마이크로 가스터빈용 하이브리드/이중 선회제트 연소기 개발 (Part II: 비반응 유동에 관한 수치해석)

문선여^a · 황철홍^a · 이기만^{b,*}

Development of Hybrid/Dual Swirl Jet Combustor for a MGT (Part II: Numerical Study on Isothermal Flow)

Sun-Yeo Mun^a · Cheol-Hong Hwang^a · Kee-Man Lee^{b,*}

^aDepartment of Fire and Disaster Prevention, Daejeon University, Korea

^bSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Sunchon National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kmlee@scnu.ac.kr

ABSTRACT

The isothermal flow structure and mixing characteristics of a hybrid/dual swirl jet combustor for micro-gas turbine (MGT) were numerically investigated. Location of pilot burner, swirl angle and direction were varied as main parameters with the identical thermal load. As a result, the variations in location of pilot nozzle, swirl angle and direction resulted in the significant change in turbulent flow field near burner exit, in particular, center toroidal recirculation zone (CTRZ) as well as turbulent intensity, and thus the flame stability and emission performance might be significantly changed. With the comparison of experimental results, the case of swirl angle 45° and co-swirl flow including optimum location of pilot burner were chosen in terms of the flame stability and emissions for the development of hybrid/dual swirl jet combustor.

초 록

마이크로 가스터빈용 하이브리드/이중 선회제트 연소기의 비반응 유동 및 혼합특성에 관한 수치해석 연구가 수행되었다. 고정된 열부하에서 pilot 버너의 위치, 선회 각 및 방향이 주요 변수로 검토되었다. 결과로서, pilot 버너의 위치, 선회 각 및 방향의 변화는 버너 출구 근처의 난류 유동장, 특히 중앙 재순환영역 및 난류강도의 큰 변화를 초래하며, 화염안정성 및 배기성능의 큰 변화를 동반하게 된다. 실험결과와의 비교를 통해, 하이브리드/이중 선회제트 연소기의 개발을 위하여 화염안정성 및 배기의 측면에서 pilot 버너의 최적 위치, 선회각 45° 그리고 정방향 선회유동 조건들이 선택되었다.

Key Words: Micro-gas Turbine(마이크로 가스터빈), Hybrid/Dual Swirl Jet Combustor(하이브리드 이중 선회제트 연소기), Lean-premixed Combustion(희박 예혼합연소)

발전용 가스터빈의 NOx 저감을 위해 적용되는 Dry-Low NOx(DLN) 기법은 이론당량비 이하의 예혼합화염을 적용하여 Prompt NOx의 생성을 억제하며, 동시에 화염온도를 감소시켜 Thermal NOx를 감소시킬 수 있다고 알려져 있다[1]. 그러나 예혼합화염이 갖는 본질적인 특성으로 인하여 역화, 부상 및 화염날림과 같은 화염 불안정성을 야기시킬 수 있으며, 불규칙한 화염거동, 과도한 압력과 및 열전달의 발생으로 시스템의 성능저하 및 파괴를 초래할 수 있다[2]. 이러한 문제점을 개선하기 위한 다양한 접근방법 중, Onuma 등[3]과 Hwang 등[4]은 예혼합/비예혼합 또는 예혼합/부분예혼합화염 모드를 동시에 생성시켜 비예혼합(또는 부분예혼합화염)과 예혼합화염의 상호작용을 통해 화염안정성을 크게 개선시키고, 연료 부하의 분할을 통해 예혼합화염의 부하 비중을 감소시킴으로써 연소불안정성을 부분적으로 저감시키는 하이브리드 연소기의 가능성을 제시한 바 있다.

대부분의 연소기에 적용되는 선회유동은 중앙 재순환유동을 발생시켜 화염기부(base) 근처에 낮은 축방향 유속을 갖게 하며, 고온 생성물의 재순환을 통해 반응물을 예열함으로써 화염을 보다 안정화시키는 장점을 갖고 있다[5]. 또한 연소기 입구의 강한 선회유동에 의한 화염신장(flame stretch)을 통해 고온영역의 체류시간을 감소시켜 NOx 생성을 억제할 수 있다고 알려져 있다. 반면에 이러한 선회유동에 의해 생성된 PVC(processing vortex core)는 연소실 내 음향파와 동기되어 오히려 큰 연소진동을 초래할 수 있으며, 다양한 모드의 연소불안정성을 야기시킬 수 있음이 확인된 바 있다[6-7]. 따라서 선회유동이 화염안정성 및 배기성능에 미치는 긍정적 효과를 유지하면서 화염 및 연소불안정성을 저감시키기 위한 하이브리드 연소방식의 적용은 매우 합리적인 시도로 평가될 수 있다.

