



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.1.001>

스윙/전단 동축형 인젝터가 기체메탄-기체산소 확산화염의 동역학적 거동에 미치는 영향

홍준열^a · 배대석^a · 김정수^{a,*}

Effects of Swirl/Shear-coaxial Injector on the Dynamic Behavior of Gaseous Methane-Gaseous Oxygen Diffusion Flame

Joon Yeol Hong^a · Dae Seok Bae^a · Jeong Soo Kim^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

To analyze the dynamic behavior and the structure of the gaseous methane-gaseous oxygen diffusion flame formed by a swirl/shear-coaxial injector, combustion experiments were carried out under different propellant injection conditions. As a result, the OH radical emission intensity of the diffusion flame visualized through chemiluminescence was observed to increase as the propellant mass flow and the momentum flux ratio increased. And flames with swirl showed a more high radical emission intensity than those without swirl.

초 록

스윙/전단 동축형 인젝터를 통해 형성된 기체메탄-기체산소 확산화염의 동역학적 거동 및 구조분석을 위해 다양한 추진제 분사조건에 따른 연소실험이 수행되었다. 연구결과, 자발광 기법을 통해 가시화된 확산화염의 OH* 방사강도는 추진제 공급유량 및 운동량 플럭스 비 증가에 따라 높은 값을 나타내고 있으며, 스윙을 가지는 화염은 그렇지 않은 것에 비해 더 우수한 반응성을 보였다.

Key Words: Swirl-coaxial Injector(스윙 동축형 인젝터), Shear-coaxial Injector(전단 동축형 인젝터) OH Radical Chemiluminescence(OH 라디칼 자발광), Flame Structure(화염구조)

1. 서 론

21세기 들어 추진기관의 개발 및 운용에 있어 환경문제, 추진제의 취급성, 그리고 경제성 등이 대두되면서 우주기술 선진국을 중심으로 친환경 추진제에 대한 연구수요가 증가하고 있다. 현재 운용되고 있는 액체로켓엔진의 추진제는

LH₂/LOx 또는 kerosene/LOx 조합이 주로 이용되고 있다. 액체수소를 연료로 하는 추진제는 높은 비추력, 무독성, 친환경의 장점을 지니지만, 낮은 밀도로 인해 대용량의 저장탱크가 요구되며, 부가적인 안정장치 요구에 의해 무게 및 부피가 증가한다. Kerosene/LOx 조합의 장점은 높은 밀도 비추력에 따른 로켓의 부피감소, 액체수소에 비해 상대적으로 저렴한 비용, 그리고 상온에서 액체상태를 유지하는 kerosene의 물성으로 인한 취급용이성 등이 있다. 그러나 재생냉각방식(regenerative cooling)을 사용하는 엔진의 경우, 낮은 침탄한계(coking limit)로 인해 엔진의 재사용에 적합하지 않다. 이에 반해, 메탄은 그 침탄한계가 높아 냉각제로서의 성능이 우수하여, 재생냉각 방식을 적용하는 재사용 액체로켓엔진(reusable rocket engine)에 적합한 추진제이다 [1]. 또한, 액체메탄-액체산소 추진제조합은 우수한 비추력 성능, 무독성, 다른 추진제에 비해 저렴한 가격 등의 다양한 장점을 가지고 있어 최근들어 고성능, 저비용의 추진제로서 전 세계적으로 관심의 대상이 되고 있다[2].

현재까지 로켓엔진에 적용하기 위해 메탄-산소 확산화염의 연소특성에 관한 다양한 연구가 수행되어 왔다. Chahine 등[3]은 메탄-공기 화염에 추가적인 산소공급이 연소특성에 미치는 영향을 연구하여 화염온도 상승, 연소효율 증대, 그리고 부상높이의 감소효과 등을 확인하였다. Jeffrey 등 [4]은 전단 동축형 인젝터(shear-coaxial injector)를 통해 분사되는 메탄-산소 화염의 형태, 산화제 레이놀즈 수(oxidizer Reynolds number, Re_O) 및 추진제 운동량 비(momentum flux ratio of propellants, $(O/F)_{mom}$)에 따른 연소안정한계와 각 화염형태에 대한 경계를 수식적으로 도출하였다. Shengteng 등[5]은 소형로켓엔진 연소실에서 발생하는 메탄-산소 화염의 연소특성을 분석하기 위해 shadowgraph 기법, OH* 자발광, 평면레이저유도형광법(Planar Laser-induced Fluorescence, PLIF), 그리고 레이저 광산란(laser light scattering) 기법 등을 활용하여 실험을 수행하였다. 동일한 조건에서 스윙 및 전단형 인젝터를 사용한 실험이 진행되었고, 인젝터 종류가

연소특성에 미치는 영향을 비교, 분석하였다.

