

## 터보팬 엔진 환형 연소기의 유동 특성

### Flow Characteristics of an Annular Combustor for a Turbo-fan Engine

설우석, 윤민수, 한영민, 이대성  
(한국항공우주연구소)

#### 1. 서론

항공기용 가스터빈 연소기의 공기 역학 시스템은 연료 분사 시스템과 함께 연소기 설계 과정의 대부분을 차지한다. 연소기 설계 시에는, 유동의 손실이나, 불필요한 재순환 영역 등이 없이 모든 연소기 영역에 적절히 공기를 분포시키고, 유속을 감소시켜야 하며, 화염 안정화를 위한 재순환 영역의 형성, 연소 가스의 효과적인 회석, 화염튜브 냉각 공기의 효율적인 사용 등이 이루어져야 한다. 연소기에서의 효과적인 혼합 과정은, 주연소 영역에서는 연소속도를 증가시키고 soot 및 NO<sub>x</sub> 형성을 저감시키며, 회석 영역에서는 연소기 출구 온도 분포의 균일성을 보장한다.

그러나, 이러한 효과적인 혼합 과정을 위한 고려는 압력 손실과 연소기 길이의 증가를 수반할 수 있으므로, 불필요한 손실이 없고, 연소기 길이와 압력 손실이 최소화, 연소기 전 영역에서 안정된 유동 형태와 만족할 만한 혼합을 이루어 내는 것이 연소기 공기 역학적 설계의 주된 목표가 된다. 최근 한국항공우주연구소에서는 러시아의 중앙항공엔진연구소(Central Institute of Aviation Motors)와 공동으로 추력 8,000lbf 급의 저 바이패스(바이패스비 0.7) 터보팬 엔진의 환형 직류형 연소기를 설계/제작하였으며, 이를 이용하여 연소기의 유동 특성에 대한 일련의 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 환형 연소기의 유동 특성을 파악하여 향후 다른 연소기의 공기 역학적 설계에 도움을 주고자 한다.

#### 2. 시험용 환형 연소기

본 연구에 사용된 연소기의 형상은 Fig.1 과 같다. 연소기 외경은 658 mm 이고, 길이는 340 mm 이며, 연

소기 입구 디퓨저의 단면적  $A_2 = 0.035717m^2$ , 화염튜브의 체적은  $0.0326m^3$ 이다. 양호한 연료 분포를 갖도록 압력식 이중 오리피스 연료 노즐 24 개를 등간격으로 배치하였으며, 각 연료 노즐의 주위에는 역회전 이중 선회기가 부착되어 있다. 각 선회기에는 경사각이 각각  $45^\circ$ (외측),  $40^\circ$ (내측)인 블레이드가 12 개씩 설치되어 있으며, 선회기를 통과하는 공기 유량은 연소기 전체 유량의 12%이다.

화염튜브에는 2 열의 공기구가 존재하는데, 주공기구인 첫번째 열에는 내측 라이너와 외측 라이너에 각각 48 개의 공기 구멍(내측 라이너 공기구 직경: 10mm, 외측 라이너 공기구 직경: 11.4mm)이 서로 마주보는 위치에 뚫려 있으며, 회석공기구인 두번째 열에는 내측 라이너와 외측 라이너에 각각 24 개의 공기 구멍(직경 15.5mm)이 서로 엇갈린 위치에 뚫려 있다.

본 연구의 많은 부분은 석영창이 설치되어 있는  $45^\circ$  분할 연소기를 사용하여 수행되었는데, 분할 연소기에는 3 개의 연료 노즐이 장착되어 있으며, 그 형상은 Fig.2 와 같다. 석영창을 통하여 화염튜브 주위(디퓨저, 연소기의 환형 채널 등)의 유동 특성 및 연료 미립화, 연료와 공기의 혼합, 화염 구조 등을 광학적인 방법으로 고찰할 수 있다. 연소 시험시 화염튜브의 열팽창에 의해 석영창이 파손되는 것을 방지하기 위해 화염튜브의 한쪽 면은 석영창과 밀착시키고, 반대 면은 석영창과 5 mm 거리가 유지되도록 세공(perforated) 금속판으로 만들어졌다. 또한, 연소기 입구의 안정실과 디퓨저, 연소기의 환형 채널 등에서 정압력을 측정할 수 있도록 6 개의 압력탭을 설치하였고, 열전대, microphone, endoscope, radiometer 등, 여러가지 측정 센서의 장착이 가능하도록 제작되었다. 화염튜브와 석영창의 접촉면을 통해 화염튜브 안쪽으로의 공기

