

End-Burning 연소기의 충돌형 산화제 주입기 형상 변화에 따른 연소유동장 해석

민문기* · 김수종** · 윤창진* · 김진곤** · 문희장**

Reactive Flow Fields Analysis of End-Burning Combustor with Different Impinging Type Injectors

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

ABSTRACT

The end-burning combustion field using impinging oxidizer injectors are analyzed with tangential type injectors in order to examine their mixing and combustion characteristics. The impinging type showed further improved mixing effect as well as the combustion efficiency compared to the previously studied tangential injector. A novel injector capable of delivering impinging and swirl effect is introduced in this study where it demonstrated that the grain coning effect can be avoided. It was found that the combined impinging and swirling flow would promote the radial mixing rate increasing the residence time and the turbulent intensity. However, the use of the step combustor which may augment the turbulent intensity did not show any notable difference compared to the basic combustor.

초 록

충돌형 산화제 주입기를 사용한 end-burning 하이브리드 연소기의 혼합특성을 선형 연구되었던 접선형 주입기와 비교 분석하였다. 충돌형 주입기를 사용한 연소유동장이 접선형 주입기에 비해 축방향 및 반경방향으로 월등한 혼합특성과 연소효율을 보였다. 충돌효과와 선회효과를 동시에 발생시키는 파생형 주입기를 사용한 결과, 보다 넓은 연소실 영역에서 혼합효율이 증대되었으며 연료 표면의 연소 균일도가 향상될 수 있음을 확인하였다. 충돌로 인한 축방향 운동량과 선회운동이 체류시간과 난류강도를 증가시켜 혼합을 촉진시키는 주요 인자로 판단되었으나 연소실의 기하학적 형상변화를 피한 step의 유무는 난류혼합 증진에 있어서 중요한 변수가 아님을 확인할 수 있었다.

Key Words: End-Burning Combustor(엔드-버닝 연소기), Hybrid Combustion(하이브리드 연소), O/F ratio(O/F 비), Combustion Efficiency(연소효율), Impinging Injector(충돌형 주입기), Tangential Injector(접선형 주입기)

† 2007년 7월 23일 접수 ~ 2007년 9월 21일 심사완료

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

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

하이브리드 로켓추진기관은 액체 및 기체 상태의 산화제와 고체 상태의 연료를 따로 분리, 저장하여 안전하고, 일반 산업용 재료를 연료, 산화제로 사용할 수 있어 경제적이며 추력 조절, 추력 중단 및 재시동이 가능한 장점을 가진다. 반면 낮은 고체연료 후퇴율(regression rate)과 연소 중 야기되는 O/F 비(oxidizer/fuel ratio) 변화로 인해 연소 성능이 변하는 단점 또한 지니고 있다[1]. 이러한 단점을 극복하기 위해 와류(vortex)를 유발시키는 다양한 방법[2-5]들이 시도되고 있으며 이 중 고체연료 연소 단면적이 일정하여 O/F 비 변화가 발생하지 않는 end-burning 하이브리드 로켓추진기관에 관한 많은 연구가 이루어지고 있다[5-9].

End-Burning 하이브리드 로켓추진기관은 연소실 내부 공간의 90% 이상을 고체연료로 채울 수 있어 일반적 형태인 실린더형 단공 또는 다공포트를 갖는 연소실 형상에 비해 연료 충전 효율이 높으며 연소 종반부에 연소되지 않고 남은 연료량 또한 매우 적은 장점을 가진다. 반면 실린더형 하이브리드 로켓추진기관에 비해 다소 높은 고체연료 후퇴율을 보이거나 근본적으로 연소 단면적이 작아 고체연료 연소량이 적고 추력 수준이 낮다는 문제점을 안고 있다[5]. 따라서 end-burning 하이브리드 로켓추진기관은 큰 추력 보다는 연료 질량유량을 일정하게 발생시켜 균일한 추력을 간헐적으로 장시간 반복할 수 있는 위성의 자세제어용 추력기나 안정적인 추력이 요구되는 궤도 전이용 추진기관 등의 경우에 보다 적합한 시스템이라 할 수 있으며, 이러한 end-burning 하이브리드와 동일한 연소방법을 적용하되 고체연료의 연소면적을 늘리고 부피를 줄인 VFP(Vortex Flow Pancake) 하이브리드 엔진에 관한 연구가 진행되고 있다[6]. End-Burning 하이브리드 로켓추진기관의 선행 연구에서는 연료 표면 근방의 동일 평면상에 위치한 접선 방향 산화제 주입기를 사용함으로써 접선 방향 속도 성분이 강한 벽면 근방에서 고체연료가 집중적으로 연소되어 원뿔 형태(grain coning effect)로 소모되는 문제점이 나타났다[7].

