

모형 가스터빈 연소기에서 스월수에 따른 유동 특성에 관한 실험적 연구

박재영 · 한동식 · 김한석* · 송주현** · 장영준** · 전충환**[†]

부산대학교 기계공학부 대학원, *한국기계연구원, **부산대학교 기계공학부
(2011년 6월 15일 접수, 2011년 11월 18일 수정, 2011년 11월 18일 채택)

Experimental Study of Flow Characteristics with Swirl Number on Dump Combustor

Jae-Young Park, Dong-Sik Han, Han-Seok Kim*, Ju-Hun Song**,
Young-June Chang**, and Chung-Hwan Jeon**[†]

Graduate School of Mechanical Engineering, Pusan National University, *Korea Institute of Machinery & Materials,
**School of Mechanical Engineering, Pusan National University

(Received 15 June 2011, Revised 18 November 2011, Accepted 18 November 2011)

요 약

희박예혼합 가스터빈 연소기에 적용되는 스월 유동은 연소효율증가와 배기가스저감을 목적으로 적용된 것으로 연소기 내 유동장의 전단층생성에 의한 재순환영역이 생성되게 한다. 이러한 재순환영역은 연소가스 재순환에 의한 화염온도와 화염길이를 낮추는 효과를 가지고 있다. 또한 희박연소에서 연소불안정성 억제효과도 있다. 본 연구에서는 모형가스터빈연소기에서 스월러를 이용하여 스월유동을 유도하고, 연소기 노즐에서 평균속도가 일정 할 때의 스월수 증가에 따른 유동장의 속도분포 특성을 분석하였으며 이때 PIV 측정 실험과 난류통계기법을 이용하여 난류인자들을 도출하였다. 스월수의 증가는 연소기 내부 유동장의 형태가 바뀌게 되고, 재순환영역의 위치가 연소기 노즐방향으로 이동하게 되어 화염길이를 줄여 주며, 난류강도와 난류길이 스케일이 감소하게 되어 에디의 크기가 작아짐을 확인하였다.

주요어 : 가스터빈, 스월수, 난류유동, 난류강도, 길이스케일, 입자영상유속계

Abstract— The swirl flow applied for high efficiency and reduction of emission such as NO_x, CO in a gas turbine engine makes recirculation zone by shear layer in the combustion chamber. This recirculation zone influences a decreasing flame temperature and flame length by burned gas recirculation. Also it is able to suppress from instability in lean-premixed flame. In this study, it was found that the swirl flow field was characterized as function of swirl number using PIV measurement in dump combustor. As increasing swirl number, a change of flow field was presented and recirculation zone was shifted in the nozzle exit direction. Also turbulent intensity and turbulent length scale in combustor were decreased in combustion. It has shown reduction of eddies scale with swirl number increasing.

Key words : Gas turbine combustor, Swirl number, Turbulence intensity, Length scale, PIV

1. 서 론

최근 가스터빈엔진의 연소기에 적용되어지고 있는 스월유동은 재순환영역 생성에 따른 화염길이의 감소와 반응영역에서의 체류시간을 증대시켜 연소효율을

[†]To whom corresponding should be addressed.
Department of Mechanical Engineering, Pusan national University
Gijeingwan 30 San Jangjeondong, Geumjeong-Ku, Busan,
607-735, Korea
Tel : 051-510-3051; E-mail : chjeon@pusan.ac.kr

높이는데 이용되어지고 있다. 스윙유동은 주 연소실 내의 연료-공기 혼합을 증대시키고, 연소기 내부의 화염길이를 감소시켜 연소실의 길이와 부피를 줄일 수 있게 해 준다. 또한 연소 온도를 낮추어 NOx 생성을 억제하기 위해 희박에혼합화염을 적용하고 있으나, 이에 따른 연소불안정성을 스윙유동에 의해 억제하고 있다. 이는 효율증대와 함께 가스터빈엔진의 축소로 인한 공간적 이득과 배기가스 저감의 효과를 얻을 수 있는 것이다.

스윙유동을 얻는 방법 중 베인형태의 스윙러를 사용하는 것과 사이클론형태의 스윙러를 이용하는 방법이 연구에 주로 쓰이고 있다. 덤프연소기 내 스윙러에 의해 생성된 연소 유동장은 내부재순환영역(IRZ: Inner Recirculation Zone)과 외부재순환영역(ORZ: Outer Recirculation Zone), 주유동영역(Inflow Region)을 가지게 된다.

Gupta는 가스터빈엔진에서 스윙유동의 적용에 대해 연구하였고, 다양한 형태의 스윙유동에 대해 제시하고 있으며 스윙러의 종류에 따른 스윙수에 대해 정의하고 있다 [1].

