

# 3중 열선 프로브를 이용한 Gun식 가스버너의 3차원 유동장 측정 Measurement of the Three-Dimensional Flow Fields of a Gun-Type Gas Burner Using Triple Hot-Wire Probe

김장권·정규조

J. K. Kim and K. J. Jeong

**Key Words** : Gun-Type Gas Burner(건식가스버너), Hot-Wire Anemometer(열선풍속계), Slit(슬릿), Subsonic Wind Tunnel(아음속풍동), Swirl Flow(스월유동), Swirl Number(스월수), Swirl Vane(스월베인), Triple Hot-wire Probe(3중열선프로브), X-Type Hot-Wire Probe(X형열선프로브)

**Abstract** : Mean velocities and turbulent characteristics in the three-dimensional flow fields of a gun-type gas burner were measured by using triple hot-wire probe (T-probe) in order to compare them with the results already presented by X-type hot-wire probe (X-probe). Vectors obtained by the measurement of two kinds of probes in the horizontal plane and in the cross section respectively show more or less difference in magnitude each other, but comparatively similar shape in overall distribution. Axial mean velocity component along the centerline shows that the value by T-probe is about ten times smaller than that by X-probe above the range of X/R=3. Also, the axial component of turbulent intensity along the centerline appears the biggest difference between the two probes. Moreover, axial mean velocity component, axial turbulent intensity component and rotational along the Y-directional distance show a big difference between slits and swirl vanes. On the whole, the values by T-probe appear smaller than those by X-probe.

## 1. 서 론

실제 가스난방기에 적용되고 있는 Gun식 가스버너에는 중심부에 회전운동을 일으키는 스월베인이 배플판상에 방사상으로 배치되어 있으며, 바깥쪽 외주에는 유동축방향의 제트를 형성하는 슬릿들이 존재한다. 따라서 Gun식 가스버너에는 스월(swirl) 유동이 수반된다. 연소기에서 스월유동은 유동축방향으로 역압력기울기를 발생시켜 재순환영역과 높은 난류를 형성시킨다.<sup>1-3)</sup> 따라서 이들은 Entrainment율을 증대시키고, 연료와 공기의 혼합을 급속도로 증대시켜 큰 확산능력을 제공하기 때문에 결과적으로 화염의 길이를 짧게 하고, 화염을 안정화시켜 희박연소를 가능케 하는 효과가 있으므로 가스터빈이나 산업용 보일러 등에서 널리 이용되고 있다.<sup>4,5)</sup>

스월유동의 거동은 압력효과에 의해서보다는 유

선곡률, 원심가속, 난류전달에 의해 더 결정된다고 알려져 있다.<sup>6)</sup> 특히 이들 효과들에 의해 유동 중심부에서 급속한 유동축방향 성분의 감소에 해당하는 와 분열(vortex breakdown) 현상의 결과로서 나타나는 스월유동의 재순환영역은 역유동을 동반하며, 원심력에 의한 불안정성의 증가로 나선형의 간섭들에 의해서 유동이 불안정해져 Entrainment율을 증대시키고, 혼합을 촉진시킨다고 알려져 있다.<sup>3,7)</sup> 그 결과 스월링유동에서 실험적으로 얻어진 유동축방향 속도분포들은 제트축 근방에서는 후류(wake)와 같지만, 어떤 반경에서는 국부적인 최대값을 보이며, 유동축으로부터 멀리 떨어지면 이런 현상들은 사라진다고 알려져 있다.<sup>7)</sup>

이 같은 스월링 유동현상들은 유동가시화나 입자영상유속계 그리고 수치해석을 통해 직접적으로 측정하거나 분석할 수 있으며, 레이저유속계(LDV)나 열선풍속계(HWA) 그리고 다공압력 프로브(probe) 등을 통해서도 간접적으로 측정 분석할 수 있다. 그러나 등온유동에서 스월링유동을 포함한 3차원 유동장의 측정에 비교적 쉽게 사용할 수 있는 계측기구로서는 HWA가 있다. 특히 HWA는 많은 종류

접수일 : 2006년 6월 1일, 채택확정 : 2006년 8월 3일  
김장권(책임저자) : 군산대학교 동력기계시스템공학전공  
E-mail : flowkim@kunsan.ac.kr, Tel : 063-469-1848  
정규조 : 군산대학교 동력기계시스템공학전공

의 유동장에 대한 높은 공간 분해능을 제공하고, 유동간섭을 적게 하며, 높은 주파수 응답과 낮은 속도에서도 좋은 감도를 위해 작은 크기의 센서를 가질 수 있어, 다른 어떤 계측기보다도 난류특성치들을 정확하고 경제적으로 측정하기 때문에 현재까지도 자주 사용되고 있다.<sup>8,9)</sup>

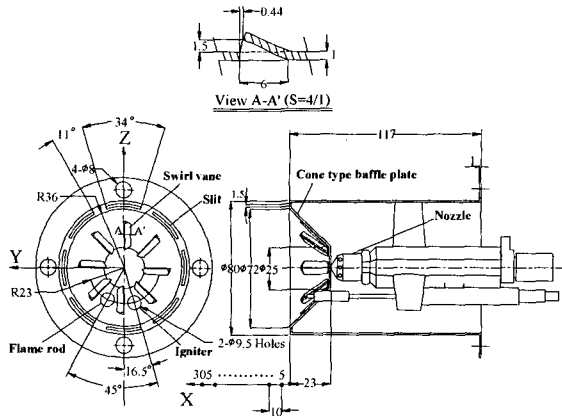


Fig. 1 Configuration of a gun-type gas burner

HWA를 이용하여 3차원속도 및 난류특성치들을 측정하는 경우에는 대부분이 경사진 I형 열선프로브(I-probe)나 X형 열선프로브(X-probe) 그리고 3중(triple) 열선프로브(T-probe) 등이 이용되고 있다. 여기서 경사진 I-probe나 X-probe들은 3차원유동에 대한 각 방향성분들의 평균속도나 난류특성치들을 얻기 위해서는 반드시 한 측정위치에서 프로브의 회전이 필요하므로 한 공간에서 동시에 측정할 수는 없다. 또 이들 프로브들은 프로브 지지대의 제작상태나 이송장치와의 설치상태 그리고 유동방향과의 정확한 정렬상태에 따라 프로브 회전 시 프로브의 위치가 정확히 동일한 측정점에 일치되지 않아 유동장 측정 시 특히 측방향속도성분에서 미소하나마 크기가 다른 결과들을 얻을 수도 있다. 반면에 T-probe는 한 공간에서 임의의 속도벡터가 약 70° 이내의 원추형각으로 진입할 때만 3차원 순간속도의 측정이 유효하다는 단점이 있지만,<sup>10)</sup> 프로브를 정해진 유동장에 정확히 정렬만 하게 되면, 각 방향성분들의 평균속도들과 난류특성치들을 한 공간에서 동시에 얻을 수 있기 때문에, 경사진 I-probe나 X-probe보다는 더 정확한 유동장의 정보들을 손쉽게 얻을 수 있다는 장점이 있다.

