

## 가스터빈 연소기 기본형상 결정을 위한 성능실험

안국영\* · 김한석\* · 배진호\*\* · 조은성\*\*\*

(1997년 10월 29일 접수)

### An Experimental Study for Preliminary Design of Gas Turbine Combustor

Kook-Young Ahn, Han-Seok Kim, Jin-Ho Bae and Eun-Seong Cho

**Key Words :** Gas turbine(가스터빈), Combustor(연소기), Swirler(선회기), Dome(돔), Liner(라이너), Primary Zone(주연소영역), Secondary Zone(2차 연소영역), Dilution Zone(희석영역), Recirculation Zone(재순환영역)

#### Abstract

The preliminary design and performance test were carried out for determining dimensions of gas turbine combustor. The combustor design program was developed and applied to design our combustor, and the specific dimensions for swirler, dome and liner holes were determined by the semiempirical manner. Based on the first performance test data, the swirl angle governing the combustion characteristics of primary combustor zone was determined as 40°. Using the second performance test data, the swirler dimensions were readjusted by 24 mm i. d. , 34 mm o. d. , and swirl angle of 45°. The geometry of liner holes were determined by considering the flame stability and recirculation zone size. It was found that flame can be more easily stabilized by adjusting the swirler dimensions rather than liner holes. The geometry of swirler and liner holes were readjusted by using the final performance test data with dilution holes. Also, the combustor performance and emission characteristics were evaluated by analysis of exhaust gases.

#### 1. 서 론

가스터빈 연소기는 압축기로부터 나온 고온·고압의 공기를 연료와 반응시켜 높은 에너지를 갖게 하고 이를 터빈으로 전달하여 기계적 에너지를 얻게 하는 역할을 수행하는 부분으로 가스터빈의 심장부라 할 수 있으며, 저공해 특성 때문에 자동차용 엔진뿐만 아니라 수백 MW의 열병합 발전에 이르기까지 다양하게 이용되고 있다. 연소기의 설계는 고온 고압 유동에 난류 유동, 연료의 화학반

응이 수반되는 등 연소기내 유동 현상의 복잡성으로 말미암아 많은 부분이 다년간의 경험과 실험에 의하여 구축된 데이터를 토대로 이루어지고 있다.<sup>(1~4)</sup> 따라서, 연소기 설계는 미국의 Pratt & Whitney사와 General Electric사 및 영국의 Rolls-Royce사 등의 가스터빈 제작 회사들이 자체적으로 구축한 방법들에 의하여 수행되고 있으며, 상용되는 설계용 프로그램은 미국 NREC사의 CIPROD 프로그램<sup>(1)</sup> 정도이다. 최근에는 컴퓨터의 발달에 따라 실험에 따른 경비를 최소화하고 고효율의 연소기 설계를 목적으로한 연소기내의 유동 해석에 대한 연구가 시도되고 있으나<sup>(5)</sup> 유동 해석 결과의 설계 적용은 그리 많지 않다. 최근 Pratt & Whitney 등에서는 가스터빈 팬 및 압축기 설계에 유동 해석 결과를

\*회원, 한국기계연구원 열유체환경연구부

\*\*회원, 쌍용자동차주식회사 차량시험연구실

\*\*\*회원, (주) 고신엔지니어링 기술기획실

적용하여 효율을 향상시키는 등<sup>(6)</sup> 수치 계산에 의한 유동 해석 기술의 성공적인 설계 적용에 따라 이에 대한 관심이 고조되고 있으며, 이와 같은 설계에의 적용은 터빈 및 연소기에도 확장되고 있다.

가스터빈 연소기의 설계는 이론 또는 경험식들로부터 연소기의 기본 형상을 결정하는 기본설계 부분과 기본설계에 의하여 얻어진 기본 형상을 실험적 또는 수치적방법에 의하여 검증하여 가면서 기본형상의 수정 등을 행하는 상세설계부분으로 크게 나눌 수 있다. 본 연구에서는 자체 개발된 기본 설계용 프로그램에 의하여 연소기를 설계하였으며, 프로그램은 12 개의 모듈로 구성되어 있으며 연소기의 주요 크기 등의 정보를 얻을 수 있다. 이와 같이 결정된 연소기의 주요 크기는 이론적 또는 실험을 바탕으로 한 계산에 의하여 구하여지기는 하나 실제 연소기에 적용하기 위하여는 각 부분의 성능을 조정하여야 한다. 특히 연소기내에서의 연소를 지배하는 선회기 및 1차·2차 공기공의 최적 형상 결정은 매우 중요하다.<sup>(7)</sup>

본 연구에서는 가스터빈 연소기의 기본형상 설계를 위한 기본 설계를 수행하였으며, 성능 실험을 통하여 기본 설계된 연소기를 수정·보완함으로써 최적의 기본 형상을 결정하였다. 특히, 연소기의 성능에 크게 영향을 미치는 선회기 및 1차·2차 공기공의 형상 결정에 주안점을 두었다.

