

## 가스터빈 연소기용 대향류 선회기의 분무 특성

### Spray Characteristics of a Pilot Nozzle in a Counter-Swirl Type Gas Turbine Combustor

고영성\*, 김명환\*\*, 김동진\*\*, 민대기\*\*, 정석호\*\*\*  
Y.S.Ko, M.H.Kim, D.J.Kim, D.K.Min, S.H.Chung

#### ABSTRACT

The structure of sprays from a simplex type pilot nozzle atomizer is studied experimentally by measuring velocities, Sauter mean diameter, and number density. Interaction of the spray with a gas-phase flow field generated from a 1 MW range industrial gas turbine combustor adopting a counter-swirler is investigated. Various spray behaviors are reported. Especially interesting characteristics are the tangential motion of the spray and of the spray with swirl interaction. It shows a Rankine combined vortex type of velocity characteristics, having linear velocity profile inside the inner core where small particles exist and rapidly decreasing velocity profiles outside. Interacting spray has relatively uniform number density profiles compared to the nozzle spray itself.

주요 기술 용어 : pilot nozzle(파일럿 노즐), counter-swirler(대향류 선회기), recirculation zone(재순환 영역), SMD(Sauter mean diameter), gas turbine combustor(가스터빈 연소기)

#### 1. 서론

고출력, 고효율인 산업용 가스터빈의 필요성과 최근 심각하게 대두되고 있는 환경문제로 인한 청정 연소의 필요성에 따라 연소기의 최적 설계에 대한 관심이 증대되고 있다. 분무 연소기의 설계에 있어서 연료가 분사되는 영역 부근에 작은 액적들을 균일하게 분포 시킴으로써, 시동성을 향상시키는 것과 화염을 안정적으로 보염시키는 재순환 영역의 형성이 두 가지의 중요한 메커니즘이다. 이러한 요구를 만족시키기 위하여, 화염 안

정성을 향상시키고 다양한 종류의 연료와 버너에 적용성을 가지는 선회 유동장을 주로 도입하고 있다.

어떤 특정한 선회 조건하에서는 축방향의 역압력 구배가 재순환 영역을 형성시키는 역유동을 유발한다 [1]. 연소기에 선회를 도입하는 경우, 연료/공기의 혼합 정도의 향상과 화염 안정화 및 화염 날림 (blowout) 한계의 증대를 가져오므로, 선회 분무에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다. 연소기의 기하학적 형상과 선회 강도를 변수로 하여 생성되는 재순환 영역을 비누 방울을 이용하여 가시화

\* 서울대학교 대학원  
\*\* 삼성항공산업주식회사  
\*\*\* 서울대학교 기계공학과

하였고 [2], 모형 선회 연소기에서 레이저 유속계 (LDV) 를 이용하여 평균 속도와 난류 강도에 대한 연구가 수행되었으며 [3-5], 동축 대향류 선회기에서 속도 특성과 입자 직경에 대한 연구가 수행되었다 [6-8].

본 연구에 사용된 연소기는 1 MW 의 산업용 가스터빈 개발 연구 과정 중에 있으며, 심플렉스 (simplex) 형 파일럿 노즐, 대향류 선회기와 안정기 (stabilizer) 로 구성된 캔형 (can type) 연소기이다. 파일럿 노즐 자체도 선회를 가지고 있으며, 선회기 내에 설치된 관을 따라 공급되는 주연료의 미립화를 위하여 대향류 선회기를 도입하였다. 이러한 연소기의 선회 유동 특성과 분무 특성을 Phase Doppler Particle Analyzer (PDPA) 를 사용하여 고찰하였으며, 대향류 선회를 하는 가스 와 분무 액적의 상호 작용에 대한 연구가 주로 수행되었다. 본 연구의 목적은 심플렉스 파일럿 노즐의 분무 특성을 실험적으로 고찰 함으로써 최적 점화 위치를 선정하기 위한 기초 설계 자료의 도출에 있다.

