

접선형 산화제 주입기의 운동량비에 따른 End-Burning 하이브리드 연소기의 연소유동장 해석

민문기* · 김수종** · 김진곤** · 문희장**

Reactive Fields Analysis of End-Burning Hybrid Combustor Using Tangential Oxidizer Injectors with Various Momentum Ratio

Moon-Ki Min* · Soo-Jong Kim** · Jin-Kon Kim** · Hee-Jang Moon**

ABSTRACT

In this study, combustion fields of the end-burning hybrid combustor with tangential oxidizer injectors are examined. Momentum ratio of oxidizer is used as a main parameter to analyse the combustion efficiency with temperature, pressure, swirl velocity and mixture fraction field. It was found that as momentum ratio decreases the overall combustion efficiency is enhanced with the pressure field being insensitive to momentum ratio keeping quasi-uniform distribution. Irrespective to the momentum ratio, annular hot region commonly occurred in the upper combustion chamber where this phenomenon was left for a future improvement to be followed.

초 록

본 연구에서는 접선형 산화제 주입기를 갖는 end-burning 하이브리드 연소기에서 산화제 운동량비에 따른 연소 유동장을 해석하였다. 산화제의 운동량비가 감소할수록 연소효율은 연소기 전 영역에 걸쳐 증대되는 경향이 포착 되었으며 이론 혼합분율과 온도장을 통해 연소실 전 영역에서 최적의 연소가 저 운동량비에서 발생됨을 확인하였다. 강한 선회류가 연소실 내부 유동장을 지배하지만 압력장은 비교적 균일한 분포를 보였다. 접선형 산화제 주입기를 가진 연소기는 운동량비에 관계없이 공통적으로 연료와 산화제가 만나는 연소실 상부에서 환형의 고온부가 발생했으며 향후 주요 개선 사항으로 판단되었다.

Key Words: End-burning Combustor(엔드-버닝 연소기), Hybrid Combustion(하이브리드 연소), O/F Ratio(O/F 비), Momentum Ratio(운동량비), Tangential Injector(접선형 주입기)

† 2007년 3월 26일 접수 ~ 2007년 4월 17일 심사완료

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: hjmoon@hau.ac.kr

1. 서 론

하이브리드 로켓추진기관은 고체, 액체 로켓

추진기관의 단점을 보완하고 장점을 취한 로켓 추진기관으로 산화제로는 액체나 기체를, 연료로는 고체를 일반적으로 사용한다. 이러한 추진제는 분리된 상태에서 저장되므로 폭발 위험이 현저히 낮다고 볼 수 있다. 또한 산화제의 유량 조절을 통해 추력조절, 추력중단 및 재시동이 가능하고 순수 폴리머(polymer)계열 연료를 사용할 경우 무독성의 추진제 연소 가스를 발생하며 구조가 간단하다는 장점을 가진다. 반면 하이브리드 로켓추진기관은 고체 연료의 후퇴율(regression rate)이 고체추진제에 비해 느리고 연소가 진행됨에 따라 고체 연료 연소면적이 변하여 최적 O/F 비가 유지되기 어려운 단점을 가진다[1]. 이러한 단점을 극복하기 위해 균일한 O/F 비를 유지하며 후퇴율이 빠른 end-burning형 하이브리드 로켓추진기관[2], 고체 연료 연소면적을 증가시켜 연료 연소량을 증가시키는 다공형 하이브리드 로켓추진기관[3] 및 기존 폴리머형 고체 연료의 후퇴율보다 3~5배 빠른 파라핀 연료를 사용한 하이브리드 로켓추진기관의 연구가 수행되고 있다[4]. 이 외에도 고체연료에 금속 분말을 첨가하여 후퇴율과 연소효율을 증대시키는 연구 결과가 보고된 바 있으나 압력변화에 민감한 특성을 보이는 것으로 알려져 있다[5,6]. 이들 다양한 방법 중 end-burning형 하이브리드 로켓추진기관은 연소실 체적의 90% 이상을 고체 연료로 채울 수 있어 실린더형 하이브리드 로켓추진기관에 비해 충전 효율이 높으며, 연소 시 선회유동에 의해 고체연료 후퇴율이 다소 빨라지는 특성을 보인다. 결정적으로 일정한 연소 단면을 유지하여 O/F 비 변화의 문제가 발생하지 않으며 균일한 추력 성능을 낼 수 있어 기존 하이브리드 로켓추진기관의 문제점을 보완할 수 있는 장점을 가진다. 연소 단면적이 작아 추력 성능이 저하되는 문제점을 안고 있으나 저추력 성능을 개선하기 위한 방법으로 고체 연료의 연소 단면적을 크게 증가시키고 연소실의 상, 하부에 각각 원판 형태의 고체 연료를 배치함으로써 추력기나 궤도 전이용 추진기관으로 적용하기 위한 연구가 진행되고 있다[7]. 이와