## 2. 연소기의 기본형상 설계

연소기 설계는 가스터빈의 증가추세와 더불어 다양한 설계사양들이 요구되고 있으며, 연소기 설계자들은 요구사양에 적합한 안정성(stability), 점화(ignition), 내구성, 출구온도 분포 및 비용(cost)에 대한 문제들에 직면하게 된다. 최근에는 환경문제와 관련한 공해물질 배출 저감과 산업용으로서의 전환에 따른 연료의 다변화에 대한 요구가 증가하고 있다.<sup>(8)</sup> 연소기 설계는 일반적으로 여러번의 반복 작업에 의하여 수행되며, 설계시간 및 비용을 절감하기 위해서 이미 개발된 방법들을 주로 이용한다. 개발 초기에는 소수의 설계자들에 의한 경험적인 노-하우(know-how)와 간단한 설계모델에 의존하였으나 컴퓨터의 발달로 복잡한 해석적인 모델들이 등장하는 등 현재까지 계속적으로 연구가 진행되고 있으며, 결과의 일부가 상용화 되고 있다.

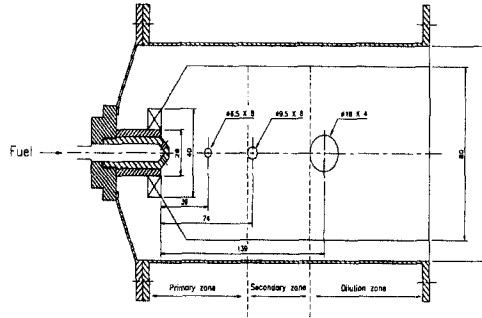


Fig. 1 Model combustor designed by preliminary design program.

본 연구에서 사용된 연소기는 현재 한국기계연구원에서 개발중인 74 kW급 가스터빈 연소기의 축소 모델로서, 연소기의 형태는 항공용과는 달리 경량화 및 크기의 제한이 없고 유지 보수가 간편하여야 하며 또한 압축기에서 공급되는 공기유로를 감안하여 역류형 통형 연소기로 선정하였다. 연소기 설계의 상세한 사항은 안<sup>(7)</sup> 등의 결과를 참고하기 바람직하며 여기서는 Fig. 1에 기본설계 결과를 나타내었다.

## 3. 실험장치 및 실험

### 3.1 모델연소기

본 연구에서 설계 제작된 연소기는 내경 80 mm, 길이 220 mm인 역류 통형 연소기로서, 1차 및 2차 연소영역의 상세설계를 위하여 연소용 공기를 선회기 부분과 라이너로 별도로 공급할 수 있도록 하였다. 사용된 연료는 상용 프로판으로 내경이 3 mm인 8 개의 분출구멍을 통하여 90°각도로 분출된다. 선회기는 내경 26 mm, 외경 40 mm로 제작되어 원통형 실린더내부에 연료공급관을 중심으로 같은 축에 위치하고 있으며, 선회각은 40°, 50°, 60°로 하여 선회각도에 따른 영향을 고찰할 수 있도록 하였다. 돔은 노즐이 설치되어 있는 케이싱부의 경사진 부분으로 경사각을 90°, 120° 및 180°로 제작하여 연료 노즐 상단에서의 흐름을 고찰할 수 있도록 하였다.

### 3.2 실험장치 및 보정

연소기의 성능실험에 사용된 실험장치는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 연료와 공기 공급부, 연소기

및 계측장치 등으로 구성되어 있으며, 연료유량, 선회유량, 선회각, 돔(dome) 형상 등의 변화에 대한 영향을 쉽게 평가할 수 있도록 하였다.

연료로 사용되는 가스유량은 유막유량계로, 공기유량은 유량보정용관(지름의 50 배) 출구에 수축관을 설치하여 수축관 출구의 속도분포를 피토판으로 측정하여 보정하였다.<sup>(7)</sup> 실험에 사용된 데이터 처리장치는 IBM PC/486, 데이터 처리보드, 평면이송장치 등으로 구성되어 있다. 데이터 처리보드는 미국 Data Translation사의 분해능 12 bit의 DT 2835(mother board)와 DT-717 T(screw terminal)로서 실험에서는 온도 및 압력계측과 평면이송장치의 이송에 사용된다. 또한, 일련의 실험은 자체 개발된 실험용 프로그램에 의하여 수행되어진다. 온도측정에 사용된 열전대는 미국 OMEGA사의 R-type 열전대(Pt/Pt-13%Rh)로서, 물리적 강도와

시간 분해능 등을 고려하여 직경이 75  $\mu\text{m}$  인 열전대를 사용하였다. 열전대로부터 측정된 고온 가스의 온도값에 대한 복사 열손실, 전도 및 촉매 작용에 의한 오차 등은 보정하지 않았다. 평균속도 및 전압은 단공 피토판을 이용하여 각 위치에 대하여 측정하였으며 압력값은 Furness사의 FCO 12를 사용하여 계측하였다. 피토판 또는 전압관은 이송장치에 설치되어 연소기 내부의 각 지점을 컴퓨터에 의하여 이송됨과 동시에 데이터 처리장치에 의하여 각 지점의 압력값을 얻도록 하여 최대한 측정오차를 줄였다.

