

모델연소기 선회유동장에서의 속도 및 분무특성

Velocity and Spray Characteristics under Swirl Flows in a Model Combustor

배 충 식*, 이 동 훈**

C. S. Bae, D. H. Lee

abstract

The effect of swirl flows on the fuel spray characteristics were investigated for various swirlers in a model combustor. The interaction between the flow field and fuel spray in the main combustion zone made by frontal devices including fuel injection nozzles and swirlers, which were characterized by flow velocities, fuel droplet sizes and their distributions which were measured by APV(Adaptive Phase/Doppler Velocimetry) under atmospheric condition at 320cc/min kerosine fuel flow and 0.04kg/sec air supply. A dual swirler with circumferential two-stage swirl vanes of 40° and 45° vanes in different directions and two single-stage swirlers of 40° vanes with 12 and 16 vanes were tested. It was found that the dual swirler has the largest recirculating zone with highest reverse flow velocity. The strongest swirl flow was found at the boundary of recirculation zone. Small fuel droplets were observed in the main axial stream and inside the recirculation zone when swirling flow field were generated by the frontal devices. These findings could give the tips on the optimal design of frontal devices to realize low emissions in gas turbine combustion.

주요기술용어 : swirl flow(선회류), swirler(선회기), APV(Adaptive Phase/Doppler Velocimetry), recirculation zone(재순환 영역),

1. 서론

분무연소는 액상의 연료에 저장된 화학에너지를 원동기의 동력원으로 사용하는 유용한 기구로서⁽¹⁾, 가스터빈 연소기에서의 분무연소에 대한 연구는 선진국을 중심으로 진행되어 왔으나^{(2) (5)}, 국내에서 근자에 가스터빈 연소기 기술개발의 연구가 진행되면서 이에 대한 관심이 높아지고 있다^{(6) (10)}.

최근 항공기엔진의 최적설계 및 엔진개발의 측면으로 볼 때, 넓은 범위의 고도, 자세, 마하수에 걸쳐 비행하는 항공기엔진의 작동안정성을 유지하고, 근래 강화되고 있는 배기가스 규

제에 대응하기 위해서는 여러 가지 엔진 부품 중 연소기의 효율적인 설계가 매우 중요한 인자가 된다. 이러한 이유로 가스터빈 연소기에서의 분무/혼합 특성에 관한 연구가 활발하며, 특히 주연소영역에서의 노즐과 선회기를 포함한 frontal device의 최적화가 요구된다.

가스터빈의 분무연소에서 효과적인 분무와 연소를 위해 노즐자체의 성능파악은 물론, 선회기를 장착하였을 때 재순환영역의 형성을 통한 화염의 안정성, 분무액적의 미세화, 그리고 분무액적의 분포를 제어하는 등, 가스터빈 연소기의 성능을 향상시키는 연구가 꾸준히 진행되어져 왔다.

Kilik⁽¹¹⁾은 다양한 형상을 가진 선회기를 시험하여 선회기 형상이 재순환영역의 크기에 미

* 정희원, 충남대학교 항공우주공학과

** 충남대학교 항공우주공학과 대학원

치는 영향을 고찰하였으며, 한, 배등⁽¹²⁾은 예탁 공기 충돌형분무에서 이중선회기의 특성 및 이중선회유동이 분무에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 최등⁽¹³⁾은 HSNS(High Shear Nozzle/Swirl) 스월러의 특성을 PDPA를 사용하여 측정하였다.

본 연구에서는 다양한 선회기를 사용하여, 그에 따른 속도장 및 분무역적의 크기 및 분포 특성을 조사함으로써 선회유동이 연료와 공기의 혼합에 미치는 영향을 알아보려고 하였다.

이를 위해 항공기용 가스터빈 연소기에 사용되는 이중 오리피스 연료노즐로 연료를 분사할 때 이중선회기와 선회각 40°를 갖고 vane 이 각각 12, 16개인 두 종류의 일단선회기를 사용하여 선회유동장을 측정하고 서로 다른 선회유동장이 분무역적의 크기 및 분포에 미치는 상호작용을 관찰하였다. 선회기에 의한 선회유동의 특성과 분무역적의 크기, 속도, 수밀도, 재적분율을 APV(Adaptive Phase/Doppler Velocimetry)로 측정하였다.

2. 실험장치 및 조건

2.1 실험장치

실험조건에 맞는 공기를 공급하기 위하여 Fig. 1의 정상유동장치를 설계, 제작하였다. 송풍기에서 나온 공기는 유질안정화 탱크를 거친 후, 오리피스를 이용해 유량이 측정된다. 연료는 질소를 이용해 연료탱크를 가압함으로써 연료가 공급된다.