Coghe는 가스터빈연소기에서 스윙강도와 재순환영역의 상관관계에 대해 연구하였다. 스윙유동에 의한 연소기 내부의 속도분포와 화염의 온도분포의 측정하였고 내부재순환영역이 공기-연료의 혼합과 화염의 안정성에 중대한 영향을 주며, 외부재순환영역은 고온 배출가스의 재순환을 유도시키는 것을 확인하였다. 연소기내 화염의 형상은 내부재순환과 외부재순환의 유동에 지배 받는다고 언급하였다. 스윙강도가 증가함에 따라 연소장내의 온도 상승을 억제하고 미연가스의 예열효과와 NOx의 감소를 유도함을 파악하였다. Fig. 1은 연소기 내 화염 주변의 유동에 대해 화염을 따라 흐르는 주유동영역과 내부재순환영역, 외부재순환영역에 대해 도식화 해 놓은 것이다 [2]. Nejad와 Ahmed은 연소기의 스윙유동으로 유동장이 상당한 변화를 하는 것을 관찰했다. 스윙수의 증가는 난류강도와 전단응력을 증가시키고, 외부재순환영역은 작아진다고 파악했다 [3,4]. Reddy는 스윙유동장에서 입자영상유속계(PIV)를 이용한 실험을 통해 내부재순환영역과 외부재순환영역, 그리고 vortex core의 이동에 대해 관찰했다 [5]. Ahmed는 축대칭의 급속확대연소기에서 등온의 스윙유동장의 움직임에 대해 파악했다. 유동혼합을 통해 측정되어진 스윙유동은 연소기내부의 난류에너지의 생성과 분배를 증대시킨다고 파악했다 [6].

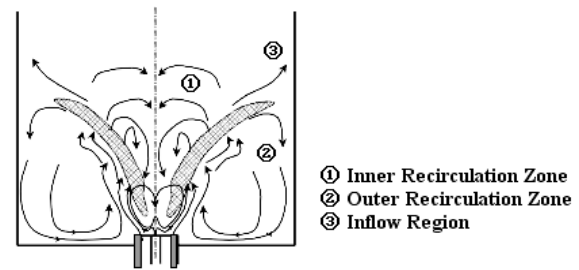


Fig. 1. Qualitative schematization of the flow field inside the combustion chamber.

Brum과 Samuelsen은 스윙안정화 연소기에서 비연소 조건에서 레이놀즈 스트레스의 표준화된 범위를 보고했다. 그러나 연소유동에서 연소가스의 재혼합률의 증가와 폭이 넓고 짧은 길이의 재순환영역 때문에 레이놀즈 스트레스는 증가한다고 파악했다 [7]. Sheen은 재순환길이는 각속도와 축방향선속도의 비에 반비례 한다고 연구했다 [8]. Sarpkaya은 스윙유동에서 와류붕괴(vortex breakdown)를 연구했고 이중 나선, 나선형 과 축대칭 와류의 붕괴를 보고했다 [9]. So는 스윙유동에 의해 제어되는 제트특성을 실험했고 스윙유동으로 인해 제트의 빠른 붕괴의 결과로 난류에너지의 소실률이 증가한다고 파악했다 [10].

본 논문은 모형 가스터빈연소기에서의 스윙강도에 따른 유동특성을 파악하는 것으로 비연소장에서 입자영상유속계(PIV)를 이용해 수행되었다. PIV실험을 통해 얻어진 순간속도장들을 이용하여 평균속도장의 속도분포와 난류강도, 난류 kinetic energy, 길이스케일을 통해 스윙강도 변화에 따른 유동장의 특성을 파악하여 연소기 유동특성에 대한 기초자료로 제공하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2-1. 실험장치

실험에 사용된 모형가스터빈연소기는 노즐직경(D_i) 12 mm와 길이(L_0) 500 mm의 연료-공기 혼합부, 직경(D_c) 42 mm, 길이(L_c) 440 mm의 연소부로 구성되어 있다. 연소부는 광학적 접근이 가능하도록 석영관을 사용하였으며 혼합부와는 어댑터로 연결하였다.

모형가스터빈연소기내 스윙유동장을 촬영하기 위해 입자영상유속계(PIV : Particle Image Velocimetry) 측정기법을 이용하였다. PIV측정은 유동장 내에 일정 밀도의 입자를 이동유체와 함께 보내 고속으로 영상

을 촬영하여 짧은 시간동안의 입자군의 이동거리를 PIV 표준통계 평가기술을 이용하여 측정하는 계측방법이다. 이 때 유동장의 크기와 내부 유속에 따라 입자의 밀도와 촬영간격이 결정된다. 본 실험에 사용된 PIV측정 실험장비의 개략도는 Fig. 3에 나타내었다. PIV의 측정 시스템은 더블펄스 Nd:YAG 레이저(New Wave, 532 nm, Max 200 mJ), 1대의 고속카메라(CCD High Speed Camera, PCO Image, PCO 1200 hs, 1,280 × 1,024) 및 싱크로나이저(Synchronizer: TSI)로 구성된다. 더블펄스 Nd:YAG 레이저는 약 160 mJ/Pulse의 펄스광으로 발진하며 두 빔 사이의 시간 간격은 유속 및 스윙조건에 따라 $\Delta t=19\sim 37\ \mu\text{s}$ 이며, 두 개의 반사경과 함께 구형렌즈와 원통형렌즈를 거쳐 레이저 평면광을 생성하여 모형 연소기 상단의 배기 단으로 부터 노즐출구 방향으로 하방투사를 하였다.