이러한 배경 하에 본 연구팀은 마이크로 가스터빈에 적용될 수 있는 하이브리드/이중 선회제트 연소기를 고안하였다. 내부의 부분예혼합화염은 외부의 예혼합화염을 안정시키는 pilot 화염과 같은 역할을 수행하며, 동시에 연료 부하의

분배역할을 담당하게 된다. 연소기의 최적화를 위한 선행연구로서 내부에 위치하는 pilot 버너의 형상 및 위치변화에 따른 화염형상 및 배기성능에 관한 기초실험이 수행된 바 있다[8]. 본 연구는 선행실험을 통해 확인된 최적 연소기 형상 및 운전조건에 대하여 보다 상세한 이해를 돕기 위하여 수행되었다. 특히 이중 선회유동의 적용을 통한 복잡한 비반응 난류 유동구조 및 연료/공기 혼합특성을 검토하기 위하여, 수치해석 접근법이 적용되었다. 물론 보다 정확한 정량적인 정보를 도출하기 위해서는 반응이 동반된 연소장의 해석이 수행되어야 한다[9]. 그러나 복잡한 형상의 3차원 연소장에서 부분예혼합 및 예혼합화염을 동시에 모사하기 위한 정밀한 난류 연소모델의 적용은 예측 정확도 및 계산비용 측면에서 현실적인 어려움을 갖고 있다. 추가로 비반응 및 반응 유동장의 재순환 유동구조에 대한 정성적 유사성을 고려할 때[10-11], 본 연구에서 수행되는 비반응 난류 선회유동장의 유동구조 및 혼합특성에 관한 이해는 실용 연소기의 형상 최적화 및 운전조건 도출에 관한 유용한 정보를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 선행 실험조건

Fig. 1은 선행 실험연구[8]에서 고안된 하이브리드/이중 선회제트 연소기의 개략도를 나타낸 것이다. 내부 pilot 버너에서 생성되는 선회화염은 직경 1 mm를 갖는 6개의 홀(hole)을 통해 분사되는 연료(CH_4)와 선회 공기류의 유량에 따라 비예혼합화염에서 부분예혼합화염의 특성을 갖게 된다. Pilot 버너의 주요 역할인 화염안정성에 관한 기초실험을 통해 총괄당량비(ϕ_p)는 0.7로 고정하였으며, 연료량은 $7.04 \times 10^{-6} \text{ kg/s}$ 로 설정하였다. 외부의 선회화염은 고정된 연료량 $1.64 \times 10^{-5} \text{ kg/s}$ 를 기준으로 당량비(ϕ_m)에 따른 공기량이 혼합된 예혼합화염의 특성을 갖는다. 연료 분사노즐 및 주위 선회 공기노즐로 구성된 pilot 버너의 위치 및 형상변화는 화염안정성 및 배기성능에 큰 영향을 줄 수 있는 가장 중요한

Fig. 1 Schematic of a hybrid/dual swirl jet combustor for the micro-gas turbine.

설계인자이다. 이를 위해 pilot 버너의 위치변화에 따른 연소특성 검토는 버너 최종 출구와 pilot 버너의 선회공기 출구간의 축방향 위치 차이인 l_p 의 변화를 통해 수행되었다. 즉, pilot 버너의 연료 분사노즐의 외경(D)을 기준으로 l_p 는 3D(case 1), 1D(case 2), 0D(case 3)로 변화되었다. 추가로 연료 분사노즐의 위치변화에 의한 영향을 검토하기 위하여, 공기 선회노즐의 출구에서 연료 분사노즐 끝단의 상대적 축방향 위치 차이인 l_{pf} 가 단계적으로 변화되었다. 총 5단계로 변화된 l_{pf} 는 -2D, -1D, 0D, 1D, 2D로 설정되었으며, pilot 버너의 위치변화를 나타내는 각 case의 -1에서 -5로 표기되었다. 또한 내부 및 외부 노즐에 설치된 선회기의 각은 30° 와 45° 의 두 조건이 고려되었으며, 정방향(co-swirl) 및 역방향 선회(counter-swirl)의 변경이 가능하도록 설계되었다. Table 1은 선행 실험[8]에서 수행된 다양한 조건에서의 CO 및 NOx를 나타낸 것으로, pilot 버너의 위치 및 형상변화에 대하여 가장 뚜렷한 배기성능 변화를 보이는 실험조건에 대한 결과를 제시한 것이다. 이들 실험결과에 대한 원인을 수치해석을 이용한 비반응 유동구조 및 연료/공