각각의 실험조건에 대한 연소상태를 파악하기 위하여 VTR 및 사진기를 통하여 화염의 형태 등을 기록하였다.

3.3 실험 및 실험방법

실험조건은 선회각, 돔 형상, 1차 및 2차 공기공의 크기 및 위치 등의 변화에 따라 최적의 연소기를 설계할 수 있도록 결정하였다. Table 1은 기준이 되는 실험조건으로, 선회기 및 1·2차 공기공으로 유입되는 연소용 공기의 압력이 같을 때의 유량을 나타낸다.

비연소실험에서는 선회각, 돔각, 1·2차 공기공 지름 변화에 따른 1·2차 공기량을 변화시키면서 전압력을 측정하였다. 전압력은 압력관을 이용하여 돔이 끝나는 면을 기준으로 하여 축방향으로 20 ~ 190 mm까지 9 개의 위치에서 축을 중심으로 하여

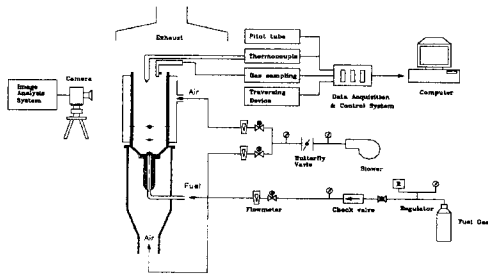


Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus.

Table 1 Experimental conditions.

(unit : m<sup>3</sup>/h)

S.A, D.A, Hole		Air, Fuel Gas	Combustion Air		Fuel Gas C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	
			Swirl Air	Hole Air		
Swirl Angle		40°	45	98.86	3.31	
		50°	40.5	98.86	3.31	
		60°	34.5	98.86	3.31	
Dome Angle		90°	45	98.86	3.31	
		120°	45	98.86	3.31	
		180°	45	98.86	3.31	
Hole Diameter	6.5, 9.5 mm	Blockage	36 mm	33	98.86	3.31
	7.5, 11 mm		40 mm	39.5	98.86	3.31
	7.5, 11 mm		36 mm	28	98.86	3.31

반경 방향으로 13 개 위치로 하여 총 117 지점에 걸쳐 측정하였다. 측정은 평면 이송 장치를 이용하였으며 측정값은 데이터처리장치를 거쳐 컴퓨터에 저장된다. 연소 실험에서는 VTR을 이용하여 화염 상태를 고찰하였다. 또한 1차 공기공의 침투 길이 측정은 축의 중심을 기준으로 하여 반경 방향으로 2.5 mm 간격으로 2.5 mm위치에서 35 mm까지 총 14 point를 측정하였다. 온도측정은 열전대를 이용하여 각 측정지점에서 데이터 처리장치를 통하여 10 초간 1000 개의 데이터를 읽은 후 평균값을 취하였다.

#### 4. 연소기 선정을 위한 성능실험

연소기 기본설계로부터 얻어진 결과를 토대로 돔(dome), 선회기, 라이너 공기공의 위치 및 크기 등을 조정하는 상세설계를 수행하였다. 성능실험에서 희석공기공으로 유입되는 공기는 연소상태에는 큰 영향을 미치지 않으므로 희석 공기공의 영향은 선회기 및 1·2 차 공기공의 설계 후 별도로 수행하였다.

##### 4.1 선회각 결정

본 실험에서는 돔 각도를 90°로 고정시키고 1·2 차 공기공을 기본설계 결과에 따라 지름을 각각 6.5 mm 및 9.5 mm로 하여 선회각을 변화시켜 가며 실험을 수행하였다. 실험은 선회기 및 1·2 차 공