실험에 사용된 이중 오리피스 연료노즐은 최대 연료유량 0.3 l/min.까지 공급할 수 있는 시동용 노즐과 최대 연료유량 1.6 l/min 까지 공급할 수 있는 주노즐로 구성되어 있으며, 각각 70°, 90°의 분무각과 0.8mm, 2.4mm의 출구직경과 선회 chamber를 가지고 있다. 연료의 공급 유량에 따라 유로를 선택하여 사용할 수 있게 설계되었으며, 이중 원추형 분무(duplex) 및 공기보조분무(air assist)도 가능하게 되어있다. 공급가능 최대압력은 주노즐 6MPa, 시동용 노즐 1.5MPa이다. 본 연구에서는 비교적 낮은 유량조건하에서 실험한 관계로 시동용 노즐만 사용하였다^{(7),(14)}.

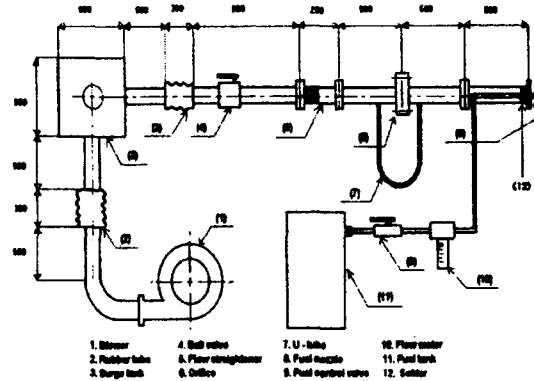


Fig. 1. Air/Fuel Supply System

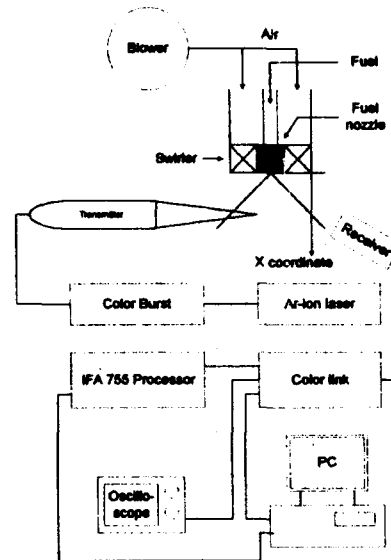


Fig. 2. APV Setup

Table. 1. 선회기에 대한 제원

	선회각	선회익수	S _N
선회기A	40° /-45°	12/12	
선회기B	40°	12	0.623
선회기C	40°	16	0.623

이중선회기(선회기A)는 각각 12개의 선회익으로 이루어져 있으며, 일차선회기가 선회각 40°, 이차선회기가 선회각 -45°로 이루어져 있다. 두 개의 일단선회기는 선회각 40°에 각각 12개(선회기B)와 16개(선회기C)의 선회익을

가지고 있다. 두 선회기 모두 선회기 외경(D_{sw}) 40mm, 허브외경(D_{hub}) 16mm로 평판 선회익을 채택하였다. Beer와 Chigier(1972)의 연구에 따른 Swirl number 계산식은 다음과 같고,

$$S_N = \frac{2}{3} \frac{1 - (D_{hub}/D_{sw})^3}{1 - (D_{hub}/D_{sw})^2} \tan \theta \quad (\theta: \text{선회각})$$

이 식에 의한 두 일단선회기의 Swirl number는 0.623이다. Table 1에 세가지 선회기의 재원을 표시하였다.

선회유동장 및 분무특성은 APV(Adaptive Phase/Doppler Velocimetry, TSI)로 측정하였다. APV시스템은 위상차도플러유속계(PDA, Phase-Doppler Anemometry)의 일종으로, 입사광선이 측정하고자 하는 입자를 통과하여 발생하는 도플러 산란광이 서로 다른 위치에서 보이는 위상차에서 입자크기에 관한 정보를 얻어 속도와 액적크기를 동시에 측정하는 장치이다.

3차원 이송장치를 사용하여, 광학부품 이송하였으며, 광원으로 최대출력 5W의 Ar-ion레이저(Innova 70, Coherent)를 사용하여, 녹색광(514.5nm)과 청색광(488nm)의 영역에서 속도의 2차원 측정과 액적크기 측정이 이루어졌다. Fig. 2에 측정부의 실험장치를 보였다.

