

모델연소기에서의 분사기와 선회기의 영향

The Effects of Injector and Swirler on the Flame Stability in a Model Combustor

박승훈*, 이동훈(충남대학교 대학원), 배충식(한국과학기술원)

ABSTRACT

The optimization of frontal device including fuel nozzle and swirler is required to secure the mixing of fuel and air, and the combustion stability in the gas turbine combustor design for the reduction of pollutant emissions and the increase of combustion efficiency. The effects of injection nozzle and swirler on the flow field, spray characteristics and consequently the combustion stability, were experimentally investigated by measuring the velocity field, droplet sizes of fuel spray, lean combustion limit and the temperature field in the main combustion region.

The effect of fuel injection nozzle was tested by adopting three different nozzles; a dual orifice fuel nozzle, a hollow cone nozzle and a solid cone nozzle. These tests were combined with the three different swirler geometries; a dual-stage swirler with 40° /- 45° vanes and two single-stage swirlers with 40° vane angle having 12 and 16 vanes, respectively. Flow fields and spray characteristics were measured with APV(Adaptive Phase Doppler Velocimetry) under atmospheric condition using kerosine fuel. Temperatures were measured by Pt-Pt13%Rh, R-type thermocouple which was 0.2mm thick. It was found that the dual swirler resulted in the biggest recirculation zone with the highest reverse flow velocity at the central region, which lead the most stable combustion. The various combustion characteristics were observed as a function of the combination between the injector and swirler, that gave a tip for the better design of gas turbine combustor.

1. 서론

분무연소는 액상의 연료에 저장된 화학에너지를 원동기의 동력원으로 사용하는 유용한 기구로서[1], 분무연소에 대한 연구는 선진국을 중심으로 진행되어 왔으나, 국내에서 근자에 가스터빈 연소기 기술개발등의 연구가 진행되면서 이에 대한 관심이 높아지고 있다[2,3]. 최근 항공기엔진 및 산업용 가스터빈의 최적설계 및 엔진개발의 측면으로 볼 때, 넓은 범위의 고도, 자세, 마하수에 걸쳐 비행하는 항공기엔진의 작동안정성을 유지하고, 근래 강화되고 있는 배기가스 규제에 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 최적화

가 요구된다.

가스터빈의 분무연소에서 효과적인 분무와 연소를 위해 노즐자체의 성능파악은 물론, 선회기를 장착하여 재순환영역의 형성을 통한 화염의 안정성, 연소성능 및 배기 특성과의 관계에 대한 연구가 꾸준히 진행되어져 왔다[4-7].

근자에 저공해 연소기에 대한 요구가 커짐에 따라 분무연소의 기구를 밝히고 NOx 등의 배기가스 저감과 Soot생성억제를 위한 연소시스템의 개발이 필요한데 이러한 배기물의 생성에 지배적인 인자인 온도의 측정이 중요한 실험주제로 대두하고 있다[7].

본 연구에서는 가스터빈 연소기를 모사한 모델연소기내에서 다양한 선회기와 연료노즐의 조합 및 공연비 조건에 따른 연소안정성 시험 및 온도장 측정을 통하여 연소특성을 파악하고자 하였다. 또한 선회기에 따른 속도장 및 분무액적의 크기를 측정함으로써 선회유동이 연료와 공기의 혼합에 미치는 영향과 연소안정성에 미치는 영향을 관련지어 고찰해 보고자 하였다. 이를 위하여 항공기용 가스터빈 연소기에 사용되는 이중 오리피스 연료노즐과 각각 solid cone과 hollow cone 형태의 연료분무를 생성하는 두 종류의 단순 압력젯 노즐로 연료를 분사할 때 이중선회기와 선회각 40° 를 갖고 vane이 각각 12, 16개인 두 종류의 일단 선회기를 사용하여 평균온도장을 측정하였고 각각의 선회기에 따른 선회유동장을 측정하고 서로 다른 선회유동장이 분무액적의 크기에 미치는 상호작용을 관찰하였다. 이를 통하여 화염 안정성에 관여하는 각각의 연료노즐과 선회기의 자체특성을 파악하고 각각의 연료노즐과 선회기를 조합하여 형성되는 frontal device의 최적화를 도출시켜 보았다.

2. 실험장치 및 조건

2-1. 실험장치

실험조건에 맞는 공기를 공급하기 위하여 Fig. 1의 정상유동장치를 설계, 제작하였다. 최대 풍량이 4.3m³/min.인 blower에 의해 공급된 공기는 유질안정화 탱크와 충류관(flow straightener)를 거친 뒤 오리피스를 이용하여 측정된 유량으로부터 blower를 제어하는 방식으로 공기유량을 조절하였으며, 연료는 질소가압방식에 의하여 공급되며 최대유량이 2 l/min.인 고정밀 터빈식유량계(vs002, VSE)에 의하여 정확한 연료공급량을 측정하였으며 연료로는 kerosine을 사용하였다.

실험에 사용된 노즐은 이중오리피스 연료노즐(노즐A)로 최대 연료유량 0.3 l/min.의 시동용 노즐과 최대 연료유량 1.6 l/min.의 주노즐로 이루어져 있으며, 각각 70°, 90°의 분무각과 0.8mm, 2.4mm의 출구직경과 선회chamber를 가지는 구조로 이루어져 있다. 본 실험에서는 낮은 유량조건하에서 실험이 이루어지는 관계로 시동용 노즐만 사용하였으며, 단순 압력젯 연료노즐은 최대 연료유량 0.32 l/min.을 가지며 70°의 분사각과 0.79mm의 오리피스 직경에 hollow cone 분무형태를 갖는 연료노즐(노즐B)과 최대 연료유량 0.32 l/min.을 가지며 61°의 분사각과 0.5mm의 오리피스 직경에 solid cone 분무형태를 갖는 연료노즐(노즐C)을 사용하였다. Table 1에 각각의 노즐에 대한 제원을 표시하였다.