Fig. 2 Grid sensitivity results of mean axial velocity and turbulent kinetic energy under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions of the case 1-5.

기 혼합특성을 통해 분석하고자 한다.

3. 수치해석 방법 및 조건

본 연구에서는 하이브리드/이중 선회제트 연소기의 비반응 유동구조 및 혼합특성에 대한 수치계산을 수행하기 위하여 FLUENT 13.0[12]을 이용하였다. 3차원 정상상태 연속, 모멘텀, 화학

Table 1. Experimental data of CO and NOx concentrations with the changes in ϕ_m , θ and swirl directions [8].

$\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions (ppm at 15% O ₂)								
ϕ_m	case 1-1		case 1-5		case 2-5		case 3-5	
	CO	NOx	CO	NOx	CO	NOx	CO	NOx
0.5	706	5	133	5	135	5	396	4
0.6	43	4	2	1	0	1	3	1
0.9	0	3	1	13	0	11	1	3
$\theta = 45^\circ$ and co-swirl conditions (ppm at 15% O ₂)								
0.5	blow-out	blow-out	204	5	282	5	330	4
0.6	1	5	1	1	3	1	3	1
0.9	1	4	0	9	0	3	0	3
$\theta = 45^\circ$ and counter-swirl conditions (ppm at 15% O ₂)								
0.5	95	4	77	5	90	5	194	4
0.6	1	1	3	1	3	5	2	1
0.9	0	15	1	10	1	3	0	10

종 및 에너지방정식은 QUICK 기법에 의해 차분되었으며, 압력-속도 교정은 SIMPLE 기법이 적용되었다. 난류 유동모델로는 표준 $k-\epsilon$ 과 RNG $k-\epsilon$ 에 비해 강한 역 압력구배, 박리 및 재순환 유동장에서 높은 예측정확도를 갖는 Realizable $k-\epsilon$ [13]이 사용되었다. 벽 근처 난류 모델링을 위하여 Enhanced wall treatment 모델[12]이 적용되었으며, 수치해의 수렴평가를 위해 residual 값은 에너지방정식에는 $<10^{-8}$, 이외의 방정식에는 $<10^{-5}$ 의 값이 적용되었다.

격자계는 복잡한 연소기의 형상을 고려하기 위하여 hybrid(hexahedral/prismatic/tetrahedral) 격자가 적용되었다. 격자수는 70만개, 130만개, 180만개의 3가지가 검토되었으며, Fig. 2에서와 같이 격자 민감도 분석을 통해 결정되었다. 검토된 연소기의 형상은 Fig. 1에 제시된 바와 같이 case 1-5이며, 외부 노즐에서의 당량비(ϕ_m) 0.6, 선회각 30° 의 정방향 선회유동 조건에 대해 검토되었다. 연소기 입구($z=0.0$ m)에서 반경방향에 대한 축방향 유속과 난류 운동에너지 분포를 살펴보면, 130만개의 격자수는 180만개의 격자수와 동일한 결과를 보이는 반면, 70만개의 격자수는 약간의 차이를 보이고 있다. 이러한 경향은 $z=0.01$ m에서 더욱 명확히 확인되며, 역압력 구배가 급격하게 감소되는 $z=0.04$ m 위치에서는 큰 차이가 발생되지 않는다. 이를 통해 본 연구에서는 최종 130만개의 격자수가 사용되었다.

Fig. 3 Distributions of axial velocity and flow streamline with the change in locations of fuel holes under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions.