연료분무가 없는 상태에서의 속도장 측정을 위해 3-4 μ m의 프로필렌글리콜 입자를 공기유로에 주입해 산란입자로 활용하였다.

2.2 실험조건

속도장 측정을 위해 선회기에 공급하는 공기량을 0.04kg/sec로 하였다. 연료분무는 공기공급이 없는 기준분무와 12, 16vane의 두 선회기에 대해 공기공급량이 0.04kg/sec인 경우에 대하여 측정하였다.

모든 실험은 대기압, 상온조건에서 수행하였고, 연료공급량은 320cc/min 로 공급하였다. 이는 공연비 약 10에 해당하는 공급량이다. 연료로는 kerosine을 사용하였다.

3. 실험결과 및 토론

3.1 각 선회기의 선회유동장

선회기 A, B, C의 경우에 대해 공기공급량이 0.04kg/sec 일 때 축-반경방향의 속도벡터

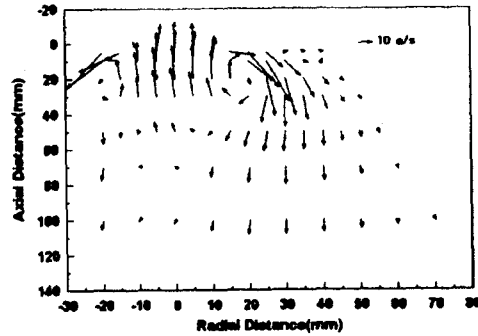


Fig. 3 Axial-radial velocity vector of swirler(A) without fuel injection(air=0.04kg/s) (swirler A : dual swirler)

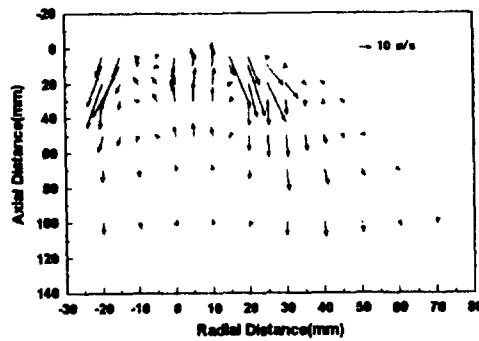


Fig. 4 Axial-radial velocity vector of swirler(B) without fuel injection(air=0.04kg/s) (swirler B : 12vane, 40° vane angle)

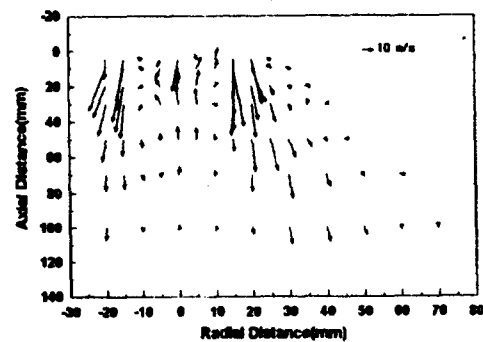


Fig. 5 Axial-radial velocity vector of swirler(C) without fuel injection(air=0.04kg/s) (swirler C : 16vane, 40° vane angle)

를 Fig. 3-5에 나타내었다.

그림에서 보듯이 선회기 출구의 분출유동장 안쪽에 재순환 영역이 생김을 알 수 있고, 이는 노즐위치축에서의 역방향 속도로 확인할 수 있다. 같은 공기량에서 선회기 A가 B, C보다 약 2배가량 큰 역방향 속도를 형성하고 있다. 일차선회기만을 사용한 경우⁽¹³⁾보다 재순환 영역의 크기, 역방향 속도, 반경방향의 확산이 더 큼을 알 수 있다.

재순환영역의 폭은 B, C의 경우 선회기폭과 거의 일치하고 있으며, 축방향으로는 선회기폭의 약 2-2.5배 정도의 크기를 보이고 있다.

Counter-swirl인 A의 경우 재순환영역의 길이는 짧으나, 선회기폭에 비해 재순환영역의 폭이 큼을 알 수 있다. 또한 출구근처의 반경방향 확산도 B, C에 비해 월등히 큼을 알 수 있고, 따라서 반경 15-40mm 지점에서 강한 혼합이 일어남을 예상할 수 있다. 선회기 B의 경우가 선회기 C의 경우보다 주유동의 반경방향 확산폭이 약간 큼을 관찰할 수 있는데, 이로부터 적은 수의 선회익이 분출유동 초기의 반경방향 확산을 크게 함을 알 수 있다. 중간영역(선회기 끝에서 축방향으로의 거리 $X=50-70\text{mm}$)에서 선회기 C가 주유동의 축방향 속도를 더 강하게 유지하고 있음을 알 수 있는데, 이로부터 선회익이 많을수록 유동의 모멘텀이 하류까지 지속됨을 알 수 있다. 선회기 B, C의 경우 재순환영역이 양의 반경방향으로 약간 치우쳐 있음을 볼 수 있는데, 이는 공기유로에 설치된 연료노즐의 영향 때문인 것으로 생각된다.