이중선회기(선회기a)는 각각 12개의 선회익을 가지고 있으며, 일차 40°, 이차 -45°의 선회각을 가지고 있다. 두 개의 일단 선회기는 선회각 40°에 각각 12개(선회기b)와 16개(선회기c)의 선회익을 가지고 있다. 두 선회기 모두 선회기외경 40mm, 허부 외경 16mm로 평판 선회익을 채택하였으며, Beer와 Chigier의 계산식에 의한 swirl number는 0.623이다[8]. Table 2에 세 선회기의 제원을 표시하였다. 이중오리피스 연료노즐과 이중선회기에 대한 자

세한 제원은 참고문헌[9]에 자세히 기술되어 있다.

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, 광학부를 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 상태에서 속도장 측정을 위해 3-4 μ m의 프로필렌글리콜 입자를 공기유로에 주입해 산란입자로 활용하였다.

평균 온도장은 직경 0.2mm의 Pt-Pt13%Rh인 R-type 열전대를 사용하였고 유동장 속에서의 지지를 위하여 같은 재질의 0.5mm직경 지지대에 연결하였다. 이 두가닥의 지지대는 3.5mm직경의 twin-bore alumina tube의 구멍에 삽입하고 또한 probe를 단단하게 하기 위하여 이 튜브를 stainless관으로 보강하여 고정하였다. Fig. 3에 온도 측정부의 실험장치를 보였다. 열전대로부터 나온 신호는 ice point bath에 의해 영점보상이 된 후 amplifier기능을 지닌 signal conditioner(8300 XWB, preston)를 거치고 A/D converter를 통해 획득되어진다. 이렇게 얻어진 신호는 온도로 변환되어지며 열전대를 연소장의 정확한 측정점에 위치시키기 위하여 2차원 이송장치를 이용하여 실험하였다.

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. 연료공급량은 320cc/min.로 공급하였으며 이는 공연비 약 10에 해당하는 양이다.

각각의 연료노즐과 선회기의 조합에 따른 연소특성을 파악하기 위하여 가연한계 실험을 수행한 결과와 공연비 변화에 따른 영향을 파악하기 위한 조건으로 공연비 약 37과 30에 대하여 각각의 연료노즐과 선회기의 조합에 대하여 적절한 공기공급량과 연료공급량을 정하여 측정이 이루어졌다.

모든 실험은 대기압, 상온조건에서 수행하였고, 연료로는 kerosine을 사용하였고 일반 질소를 이용하여 가압하였으며 연료 가압력은 약 15-20bar정도에서 실험을 실시하였다.

3. 실험결과 및 토론

3-1. 각 선회기의 선회유동장

선회기 a, b, c의 경우에 대해 공기공급량이 0.04kg/sec일 때 축-반경방향의 속도장을 Fig. 4에 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[9]보다 재순환영역의 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 길이

는 짧으나, 선회기폭에 비해 재순환영역의 폭이 큼을 알 수 있다. 또한 출구근처의 반경방향 확산도 b, c에 비해 월등히 큼을 알 수 있고, 따라서 반경 15-40mm지점에서 강한 혼합이 일어남을 예상할 수 있다. 선회기 b, c의 경우 재순환영역이 양의 반경방향으로 약간 치우쳐짐을 볼 수 있는데, 이는 공기유로에 설치된 연료공급부위의 유동장 교란 때문인 것으로 생각된다.

3-2. 분무액적의 크기

Fig. 5에 공기공급없이 연료만 분무할 때(no swirl)의 기준분무와 공기공급이 있을 때의 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 세 경우가 비슷한 크기분포를 지니는 것으로 보아 frontal device에서 나온 선회유동이 분무초기의 액적크기에는 큰 영향을 미치지 못하고 있음을 알 수 있으며 $x=20\text{mm}$ 지점에서 선회기 b, c가 반경방향 15mm까지 기준분무보다 작은 크기를 보이는데, 이는 이 위치에서의 재순환영역의 크기와 일치한다. 따라서 이 경우, 재순환영역에서의 전단력과 난류의 작용으로 미립화가 잘 일어나는 것으로 보인다. $x=50\text{mm}$ 지점에서는 축방향 주유동과 선회유동성분의 영향으로 분무외곽의 액적크기가 기준분무에 비해 현저히 줄어들었고, 하류에서는 세 경우 모두 대부분의 영역에서 동일한 액적크기 분포를 가진다.