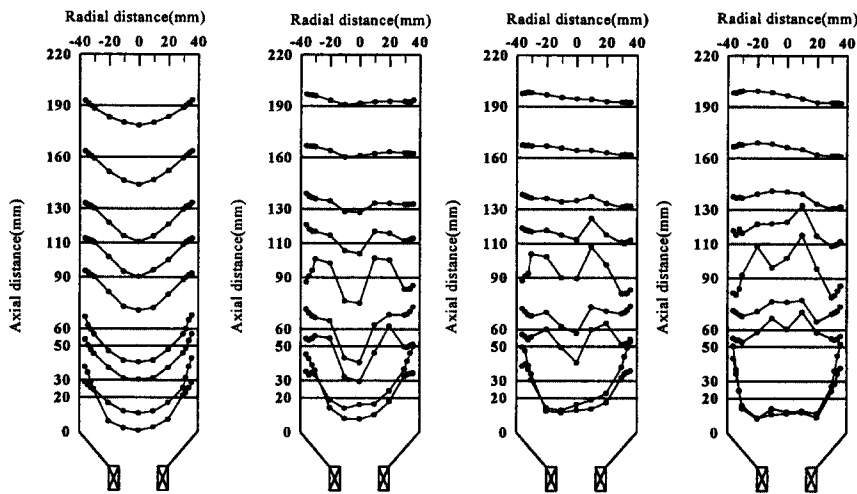
기의 공기유량을 결정하기 위하여 각각 별도로 공기를 주입하였다.

##### (1) 비연소실험

먼저 선회 공기량만을 주입하여 선회각을 변화시켜가며 재순환영역을 알아 보기 위하여 압력분포를 측정하였다. 선회각이 증가할수록 재순환영역이 증가하기는 하나 큰 차이점을 발견하지는 못하였다. 다음으로는 1·2 차 공기공에 기본설계에서 계산된 공기유량을 기준으로 3 종류의 선회각에 대하여 선회용 공기공급관과 1·2 차 공기공급관의 압력이 같을 때를 기준으로한 1·2 차 공기공급량(98.86 m<sup>3</sup>/hr)을 기준으로 하여 1·2 차 공기공에 0-50%까지 10%씩 공기량을 증가시켜가며 공기를 주입하였다. Fig. 3는 선회각 40°인 경우 전압의 크기 및 분포를 나타낸 것으로 그림에서 보는 바와 같이 공기량을 20% 증가시키면 재순환영역의 길이가 상당히 줄어들었으며 30%이상이 되면 더 이상 재순환영역의 길이가 증가하지 않았다. 이와같은 경향은 선회각이 변하여도 별 차이가 없었다.

##### (2) 연소실험

선회 공기만을 주입하였을 경우와 1·2 차 공기공의 공기량을 0-50%까지 증가시켜가며 7 가지 조건에 대하여 화염 형상을 관찰하였다. 선회공기만을 주입하였을 경우에는 1·2 차 연소영역에서 연소가 완전히 이루어지지 않아 가운데 부분에 붉은 화염이 존재하였으며, 선회공기와 1·2 차 공기의 증가분을 0%로 하여 주입하였을 경우에는 황색 화염



(a) Swiri air only (b) Hole air=0% (c) Hole air=20% (d) Hole air=40%

Fig. 3 Pressure plots for swirl angle=40°

**Table 2** Flame characteristics with swirl angle and primary zone air flowrate.

swirl angle	swirl air only	0 %	10 %	20 %	30 %	40 %	50 %
40°	□	△	△	○	○	○	●
50°	□	△	△	▲	▲	●	●
60°	□	□	□	△	●	●	●

□ : Flame unstalbe

△ : Flame metastalbe

○ : Flame stalbe

● : Flame stable, noisy

● : Flame stable, asymmetric

▲ : Flame metastable, asymmetric

이 간헐적으로 노즐 중앙부에 존재하였다. 실험결과 1·2차 공기공의 공기량을 선회류 공기공급량의 20%정도를 공급시키면 연료와 공기의 혼합이 잘 이루어졌을 때 발생하는 청염을 얻을 수 있었으며, 30%이상을 공급하면 다소 소음이 증가하기는 하나 양호한 화염을 얻을 수 있었다. 이 결과와 비연소 실험결과로부터 재순환 영역의 크기는 연소에 많은 영향을 미침을 알 수 있다. 선회각의 변화에 대하여는 선회각이 40°인 경우가 전반적으로 안정되어 있었으며 50° 및 60°인 경우에는 소음 및 화염의 대칭성 등에 문제가 있어 선회각은 40°로 선정하였다. 선회각 및 공기유량 변화에 따른 결과를 Table 2에 요약하였다.

#### 4.2 돔 각도 결정

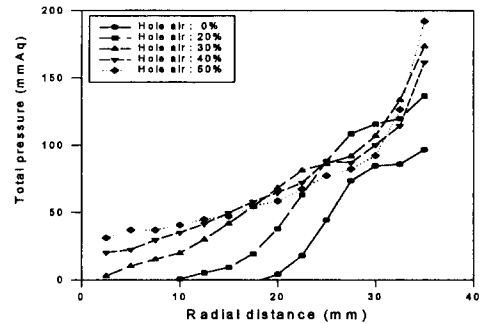
본 실험에서는 선정된 선회각 40°에 대하여 1·2차 공기공의 지름을 각각 6.5 mm 및 9.5 mm로 하고 돔 각도를 90°, 120°, 180°로 변화시켜 가며 실험을 수행하였다.

