소형 가스터빈 엔진 연소기 개발

임성호/이영규/김승우(삼성항공엔진연구소)

1. 서 론

가스터빈 엔진은 기체상태의 작동유체를 압축, 팽창하는 과정에서 동력을 얻어내는 기관으로서 크게 압축기,연소기,터빈의 세 구성품으로 이루어 진다. 주로 항공기용 엔진을 중심으로 개발, 사용되어 오던 가스터빈 엔진은 주 구성품이 회전 운동을 하므로 왕복 엔진에 비해 진동 및 소음이 적을뿐 아니라 대기오염의 측면에서도 우위를 지니고 있어 산업용 엔진을 대체해 가는 추세이다.

가스터빈 엔진에서 연소기의 역할은 연료가 연소하면서 발생하는 열에너지를 공기의 흐름에 공급하는 것으로서 크게 연료분사장치,화염통,케이싱으로 구성된다(Fig.1). 연소과정을 대략적으로 설명하면 연소기 입구로 유입된 공기가 케이싱과 화염통 사이의 환형 유로를 흘러 화염통의 공기구를 통해 단계적으로 유입되면 연료분사장치가 연소하기에 적합한 미세한 액적의 형태로 분무한 연료 액적과 재순환영역을 이루면서 화염을 안정적으로 유지하며 고온의 연소가스로 변화되어 연소기 출구로 배출되는 것이다.

연소기의 개발은 크게 기본설계, 상세설계 및 성능시험의 세 단계로 이루어진다. 기본설계 단계에서는 설계 요구사양을 만족하도록 연소기의 기본적인 형태, 연료 분사 장치,점화 장치 및 냉각 장치를 결정하여 기본적인 공력해석을 통해 설계의 윤곽을 잡아나가고 상세설계 단계에서는 기본설계의 형상을 바탕으로 제작성 및 구조적인 안정성을 고려하여 설계 도면을 완성한다. 성능시험 단계는 연소기의 설계사양 성능을 만족하는지를 검증하고 필요시는 연소기 형상을 수정하여 최종적으로 형상을 확정하는 단계로서 수차례의 설계변경이 일반적이라 할 정도로 연소기 개발에 있어서는 필수적이며 전체 연소기의 개발 시간,비용 면에서 매우 큰 비중을 차지한다.

본 논문은 항공기 제트 엔진에 장착 가능한 직류형(Forward Flow) 환형 연소기(Annular Combustor) 개발과정을 설계 및 시험으로 분류하여 정리하였다.

2. 설 계

연소기의 설계는 엔진의 요구사양 및 이에 따른 성능해석으로부터 나온 연소기 설계사양을 만족하는 연소기의 형상을 확정하는 과정으로 디퓨져및 화염통의 형상등을 결정하는 유로 설계와 연료 분사량 및 분사장치의 형상을 확정하는 연료계통 설계로 크게 구분된다.

2.1 설계 사양 및 제한 조건

설계 사양은 설계점에서의 연소기 입출구의 유동조건과 크기 제한이 가장 대표적인 것들이며 연소기의 용도에 따라 특수점화조건이나 고고도 성능조건등의 특수 사양이 주어질 수 있다.

① 설계점에서의 성능변수
- 공기유량
- α
- 연소기 입구에서의 전온도
- 연소기 입구에서의 전압력
- 연소기 출구에서의 전온도

α는 연소기 설계에 있어서 중요한 설계변수인 공기과잉율로서 다음과 같이 정의된다

$$\alpha = \frac{m_{air}}{m_{fuel} \cdot C_s}$$ 여기서 C_s는 Stoichiometric Coefficient

$\alpha > 1$: Lean Mixture
$\alpha = 1$: Stoichiometric Mixture
$\alpha < 1$: Rich Mixture

② 기하학적 제한

- 압축기 출구 외경
- 압축기 출구 내경
- 터빈 입구 외경
- 터빈 출구 내경
- 연소기의 최대직경

2.2 유로 설계

① 디퓨저

압력 손실은 다소 크지만 입구 유동조건의 변화에 따른 성능변화가 적을 뿐 아니라 길이가 짧고 유동의 안정성이 있는 덤프 디퓨져(Dump Diffuser)를 사용하였다.