3-3. 연료노즐과 선회기의 조합에 따른 연소안정성

각각의 연료노즐과 선회기의 조합에 따른 연소안정성을 알아보기 위한 실험을 하였다. Fig. 6의 (a)는 노즐A와 각각의 선회기의 조합에 대한 회박가연한계를 나타낸 그림으로 선회기 a와 b는 약 0.04kg/s 이상의 공기공급유량에 대하여 공연비 50이상의 넓고 균일한 회박가연한계를 나타내고 있으며, 선회기 c에 대하여는 넓은 공기공급유량에 대하여 화염이 유지되지만 공기공급유량이 증가함에 따라 회박가연한계가 공연비 60이상까지 확장되는 특성을 나타내고 있다. 또한 Fig. 7의 노즐A에 대한 평균온도장을 보면 선회기 a와의 조합이 선회기 b, c의 조합에 비해 화염이 크고 전체적으로 높은 온도 분포를 가짐을 알 수가 있으며 이는 Fig. 4에서 선회기 a가 b, c에 비해 재순환영역의 폭이 큰 것과 일치한다. 또한 선회기 a의 조합은 b, c에 반해 노즐 끝단에서 축방향으로 50mm, 반경방향 30mm 떨어진 지역에 큰 화염면이 존재하고 있음을 알 수가 있다. 이는 노즐로부터 분사된 연료가 반경방향으로 넓은 재순환영역을 통해 무화되고 기화되면서 유동의 상대 속도차가 크게 나타나는 재순환영역의 바깥 경계면에서 전단응력이 최대가 되어 공기와의 강한 혼합을 일으키는 것으로 해석되며 Fig. 4의 (a)선회기 a가 갖는 선회유동장으로 부터 이를 확인할 수 있다. Fig. 7의 (b)와 (c)에서는 노즐A와 선회기 b, c의 조합을 보여주고 있는데 서로 유사한 평균온도장을 보여주고 있다. 화염이 작고 전체적으로 온도가 낮은 연소상태를 보여주고 있으며 화염면이 노즐의 끝단 근처에 붙어서 나타남을 알 수가 있다. 이는 Fig. 4의 (b)선회기 b가 갖는 선회유동장과 (c)선회기 c가 갖는 선회유동장의 재순환영역이 반경방향으로 좁게 나타나며 상대적으로 축방향으로 길게 나타나는 것과 일치한다. 또한 최대 전단응력이 존재하는 면이 노즐의 끝단 근처에 존재함을 보여주고 있다. Fig. 7의 (b)노즐A와 선회기 b의 조합이 갖는 평균온도장에서 축방향 60-100mm인 노즐의 중심부에 새로운 화염면이 형성됨을 확인할 수 있는데 이는 SMD가 작은 액적들이 이 위치에 존재하여 기화 및 혼합의 활성화로 형성되는 화염으로 Fig. 5의 (d) $x=100\text{mm}$ 에서 선회기에 따른 SMD분포를 통해 확인할 수 있다. 이와 같은 결

과를 종합해 볼 때 노즐A는 선회기a와의 조합이 가장 안정된 연소안정성을 확보하는 것으로 평가되며 전체적으로 균일하고 높은 온도장을 형성하는 것으로 보아 연소효율 또한 좋은 것으로 사료되어 진다.

Fig. 6의 (b)는 노즐B와 각각의 선회기의 조합에 대한 회박가연한계를 나타낸 그림으로 선회기a에 대하여는 넓은 공기공급유량에 걸쳐 공연비 40정도의 비교적 좁은 회박가연한계를 보이며 공기공급유량이 증가할수록 회박가연한계가 넓어지는 양상을 보이고 있다. 그러므로 비교적 높은 공기공급유량에서 안정된 연소안정성을 확보할것으로 예상된다. 또한 선회기b는 공기공급유량 0.02kg/s-0.03kg/s의 극히 좁은 범위에서 최대 공연비 40정도의 좁은 회박가연한계를 가지며 극히 불안정한 연소특성을 보일 것으로 사료되어진다. 따라서 노즐B와 선회기b의 조합은 매우 부적절한 것으로 생각해 볼 수 있다. 선회기c는 비교적 낮은 공기공급유량에서 급격히 넓어지는 회박가연한계를 갖는데, 공기공급유량 0.04kg/s에서 공연비 80의 매우 넓은 회박가연한계를 가지며 국부적으로 회박가연한계가 급속히 넓어지는 특징을 보인다. 또한 Fig. 8의 노즐B에 대한 평균온도장을 보면 선회기에 상관없이 hollow cone의 분무형태를 갖는 노즐특성에 의하여 화염면이 분사된 액적의 원주를 따라 존재함을 알 수가 있다. Fig. 8의 (a)노즐B와 선회기a의 조합은 높은 공기공급유량에 대하여 측정된 것으로 재순환영역이 반경방향으로 넓은 선회기a와 대부분의 분사 액적이 원주를 따라 분사되는 노즐의 특성이 잘 조화되어 반경방향으로 크고 안정된 화염이 형성됨을 볼 수가 있으며 화염면 또한 넓게 존재함을 볼 수 있다. 반면에 Fig. 8의 (b)노즐B와 선회기b의 조합과 (c)노즐B와 선회기c의 조합은 작은 재순환영역을 갖는 선회기의 선회유동 특성에 의하여 작은 화염이 형성되며 노즐 근처의 강한 전단응력에 의하여 화염면이 노즐 근처에 존재함을 볼 수 있다. 특히 Fig. 8의 (b)노즐B와 선회기b의 조합은 화염면이 불연속적인 것으로 볼 때 연소안정성이 매우 나쁜 것으로 나타났다. (c)노즐B와 선회기c의 조합은 낮은 공기공급유량에 의해 화염이 작게 형성되지만 넓은 회박가연한계를 갖는 것으로 적당한 연소안정성을 확보하고 있는 것으로 평가된다. 따라서 노즐B에 대한 선회기의 최적의 조합은 공기공급유량에 따라 선회기a나 c가 적당한 것으로 확인됐으며 평균온도장으로부터 연소효율은 선회기a가 가장 나은 것으로 나타났다.