스윙유동에 대한 HWA의 활용은 주로 경제성 때문에 경사진 I-probe나 X-probe를 통해 주로 이루어지고 있다. 한편, T-probe의 응용은 Jorgensen

이 프로브의 방향을 요(yaw)각과 피치(pitch)각으로 변화시켰을 때 프로브 지지대로 인한 공기역학적 간섭을 유동방향에 따른 감도로 보정한 프로브의 속도변환식을 발표한 이후 많은 종류의 유동에 대해 더욱 활발히 이루어졌다.<sup>11)</sup> 그 중에서도 Gaulier<sup>12)</sup>는 연료버너들로부터 발생하는 공기흐름속에서 속도범위를 결정하기 위해 T-probe를 사용한바 있다.

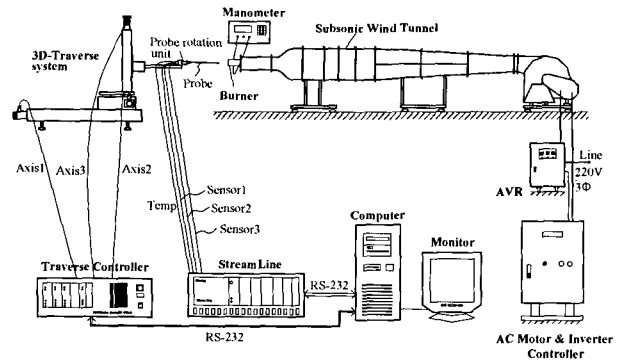


Fig. 2 Experimental apparatus diagram including hot-wire anemometer system

본 연구에서는 비교적 약선회 버너로 판단할 수가 있는 기하학적 형상 스윙베가 0.34이며, 스윙베인의 각도가 24°인 Gun식 가스버너<sup>13)</sup>의 3차원 유동장을 T-probe를 이용하여 측정하고자 한다. 또 그 결과를 X-probe로 측정한 기 발표 자료들<sup>13-15)</sup>과 비교하여 Gun식 가스버너의 유동장에서 평균속도들과 난류특성치들이 각 프로브에 대해 어떻게 반응하는지를 정확히 파악하여, 향후 수치해석에서 필요로 하는 입력 자료로서 활용하고자 한다.

## 2. 실험장치 및 실험방법

### 2.1 실험장치

Fig. 1은 본 실험에서 사용한 Gun식 가스버너의 상세 구조를 나타내는 그림이다. 이 가스버너는 난방능력 15,000 kcal/hr의 가스난방기에 적용하고자 개발한 버너이다. 본 가스버너는 원형관 출구 선단에 45° 경사진 콘형 배플판과 배플판 외주에 45° 간격으로 배치된 8개의 공기분출 슬릿(slit)들로 구성되어 있다. 또 이 배플판은 중심에서 직경 25mm까지는 막혀 있으며, 그 이후 직경 57.8mm까지는 스윙베인 8개가 45° 간격으로 배치되어 있다.

Fig. 2는 아음속풍동 출구의 시험부에 설치한 Gun식 가스버너로부터 HWA를 이용하여 3차원 난류유동장을 측정하는 그림이다. 본 연구에서 사용한 아음속풍동은 5마력 AC 모터를 갖는 원심형 송풍기와 확산부, 정류실, 수축부, 시험부로 각각 구성되어 있으며, 풍동의 속도는 송풍기의 회전수를 일정하게 유지하도록 인버터(inverter)에 의해 조정하였다. 또 시험부는 폭 220 mm, 높이 220 mm, 길이 410 mm인 크기를 가지며, 약 35 m/s의 최대 풍속이 발휘된다. 또, 시험부 내의 난류강도는 벽면으로부터 20 mm 떨어진 중심부에 걸쳐 평균유속 약 13 m/s에서 약 0.02%이하가 얻어졌다. 한편, 비연소시 난류 유동장을 측정하기 위해서 사용한 3차원 HWA 시스템(Dantec 90N10 Streamline)은 정온형 HWA, 속도 및 방향교정기(Dantec 90H01 & 90H02), 3차원 자동이송장치(Dantec 41T50 & 41T75) 그리고 컴퓨터로 구성되어 있다. 또 이들 모두는 RS-232C에 의해 온라인으로 연결되어 활용되며, 속도 교정기에는 유효압력 10 kg/cm<sup>2</sup>까지 발휘되는 공기압축기가 연결되어 있다.

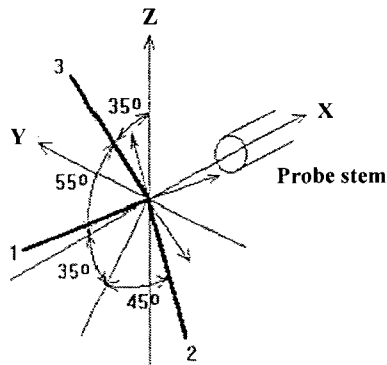


Fig. 3 Configuration of triaxial hot-wire probe based on three-dimensional flow with the probe axis aligned with the main flow vector

## 2.2 실험방법

### 2.2.1 T-probe에 의한 3차원속도 연산방법<sup>11,16,17)</sup>

본 연구에서는 3차원 유속 측정에 Dantec 사의 T-probe(55R91)를 사용하였다. 이 열선으로부터 얻어지는 3차원 유속측정은 다음과 같이 처리된다. 즉, 프로브가 Fig. 3과 같이 주 유동벡터와 프로브 축이 일치하는 3차원 유동 중에 놓여 있을 때, 프로브의 열선 1, 2, 3에 대한 좌표시스템의 속도는 각각  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ 라 하고, X, Y, Z방향에 대한 3차