이를 개선하기 위해 동일 평면상에 산화제 주입기의 위치와 배열을 변화시켜 보다 균일한 연소 단면을 유지하고 연료, 산화제의 혼합을 증대시킨 실험적, 수치적 연구가 수행된 바 있다[5,8-10]. 그러나 동일 평면상에 산화제 주입기를 배열한 경우 연소시간이 길어지면 연소실 내부의 고체연료가 점차 소모되고 고체연료 연소 단면이 산화제 주입기 분사면과 멀어져 혼합효율이 저하되어 균일한 연소 성능을 발휘하기 어려운 문제점이 야기되었다[10].

따라서 본 연구에서는 불균일한 원뿔형 고체연료 표면의 연소 문제와 연소가 지속됨에 따라 연소면이 산화제 주입기와 멀어져 혼합효율이 낮아지는 문제점을 개선하고자 산화제를 고체연료 연소면에 수직방향으로 직접 분사하는 충돌형(impinging type) 산화제 주입기 형상을 적용하여 일정한 연료 단면적을 연소 과정 중 유지할 수 있는 end-burning 하이브리드 연소에 관한 수치적 연구를 수행하고자 한다. 충돌형 주입기는 연소실내 산화제의 체류시간을 증가시키고 기화된 연료가스와 산화제의 혼합특성을 증대시키는 효과가 예상되기에 end-burning 연소기의 주요설계인자(design factor)로서의 여부를 판별하고자 한다.

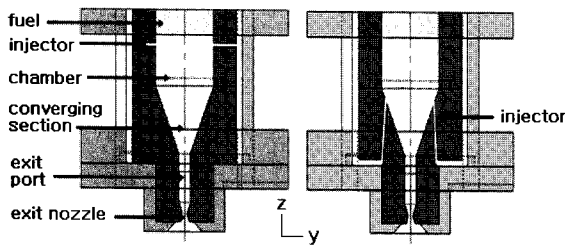
2. End-Burning 하이브리드 모델 연소기

End-Burning 하이브리드 로켓추진기관에서의 연소는 고체상태의 연료 표면 위로 흐르는 산화제와 기화된 연료가 이룬 혼합비 영역을 중심으로 연소되며 전형적인 확산화염을 형성하여 화염으로부터의 지속적인 열전달에 의해 고체연료가 기화되는 특성을 가진다. 이러한 하이브리드 연소의 수치적 해석을 위해서는 먼저 고체연료의 열분해 시 발생하는 화학 조성과 그에 따른 물성치가 명확해야하나 폴리머(polymer) 계열 고체연료의 경우 화학 반응에 대한 열화학적 물성치 획득이 용이하지 않고 고체연료의 용융과 기화 과정이 복잡하게 연결되어 수많은 화학종을 생성해 내기 때문에 아직까지 이를 묘사하는

신뢰할만한 상변화 모델이 존재하지 않는다. 따라서 본 연구에서는 연소실 내부 유동장의 특성에 중점을 두어 실제 실험에서 사용되는 고체연료(polyethylene)의 모든 화학종을 고려하지 않고 폴리머 계열의 고체연료를 열분해 시켰을 때 생성되는 성분 중 상당량을 차지하는 것으로 보고된[10] 프로판(C₃H₈)을 모델 기체연료로 사용하여 수치적 연구를 수행하였다.

2.1 연소기 형상 및 작동 조건

Figure 1은 수치적 연구를 위해 사용된 end-burning 하이브리드 연소기의 개략도이다. 이 중 Fig. 1a)는 선행 연구되었던 동일 평면상에 산화제 주입기를 배열한 접선형(tangential type) 연소기 형상[7]이고, Fig. 1b)는 본 연구에서 사용된 충돌형(impinging type) 산화제 주입기를 적용한 경우의 연소기 개략도이다.