## 2. 실험 장치 및 방법

1 MW 용량의 산업용 가스터빈 연소기로 설계된 동축 (coaxial) 대향류 선회기의 개략도는 Fig. 1 과 같다. 중심 축에 심플렉스 파일럿 노즐이 설치되어 있으며, 그 하류에 1차/2차 선회기와 안정기가 있다. 심플렉스 파일럿 노즐과 1차 선회기는 상방에서 보았을 때 시계 방향의 회전을 하도록 설계되었으며, 2차 선회기는 반시계 방향의 회전을 하도록 설계되어 있다.

Figure 2 는 유로계 및 측정 장치의 개략도이며, 크게 광학 측정 장치, 공기/연료 공급 장치와 선회기로 나눌 수 있다. 광학 측정 장치로는 신호의 위상차를 이용하여 입자의 속도와 크기를 동시에 측정할 수 있는 위상도플러 입자 분석기를 사용하였는데, 이 장

치는 광원으로 5W 아르곤 이온 레이저를 사용하며 광원부 (transmitter) 와 수광부 (receiver) 는 초점 거리 500 mm 렌즈를 사용한다. 광원부와 수광부는 3차원 이송 장치 위에 30° 전방 산란각을 가지고 설치되었다.

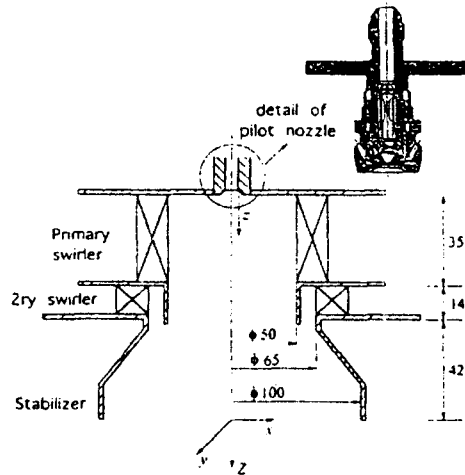


Fig. 1. Schematic diagram of test section

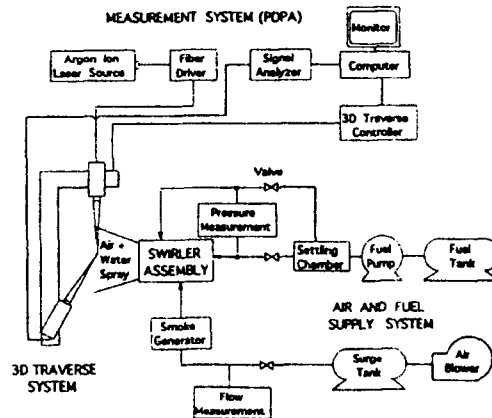


Fig. 2. Schematic diagram of experimental setup

본 실험은 실제 설계 조건 중 점화 시의 조건을 모사하는 비반응 유동장에서의 속도와 분무 분포에 대해 수행되었다. 미립화를 위한 작동 유체로 물을 사용하였으며, 펌프에 의한 공급 시 발생하는 유량의 불안정성을 개선하기 위한 안정실 (settling chamber) 과 압력 센서를 지난 후 15 kg/cm<sup>2</sup> 으로 가압

하여 파일럿 노즐에 공급하였고, 유량은 12.0 g/s 이다. 분무 액적의 크기는 분출 속도, 분무각, 액체 압력, 동점성 계수, 밀도 및 표면 장력 등에 의해 영향을 받는다 [9] 흔히 사용되는 가스터빈 연료보다 물의 표면 장력이 약 2.5 배 정도 크며, 비중은 약 1.2 배 정도 크므로 실제 연료의 분무 시 액적의 SMD 가 본 연구에서 얻어진 것보다는 작을 것으로 사료된다. 하지만 전반적인 분무 경향이나 액적 분포는 상당히 유사할 것으로 판단된다. 파일럿 노즐은 시계 방향의 선회를 형성하기 위해 원추 (cone) 형상의 출구 노즐 내부에 접선 방향으로 물이 유입되며, 직경 1.12 mm 의 노즐 출구를 통해 분출된다. 또한 파일럿 노즐의 과열을 막기 위하여 선회기에 공급된 공기 중 일부가 파일럿 노즐로 유입되는데, 유입 공기의 출구 직경은 8 mm 이다. 공기는 송풍기와 서지 탱크를 지난 후 유량 측정부와 스모크 발생기를 거쳐 1차 및 2차 선회기로 공급되는데, 이 때의 유량은 1.92 m<sup>3</sup>/min 로써, 이 때의 공기-물의 질량유량비는 3.21 이고, 물과 공기는 대기중으로 분출된다.