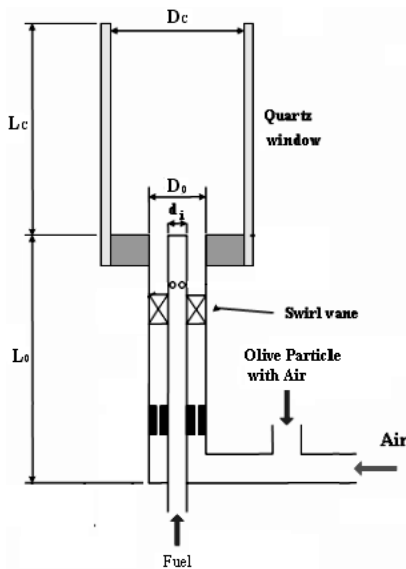


Fig. 2. Schematic of the dump gas turbine combustor.

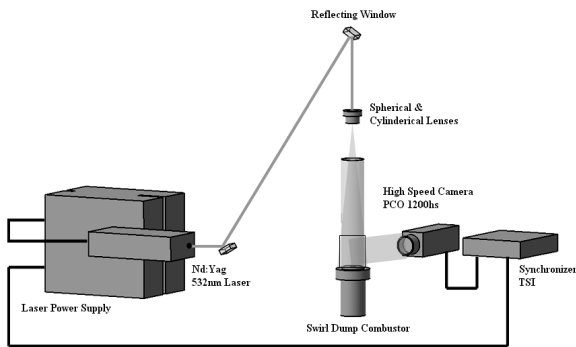


Fig. 3. Schematic of PIV system to investigate flow field in dump gas turbine combustor.

레이저 평면광의 두께는 약 2 mm로 측정부 중심축상의 단면에 조사하고 532 nm의 레이저광에 의해 산란된 스캐터링신호는 1,280 × 1,024 해상도의 고속카메라로 수광되었다. PIV 측정을 위해 직경 약 2 μm 의 올리브입자를 덤프연소기의 공기관에 주입되어 혼합된 상태로 연소부로 공급된다. 올리브입자의 생성 및 공급은 라스킨노즐이 장착된 혼합가스탱크를 이용하였다. 라스킨노즐은 올리브오일에 담겨져 있으며 작은 노즐($\phi 1.0$)을 통해 고압의 공기를 분사한다. 이 때 올리브오일의 점성에 의해 수많은 기포가 액체 내부에서 발생하게 되고 수면에서 기포들이 터지게 된다. 생성된 입자는 같이 공급된 이송용 공기와 함께 연소기 내부로 이동하게 된다.

2-2. 실험 조건 및 방법

본 연구에 사용된 스윙러는 평면날을 가진 베인형상의 스윙러이며, 스윙각은 15°, 30°, 45°이다. 스윙각(θ_{sw})은 스윙러의 축과 날사이의 각으로 정의된다. 베인형상의 스윙러에서 스윙수(S_n)의 정의는 Gupta 등 [1]이 스윙러의 형상에 기초해서 정의한 식을 이용하였다. 식 (1)과 같이 정의되며, 형상은 Fig. 4와 같다.

$$S_n = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (D_h/D)^3}{1 - (D_h/D)^2} \right] \tan \theta_{sw} \quad (1)$$

모형가스터빈연소기에서의 스윙러에 의한 유동변화를 살펴보기 위해 15°, 30°, 45°의 스윙각을 가지는 스윙러를 적용 하였다. 각 스윙러의 스윙수는 식 (1)에 의해 0.2, 0.5, 0.8로 정의된다.

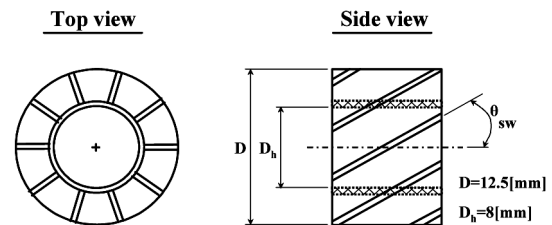


Fig. 4. Schematic of the flat vane swirler.

Table 1. Condition of experiment.