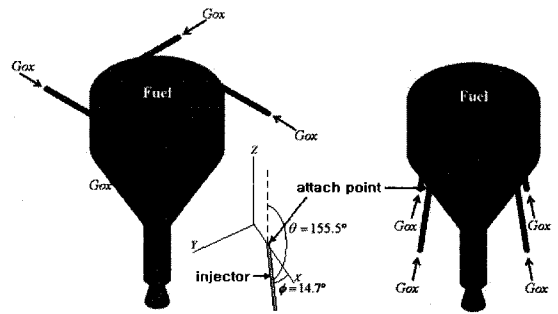
a) tangential type b) impinging type
Fig. 1 Schematic of end-burning hybrid system

반응유동장에 대한 수치해석을 수행하기 위해 연료면, 산화제 주입기 벽면, 연소실 벽면, 노즐 벽면을 경계로 닫힌 연소기 내부 체적을 단순화 하면 Fig. 2와 같이 3차원 형상으로 모델링 할 수 있다. 하이브리드 연소실에 대한 기하학적 제원 및 작동 조건은 Table 1과 같다.

Figure 2a)의 연소기 형상은 선행 연구되었던 접선형 end-burning 하이브리드 연소기의 기본형상으로 4개의 산화제 주입기가 동일 평면상에서 서로 90°의 인입각으로 위치하며 연소실 벽면에 대해 접선 방향을 향하고 있다[10]. Fig. 2b)는 본 연구에서 수행된 충돌형 연소기를 도시하고 있다. 각 연소기의 모델링을 위해 3차원

Table 1. Specification of hybrid combustor

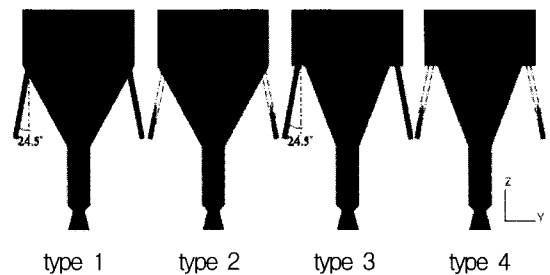
Hybrid Combustor Specification	Fuel Supply	inlet diameter : 50 mm location : z=94.5 mm
	Oxidizer Supply	inlet diameter : 2 mm number of port : 4
	Combustor Configuration	chamber : 24 mm converging section : 35 mm exit port & nozzle : 35.5 mm total height : 94.5 mm



a) tangential type b) impinging type
Fig. 2 End-Burning combustor geometry

직교좌표계를 사용하였다. x, y평면을 기준으로 z 축은 원통형 연소기의 회전축이 되며 노즐 출구면은 z=0 mm이고, 연료면의 위치는 z=94.5 mm에 해당된다.

Figure 3의 각 모델은 산화제가 연소실의 하부에서 상부 방향으로 분사되어 연소실 상부에서 연료와 충돌하도록 산화제 주입기가 설치된 연소기로 산화제 주입기는 chamber와 converging 영



type 1 type 2 type 3 type 4
Fig. 3 Variable impinging model for end-burning combustion chamber(type 1, 2 : basic configuration; type 3, 4 : step configuration)

Table 2. Specification of the oxidizer Injector and operating conditions of the end-burning hybrid combustor

Type	Inclined Injection Angle θ from z axis (degree)	Twisted Injection Angle ϕ from attach point (degree)	Injector Location (mm)	Chamber Configuration	Fuel(C_3H_8)	Oxidizer(Gox)	O/F Ratio	
					Supply Velocity (m/s)	Supply Velocity (m/s)		
Tangential	0	90	91.5	basic	0.277	225	3.71	
Impinging	type 1	155.5	0	69	basic	0.277	225	3.71
	type 2	155.5	14.7	69	basic	0.277	225	3.71
	type 3	155.5	0	69	step	0.277	225	3.71
	type 4	155.5	14.7	69	step	0.277	225	3.71

역이 만나는 지점에 위치하며 산화제 주입 각도와 부착 위치를 달리해 각 모델(type 1,2,3,4) 별로 수치해석을 수행하였다. 이러한 형상은 고체연료 표면에 수직으로 산화제를 분사하여 화염면을 연료표면 가까이에 위치시켜, 접선형 연소기 보다 빠른 기화 과정을 유도할 것으로 판단되어 설계되었다. 각 type 별 연소기 형상을 Fig. 2에 표기한 좌표계를 이용해 살펴보면 type 1은 연료 연소면의 중심부로 산화제를 분사하기 위해 산화제 주입기를 z축 방향에서 접점(attach point)을 기준으로 $\theta=155.5^\circ$ 로 기울인 형상이다. Type 2는 type 1의 형상을 기본으로 하고 충돌형 인젝터 형상을 가진 경우에서 선회 유동의 영향을 살펴보기 위해 산화제 주입기를 접점을 기준으로 $\phi=14.7^\circ$ 로 기울인 형상이다. Type 3은 type 1의 산화제 주입기를 기본 형상으로 하여 converging 영역과 chamber 영역이 만나는 지점에 step을 만든 것으로 converging 영역의 수렴각을 크게 하여 연소실 내부 유동에 난류 강도를 증가시킴으로써 혼합 효율을 높이기 위해 고려되었다. Type 4는 type 2의 산화제 주입기를 기본 형상으로 하여 step을 가진 것으로 선회 유동의 영향과 난류 강도의 증가 효과를 동시에 살펴보기 위한 연소기 형상이다. 각 연소기의 상세한 기하학적 형상과 작동조건은 Table 2와 같다.