같이 직경이 크고 면적이 넓은 고체연료 연소면을 가지는 형상의 경우 균일한 연소단면을 유지하고 후퇴율을 증진시키기 위해 일반적으로 연소기 측면에 선회유동을 발생시키는 접선형 산화제 주입기를 사용한다. 이는 산화제의 선회 유동을 통해 고체 연료로의 대류 열전달을 증진시키고, 연소실 내부의 난류강도를 강화시켜 추진제 가스의 체류시간 증대를 피하여 연소효율을 향상시키는데 목적이 있다. 이러한 특성을 갖는 접선형 산화제 주입기는 각 주입기의 형상에 따라 결정되는 산화제의 운동량비가 고체 연료의 연소 특성과 연소실 내부 유동장 형성에 매우 중요한 변수가 된다.

따라서 본 연구에서는 접선형으로 설치된 산화제 주입기의 개수 변화에 따른 연소실 내부 유동장을 수치적으로 해석해 보았다.

2. End-Burning 하이브리드 모델 연소기

하이브리드 연소는 Fig. 1과 같이 고체연료 표면 위로 분사된 기체 및 액체 산화제가 점화열원에 의해 기화된 기체 연료와 만나 경계층을 형성하고 경계층 내에 형성된 화염으로부터 대류와 복사를 통해 지속적으로 고체연료를 기화시킴으로써 연소를 유지하는 전형적인 확산 연소 과정으로 이루어진다[8,9]. 하이브리드 로켓추진기관에 널리 사용되는 폴리머(Polymer) 계열 연료는 화학반응을 통해 발생하는 생성물에 대한 화학 조성의 획득이 용이하지 않고 연소과정 중 생성되는 수많은 화학종에 관한 정보 부재로

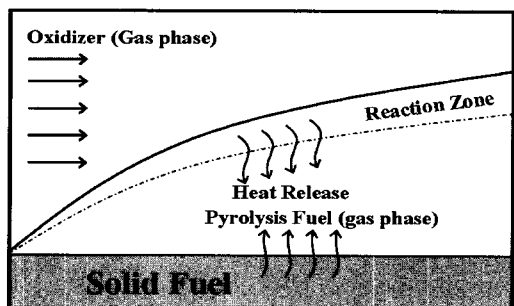


Fig. 1 Simplified Combustion Zone Above solid Fuel

인해 폴리머계열 고체연료의 열분해 시 주 생성 화학성분인 프로판(C_3H_8)의 물성을 이용하여 본 연구를 수행하였다[10].

산화제 주입기의 port 개수 변화에 따라 총 산화제 운동량에 대한 접선방향 운동량비가 다르게 발생하는 5종류의 접선형 산화제 주입기가 부착된 연소기를 3차원으로 모델링 하였으며 각 모델 연소기에 대한 내부 유동장을 해석하였다. 이들 해석 결과를 통해 산화제 운동량비에 따른 유동장내 연소특성을 예측할 수 있으며 보다 빠른 후퇴율과 높은 연소효율을 가능하게 하는 산화제 주입기의 설계 변수를 도출할 수 있을 것으로 판단된다.

21 연소기 형상 및 작동 조건

수치해석에 사용된 end-burning 하이브리드 연소실의 기초 형상은 실험 연구[11]에서 채택한 end-burning형 연소기의 형상을 기본 모델(4 port)로 하였으며 접선형 산화제 주입기 개수(port number)를 달리해 연구를 수행하였다. Figure 2는 end-burning 하이브리드 연소 실험[11]에 소개된 연소기의 개략도를 나타내며 본 연구에서는 내부 유동장을 해석하기 위해 연료 연소면, 산화제 주입기면, 연소실 벽면, 노즐 출구면을 경계로 하여 형성되는 체적을 Fig. 3과 같이 모델링하였다[12]. 연소기 모델의 제원은 Table 1과 같다.