원 속도성분은 각각  $U$ ,  $V$ ,  $W$ 라고 한다면, 프로브 좌표계에서 속도들의 관계식은 식 (1)을 만족하게 된다.

$$\begin{aligned} U &= U_1 \cos 54.736^\circ + U_2 \cos 54.736^\circ \\ &\quad + U_3 \cos 54.736^\circ \\ V &= -U_1 \cos 45^\circ - U_2 \cos 135^\circ \\ &\quad + U_3 \cos 90^\circ \\ W &= -U_1 \cos 114.094^\circ - U_2 \cos 114.094^\circ \\ &\quad - U_3 \cos 35.264^\circ \end{aligned} \quad (1)$$

한편, 열선의 접선방향에 대한 냉각효과와 프로브 지지대의 간섭현상을 고려할 때, 각 열선에 대한 유효냉각속도를  $U_{1eff}$ ,  $U_{2eff}$ ,  $U_{3eff}$ 라 하고, 요계수와 피치계수를 각각  $k_i$ ,  $h_i$ 라고 할 때, 열선시스템의 속도 성분  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ 는 식 (2)로 주어진다.

$$\begin{aligned} U_{1eff}^2 &= k_1^2 \cdot U_1^2 + U_2^2 + h_1^2 \cdot U_3^2 \\ U_{2eff}^2 &= h_2^2 \cdot U_1^2 + k_2^2 \cdot U_2^2 + U_3^2 \\ U_{3eff}^2 &= U_1^2 + h_3^2 \cdot U_2^2 + k_3^2 \cdot U_3^2 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, T-probe는 프로브 유동축 방향으로 형성되는 속도  $U_{cal}$ 을 가지고 교정되기 때문에,  $U_{eff}$ 는  $U_{cal} \cdot (1 + k_i^2 + h_i^2)^{0.5} \cdot \cos 35.264^\circ$ 로 대체된다. 단, 35.264°는 유동속도와 열선들에 수직인 면이 이루는 각도이다. 따라서 식 (2)는 식 (3)으로 다시 나타낼 수 있다. 즉,

$$\begin{aligned} U_{1cal}^2 \cdot (1 + k_1^2 + h_1^2) \cdot \cos^2 35.264^\circ &= k_1^2 \cdot U_1^2 + U_2^2 + h_1^2 \cdot U_3^2 \\ U_{2cal}^2 \cdot (1 + k_2^2 + h_2^2) \cdot \cos^2 35.264^\circ &= h_2^2 \cdot U_1^2 + k_2^2 \cdot U_2^2 + U_3^2 \\ U_{3cal}^2 \cdot (1 + k_3^2 + h_3^2) \cdot \cos^2 35.264^\circ &= U_1^2 + h_3^2 \cdot U_2^2 + k_3^2 \cdot U_3^2 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서, 요방향과 피치방향에 대한 T-probe의 교정작업을 통해서 식 (3)의 각 열선들에 대한 요계수와 피치계수들을 얻는다면, 식 (3)에서 각 열선들의 속도크기  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ 을 쉽게 구할 수 있다. 따라서 유동장내의 프로브 좌표계를 만족하는 실제 속도  $U$ ,  $V$ ,  $W$ 성분들은 각 열선들의 속도크기들

을 식(1)에 다시 대입하게 되면 쉽게 얻을 수 있다.

### 2.2.2 유동장내 속도 측정방법

본 연구에서 사용한 아음속풍동의 속도는 실제 연소용 공기량 450 //min을 공급하였을 때 버너의 원통측면에 설치된 압력탭(tap)에서 얻어지는 압력 164 Pa을 기준으로 하여 사용하였다. 본 연구에서 사용한 A/D 변환기의 샘플링 주파수는 채널당 10 kHz, 샘플링 수는 채널당 102,400개, 신호조정기의 저주파통과필터는 30 kHz로 각각 설정하여 사용하였다. T-probe의 속도 교정은 최대속도 20 m/s까지 실시하여, 그 결과를 5차의 다항식에 의해 나타내었을 때, ±1%이하의 정확도를 얻었다. 또 각 열선의 간섭으로 인한 영향을 제거하고자 방향성에 대한 교정은 10.5 m/s의 속도에서 프로브를 유동방향에 대해 30° 경사시킨 상태로 0°에서 350°까지 10° 간격으로 실시하였는데, 그 결과 각 열선에 대한 평균 요계수는 각각  $k_1^2=0.043$ ,  $k_2^2=0.083$ ,  $k_3^2=0.084$ 로 얻었으며, 평균 피치계수는 각각  $h_1^2=1.07$ ,  $h_2^2=1.045$ ,  $h_3^2=1.061$ 로 얻을 수 있었다.

한편, 원하는 측정위치의 설정과 유동장의 본격적인 측정은 T-probe를 교정기에 설치하였을 때와

동일한 방향성을 유지한 채 3차원 자동이송장치에 프로브를 위치시킨 후, 버너의 기하학적 측정기준인 원점을 참고로 하여 버너 선단의 좌우, 상하로 프로브를 미세하게 자동 이송한 다음 얻어지는 속도데이터들을 가지고 다시 정확한 원점을 잡아 실시하였다.

Gun식 가스버너는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 콘형 배플판 상에 화염봉(flame rod)과 점화플러그(igniter)가 장착되어 있으므로, 본 연구에서는 이들을 제거하고, 그 구멍들을 접착테이프(tape)로 막아 사용하였다. 이때 측정위치는 버너 형상이 축대칭을 이루고 있기 때문에, 주어진 풍량 조건에서 프로브를 Z=0인 X-Y평면(수평면)상으로 이동하면서 X방향으로는 프로브를 보호하기 위해 버너 선단으로부터 5 mm 떨어진 위치부터 시작하여 10 mm씩 305 mm까지, Y방향으로는 원점을 중심으로 -70 mm에서 70 mm까지 5 mm 간격으로 설정하였다. 또, Y-Z평면(횡단면) 내에서는 유동장에서 특별한 모습을 보여주는 X축 방향의 거리 55 mm에서 반지름(R) 방향으로는 0 mm에서 70 mm까지 5 mm 간격으로, 회전각( $\theta$ ) 방향으로는 0°에서 35°까지 5°간격으로 각각 측정하였다. 이때, 콘형 배플판 외측에 방사상으로 형성된 8개의 좁은 슬릿부에서 분출되는 빠른 속도는 1 mm씩 프로브를 미세하게 이송하여 측정하였다. 한편, 유동장내의 실내온도는