본 연구에서 고려된 모든 모델들은 실제 실험 시 연소실 상단이 고체연료로 채워져 있는 상황

을 가정한 것으로서 수치계산 시에는 고체연료가 기화되어 연료면 전체를 통해 균일하게 유입되는 것으로 설정하여 연료면 전체를 기체 연료의 입구경계(inlet boundary)로 정하였다. 또한 4개의 산화제 주입기를 통해 기체 산소가 균일하게 공급되는 것으로 설정하여 각 산화제 주입기 단면을 산화제의 입구경계(inlet boundary)로 정하였으며 노즐의 출구면은 출구경계(outlet boundary)로 설정하였다.

입구경계조건으로 사용된 산화제 주입속도와 연료 공급 속도는 추후 본 수치해석 결과와 실제 실험 결과를 비교하기 위해 선행된 실험 결과를 이용하여 구하였다[7]. 이 때 O/F 비는, 균일한 산화제를 공급하는 경우 고체연료의 기화량 또한 일정하다는 end-burning 하이브리드 연소기의 고유특성을 고려하여 모든 type에서 동일한 O/F비를 설정하여 연구를 수행하였다.

22 수치해법

End-Burning 하이브리드 연소기 내 반응유동장의 해석 시 화학반응으로 인한 복사 열전달의 영향을 고려해야 하나 본 연구에서는 비금속연료(non-metallic fuel)인 폴리머 계열 연료만을 사용함으로써 복사효과를 고려하지 않았다. 유동 해석을 위해 사용된 연소실 내부의 계산 격자는 정육면체 형상을 갖는 60만 개의 격자들로 구성되었으며 벽면 단열 및 non-slip 조건의 3차원 난류연소 유동장으로 모사하였다. 연소실 내부의

연소 유동장 해석을 위해 밀도가중평균 (favre averaging)을 사용한 RANS와 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 코드인 Star-CD[12]를 사용하였고 화학 반응 기구는 CEA code[13]를 이용하였으며 관여되는 화학종간의 화학반응은 프로판과 기체산소(GOX)가 반응하여 CO_2 , H_2O , OH , H , CO , H_2 를 생성하는 것으로 화학 평형을 가정하였다. 혼합분율(mixture fraction)의 1차 및 2차 모멘트의 전달방정식을 계산하였으며 난류효과와 유한화학반응을 동시에 고려할 수 있는 확률밀도함수(PDF: Probability Density Function) 모델을 도입하였다.

3. 결과 해석

3.1 주입기 형상 변화에 따른 유동장의 해석

접선형과 충돌형 산화제 주입기 형상에 따른 난류 혼합 특성과 반응유동장의 특성을 비교하기 위해 혼합분율 및 온도장을 살펴보았다. Fig. 4와 Fig. 5는 각각 접선형과 type 1의 혼합분율 분포도이며 Fig. 6과 Fig. 7은 온도장 분포를 나타낸 결과이다. Fig. 4a) -7a)는 연소기 내부 공간을 x-z 평면으로 중심선을 지나도록 자른 단면을 나타내며 Fig. 4b) -7b)는 z 축을 기준으로 연소기 상부로부터 3.0mm 떨어진 z=91.5mm지점에서 x-y 평면으로 자른 단면에서의 혼합분율 분포를 나타낸 결과이다.

접선형(tangential type)은 접선형 산화제 주입기를 가진 연소기로 Fig. 4의 혼합분율 결과로부터 이론 혼합분율 ($f_{st} = 0.216$)을 나타내는 영역이 chamber 연료면에서 converging 부분까지 연속적으로 이어지며 연소실 내부 이론 혼합분율은 벽면방향으로 다소 치우친 지점에서 환형 영역을 형성함을 알 수 있다.