##### (1) 비연소실험

선회 공기량만을 주입하여 돔 각도를 변화시켜가며 적정 선회각을 구할 때와 같은 방법으로 실험을 수행하였으며, 이 경우 돔 각도에 따른 재순환영역의 크기에는 큰 차이점을 발견하지는 못하였다.

##### (2) 연소실험

이 경우에도 선회각의 경우와 마찬가지로 선회 공기만을 주입하였을 경우와 1·2차 공기공의 공기량을 0~50%까지 증가시켜가며 7가지 조건에 대하여 화염 형상을 관찰하였다. 일반적으로 돔 각도가 증가할수록 보염성능은 향상되지만 소음이 증가한다고 알려져있다. 본 실험에서는 돔 각도에 따라서 연소상태가 크게 변화하지 않는 것으로 판단되어 소음 등을 고려하여 90°를 선정하였다.

**Fig. 4** Penetration length of primary hole air flowrate.

#### 4.3 침투 거리에 의한 영향

본 실험에서는 1차연소영역에서 재순환영역 및 연소에 영향을 미치는 1차공기공에서의 공기 침투 거리를 측정하였다. 1차 공기공에서의 침투 거리는 라이너 중심축 근방까지 접근하는 것이 바람직하다고 알려져 있다. Fig. 4는 선회각 40°에 대하여 1·2차 공기공의 지름을 각각 6.5 mm 및 9.5 mm로 하고 돔 각도를 90°의 연소기에 있어서 연소기의 반경 방향에 따른 전압력을 측정한 것으로 1차 공기공의 공기량을 20% 증가시켰을 경우에 침투 거리가 적당함을 알 수 있었다. 30%이상에서는 침투 거리가 연소기의 중심축부근까지 뚫고 나아가기 때문에 서로 충돌하여 오히려 나쁜 영향을 미칠 수 있으므로 20%정도가 적당함을 알 수 있었다.

이는 앞서 언급된 선회각도 결정과 돔 각도 결정 실험과 잘 일치하는 것으로 1·2차 공기공의 공기량을 증가시킬수록 소음이 증가하는 것은 이러한 영향 때문으로 사료된다.

#### 4.4 최적 연소기의 선정

본 실험에서는 1·2차 공기공에서 20%정도의

**Table 3** Flame characteristics with blockage and air hole size.

Hole size	Blockage	Swirl air	0 %	5 %	10 %	15 %	20 %
6.5, 9.5	0	□	△	△	△	○	○
6.5, 9.5	36	△	○	○	○	○	○
7.5, 11	0	□	●	●	●	●	●
7.5, 11	36	□	●	●	●	●	●

공기량을 증가시켰을 경우 좀 더 나은 연소 상태를 얻을 수 있다는 사실을 토대로 두 가지 개선 방안이 검토되었다. 첫째는 선회기에 막힘판(blockage)을 부착하여 선회공기량을 줄이는 방법이고 둘째는 1·2차 공기공의 지름을 증가시켜 20%에 해당하는 공기량을 더 주입시키는 방법이다. 첫 번째 경우에는 내경 36 mm, 외경 40 mm, 길이 3 mm의 막힘판(blockage)을 부착하였고(선회기 바깥쪽 지름을 36 mm로 한 것), 두 번째는 1차 공기공의 지름을 7.5 mm, 2차 공기공 지름을 11 mm로 조정하여 실험을 하였다. 마지막으로 이 두 가지 조건을 조합하여 실험을 수행하였다.

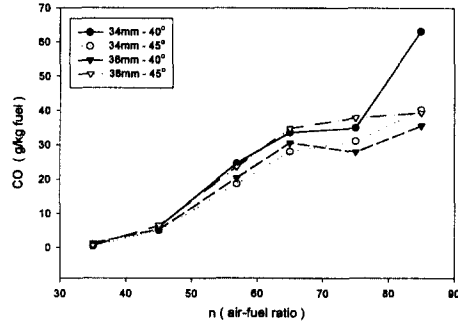
(1) 비연소실험

선회공기와 1·2차 공기를 모두 주입시켜 압력 분포를 측정 한 결과 예상한 대로 전반적으로 재순환영역이 줄어들었음을 알 수 있었다.

(2) 연소실험

세 가지 경우에 대해 선회 공기만을 주입한 경우, 선회 공기와 1·2차 공기를 모두 주입한 경우, 1·2차 공기량을 5~20%까지 각각 5%씩 증가시켰을 경우 등 모두 6가지 조건에 대하여 실험을 하였다. 36 mm의 막힘판(blockage)을 부착하고 1·2차 공기공의 지름이 각각 6.5 mm 및 9.5 mm인 경우, 선회 공기만을 주입하였을 경우는 가운데 붉은 화염이 간헐적으로 나타났으며, 그 이후 조건에서는 화염이 청염상태를 유지하며 좋은 대칭성을 보여 주었다.