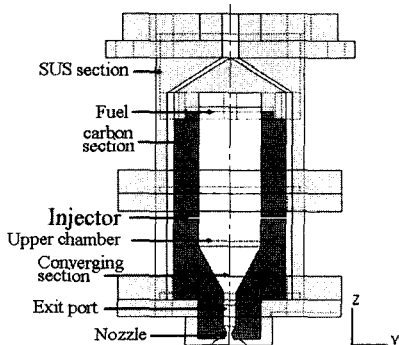


Fig. 2 Schematic of the lab-scale end-burning hybrid combustor

Table 1. Geometrical specification for hybrid combustor

Combustor Specification	Fuel Supply	diameter : 50 mm location : z=94.5 mm
	Oxidizer Supply	inlet diameter : 2 mm location : z=91.5 mm
	Combustor Configuration	chamber height: 24 mm converging section : 35 mm exit port & nozzle : 35.5 mm total height: 94.5 mm

실제 연소기에서 연료 연소면의 상부는 고체 연료로 채워져 있고 연소가 진행됨에 따라 기화된 연료가 연소실 내부로 유입되므로 수치 해석을 위해 모델링한 연소기의 연료 연소면을 기체 프로판이 주입되는 inlet boundary로 설정하였다. 산화제는 접선방향의 산화제 주입기를 통해 연소실 내부로 유입되므로 산화제 주입기 단면을 기체 산소의 inlet boundary로 정하였으며 노즐의 출구면을 연료와 산화제의 연소 가스가 빠져나가는 outlet boundary로 설정하여 수치적 연구를 수행하였다.

수치적 연구를 위해 연소기는 산화제 주입기 개수에 따라 총 5 case로 모델링하였으며 3차원 직교좌표계를 사용하였다. X, y 평면을 기준으로 z 축은 원통형 연소기의 회전축이 되며 노즐 출구면은 z=0 mm이고, 연료면의 위치는 z=94.5 mm가 된다. Case 1은 3개의 산화제 주입기가 z 축 기준 91.5mm 지점의 x-y 평면상에서 연소기 벽면에 대해 접선 방향으로 120° 간격을 두고 설치되었다. Case 2는 case 1의 연소기와 기본적인 형상은 같으며 산화제 주입기가 90° 간격으로 4개 설치되었고, case 3은 72° 간격으로 5개, case 4는 60° 간격으로 6개, case 5는 45° 간격으로 8개가 설치된 연소기이며 산화제 주입기가 설치된 연소실 단면 형상은 Fig. 3에 나타내었다. 산화제 주입기가 설치된 각 연소기의 작동조건은 Table 2와 같으며 수치 해석 시 각 case에 대한 작동조건은 실험연구[11]에서 사용된 case 2의 연소기 형상을 가진 end-burning 연소기 실험 데이터로부터 구하였다.

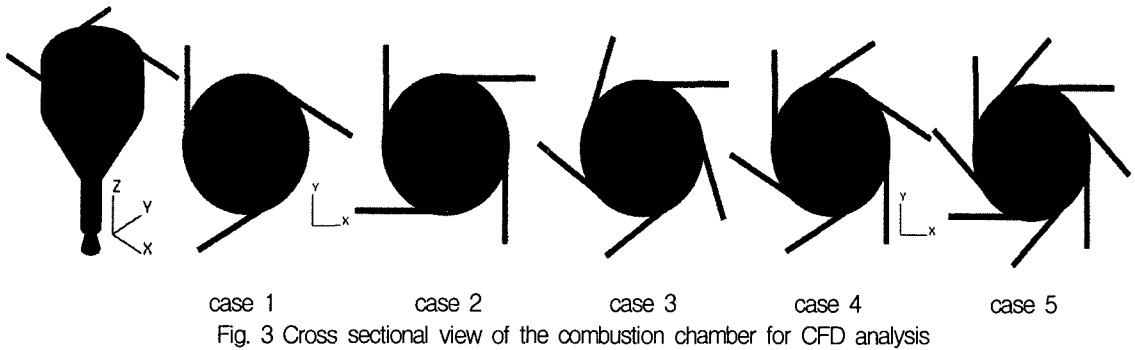


Table 2. Operating Condition of the end-burning combustor

Injector Number	Injection Angle (degree)	Injector Port Total Area(mm ²)	Fuel		Oxidizer(GOX)		O/F Ratio
			Supply Mass Flow Rate(g/s)	Supply Velocity (m/s)	Supply Mass Flow Rate(g/s)	Supply Velocity (m/s)	
3 (case 1)	120	9.43	0.997	0.277	3.698	300	3.71
4 (case 2)	90	12.56	0.997	0.277	3.698	225	3.71
5 (case 3)	72	15.71	0.997	0.277	3.698	180	3.71
6 (case 4)	60	18.85	0.997	0.277	3.698	150	3.71
8 (case 5)	45	25.13	0.997	0.277	3.698	112.5	3.71

입구 경계조건으로 사용한 각 산화제 주입기에서의 산화제 공급 속도와 연료 연소면에서의 기체 연료 공급 속도는 case 2 실험 시 측정된 산화제 공급 유량과 연료 연소량을 이용하여 계산하였다[11]. 모든 case에서의 O/F 비는 3.71로 같으며 산화제 공급 속도의 차이에 따라 다르게 나타나는 운동량비를 변수로 하여 각 case들의 내부 유동장을 살펴보았다.