Diffuser 입구(압축기 출구) 형상은 압축기 설계결과로 결정되고 디퓨져의 형상 변수는 지금까지 만들어진 여러 엔진들의 디퓨져 형상 자료로부터 결정하였다.

② 화염통

화염통의 설계는 화염통 주위로 흐르는 유속 (50m/s)과 공기구를 통과하는 유속(80m/s)이 기존의 연소기와 유사한 범위에 오도록 크기를 설계한다. 공기구의 배치 역시 화염통 설계에 있어서 중요한 부분 중의 하나인데 본 연소기는 2열(row)식으로 설계하였다.

2.3 연료 계통 설계

연료 분사장치(Fig.2) 는 Pilot/Nain Nozzle과 분무화 촉진을 위한 Swirler로 구성되는데 점화시에는 Pressure Atomizer인 Pilot Nozzle에만 연료를 공급하고 유량이 점차 증가함에 따라 Air Assist Atomizer인 Main Nozzle로도 연료를 공급하게 된다. 이러한 이중 연료 공급 장치가 필요한 이유는 연료 펌프의 용량이 제한되어 Pilot Nozzle로 공급할 수 있는 연료유량이 제한되기 때문이다.

유량을 제어하는 Nozzle의 치수는 최대 유량과 최대 압력차에 의해 결정되며 최대 연료 유량은 엔진 성능 해석의 결과로 부터 주어지고 연료펌프의 용량은 사용가능한 전력량에 따라 결정된다. 연료공급 과정을 Fig.3에 나타내었다. 우선 연료 공급 초기에는 Pilot Nozzle로만 연료가 공급되기 시작하고 스케줄에 의해 점화된 후 연료유량이 점차 증가하게 되면서 Pilot Nozzle의 압력도 차츰 증가한다. Pilot Nozzle의 유량과 압력이 계속 증가하여 일정 압력이 되면 Main Nozzle로도 연료가 공급되기 시작한다. 이때 Pilot Nozzle의 유량은 및 압력은 급격히 감소하였다가 이 후 Pilot/Main Nozzle로의 공급 유량이 점차적으로 증가하여 목표 연료 유량을 공급하게 된다.

3. 시 험

연소기의 성능시험을 위한 첫 단계는 성능시험 사양서를 작성하는 일이다. 이 사양서에는 시험의 목적과 시험 항목 그리고 이에 따른 측정 물리량 및 각 센서의 위치외에 시험하고자 하는 연소기의 제원, 공기와 연료의 공급 조건, 점화/소화 조건등이 상세히 기술되어야 한다.

주요 시험 항목으로는 연소기 출구 온도 분포, 전압력 손실, 효율, 화염통의 온도 분포, 연소 가능 영역, 점화 성능 등이 있으며 본 논문에서는 이들 중 연소기 성능 측면에서 보다 중요하다고 여겨지는 효율, 출구 온도 분포 및 전압력 손실에 대한 결과를 제시한다.

3.1 성능 시험 장치

연소기 시험 장치(Fig.4)의 가장 큰 특징은 연소기 출구의 온도 분포 측정을 위한 회전 장치이다. 이 회전 장치는 회전을위한 모터,베벨기어를 포함하는 구동부와 Thermocouple이 장착되는 측정Rake로 구성되며 고온의 배기가스에 노출되므로 물이나 공기를 이용한 냉각이 필수적이다.

Fig.5는 본 시험의 측정물리량을 도식적으로 나타낸 것으로서 입구의 유량계측을 위해서는 오리피스 유량계를 사용하였고, 압력은 입구 압력에 대한 차압을 측정하였다. 출구 온도 측정을 위해서는 회전 장치 2개의 Rake에 각 각 6개의 Chromel-Alumel Thermocouple을 장착하여 반경 방향으로 총 12 위치에서의 온도를 측정하였다.

공급연료는 등유계열의 PT연료(러시아 규격으로서 발열량 10,300kcal/kg, 이론공연비 14.7)를 사용하였고 안정적인 점화성능을 보장하는 토치점화장치를 사용하여 점화하였다.

3.2 효율

효율 $\eta = \frac{Q_{(measured)}}{Q_{(ideal)}} = \frac{Q_{(measured)}}{H_f\, m_f}$ 로서, H_f 는 연료의 저위발열량이고, m_f 는 연료유량이다.