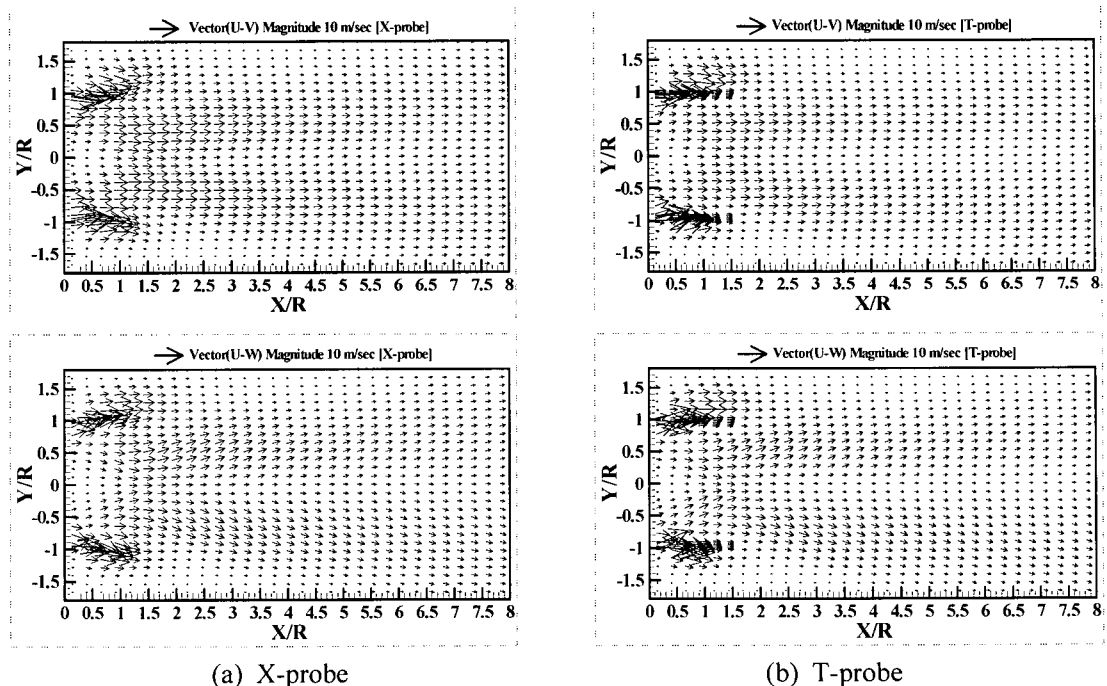


Fig. 4 Vector profiles plotted in the X-Y plane

온도변화에 따른 속도오차를 최대한 억제하기 위해 약  $20 \pm 0.5^\circ\text{C}$ 로 유지하였으며, 전압변동에 따른 풍동속도의 변화를 막기 위해서는 자동전압조정기 (AVR)를 설치하여 사용하였다.

### 3. 실험결과 및 고찰

#### 3.1 벡터 및 평균속도장의 비교

Fig. 4는 X-probe와 T-probe를 사용하여 X- Y 평면 내에서 각각 측정된 각 방향 평균속도 성분들을 가지고 벡터분포로 나타낸 그림들이다. 비교적 초기영역인  $X/R < 2$ 의 슬릿부와 스윙베인 외측공간에서는 벡터의 확산 방향에서 많은 차이점을 보여주고 있다. 이 같은 차이는 평균속도  $U$ 보다는 반경방향성분의 평균속도  $V$ 와 회전방향성분의 평균속도  $W$ 가 각 프로브 형태에 의해 감지되는 크기 차이로 인해 발생하는 현상이다. 그 밖의 다른 영역에서는 전체적으로 T-probe에 의한 벡터크기가 X-probe의 경우보다 약간 작게 보이나 벡터의 방향성은 비슷하게 나타나 있다.

일반적으로 X-probe는 한 평면 내에서 존재하는 속도벡터들이 프로브 축을 향해  $\pm 45^\circ$ 로 들어오는 평면의 공간에서만 순간속도의 감지가 가능하지만, T-probe는 속도벡터들이 프로브 축을 향해 약  $\pm 35.3^\circ$ 로 경사져 들어오는 원추형 전체의 공간에서 순간속도만을 분해해서 감지하게 된다. 그 결과,  $X/R < 2$ 의 슬릿부와 스윙베인 외측공간에서는 슬릿부의 빠른 제트와 스윙베인의 회전유동에 의한 혼합류의 영향이 지배적으로 작용하기 때문에, 유동속도의 확산각도가 T-probe의 속도감지 범위를 벗어나게 되면 평균속도  $V$ 와  $W$ 의 값들이 제대로 계산되지 않을 수도 있다. Champagne 등<sup>18)</sup>은 스윙수가 0.57미만인 약 선회에서는 열선프로브에 미치는 회전유동의 받음각이  $45^\circ$  미만이라고 지적한바 있다. 그러나 본 연구에서 사용한 가스버너 모델은 기하학적 스윙수가 0.34에 해당하므로,<sup>13)</sup> 받음각이  $45^\circ$ 보다는 더 작다고 예상할 수 있지만, 일부 영역에서는 T-probe의 감지범위인  $\pm 35.3^\circ$ 를 벗어나는 지도 모른다. 그러나 보다 정확한 검증을 위해서는 방향성 감지가 가능한 LDV나 다공압력 프로브에 의한 추가 측정이 필요하다고 본다. 다만 Dantec Dynamics 사의 자료<sup>20)</sup>에 의하면, 해상구조물의 갑판상에서 헬리콥터 이/착륙 시 형성되는 3차원유동

을 X-probe와 T-probe를 가지고 각각 측정한 결과 X-probe로 측정된 유동축방향성분  $U$ 와 횡방향성분의 평균속도  $V$ 들이 T-probe의 경우보다 10% 더 많이 측정된다고 보고한바 있다.