Fig. 6은 여러 축방향 위치에서 각 선회기의 축방향 속도를 비교한 것이다. 선회기 A의 경우 출구근처인 $X=5\text{mm}$ 지점부터 강한 역방향 속도를 나타내고 있고, 20mm 지점에서 최대 24m/sec의 역방향 속도 분포를 보이고 있다. 속도의 최대값이 존재하는 위치는 세 경우 모두 비슷한 분포를 가지고 있으나, 선회기 A의 경우가 반경방향으로 가장 멀리 주유동 분포가 가장 크다는 것을 알 수 있다. 하류로 갈수록 유동은 확산되어 $X=50\text{mm}$ 지점부터는 세 경우 모두 거의 동일한 속도 분포를 보여주고 있다.

Fig. 7에 세 선회유동장의 반경방향 속도성

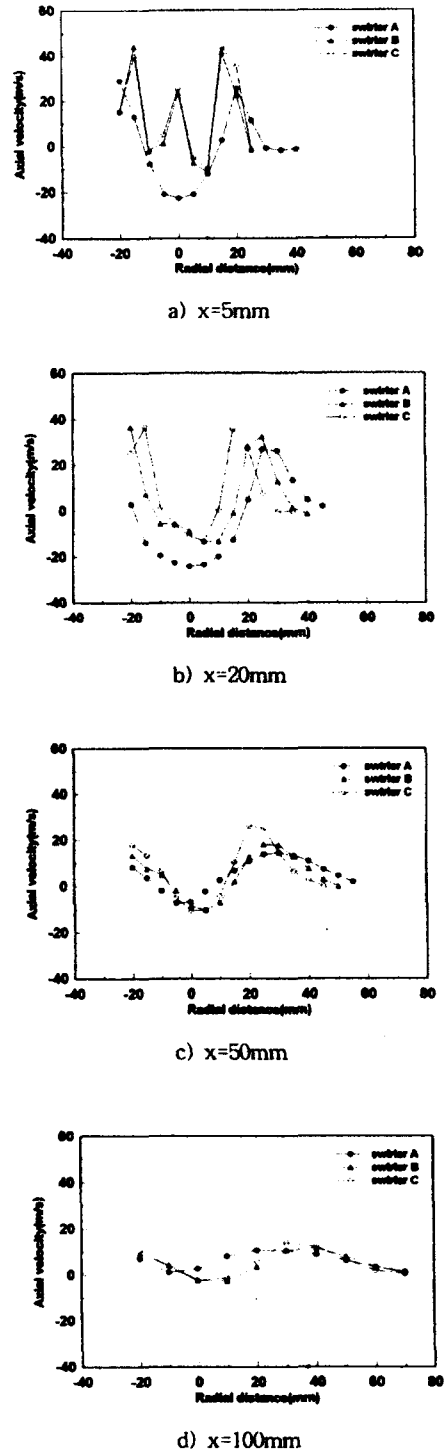
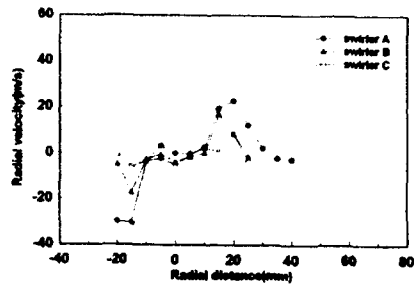
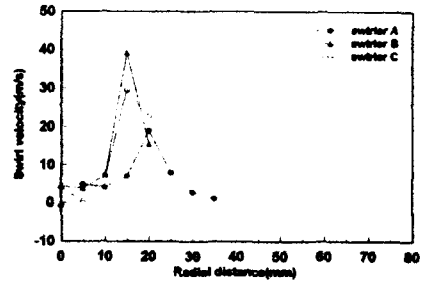