본 연구에서는, 액체메탄을 연료로 하는 이원 추진제 추력기(bipropellant thruster) 개발에 선행하여, 추력실을 모사한 모델 연소기 내에서 형성되는 기체메탄-기체산소 확산화염의 동역학적 거동 및 구조를 도출하기 위해 추진제 공급조건과 인젝터 변수에 따라 수행한 실험결과를 제시한다.

2. 실험장치 및 방법

기체메탄-기체산소 확산화염의 연소특성 도출을 위한 실험장치는 모델연소기(model combustor), 데이터 수집 및 제어장치(Data Acquisition and Control System, DACS), 유량제어밸브(Flow Control Valve, FCV), 그리고 연료 및 산화제 공급장치 등으로 구성되며 이를 Fig. 1에 도시한다.

모델연소기는 동축형 인젝터(coaxial injector), 연소실(combustion chamber), 토치 점화기(torch-spark ignitor), 그리고 노즐(nozzle) 등으로 이루어진다. 동축형 인젝터는 오리피스 직경은 같으나 산화제의 스윙(swirl)과 전단(shear)을 유발하는 두 가지의 형태로 각각 제작되었으며, 그에 따른 인젝터의 형상 및 화염 형성기구를 Fig. 2에 도시한다. 스윙 동축형 인젝터 내 산화제는 중심에서 스윙을 가지고, 연료는 그 주변에서 환형제

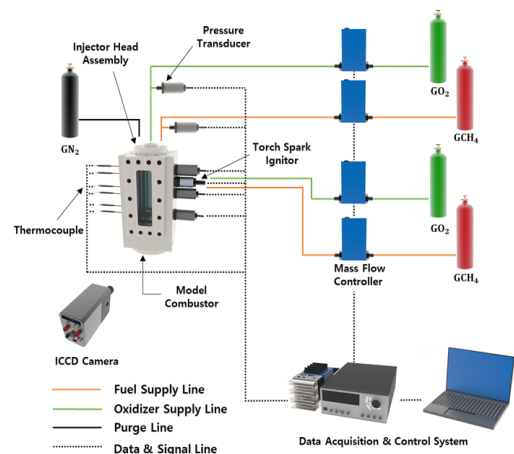


Fig. 1 Schematic of experimental setup.

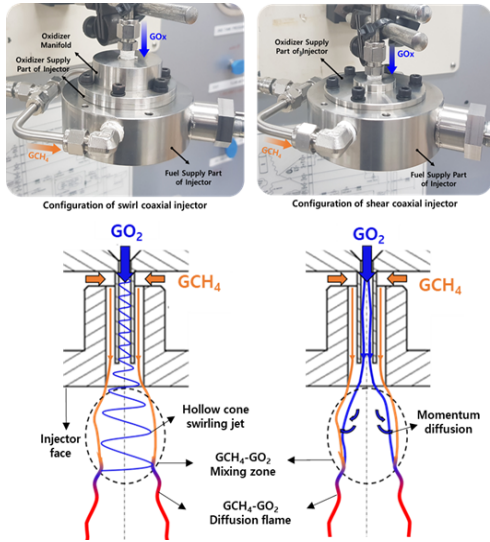


Fig. 2 Configuration of coaxial injectors and their flame formation mechanism.