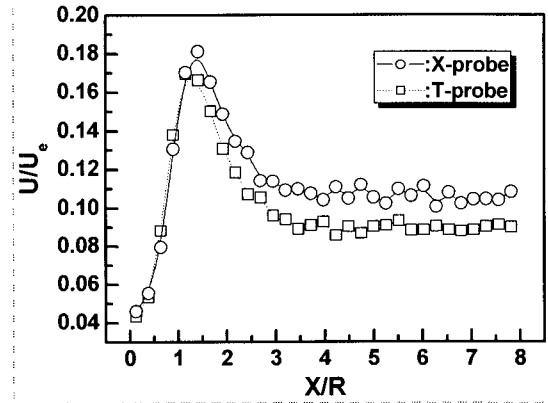


Fig. 5 Mean velocity profiles along the centerline

Fig. 5는 X-probe와 T-probe를 사용하여 X- Y 평면 내의 중심선상에서 하류방향으로 측정된 평균속도  $U$ 를 버너출구속도  $U_e$ 로 무차원화한 그림이다. 하류방향의 거리에 따른 평균속도  $U$ 의 분포는 프로브에 관계없이 약  $X/R = 1.5$ 부근에서 최대값을 보여주며, 유사한 곡선 형태의 분포를 보여주고 있다. 그러나  $X/R > 1.5$ 부터 T-probe의 측정값이 X-probe의 경우보다 작게 나타나면서  $X/R > 3$ 이후부터는 약 10%의 크기 차이를 보이고 있다. 따라서 본 연구에서도 T-probe에 의한 연구 결과가 Dantec Dynamics 사의 자료<sup>20)</sup>와 일치함을 확인할 수가 있었다.

Fig. 6은 X-probe와 T-probe를 각각 사용하여  $X/R = 1.4103$ 의 Y-Z평면 내에서 측정된 반경방향 평균속도성분  $V$ 와 회전방향 평균속도성분  $W$ 에 의해 나타난 회전유동의 벡터분포이다. 슬릿부에서 분출되는 빠른 제트는 스윙베인의 회전유동에 의해 원심력이 큰 바깥쪽으로 밀리면서 확산되어 벡터분포는 시계방향으로 회전하는 모습을 모두 보여주고 있다. 그러나 슬릿부를 중심으로 형성되는 회전벡터의 방향이 X-probe의 경우가 T-probe의 경우보다 더 버너 외측으로 향하게 나타난다. 슬릿부 내측의 버너 중심부에서는 벡터 크기가 서로 다른 분포 모습이 뚜렷이 나타나, X-probe의 경우는 비교적 원형 형태를, 그리고 T-probe의 경우는 삼각형 형태를 보여주며, T-probe의 벡터 크기가 X-probe의 경우보다 더 큰 분포 모습을 보여주고 있다.