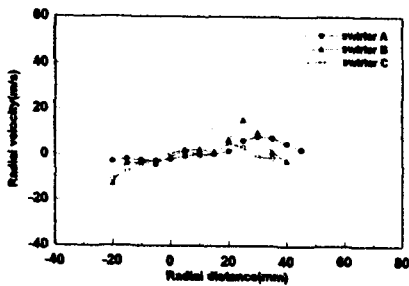
Fig. 6 Comparison of axial velocity without fuel injection (air=0.04kg/s)



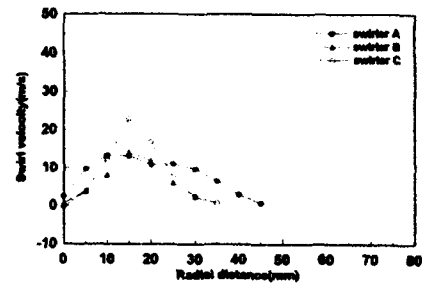
a) x=5mm



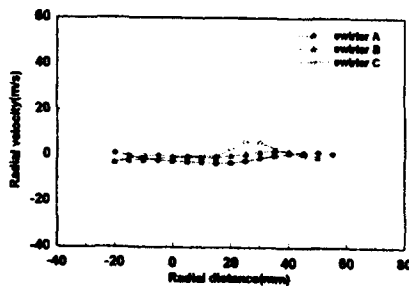
a) x=5mm



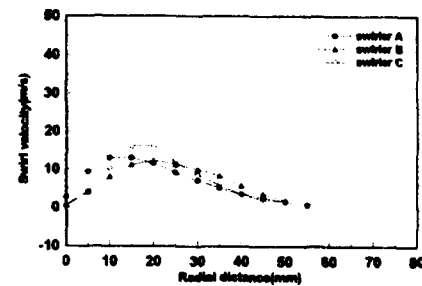
b) x=20mm



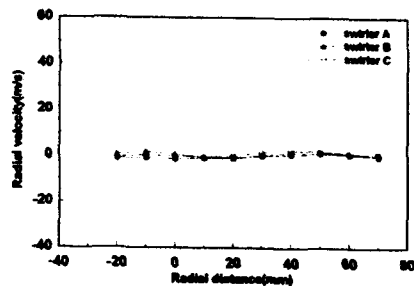
b) x=20mm



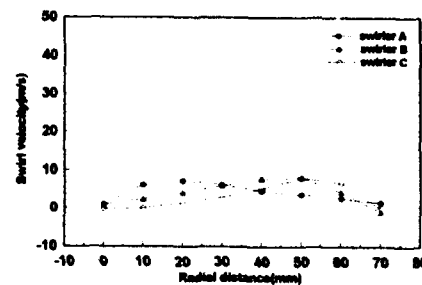
c) x=50mm



c) x=50mm



d) x=100mm



d) x=100mm

Fig. 7 Comparison of radial velocity without fuel injection (air=0.04kg/s)

Fig. 8 Comparison of swirl velocity without fuel injection (air=0.04kg/s)

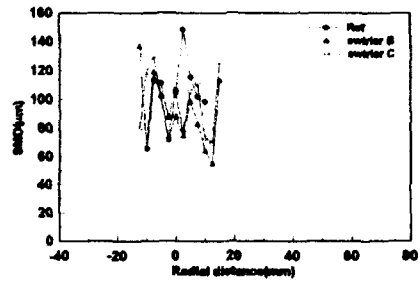
분을 보였다. Fig.3-5의 결과에서 볼 수 있는 것처럼 출구초기에서 선회기 A의 반경방향 속도성분이 가장 큼을 알 수 있고 하류로 갈수록 세 선회기 모두 반경방향으로의 속도 성분은 없어지고 있다. 선회기 B의 경우 출구초기의 반경방향 확산이 두드러진 반면, 선회기 C의 경우 중간영역($x=50\text{mm}$)에서도 반경방향 속도 성분이 존재함을 알 수 있다. 하류에서는 세 선회기 모두 유동장의 반경방향 확산은 없는 것으로 나타났다.

Fig. 8은 세 선회유동장의 선회속도 성분을 비교한 것이다. 선회기 B, C의 경우 출구근처에서 높은 선회속도를 보였다가, 하류로 갈수록 급격히 감소하는 경향을 보인 반면, 선회기 A는 초기의 선회성분을 하류까지 지속적으로 유지하는 것을 알 수 있다. 세 선회속도의 최대값의 위치가 재순환영역의 폭, 즉 주유동과 재순환영역 사이의 전단영역의 위치와 일치하고 있다는 점에서 선회유동이 강한 곳에서 강한 연료와 공기의 혼합이 일어남을 예상할 수 있다. 또한 $X=5\text{mm}$ 와 20mm 지점에서 A의 선회성분이 B, C보다 반경방향으로 더 범위가 넓어 이 선회성분이 출구초기의 선회기 A의 재순환영역의 폭을 증가시키는데 기여하고 있음을 알 수 있다.