4. 결과 및 고찰

하이브리드/이중 선회제트 연소기에서 pilot 버너의 형상변화에 따른 유동구조를 검토하기 위하여, Fig. 3은 외부 예혼합기의 당량비(ϕ_m)가 0.6, 30° 의 정방향 선회가 적용된 조건에서 연료 분사노즐(홀)의 위치변화에 따른 축방향 유속 및 유선을 도시한 결과이다. 그림에 삽입된 붉은색

의 점선은 축방향 유속이 0인 값을 의미한다. 참고로 case 1-1은 Fig. 1에서 확인할 수 있듯이 l_{pf} 가 -2D인 조건으로 pilot 버너 내부의 공기노즐 출구 위로 연료 노즐 끝단이 2D만큼 하류로 돌출된 형상이며, case 1-5는 연료 홀이 2D만큼 상류에 위치한 형상이다. 연료 홀의 위치 변화는 주위 공기와의 혼합도와 외부 예혼합화염과의 상호작용에 직접적인 영향을 줄 수 있는 중요한 변수이다. Fig. 3에서 case 1-1과 case 1-5의 재순환영역을 비교하면, case 1-5의 조건에서 중앙 재순환영역이 더욱 크며, 코너 재순환영역은 오히려 감소되었음을 확인할 수 있다. 즉, 동일한 선회 각 및 방향이 설정되더라도, 연료 분사노즐의 위치 변화는 버너 출구 근처의 재순환 유동구조의 큰 변화를 발생시킨다. 주요 원인은 버너 출구의 유효 면적에서 찾아볼 수 있는데, case 1-1은 버너 출구 근처에 위치한 연료 분사노즐로 인하여 유효 유동면적이 감소되었으며, 이로 인하여 축방향 유속이 크게 증가된다. 그 결과 연소기 내부에 공급되는 선회강도가 크게 감소되었음을 예측할 수 있다.

비록 본 논문에는 제시하지 않았으나, pilot 버너의 연료 분사노즐의 위치변화는 재순환 유동구조뿐만 아니라 난류강도의 분포 역시 큰 차이를 보이고 있다. Case 1-1은 높은 축방향 유속으로 인하여 국부적 위치에서 높은 난류강도가 분포되는 반면에, case 1-5는 높은 선회강도로 인하여 노즐 출구의 전 영역에 걸쳐 큰 값의 난류강도 분포를 보이고 있다. 이는 결과적으로 버너 출구 근처에서 예혼합화염의 안정성에 직접적인 영향을 미치게 되며, case 1-5가 보다 증가된 화염안정성을 갖는 선행 실험결과[8]와도 일치한다. Fig. 3의 상단에 삽입된 각 조건의 순간 화염사진을 살펴보면, case 1-1은 원주 방향으로 불균일한 화염밝기를 확인할 수 있다. 이러한 현상은 pilot 버너에서 공급된 연료/공기의 낮은 혼합도로 인하여 원주 방향으로 연료 과농/희박이 반복되는 부분예혼합화염에 의해 발생한 것으로 추측된다. 반면에 case 1-5는 원주방향의 화염형상 및 밝기가 균일하며, pilot 버너 내부의 연료/공기 혼합이 적절히 이루어졌음을 예측할

Fig. 4 Iso-surfaces of the fuel volume fraction with the change in locations of fuel holes under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions.

수 있다. 연료/공기의 낮은 혼합도는 희박 가연한계 근처($\phi_m < 0.6$)에서 화염 불안정성과 더불어 급격한 CO 증가의 주요 원인이 될 수 있다. Table 1에 제시된 바와 같이 ϕ_m 이 0.5인 조건에서 O_2 15% 기준, case 1-1은 706 ppm 인 반면에 case 1-5는 133 ppm으로 큰 차이를 보이고 있다.

Fig. 3에 삽입된 화염사진의 보다 명확한 원인을 확인하기 위하여, Fig. 4는 Fig. 3과 동일한 조건에서 3개의 연료 물분율 표면(iso-surface)을 비교·도시한 결과이다. 먼저 case 1-1을 살펴보면, 버너 출구의 상류에서 이론 혼합분율(Z_{st})에 해당되는 연료의 물분율 0.0951의 분포가 나선 모양으로 회전하고 있음을 볼 수 있다. 즉, pilot 버너의 연료 분사노즐이 상부에 위치함에 따라 연료/공기의 혼합이 충분히 발생되지 않기 때문에, Fig. 3에 삽입된 화염 사진과 가연 한계근처에서 높은 CO (Table 1)가 발생되었음을 짐작할 수 있다. 반면에 case 1-5는 화염 사진에서와 같이 버너 출구 근처에서 원주방향으로 매우 균일한 연료 분포를 보이고 있다. 결과적으로 실험연구에서 확인된 바와 같이 case 1-5의 조건이 높은 선회강도, 연료/공기 혼합도 증가로 인하여 높은 화염안정성 및 낮은 CO 배출특성을 갖게 됨을 알 수 있다.