Vane angle	15°	30°	45°
S_n	0.2	0.5	0.8
Inlet velocity [m/s]	3.0, 3.3, 3.6, 4.0		
Re#	1,893, 2,079, 2,274, 2,557		

그리고 각 스월수에 따른 유속의 변화에 따른 특성을 살펴보기 위해 연소기 노즐에서의 평균속도를 3.0, 3.3, 3.6, 4.0 m/s로 증가시켜 유동장을 살펴보았으며 각 조건에서의 평균레이놀즈수(Reynolds number, Re#)는 표에 정리되어 있다. 모형가스터빈 연소기에서의 스월수에 따라 유동측정은 PIV계측기법을 이용하여 각 실험조건에 따라 수행되었으며, 측정된 유동 특성에 대해 다음과 같은 통계적 처리를 통해 난류유동의 특성을 분석하여 나타내었다 [11].

순간에 측정된 속도는 평균속도(U)와 각 순간속도($u(t)$)의 변동성분($u'(t)$)으로 정의할 수 있다. 이와 같이 변수들을 평균성분과 변동성분으로 나누는 방법을 레이놀즈분해라고 한다.

$$u(t) = U + u'(t), \quad U = \frac{1}{N} \sum_i^N u(t), \quad \frac{1}{N} \sum_i^N u'(t) = 0 \quad (2)$$

변동치의 산술 평균은 0이 되기 때문에 측정된 순간속도들의 변동성분의 RMS(Root Mean Square)값을 구한다.

$$u_{rms} = \left[\frac{1}{n-1} \sum_i^N (u'(t))^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

그리고 kinetic energy(ke)는 아래의 식과 같이 정의할 수 있다.

$$ke = \frac{1}{2} (u_{rms}^2 + v_{rms}^2 + w_{rms}^2) \quad (4)$$

본 실험에서는 스월유동에 의한 평면의 유동속도 데이터를 얻기 때문에 반경방향의 속도성분은 w -속도 성분과 같다고 가정하고 계산된 kinetic energy로부터 아래와 같이 난류강도(u')를 구할 수 있다.

$$ke = \frac{3}{2} u'^2 = \frac{1}{2} (u_{rms}^2 + 2v_{rms}^2), \quad u' = \sqrt{\frac{(u_{rms}^2 + 2v_{rms}^2)}{3}} \quad (5)$$

난류 유동을 특징짓는 몇 가지의 길이 스케일을 관계는 난류유동의 본질적인 특성을 결정하기 때문에 가스터빈의 예혼합 난류연소를 이해하는데 필수적이다. Taylor macro scale은 아래 식과 같이 속도의 상관관계수에 대한 적분값으로 표현된다. 속도성분이 u (축방향), v (반경방향)이고 방향성분이 x , r 이므로 4가지

의 L_T 로 구분되어 진다.

$$R_{12} = \frac{\overline{\Delta u_1 \cdot \Delta u_2}}{u_{1,s} \cdot u_{2,s}}, \quad L_T = \int_0^\infty R_{12}(x_i) dx \quad (6)$$

각각의 길이스케일(L_T)의 난류 레이놀즈수(turbulent Reynolds number, Re_T)에서 특성속도(characteristic velocity)는 난류강도인 u' 과 같고, 유동장의 점성계수(ν)의 비로 표현할 수 있으며, 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$Re_T = u' L_T / \nu \quad (7)$$

여기서 계산된 난류 레이놀즈수가 커질 때 유동 내의 가장 큰 스케일은 변하지 않으면서 점점 더 미세해지는 작은 스케일의 난류가 발달하는 것을 알 수 있다.

3. 실험결과

3-1. 스월수에 따른 연소실 내의 속도 분포

Fig. 5는 연소기의 노즐출구속도 4 m/s에서 스월수에 따른 유동장의 평균속도와 유선을 나타내었다. 유동장은 노즐 출구에서부터 스월의 작용으로 유동영역과 주변의 속도차에 의해 발생한 전단층으로 인하여 유동장이 분리됨을 보이고 있다. 전단층에 의한 유동장은 연소기 배기단으로 빠져 나가는 주유동영역과 반경방향 모멘텀(radial momentum)에 의해 연소기 축선상에서 발생하는 내부재순환영역, 연소기 벽면의 외부재순환영역으로 나뉘어진다. 스월수가 증가함에 따라 반경방향 모멘텀이 증가함에 재순환영역의 위치가 연소기 노즐 쪽으로 이동함을 알 수 있다.

Fig. 6는 연소기의 높이에 따른 축방향의 속도(u)를 나타낸 것이다. 스월수가 증가함에 따라 전단층의 위치가 벽면으로 이동함을 볼 수 있으며, 연소기 축선상에서 내부재순환으로 인한 음의 속도가 발생하고 더 낮은 위치에서 속도의 발달이 완료됨을 알 수 있다. $Sn=0.8$ 에서 $x/D=2.0$ 에서 반경방향의 힘이 소멸되어 지고 속도의 충분한 발달이 되는 것을 볼 수 있다.