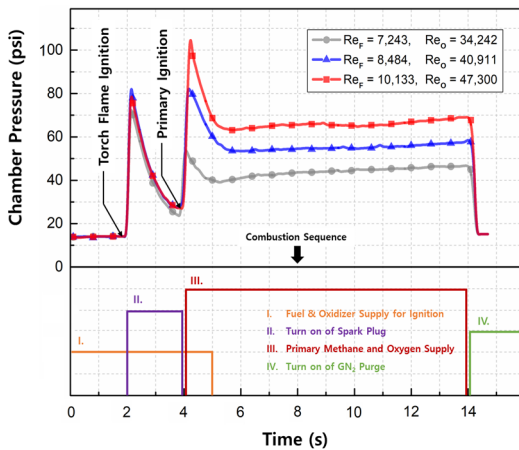


Fig. 3 Pressure variation along with combustion sequence of the reactants.

트(jet)로 분사된다. 스윙효과(swirl effect)로 인해 형성된 산화제의 원추형 중공제트(hollow cone jet)는 수직분사되는 연료제트와 충돌하여 혼합이 진행된다. 전단 동축형 인젝터는 스윙 동축형 인젝터와 유사하게 산화제는 중심에서, 연료는 그 주변 환형으로 분사되지만, 모두 수직속도 성분만을 가진다. 따라서 이들의 속도 차이에 의해 전단

에 의한 운동량 확산이 발생하여 혼합이 진행된다.

Fig. 3은 실험에 적용된 모델연소기의 작동순서와 추진제 공급유량 혹은 산화제 레이놀즈 수 (oxygen Reynolds number, Re_O) 및 연료 레이놀즈 수(fuel Reynolds number, Re_F)에 따른 압력선도를 나타낸다. 점화지연(ignition delay)을 동반하는 토치화염은 점화 시 순간고압(ignition spike)을 발생시킨다. 따라서 연소실 및 토치 점화기 손상을 최소화하고 연료와 산화제의 충분한 혼합을 위해 점화용 추진제를 2초간 공급한 뒤, 스파크 플러그(spark plug)로 점화시킨다. 그 후 인젝터를 통해 주 연료 및 산화제를 10초간 공급하면서 연소실험이 진행된다. 다음으로 추진제 공급을 차단하고 질소가스를 이용하여 공급배관 및 연소실의 잔류가스를 배출(purge)한다.

$$\Phi = \frac{(O/F)_{mass}}{(O/F)_{mass,st}} \quad (1)$$

$$(O/F)_{mom} = \frac{(\rho_o u_o^2)}{(\rho_F u_F^2)} \quad (2)$$

위의 Eq. 1, 2와 같이 정의된 추진제의 당량비 (equivalence ratio) 및 운동량 플럭스 비 (momentum flux ratio), 그리고 추진제의 레이놀즈 수는 확산화염의 안정화 여부에 크게 영향을 미치는 인자들로 선행연구[4]를 통해 확인되었다. 따라서 Table 1에 보이는 바와 같이 $(O/F)_{mass}$ 에 증속된 $(O/F)_{mom}$ 의 변화와 일정한 당량비에서 Re_O 변이에 따른 실험이 수행되었다. 또한, 인젝터의 종류(swirl- or shear-coaxial injector)에 따른 실험을 반복하여 화염의 구조를 도출하였다.

연소실 내에서 형성되는 확산화염의 구조분석을 위해 ICCD(Intensified Charge Coupled Device) 카메라와 307 nm 파장대 필터(filter)를 이용하여 연소 시 발생하는 OH^* 자발광(OH radical chemiluminescence) 이미지를 획득하였고, OH^* 자발광 강도의 정규화(normalization)를 수행하여 화염구조의 원활한 비교를 도모하였다.

3. 실험결과 및 고찰

탄화수소계 연료와 산화제간 화학반응을 통해 형성되는 라디칼은 화염대의 위치, 화학반응강도 등의 화염구조 및 동역학적 거동 파악에 매우 유용하다. 특히, OH*은 반응영역과 열 방출의 지표로 이용되는 바, 시공간적 농도분포를 측정하여 화염의 반응대 위치와 고온영역을 알 수 있다[6, 7]. 따라서 OH* 자발광을 이용하여 스윙 동축형 인젝터를 통해 형성된 기체매탄-기체산소 확산화염의 구조를 Fig. 4에 도시한다. 화염은 산화제 오리피스 축을 중심으로 준 대칭성을 유지하므로 그림에서는 (O/F)_{mom}, Re_O 등에 따른 라디칼 등고선을 좌측과 우측에 각각 도시하여 화염구조를 비교하고 있다. 제시된 확산화염의 최대 OH* 방사지점(peak position)은 실험변수에 따라 $y/d_{i,ox} = 6 \sim 9$ (y =연소실 길이) 지점에서 나타난다. 이를 기준으로 화염은 두가지 반응영역 즉, 연료와 산화제간 혼합에 의해 최대반응강도에 도달하는