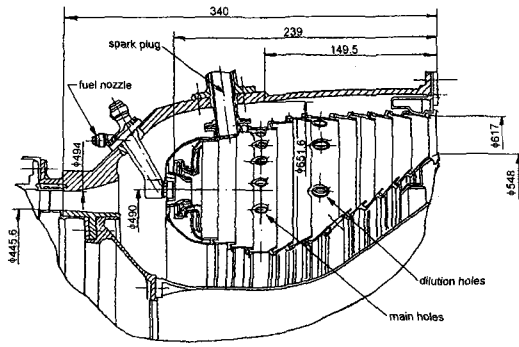


Fig.1 터보팬 엔진 환형 직류형 연소기 형상

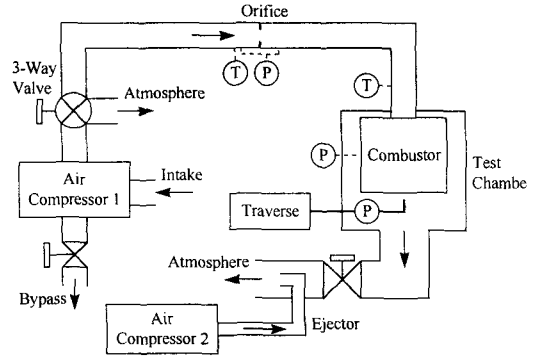


Fig.3 실험장치 개략도

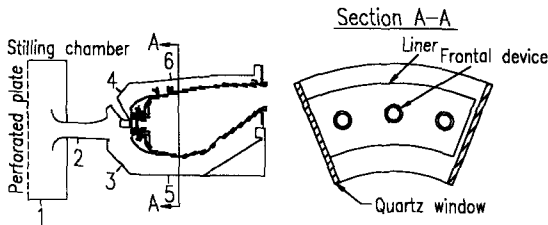


Fig.2 45° 분할 연소기 형상 및 압력 측정 위치

유동이 존재하나, 유량이 작을 뿐만 아니라 화염튜브 중심에서의 유동 속도가 크기 때문에 이에 의한 영향은 크지 않으리라 생각 된다.

본 연구에 사용된 연소기의 설계에 대한 보다 상세한 설명은 설우석 등(1995)에 주어지고, 실제 작동 조건에서의 성능시험 결과는 Seol 등(1996)에 제시하였다.

### 3. 실험장치 및 실험방법

본 연구에서는 한국항공우주연구소와 러시아 중앙항공엔진연구소(CIAM)의 시험장치를 사용하였다. 항공우주연구소의 시험장치는 공기 공급원(air compressor), 유량 측정부, 연소기 시험부(test chamber), 제어 및 자료 획득 장치 등으로 구성되어 있으며, 시험장치의 개략도는 Fig.3 과 같다.

공기 공급원은 연소기에 공기를 공급하기 위한 주공급원(air compressor 1)과 ejector 에 공기를 공급하기 위한 보조 공급원(air compressor 2)이 있다. 주공급원

으로는 500 마력의 출력을 갖는 Ingersoll-Rand 의 2 단 원심형 압축기(CV35M2)를 사용하였다. 최대 공급 압력과 유량은 410 KPA(ABS), 2.1 KG/S 이다. 보조 공급원은 출력 50 마력의 스크류형 압축기로, 최대 공급 압력과 유량은 820 KPA(ABS), 0.2 KG/S 이다. 압축기 출구에 3-way valve 를 설치하여 유량 조절이 용이하도록 하였고, 연소기 내의 압력 조절을 위해 연소기 시험부 하류에 밸브를 설치하였다. 밸브 하류에는 연소기 시험부의 배기를 위한 ejector 를 설치하였다. 본 연구에 사용된 러시아 중앙항공엔진연구소의 U-373 시험장치는 항공우주연구소의 시험장치와 유사하며, 이대성 등(1994, 1995)에 자세히 기술되어 있다.

연소기에 유입되는 유량은 ASME square-edged orifice 유량계를 사용하여 측정하였고, 공기의 온도는 시험부 입구에서 K 형 열전대로 측정하였다. 연소기 출구에서의 전압과 정압은 3 차원 이상 장치(Velmex 8300 series)에 장착된 직경 1/16" Pitot tube(United sensor, PAA-12-KL)를 사용하여 측정하였다. 측정된 신호는 VX1pc-486(model 566)에 의해 제어되는 64-channel scanning A/D(Hewlett Packard, E1413A)를 이용하여 처리하였고, 유량 및 압력 조절을 위한 밸브는 별도의 controller 에 의해 제어하였다.