본 실험은 다음과 같은 3가지 조건하에서 수행되었다. 우선 파일럿 노즐만을 따로 분리하여 설치한 후, 파일럿 노즐의 미립화 특성을 고찰하였다. 또한 Fig. 1 의 실험 장치에서 파일럿 노즐을 작동시키지 않고 대향류 선회기에 스모크 발생기에 의해 생성된 SMD 4 μm 이하의 미세한 입자를 공급하여 선회기만의 분무 특성을 고찰 한 후, 파일럿 노즐의 분무와 대향류 선회기에서 발생된 기상 유동의 상호 작용에 대한 연구를 수행하였다.

### 3. 실험 결과 및 검토

우선 파일럿 노즐만 분리하여 설치한 후, 파일럿 노즐의 분무 특성을 고찰하였다. Figure

3 의 축방향 거리  $z$  는 파일럿 노즐 끝 단으로부터 정의되며,  $x$  는 중심 축으로부터 횡방향 거리로 정의된다. Figure 3 은 이 때의 액적 속도 벡터장으로써 액적 분무각은 약 90°이며, 실선으로 표시된 재순환 영역은  $z \sim 10$  mm 까지 존재한다. 재순환 영역의 반경은 순유량 (net flow rate) 이 0 이 되는 지점으로 정의되는데, 본 실험 조건에서의 재순환 영역 최대 반경은 약 9 mm 이다. 이 때 재순환 영역은 선회로 인한 원심력에 의해 발생한 역압력 구배로 인해 생성된다. 재순환 영역의 축방향 길이는 약  $z = 10$  mm 이며, 노즐 부근에서는 -10 m/s 의 상당히 큰 속도를 가진 역류가 생긴다.  $10 < z < 20$  mm 의 범위에서 속도가 거의 선형적으로 증가하여 약 7 m/s 에 이른 후,  $20 < z < 100$  mm 의 범위에서는 거의 일정한 속도를 유지한다.

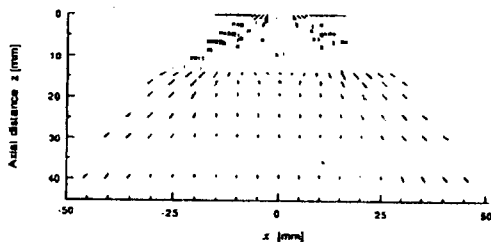


Fig. 3. The velocity vector plot of simplex pilot nozzle

Figure 4는  $x - z$  단면에서 축방향 속도  $U$  와 반경 방향 속도  $V$  및 접선 방향 속도  $W$  의 속도 분포를 나타낸다. 축방향 속도는 재순환 영역 내의 위치인  $z = 5$  mm 의 단면에서만 음의 속도를 가지며,  $|x| = 8$  mm 에서 축방향 최대 속도 25 m/s 를 나타낸다. 최대 축방향 속도를 갖는 횡방향 거리는 분무각이 90°임으로 인하여 하류로 진행할수록 점차로 증가한다.  $z = 30$  mm 의 축방향 속도 분포는  $|x| = 4.5$  부근에서 국부적인 극대 값을 갖는데, 이는 재순환 영역의 생성으로 인하여 중심축 바깥에서 중심축 쪽으로 유입되는 유동에 의해 유로가 작아지면서 속도가 부분적으로 빨라지면서 나타나는 현상으로 판단된다.