2.2 지배 방정식 및 수치해법

하이브리드 연소에서 복사 열전달은 금속성분의 입자가 포함된 연료를 사용한 경우 중요하게 고려사항이나, 순수 폴리머만으로 이루어진 연료를 사용한 경우에는 연소 시 큰 영향을 주지 않는 것으로 보고되었다[13,14]. 따라서 본 연구의 내부 유동장 해석 시 확산 화염 영역에 대해 복사 열전달을 무시하였으며 벽면 단열 및 non-slip 조건의 3차원 난류연소 유동장으로 가정하였다. 연소실 내부의 연소 유동장 해석을 위해 밀도가중평균(Favre Averaging)을 사용한

RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes)공식과 High-Reynolds number $k-\epsilon$ 난류 모델을 이용하여 난류에너지와 난류 소산율을 계산하였다. 또한, 유동장의 정밀해석과 유한 화학반응(finite rate chemistry)을 고려하기 위해 범용 열·유동해석 코드 STAR-CD[15]를 사용하였고 화학 반응 메카니즘은 CEA code[16]를 이용하였으며 관여되는 화학종간의 화학반응은 프로판과 기체 산소가 반응하여 CO_2 , H_2O , OH , H , CO , H_2 을 생성하는 화학평형을 가정하였다. 혼합분율(mixture fraction) f 의 1차 및 2차 모멘트를 정의하여 모멘트 전달방정식을 계산하였으며 f 의 1차 및 2차 모멘트를 이용하여 난류연소 효과와 유한화학 반응을 동시에 고려할 수 있는 확률밀도함수 모델을 사용하였다. 모델링된 격자는 정육면체 형상을 갖고 60만개 이상의 격자수가 이용되었으며 wall function의 적용을 위해 벽면에 layer mesh를 생성하였다.

3. 결과 해석

3.1 운동량비에 따른 유동장 해석

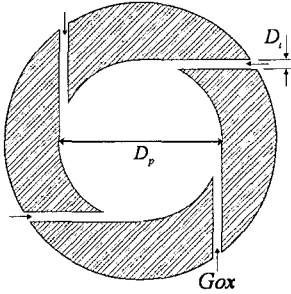


Fig. 4. Combustor cross-section at z=91.5mm

Fig. 4는 본 연구에서 사용된 case 2 모델의 산화제 주입기가 설치된 위치(z=91.5mm)에서의 연소실 단면이다.

산화제의 운동량비는 축방향 산화제 운동량에 대한 접선방향 산화제 운동량비(MR:Momentum Ratio)로서 Dhir[17]에 의해 Eq. (1)과 같이 정의된다.

$$MR = \frac{M_{tan}}{M_{tot}} = \frac{m_{tan}^2 A_p}{m_{tot}^2 A_i} \quad (1)$$

여기서 M_{tan} 는 접선방향 운동량, M_{tot} 는 축방향 운동량, m_{tan} 은 산화제 주입기를 통해 주입된 산화제의 총 질량 유량, m_{tot} 는 연소실 내부로 공급된 산화제의 총 질량 유량, A_p 는 연소실 포트 면적, A_i 는 산화제 주입기의 총 단면적이다.

Table 3. Condition of tangential oxidizer injector

Case	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5
Injector Number	3	4	5	6	8
MR	208	156	125	104	78

본 연구의 end-burning 하이브리드 연소기는 연소실로 공급되는 모든 산화제가 산화제 주입기를 통해 유입되므로 산화제 질량비인 $\dot{m}_{tan}/\dot{m}_{tot}$ 는 1이 된다. 따라서 운동량비는 산화제 주입기의 총 단면적과 연소실 단면적으로 결정되는 형상 변수가 되며 각 case별로 이를 정리하면 표 3과 같다.

Figure 5와 Fig. 6은 연소기 내부 공간을 x-z 평면으로 중심선을 지나도록 자른 단면에서의 혼합분율 및 온도 분포를 나타낸 결과이다. Fig. 5의 결과를 보면 모든 연소기의 산화제 주입기가 접선방향으로 설치되어 있으므로 주입기 개수에 상관없이 주입된 산화제의 선회 영향으로 연소실 내부 유동이 연소실 상단으로부터 하단의 노즐 출구까지 선회하는 경향을 나타내며 이는 이론혼합분율(f stoichiometry)의 위치를 통해 알 수 있다. 또한 연소실 벽면 근방에는 혼합분율이 낮은 산화제 농후 영역이 형성되고 연소실 중심부에는 혼합분율이 높은 연료 농후 영역이 형성됨을 알 수 있다.