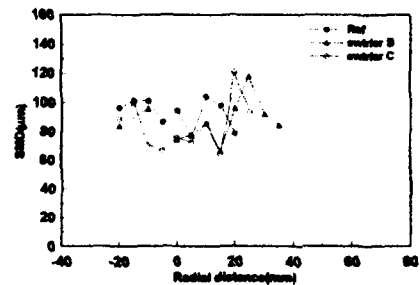
3.2 분무액적 특성

Fig. 9에 공기공급없이 연료만 분무할 때의 기준분무와 공기공급이 있을때의 B, C선회기에 대한 SMD를 나타내어 선회유동장이 액적크기에 미치는 영향을 살펴보고자 하였다.

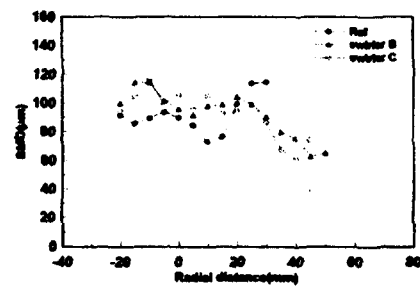
분무초기인 $X=5\text{mm}$ 지점을 제외하면, 대부분의 영역에서 $60\text{-}120\mu\text{m}$ 의 분포를 보이고 있다. $X=5\text{mm}$ 지점에서 선회유동이 있는 경우와 없는 경우가 큰 차이를 보이지 않고 있는데, 이는 선회기에서 나온 선회유동이 분무초기의 액적크기에는 큰 영향을 미치지 못하고 있음을 알 수 있다. $X=20\text{mm}$ 지점에서 B, C가 반경방향 15mm 까지 기준분무보다 작은 크기를 보이는데, 이는 이 위치에서의 재순환영역의 크기와 일치한다. 따라서 이 경우, 작은 액적들이



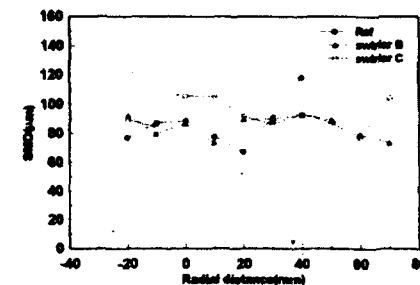
a) $x=5\text{mm}$



b) $x=20\text{mm}$

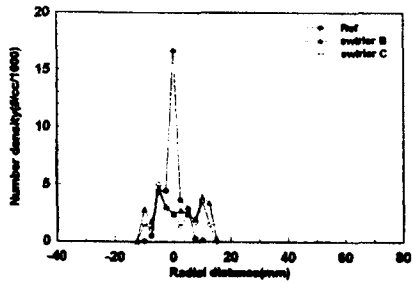


c) $x=50\text{mm}$

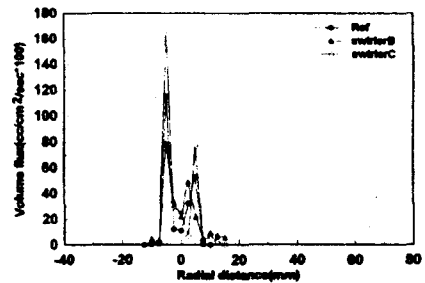


d) $x=100\text{mm}$

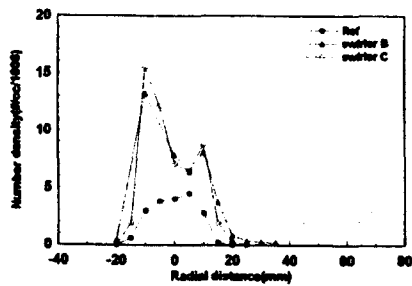
Fig. 9 Comparison of SMD distribution (air=0.04kg/s, fuel=320cc/min)