분할 연소기 내부 유동 특성을 측정하기 위하여 TSI사의 레이저 도플러 유속계(Laser Doppler Velocimetry)를 사용하였고, 연료 분무 특성을 측정하기 위하여 TSI사의 위상 도플러 유속계(Adaptive Phase Doppler Velocimetry)를 사용하였다. 광원으로는 Ar-ion 레이저의 녹색광(514.5nm)과 청색광

(488nm)을 사용하였고, 레이저 출력은 약 0.8W로 설정하였다. 연료 분무가 없는 경우의 속도를 측정하기 위해 six-jet atomizer(TSI, model 9306)로 3-4 $\mu$ m propylene glycol 입자를 생성하여 시험부 상류에 공급하였다. 본 연구에 사용된 위상 도플러 유속계의 설정에 대한 상세한 내용은 이대성 등(1996) 및 Han 등(1997)에 주어져 있다.

#### 4. 결과

##### 디퓨저 압력 회복 특성 및 연소기 압력 손실

연소기 디퓨저에서의 압력 회복 특성을 파악하기 위하여, Fig.2에 제시한 1-6의 지점에서 연소기 유량 변화(0.12-0.8 kg/s)에 따른 압력 변화를 측정하였으며, 그 결과를 Fig.4에 제시하였다. 본 연구의 실험 조건이 연소기 설계 조건과 다르기 때문에, 설계 조건과의 상사성을 고려하여 연소기 입구 유량을 결정하여야 한다. 본 연구에 사용된 분할 연소기의 기하학적인 형상이 실제 연소기와 같으므로, 연소기 입구 Mach 수가 같도록 설정하면, 설계 조건인 이륙 조건( $Ma_{inlet} = 0.252$ )과 지상 공전 조건( $Ma_{inlet} = 0.125$ )에 해당되는 유량은 각각 0.21 Kg/s, 0.1 Kg/s이다. 연소기 출구의 압력은 대기압 상태이며, 실온에서 실험을 수행하였다.

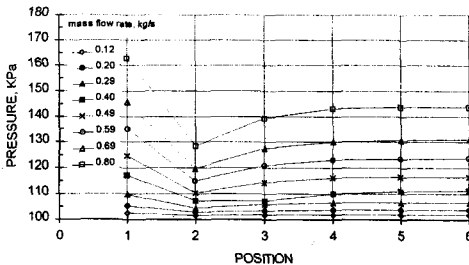


Fig.4 디퓨저 압력 회복 특성

디퓨저에서의 압력 회복 특성은 유량에 관계없이 유사한 경향을 보여주는데, 안정실에서의 정압이 가장 크고, 입구 노즐에서 가장 낮으며, 디퓨저를 지나면서 점차 회복된다. 측정지점 4에서의 정압이 측정지점 3에서보다 높은 것은 외측 디퓨저에서의 압력 회

복이 더 빠르다는 것을 의미하는데, 이는 입구 노즐(pre-diffuser)이 외측으로 넓어지는 형상이기 때문으로 생각된다.

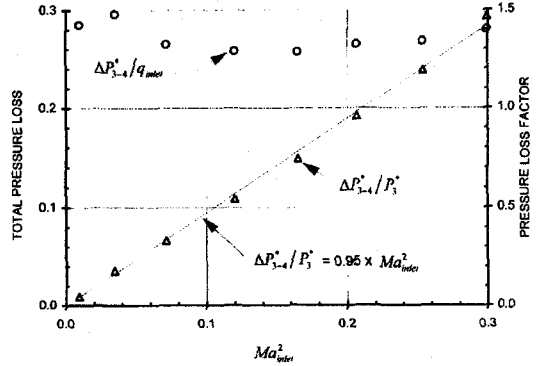


Fig.5 입구 마하수와 압력손실의 관계

안정실(측정지점 1)과 연소기 출구에서 측정한 전압력을 바탕으로 연소기 압력손실을 계산하였으며, 대기압 상태에서 입구 마하수 변화에 따른 압력손실의 변화를 Fig.5에 제시하였다. 이미 알려져 있는 바와 같이 압력손실은 입구 마하수의 제곱에 비례하여 증가하며, 다음 식으로 정의되는 압력손실계수는 약 1.36으로 입구 마하수에 관계없이 일정한 값을 갖는다.

$$\Delta P_{2-3}^* / q_{inlet} = (P_2^* - P_3^*) / (0.5 \rho U_{inlet}^2)$$

##### 연소기 출구 유동 특성

연소기 출구에서 15mm 떨어진 단면에 열선 유속계를 설치하여 측정한 축방향 평균 속도 분포를 Fig.6에, 축방향 난류 강도 분포를 Fig.7에 제시하였다. 연소기 출구 속도 분포는 화염튜브의 회석공기구 위치에 크게 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 연소기 주유동이 회석공기구에서 분사되는 공기 제트를 돌아 나감에 따라, 회석공기구와 같은 위치에 유속이 낮은 영역이, 회석공기구 주위에 유속이 높은 영역이 존재하게 된다. 본 연구에 사용된 연소기 출구에서의 축방향 최대 난류 강도는 출구 평균 유속의 약 17%이고, 회석공기구에서 유입되는 공기 제트와 연소기 주유동과