연소효율을 구하는데는 크게 두가지 방법이 있을 수 있다. 하나는 연료유량,연소기 입/출구 전온도, 공기유량으로 부터 에너지 평형을 이용하여 계산해 내는 방법이고 다른하나는 가스분석법에 의한 방법이다. 그러나 전자는 여러 측정오차에 의해 크게 영향을 받아 신뢰성있는 효율을 얻을 수 없으므로 후자가 연소 효율을 측정하는 가장 대표적인 방법이라 할 수 있다.
본 연소기의 효율은 가스분석 결과 99%이상의 효율이 확인되었다. 이 때 시험 조건은 아래와 같다.

구 분	입구온도 ℃	입구압력 kg/cm²	공기과잉율(α)
1 차	165	2.0	3.0
2 차	182	3.0	3.4

시험을 통해 효율이 확인된 입구 조건보다 설계점의 입구온도 및 압력 이 높으므로 설계점에서는 99%이상의 효율이 나올 것임을 예측할 수 있다.

3.3 전압력 손실

전압력 손실은 크게 연소로 인한 손실(Hot Loss)과 유동 교란, 점성 소산으로 인한 수력손실(Cold Loss)로 나뉘는데 이 중 Hot Loss는 1% 미만의 매우 작은 값이므로 일반적으로 전압력손실이라 함은 Cold Loss만을 의미하기도 한다.
전압력 손실의 구성을 크게 나누어 연소기 입구에서 부터 디퓨저를 지나 케이싱과 화염통 사이의 환형유로를 흐르는 동안의 손실과 화염통의 공기구를 통과하여 연소기 출구에 이르기 까지의 손실로 구분하여 생각한다. 전자는 연소성능에 무관하므로 최소화해야 하나 후자는 화염통내부에서의 연료와 공기의 혼합이나 출구 온도의 균일성을 위한 고온 가스와 저온 공기의 혼합성능을 향상시키므로 최적치로 설계해야 한다.

전압력손실 $\delta P = \frac{P_2^* - P_3^*}{P_2^*}$ 로 정의되는데 연소기 입구 λ 만의 함수로서 $\lambda 2$에 선형적으로 비례함이 잘 알려져 있다. 따라서 $\delta P = k\lambda^2$ 형태의 관계식을 사용한다..

여기서 $\lambda = \frac{v}{a_{cp}} = \frac{v}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} gRT^*}}$

Fig.6 은 시험에 의한 전압력손실 측정결과이다. 설계점에서 외측환형유로에서의 전압력손실은 4.8%, 내측환형유로에서의 전압력손실은 3.4%, 연소기 전체의 전압력 손실은 11%이다.

3.4 출구의 온도 불균일성

연소통 내에서 생성된 고온의 연소가스가 저온의 공기와 혼합되며 연소기 출구로 배출되므로 연소기 출구에서의 온도는 매우 불균일하다. 이러한 불균일성이 크다는 것은 전체 엔진의 성능과 연관된 연소기 출구 평균온도가 동일할 경우 국부적인 최대온도가 크다는 것을 의미한다. 따라서 출구온도의 불균일성은 터빈 재질의 수명에 직접적으로 영향을 미치게 되므로 연소기 출구온도분포는 균일하도록 설계되어야 한다
온도불균일성을 평가하는 변수로서는 Pattern Factor와 Profile Factor가 있다.

Pattern Factor는 $\tau_{\max} = \frac{T_{\max} - T_3}{T_3 - T_2}$로 정의되며 연소기 출구에서의 온도분포 불균일성을 평가할 수 있는데 이 값에 따라 토빈 정익의 최고온도가 예측되어 수명평가가 가능해 진다.

Profile Factor는 $\tau_{avg} = \frac{T_{avg,r} - T_3}{T_3 - T_2}$로 정의되며 연소기 출구에서 반경방향으로의 온도분포 불균일성을 평가할 수 있어서, 고속회전으로 인해 원주방향의 온도변화에 무관한 터빈 동익의 수명에 사용되어진다.
여기서

- T_2 연소기 입구 평균 온도
- T_3 연소기 출구 평균 온도
- $T_{\max}$ 연소기 출구 최고 온도
- $T_{avg,r}$ 연소기 출구 원주방향 평균온도(일정 반경 r에서)

연소기 출구의 온도분포 측정 결과(Fig.7)를 보면 PATTERN FACTOR와 PROFILE FACTOR가 설계 변경을 통해 크게 개선되었음을 알 수 있다.
이때 시험 조건은 아래와 같다.