Pilot 버너의 위치변화에 따른 유동구조를 검토하기 위하여 Fig. 5는 case 1-5, case 2-5 및 case 3-5 조건의 단면 축방향 유속 및 유선분포

Fig. 5 Distributions of axial velocity and flow streamline with the change in locations of pilot burner under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions.

Fig. 7 Distributions of fuel mole fraction with the change in locations of pilot burner under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions.

Fig. 6 Distributions of turbulent kinetic energy with the change in locations of pilot burner under $\phi_m = 0.6$, $\theta = 30^\circ$ and co-swirl conditions.

를 도시한 결과이다. 외부 예혼합기의 당량비, 선회 각 및 방향은 Figs. 3-4와 동일하다. 먼저 유선분포를 살펴보면, case 1-5를 기준으로 case 2-5는 축방향으로 확장된 중앙 재순환영역과 증가된 코너 재순환영역을 보이고 있다. Case 3-5는 더욱 증가된 코너 재순환영역과 버너 출구에서 떨어진 하류방향에 중앙 재순환영역이 존재함을 볼 수 있다. Case 3-5의 유동구조를 통해, 버너 출구 근처의 낮은 축방향 유속과 고온 생성물의 유입으로 인한 화염안정성을 개선시키는 선회유동의 기여도가 크게 감소될 수 있음을 짐

작할 수 있다. 이러한 원인은 pilot 버너가 하류로 이동(case 1→case 2→case 3)함에 따라 버너 출구의 유효 유동면적의 감소가 발생되며, 이로 인하여 선회발생기를 통해 생성된 선회유동이 높은 축방향속도 성분을 갖는 유동으로 변환되기 때문이다. 즉, case 3-5의 조건은 버너 출구 근처에서 가장 큰 축방향 속도를 보이고 있다. 그 결과 연소기 내부의 선회강도는 크게 감소하게 된다. 그림에 삽입된 화염사진을 살펴보면, case 1-5는 높은 선회강도로 인하여 다른 조건에 비해 화염의 V-자 형상의 폭이 가장 넓게 형성되었음을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 Fig. 5와 동일한 조건에서 예혼합화염의 안정성과 직접적으로 관련된 난류 운동에너지($k = 1/2(\overline{u'u'})$)의 단면 분포를 도시한 결과이다. Case 1-5는 버너 출구 단면에서 비교적 균일한 분포를 갖는 반면에, case 2에서 case 3으로 변경될수록 국부적인 위치에서 매우 큰 난류 운동에너지가 분포됨을 볼 수 있다. 버너출구의 균일한 난류 운동에너지 분포는 이중 선회에서 발생하는 pilot 버너의 부분예혼합화염과 외부 노즐의 예혼합화염의 안정성을 개선시키는데 매우 중요할 것으로 예측된다. Figs. 5와 6을 통해 확인된 재순환 유동구조, 선회강도 및 난류 운동에너지의 분포는 case 1-5가 가장 우수한 화염안정화 특성을 갖는다는 실험결과의 원인을 잘 설명

해주고 있다.

Fig. 7은 Fig. 5와 동일한 조건에서 단면의 연료 물분율 분포를 도시한 결과이다. 버너 출구 근처에서 case 1-5는 반경방향으로 가장 우수한 혼합특성을 보이고 있으며, case 2-5 역시 다소 낮지만 비슷한 경향을 나타내고 있다. 그러나 pilot 버너가 노즐 출구에서 가장 가까운 위치에 존재하는 case 3-5는 가장 낮은 반경방향 분포와 축 방향으로 확장된 연료 분포 면적으로 보이고 있다. 이러한 현상은 Figs. 5와 6에서 설명된 선회강도 및 난류 운동에너지의 분포와 동일한 원인에 의해 발생한 것으로 판단된다. 결과적으로 Table 1에 제시된 바와 같이 가연 한계 근처인 $\phi_m=0.5$ 에서 case 1-5, case 2-5 및 case 3-5는 O₂ 15% 기준 CO 배출량이 각각 133, 135 및 396 ppm으로 case 1-5가 가장 우수한 배기성능을 갖는다.