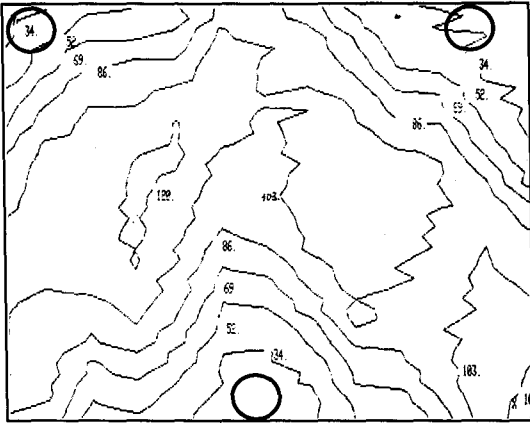


Fig.6 연소기 출구 축방향 평균 속도 분포 (m/s)

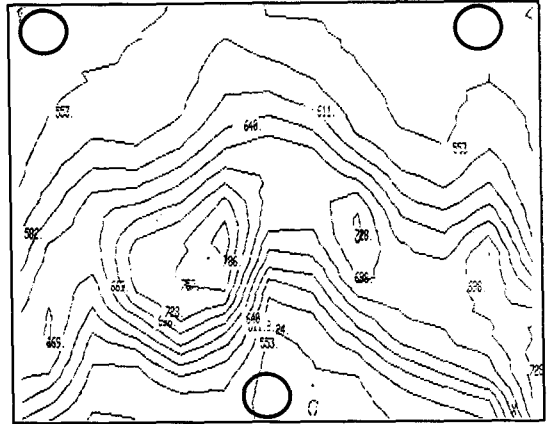


Fig.8 연소기 출구 온도 분포 (°C)

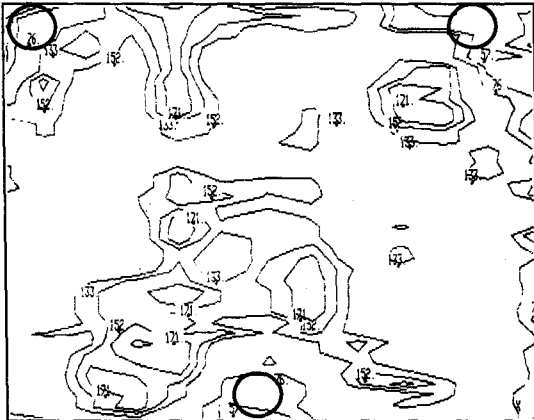


Fig.7 연소기 출구 축방향 난류 강도 분포 (%)

의 혼합이 일어나는 곳에서 난류 강도가 최대가 된다.

입구압력 1 bar, 입구온도 300 K, 입구유량 0.45 kg/s, 공기과잉률 6.7인 조건에서 측정된 연소기 출구 온도 분포를 Fig.8에 제시하였다. 연소기 출구 속도 분포와 매우 유사한 분포를 갖음을 알 수 있으며, 회석공기구와 같은 위치에 온도가 낮은 영역이, 회석공기구 주위에 온도가 높은 영역이 존재한다. 연소기 실제 작동 조건에서 측정된 출구 온도 분포는 Seol 등(1996)에 주어져 있다.

연소기 출구 유동 특성 측정 시험은 분할연소기를 러시아 중앙항공엔진연구소의 U-373 시험 장치에 장착하여 수행 되었으며, 연소 시험 시에는 3 개의 연료 노즐 모두에 연료를 공급하였다.

### 연소기 내부 유동 특성

러시아 중앙항공엔진연구소가 개발한 유동해석 프로그램인 AEROCHAM3를 사용하여 계산한 연소기 내부 유동 특성을 Fig.9에 제시하였고, 분할연소기를 한국항공우주연구소의 시험 장치에 장착하여 레이저 도플러 유속계로 측정된 연소기 환형 유로에서의 유동 특성을 Fig.10에 제시하였다. 환형 유로에서의 유동 특성 계산 결과와 측정 결과가 비교적 잘 일치하고 있다.