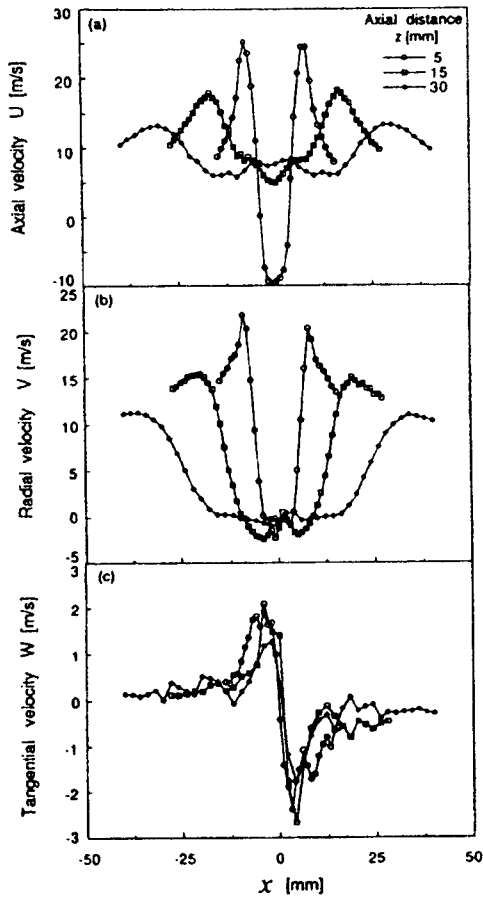


Fig. 4. Velocity distribution with transverse distance at different axial distance

Figure 4b의 반경 방향 속도 분포는 분무가 상당히 대칭적임을 보여준다. 또한 Fig. 4a와 비교할 때  $z = 5 \text{ mm}$ 에서 최대 U와 최대 V의 지점과 속력이 거의 일치하는데, 이는 분무각이  $90^\circ$ 임을 나타내며, 따라서 하류로 갈수록 최대 V를 나타내는 지점이 횡방향으로 점차 멀어진다.  $z = 15 \text{ mm}$ 에서 중심축을 향하는 속도로부터 속도 벡터의 방향이 바뀌는 것을 명확히 볼 수 있으며,  $z = 30 \text{ mm}$ 에서는  $|x| < 17 \text{ mm}$  영역의 반경 방향 속도를 무시할 수 있고, 이는  $x - z$  평면 내에서 축방향에 평행한 유동임을 의미한다.

Figure 4의 접선 방향 속도 W는 시계 방향의 회전을 나타내는데, 세 횡단면에서 접

선 방향 속도 분포와 크기는 거의 동일하다.  $|x| = 4 \text{ mm}$ 에서 최대 W를 나타내며,  $|x| < 4 \text{ mm}$ 에서는 선형적인 분포를 보이는데, 이는 강제 회전 (solid body rotation)에 해당하는 강제와 (forced vortex)의 형태를 의미하며,  $|x| > 4 \text{ mm}$ 에서는 반경에 대체로 역비례하는 자유와 (free vortex) 형태를 취하여 전체적으로 Rankine 복합와 (combined vortex)의 특성을 갖는다 [10]. 파일럿 노즐에 의해 발생한 강제 회전 형태의 선회 유동이 상당히 하류까지 유지되며, 점성력에 의해 자유와가 형성된다. 여기서 주목할 만한 점은 코어 영역 (core region) 부근의 강제와의 직경이 파일럿 노즐에 유입된 공기의 출구 직경과 거의 동일하다는 것이다.

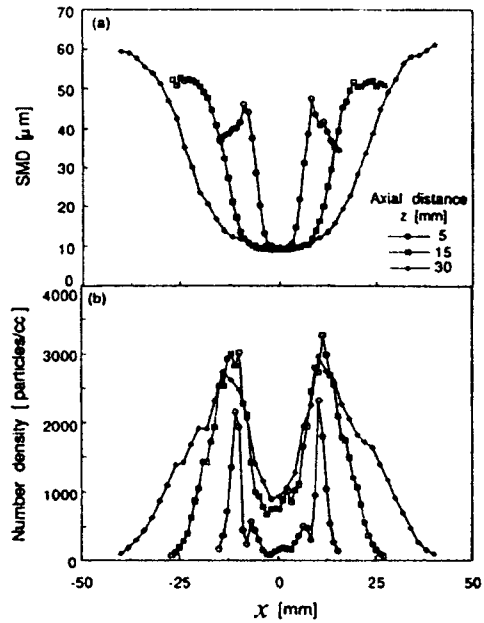


Fig. 5. SMD and number density distribution with transverse distance at different axial distance