구 분	입구온도 ℃	입구압력 kg/㎠	공기과잉율(α)	λ
초기 형상	157	2.05	3.3	0.365
최종 형상	178	3.5	3.1	0.403

4. 결 론

항공기 제트 엔진에 장착 가능한 직류형 환형 연소기를 설계하고 이에 따라 제작한 연소기에 대해 성능 시험을 수행함으로써 연소기가 설계점에서의 주요 요구 성능을 만족 함을 확인하였다. 이와 같은 개발 과정을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

첫째, 연소기의 독자 설계를 위한 기반을 마련하였으며 보다 신뢰성 있는 설계를 위해 설계 초기 단계에서 부터 효율,전압력손실,출구온도불균일성을 정확히 예측할 수 있는 시험 자료가 축적되었다.
둘째, 성능시험을 통해 화염통 공기구를 수정함으로써 출구온도 분포의 불균일성을 개선하였다.
셋째, 성능시험에 많은 비용과 시간이 소요되므로 이를 대체할 수 있는 CFD 를 이용한 해석작업의 유효성에 대한 검증이 필요하다.

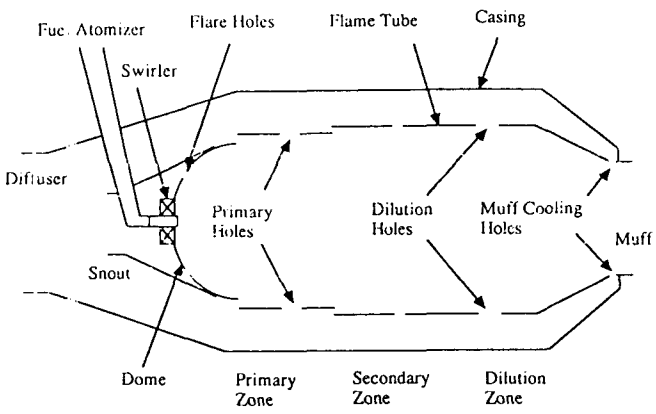


Fig.1 Gas Turbine Engine Combustor