3-2. 스월수에 따른 난류유동 특성

연소기 내 스월유동에 의한 난류특성을 알아보기 위해 순간속도장을 난류통계기법을 통해 처리하여 나타

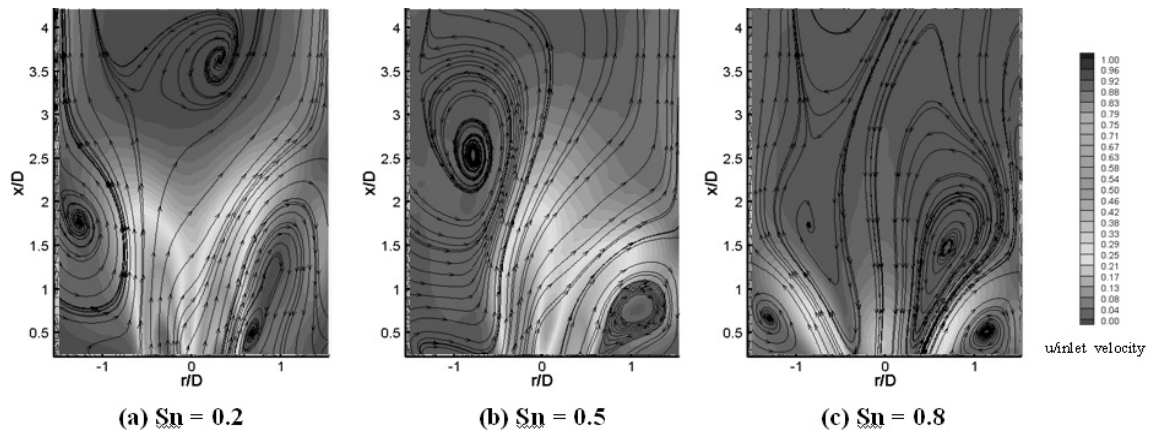


Fig. 5. Contour plot of mean axial velocity and streamlines with S_n (inlet velocity=4 m/s).