막힘판을 설치하지 않고 1·2차 공기공의 지름이 각각 7.5, 11 mm로 하여 선회 공기만을 주입했을 경우, 가운데 크고 붉은 화염이 나타나고 그 이후 화염 상태는 양호하나 대칭성이 좋지 않았다. 1·2차 공기공의 지름이 7.5 mm 및 11 mm, 막힘판(blockage)의 지름이 36 mm인 경우, 선회 공기만을 주입했을 경우 가운데 크고 붉은 화염이 나타나고 그 이후 화염 상태는 양호하나 대칭성이



**Fig. 5** CO emissions with dilution hole.

좋지 않음을 알 수 있었다.

Table 3은 선회기 및 1·2차 공기공의 변화에 따른 연소 상태를 나타낸 것으로 1·2차 공기공의 크기를 증가시키기보다는 선회공기량을 줄이는 것이 적합하다는 것을 알 수 있다.

4.5 연소기 성능실험

이상과 같은 실험에 의하여 구하여진 결과를 토대로 공기의 유입이 실제 연소기와 같도록 연소기를 제작하여 성능실험을 실시하였다. 이 경우에는 회석 공기공의 유입도 포함되어 있다. 먼저, 선회기의 크기를 재조정하기 위하여 바깥지름과 안지름이 각각 36 mm, 34 mm 및 26 mm, 24 mm이며, 선회각이 40° 및 45°인 4 종류의 선회기에 대하여 성능실험을 실시하였다. 또한, 회석 공기공의 영향을 알아보기 위하여 회석공기공이 있는 경우와 없는 경우에 대하여도 실험을 실시하였다. 실험은 가스분석기를 이용하여 CO와 NOx를 측정하여 가장 적절한 것을 선정하였다. Fig. 5 및 Fig. 6에서 보는 바와 같이 CO의 경우는 공기량이 증가할수록 증가하였으며 NOx의 경우는 감소하고 있다.

각각의 경우에 CO 및 NOx가 큰 차이는 없었으나, CO의 경우 바깥지름이 34 mm, 안지름이 24 mm, 선회각 45°의 경우(case-2 이라 한다)가 설계

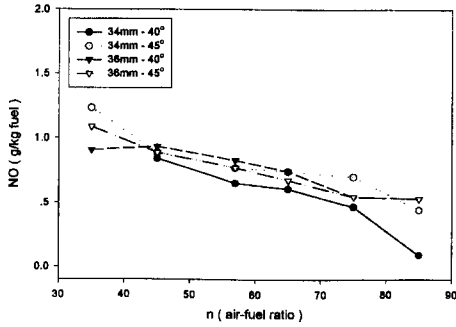


Fig. 6 NO emissions with dilution hole.

점인 공연비 56.3에서 가장 적게 나타났으며, NO의 경우는 바깥지름이 34 mm, 안지름이 24 mm, 선회각 40° (case-1 라 한다)의 경우가 가장 적게 나타났다. 여기서, NOx 및 CO값이 기존 연소기의 배기량 범위에 들기는 하나 CO가 다소 많이 배출되는 것으로 판단되어 이의 영향을 알아 보기 위하여 회석공기공을 막고 실험을 실시하였다. 이 때, 바깥지름이 36 mm, 안지름이 26 mm, 선회각 45°의 경우는 화염의 안정성이 불량하여 제외시켰다. Fig. 7 및 Fig. 8은 회석공기공이 설치되지 않은 경우의 CO 및 NOx값을 나타내는 것으로 NOx값은 case-2의 경우가 다소 적기는 하나 모든 경우 거의 비슷하게 나타났으며, CO의 경우는 case-1의 경우가 오히려 적게 나타났다. 이것은 선회각도가 작은 경우는 혼합이 주연소영역에서 충분히 이루어지지 않아 회석공기에 의한 냉각작용으로 회석공기공이 있는 경우에는 CO가 다소 많이 배출되는 것으로 생각된다.

한편, 회석공기공이 있는 경우와 없는 경우를 비교하여 보면 NOx는 거의 비슷하게 나타났으나 CO의 경우는 회석공기공이 없는 경우 현저히 감소함을 알 수 있었다. 따라서, CO의 경우는 회석공기에 의한 냉각효과에 의하여 CO가 충분히 연소하지 못하여 많이 배출되며, 즉 연소영역에서의 연소가 충분히 이루어지지 못했음을 알 수 있다. 따라서, CO값을 줄이기 위하여 연소영역에서의 혼합특성을 향상시키거나 연소부하를 줄여 CO의 생성을 줄이기 위한 방법으로 연료노즐의 지름을 변화하고 또한 연소영역의 연소부하를 줄여보았다.