Figure 5는 파일럿 노즐에 의한 분무의 SMD와 수밀도 (number density)를 나타낸다. 모든 횡단면의 코어 영역에서  $10 \mu\text{m}$ 의 가장 작은 액적들이 존재하며, 하류로 진행할수록 최대 입자 직경이 증가한다. 이는 작은 액적들이 코어 영역으로 편향됨을 의미하는

때, 이것은 강한 속도 구배에 의해 액적들에 가해지는 Saffman 힘에 의한 결과이다 [11] 작은 입경의 액적들은 관성력이 작으므로 저속의 영역인 코어 영역으로 편향되는 반면 입경이 큰 액적들은 관성력이 상대적으로 크기 때문에 내부 쪽으로 편향되는 정도가 작다. 코어 영역에서 수밀도의 증가를 보이는 것도 속도 구배에 의한 작은 액적들의 유입을 의미한다. 하류로 진행함에 따라 최대 수밀도를 갖는 횡방향 거리가  $|x| = 11 \text{ mm}$  로 거의 일정한 경향을 보이는데, 이는 미립화된 액적의 완전 증발과 코어 영역으로의 액적의 유입이라는 상반된 성향이 균형을 이룬 것으로 사료된다. 또한 하류로 진행할수록 중심축으로부터 먼 영역에서 SMD 가 증가하는 것도 위와 같은 이유이다.

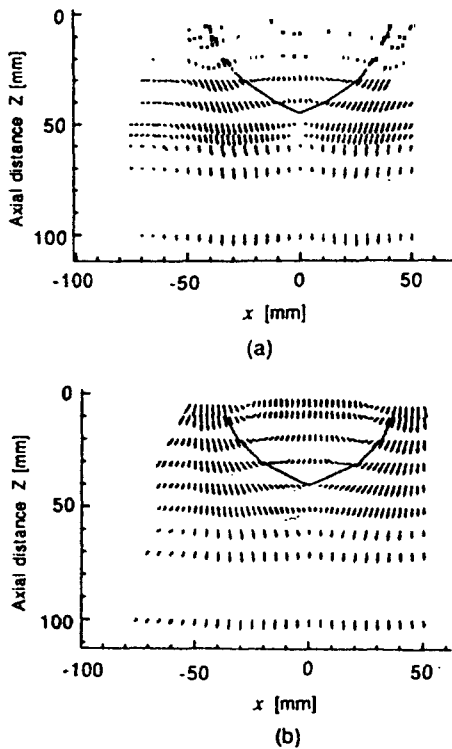


Fig. 6 The velocity vector plot  
(a) coaxial counter swirler (b) coaxial counter swirler and simplex pilot nozzle