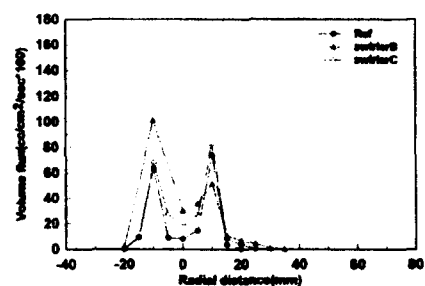
a) x=5mm



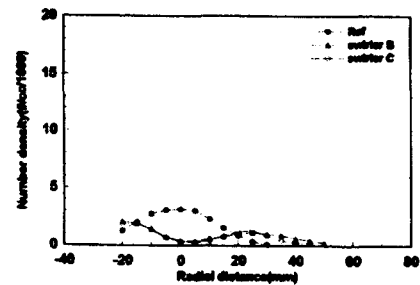
a) x=5mm



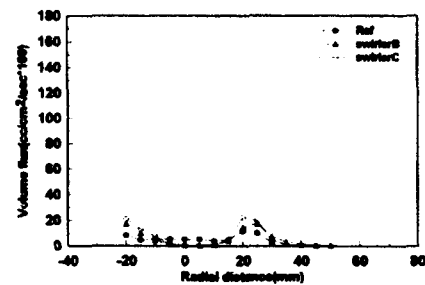
b) x=20mm



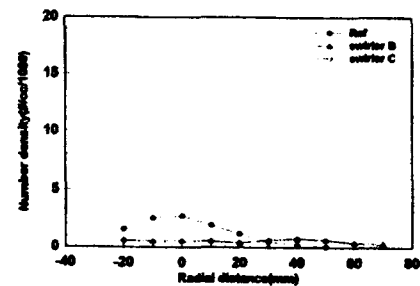
b) x=20mm



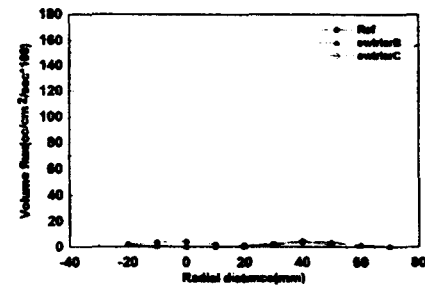
c) x=50mm



c) x=50mm



d) x=100mm



d) x=100mm

Fig. 10 Comparison of Number density distribution (air=0.04kg/s , fuel=320cc/min)

Fig. 11 Comparison of Volume flux distribution (air=0.04kg/s , fuel=320cc/min)

재순환영역의 역방향 속도성분을 잘 따라가고 있음을 알 수 있다. 외곽에서의 SMD증가는 큰 액적들이 가지는 분무초기의 높은 운동량 때문에 주유동을 관통해 바깥쪽으로 가기 때문인 것으로 생각된다. X=50mm지점에서는 재순환 영역의 경계인 반경방향 20mm지점을 기점으로 분무외곽의 액적크기가 기준분무에 비해 현저히 줄어들었는데, 이는 축방향 유동의 높은 속도로 인해 액적의 붕괴가 일어나기 때문이다.

중심부에서는 기준분무보다 약간 큰 SMD를 보이는데, 이는 이 지점부터 액적의 증발이 일어나 작은 액적의 수가 감소했기 때문인 것으로 생각된다. 하류에서는 확산으로 인해 액적크기의 큰 편차를 보이지 않고 있는 형태로 나타나고 있다.

Fig. 10에 세 조건에 대한 수밀도 분포를 표시하였다. 기준분무의 경우, 중심부에서 최대 17000#/cc의 높은 수밀도를 보이고, 하류지점까지 중심부의 수밀도가 높으나, 선회유동이 있는 경우는 재순환영역의 중심부 위치를 따라 두 개의 극대값을 가지는 형태를 보인다. 분무초기에 선회유동이 있는 경우의 이러한 극대값 분포는 toroidal구조를 가지는 재순환영역의 중심부와 대체로 일치하고 있음을 알 수 있으며, 이 부분에 작은 액적들이 많이 정제되어 있는 것으로 파악할 수 있다. 이는 SMD가 작은 영역에서 높은 수밀도를 보인다는 사실에서도 확인할 수 있다.