이론 혼합분율 분포 영역을 형상화하면 하나의 큰 원뿔 형상이 되는데 이는 산화제가 연소실에 접선방향으로 고속 분사되어 유동장 내에 선

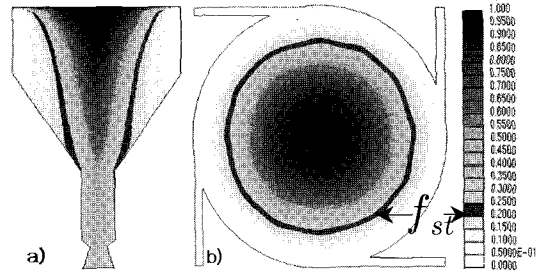


Fig. 4 Tangential: Mixture fraction field(tangential type)

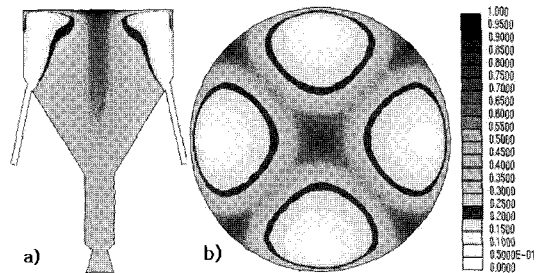


Fig. 5 Type 1: Mixture fraction field(impinging type)

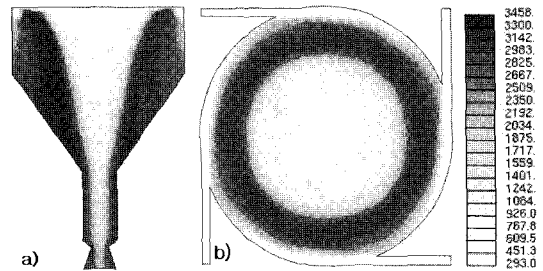


Fig. 6 Tangential: Temperature distribution (tangential type)

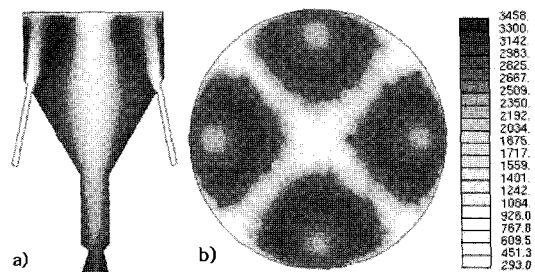


Fig. 7 Type 1: Temperature distribution (impinging type)

회류를 형성하여 연소실 중심부에는 기체 연료 농후 상태가, 연소실외곽부에는 기체 산화제 농후 상태가 되며 그 경계면에서 형성된 이론 혼합

분율 영역이 노즐 출구 방향인 converging 영역에 이르러 더욱 강화된 선회 강도에 지배되어 원뿔 형상을 나타낸 것으로 판단된다. 이러한 결과는 온도 분포를 나타낸 Fig. 6에서도 확인할 수 있는데 연소실 상부에서는 주로 고온 영역이, 벽면 및 연소실 중심부에서는 상대적으로 낮은 온도인 2000K 이하의 저온 영역이 분포함을 알 수 있다. 이를 통해 고체연료 연소면의 중심부가 상대적으로 적게 연소할 것으로 예측된다. 또한 노즐 출구 방향으로 화염면이 길게 연결되어 있으나 중심부에는 저온부가 생성되어 중심부에 밀집된 연료 가스 일부가 미처 연소되지 못하고 배출되어 연소효율의 저하를 야기할 것으로 판단된다.

type 1은 충돌형 산화제 주입기를 가진 연소기형상으로 Fig. 5의 결과로부터 산화제 주입기를 통해 유입된 산화제가 연료면과 충돌하는 지점 근방에서 이론 혼합분율 영역이 존재하며 점선형의 결과보다 넓고 고르게 분포되어 있음을 알 수 있다. 또한 chamber와 converging 영역이 만나는 지점에 위치한 산화제 주입기의 개수와 동일한 수의 작은 원뿔형상의 이론 혼합분율 영역이 형성됨을 알 수 있다. 이를 통해 충돌형 산화제 주입기를 사용한 경우가 점선형에 비해 연료, 산화제 가스의 혼합에 더욱 효과적임을 알 수 있다.