먼저, 1·2차 공기공의 위치를 6 mm씩 후류쪽으로 이동시켜 보았으나, CO 및 NOx값의 변화는 거의 없었으며 오히려 약간 증가함을 알 수 있었다. 다음으로 회석공기공에 의한 냉각효과를 줄이

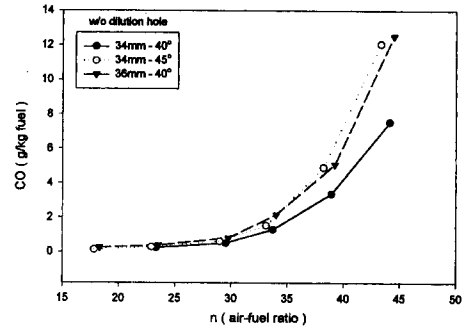


Fig. 7 CO emissions without dilution hole.

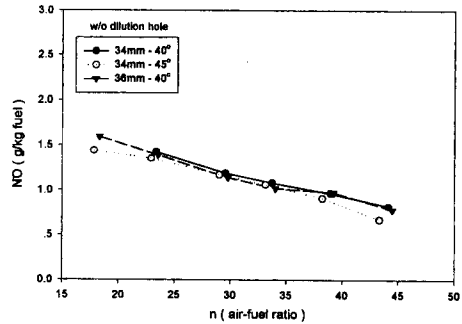


Fig. 8 NO emissions without dilution hole.

기 위하여 회석공기공의 위치를 후류쪽으로 45 mm 이동시켜 보았다. 이 경우에도 CO 및 NOx값의 변화는 거의 나타나지 않았다. 즉, 45 mm 정도의 거리에서는 냉각효과의 영향을 줄이기는 어려운 것으로 판단된다.

이상과 같은 결과로부터 알 수 있는 바와 같이 선회각의 크기 및 선회각, 1·2차 공기공의 위치 및 회석공기공의 영향은 서로 연관되어 있음을 알 수 있었으며, 본 연구에서는 회석공기공이 있는 경우의 결과를 토대로 화염의 안정성 및 소음 등의 영향을 고려하여 case-2를 선정하였다. 선정된 선회각에 대하여 연료의 관통거리를 크게하여 공기와의 혼합을 증가시키기 위하여 노즐의 지름을 변화시켜 보았다. 설계점에서의 연료 속도는 설계된 노즐에서는 지름이 3 mm, 분출속도는 16.27 m/s이며, 지름을 2 mm로 감소 시킨 경우는 36.61 m/s로 증가하게 된다. 연료분출 속도가 커지면서 연료와 공기의 혼합이 증가하여 CO의 배출이 감소될 것으로 예상하였지만 분출속도의 증대에 의하여 연료가 재순환영역을 관통하게 되어 Fig. 9 및 Fig. 10에서 보는 바와 같이 연료와 공기의 혼합이 불

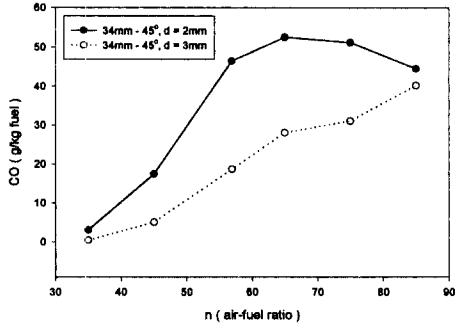


Fig. 9 CO emissions with dilution hole.

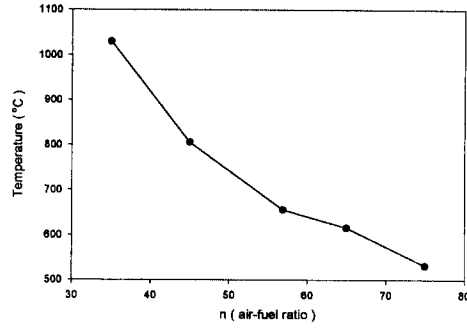


Fig. 11 Mean temperature of combustion exit.

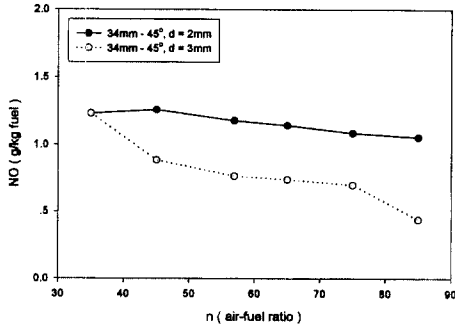


Fig. 10 NO emissions with dilution hole.

량하게 되어 CO 및 NOx 발생이 증가한 것으로 예상된다.