Fig. 6의 (c)는 노즐C와 각각의 선회기의 조합에 대한 회박가연한계를 나타낸 그림으로 선회기a의 조합은 넓은 회박가연한계를 나타내며 특히 공기공급유량 0.05kg/s이상에서 일정한 회박가연한계를 보이는데 이는 노즐B에 대한 특성과 유사함을 알 수 있다. 또한 선회기b와 c는 일정한 회박가연한계를 나타내는 유사한 특성을 지닌 것으로 보인다. Fig. 9의 노즐C에 대한 평균온도장을 보면 (a)노즐C와 선회기a와의 조합이 선회기b, c와의 조합에 비해 반경방향으로 큰 화염을 형성하며 이는 선회기a에 의한 재순환영역이 반경방향으로 넓은 특성에 의한 것으로 보이며 화염온도 역시 전체적으로 높게 나타났다. 특히 화염면이 노즐 끝단 근처의 중심에서 강하게 나타나는 현상을 보였는데 이는 노즐A나 B에 비해 오리피스 직경(0.5mm)이 상대적으로 매우 작아서 분사된 액적의 SMD가 작기 때문인 것으로 생각되며 또한 분사각 역시 다른 노즐에 비하여 작아서 이중선회기의 특징인 예막 충돌에 의한 무화가 아닌 강한 선회유동에 의한 혼합에 의한 것으로 사료되어 진다. Fig. 9의 (b)노즐C와 선회기b의 조합과 (c)노즐C와 선회기c의 조합의 경우 화염면이 축방향으로 약 50mm의 노즐 중심부에 위치하게 되는데 이는 재순환영역이 좁고 선회유동이 강하지 못하기 때문인 것으로 생각된다. 따라서 노즐C의 경우 노즐의 분무특성이 선회기에 비해 상대적으로 우수해서 모든 선회기에 대하여 연소안정성을 확보한 것으로 평가된다.

이상의 결과를 종합해 보면 노즐A의 경우 선회기a나 b의 조합이 공연비 60이상의 넓은 회박가연한계를 가지며 공기공급유량 0.04kg/s이상에서 좋은 연소안정성을 나타내고 노즐B의 경우 공기공급유량이 0.05kg/s이하에서는 선회기c와의 조합이 공연비 80정도의 넓은 회박가연한계를 가지며 안정된 화염을 형성하는 것으로 나타났다. 또한 공기공급유량 0.06kg/s 이상에서는 선회기a와의 조합이 공연비 40정도의 균일한 회박가연한계를 가지므로 적절한 연소안정성을 확보하는 것으로 나타났다. 노즐C의 경우 선회기a와의 조합이 공기공급유량 0.05kg/s이상에서 공연비 40이상의 균일한 회박가연한계를 가지며 좋은 연소안정성을 확보하는 것으로 나타났다.

이와 같이 각각의 연료노즐과 선회기의 조합에 따라서 연소안정성이 다르게 나타남을 알 수가 있었고 각기 다른 연소안정성 및 연소특성을 보이므로 사용조건에 따른 적절한 노즐과 선회기의 조합이 필요함을 알 수 있었다.

3-3. 공연비에 따른 연소안정성

공연비에 따른 연소특성을 파악하기 위하여 Fig. 10에서 보는 바와 같이 노즐A와 선회기 b의 조합에 대해 정해진 공기공급유량에 대해 공연비 37 및 30에 대한 평균온도장을 측정하였으며 Fig. 10의 (a)는 공연비 37, (b)는 30에 대한 평균온도장을 나타내고 있다. (a)에 비하여 (b)는 후류(축방향 약 150mm이후)에서의 전체적인 온도가 증가하는 경향을 나타냈으며 노즐끝단 근처에 존재하던 화염면이 후류쪽으로 이동하였고 노즐끝단에서 축방향으로 70mm인 지점의 중심부에 원형으로 형성된 화염면과 결합하는 양상을 보였다. 이러한 결과는 Fig. 4의 (b)로부터 설명할 수 있는데 연료량의 증가로 미립화가 지연되면서 화염면이 뒤쪽으로 이동하게 되는 것으로 사료된다.

4. 결론

본 연구에서는 각기 세 종류의 연료노즐과 선회기를 이용하여 이를 결합해 하나의 frontal device를 구성했을 때 서로 다른 선회유동장을 만들어 선회유동장 및 연료분무와의 상호작용을 알아보고, 이와 함께 연소안정성 실험 및 평균온도장 측정 실험을 통하여 연소특성 및 연소안정성을 파악하여 연료노즐과 선회기 각각의 특성의 상호작용을 알아 볼 수 있었다.

이를 위해 APV를 이용해 속도 및 액적크기를 측정하고 연소안정성 시험 및 열전대를 이용한 평균온도장 측정 실험을 하였다. 본 연구를 통해 얻은 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 동일조건에서 선회유동장을 측정한 결과, 일단 선회기 보다 이중선회기의 재순환영역의 크기가 가장 컸으며, 역방향 속도 또한 가장 큼을 알 수 있었다.
- 2) 연료분무시 액적크기를 측정한 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.
- 3) 각각의 노즐과 선회기의 조합에 따른 회박가연한계를 측정한 결과, 이중오리피스 연료노즐은 이중 선회기 및 12vane의 일단선회기와 결합하였을 때 공연비 60이상의 넓은 회박가연한계를 가지며 공기공급유량 0.04kg/s이상에서 좋은 연소안정성을 나타내고 hollow cone

의 분무형태를 갖는 단순 압력제트 연료노즐은 공기공급유량이 0.05kg/s이하에서는 16vane의 일단선회기와 결합하였을 때 공연비 80정도의 넓은 회박가연한계를 가지며 안정된 화염을 형성하는 것으로 나타났다. 또한 공기공급유량 0.06kg/s이상에서는 이중선회기와 결합하였을 때 공연비 40정도의 균일한 회박가연한계를 가지므로 적절한 연소안정성을 확보하는 것으로 나타났다. solid cone의 분무형태를 갖는 연료노즐은 이중선회기와 결합하였을 때 공기공급유량 0.05kg/s이상에서 공연비 40이상의 균일한 회박가연한계를 가지며 좋은 연소안정성을 확보하는 것으로 나타났다. 주어진 공기공급유량에 대한 공연비의 변화에 따른 화염의 구조를 파악하고 선회유동과의 상호작용 및 분무액적의 거동을 유추해 볼 수 있었으며 노즐이나 선회기의 자체 특성보다는 이를 결합하였을 때 나타나는 연소특성이 각기 다를 수 있음을 확인할 수 있었다.