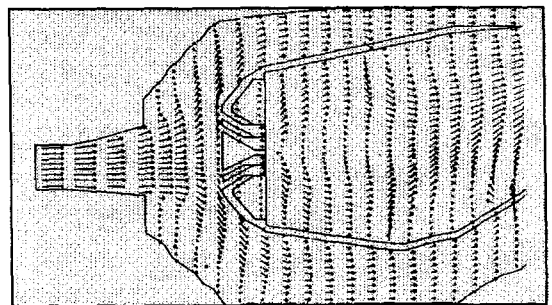


Fig.9 연소기 내부 유동 특성 계산 결과

디퓨저에서 나온 공기의 일부는 선회기를 통해 화염 튜브 내로 유입되고, 대부분의 공기는 내,외측 환형 유로로 나뉘어 흐른다. 화염 튜브 주공기구로의 공기 유입은 약 45도의 각도를 가지고 이루어지고, 주공기구를 지난 후에는 유속이 현저하게 감소된 후, 화염

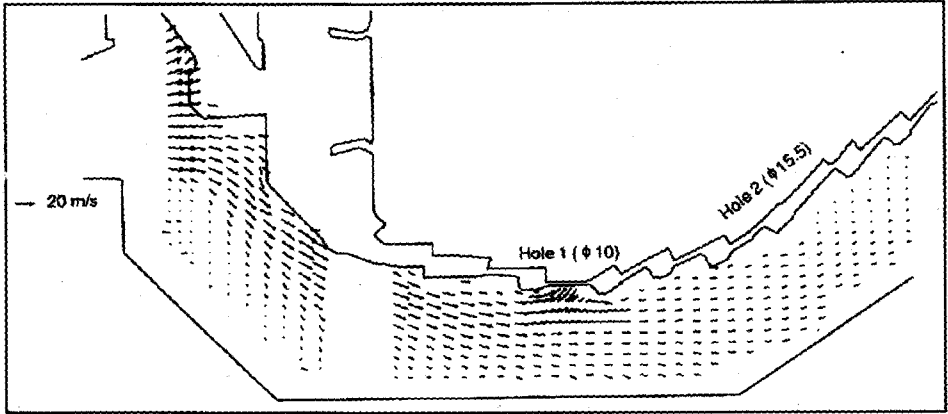


Fig.10 연소기 환형 유로의 유동 특성 측정 결과

튜브에 평행하게 흐르다가 회석 공기구로 유입된다. 주공기구로 유입된 공기 제트는 역방향 속도 성분을 갖지 않으나, 내측 환형 유로에서 회석 공기구로 유입된 공기 제트는 상당히 큰 역방향 속도 성분을 갖는다. 이는 화염 튜브의 형상, 주공기구 공기 제트 하류에 형성된 저속 영역의 위치 등과 밀접한 관계가 있다. 주연소 영역에 형성된 재순환 영역은 주공기구의 공기 제트가 유입되는 축방향 위치까지 존재하며, 출구 방향으로 흘러감에 따라 안정 형태의 속도 분포가 포물선 형태로 바뀌어 간다.

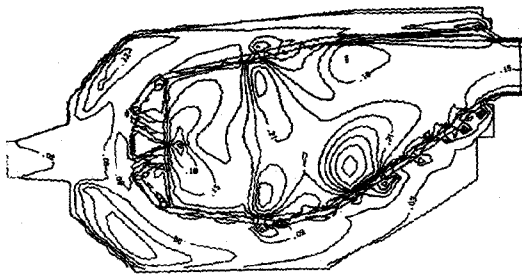


Fig.11 연소기 내부의 난류 강도 분포 계산 결과

AEROCHAM3을 사용하여 계산한 연소기 내부의 난류 강도 분포를 Fig.11에 제시하였다. 회석 공기구 및 주공기구로 유입되는 공기 제트와 연소기 주 유동과의 혼합이 일어나는 곳과 선회기를 통해 공기가 유입되는 곳에서 난류 강도가 크며, 연소기 출구에서의

최대 난류 강도는 입구 유속의 약 15%로, 이는 Fig.7에 제시한 측정 결과와 비교적 잘 일치된다.

#### 연료 노즐/선회기 모듈의 유동 및 분무 특성

주연소 영역에서 재순환 영역을 만들어 주는 가장 효과적인 방법은 연료 노즐 주위에 선회기를 장착하는 것이다. 이 방법은 강한 전단 응력과 난류를 형성하여 매우 좋은 연료/공기 혼합 성능을 유도한다. 따라서 선회 유동은 화염의 안정성과 연소의 강도, 연소 영역의 크기와 형태에 큰 영향을 미치게 되며, 선회 유동의 특성, 재순환 영역의 크기와 형태를 밝히는 것은 연소기의 효율적 설계에 있어서 매우 중요하다.

본 연구 과제에서는 연료 노즐/선회기 모듈을 별도로 분리하여 한국항공우주연구소의 시험 장치에 장착하여 유동 특성 및 분무 특성을 측정하였다. 모든 실험을 대기압 조건에서 수행하였으며, 선회기의 전후 압력차는 대기압의 4.5%인 4.5kPa로, 연료(kerosene)와 공기의 온도는 각각 20°C와 22°C로 설정하였다. 연료는 이중 오리피스 노즐의 주 노즐로만 60kPa의 압력으로 공급하였으며, 이때의 분무각은 약 80°이다. 이 조건에서의 공연비는 2.4로 연소기의 실제 운용조건과 다르지만, 연료 공급압을 더 낮추면 분무각이 줄어들어 분무의 특성을 파악하기 어렵기 때문에 이 조

건을 선택하였다.