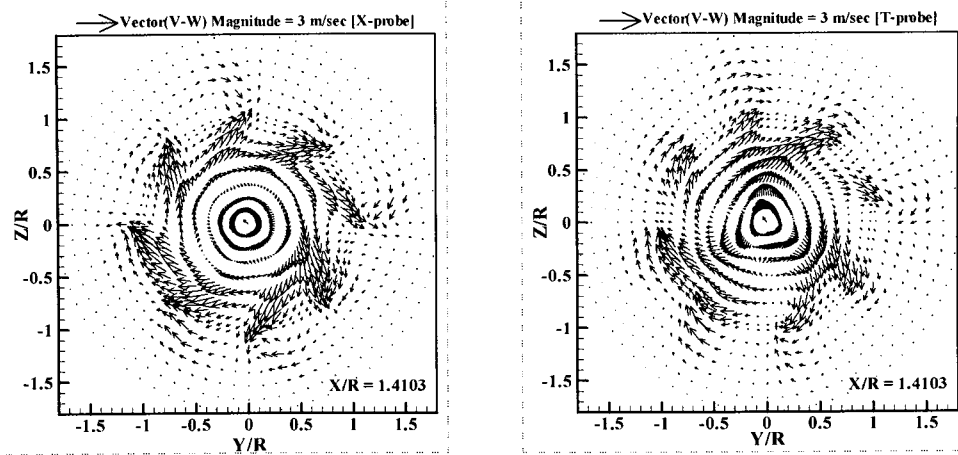


Fig. 6 Rotational vector profiles plotted in the Y-Z plane

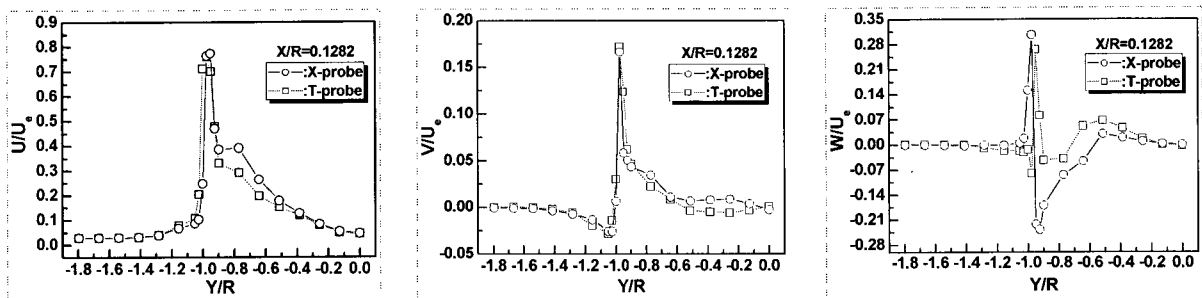


Fig. 7 Mean velocity profiles along the radial distance

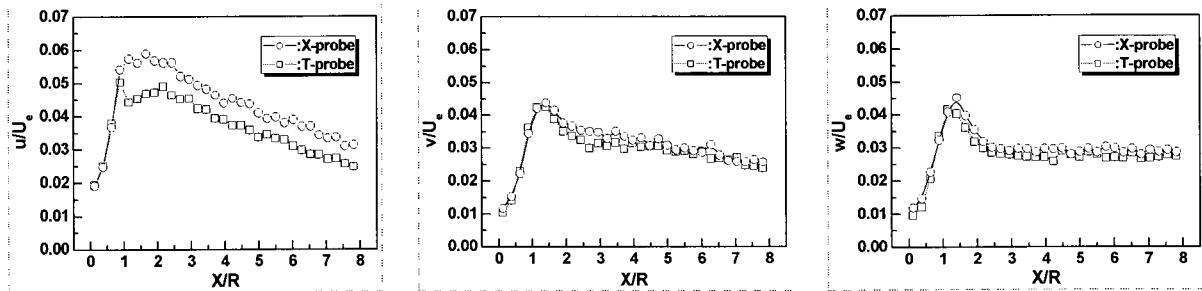


Fig. 8 Turbulent intensity profiles along the centerline distance

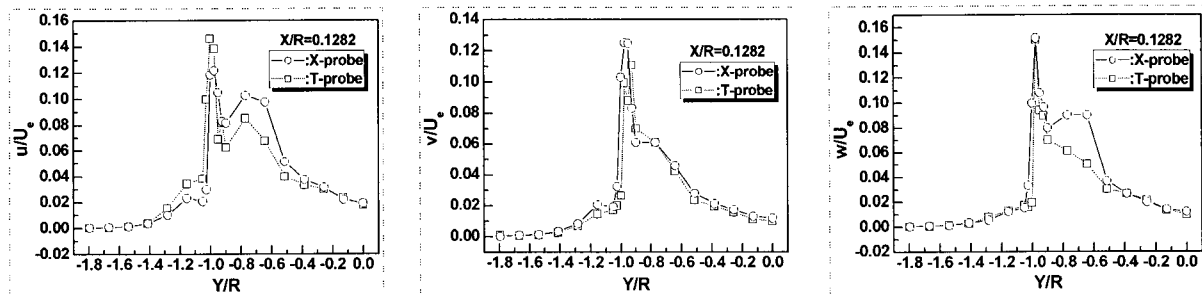


Fig. 9 Turbulent intensity profiles along the radial distance

Fig. 7은 X-probe와 T-probe를 각각 사용하여 X-Y평면 내의  $X/R=0.1282$ 에서 측정된 각 방향의 평균속도성분들을 버너출구속도  $U_0$ 로 각각 무차원화하여 Y축방향의 거리에 따라 나타낸 그림들이다. 스윙유동에 의한 원심력의 효과가 강하게 지배되

고, 슬릿부의 빠른 제트가 존재하는 초기영역인  $X/R=0.1282$ 의 경우 X축방향의 평균속도성분  $U$ 는 슬릿부 내측과 스윙베인의 영역에서만 X-probe에 의한 측정값이 T-probe의 경우보다 최대 약 20% 더 크게 나타난다. 반면에 평균속도  $V$ 와  $W$ 는

각각 상대적으로  $U$ 보다 크기도 작은데다 양음의 크기를 보이는 곡선분포 때문에, 두 프로브 사이에 어떤 경우는 서로 유사한 곡률분포를 따르기도 하지만 그렇지 않는 경우도 보여주고 있다. 이것은 두 프로브에 의한 측정 시 원점 기준이 정확히 일치하지 않은 결과에서 나올 수 있다. 그러나 두 프로브 사이에서 발생하는 속도 크기 및 곡률 분포 차이는 분명히 존재하는 것 같다.

### 3.2 난류특성치의 비교

Fig. 8은 X-probe와 T-probe를 사용하여 X-Y평면 내의 중심선상에서 하류방향으로 측정한 각 방향 변동속도성분들의 RMS(root-mean-square)값을 버너출구속도  $U_e$ 로 각각 무차원화한 난류강도의 그림들이다. 여기서 X-probe로 측정한 변동속도 성분  $u$ 의 RMS는 두 번의 프로브 회전 시 얻어지는 변동속도  $u$ 의 RMS를 산술평균하여 사용하였다.

$Y/R=0$ 인 중심선상에서는 슬릿부와 스윙베인에 의한 영향이 작게 나타나, 각 방향 성분의 난류강도들은 모두 두 프로브에 의한 측정값들이 비교적 비슷한 곡률분포를 보여준다. 또 각 방향 성분의 난류강도들은 T-probe에 의한 측정값들이 X-probe의 경우보다 X축 방향성분의 난류강도가 약 16%, 반경방향 및 회전방향 성분의 난류강도들이 약 6%로 작게 나타나 있다.

Fig. 9는 X-probe와 T-probe를 각각 사용하여 X-Y평면 내의  $X/R=0.1282$ 에서 측정한 각 방향 변동속도성분들의 RMS값을 버너출구속도  $U_e$ 로 각각 무차원화하여 Y축방향의 거리에 따라 나타낸 난류강도의 그림들이다.

일반적으로 본 연구에서와 같은 가스버너의 유동장에서는 슬릿부의 빠른 제트와 스윙베인부의 빠른 회전운동에 의해 강한 원심력이 버너 출구에 가까운 영역에서 작용하므로, 각 방향성분의 평균속도들은 각각 슬릿부와 스윙베인 바깥쪽에서 크게 형성된다. 따라서 난류강도의 크기들도 역시 평균속도의 기울기가 큰 슬릿부와 스윙베인 바깥쪽 영역에서 크게 발생하게 된다.<sup>13-15)</sup>

초기영역인  $X/R=0.1282$ 에서는 버너 중심부나 가장자리를 제외하고는 난류가 크게 발생하는 슬릿부와 스윙베인 바깥쪽에서 X축방향과 회전방향성분의 난류강도들은 두 프로브 사이에서 큰 값의 차이를 불러오며, 특히 T-probe에 의한 값이 X-probe의 경우보다 더 작게 나타난다. 그러나 반경방향

성분의 난류강도는 두 프로브에 의한 값들의 차이가 상대적으로 작으며, 비교적 유사한 크기 분포를 보여주고 있다.

Fig. 10은 X-probe와 T-probe를 사용하여 X-Y평면 내의  $X/R=0.1282$ 에서 측정한 X축방향과 반경방향 성분( $uv$ ) 및 X축방향과 회전방향 성분( $uw$ )의 난류전단응력들을 버너출구속도  $U_e^2$ 으로 각각 무차원화한 그림들이다.

난류전단응력  $uv$ 와  $uw$ 는 초기영역인  $X/R=0.1282$ 에서 슬릿부를 중심으로 두 프로브 모두 양, 음의 최대값들을 보여주고 있다. 특히,  $uv$ 의 경우 두 프로브의 측정값들이 슬릿부를 제외하고는 비슷한 크기 분포와 곡선 형태를 보여주나,  $uw$ 의 경우는 슬릿부 뿐만 아니라 스윙베인 영역에서도 큰 차이를 보여주고 있다. 이것도 역시 두 프로브에 의한 측정 시 원점 기준이 정확히 일치하지 않아 동일한 지점이 측정되지 않은 결과에서 나온 것으로 판단된다.