4) 각각의 노즐과 선회기의 조합에 따른 평균 온도장을 측정된 결과, 연소안정성 실험결과와 상관관계를 확인할 수 있었으며 화염의 크기 및 화염면의 위치 및 구조등을 파악하고 선회유동장 및 분무액적의 크기와 연관시켜 분무연소 기구를 살펴볼 수 있었다.

위의 결과들은 이 연구에 이어 지속될 ICCD(Intensified Charge Coupled Device)카메라를 이용한 가시화 실험을 통하여 분무연소의 거시적 구조를 살펴봄으로써 연소안정성 향상 및 연소특성을 파악하는데 활용될 것이다.

참고문헌

- [1] Lefebvre, A. H., "Gas Turbine Combustion," Hemisphere Publishing Corp., New York, 1983.
- [2] 이대성 등, "항공기용 가스터빈 엔진의 저공해 연소기 설계기술 개발," 한국항공우주연구소, 과학기술처 보고서, 1996.
- [3] 이대성 등, "항공기용 가스터빈 엔진/부품의 CAD/CAM 및 성능시험 기술개발(III)," 한국항공우주연구소, 1996.
- [4] Kilik, E., "The Influence of Swirler Design Parameters on the Aerodynamics of the Downstream Recirculation Region," Ph.D. thesis, School of Mechanical Engineering, Cranfield Institute of Technology, 1976.
- [5] 배충식, V. Warnke, 한영민, 설우석, 이대성, "공기공급압력에 따른 이중선회기 유동 및 이중 오리피스 연료노즐의 분무특성," 한국항공우주학회 추계 학술대회 논문집, pp. 227-233, 1997.
- [6] 김상우, 이충원, "가스터빈 연소기내의 미립화현상이 연소특성에 미치는 영향," KOSCO Symposium 논문집, pp. 59-68, 1996.
- [7] Sheen, D. H., "Swirl-Stabilized Turbulent Spray Flames in an Axisymmetric Model Combustor," Ph.D. thesis, Imperial College, 1993.
- [8] Beer, J. M. and Chigier, N. A., "Combustion Aerodynamics," Applied Science, London, 1972.
- [9] 한영민, "가스터빈 연소기의 이중 오리피스 연료노즐의 분무특성 및 유동과의 상호작용에 대한 연구," 서울대학교 항공우주공학과 박사학위논문, 1997.

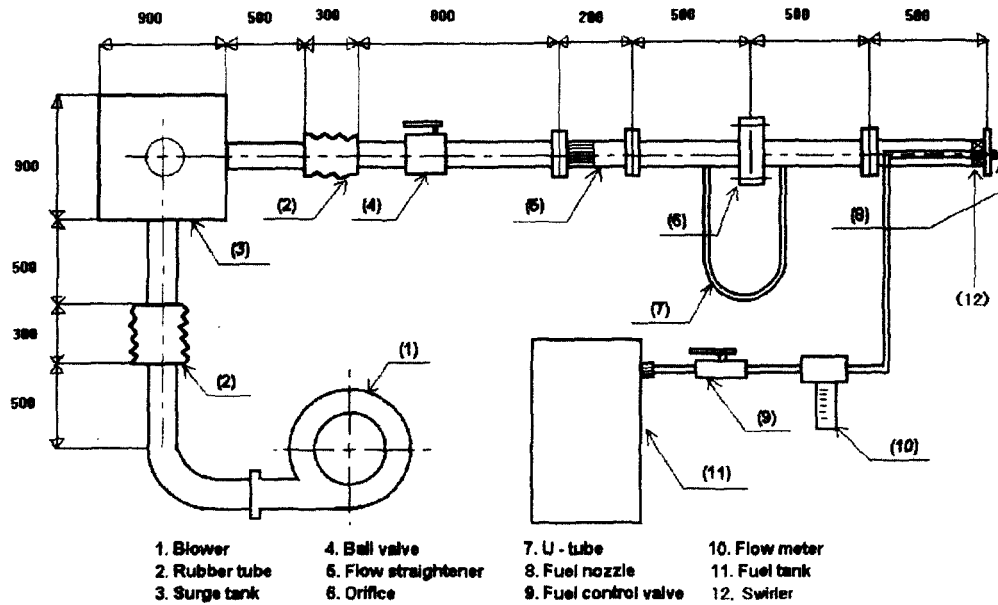


Fig. 1 Model combustor with an air/fuel supply system

Table. 1 Geometries of fuel nozzles

	오리피스직경(mm)	연료유량(l/min.)	분사각	분무형태
노즐A	0.8	0.3	70°	solid
노즐B	0.79	0.32	70°	hollow
노즐C	0.5	0.49	61°	solid