선회 배인의 각과 방향에 따른 유동구조를 검토하기 위하여, Fig. 8은 외부 노즐의 예혼합기의 당량비 0.6과 0.9에 대하여 정방향 선회(선회각 30°), 정방향 선회(45°) 및 역방향 선회(45°)의 3가지 결과를 비교·도시한 것이다. 먼저 당량비에 따른 유동구조의 변화를 검토하기 위하여 정방향 선회(30°)에서 $\phi_m=0.6$ 과 0.9의 결과를 비교하면, 당량비가 증가함에 따라 중앙재순환영역이 사라지면, 코너 재순환영역이 증가됨을 볼 수 있다. 즉, 동일 선회각이 설정되더라도 선회 발생기를 통과하는 유량의 감소(고정된 연료량에 대한 당량비 증가)는 결과적으로 연소기 내부의 선회강도에 큰 영향을 미치게 된다. 본 논문에는 보다 다양한 조건에 대한 결과를 제시하지 않았으나, $\phi_m \geq 0.8$ 의 조건에서 중앙 재순환영역이 사라짐을 확인하였다. 그 결과 화염의 형상은 일반적인 선회화염의 V자 형상이 아닌, U자의 화염형상을 보이고 있으며, 화염 끝단에 soot의 발생이 이루어지고 있음을 황염을 통해 간접적으로 확인할 수 있다. 정방향 선회(45°)의 조건에서는 모든 당량비에 대하여 중앙재순환 및 코너 재순환영역이 발생되었으며, 당량비의 변화에 따른 재순환영역의 크기에 큰 변화가 없음을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 당량비 변화에 따라 화염의

Fig. 8 Distributions of axial velocity and flow streamline for different swirl angles and directions with $\phi_m=0.6$ and 0.9.

형상에 큰 변화가 없는 실험결과를 통해서도 간접적으로 확인될 수 있다. 선회강도 변화에 따른 위 결과를 통해 열부하 및 당량비 변동이 발생할 수 있는 MGT 연소기에 약선회에 해당되는 선회각 30°의 적용은 화염안정성 및 배기성능 측면에서 상당한 변동치가 발생할 수 있음을 예측할 수 있다. 마지막으로 동일한 선회각 45°의 조건에서 정방향 및 역방향의 선회방향 변화에 따른 유동구조를 살펴보면, $\phi_m=0.6$ 의 조건에서는 큰 차이가 확인되지 않지만, $\phi_m=0.9$ 의 조건에서 역방향 선회의 중앙재순환영역이 크게 감소되었음을 알 수 있다. 일반적으로 역방향 선회유동은 증가된 난류강도로 인하여 연료/공기의 혼합 촉진, 화염길이 및 고온 영역의 면적 감소 및 화염신장의 증가로 NO_x 저감에 효과적이라 보고된 바 있다[14-16]. 이러한 연구결과들은 주로 이중선회가 적용된 비예혼합화염에서 확인된 결과이며, 본 연구에서 적용된 부분예혼합화염과 예혼합화염의 상호작용이 발생하는 하이브리드 연소기에서는 거의 보고된 바가 없다. Table 1에 제시된 CO 및 NO_x 측정결과를 살펴보면, 연료/공기의 혼합을 촉진하는 역방향 선회효과는

Fig. 9 Distributions of turbulent kinetic energy for different swirl angles and directions with $\phi_m = 0.6$ and 0.9 .