연료 분무가 없는 역방향 이중 선회기 유동의 축-반경 방향 속도 벡터를 Fig.12에 제시하였다. 선회기 출구 중앙 부분에 선회 유동에 의해 toroidal 구조의 재순환 영역이 형성되고, 선회기 출구에 가까울수록 역방향 속도가 증가한다. 재순환 영역의 하류에는 안장 형태의 속도 분포를 갖는 제트 유동이 형성된다.

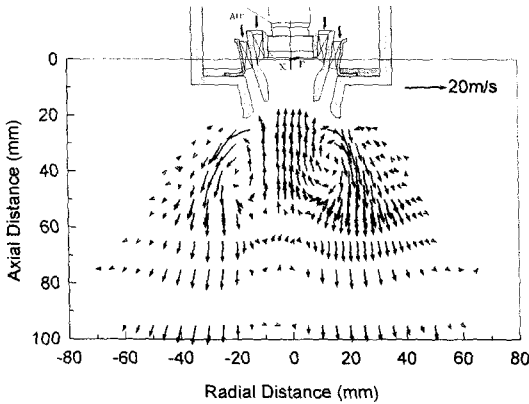


Fig.12 역방향 이중 선회기 유동 특성

선회기에 의해 형성되는 선회 속도를 Fig.13에 제시하였다. 선회속도는 축 방향 위치에 따라 매우 다른 형태의 분포를 보여주고 있다. 양의 반경 위치에서 양의 선회 성분은 이차(외측) 선회기의 선회 방향이고 음의 값은 일차(내측) 선회기의 선회 방향이다. 선회기 출구 근처( $X=23, 25\text{mm}$ )에서 재순환 영역 안과 밖에서 선회 속도의 극대치가 존재한다. 재순환 영역 밖에 존재하는 극대치는 이차 선회기에 의한 것이고, 재순환 영역 안에 존재하는 극대치도 이차 선회기의 선회 방향을 갖는데, 이 지역에서의 유동은 이차 선회 운동량을 갖고 있는 재순환 유동에 의해 지배된다. 이는 일차 선회기의 유동이 이미 소멸되었음을 의미하며, 일차와 이차 선회 유동 사이의 혼합이 매우 강하게 일어나고 있음을 의미한다. 특히, 일차 선회 유동과 이차 선회 유동의 방향이 반대이므로, 경계층에서 더욱 강한 전단 응력을 유발시켜 혼합 및 난류 강도를 증가시킬 것으로 생각된다. 선회 성분의 변화로 생기는 축

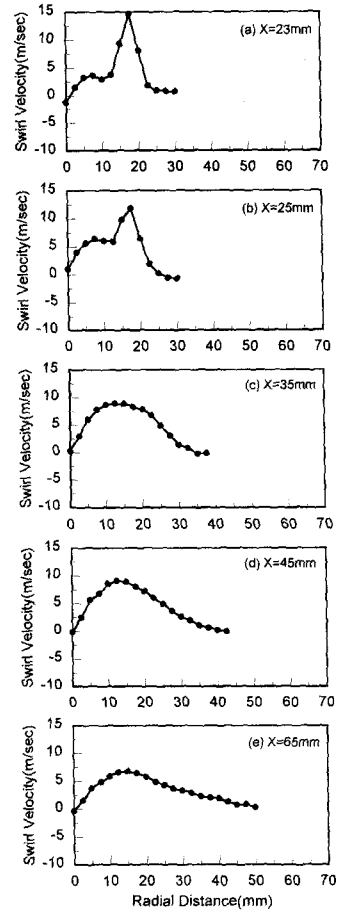


Fig.13 역방향 이중 선회기 유동의 선회 속도 분포

-반경 방향으로의 압력차는 유동의 역류를 유발하여 재순환 영역을 만든다. (Bach와 Gouldin, 1982) 하류 지역으로 ( $X=35\text{mm}$  부터) 갈수록 선회 강도는 감소하고 분포는 확산되는 일반적인 선회 유동의 특징을 보여주고 있는데, 선회 속도가 최대가 되는 점은 역방향 속도의 경계면 근처임을 알 수 있다. 이와 유사한 결과가 Wang 등(1994)에 의해서도 보고되었다.