Table. 2 Specifications of swirlers

	선회각	선회익수
선회기a	40° /-45°	12/12
선회기b	40°	12
선회기c	40°	16

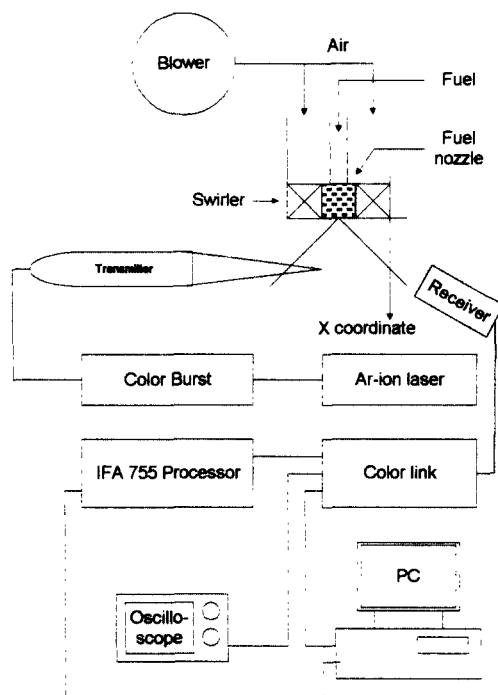


Fig. 2 APV setup

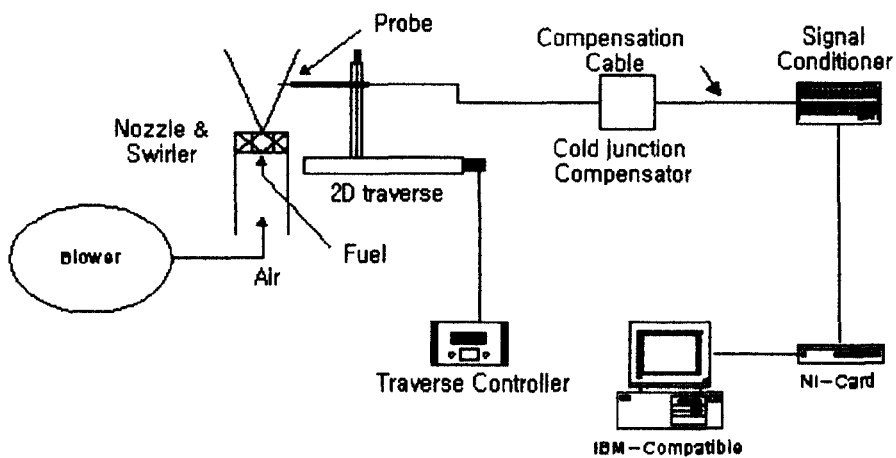
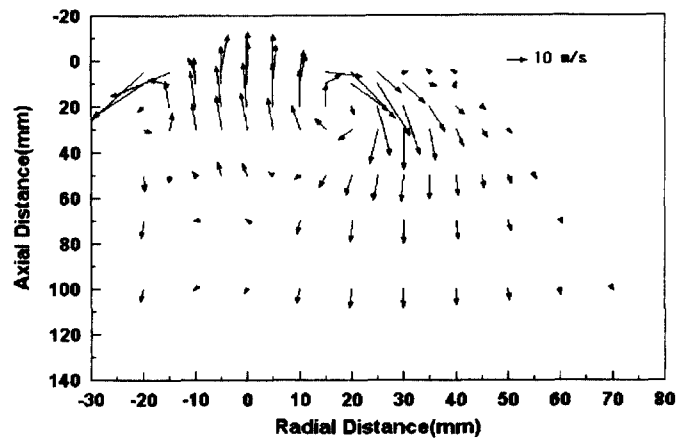
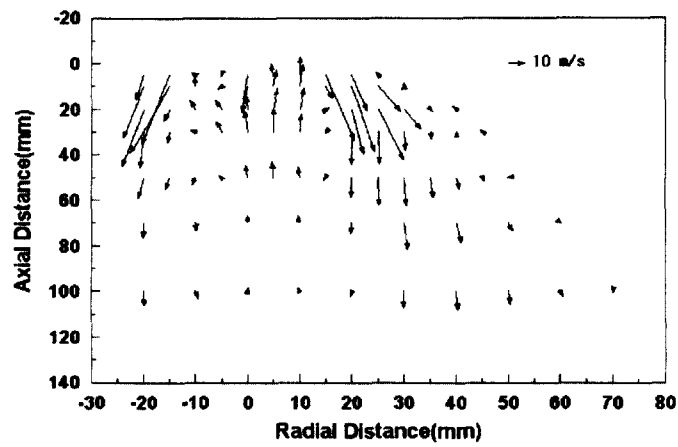


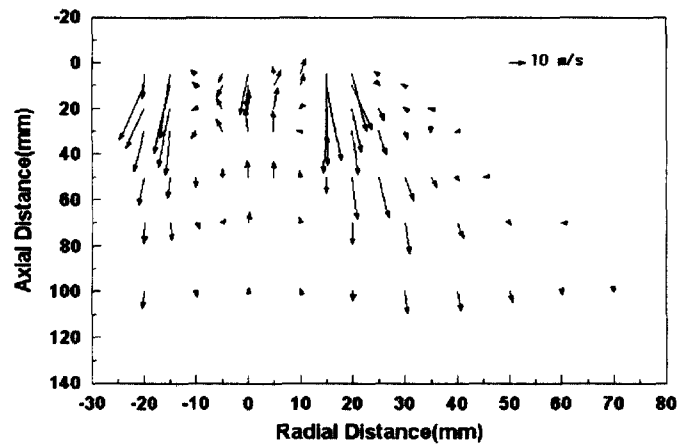
Fig. 3 Temperature measurement setup



(a) Swirler a

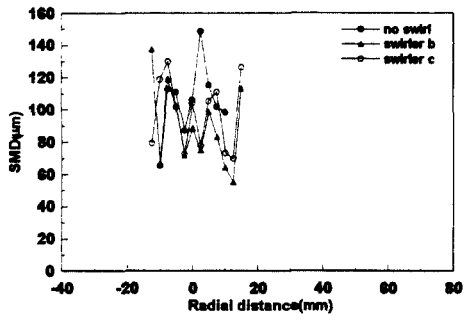


(b) Swirler b

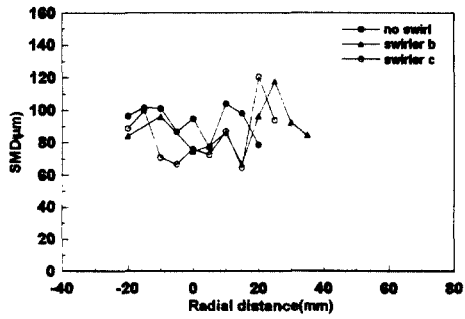


(c) Swirler c

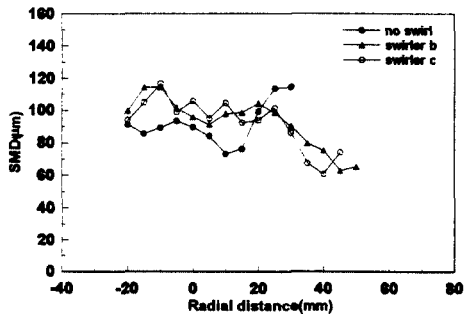
Fig. 4 Axial-radial velocity vector without fuel injection (air=0.04kg/s)