Figure 6은 파일럿 노즐이 선회기에 장착된

상태에서  $x - z$  단면에서의 속도 벡터장을 나타낸 것으로서, Fig. 6a는 파일럿 노즐을 작동시키지 않은 채 1차/2차 선회기만 작동시킨 경우이며, Fig. 6b는 1차/2차 선회기 및 파일럿 노즐을 동시에 작동시킨 경우이다. 여기서  $Z$ 는 Fig. 1의 안정기 최하단으로부터의 축방향 거리로 정의된다. Figure 6a의 경우에는 1/2차 선회기에 속도 측정을 위한 입자를 발생시키기 위하여 스모크 발생기를 통과한 공기를 공급하였는데, 스모크 발생기에서 발생된 입자의 직경이  $4 \mu\text{m}$  이하로써 관성력이 매우 작기 때문에 1차/2차 선회기에 의한 기체의 선회 운동을 잘 표현할 수 있다. Figure 6b는 대향류 선회기에 공기를 공급한 상태에서 파일럿 노즐을 통해 분무된 물 입자의 속도를 측정된 속도 벡터장이다. 재순환 영역의 최대 직경은  $Z = 0 \text{ mm}$ 에서 각각  $82 \text{ mm}$ 와  $75 \text{ mm}$ 이며, 축방향 길이는  $Z = 45 \text{ mm}$ 와  $40 \text{ mm}$ 이다. 재순환 영역의 최대 직경은 안정기 출구 직경  $100 \text{ mm}$ 보다 약간 작다. 이와 같이 두 경우의 속도장에 차이가 생기는 이유는 몇 가지가 있다. 우선 파일럿 노즐로부터 분출된 분무 액적의 크기가 스모크 발생기로부터 발생된 액적의 크기보다 상당히 큼으로 인하여, 관성력이 큰 액적들이 재순환 영역 내의 역압력 구배를 정확히 따라가지 못하는 것이다. 또한 1차/2차 선회기의 주 공기 유동에 추가되는 파일럿 노즐에서 발생하는 운동량과 선회의 영향이 있다.

Figure 7은  $x - z$  단면에서의  $U, V, W$ 를 나타낸 것이다. 최대  $U$ 는 파일럿 노즐의 분사압에 의한 액적의 운동량 부가 때문에 파일럿 노즐이 작동되는 경우가 약간 크며, 재순환 영역의 존재로 인해 중심축에서 극소 속도값을 나타낸다. 공기만 공급되는 경우에는  $z = 100 \text{ mm}$  횡단면에서 반경 방향 속도 성분이 거의 사라지며,  $z = 10 \text{ mm}$ 의 횡단면에서 중심축 부근에서 중심축 밖으로 향하는 유동이 관측되는데, 이는 와류 (vortex)로 인한 재순환 영역의 상류 지역 특성에 기인한 것

이다.

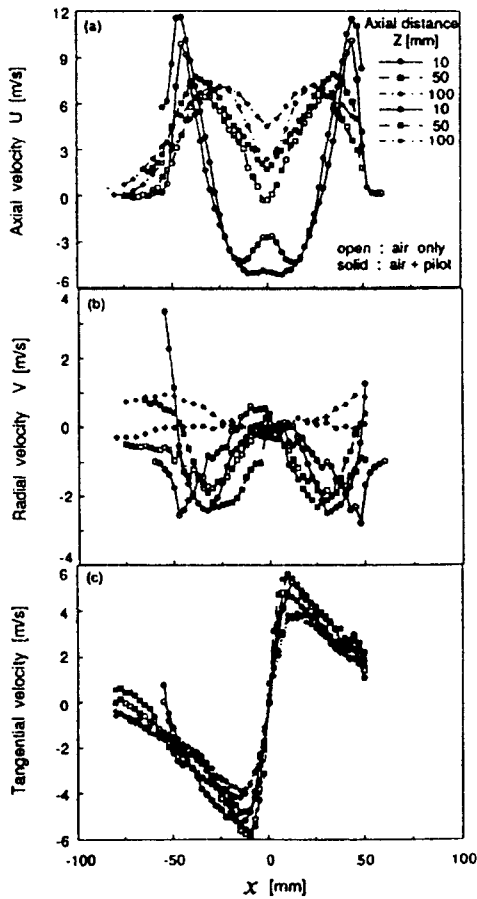


Fig. 7. Velocity distribution with transverse distance at different axial distance

Figure 7c 의 접선 속도 W 분포에서는 모든 횡단면에서 반시계 방향 회전을 보인다. 파일럿 노즐이나 1차 선회기의 선회가 시계 방향임에도 불구하고 안정기 하류에서는 2차 선회기에서 발생하는 반시계 방향 회전이 기체의 유동에 주요하게 작용함을 알 수 있다. 이와 같은 2차 선회기에 의한 접선 방향 속도의 반전은 다음과 같은 파일럿 노즐의 분무 특성에 기인한다. Figure 3 에서 보았듯이 파일럿 노즐의 분무각이 90° 인데, 선회기와 안정기의 기하학적 형상으로 인하여 파일럿 노즐에서 분사된 액적이 1차 선회기의 벽면에 충돌한다. 이와 같이 액적의 충돌로 형성