결론적으로 설계된 연소기의 성능은 보고된 기존의 연소기 [(CO:25 g/kg fuel, NO:11.3 g/kg fuel (Newly Certified aero engine))] 와 비교하여 볼 때, CO 및 NOx 값이 비슷한 범위에 들기는 하나 이들 값을 줄이기 위하여는 연소방법을 개선하여야 함을 알 수 있다.<sup>(2)</sup> 즉, 두 개의 선회기를 이용하여 연소영역에서의 혼합을 증가시키거나 또는 연소실의 구조를 변경시키는 등의 방법을 생각할 수 있으며, 이에 대한 지속적인 연구가 필요하다.

본 연구에서는 회석공기공에 대한 연소기 출구부의 온도분포는 측정하지 않았으며, 연소기 출구부의 평균온도만을 측정하였다. Fig. 11은 공연비에 따른 출구의 배기가스온도의 평균값을 나타낸 것으로 설계사양에서는 연소기 출구온도가 설계점에서 820°C이나 그림에서 보는 바와 같이 약간 낮게 나타난 것은 본 실험을 대기압 상온의 조건에서 실험하였기 때문에 연소효율이 다소 낮은 것으로 판단된다.

### 5. 결론

본 연구에서는 74 kW급 가스터빈 연소기의 축소-모델을 대상으로 개발된 설계용 프로그램을 이용하여 연소기를 설계하였으며, 기본설계된 연소기의 상세설계를 위하여 성능실험장치를 구성하고 일련의 성능실험을 실시하였다. 상세설계에서는 선회기, 돔, 1·2차 공기공 및 회석 공기공의 크기 및 위치를 조정하였으며 선정된 연소기에 대한 성능을 평가하였다.

(1) 선회기 및 돔 각도를 선정하기 위하여는 선회각을 40°, 50°, 60°, 돔각을 90°, 120°, 180°로 하여 성능실험을 실시하였으며, 화염의 안정성 및 소음 등을 고려하여 선회각도 40°, 돔 각도 90°의 선회기가 선정되었다.

(2) 1차공기공은 재순환영역의 형성을 도우며 연료와 공기의 혼합이 잘 이루어지도록 하므로써 화염을 안정화시킨다. 1차 공기공의 침투 길이는 공기량을 20%정도 증가시켰을 때 양호하며 그 이상에서는 중앙 부근에서 충돌하여 진동 연소를 유발시킬 수 있었다.

(3) 최적 연소기 선정에서는 1·2차 공기량을 20%증가시키기 위해 1·2차 공기공의 직경을 크게 하거나 선회기의 공기량을 감소시키는 것을 생각할 수 있는데 후자의 경우에서 보다 안정된 화염 상태를 얻을 수 있었다.

(4) 연소기의 연소 성능실험을 통하여 선회기의 크기는 내경 24 mm, 외경 34 mm, 선회각은 45°로 제조되었다.

(5) 배기가스 중의 CO를 줄이기 위하여 연료노즐의 지름을 작게하여 분출속도를 증가시키거나 회석공기공의 위치를 후류쪽으로 이동시켜 보았으나



향상된 결과를 얻지 못하였다.

(6) 선정된 연소기의 연소성능실험을 통하여 연소기의 성능을 평가하였으며 기존 연소기와 비교하여 불 때 만족할 만한 성능을 가짐을 알 수 있었다.

### 참 고 문 헌

- (1) "The Design and Development of Gas Turbine Combustors," 1980, Northern Research and Engineering Corporation, Woburn, Massachusetts, U. S. A.
- (2) Lefebvre, A., H., 1983, *Gas Turbine Combustion*, McGraw-Hill.
- (3) Mellor, A. M., 1990, *Design of Modern Turbine Combustor*, Academic Press.
- (4) Suzuki, K., 1982, "カスターヒン 燃焼器の設計" 内燃機關, Vol. 21, No. 259, pp. 77~85
- (5) Brum, R. D. and Samuelsen, G. S., 1982, "Assessment of a Dilute Swirl Combustor as a Bench Scale, Complex Flow Test Bed for Modeling, Diagnostics, and Fuels Effects Studies," AIAA-82-1263
- (6) Rhie, C. M., Zacharias, R. M., Hobbs, D. E., Sarathy, K. P., 1993, "Advanced Transonic Fan Design Procedure Based on a Navier-Stokes Method," *ASME*, 93-GT-323.
- (7) 오군섭, 안국영 외, 1996, "터보기계 설계기술 개발에 관한 연구," 한국기계연구원 연구보고서, UCN 031-380.M.
- (8) 안국영, 한용식, 1995, "가스터빈 연소기의 Emission 제어기술," 기계와재료, 한국기계연구원, 제 7 권 제 3 호, pp. 71~84.
- (9) Mellor, A. M., 1976, "Gas Turbine Engine Pollution," *Prog. in Energy and Comb. Scie.*, Vol. 1, Pergamon Press.