Figure 7의 온도장 분포도 역시 유사한 결과를 보여주는데 점선형에 비해 연소실 상부의 전 영

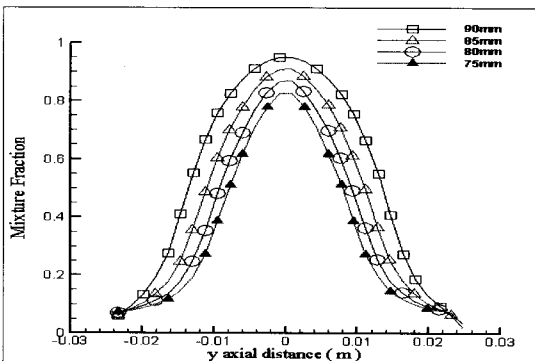


Fig. 8 Tangential: Variation of the radial mixture fraction distribution along different z locations (tangential type)

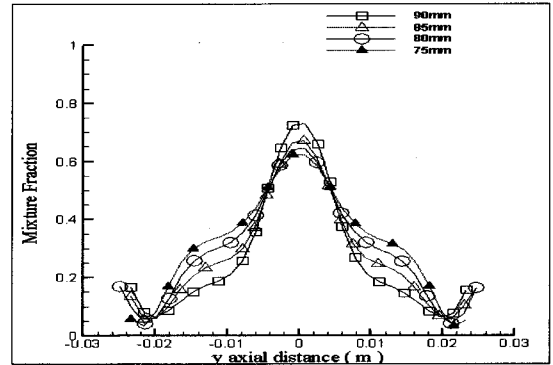


Fig. 9 Type 1 : Variation of the radial mixture fraction distribution along different z locations (impinging type)

역에 걸쳐 고온부를 고르게 형성하고 있다. 이는 고체연료로부터 기화되는 연료 가스가 연소면 전체를 통해 균일하게 발생하여 연소 시 균일한 O/F 비를 유지하도록 함으로써 보다 균일한 추력 성능을 낼 것으로 판단되는 결과이다. 또한 노즐 출구 영역에서 점선형 산화제 주입기는 벽면 근방에서만 고온부를 형성하지만, 충돌형 산화제 주입기의 경우 노즐 출구의 전영역에서 고온부가 형성됨을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 충돌형 산화제 주입기의 경우 노즐 출구까지 잘 발달된 화염 영역에 의해 충분한 연소가 이루어져 미연 추진제 가스의 배출이 감소되고 연소효율을 증대시킬 것으로 판단된다.

Figure 8은 z 축 기준 75mm에서 90mm 범위의 각 위치에서 반경방향 혼합분율 분포를 나타낸 점선형 주입기의 결과로 z 축 위치가 클수록 노즐출구와 먼 지점이 된다. Fig. 8의 결과를 통해 연소실 중앙부에서는 연료 비율이, 벽면 근방에서는 산화제 비율이 높으며 반경 방향으로의 구배가 크게 나타남을 알 수 있다. 이러한 경향은 z 축 위치와 큰 차이 없이 유사하게 나타났으나 노즐 출구에 가까울수록 혼합분율의 구배는 낮아졌다. 이를 통해 점선형 산화제 주입기의 경우 반경방향과 축방향 모두에 대해 혼합 성능이 좋지 않음을 알 수 있다. 이는 일반적으로 선회류가 난류강도를 증가시켜 혼합성을 증가시키는 작용을 하는 것과 달리 end-burning 연소기의 경우에서와 같이 원주반경이 큰 경우 혼합성

능을 저하시키게 됨을 보여주는 결과이다.

Figure 9는 type 1의 결과로서 Fig. 8과 비교하여 연소실 중심부에서의 연료 비율이 높은 경향은 일치하나 연소실 반경방향으로의 혼합분율의 차이가 상대적으로 작음을 알 수 있다. 이는 충돌형 산화제 주입기의 경우가 점선형 산화제 주입기의 경우보다 혼합이 더 활발하다는 것을 보여주는 결과이며 특히 연소실의 하부로 내려갈수록 중심부에서 이론 혼합분율 근방의 값을 가지는 영역이 점차 확대되는 것을 확인할 수 있다.

이러한 특성은 충돌형 산화제 주입기의 경우 산화제를 연료면에 직접 분사함으로써 강화된 난류강도가 연소실 하부의 converging 영역에 이르러 축소되는 공간에 의해 지속적으로 유지되었기 때문으로 판단된다. 이 때문에 고체연료 연소 단면이 보다 균일한 형상으로 연소될 것으로 예측되며 이러한 결과로 기화된 기체 연료와 기체 산화제의 혼합이 연소실 상부에서 하부에 이르기까지 전 영역에서 원활히 이루어질 수 있을 것으로 기대된다.

3.2 주입기 형상 변화에 따른 비교 분석

본 절의 Fig. 10-12는 점선형과 충돌형 산화제 주입기를 가진 연소기를 모두 비교한 결과로서 선화 유동의 유무, step 형상의 유무에 따른 결과를 보여준다.