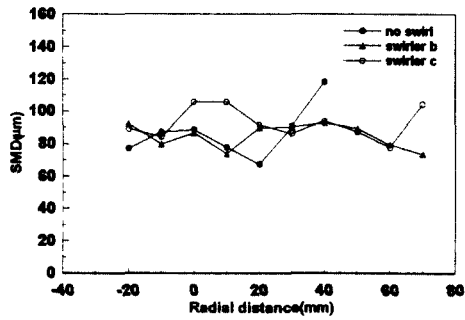
(a) x=5mm



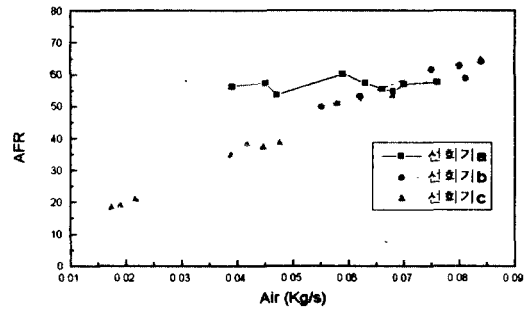
(b) x=20mm



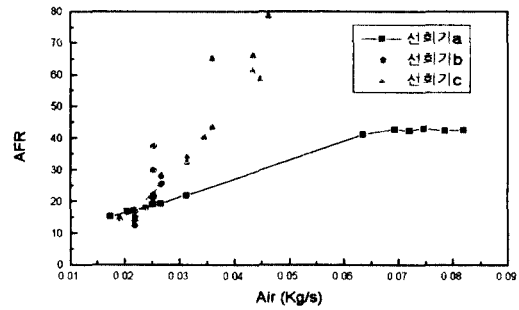
(c) x=50mm



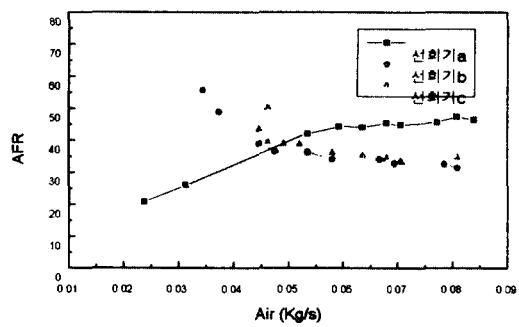
(d) x=100mm



(a) Nozzle A



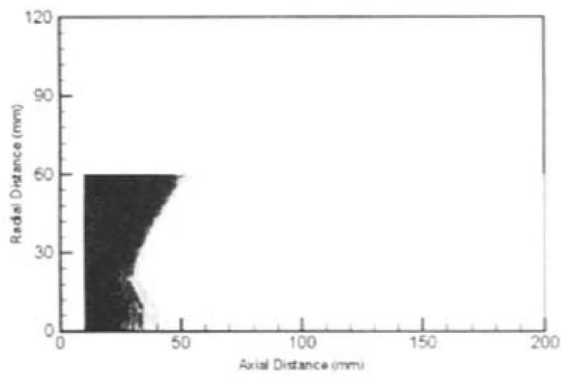
(b) Nozzle B



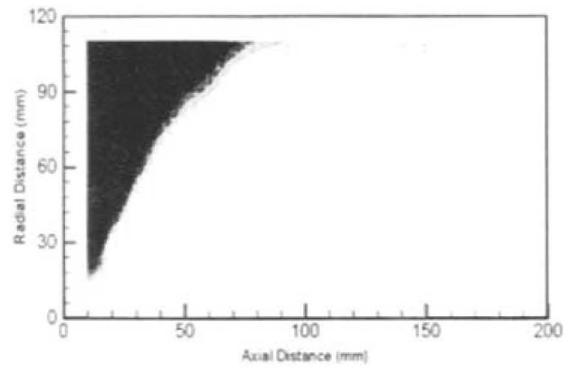
(c) Nozzle C

Fig. 5 SMD distribution of nozzle A
(air=0.04kg/s, fuel=320cc/min)

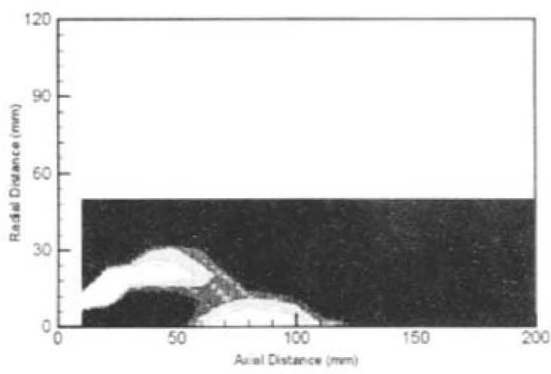
Fig. 6 The flame stability of nozzle and swirler