인젝터 면에서 peak position까지의 초기반응영역(initial reaction zone)과 초기반응영역에서 반응을 끝마치지 못하고 peak position을 통과한 미연소가스의 산화반응이 일어나는 peak position에서 노즐까지의 추가반응영역(further reaction zone) 등으로 분류될 수 있다[8]. Fig. 4(a)의 Case A, B, C는 동일범주의 Re_O에 대한 화염으로서, 추진제 연료과농조건((O/F)_{mass} = 3.0)에서 이론당량비((O/F)_{mass} = 4.0)로 접근할 때의 OH* 방사 이미지의 변화를 비교하고 있다. 또, Fig. 4(b)의 Case C, D, E는 (O/F)_{mom}의 동일범주 내에서 Re_O의 증가에 따른 OH* 이미지 변이를 나타낸다. 도시된 바와 같이, Case A, B, C는 (O/F)_{mom}에 관계없이 항상 일정한 peak position을 나타내고 있으나, Case C, D, E는 Re_O가 증가함에 따라 최대 OH* 방사지점이 인젝터 면에서 점진적으로 멀어지고 있다. 이는 산화제 공급유량의 증가에 수반되는 높은 유동강도가 추진제의 최대반응지점을 연소실 후류로 이동시키기 때문이다. 또한, 반응영역

Table 1. Experimental conditions.

Swirl-coaxial Injector				Shear-coaxial Injector			
(O/F) _{mass}	ϕ	(O/F) _{mom}	Reynolds No. of Oxidizer, Re _O	(O/F) _{mass}	ϕ	(O/F) _{mom}	Reynolds No. of Oxidizer, Re _O
2.0	0.500	17.78	16,827*	2.0	0.500	15.03	16,827*
		16.79	20,192*			15.19	20,192*
		16.53	23,557*			14.95	23,557*
		16.43	27,192*			15.40	27,671*
2.5	0.625	20.77	20,373 [#]	2.5	0.625	19.78	21,724 ^{&}
		21.65	26,173 [#]			19.64	26,361 ^{&}
		21.65	30,795 [#]			19.06	29,447*
		20.95	33,990*			19.42	34,440*
3.0	0.750	25.17	24,414 [#]	3.0	0.750	23.64	25,936 ^{&}
		26.20	31,286 [#]			23.86	30,977 ^{&}
		25.98	36,775 ^{#A}			23.18	35,336*
		25.49	40,788*			23.45	41,113*
3.5	0.875	31.80	30,346 [#]	3.5	0.875	28.01	30,946 ^{&}
		30.50	35,865 ^{#B}			27.92	36,417 ^{&F}
		30.38	43,139 [#]			27.45	42,058 ^{&}
		30.42	47,586*			27.05	47,300*
4.0	1.000	34.72	33,877 ^{#C}	4.0	1.000	31.36	34,700 ^{&G}
		36.04	40,786 ^{#D}			31.95	41,350 ^{&H}
		36.19	49,181 ^{#E}			32.55	47,790 ^{&}
		35.02	54,384 [#]			31.50	54,594*