된 액체막에 1차/2차 선회기의 대향류 선회장에 의해 강한 전단력이 작용함으로써 2차 미립화가 발생하고 이렇게 발생된 액적은 반시계 방향의 선회를 하게 된다. 반면에  $x \sim -70$  mm 에서는 시계 방향의 선회를 보이는데, 이는 1차 선회기 벽면에 충돌을 하지 않고 그대로 빠져나온 비교적 큰 액적들은 본래의 시계 방향 선회를 그대로 유지한 채로 중심축 밖으로 향하는 유동을 나타내기 때문이다. 중심 코어 영역의 작은 액적들은 관성력이 작기 때문에 가스상의 선회 운동을 쉽게 따라감으로 인하여 반시계 방향의 선회를 보인다. 전체적인 접선 방향 속도 분포에서 강제 와의 코어가 20 mm 에 해당하는 Rankine 복합 와 형태의 유동을 볼 수 있으며, 최대 W 를 나타내는 횡방향 거리는 축방향 거리에 거의 무관하다. 또한 최대 W 의 감소는 하류로 진행하면서 발생하는 코어의 확산과 점성 소산에 의한 것이다.

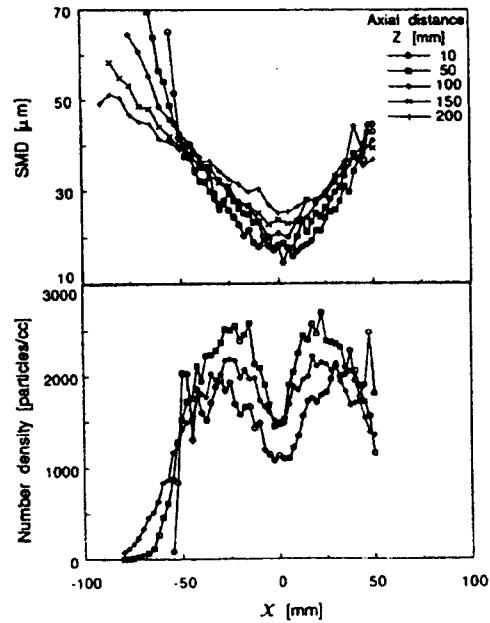


Fig. 8. SMD and number density distribution with transverse distance at different axial distance

Figure 8 은 파일럿 노즐에서 분무된 액적의 SMD 와 수밀도 분포를 나타낸다. 중심 코

어에서의 입경 분포 중 최소 입경은 Fig. 5의 파일럿 노즐만의 SMD 분포와 유사하나, 전반적인 입경의 크기는 Fig. 5 보다 크다. 이것은 다음과 같은 몇 가지 원인에 기인한다. 우선 선회기 벽면에 충돌한 입자의 2차 미립화와 선회기를 통한 기체 유동에 의해 발생한 보다 강한 역압력 구배로 인한 상대적으로 큰 액적의 중심부로의 유입 때문이다. 또한 보다 강한 대류장으로 인한 비교적 작은 액적들의 빠른 증발을 생각할 수 있다. 수밀도 분포에서도 Fig. 5b의 분포와 유사하게 재순환 영역 바로 외부에서 최대 수밀도를 보이나, 코어 영역에서의 수밀도는 Fig. 5b 보다 상대적으로 크다. 이것은 외부 공기의 선회로 인한 보다 강한 역압력 구배로 인한 액적들의 유입과 분무각의 감소 때문이다. 결과적으로 파일럿 노즐의 선회 운동 만에 의한 액적 분포보다 안정기 하류에서 상당히 공간적으로 균일한 액적 분포를 가진다.