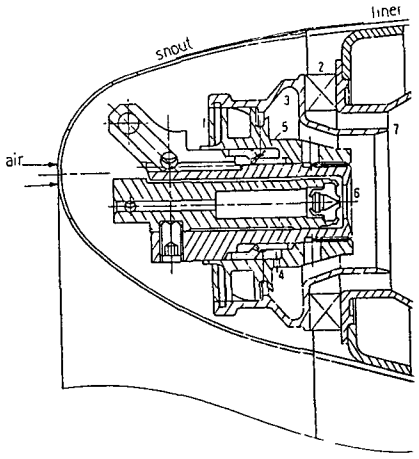


Fig.2 Fuel Injection Nozzle

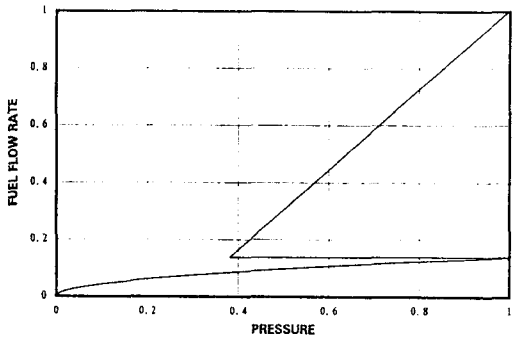


Fig.3 Fuel Flow Characteristics

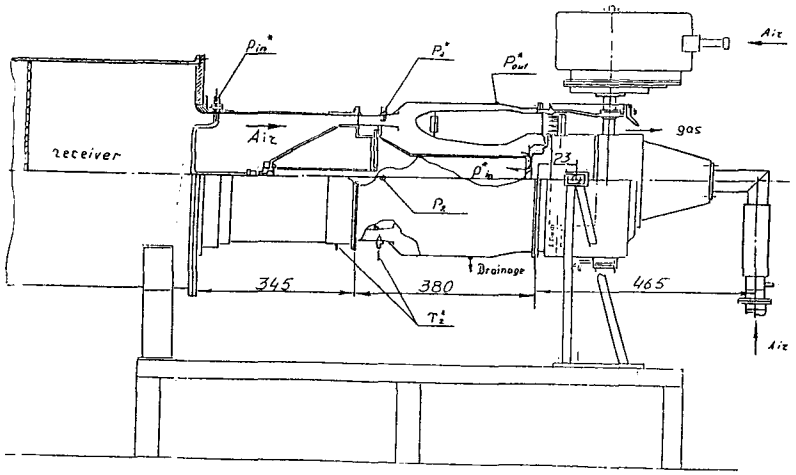


Fig.4 Combustor Hot Test Facility

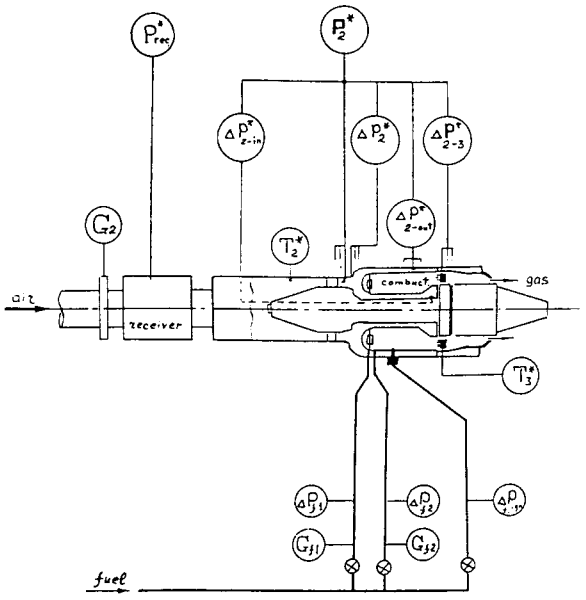


Fig.5 Schematic Of Combustor Hot Test Rig

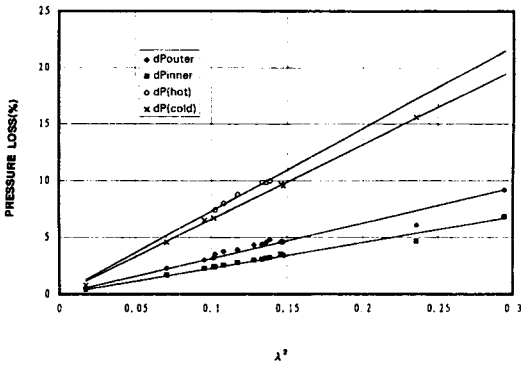
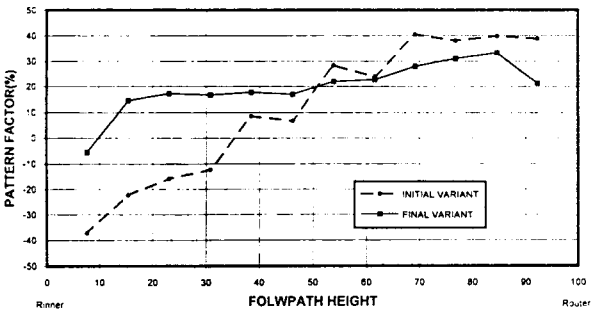
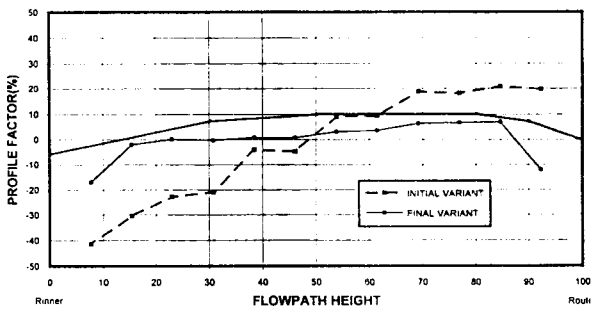


Fig.6 Total Pressure Loss



ⓐ Pattern Factor



ⓑ Profile Factor

Fig.7 Combustor Exit Temperature Distribution