기과잉율 6에서 안정한 점화를 보였고 연소기 공기 유입속도 약 55 m/s와 약 70 m/s에서 가장 높은 점화영역을 보였다.
3. 화염특성 시험결과, 화염안정성은 연소기 유입속도가 커질수록 희박화염소실한계는 넓어짐을 알 수 있었고, 연소기 유입 공기속도가 약 65 m/s에서 가장 큰 화염소실한계를 보였다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

이 논문은 국토해양부의 하늘 프로젝트로 지원되었습니다.

참 고 문 헌

1. 이동훈, 이강엽, 전승배, 양수석, 고영성, 최성만, "지상용 가스터빈 주동력장치(PPU) 연소기의 개발과 시험평가," 한국항공우주 공학회지, 제33권, 제8호, 2005, pp.111-112
2. 최성만, 전승배, 민성기, "환형역류 연소기의 점화특성연구"
3. 최채홍, APU 가스터빈 연소기 심플렉스 연료노즐의 분무특성 연구, 전북대학교 항공공학 석사학위 논문, 2009.
4. 최성만, 전승배, 민성기, "가스터빈 연소기 점화성능 시험연구", pp181-190, 제 6회 항공기 개발기술 심포지움, 1998. 10, 국방과학연구소