#### 4. 결론

심플렉스 파일럿 노즐의 분무 특성을 3차원 유동 속도 및 SMD와 수밀도 분포를 측정함으로써 실험적으로 고찰하였고, 1MW 용량의 산업용 가스터빈 대향류 선회기 형태 연소기의 안정기 하류에서의 속도장을 측정하였다. 또한 선회기에서 발생한 기상 유동장과 파일럿 노즐에 의한 액체 분무의 상호작용을 연구하였다. 이러한 연구를 통하여 파일럿 노즐과 안정기 하류에서 재순환 영역이 형성되는 것을 관측하였다. 접선 방향의 속도 분포로부터 파일럿 노즐과, 대향류 선회기를 작동한 상태의 파일럿 노즐에서 두 경우 모두 코어 내부에서는 선형적인 속도 분포를 보이고, 코어 외부에서는 횡방향 거리의 증가에 따라 급속히 속도가 감소하는 Rankine 복합 와를 관찰할 수 있었다. 또한 최대 접선 속도를 갖는 횡방향 거리는 축방향 거리에 거의 무관하다. 와류 코어에서는 강한 원심력

이 작용하여 액적을 밖으로 밀어내는 힘이 작용하므로 상대적으로 작은 액적과 작은 수밀도를 갖는다. 반대로 와류의 바로 외부에는 축방향의 강한 속도 구배로 인한 Saffman 힘에 의해 최대 수밀도를 갖는다. 파일럿 노즐로부터 분무된 액적이 선회기에서 발생한 강한 공기 유동과 상호 작용할 때, 파일럿 노즐만에 의한 액적의 수밀도 분포보다 상당히 균일한 액적의 분포를 갖는다.

#### 후기

본 연구는 삼성 항공(주)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사 드립니다.

#### 참고 문헌

- [1] J.M. Beer and N.A. Chigier, *Combustion aerodynamics*, Robert E. Krieger, pp. 102-104, 1983
- [2] D.L. Rhode, D.G. Lilley and D.K. McLaughlin, "Mean flowfields in axisymmetric combustor geometries with swirl", *AIAA Journal*, vol. 21, pp. 593-600, 1983
- [3] M. Samimy and C.A. Langenfeld, "Experimental study of isothermal swirling flows in a dump combustor", *AIAA Journal*, vol. 26, pp. 1442-1449, 1988
- [4] R. Weber and J. Dugue, "Combustion accelerated swirling flows in high confinements", *Prog. Energy. Combust. Sci.*, vol. 18, pp. 349-367, 1992
- [5] C.D. Cameron, J. Brouwer and G.S. Samuelsen, "A model gas turbine combustor with wall jets and optical access for turbulent mixing, fuel effects, and spray studies", 22th symp.(International) on

Combustion, pp. 465-474, 1988

- [6] H.Y. Wang, V.G. McDonell, W.A. Sowa and G.S. Samuelsen, "Characterization of a two-phase flow field downstream of a 3x-scale gas turbine coaxial counter-swirling combustor dome swirl cup", 30th Aerospace Sci. Meeting & Exhibit, AIAA 92-0229, 1992
- [7] H.Y. Wang, V.G. McDonell and G.S. Samuelsen, "The two-phase flow downstream of a production engine combustor swirl cup" 24th symp.(International) on Combustion, pp. 1457-1463, 1992
- [8] H.Y. Wang, V.G. McDonell, W.A. Sowa and G.S. Samuelsen, "Scaling of the two-phase flow downstream of a gas turbine combustor swirl cup : part I - Mean Quantities", Journal of Eng. for Gas Turbines and Power, vol. 115, pp. 453-460, 1993
- [9] R.P. Fraser, "Liquid Fuel Atomization", 6th symp.(International) on Combustion, pp. 687-701, 1957
- [10] R.H. Sabersky, A.J. Acosta and E.G. Hauptmann, Fluid Flow, 2nd Ed. , Macmillan, NewYork, pp. 190-191, 1971
- [11] P.G. Saffman, "The lift on a small sphere in a slow shear flow", J. Fluid Mech., vol. 22, pp. 385-400, 1965