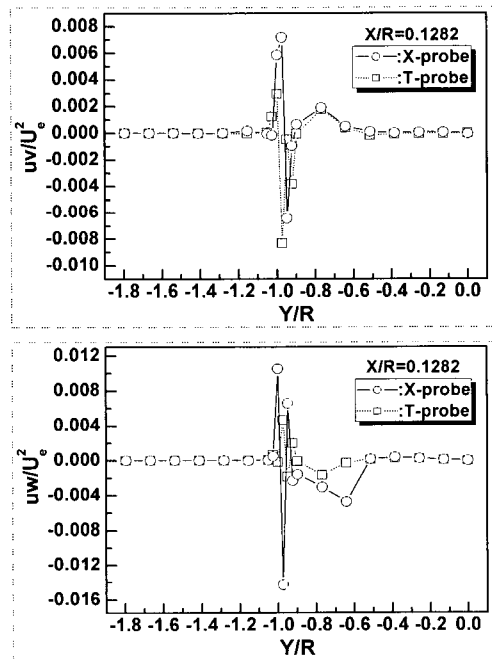


Fig. 10 Turbulent shear stresses along the radial distance

### 3.3 스윙수의 비교

일반적으로 선회강도를 나타내는 스윙수는 여러 가지 식으로 제시되지만 크게 스윙베인의 기하학적 형상에 따라 결정되는 형상스윙수와 속도분포들로부터 적분하여 얻어지는 모멘텀 비에 의한 스윙수로 대별할 수 있다.<sup>20)</sup> 따라서 난류 최대칭 스윙유

동에 대한 지배방정식은 중심선상에서 경계조건과 제트의 경계를 사용하여 적분함으로써 보다 포괄적인 이론적 해석이 가능하게 된다.<sup>20)</sup>

난류유동장에 대한 축방향 운동량 성분의 축방향 유동은 정압성분을 무시하면, 식 (4)를 만족한다.

$$G_x = 2\pi \int_0^\infty (\rho u^2) r dr \quad (4)$$

$$= 2\pi \rho \int_0^\infty (U^2 + \overline{u'^2}) r dr$$

또 각 운동량의 축방향 유동은 식 (5)로 주어진다.

$$G_\psi = 2\pi \int_0^\infty \rho u w r^2 dr \quad (5)$$

$$= 2\pi \rho \int_0^\infty (UW + \overline{u'w'}) r^2 dr$$

이때 운동량 비에 의해 주어지는 스윙수는 식 (6)으로 정의된다.

$$S_M = \frac{G_\psi}{G_x \cdot R_m} \quad (6)$$

Fig. 11은 X-probe와 T-probe를 사용하여 X-Y 평면 내에서 하류방향의 거리별로 반경방향에 따른 운동량에 의해 얻어진 스윙수를 비교한 그림이다. 보통 주 유동이 스윙베인의 외주반경에서 집중되기 때문에 운동량에 의한 스윙수를 계산하는데 있어 이 외주반경을 사용해야 한다는 논란이 있으나, 스윙베인의 각도가 작은 경우에는 스윙유동에 대한 내주반경의 영향도 외주반경 못지않게 중요한 인자로 부각된다.<sup>20)</sup> 따라서 본 연구에서는 식 (6)을 만족하는 스윙수를 계산함에 있어서 스윙베인의 내주반경과 외주반경의 평균치( $R_m$ )를 사용하였다.

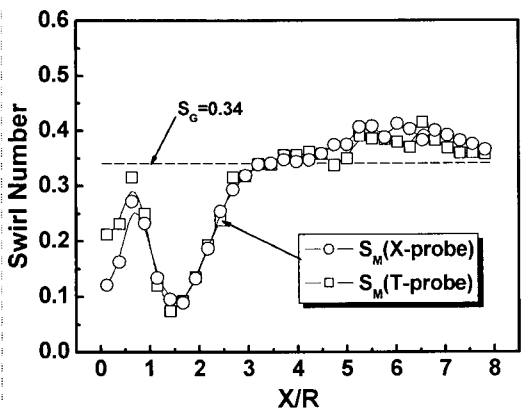


Fig. 11 Swirl number profiles along the centerline

운동량에 의한 스윙수  $S_M$ 은 프로브의 종류에 관계없이 하류지역 일부를 제외하곤 비교적 유사한 크기분포와 형상을 나타내고 있다. 특히  $S_M$ 은 축방향의 거리 증가에 따라 약  $X/R=0.7$ 과  $X/R=1.5$  부근에서 각각 정점을 나타낸 다음, 약  $X/R=3$ 까지는 급격히 증가하여 기하학적 스윙수  $S_c=0.34$ 와 약  $X/R=4.5$ 부근까지 일치하고, 그 이후에는  $S_c$ 보다 값이 다소 큰 산만한 분포를 보이고 있다. 이와 같이 운동량에 의한 스윙수 분포가  $X/R < 3$ 에서 일정한 크기를 갖지 못하고 기울기가 큰 곡선의 요철 분포를 보이는 것은 스윙베인의 회전유동을 슬릿부의 빠른 제트유동이 에워싸기 때문에 회전유동이 반경방향으로 충분히 발달하지 못하고 축방향쪽으로 유도되어 그 영향이 약  $X/R=3$ 부근까지 미치기 때문이다. 또 스윙수에서 값이 일정하지 않고 다소 편차를 보이는 현상은 Kihm 등<sup>20)</sup>의 연구 결과에서도 이미 언급된바 있다. 특히 Kihm 등은 이들 결과들을 계산함에 있어서 적분치에 미칠 수 있는 영향들이 속도측정이나 평균과정, 프로브의 위치 및 제트 경계위치 등의 정확성에 달려 있다고 하였다.<sup>20)</sup>

#### 4. 결 론

본 연구에서는 프로브 종류에 따른 속도반응의 차이점을 알아보기 위해 Gun식 가스버너의 스윙유동을 T-probe로 측정하여, 그 결과를 기 발표된 X-probe의 결과와 비교 검토하였다.