[#] Detached flame

[®] Swirl anchored flame

[&] Anchored flame

* Blow-off

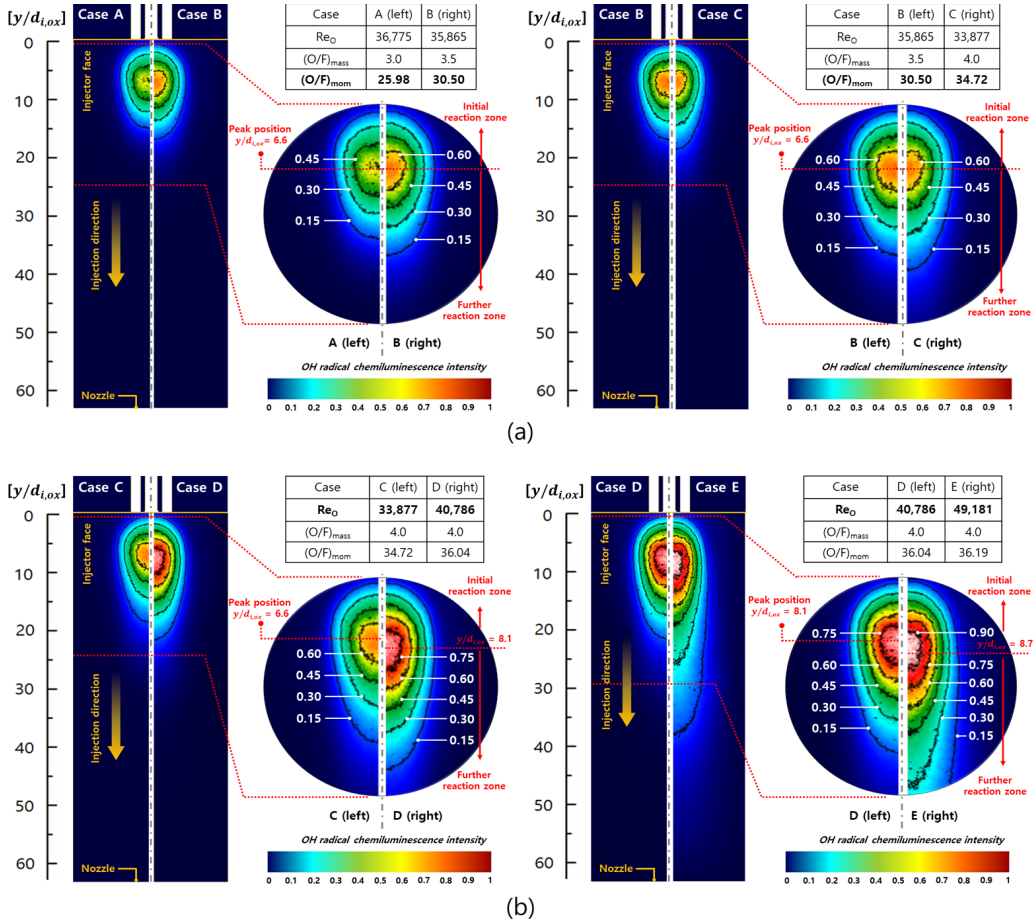


Fig. 4 Detached flame visualized through OH* chemiluminescence: comparison according to various (a) propellant momentum ratio, (b) oxygen Reynolds number.

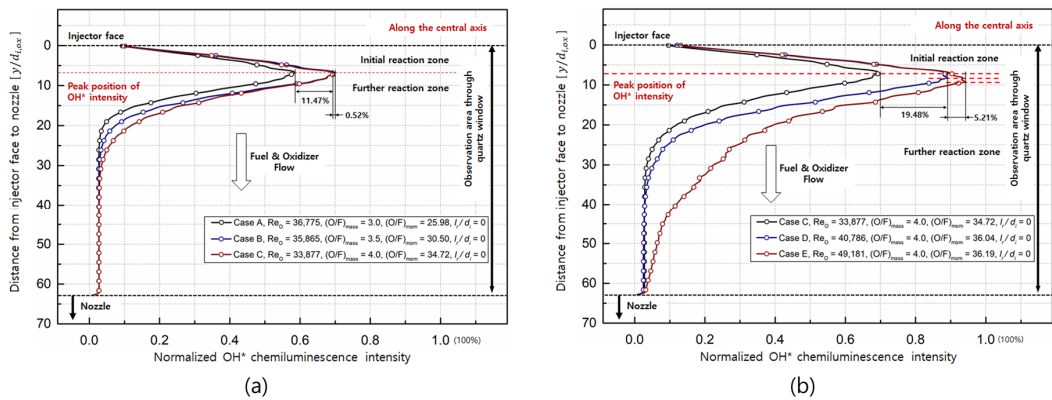


Fig. 5 OH* emission intensity of detached flame along the central axis: comparison according to various (a) propellant momentum ratio, (b) oxygen Reynolds number.