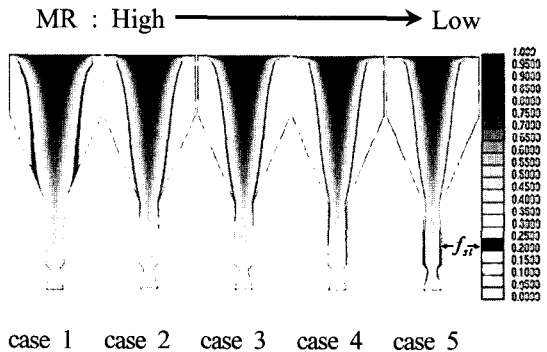


Fig. 5 Cross-section view mixture fraction field

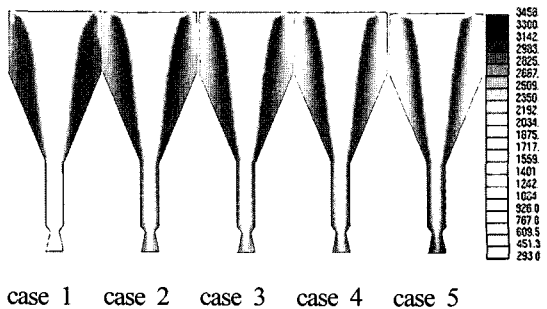


Fig. 6 Cross-section view temperature distribution

운동량비가 감소함에 따라 이론 혼합분율을 나타내는 영역이 연소실 중심부로 이동하고 노즐 출구 쪽으로 길게 형성되는 것을 볼 수 있다. 이는 산화제 주입기 수의 증가로 인해 접선 방향 속도성분은 감소하고 반경방향 속도성분은 상대적으로 증가하여 고체연료로부터 기화된 연료와 산화제 주입기를 통해 주입된 산화제가 연소실 전체에 걸쳐 균일한 혼합이 가능함을 암시한다. 화학평형을 가정한 경우 이론 혼합분율이 유지되는 영역에서 화염이 형성되므로 운동량비가 적고 이론 혼합분율의 영역이 z 방향으로 길게 형성되는 연소기들의 연소효율이 좋을 것으로 판단된다.

운동량비 차이에 따른 온도분포를 나타낸 Fig. 6을 살펴보면 Fig. 5의 결과를 통해 확인한 것과 같이 이론혼합분율이 존재하는 영역에서 고온의 화염 영역이 형성됨을 확인할 수 있으며 운동량비가 감소하면서 upper chamber와 converging section의 벽면 근방에 2000 K 이하의 비교적 저온부 영역이 넓게 형성되는 것을 알 수 있다. 이러한 특성으로 인해 운동량비가 작을수록 연소실의 upper chamber와 converging section의 벽면에서는 냉각효과를 가져 연소기가 가열되는 것을 막아주는 역할을 할 것으로 사료되는 반면 exit port에서는 고온부가 형성되어 벽면으로의 열전달이 많아져 냉각의 문제를 유발할 것으로 판단된다. 운동량비가 가장 큰 case 1의 연소기는 exit port 내부에 고온부가 거의 존재하지 않는 것을 볼 수 있다. 이는 운동량비가 큰 경우 exit port까지 강한 선회유동이 지속됨으로써 exit port 근방의 혼합효율이 좋지 못하여 추진제 가스의 일부가 연소되지 못하고 노즐 출구를 빠져 나갔기 때문인 것으로 사료되며 이들 현상을 통해 운동량비가 큰 연소기의 경우 연소효율이 저하될 것으로 예측된다.

3.2 운동량비에 따른 결과 비교

Figure 7은 연료 연소면으로부터 노즐 출구까지 z축을 따라 분포하는 기체 연료의 질량분율을

나타낸 것으로 노즐 출구방향에 근접할수록, 그리고 운동량 비가 작을수록 연료가 적게 분포됨을 알 수 있다. 이는 Fig. 5와 Fig. 6의 결과에서 언급됐듯이 운동량 비가 작으면 화염이 형성되는 이론 혼합분율 영역이 exit port 영역까지 확대되기 때문으로 사료된다. 운동량비의 차가 가장 큰 case 1과 case 5의 연료분포도를 보면 연료표면에서 노즐출구방향으로 갈수록 case 5의 연료감소율이 case 1의 경우보다 점진적으로 커짐을 알 수 있다. 즉, 운동량비가 작을수록 미연 연료량이 적어 연소효율이 증가함을 보여준다.