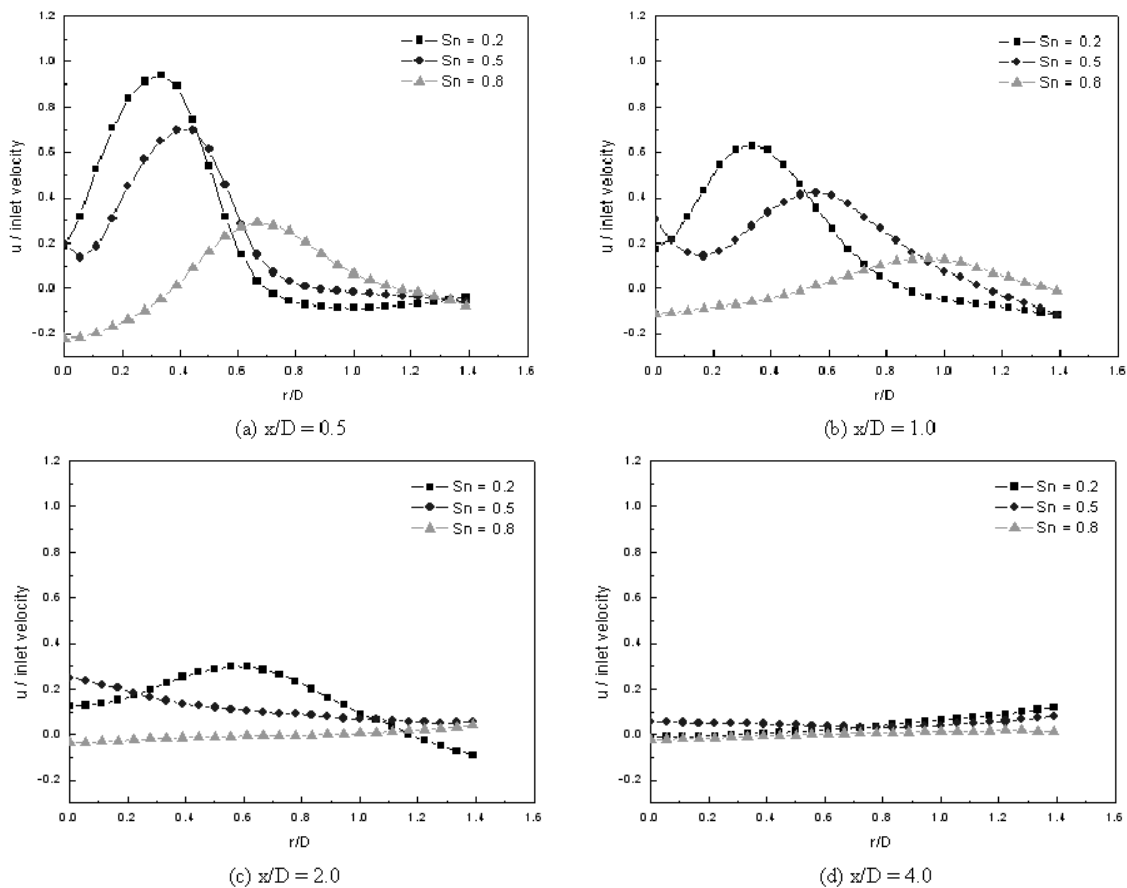
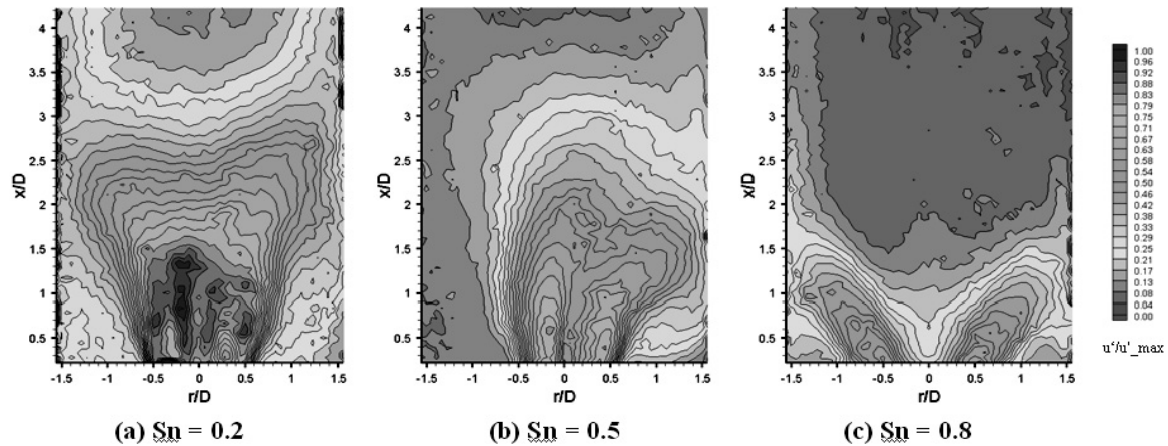
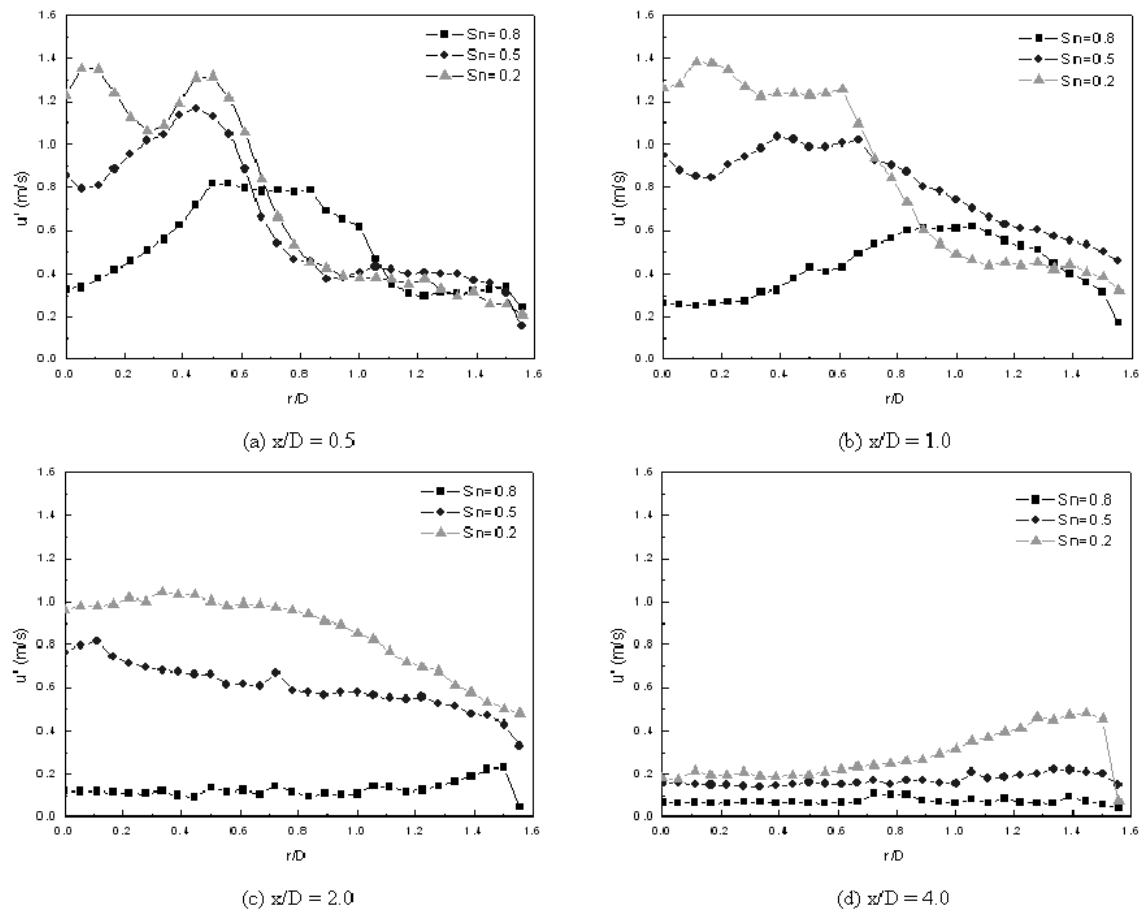


Fig. 6. Radial distribution of u-velocity statistics with the axial positions (inlet velocity=4 m/s).