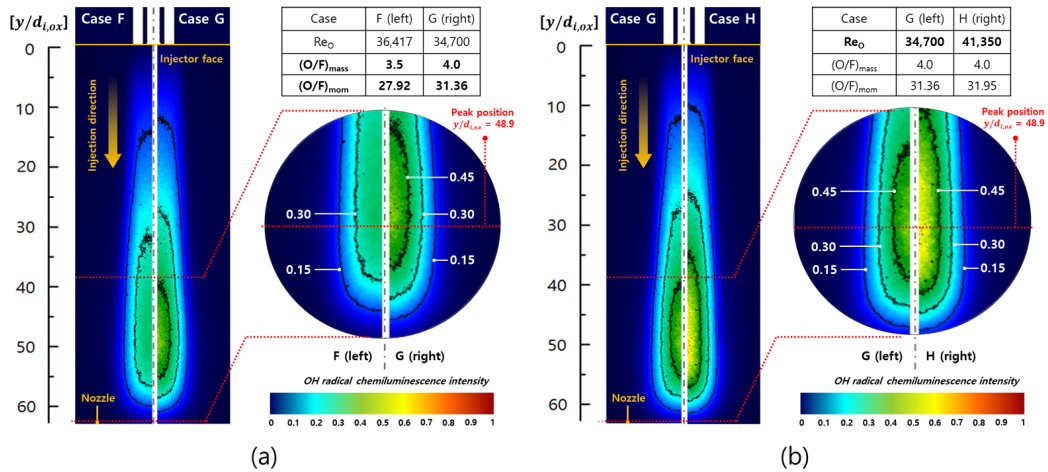


Fig. 6 Anchored flame visualized through OH* chemiluminescence: comparison according to (a) propellant momentum ratio, (b) oxygen Reynolds number.

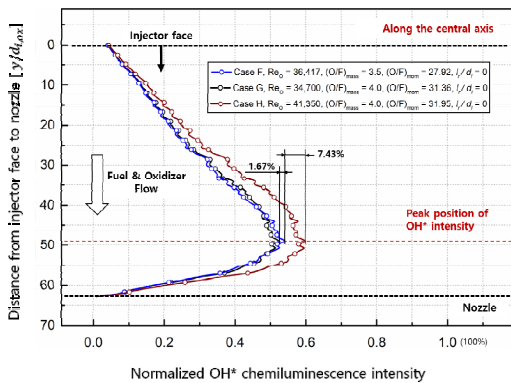


Fig. 7 OH* emission intensity of the anchored flame along the central axis.

의 크기와 방사강도는 Re_{O_2} 와 $(O/F)_{mom}$ 또는 $(O/F)_{mass}$ 의 증가에 따라 증대됨을 확인할 수 있다. 동일한 이론당량비($(O/F)_{mass} = 4.0$) 조건에서 Re_{O_2} 의 증가는 연료의 증가를 동반하여 추진제(연료+산화제) 총량이 증가하므로 당연히도 반응 영역과 방사강도가 커지고, 유사한 크기의 Re_{O_2} 조건에서 $(O/F)_{mass}$ (혹은 $(O/F)_{mom}$)의 증가(3.0 → 4.0)는 추진제를 연료과농 조건에서 이론당량비로 접근시키는 바, 이 또한 반응영역과 방사강도 증대라는 직접적인 결과를 낳는다. 메탄-산소 추진제 증가에 의한 연소실 압력상승은 또한 화학반응물을 함께 증대시켜, OH* 자발광의 강도증대에 영향을 미치는 것으로 판단된다[9].