연료 분무 특성을 나타내는 액적의 SMD, 수밀도, 체적유량, 속도를 Fig.14에 제시하였다. 선회기 출구 근처( $X=35\text{mm}$ )에서 SMD 분포는 분무 중앙에서 극소값을,  $r=\pm 10\text{mm}$  근처에서 극대값을,  $r=\pm 30\text{mm}$  근처에서 극소값을 갖고, 분무 가장자리 방향으로 SMD가 증가하는 형태를 갖는다.  $r=\pm 10\text{mm}$  근처에서의 극대

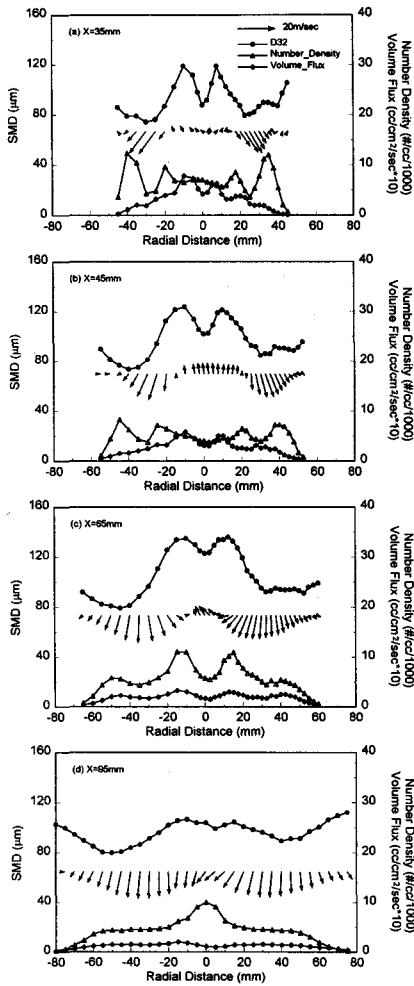


Fig.14 연료 분무 특성

값은 노즐에서 분사된 연료가 일차 선회 유동과 만나 예막벽에 부딪치지 않고 선회기 밖으로 빠져 나와 분무의 질이 낮아져 생긴 것이고,  $r = \pm 30\text{mm}$  근처에서의 극대값은 예막벽에 액막을 형성하여 양쪽 선회 유동에 의해 작은 액적으로 붕괴되는 공기 충돌형 분무 방식에 의해 생성되는 액적들이 존재하는 곳이다. 분무 중앙의 극소값은 재순환 되어 오는 액적의 크기가 작은 데서 비롯된 것이고, 분무 가장자리에서의 SMD 증가의 원인은 초기 운동량이 큰 액적이 주 유동을 가로질러 바깥쪽으로 향하는 부분이 많기 때문이다. 그림 중앙에는  $10\text{-}20\mu\text{m}$  액적의 축·반경 방향 속도를 표시하였는데, 유속이 최대가 되는 곳에서 SMD의 크기가

작아짐을 알 수 있으며 재순환되는 영역에서의 SMD는 재순환 유동에 크게 영향을 받을 수 있다.

수밀도 분포는 4개의 극대값을 갖는 형태이다.  $r = \pm 20\text{mm}$  근처에서의 극대값은 예막벽에서 공기 충돌형 분무에 의해 발생하는 작은 액적과 재순환되는 액적에 의한 것으로 생각된다. 특히, 이 곳은 속도가  $0\text{m/sec}$ 에 가까운 지점인데, 이는 운반되어진 다수의 액적이 이 지역에 머물고 있음을 의미한다.  $r = \pm 38\text{mm}$  근처에서 나타나는 극대값은 공기 충돌형 분무 방식에 의해 생성된 액적이 주 유동을 따라가다 분무 가장자리 부근에서 속도를 잃고 그 곳에 머무는 과정에서 생기는 것으로 생각된다.

체적유량(volume flux)은 SMD가 큰 지점 ( $r = \pm 10\text{mm}$ )과 유속이 커 많은 액적이 운반되는 지점에서 높게 나타난다.  $r = \pm 38\text{mm}$ 가 수밀도가 높은 지역인데도 체적유량이 낮은 이유는 이 지역에 작은 액적이 많이 정체해 있기 때문이다.

분무 특성은 하류로 감에 따라 전체적으로 확산되는 형태를 보이며,  $X=65\text{mm}$  지점까지는 분무 중앙의 SMD가 증가하는 경향을 보이는데, 이는 역방향 공기 속도에 의해 큰 액적의 속도가 점차 감소하여 이곳에 정체되기 때문인 것으로 생각된다.  $X=95\text{mm}$ 에서 분무 가장자리의 SMD가 증가하는 이유는 큰 액적이 점차 바깥쪽으로 이동하기 때문이다. 수밀도의 분포도 큰 변화를 보이는데, 분무 가장자리 부분의 극대값은 점차 감소하면서 그 위치가 바깥쪽으로 이동하고, 분무 중심 부분의 극대값은 그 위치가 분무 중심쪽으로 이동하여  $X=95\text{mm}$ 에서는 분무 중심에 하나의 극대치만을 갖는다. 이는 재순환되는 작은 액적이 점차 중앙으로 이동하여 재순환 영역이 끝나는 지점에 정체되어 있기 때문이라고 사료된다. 체적유량은 반경 방향으로 점차 고른 분포를 갖게 되고, 액적의 증발에 의해 체적유량의 적분값(연료량)은 점차 감소한다.