NOx와 CO의 관점에서 상반된 결과를 보여주고 있다. 즉, case 1-5를 기준으로 희박 가연한계 근처에 해당되는 $\phi_m = 0.5$ 의 결과를 살펴보면, CO 배출량은 정방향 및 역방향 선회유동에 대하여 각각 204 ppm과 77 ppm가 측정되었다. 즉, CO의 관점에서는 모든 당량비 조건에 대하여 역방향 선회가 보다 우수하다고 평가될 수 있다. 그러나 MGT의 실제 운전조건이 $\phi \geq 0.6$ 임을 고려할 때 선회방향에 CO 배출성능에 미치는 영향은 크지 않음을 알 수 있다. 동일 조건에 대한 NOx 배출량을 살펴보면, Table 1에 제시된 대표 당량비 조건에서는 유사한 경향을 갖는다. 그러나 선회연구 결과에서 고려된 모든 당량비 조건을 비교하면, 정방향 선회유동은 $\phi_m \geq 0.8$ 의 조건에서 NOx가 크게 증가되는 반면에 역방향 선회유동은 $\phi_m \geq 0.7$ 의 조건에서부터 NOx가 증가되는 경향을 확인한 바 있다. 이러한 현상은 Fig. 8에서 확인되듯이 높은 당량비의 조건에서 선회강도의 감소로 인하여 중앙 재순환영역이 감소됨에 따라 고온 생성물의 재유입으로 인한 온도저감효과가 감소되기 때문으로 예측된다.

Fig. 9는 Fig. 8과 동일한 조건에서 난류 운동 에너지의 분포를 도시한 결과이다. 동일한 연료

유량의 조건에서 당량비의 감소는 총 유량의 감소를 의미하며, 이로 인하여 선회강도 및 난류 에너지의 감소가 동반되고 있음을 모든 선회각 및 방향조건에서 확인할 수 있다. 정방향 선회유동에서 선회각의 증가는 노즐 출구 근처의 난류 운동에너지의 증가를 유발하며, 이로 인하여 예혼합화염의 희박가연한계를 보다 확장할 수 있음을 알 수 있다. 그러나 역방향 선회(45°)의 결과를 살펴보면, $\phi_m = 0.6$ 의 조건에서 버너 출구를 기준으로 상류에 매우 높은 값의 난류 운동에너지가 분포하게 된다. 이로 인하여 MGT 운전 시 부하 변동 및 유량의 적절한 제어가 이루어지지 않는 경우에 역화의 발생 가능성이 상대적으로 높을 수 있음을 예측할 수 있다.

위 결과로부터 선회실험[8]에서 결정된 case 1-5의 연소기 형상에 선회각 45°와 정방향의 선회유동이 화염안정성 및 배기성능의 관점에서 최적의 설계정보라는 결론이 타당함을 수치적 해석을 통해 보다 명확히 확인할 수 있었다. 물론 본 연구에서 수행된 비반응 유동구조 및 연료/공기의 혼합특성은 실제 반응이 고려되었을 때, 정량적으로 큰 변화가 발생할 것으로 예상된다. 그러나 서론에서 언급되었듯이, 비반응 및 반응장의 선회유동 특성은 정성적으로 매우 유사한 경향을 고려할 때[10-11], 본 연구접근을 통한 연소기 설계해석은 실험결과의 상세한 원인 규명에 유용한 정보를 제공하고 있다. 향후 보다 정확한 속도, 온도 및 농도측정을 통한 검증된 수치결과를 바탕으로 반응이 고려된 연소장 해석이 진행될 예정이다.

5. 결 론

마이크로 가스터빈용 하이브리드/이중 선회제트 연소기의 개발을 위한 연소기형상에 따른 선회 유동구조 및 연료/공기 혼합특성에 관한 비반응 수치해석이 수행되었으며, 주요 결과는 다음과 같다.

Pilot 버너의 형상 및 위치변화는 버너 출구의 유동면적의 변화를 발생시키며, 속도성분 및 재

순환 유동구조의 큰 변화를 가져온다. 또한 연료/공기 혼합특성의 변화로 인하여 CO의 발생량에 직접적인 원인을 제공할 수 있음을 확인하였다. 선회각 30°의 조건에서 당량비 증가는 선회강도, 재순환유동의 변화로 화염형상 및 배기성능의 큰 변화를 동반할 수 있다. 반면에 선회각이 45°로 증가함에 따라 당량비에 따른 유동구조, 화염형상 및 배기성능에는 큰 변화가 발생되지 않는다. 역방향 선회류는 희박 가연한계 근처에서 연료/공기의 혼합을 촉진시켜 CO 발생량을 감소시키지만, MGT 운전조건 범위에서 선회방향이 CO에 미치는 영향을 크지 않다. 그러나 높은 당량비 조건에서 감소된 선회강도(중앙 재순환영역)로 인하여 상대적으로 증가된 NOx 발생량을 갖게 됨을 예측하였다. 추가로 역방향 선회유동은 역화 발생의 높은 가능성을 갖고 있다. 결론적으로 선회실험에서 결정된 case 1-5의 연소기 형상에 선회각 45°와 정방향의 선회유동이 화염안정성 및 배기성능의 관점에서 최적의 설계정보라는 결론이 타당함을 수치적 해석을 통해 명확히 확인할 수 있었다.