하류방향의 거리에 따른 X축방향성분의 평균속도분포는 프로브에 관계없이 약  $X/R=1.5$ 부근에서 최대값을 보여주며, 유사한 곡선 형태의 분포를 보여주고 있다. 그러나  $X/R > 1.5$ 부터 T-probe의 측정값이 X-probe의 경우보다 작게 나타나면서  $X/R > 3$ 이후부터는 약 10%의 크기 차이를 보이고 있다. 또 Y축방향의 거리에 따른 X축방향성분의 평균속도는 스윙유동에 대한 원심력의 효과가 강하게 지배되고, 슬릿부의 빠른 제트가 존재하는 초기 영역인  $X/R=0.1282$ 의 슬릿부 내측과 스윙베인의 영역에서만 T-probe에 의한 값이 X-probe의 경우보다 약 20% 더 작게 관측되었다. 그러나 반경방향 성분 및 회전방향 성분의 평균속도들은 X축방향성분의 평균속도보다 크기도 작은데다 두 프로브 사이에 정확한 동일지점의 측정이 이루어지지 않아 구체적으로 언급하기가 어렵다.



중심선상의 거리에 따른 각 방향 성분의 난류강도들은 모두 두 프로브에 의한 측정값들이 비교적 비슷한 곡률분포를 보여주며, T-probe에 의한 측정값들이 X-probe의 경우보다 X축 방향성분의 난류강도는 약 16%, 반경방향 및 회전방향 성분의 난류강도들은 약 6%로 작게 나타나 있다.

$S_M$ 은 축방향의 거리 증가에 따라 약  $X/R=0.7$ 과  $X/R=1.5$ 부근에서 각각 정점을 나타낸 다음, 약  $X/R=3$ 까지는 급격히 증가하여  $S_C=0.34$ 와 약  $X/R=4.5$ 부근까지 일치하고, 그 이후에는  $S_C$ 보다 값이 다소 큰 산만한 분포를 보이고 있다.

특히 본 연구에서는 T-probe에 의한 측정값들이 평균속도나 난류강도 측면에서 모두 X-probe의 경우보다 작은 크기를 나타내는데, 이것이 본래의 정확한 절대값들인지 아니면, 스윙유동에 대한 T-probe의 오류에 의한 것인지를 보다 정확히 확인하기 위해서는 방향성 감지가 가능한 LDV나 다공압력 프로브에 의한 추가 측정이 필요하다고 본다.

### 후 기

이 논문은 2005년도 군산대학교 교수장기해외연수경비의 지원에 의하여 연구되었음.

### 참고 문헌

1. J. M. Beer and N. A. Chigier, 1972, Combustion Aerodynamics, John Wiley & Sons, pp. 102 ~ 146.
2. A. H. Lefebvre, 1983, Gas Turbine Combustion, Hemisphere, pp. 126 ~ 135.
3. N. Syred and J. M. Beer, 1974, "Combustion in Swirling Flows; A Review", Combustion and Flame, Vol. 23, pp. 143 ~ 201.
4. M. Shioji, I. S. Kim, M. Ikegami and K. Murakami, 1998, "Flame Stability and  $NO_x$  Formation in a High-Intensity Swirl Burner", Transactions of JSME (Part B), Vol. 64, No. 621, pp. 222 ~ 227.
5. H. Hibara and K. Sudou, 1999, "Swirling Jet along a Solid Surface", Transactions of JSME (Part B), Vol. 65, No. 629, pp. 130 ~ 137.
6. M. S. Feyedelem and T. Sarpkaya, 1998, "Free-and Near-Free-Surface Swirling Turbulent

- Jets", AIAA Journal, Vol. 36, No. 3, pp. 359 ~ 364.
7. I. Gursul, 1996, "Effect of Nonaxisymmetric Forcing on a Swirling Jet with Vortex Breakdown", Transactions of the ASME (J. of Fluids Eng.), Vol. 118, pp. 316 ~ 323.
8. A. E. Perry, 1982, Hot-wire Anemometry, Clarendon Press Oxford.
9. I. Lekakis, 1996, "Calibration and Signal Interpretation for Single and Multiple Hot-Wire/Hot-Film Probes", Meas. Sci. Technol., Vol. 7, pp. 1313 ~ 1333.
10. L. Lofdahl, 1986, "Hot-Wire Techniques for the Determination of the Reynolds Stress Tensor in Three-Dimensional Flows", Dantec Information, No. 3
11. F. E. Jorgensen, 1971, "Directional Sensitivity of Wire and Fiber-Film Probes: An Experimental Study", DISA Information, No. 11, pp. 31 ~ 37.
12. C. Gaulier, 1977, "Measurement of Air Velocity by means of a Triple Hot-Wire Probe", DISA Information, No. 21, pp. 16 ~ 20.
13. J. K. Kim, 2001, "An Experimental Study on the Three Dimensional Turbulent Flow Characteristics of Swirl Burner for Gas Furnace", Transactions of the KSME (Part B), Vol. 25, No. 2, pp. 225 ~ 234.
14. J. K. Kim, 2001, "Investigation of the Three-Dimensional Turbulent Flow Fields of the Gas Swirl Burner with a Cone Type Baffle Plate( I)", KSME International Journal, Vol. 15, No. 7, pp. 895 ~ 905.
15. J. K. Kim, 2004, "Experimental Investigation on the Turbulence Augmentation of a Gun-type Gas Burner by Slits and Swirl Vanes", KSME International Journal, Vol. 18, No. 10, pp. 1819 ~ 1828.
16. H. H. Bruun, 1996, Hot-Wire Anemometry, Oxford Science Publications, pp. 132 ~ 163.
17. Dantec Dynamics, 2000, Streamline User's Reference Manual, Chapter 8.3 Algorithms.
18. F. H. Champagne, and S. Kromat, 2000, "Experiments on the Formation of a Recirculation Zone in Swirling Coaxial Jets", Experiments in Fluids, Vol. 29, pp. 494 ~ 504.

19. Dantec Dynamics, "Mapping 3D-Flows over an offshore helideck", Publication No. CTA3 ([http://www.dantecdynamics.com/applications/Wind%20Engineering/cta\\_helideck/Index.html](http://www.dantecdynamics.com/applications/Wind%20Engineering/cta_helideck/Index.html))
20. K. D. Kihm, N. Chigier and F. Sun, 1990, "Laser Doppler Velocimetry Investigation of Swirler Flowfields", J. Propulsion, AIAA, Vol. 6, No. 4, pp. 364 ~ 374.