방사강도를 정량적으로 분석하기 위해 화염의 중심축을 따라 정규화된 OH* 방사강도를 Fig. 5에 도시한다. Fig. 5(a)는 Fig. 4(a)에 해당하는 화염의 OH* 방사강도를 나타내는데, Case B peak position의 OH* 방사강도는 Case A로부터 11.47% 상승폭을 보여준다. 그러나 이론반응비 조건인 Case C는 Case B로부터 그 강도가 0.52% 증가하고 있다. 연료 및 산화제의 완전연소만을 고려했을 때 이론반응비에서 보다 높은 방사강도를 기대할 수 있지만, 실제 연소반응에서 추진제의 해리에 의한 정미 발열량(net exothermic heat)의 감소에 따라 이론당량비 조건인 Case C는 연료과농 조건의 Case B와 화염구조에서 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다[10]. 다음으로 이론반응비 조건에서 Re_{O_2} 변이에 따른 화염의 OH* 방사강도를 Fig. 5(b)에 도시한다. 산화제 레이놀즈 수의 증가는 전술한 바와 같이 연소실 내부 압력 증대에 기인하는 화학반응률 상승을 낳게 되는데, Case D ($Re_{O_2} = 40,786$)는 Case C ($Re_{O_2} = 33,877$)에 비해 19.48%의 최대반응강도 증가를 낳고, Case E는 Case D에 비해 그 상승폭이 5.21%로 다소 감소하였다. Case E에서 보이는 매우 증대된 화염의 길이는 산화제의 높은 유동강도에 기인하고 추가반응영역의 방사강도 또한 다른 화염에 비해 상대적으로 높은 수치를 나타내게 된다. 다음으로 전단 동축형 인젝터를 통해 형성된

확산화염의 OH* 이미지와 그 강도를 Fig. 6, 7에 도시한다. 인젝터 면에서 분출되는 추진제는 초기에 전단력만으로 산화제 및 연료제트가 혼합되므로 인젝터 면 부근에서 낮은 OH* 방사강도를 나타내고 있다. 또, $y/d_{i,ox}$ 가 증가함에 따라 운동량 및 질량확산이 활발해져 추진제의 혼합률과 방사강도가 상승하며 연소실 하단에서 최대반응영역이 형성된다. 그러나 노즐에 이르러 벽면 냉각(quenching)의 영향으로 OH* 방사강도는 급격하게 감소한다. 이러한 추진제 혼합기구와 flame quenching으로 인해 전반적인 OH* 방사강도는 스윙 동축형 인젝터를 통해 형성된 화염에 비해 낮은 값을 보이고 있다. $Re_O \equiv 35,000$ 의 조건 내 $(O/F)_{mass} = 3.5$ (Case F)에서 $(O/F)_{mass} = 4.0$ (Case G)으로 증가할 때, 그리고 동일반응비에서 Re_O 값 변동에 따른 전단화염의 중심축 OH* 방사강도를 Fig. 7에 도시한다. 전단 동축형 인젝터를 통해 분사되는 추진제의 혼합은 스윙 동축형 인젝터에 비해 매우 부진하게 발생하므로 $(O/F)_{mom}$ 의 증가가 반응을 증대에 미치는 영향은 미진할 것으로 예측된다. 하지만 연소반응물 해리에 의한 스윙화염의 정미발열량 감소효과를 고려하면 유사한 실험조건에서의 스윙화염인 Case B와 C의 반응강도 상승률 0.52%보다 Case F와 G에서 더 높은 증가율(1.67%)이 나타나는 이유를 추론할 수 있다. 이는 높은 대류강도로 분사되는 추진제의 짧은 유동정체시간에 의해 연소실 중·상단부에서 완전한 혼합이 이루어지지 않아, 노즐입구 근처에서 형성되는 화염대에서 다량의 추진제가 반응하는 것으로 판단된다. 동일 $(O/F)_{mom}$ 에서 Re_O 증가에 따른 OH* 방사강도 상승률(Case G에서 H로의 증대폭)은 7.43%였고 peak position이 일정하게 유지되는 것으로 보아 연소실의 물리적 길이가 화염의 크기를 제한하고 있는 것으로 판단된다.

화염구조와 연료효율의 관점에서, 스윙을 갖는 화염은 크기가 제한된 연소실 내에서 대부분의 추진제가 반응하며, 실험조건에 따른 화염의 OH* 강도 변화가 연소성능에 긍정적으로 작용한다. 또, 전반적인 화염의 구조상 길이가 짧고 폭이 넓고, 인젝터 면으로부터 약간 떨어진 스윙부상화염

[10]은 전단부상화염에 비해 노즐로의 열전달량이 적어 hardware의 손상 가능성이 상대적으로 낮다. 더욱이, 인젝터헤드(injector head)로부터 연료를 분사하여 추력실 내벽을 냉각하는 막냉각(film cooling)법을 적용할 경우에, 연소실 상단에서 많은 열을 방출하는 스윙부상화염이 전단화염에 비해 연소실 냉각측면에서 보다 유리한 것으로 판단된다.