내었다. 실제 연소장치에서는 비교적 좁은 공간내에서 빠른 혼합과 열방출이 가능하도록 난류유동을 발생시키고 있다 [11]. Fig. 7는 연소기 노즐의 평균출구속도 4 m/s에서 스윙수에 따른 난류강도(u')를 나타낸 것으로 스윙수가 0.2일때, 다른 스윙수보다 높은

난류강도를 가진다. 스윙수가 증가함에 따라 난류강도는 감소하게 되며 난류 강도 분포도 중심축에서 연소실 벽면으로 이동한다. 이는 강한 스윙에 의하여 내부 유동장의 속도변동 값이 감소한 결과이다. 또한 스윙수의 증가로 인해 난류강도는 유동장의 전단층 부


 Fig. 7. Contour plot of turbulence intensity with S_n (Inlet velocity = 4 m/s).

 Fig. 8. Radial distribution of Tubulent intensity with S_n as function of the axial positions (Inlet velocity = 4 m/s).

근에 집중되어 짐을 알 수 있다.

Fig. 8는 연소기 높이에 따른 난류강도(u')의 크기를 노즐로부터의 거리에 따라 나타낸 것이다. 각 스윌조건에서 전단층 부근에서 난류강도가 최대가 됨을 확인 할 수 있으며, $x/D=2.0$ 에서부터 난류강도의 세

기는 감소함을 보이고 있다.

Fig. 9은 스윌수에 따른 난류길이스케일 중 Taylor 매크로스케일(L_T)을 나타낸 것이다. 난류길이는 유동장내의 에디(eddy) 크기에 관하여 나타나고 있으며 스윌수가 증가함에 따라 난류길이가 감소함을 알 수 있

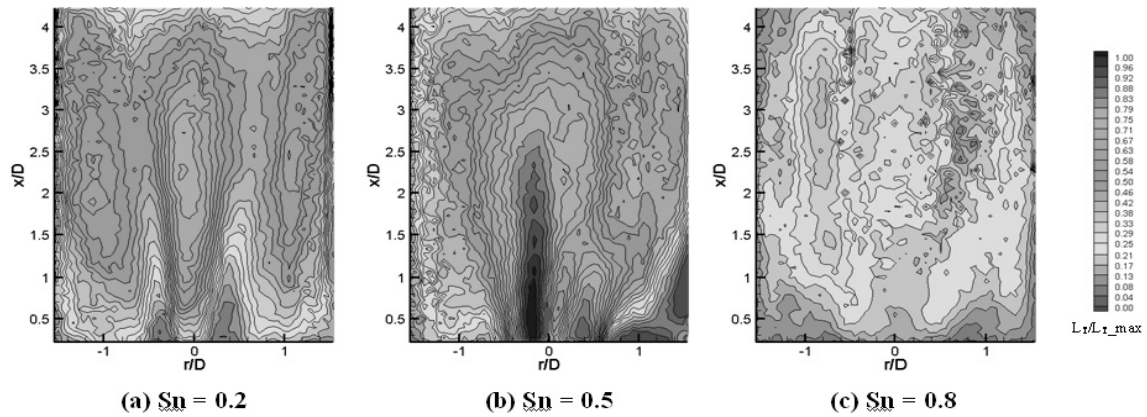


Fig. 9. Contour plot of integral length scale of turbulence with S_n (Inlet velocity = 4 m/s).

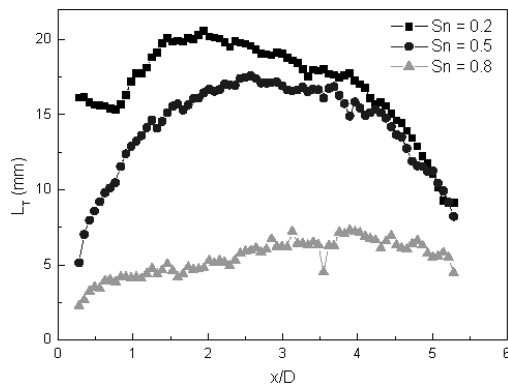


Fig. 10. Center axis profile of integral length scale of turbulence with S_n (Inlet velocity = 4 m/s).

Table 2. Turbulent parameters averaged at the combustor inlet.