Figure 8은 반경방향에 대한 접선방향 속도 크기를 보여주는 결과로서 운동량 비의 차이에 따라 연소실 벽면 근방에서는 큰 속도 차를 보인 반면, 반경 13mm 이내의 연소실 중심부에서는

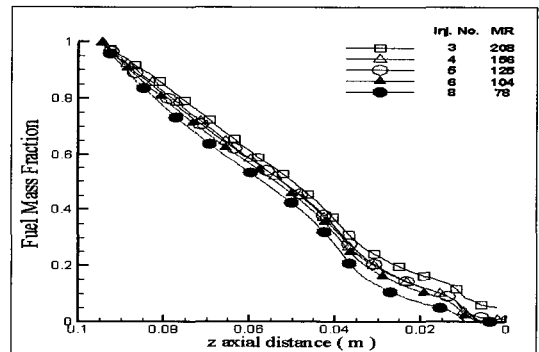


Fig. 7 Fuel Mass Fraction distribution along the z-axis distance

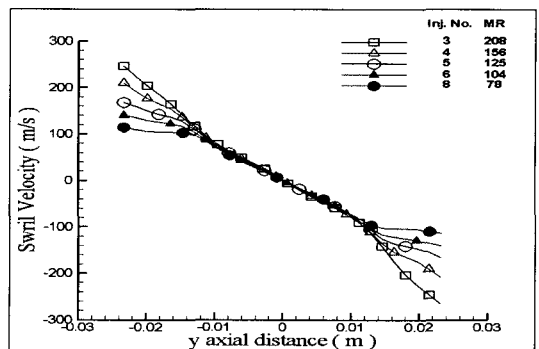


Fig. 8 Swirl Velocity distribution along the y-axis distance (at z=91.5mm)

속도 차가 거의 나타나지 않는다. 이로부터 접선형 산화제 주입기를 사용한 연소기에서 운동량비의 차이를 고려하기 위한 주입기 개수 변화는 연소실 중심부의 선회 속도에는 영향을 주지 않고, 다만 연소실 외곽부의 선회 속도에만 영향이 미치는 것을 알 수 있다.

또한 운동량 비가 작을수록 접선 방향 속도 크기는 작아지는데 연소실 중심부 ($|y| < 0.013$)에서의 속도 구배에 비해 연소실 외곽부 ($|y| > 0.013$)에서의 속도 구배가 더 작음을 알 수 있다. 이는 연소실 외곽부에서 운동량 비가 작을수록 선회 속도의 차이가 작아 보다 균일한 선회 속도가 유지될 수 있음을 보여주는 결과로서 운동량비가 작을수록 기화된 고체 연료의 혼합이 보다 균일하게 이루어질 것으로 기대된다.

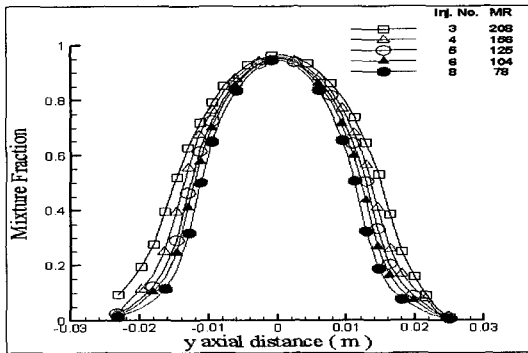


Fig. 9 Mixture Fraction distribution along the y-axis distance (at z=91.5mm)

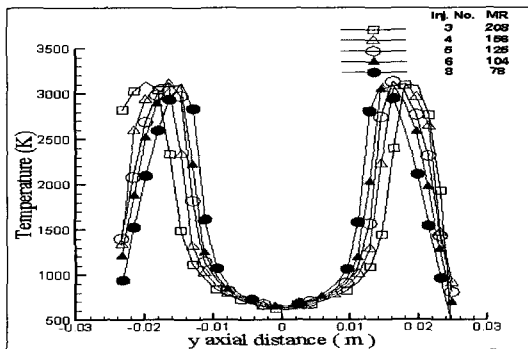


Fig. 10 Temperature distribution along the y-axis distance (at z=91.5mm)

Figure 9는 반경방향에 대한 혼합분율의 결과로 접선형 산화제 주입기를 적용한 모든 case의 연소기에서 연소실 중심부에는 연료 농후 영역이 연소실 외곽에서는 산화제 농후 영역이 존재함을 알 수 있다. 운동량 비에 따라서는 운동량 비가 작을수록 이른 혼합분율 영역이 연소실 중심부로 이동함을 확인 할 수 있는데 이는 산화제 주입기가 많아질수록 각 주입기에서의 산화제 주입 속도가 작아져 접선 방향의 속도가 감소하고 상대적으로 반경방향 속도성분이 증가한 것에 기인한다. 또한 이러한 결과는 화염영역의 고온부가 연소실 중심부를 향해 이동함을 뜻하는데 Fig. 10의 결과에서 이를 확인할 수 있다. Fig. 10의 결과로부터 모든 case에서 연소실 중심부에서는 저온영역이 형성되고 연소실 외곽에서는 고온부가 형성되며 벽면 근방에서는 저온 산화제의 강한 선회 유동에 따른 차단 효과에 의해 다시 저온 영역이 형성됨을 알 수 있으며 운동량 비가 작을수록 고온부가 연소실 중심부로 이동함을 보여주고 있다.