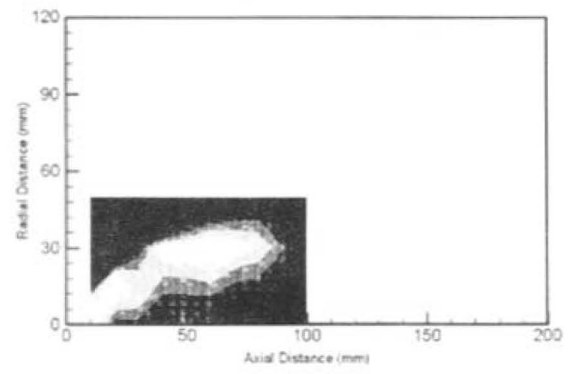
(a) Nozzle A/Swirlers a



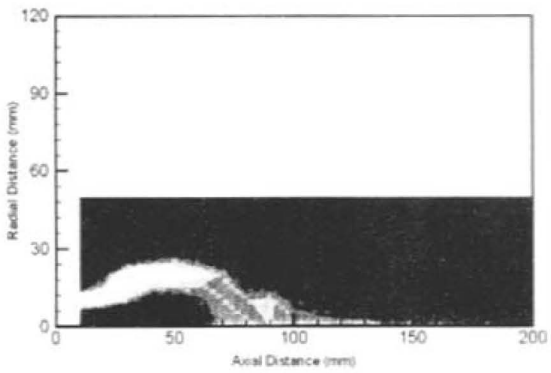
(a) Nozzle B/Swirlers a



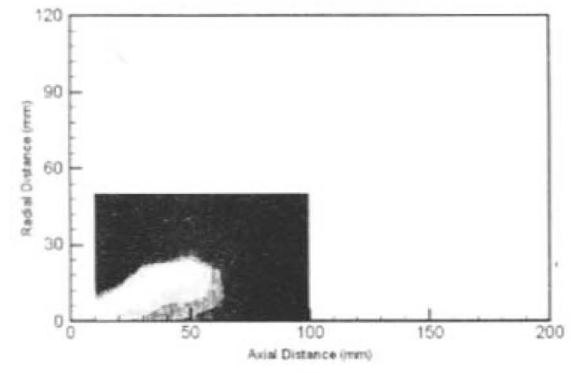
(b) Nozzle A/Swirlers b



(b) Nozzle B/Swirlers b



(c) Nozzle A/Swirlers c

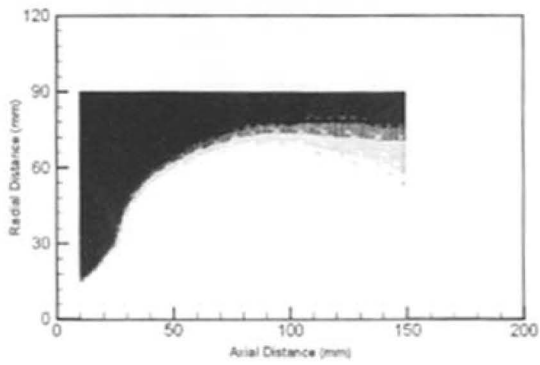


(c) Nozzle B/Swirlers c

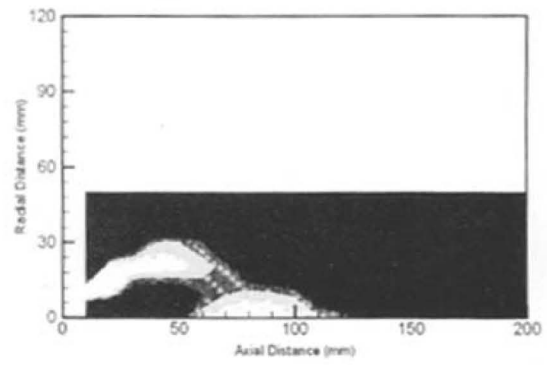


Fig. 7 Temperature distribution with nozzle A at AFR=37

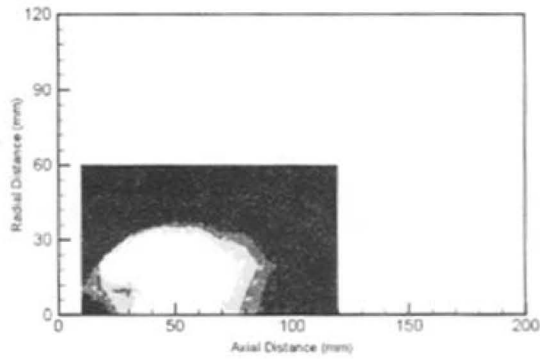
Fig. 8 Temperature distribution with nozzle B at AFR=37



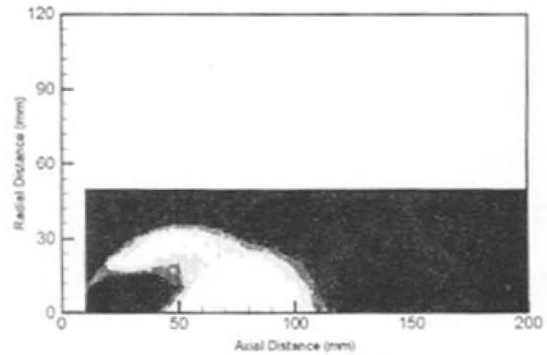
(a) Nozzle C/Swirler a



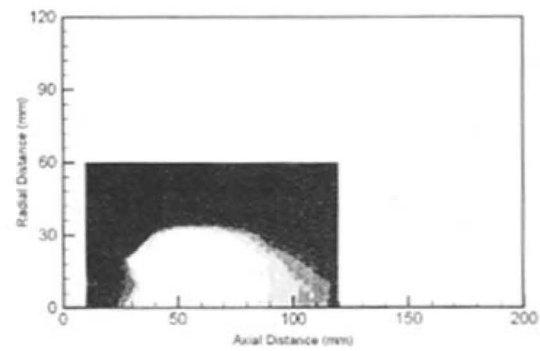
(a) AFR = 37



(b) Nozzle C/Swirler b



(b) AFR = 30



(c) Nozzle C/Swirler c



Fig. 10 Temperature distribution with nozzle A/swirler b



Fig. 9 Temperature distribution with nozzle C at AFR=37