Figure 10은 z 축 방향의 속도성분을 나타낸 것으로 점선형의 경우 z 축 방향 속도 성분이 거의 존재하지 않음을 알 수 있다. 이러한 결과로 부터 end-burning 연소기에서 고체연료가 소모됨에 따라 연료면이 산화제 주입기와 멀어질 경우 산화제와 기화된 연료의 불균일한 분포를 유발할 수 있을 것으로 판단된다. 반면 충돌형 산화제 주입기의 경우 z 축 방향 속도 성분은 선화류가 없는 type 1, 3의 경우가 크고 type 2, 4는 상대적으로 작았다. 이는 선화류의 유무에 따른 결과로 비틀린 형상이 아닌 type 1, 3의 산화제 주입기의 경우 type 2, 4에 비해 축방향 운동량이 더욱 크기 때문에 나타난 결과이다. 또한

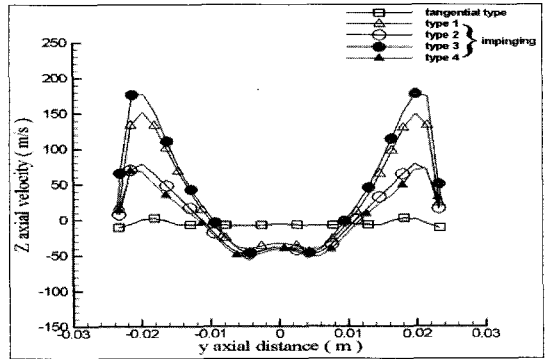


Fig. 10 Z-axis velocity distribution along radial direction for all injectors (at z=91.5mm)

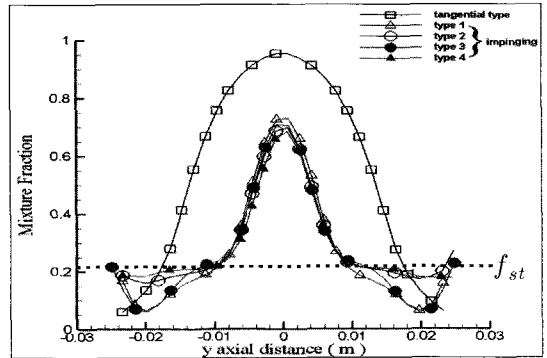


Fig. 11 Mixture fraction distribution along radial direction for all injectors (at z=91.5mm)

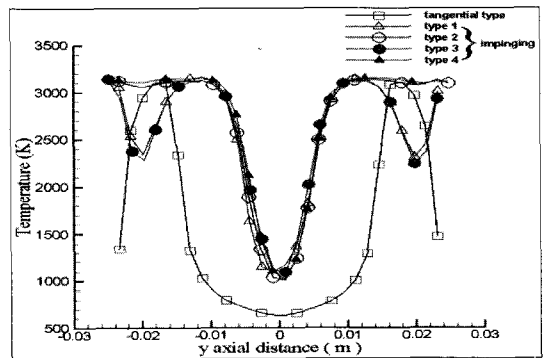


Fig. 12 Temperature distribution along radial direction for all injectors (at z=91.5mm)

충돌형 산화제 주입기의 경우 연료 중심부에서는 노즐 출구방향(-)으로의 속도 성분이 존재했

는데 이러한 결과는 연료면으로 직접 분사되는 산화제가 연료면과 부딪혀 노즐 출구방향으로 반사속도를 얻어 나타난 것으로 선회유동의 유무, step의 유무와 관계없이 충돌형 산화제 주입기에서 반사속도는 비교적 유사한 값으로 나타났다.

Figure 11은 혼합분율 분포를 나타낸 것으로 충돌형 산화제 주입기를 가진 type 1, 2, 3, 4는 점선형과 비교하여 연소실 중심부에서 낮은 혼합분율을 보이고 있으며 연소실 내부에서 보다 넓은 이온 혼합분율 영역을 나타내고 있다. 충돌형 산화제 주입기를 가진 type 중에서도 선회류를 발생하는 type 2, 4의 경우 연소실 반경방향으로의 혼합분율이 선회류를 발생하지 않는 type 1, 3 보다 균일해지는 것을 알 수 있다. 이는 비틀린 충돌형 산화제 주입기(type 2, 4) 형상이 z 축 방향의 혼합에 기여함과 동시에 선회유동을 추가함으로써 반경방향의 혼합에도 기여할 수 있다는 것을 보여주는 결과이다. 이러한 결과는 Fig. 12의 온도장 분포에서도 확인할 수 있다. 충돌형 산화제 주입기의 모든 type들은 점선형 산화제 주입기를 적용한 점선형에 비해 연소실 상부에서 보다 넓은 고온영역이 생성되며 반경방향으로 보다 균일한 연소 온도를 유지함을 알 수 있다. 또한 선회효과를 고려한 충돌형 산화제 주입기 type 2, 4의 경우가 선회유동이 발생하지 않는 type 1, 3의 경우에 비해 연료 반경방향으로 균일한 연소 온도가 유지됨을 알 수 있다.