Case		Turbulent parameter		
S_n	U_{Bulk}	u' [m/s]	L_T [mm]	Re_T
0.2	3.0	0.625	8.0	387.7
	3.3	0.723	10.2	558.5
	3.6	0.923	12.2	770.3
	4.0	1.136	16.13	1263.7
0.5	3.0	0.481	2.78	91.0
	3.3	0.510	3.38	144.6
	3.6	0.623	4.18	213.0
	4.0	0.739	5.13	296.0
0.8	3.0	0.215	1.5	27.1
	3.3	0.291	1.62	32.7
	3.6	0.382	1.87	49.8
	4.0	0.425	2.26	78.2

다. Fig. 10은 연소기 센터축에서의 난류스케일의 프로파일을 나타내 놓은 것으로 스윙수의 증가와 함께

센터축에서의 난류스케일은 감소함을 보이고 있다.

Table 2는 난류유동 인자들을 연소기 출구단면에서의 평균값을 도출하여 나타낸 것이다. 연소기의 출구속도가 증감함에 따라 난류강도와 길이 스케일 및 난류 레이놀즈수가 증가하였다. 하지만, 출구속도를 고정시키고 스윙강도를 증가할 경우 난류강도, 길이 스케일, 난류 레이놀즈수는 감소하였다. 이는 스윙강도가 증가함에 따라 연소기 출구에서 강한 와류의 생성으로 인해 균일한 속도분포를 나타내기 때문이다. 이로 인해 연소실에서 나타난 내부 및 외부 재순환의 영향으로 인해 유동이 안정화됨을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

모형 가스터빈 연소기에서 PIV 측정기법을 이용하여 연소기 출구속도, 스윙수에 따라서 연소실 내부의 유동장과 난류유동 인자인 난류강도, 길이 스케일을 도출하여 이에 대한 난류 유동특성에 대해 다음과 같이 결론을 내릴 수 있다.

- 1) 연소기 내 스윙유동에 의해 전단층이 발생하게 되고 이는 속도장을 크게 주유입영역과 내부재순환영역, 외부재순환영역의 세 영역으로 나누어지게 된다.
- 2) 난류유동 인자인 난류강도는 스윙유동에 의해 전단층 부근에서 최대값을 가지고 있으며, 난류강도는 $x/D=2$ 부근에서 균일한 분포를 나타냈다. 또 난류길이는 스윙수의 증가에 따라 감소하는 경향을 나타낸다.
- 3) 연소기노즐 평균출구속도가 상승함에 따라 난류

강도 및 길이스케일, 난류 레이놀즈수가 상승하였다. 하지만 스윙수가 증가함에 따라 난류 유동 인자들은 감소하였고 난류 레이놀즈수도 감소한다. 스윙수의 증가로 연소기 출구에서 생성된 강한 와류로 인해 균일한 속도분포를 나타낸다.

후 기

본 연구는 2010년도 지식경제부의 지원으로 한 한국에너지기술평가원(KETEP) 지원의 부산대학교 화력발전에너지분석기술센터의 “가스터빈 연소기 고압 연소 및 핵심설계인자 평가 기술개발” 사업에 의해 수행한 연구과제입니다.

참고문헌

1. Gupta, A. K., Lilley, D. G. and Syred, N., 1984, “Swirl flows,” Abacus Press, Turbridge Wells, England.
2. Coghe, A., Solero, G., and Scribano, G. Recirculation phenomena in a natural gas swirl combustor. *Expl Thermal Fluid Sci.*, 2004, 28, 709-714.
3. Nejad, A. S. and Ahmed, S. A. Flow field characteristics of an axisymmetric sudden-expansion pipe flow with different initial swirl distribution. *Int. J. Heat Fluid Flow*, 1992, 13(4), 314-321.
4. Nejad, A. S. and Ahmed, S. A. Swirl affects on confined flows in axisymmetric geometries. *J. Propuls. Power*, 1992, 8(2), 339-345.
5. Reddy, A. P., Sujith, R. I., and Chakravarthy, S. R. Swirler flow field characteristics in sudden expansion combustor geometry. *J. Propuls. Power*, 2006, 22(4), 800-808.
6. Ahmed, S. A. Velocity measurements and turbulence statistics of a confined isothermal swirling flow. *Expl Thermal Fluid Sci.*, 1998, 17, 256-264.
7. Brum, R. D. and Samuelsen, G. S. Two-component laser anemometry measurements of non-reacting and reacting complex flows in a swirl stabilized model combustor. *Expl Fluids*, 1987, 5, 95-102.
8. Sheen, H. J., Chen, W. J., and Jeng, S. Y. Recirculation zones of unconfined annular swirling jets. *AIAA J.*, 1996, 34(3), 572-579.
9. Sarpkaya, T. Vortex breakdown in swirling conical flows. *AIAA J.*, 1971, 9(1), 1792-1799.
10. So, R. M. C., Ahmed, S. A., and Mongia, H. C. Jet characteristics in confined swirling flow. *Expl Fluids*, 1985, 3, 221-230.
11. Turns, S. R., “An Introduction to Combustion : Concepts and Applications,” 2nd Edition.