## 5. 결론

터보팬 엔진 환형 직류형 연소기의 유동 특성에 대한 일련의 연구를 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

디퓨저에서의 압력 회복 특성은 유량에 관계없이 유사한 경향을 보여주며, 디퓨저 형상과 밀접한 관계가 있다. 압력손실은 입구 마하수의 제곱에 비례하여 증가하며, 압력손실계수는 입구 마하수에 관계없이 일정한 값을 갖는다.

연소기 출구 속도 분포는 화염튜브의 회석공기구 위치에 크게 영향을 받으며, 회석공기구와 같은 위치에 유속이 낮은 영역이, 회석공기구 주위에 유속이 높은 영역이 존재한다. 연소기 출구 온도 분포는 연소기 출구 속도 분포와 매우 유사한 분포를 갖으며, 유속이 낮은 위치에 온도가 낮은 영역이, 유속이 높은 위치에 온도가 높은 영역이 존재한다. 연소기 출구 난류 강도는 회석공기구에서 유입되는 공기 제트와 연소기 주 유동과의 혼합이 일어나는 곳에서 최대가 된다.

연소기 환형 유로에서 화염 튜브 주공기구로의 공기 유입은 약 45°의 각도를 가지고 이루어지고, 주 연소 영역에 형성된 재순환 영역은 주공기구의 공기 제트가 유입되는 축방향 위치까지 존재하며, 회석 공기구로 유입된 공기 제트의 유동 특성은 화염 튜브의 형상, 주공기구 공기 제트 하류에 형성된 저속 영역의 위치 등과 밀접한 관계가 있다. 연소기 내부 난류 강도는 회석 공기구 및 주 공기구로 유입되는 공기 제트와 연소기 주 유동과의 혼합이 일어나는 곳과 선회기를 통해 공기가 유입되는 곳에서 크다.

연료 노즐/선회기 출구 중앙 부분에는 선회 유동에 의해 toroidal 구조의 재순환 영역이 형성되고, 일차 선회 유동과 이차 선회 유동 사이의 혼합이 매우 강하게 일어나 일차 선회 유동은 빠르게 소멸된다. 분무 특성은 중앙에서는 단순 분무화, 가장자리 근처에서는 공기 충돌형 분무화의 특성을 보이며, 재순환 영역에

서의 역류 유동은 액적의 크기 분포 및 수밀도 등에 매우 큰 영향을 미친다.

**후기:** 본 연구는 과학기술처에서 지원한 특정연구개발사업 수행 결과의 일부임을 밝히며, 지원에 감사를 표한다.

## 참고문헌

설우석, 김진한, 윤민수, 이대성, 1995, "항공기용 터보팬 엔진의 환형 연소기 설계 및 성능시험," 대한기계학회 춘계학술대회 논문집 (II), pp. 484-491

이대성 등, 1994, "항공기 엔진/부품의 CAD/CAM 및 성능시험 기술 개발 (II)," 과학기술처 국제공동과제 보고서 N93710, 한국항공우주연구소

이대성 등, 1995, "항공기용 가스터빈 엔진/부품의 CAD/CAM 및 성능시험 기술 개발 (III)," 과학기술처 국제공동과제 보고서 UCN94710, 한국항공우주연구소

이대성 등, 1996, "항공기용 개스터빈 엔진의 저공해 연소기 설계기술 개발", 과학기술처 보고서 N95150, 한국 항공 우주 연구소

Bach, T. Vu, and Gouldin, F. C. , 1982, "Flow Measurements in a Model Swirl Combustor", *AIAA Journal*, Vol. 20, No.5, pp. 642-651

Han, Y. M., Seol, W. S., Yoon, M. S., Lee, D. S., Yagodkin, V. I., and Jeung, I. S. , 1997, "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

Seol, W.S., Yoon, M.S., and Lee, D.S., 1996, "A Full-Scale Testing of an Annular Turbo-fan Combustor Including Emission Characteristics," ASME Turbo Asia '96 Conference, Jakarta, Indonesia, ASME Paper No. 96-TA-023.

Wang, H. Y., McDonell, V. G., Sowa, W. A., and Samuelsen, G. S. , 1994, "Experimental Study of a Model Gas Turbine Combustor Swirl Cup, Part I: Two-Phase Characterization", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 4, July-Aug., pp. 441-445