후 기

이 논문은 2012년도 순천대학교 공과대학학술재단 연구비와 지식경제부 재원으로 한국에너지기술평가원의 지원(과제번호: 2011-2010-1000-10)을 받아 수행된 연구입니다.

References

1. Bahr, D., "Aircraft Turbine Engine NOx Emissions Abatement," In Culick, F., Heitor, M.V., Whitelaw, J.H. (Eds.), *Unsteady Combustion*, Kluwer Academic, pp. 234-264, 1995.
2. Poinso, T.J., Bourienne, F., Candel, S., Esposito, E. and Lang, W., "Suppression of Combustion Instabilities by Active Control," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, pp. 14-20, 1989.
3. Onuma, Y., Yamauchi, T., Mawatari, M., Morikawa, M., Noda, S., "Low NOx Combustion by a Cyclone-Jet Combustor," *JSME Int. J., Ser., B*, Vol. 44, No. 2, pp. 299-304, 2001.
4. Hwang, C.H., Lee, S.R., Kim, J.H. and Lee, C.E., "An Experimental Study on Flame Stability and Pollutant Emission in a Cyclone Jet Hybrid Combustor," *Applied Energy*, Vol. 86, pp. 1154-1161, 2009.
5. Lilley, D.G., "Swirl flows in combustion: a review," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 8, pp. 1063-1078, 1977.
6. Kulsheimer, C. and Buchner, H., "Combustion Dynamics of Turbulent Swirling Flames," *Combustion and Flame*, Vol. 31, pp. 70-84, 2002.
7. Sivasegaram, S. and Whitelaw, J., "The Influence of Swirl on Oscillations in Ducted Premixed Flames," *Combustion Science and Technology*, Vol. 138, pp. 195- 205, 1991.
8. Park, T.J., Hwang, C.H. and Lee, K.M., "Development of Hybrid/Dual Jet Combustor for a MGT (Part I: Experimental Study on Geometric Optimization)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, in press, 2013.
9. McMurtry, P.A., Riley, J.J. and Metcalfe, R.W., "Effects of Heat Release on the Large-Scale Structure in Turbulent Mixing Layers," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 199, pp. 297-332, 1989.
10. Syred, N., Chigier, N.A. and Beer, J.M., "Flame Stabilization in Recirculation Zones of Jet with Swirl," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 13, pp. 617-624, 1971.
11. Hwang, C.H. and Ko, G.H., "Numerical Study of Isothermal Flow and Mixing

- Characteristics in a Cyclone-Jet Hybrid Combustor," *Industrial & Engineering Chemistry Research*, Vol. 49, pp. 2510-2520, 2010.
12. ANSYS Fluent User's Guide (Release 13.0): Fluent, Inc.: Canonsburg, PA, 2010.
13. Shah, N.G., "A New Method of Computation of Radiation Heat Transfer in Combustion Chambers," Ph.D. Thesis; Imperial College, University of London: England, 1979.
14. Takashi, T. and Shingeru, S., "The Effect of Fuel-Air Mixing on NO_x Formation in Non-Premixed Swirl Burners," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 26, pp. 2733-2739, 1996.
15. Hadeif, R. and Lenze, B. "Effects of Co- and Counter-Swirl on the Droplet Characteristics in a Spray Flame," *Chemical Engineering and Processing*, Vol. 47, pp. 2209-2217, 2008.
16. Eldrainy, Y.A., Saqr, K.M., Aly, H.S., Lazim, T.M., Jaafar, M.N.M., "Large Eddy Simulation and Preliminary Modeling of the Flow Downstream a Variable Geometry Swirler for Gas Turbine Combustor," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Vol. 38, pp. 1104-1109, 2011.