4. 결 론

기체메탄-기체산소 확산화염의 동역학적 거동 및 구조를 도출하기 위해, 추력실을 모사한 모델 연소기와 스윙/전단 동축형 인젝터를 활용하여 다양한 추진제 분사조건에 따른 연소실험을 수행하였다.

형성된 화염 중, 스윙을 동반한 화염은 길이가 길고 폭이 넓은 스윙부상화염으로 나타났으며, 추진제 공급량이 증가할 경우, 최대반응지점은 점차 연소실 하단부로 이동하였으며 그와 동시에 화염의 길이 및 추가반응영역이 증대되었다.

전단 동축형 인젝터를 통해 형성된 전단부상화염은 길이가 길고 폭이 좁은 형태를 띠었으며, 실험변수에 따라 OH* 방사강도의 증감 경향이 스윙의 것과 유사하게 나타났다. 그러나 짧은 유동정체시간과 제한된 크기의 연소실로 인해, 많은 양의 미연소가스는 노즐을 통해 재순환이 형성되어 연소가 발생하였다. 따라서 Re_O 및 $(O/F)_{mom}$ 에 따른 추진제 반응률의 상승폭은 그리 크지 않았다.

크기가 제한된 연소실 내에서 대부분의 추진제가 반응하는 스윙화염이 전단화염에 비해 연료효율, 냉각측면 등의 관점에서 보다 유리한 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 부경대학교 자율창의학술연구비(2017년)에 의하여 연구되었음.

References

1. Kim, J.S., Jung, H. and Kim, J.H., "State of the Art in the Development of Methane/Oxygen Liquid-bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 6, pp. 120-130, 2013.
2. Bae, S.H., Jung, H. and Kim, J.S., "A Preliminary Configuration Design of Methane/Oxygen Bipropellant Small-rocket-engine through Theoretical Performance Analysis," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 3, pp. 47-53, 2015.
3. Chahine, M., Gillon, B., Sarh, B., Blanchard, J.N., and Gilard, V., "Stability of a Laminar Jet Diffusion Flame of Methane in an Oxygen Enriched Air Co-jet," *Seventh Mediterranean Combustion Symposium*, Chia Laguna, Cagliari, Sardinia, Italy, ISBN 978-88-88104-12-6, Sep. 2011.
4. Jeffrey, D. and Kenneth, K., "Effect of Switching Methane/Oxygen Reactants in a Coaxial Injector on the Stability of Non-premixed Flames," *Combustion Science and Technology*, Vol. 180, Issue 3, pp. 401-417, 2008.
5. Shengteng, H., Peiyong, W. and Robert, W., "Experimental and Numerical Investigation of Non Premixed Tubular Flames," *Progress in Energy and Combustion science*, Vol. 31, Issue 1, pp. 1093-1099, 2007.
6. Ting, Z., Qinghua, G., Qinfeng, L., Zhenghua, D. and Guangsu, Y., "Distribution Characteristics of OH*, CH*, and C₂* Luminescence in CH₄/O₂ Co-flow Diffusion Flames," *Energy Fuels*, Vol. 26, No. 9, pp. 5503-5508, 2012.
7. Nori, V. and Seitzman, J., "Evaluation of Chemiluminescence as a Combustion Diagnostic under Varying Operation Conditions," *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, AIAA 2008-953, Jan. 2008.
8. Kuo, K.K., *Principles of Combustion*, 2nd ed., John Wiley & Sons Inc., New York, NY, USA, 2005.
9. Pauly, C., Sender, J. and Oschwald, M., "Ignition of a Gaseous Methane/Oxygen Coaxial Jet," *Progress in propulsion Physics*, Vol. 1, pp. 155-170, 2009.
10. Bae, S.H., Hong, J.Y., Bae, D.S. and Kim, J.S., "A Preliminary Experiment for the Investigation of Combustion Characteristics on the Methane-Oxygen Diffusion Flame," *Proceedings of the 2016 KSPE Fall Conference*, Gangwon-do, Korea, pp. 892-895, Dec. 2016.