Fig. 11에 세조건에 대한 체적률을 보였다. 주유동방향을 따라 극대값이 반경방향으로 확산됨을 알 수 있다. 기준분무의 경우 수밀도가 큰 중심부에서 체적률이 작게 나온 반면, 선회유동이 있는 경우 수밀도와 체적률의 극대값 위치가 대체로 일치하는 것을 알 수 있다. 이로부터 선회유동이 주유동방향에서의 혼합 및 액적의 미립화에 기여한다고 볼 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 세가지의 선회기틀 이용하여 서로 다른 선회유동장을 만들어 선회유동장 및 연료분무와의 상호작용을 알아보고, 각각의 선회유동장의 특성을 관찰하고자 하였다. 이를

위해 APV를 이용해 속도 및 액적크기 측정을 수행한 결과, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1) 동일조건에서 선회유동장을 측정된 결과, 이 중선회기의 재순환영역의 크기가 가장 컸으며, 역방향 속도 또한 가장 큼을 알 수 있었다. 일단 선회기의 경우 큰 차이를 보이지 않았으나, 12vane이 16vane에 비해 반경방향으로의 확산이 강한 반면, 16vane은 축방향 속도성분이 강함을 알 수 있었다.

2) 연료분무시 액적크기, 수밀도, 체적률을 측정된 결과, 기준분무에 비해 선회유동이 있을 경우, 재순환영역 형성지역과 주유동영역에서 액적크기의 감소를 보였으며, 선회유동이 연료와 공기의 혼합을 증진시킴을 알 수 있었다. vane수의 변화는 분무특성에 큰 영향을 주지 않았다.

위의 결과들은 이 연구에 이어 지속될 연소 실험에서 분무연소기구를 밝힘으로써 연소안정성 향상을 위한 자료로 활용될 것이다.

5. 후기

본 연구는 한국과학재단의 연구비 지원(97 핵심전문연구, 과제번호 971-1005-099-2)하에 이루어진 연구임을 밝히며, 이에 관계자 여러분께 심심한 감사를 드립니다. 그리고 실험을 수행하는데 많은 도움을 주신 한국항공우주연구국의 이대성, 설우석 박사님께 감사드립니다.

참고문헌

1. Lefebvre, A. H., "Gas Turbine Combustion," Hemisphere Publishing Corp., New York, 1983.
2. Bach, T. Vu, and Gouldin, F. C., "Flow Measurements in a Model Swirl Combustor", AIAA Journal, Vol.20, No.5, pp.542-651, 1982.
3. Brena de la Rosa A., Bachalo W. D., and Rudoff R. C., "Spray Characterization and

- Turbulent Properties in an Isothermal Spray with Swirl", *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol.112, pp.61-66, 1990.
4. Brena de la Rosa A., Wang, G., and Bachalo W. D., "The Effect of Swirl on the Velocity and Turbulence Fields of a Liquid Spray", *ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol.114, pp.72-81, 1992.
 5. Daniel L. Bulzan, "Velocity and Drop Size Measurements in a Confined, Swirl - Stabilized, Combusting Spray", *AIAA Journal*, June, 1996.
 6. 이대성 등, "항공기용 가스터빈 엔진의 저공해 연소기 설계기술 개발," 한국항공우주연구소, 과학기술처 보고서, 1996.
 7. 이대성 등, "항공기용 가스터빈 엔진/부품의 CAD/CAM 및 성능시험 기술개발(III)," 한국항공우주연구소, 1996.
 8. 설우석, 윤민수, 이대성, Yagodkin, V. I., 배충식, "LID를 이용한 Centrifugal Two-Nozzle Injector분무의 역적크기 및 연료농도 측정," 한국항공우주학회지, 제 25권 제 3호, pp95-102, 1997.
 9. Han, Y. M., Seol, W. S., Yoon, M. S., Lee, D. S., Yagodkin, V. I., Jeung, I. S., "An Experimental Study on Modeling of Fuel Atomization for Simulating the Idle Regime of a Gas Turbine Combustor by a Atmospheric Testing," *ASME paper No.97-GT-152*, 1997
 10. 고영성, 김명환, 김동진, 민대기, 정석호, "가스터빈 연소기용 대향류 선회기의 분무 특성," 한국액체미립화학회지, Vol. 1, No. 2, pp42-49, 1996
 11. E. Kilik, "The Influence of Swirler Design Parameters on the Aerodynamics of the Downstream Recirculation Region," Ph.D. thesis, Cranfield Institute of Technology, England, 1976.
 12. 배충식, V. Warnke, 한영민, 설우석, 이대성, "공기공급압력에 따른 이중선회기 유동 및 이중오리피스 연료노즐의 분무특성," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp227-233, 1997
 13. 최성만, 민성기, "HSNS(High Shear Nozzle/Swirler)스윙러 실험연구," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp195-200, 1997
 14. 한영민, "가스터빈 연소기의 이중 오리피스 연료노즐의 분무특성 및 유동과의 상호작용에 대한 연구," 서울대학교 항공우주공학과 박사학위논문, 1997