이러한 Fig. 11과 Fig. 12의 결과를 종합하여 볼 때 충돌형이면서 선회유동이 발생하는 경우인 type 2, 4의 경우가 축방향과 반경방향에서 보다 효과적인 혼합효율을 보이며 연소 온도가 비교적 균일하여 연료 표면의 연소도 균일하게 유지될 것으로 판단된다.

따라서 선회유동이 있는 type 2, 4가 선회유동이 없는 type 1, 3에 비해 높은 연소효율을 낼 것으로 사료된다. 그러나 step의 유무는 난류강도를 증가시켜 혼합을 향상시킬 것으로 예상된 것과는 달리 혼합분율 분포와 온도 분포를 통해

큰 차이를 보이지 않아 중요한 형상 변수가 아님을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

충돌형 산화제 주입기를 적용한 end-burning 연소기를 모델링 하여 선회류의 유무, step의 유무에 따라 차이를 갖는 산화제 주입기가 부착된 연소기 형상에 대한 반응유동장을 해석하였다.

충돌형 산화제 주입기를 적용한 경우, 점선형 산화제 주입기에 비해 이온 혼합분율 및 고온부의 형성 영역은 연소실 상부 및 중심부에서 폭 넓게 형성되었으며 연소화염이 노즐 출구부까지 지속되어 미연추진제 가스의 완전연소를 도모함으로써 연소효율이 증대될 것으로 판단되었다. 또한 충돌형이면서 동시에 선회효과를 추가로 고려한 경우(type 2, type 4)가 선회유동을 발생하지 않는 경우(type 1, type 3)에 비해 반경방향의 혼합효율이 향상되었으며 보다 넓은 연소실 단면 영역에서 고온부를 형성하여 연료 표면의 연소 균일도와 연소효율을 증진시킬 것으로 예측된다.

따라서 충돌로 인한 축방향 운동량과 선회로 인한 전단응력간의 적절한 비율이 체류시간과 난류강도를 증가시켜 혼합을 촉진시키는 주요 능동인자로 판단된다. 반면, 연소실의 기하학적 형상변화를 피한 step을 이용한 수동인자는 난류 혼합 증진에 있어서 중요한 변수가 아님을 확인할 수 있었다.

향후 연구에서는 보다 실질적인 결과를 위해 연소가 진행됨에 따라 증가하는 연소실 체적을 갖는 연소기를 모델링하고, 본 연구에서 효과적이라 판단된 산화제 주입기를 적용하여 수치 및 실험 연구를 수행하고자 한다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참고 문헌

1. S. J. Kim, "The Study of Regression rate of Swirl Injection Hybrid Rocket Engine with the Variation of Swirler and Pre-chamber", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Korea Aerospace University, 2004
2. Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T. and Yamamoto, T., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999
3. 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, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002
4. 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
5. S. C. Lee., "A Study on Combustion Characteristic with the various Injectors and Fuels for End-Burning Hybrid Rocket", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Korea Aerospace University, 2006
6. 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
7. 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", KSAS Spring Conference, 2004, pp.625-628
8. S. J. Kim., J. K. Kim., H. J. Moon., J. Y. Koo., S. C. Cho., S. C. Lee., S. M. Gil., T. S. Kuk., "A Study on Combustion Characteristics of End-Burning Hybrid Rocket Engine with the Variation of Oxidizer Injector", KSAS Fall Conference, 2004, pp.932-936
9. 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", Journal of Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 9, No. 2, 2005, pp. 78-88
10. M. K. Min., S. J. Kim., J. K. Kim., H. J. Moon., "Reactive Fields Analysis of End-Burning Hybrid Combustor Using Tangential Oxidizer Injectors with Various Momentum Ratio", Journal of Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 11, No. 2, 2007, pp.78-88
11. W. S. Cha, "Thermo-Degradation Kinetics of Polyethylene", J. Korean Ind. Eng. Chem., Vol. 10, No. 3, 1999, pp.432-437
12. Star-CD Methodology Manual, Ver. 3.20, CD adapco Group, 2004
13. 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