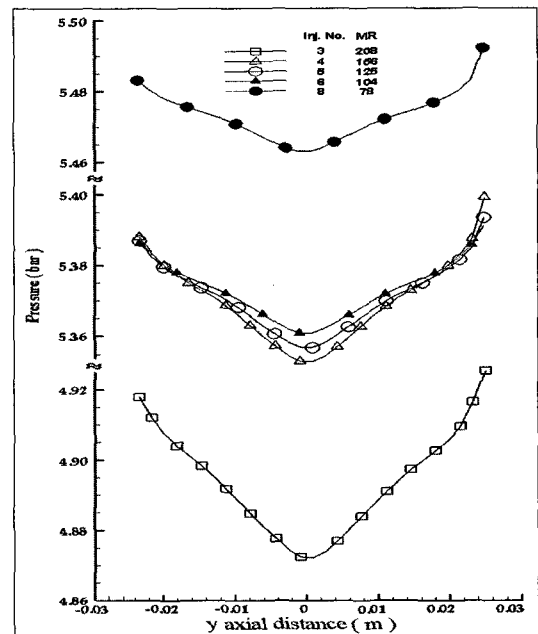


Fig. 11 Pressure distribution along the y-axis distance (at z=91.5mm)

반면 온도 구배는 운동량 비에 따라 큰 차이가 없었는데 이는 실제 고체연료 연소 시 운동량 비에 관계없이 고온부가 발생하는 지점에서 고체 연료의 국부적인 연소가 일어날 수 있음을 보여주는 결과이다. 그러나 case 2를 이용한 end-burning 하이브리드 연소기와 실린더형 하이브리드 연소기와의 실험 비교를 통해 나타났던 일정한 O/F 비의 개선 효과[11]를 상쇄시킬 만큼 중대한 문제점은 아닌 것으로 판단된다. 보다 효율적인 end-burning 하이브리드 연소기를 설계하기 위해서는 산화제 주입기 형상 설계 시 국부적인 고온부 집중의 문제점에 대한 고려가 되어야 할 것으로 사료된다.

Figure 11은 연소실 반경방향에 대한 압력 분포 결과로서 본 연구의 초기 연소실 내부 압력은 동일한 작동 조건의 실험에서 측정된 압력 값(5.39 bar)을 사용하였다. 모든 case에 대해 산화제 주입기가 설치된 평면의 연소실 반경방향으로 압력 구배가 발생하지만 그 차이는 크지 않았다. 이는 연소실의 내부 직경이 50 mm로 매우 작아 선회속도에 따른 압력차가 작게 나타나기 때문으로 판단되며 Chiaverini et al.[17]의 결과와 유사하다. 또한 운동량 비가 증가할수록 낮은 압력분포도를 보이며 case 1의 경우 연소실 반경 방향으로 속도 구배가 가장 크게 나타내고 있음을 알 수 있다. 이러한 결과는 연소실 벽면으로 강하게 선회하는 산화제는 연소실 중심부와 압력차를 발생시키고 상대적으로 저압인 연소실 중심부로 이동하게 된다. 이 때 연소실 중심부에 밀집되어 있는 기체 연료와 함께 노즐 출구방향으로 빠른 속도로 빠져나가게 되는데 이 속도가 빠를수록 연소실 전체 압력이 낮아지게 된다. 이와 같이 압력 구배와 연소실 내부의 전체적인 압력 수준은 산화제 주입기를 통해 유입된 산화제의 선회강도에 의해 지배되는 것으로 볼 수 있으며 운동량 비가 가장 큰 case 1의 경우가 가장 압력 구배가 크고 이 때문에 추진제 가스의 유출 속도 또한 가장 빨라 연소실 내부 압력이 낮게 형성된 것으로 사료된다.

4. 결 론

End-burning 하이브리드 연소기의 접선형 산화제 주입기 개수 변화에 따른 연소실 내부 유동장의 특성을 알아보기 위해 산화제 주입기 형상에 따라 결정되는 산화제 운동량 비를 변수로 하여 수치적 연구를 수행하였다.

수치 해석에 필요한 연료와 산화제의 유량은 선행 연구된 end-burning 하이브리드 연소기 실험 연구의 고체연료 연소량과 산화제 공급 유량을 사용하였다.

접선형 산화제 주입기를 적용한 경우 운동량 비가 작을수록 혼합효율은 연소기 전 영역에 걸쳐 증대되었으며 이론 혼합분율을 나타내는 영역 또한 축방향으로 넓게 분포됨을 확인 하였다. 이를 통해 운동량 비가 낮은 접선형 산화제 주입기를 사용함으로써 실제 end-burning 하이브리드 로켓추진기관의 연소효율을 증대시킬 수 있을 것으로 판단된다.

연소실 내부 압력은 산화제 운동량 비가 클수록 반경방향으로의 압력구배는 컸고 전체적인 압력은 낮아지는 경향을 보였으나 그 차이는 매우 작았다. 이를 통해 강한 선회류가 연소실 내부 유동장을 지배하지만 압력에 있어서는 비교적 균일한 분포를 보이는 것으로 판단된다.

냉각효과 면에서는 운동량 비가 작아짐에 따라 upper chamber와 converging section에서 벽면 냉각효과가 크게 나타나 연소실 벽면 손상의 위험을 줄일 수 있을 것으로 판단되나 exit port에서는 고온부가 발생해 exit port 벽면의 냉각을 고려해야 할 것으로 사료된다.

반면 접선형 산화제 주입기를 적용한 경우 운동량 비와 관계없이 공통적으로 환형의 고온부가 연소실 상부에 발생하여 실제 고체 연료 연소 시 국부적인 연소를 유발할 것으로 사료되는 바 균일한 연소 단면적을 유지하는 면에서는 새로운 문제점으로 판단된다.

따라서 향후 연구에서는 고체연료 연소면 근방에서의 국부적인 고온부 집중의 문제를 유발하지 않고 균일한 연소면을 유지할 수 있는 새

로운 산화제 주입기 형상에 대한 고려가 필요할 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. S. J. Kim., J. K. Kim., S. C. Lee., W. J. You., J. P. Lee "A Study on Combustion Characteristics of Hybrid Rocket with the Variation of L/D Ratio", 2005 KSPE, pp. 31-38, 2005
2. P. Markopoulos., T. Abel., "Development and Testing of a Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Propulsion System", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 8-11, 2001, Salt Lake City, Utah
3. D. J. vonderwell, I. F. Murray, and S. D. Heister, "Optimization of Hybrid-Rocket-Booster Fuel-Grain Design", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No. 6, November-December 1995, pp.964-969
4. M. A. Karabeyoglu., B. J. Cantwell., D. Altman., "Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 8-11, 2001, Salt Lake City, Utah
5. Brian Evans, Nicholas A. Favorito, and Kenneth K. Kuo, "Oxidizer-Type and Aluminum-Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior", AIAA paper 2006-4676, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 9-12, 2006, Sacramento, California
6. Risha, G. A., Boyer E., Wehrman R. B. and Kuo K. K., "Performance Comparison of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 7-10, 2002, Indianapolis, Indiana
7. Gary S. Haag, Martin N. Sweeting, and Guy Richardson "Low Cost Propulsion Development for Small Satellites at The Surrey Space Centre", 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites. 1999
8. G. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963
9. Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp.485-522
10. W. S. Cha, "Thermo-Degradation Kinetics of Polyethylene", Vol. 10, No. 3, May 1999, pp. 432~437, J. Korean Ind. Eng. Chem
11. S. J. Kim., J. K. Kim., J. Y. Koo., H. J. Moon., S. C. Cho., "The Study on Combustion Characteristic of End-burning Hybrid Rocket Engine", 2004 KSAS Spring Conference, 2004, pp.625-628
12. S. C. Cho., S. J. Kim., S. C. Lee., J. K. Kim., J. Y. Koo., H. J. Moon., "Reactive Fields Analysis of Hybrid Combustor Under Different Arrangements of Oxidizer Injectors", 2005 KSPE, pp.78-88
13. Estey, P. N., Altman, D., and McFarlane, J. S., "An Evaluation of Scaling Effects for Hybrid Rocket Motors", 1991, AIAA Paper 91-2520
14. Martin J. Chiaverini, "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels In a Hybrid Rocket Motor", The Pennsylvania State University Ph.D. thesis, December 1997
15. Star-CD Methodology Manual, Ver. 3.20, CD adapco Group, 2004

16. Gordon, S., and McBride, B.J. 1976. "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations", NASA SP-273, Interim Revision, March
17. Dhir, V K., Chang, F., "Heat Transfer Enhancement Using Tangential Injector", ASHRAE TRANSACTIONS : Symposia, Vol.98, Pt.2, 1992, pp.383-390
18. Dianqi. F., Joseph. M., and Martin J. Chiaverini., "Hot Flow Model of the Vortex Cold Wall Liquid Rocket", AIAA paper 2004-3676, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 11-14, 2004, Lauderdale, Florida